MANUAL DE CÁLCULO ESTRUCTURAL

1ª Edición

Andrés García Pérez
Jorge Javier Fernández de Toro Espejel

Instituto Universitario de Microgravedad "Ignacio Da Riva"

ÍNDICE

1 INTRODUCCIÓN 19

1.1 Objetivos y propósito 19

1.1.1 Ampliación del documento 19

1.2 Proceso global del diseño 20

1.3 Proceso de cálculo estructural 21

2 DOCUMENTOS DE REFERENCIA 22

3 ABREVIATURAS Y DEFINICIONES 23

3.1 Abreviaturas 23

3.2 Definiciones 24

4 FASE DE DISEÑO ESTRUCTURAL 25

4.1 INTRODUCCIÓN 25

4.2 CONSIDERACIONES PREVIAS 26

4.2.1 Criterios de diseño 26

4.2.2 Requisitos y restricciones 26

4.2.2.1 Requisitos de masa 26

4.2.2.2 Requisitos geométricos 26

4.2.2.2.1 Desequilibrado estático (Static unbalanced) 26

4.2.2.2.2 Desequilibrado dinámico (Dynamic unbalanced) 27

4.2.2.2.3 Límites de altura del centro de gravedad 27

4.2.2.3 Requisitos de rigidez y de frecuencia 27

4.2.2.4 Cargas dimensionantes 28

4.2.2.4.1 Máximas cargas cuasiestáticas 28

4.2.2.4.2 Picos de cargas 29

4.2.2.4.3 Cargas de tierra (operaciones de manipulación y transporte) 29

4.2.2.4.4 Cargas dinámicas 29

4.2.2.5 Requisitos de verificación de compatibilidad del vehículo espacial 29

4.2.2.5.1 Ensayos estáticos 30

4.2.2.5.2 Ensayos de vibraciones sinusoidales 30

4.2.2.5.3 Ensayos de vibraciones aleatorias 31

4.2.2.5.4 Ensayos acústicos 31

4.2.2.5.5 Ensayos de choques 32

4.2.2.5.6 Presión estática 33

4.2.2.6 Requisitos de las interfaces del vehículo espacial 34

4.2.2.6.1 Ejes de referencia 34

4.2.2.6.2 Volumen útil 34

4.2.2.6.3 Accesibilidad 35

4.2.2.6.4 Interfaz mecánica 35

4.2.3 Factores de seguridad y márgenes de seguridad 36

4.2.3.1 Factores de seguridad adicionales 40

4.2.4 Cargas límite 41

4.2.4.1 Carga de vuelo 41

4.2.4.2 Carga de diseño ... 41
4.2.4.3 Límite elástico ... 41
4.2.4.4 Carga última ... 41
4.2.4.5 Carga de prueba (Proof load) ... 42
4.2.4.6 Carga de pandeo ... 42
4.2.4.7 Criterios estadísticos de los valores de carga ... 42
4.2.5 Criterios de fallo ... 42
4.2.6 Selección de materiales ... 42
4.2.6.1 Eficiencia estructural ... 43
4.2.6.2 Propiedades de los materiales ... 43
4.2.6.2.1 Aleaciones metálicas ... 43
4.2.6.2.2 Materiales compuestos ... 45
4.2.6.2.3 Estructuras tipo sándwich ... 46
4.3 MODELIZACIÓN EN ELEMENTOS FINITOS ... 47
4.3.1 Definición y planteamiento del problema ... 47
4.3.1.1 Introducción ... 47
4.3.1.2 Sistemas de referencia ... 48
4.3.1.3 Unidades ... 48
4.3.1.4 Introducción a los programas de preprocesado-MSC Patran ... 49
4.3.1.5 Diseño de la geometría estructural ... 53
4.3.1.5.1 Modelización de la estructura en programas CAD ... 54
4.3.2 Requisitos de los modelos de elementos finitos ... 54
4.3.2.1 Sistemas de coordenadas y sistema de unidades ... 54
4.3.2.2 Limitación en el número de nodos ... 55
4.3.2.3 Requisitos aplicables a los elementos y nodos ... 55
4.3.2.4 Rango de numeración ... 56
4.3.2.5 Condiciones de contorno e interfaces ... 56
4.3.2.6 Propiedades de los materiales ... 56
4.3.2.7 Amortiguamiento ... 57
4.3.2.8 Modelización de uniones ... 57
4.3.2.9 Parámetros Nastran recomendados y prohibidos ... 57
4.3.2.10 Modelos reducidos ... 57
4.3.2.11 Chequeos ... 58
4.3.2.11.1 Chequeos de la geometría del modelo ... 58
4.3.2.11.2 Chequeos de la topología de los elementos ... 58
4.3.2.11.3 Energía de deformación ... 59
4.3.2.11.4 Chequeo de carga estática de 1g ... 59
4.3.2.11.5 Chequeo de deformación termoelástica libre de tensiones para modelos no reducidos ... 59
4.3.2.11.6 Modos como sólido libre ... 59
4.3.2.11.7 Chequeo de consistencia del modelo reducido frente al modelo no reducido ... 60
4.3.3 Creación del modelo geométrico ... 60
4.3.3.1 Secuencia de operaciones en la modelización geométrica ... 60
4.3.3.2 Objetos geométricos de Patran ... 65
4.3.3.2.1 Puntos ... 65
4.3.3.2.2 Líneas ... 66

4.3.3.2.3 Superficies ... 66
4.3.3.2.4 Sólidos ... 67
4.3.3.3 Creación de objetos geométricos con Patran ... 68
4.3.3.3.1 Usar el menú de Geometría del MSC Patran ... 68
4.3.3.3.2 Crear superficies recortadas ... 69
4.3.3.3.3 Crear sólidos B-Rep ... 69
4.3.3.4 Transformación de la geometría importada a elementos 1-D ... 70
4.3.3.5 Transformación de la geometría importada a elementos 2-D ... 71
4.3.4 Número y tipo de elementos ... 72
4.3.4.1 Numeración de entidades ... 73
4.3.4.2 Tipos de elementos en Nastran ... 73
4.3.4.2.1 CELAS2 ... 73
4.3.4.2.2 CONROD ... 74
4.3.4.2.3 CROD ... 74
4.3.4.2.4 CBAR ... 74
4.3.4.2.5 CBEAM ... 75
4.3.4.2.6 CQUAD4 ... 76
4.3.4.2.7 CTRIA3 ... 76
4.3.4.2.8 CHEXA ... 76
4.3.4.2.9 CPENTA ... 77
4.3.4.2.10 CTETRA ... 78
4.3.4.2.11 RBE2 ... 78
4.3.4.2.12 Otros elementos ... 79
4.3.5 Propiedades de materiales ... 79
4.3.5.1 Conceptos y definiciones ... 80
4.3.5.1.1 Modelo constitutivo ... 80
4.3.5.1.2 Materiales homogéneos ... 80
4.3.5.1.3 Materiales compuestos ... 81
4.3.5.2 Definición de los materiales en Nastran ... 81
4.3.5.2.1 Material lineal, elástico, homogéneo e isotrópico ... 81
4.3.5.2.2 Otros tipos de material ... 83
4.3.5.3 Secuencia de operaciones en la definición de los materiales en MSC Patran ... 83
4.3.6 Propiedades de los elementos ... 84
4.3.6.1 Tipos de elementos ... 84
4.3.6.2 Propiedades básicas de Nastran ... 85
4.3.6.2.1 Propiedades de elementos 0-D ... 86
4.3.6.2.1.1 PELAS ... 86
4.3.6.2.2 Propiedades de elementos 1-D ... 86
4.3.6.2.2.1 PROD ... 86
4.3.6.2.2.2 PBAR ... 86
4.3.6.2.2.3 PBEAM ... 86
4.3.6.2.3 Propiedades de elementos 2-D ... 87
4.3.6.2.3.1 PSHELL ... 87
4.3.6.2.3.2 PCOMP ... 88
4.3.6.2.4 Propiedades de elementos 3-D ... 88

4.3.6.2.4.1 PSOLID ... 88
4.3.6.3 Secuencia de operaciones en la definición de propiedades en MSC Patran ... 89
4.3.7 Técnicas de mallado ... 90
4.3.7.1 Secuencia de operaciones de mallado ... 91
4.3.7.2 Densidad de mallado ... 94
4.3.7.2.1 Semillas de malla (Mesh seeds) ... 94
4.3.7.2.2 Densidad de malla de regiones adyacentes ... 95
4.3.7.2.3 Parámetro de Global Edge Lenght ... 96
4.3.7.3 Técnicas de generación del mallado ... 96
4.3.7.3.1 IsoMesh ... 96
4.3.7.3.2 Paver ... 97
4.3.7.3.3 Hybrid Mesher ... 98
4.3.7.3.4 Auto TetMesh ... 99
4.3.7.3.5 2-D y ½-D Meshing ... 99
4.3.7.4 Directrices de modelización ... 100
4.3.7.4.1 Elementos no dimensionales ... 100
4.3.7.4.2 Elementos unidimensionales ... 100
4.3.7.4.3 Elementos bidimensionales ... 100
4.3.7.4.4 Normales de los elementos lámina (Shell) ... 102
4.3.7.4.5 Elementos tridimensionales ... 103
4.3.7.4.6 Elementos rígidos ... 103
4.3.7.4.7 Densidad de malla ... 104
4.3.7.4.8 Transición entre malla gruesa a malla fina ... 105
4.3.7.4.9 Transición entre elementos diferentes ... 106
4.3.7.4.10 Elemento de transición entre sólido a lámina (RSSCON) ... 107
4.3.7.4.11 Agujeros en las superficies para elementos de unión ... 109
4.3.7.5 Verificación y corrección del mallado ... 109
4.3.7.5.1 Equivalencia ... 109
4.3.7.5.2 Modificación de elementos ... 110
4.3.7.5.3 Optimización numérica ... 110
4.3.8 Uniones ... 111
4.3.8.1 Modelización de uniones en el programa MSC Patran ... 111
4.3.8.1.1 Continuidad de la estructura mediante equivalencia de nodos ... 111
4.3.8.1.2 Unión de piezas mediante elementos rígidos (generalmente RBE2) ... 111
4.3.8.1.3 Unión de piezas mediante elementos elásticos 1D y RBE2. ... 112
4.3.8.1.4 Creación de cuerpos de contacto y configuración de las propiedades del contacto ... 113
4.3.8.2 Teoría de cálculo de uniones ... 113
4.3.9 Amortiguamiento ... 113
4.3.9.1 Modelos teóricos del amortiguamiento ... 114
4.3.9.1.1 Modelo del amortiguamiento viscoso (1 dof) ... 114
4.3.9.1.2 Modelo del amortiguamiento viscoso (g dof) ... 114
4.3.9.1.3 Modelo de amortiguamiento proporcional (g dof) ... 114
4.3.9.1.4 Modelo de amortiguamiento histerético o estructural (1 dof) ... 115
4.3.9.1.5 Modelo de amortiguamiento histerético o estructural (g dof) ... 115
4.3.9.2 Modelización del amortiguamiento en el modelo FEM ... 116

4.3.10 Modificaciones del modelo 116
4.3.10.1 Reducción del modelo de elementos finitos 116
4.3.11 Casos de carga y aplicación de restricciones 117
4.3.11.1 Tipos de carga 117
4.3.11.1.1 Cargas concentradas 119
4.3.11.1.1.1 Fuerzas concentradas 119
4.3.11.1.1.2 Momentos concentrados 119
4.3.11.1.2 Cargas distribuidas en elementos 1-D (PLOAD1) 120
4.3.11.1.3 Cargas de presión 121
4.3.11.1.3.1 PLOAD 121
4.3.11.1.3.2 PLOAD2 122
4.3.11.1.3.3 PLOAD4 122
4.3.11.1.4 Cargas de aceleración (GRAV) 122
4.3.11.1.5 Desplazamientos forzados 123
4.3.11.1.5.1 DEFORM 123
4.3.11.1.5.2 SPCD 123
4.3.11.1.6 Cargas combinadas (LOAD) 123
4.3.11.1.7 Utilización de subcasos (SUBCASE, SUBCOM, SUSEQ) 124
4.3.11.2 Tipos de condiciones de contorno 125
4.3.11.2.1 Restricciones de punto único (Single Point Constraint) 125
4.3.11.2.1.1 Restricción permanente 125
4.3.11.2.1.2 Restricción de punto único (SPC) 125
4.3.11.2.2 Restricciones multipunto (Multipoint Constraint) 126
4.3.11.2.3 Movimiento como sólido rígido y mecanismos 126
4.3.11.2.4 AUTOSPC 127
4.3.11.2.5 Alivio de inercia (Inertia relief) 127
4.3.11.3 Definición de cargas aplicadas y condiciones de contorno en MSC Patran 127
4.3.11.4 Definición de casos de carga en MSC Patran 128
4.3.11.5 Utilización de campos (fields) en MSC Patran 129
4.3.11.6 Secuencia de operaciones en la definición de los casos de carga 130
4.3.12 Verificación del modelo 131
4.3.12.1 Herramientas de visualización 132
4.3.12.1.1 Elementos reducidos (Element Shrink) 133
4.3.12.1.2 Visualización del modelo con líneas o de forma sombreada 133
4.3.12.1.3 Bordes y caras libres 133
4.3.12.1.4 Efecto cremallera 133
4.3.12.1.5 Comprobación de los offsets y de la orientación de la sección en elementos CBAR y CBEAM 134
4.3.12.2 Propiedades másicas del modelo 134
4.3.12.3 Carga gravitatoria de 1g 134
4.3.12.3.1 Chequeo de la carga gravitatoria de 1g con MSC Nastran 134
4.3.12.3.1.1 Cabecero del chequeo de carga gravitatoria del programa MSC Nastran 135
4.3.12.3.1.2 Resultados de la verificación de la carga gravitatoria 137
4.3.12.4 Energía elástica del modelo como cuerpo rígido 138
4.3.12.4.1 Formulación teórica de la energía elástica del modelo como cuerpo rígido 138

4.3.12.4.2 Verificación de la energía elástica del modelo como cuerpo rígido en el programa MSC Patran 139
4.3.12.4.2.1 Cabecero del chequeo de frecuencias como sólido rígido del programa MSC Nastran 139
4.3.12.4.2.2 Resultados de la verificación de las frecuencias como sólido rígido 141
4.3.12.5 Energía de deformación 141
4.3.12.5.1 Verificación de la energía de deformación con MSC Nastran..... 141
4.3.12.5.1.1 Cabecero del chequeo de energía de deformación del programa MSC Nastran 141
4.3.12.5.1.2 Resultados de la verificación de la energía de deformación 143
4.3.12.6 Chequeos de la forma de los elementos..... 144
4.3.12.7 Chequeos de las propiedades de los materiales 145
4.3.12.8 Comprobación de cargas aplicadas..... 145
4.3.12.9 Comprobación de las fuerzas de reacción 145
4.3.12.10 Comprobación del equilibrio de fuerzas 145
4.3.12.11 Balance de las fuerzas en los nodos..... 146
4.3.13 Configuración de análisis 146
4.3.13.1 Configuración de los análisis en el programa MSC Patran 146
4.3.13.1.1 Códigos de análisis..... 147
4.3.13.1.2 Tipos de solución 147
4.3.13.1.3 Establecimiento del análisis 147
4.3.13.1.4 Ejecución del análisis..... 148
4.3.13.2 Configuración de análisis en MSC Nastran mediante el uso de cabeceros..... 149
4.3.13.2.1 Descripción de los ficheros (.bdf y cabeceros)..... 149
4.3.13.2.2 Pasos en la modificación del cabecero 150
4.3.14 Posprocesado - Visualización de resultados..... 159
4.3.14.1 Casos de resultados 159
4.3.14.2 Visualización gráfica de resultados 159
4.3.14.3 Secuencia de operaciones para la visualización de resultados..... 159
4.3.14.4 Tratamiento matemático de los resultados 161
4.3.14.4.1 Sistema de unidades de los resultados..... 161
4.3.14.4.2 Estudio de los márgenes de seguridad referidos a las máximas tensiones..... 162
4.3.14.4.3 Obtención de las fuerzas en la interfaz..... 163
4.3.14.4.4 Obtención de la carga estática equivalente a las vibraciones aleatorias 163
4.3.15 Resumen del proceso de modelización 164
4.3.15.1 Comandos habituales del programa MSC Patran 165
4.3.15.2 Consejos y recomendaciones para la creación del modelo FEM en Patran 168
4.3.15.2.1 Configuración de las preferencias de análisis..... 168
4.3.15.2.2 Guardado automático del modelo..... 168
4.3.15.2.3 Opciones de visualización..... 169
4.3.15.2.4 Utilización de grupos 169
4.3.15.2.5 Creación y modificación de geometría..... 170
4.3.15.2.6 Asignación de propiedades a los elementos 171
4.3.15.2.7 Numeración de elementos y nodos..... 171
4.3.15.2.8 Operaciones de verificación geométrica y verificación del mallado 172
4.3.15.2.9 Empleo de elementos rígidos 172
4.3.15.2.10 Directorios y carpetas de los análisis..... 173

4.3.16 Utilización avanzada del programa MSC Patran 173
4.3.16.1 Utilización de grupos 173
4.3.16.1.1 Etapa de creación del modelo 175
4.3.16.1.2 Etapa de modificación del modelo 176
4.3.16.1.3 Etapa de posproceso 176
4.3.16.2 Creación separada de modelos 177
4.3.16.3 Utilización de listas 178
4.3.16.3.1 Ejemplo 1 178
4.3.16.3.2 Ejemplo 2 179
4.3.16.4 Sumario del contenido del modelo 179
4.3.16.5 Operaciones interesantes del menú “Utilities” 180
4.4 CÁLCULO DE LA MASA, MOMENTOS DE INERCIA Y CENTRO DE GRAVEDAD 185
4.4.1 Cálculo de la masa total 186
4.4.1.1 Matriz de masa 186
4.4.1.2 Centro de masas 188
4.4.1.3 Momentos de inercia 188
4.4.2 Matriz de masa en el modelo de elementos finitos 189
4.4.2.1 Cálculo de modos propios 189
4.4.2.2 Matriz geométrica 189
4.4.3 Determinación de las características másicas del modelo con MSC Patran 190
4.5 ANÁLISIS CUASI ESTÁTICO 191
4.5.1 Teoría y fórmulas 191
4.5.1.1 Formulación general para elementos elásticos, isotrópicos y lineales 191
4.5.1.2 Formulación de elementos lineales (Viga, columna) 197
4.5.1.2.1 Ecuaciones de equilibrio estático en elementos diferenciales 197
4.5.1.2.2 Ecuaciones entre tensiones y fuerzas internas 199
4.5.1.2.2.1 Problema de tracción y flexión compuesta 199
4.5.1.2.2.2 Problema de cortadura (flexión simple) 200
4.5.1.2.2.3 Problema de torsión 202
4.5.1.2.3 Teoremas de Mohr. Calculo de desplazamientos y giros en una barra recta 203
4.5.1.3 Formulación de elementos bidimensionales (Placa, membrana, lámina, cáscara) 204
4.5.1.3.1 Ecuaciones entre tensiones y fuerzas internas 205
4.5.1.4 Formulación para estructuras tipo sándwich 206
4.5.1.4.1 Tensiones axiales en las pieles debido a tracción (compresión) y flexión 207
4.5.1.4.2 Tensiones de cortadura 207
4.5.1.4.3 Modos de fallo de una estructura tipo sándwich 207
4.5.1.5 Formulación para materiales no isotrópicos (materiales compuestos) 208
4.5.1.5.1 Propiedades materiales para laminados unidireccionales 208
4.5.1.5.2 Teoría del laminado 209
4.5.1.6 Formulación general para comportamientos no lineales 211
4.5.1.6.1 Diagrama de Ramberg - Osgood 212
4.5.1.6.2 Ley de Hollomon (potencial) 212
4.5.1.6.3 Diagramas ideales 212
4.5.1.7 Formulación estándar de elementos finitos 213

4.5.1.7.1 Método de la fuerza unitaria ... 214
4.5.1.7.2 Método del desplazamiento unitario ... 214
4.5.2 Ensayos estáticos ... 215
4.5.3 Especificaciones ... 215
4.5.3.1 Ariane 5 ... 216
4.5.3.2 Soyuz ... 216
4.5.3.3 Vega ... 216
4.5.4 Procedimiento de cálculo con MSC Nastran ... 217
4.5.4.1 Análisis lineal estático ... 217
4.5.4.1.1 Cabecero del análisis estático lineal ... 218
4.5.4.1.2 Ejemplos de cabeceros de análisis estático lineal ... 220
4.5.4.1.3 Análisis de resultados ... 222
4.5.4.2 Análisis estático no lineal ... 223
4.6 ANÁLISIS MODAL ... 225
4.6.1 Teoría y fórmulas ... 225
4.6.1.1 Cálculo de frecuencias y modos propios en 1 dof ... 225
4.6.1.2 Formulación del problema dinámico en g dof ... 226
4.6.1.3 Cálculo de las masas modales efectivas ... 227
4.6.1.4 Métodos de determinación aproximada de las primeras frecuencias propias ... 228
4.6.1.4.1 Método de los desplazamientos modales ... 228
4.6.1.4.2 Método de las aceleraciones modales ... 228
4.6.1.4.3 Método del cociente de Rayleigh ... 229
4.6.1.4.4 Método de la variación de las matrices ... 229
4.6.1.5 Métodos de reducción de grados de libertad ... 230
4.6.1.5.1 Método de Craig-Bampton ... 231
4.6.1.5.2 Método de Guyan ... 231
4.6.1.5.3 Método de la reducción modal (SEREP) ... 232
4.6.1.6 Métodos de acoplamiento de subestructuras ... 232
4.6.2 Ensayos modales ... 232
4.6.3 Especificaciones ... 233
4.6.4 Procedimiento de cálculo con MSC Nastran ... 233
4.6.4.1 Análisis con MSC Patran ... 234
4.6.4.2 Cabecero del análisis de modos propios ... 234
4.6.4.3 Ejemplos de cabeceros de análisis de modos propios ... 236
4.6.4.4 Análisis de resultados ... 236
5 FASE DE VERIFICACIÓN ... 239
5.1 VERIFICACIÓN DEL ANÁLISIS MODAL ... 239
5.1.1 Teoría y fórmulas ... 239
5.1.2 Ensayo modal ... 239
5.1.3 Procedimiento de cálculo con MSC Nastran ... 239
5.2 ANÁLISIS DE VIBRACIONES SINUSOIDALES ... 241
5.2.1 Teoría y fórmulas ... 241
5.2.2 Ensayo de vibraciones sinusoidales ... 241

5.2.3 Especificaciones 242
5.2.3.1 Ariane 5 244
5.2.3.2 Soyuz 244
5.2.3.3 Vega 245
5.2.4 Procedimiento de cálculo con MSC Nastran 245
5.2.4.1 Cabecero del análisis de vibraciones sinusoidales 246
5.2.4.2 Ejemplos de cabeceros de análisis de vibraciones sinusoidales 250
5.2.4.3 Análisis de resultados 251
5.3 ANÁLISIS DE VIBRACIONES ALEATORIAS 254
5.3.1 Teoría y fórmulas 254
5.3.2 Ensayo de vibraciones aleatorias 255
5.3.3 Especificaciones 256
5.3.3.1 Ariane 5 258
5.3.3.2 Soyuz 258
5.3.3.3 Vega 258
5.3.4 Procedimiento de cálculo con MSC Nastran 259
5.3.4.1 Método de la masa grande 259
5.3.4.1.1 Cabecero del análisis de vibraciones aleatorias (método de la masa grande) 260
5.3.4.1.2 Ejemplos de cabeceros de análisis de vibraciones aleatorias (Masa grande) 264
5.3.4.1.3 Análisis de resultados 269
5.3.4.2 Método de aceleración forzada (SPCD) 272
5.3.4.2.1 Cabecero del análisis de vibraciones aleatorias (método SPCD) 272
5.3.4.2.2 Ejemplos de cabeceros de análisis de vibraciones aleatorias (SPCD) 276
5.3.4.2.3 Análisis de resultados 278
5.3.4.3 Método MSC Random 278
5.3.4.3.1 Cabecero del análisis de respuesta en frecuencia para vibraciones aleatorias 279
5.3.4.3.2 Ejemplos de cabeceros de análisis de respuesta en frecuencia para vibraciones aleatorias . 282
5.3.4.3.3 Análisis de resultados en MSC Patran 284
5.4 ANÁLISIS DE PANDEO 286
5.4.1 Teoría y fórmulas 286
5.4.1.1 Pandeo de columna 286
5.4.1.2 Pandeo local en tubos de pared delgada 287
5.4.1.3 Pandeo de paneles 287
5.4.1.4 Estabilidad en cilindros 288
5.4.1.5 Estabilidad en conos 289
5.4.2 Ensayo de pandeo 290
5.4.3 Especificaciones 290
5.4.4 Procedimiento de cálculo con MSC Nastran 290
5.4.4.1 Cabecero del análisis de pandeo 291
5.4.4.2 Ejemplos de cabeceros de análisis de pandeo 294
5.4.4.3 Análisis de resultados 294
5.5 ANÁLISIS TERMOELÁSTICO 297
5.5.1 Teoría y fórmulas 297

5.5.2 Especificaciones ... 298
5.5.3 Procedimiento de cálculo con MSC Nastran ... 298
5.5.3.1 Análisis termoelástico con datos del modelo térmico ... 298
5.5.3.1.1 Cabecero del análisis termoelástico ... 299
5.5.3.1.2 Ejemplos de cabecero de análisis termoelástico ... 301
5.5.3.1.3 Análisis de resultados ... 303
5.6 ANÁLISIS DE CHOQUE ... 306
5.6.1 Teoría y fórmulas ... 306
5.6.1.1 Cálculo de una curva SRS ... 306
5.6.2 Ensayo de choque ... 309
5.6.3 Especificaciones ... 310
5.6.3.1 Ariane 5 ... 310
5.6.3.2 Soyuz ... 310
5.6.3.3 Vega ... 311
5.6.4 Procedimiento de cálculo con MSC Nastran ... 311
5.6.4.1 Aplicación de espectro de choque (Método de la masa grande) ... 312
5.6.4.1.1 Cabecero del análisis del espectro de choque (SRS) ... 313
5.6.4.1.2 Ejemplos de cabeceros de análisis de choque ... 317
5.6.4.1.3 Análisis de resultados ... 319
5.6.4.2 Análisis de respuesta transitoria modal a una carga de choque ... 321
5.6.4.2.1 Cabecero del análisis de respuesta transitoria modal para carga de choque ... 323
5.6.4.2.2 Ejemplos de cabeceros de análisis de choque ... 327
5.6.4.2.3 Análisis de resultados ... 329
5.7 ANÁLISIS DE CARGA ACÚSTICA ... 333
5.7.1 Teoría y fórmulas ... 333
5.7.2 Ensayo acústico ... 334
5.7.3 Especificaciones ... 335
5.7.3.1 Ariane 5 ... 335
5.7.3.2 Soyuz ... 335
5.7.3.3 Vega ... 336
5.7.4 Procedimiento de cálculo con MSC Nastran ... 336
5.8 VERIFICACIÓN DE INTERFACES ... 337
5.8.1 Tornillos y uniones roscadas ... 337
5.8.1.1 Introducción ... 337
5.8.1.2 Procedimiento de análisis ... 340
5.8.1.3 Precarga ... 344
5.8.1.4 Uniones cargadas concéntricamente ... 351
5.8.1.5 Uniones cargadas excéntricamente ... 354
5.8.1.6 Uniones cargadas a cortadura ... 355
5.8.1.7 Resumen final: Procedimiento general de cálculo ... 356
6 ELABORACIÓN DE INFORMES ESTRUCTURALES ... 358
6.1 INFORMES DE ANÁLISIS ESTRUCTURAL (RESISTENCIA Y RIGIDEZ) 358
6.1.1 Contenido del informe estructural ... 359

6.1.1.1 Scope 359
6.1.1.2 Documents 359
6.1.1.3 Glossary and definitions 359
6.1.1.4 Model description 359
6.1.1.5 FEM model 359
6.1.1.6 Analyses 361
6.1.1.7 Analyses Results 361
6.1.1.8 Conclusions 362
6.1.2 Ejemplo de informe estructural 362

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 4.2-1: Valores máximos de separación del centro de gravedad con el eje longitudinal del lanzador 27
Tabla 4.2-2: Requisitos del ángulo entre el eje principal de inercia y el eje longitudinal 27
Tabla 4.2-3: Requisitos de frecuencias de los lanzadores 28
Tabla 4.2-4: Valores recomendados para los factores de seguridad 37
Tabla 4.2-5: Factores de seguridad de calificación y aceptación (ECSS-E-ST-32-10C) 38
Tabla 4.2-6: Factores de seguridad para cada tipo de material (ECSS-E-ST-32-10C) 39
Tabla 4.2-7: Criterios de diseño en función de los valores de MS 40
Tabla 4.2-8: Márgenes de seguridad para combinación de cargas 40
Tabla 4.2-9: Factores de seguridad definidos por la norma ECSS-E-ST-32-10C 40
Tabla 4.2-10: Parámetros de materiales 43
Tabla 4.2-11: Aplicaciones espaciales de aleaciones 44
Tabla 4.2-12: Propiedades de metales típicos 45
Tabla 4.2-13: Propiedades de materiales compuestos típicos 45
Tabla 4.3-1: Unidades del Sistema Internacional (SI) 48
Tabla 4.3-2: Unidades del sistema milimétrico 49
Tabla 4.3-3: Ventajas e inconvenientes de un alto números de nodos 55
Tabla 4.3-4: Elementos bidimensionales de Nastran 79
Tabla 4.3-5: Clasificación de los materiales homogéneos 81
Tabla 4.3-6: Métodos de construcción de materiales compuestos 81
Tabla 4.3-7: Propiedades de los materiales - tipo de elemento 83
Tabla 4.3-8: Modelos de comportamiento del material del código Nastran 83
Tabla 4.3-9: Tipos de elementos en función de sus dimensiones principales 84
Tabla 4.3-10: Equivalencia entre tipos de elementos 2-D 85
Tabla 4.3-11: Tipos de cargas en Nastran 119
Tabla 4.3-12: Métodos de definición de fuerza puntuales 119
Tabla 4.3-13: Métodos de definición de momentos puntuales 120
Tabla 4.3-14: Valores para los parámetros de TYPE y SCALE 121
Tabla 4.3-15: Operaciones de verificación de la geometría 131
Tabla 4.3-16: Operaciones de verificación del mallado y de los elementos finitos 132
Tabla 4.3-17: Tipos de fuerzas incluidas e ignoradas por el comando GPFORCE 146
Tabla 4.3-18: Unidades de los resultados de los análisis 161
Tabla 4.3-19: Unidades de los resultados de los análisis de vibraciones aleatorias 162
Tabla 4.3-20: Operaciones útiles para la creación de la geometría 166
Tabla 4.3-21: Operaciones útiles para la verificación de geometría 166
Tabla 4.3-22: Operaciones útiles para la creación de propiedades 166
Tabla 4.3-23: Operaciones útiles para la creación de elementos, nodos y mallado 167
Tabla 4.3-24: Operaciones útiles para la verificación del mallado 167
Tabla 4.3-25: Operaciones útiles para la aplicación de condiciones de carga y de contorno 167
Tabla 4.3-26: Operaciones útiles para configuración de análisis 168
Tabla 4.3-27: Operaciones útiles para visualización de resultados 168
Tabla 4.3-28: Operaciones auxiliares 168
Tabla 4.3-29: Acciones de visualización comunes en MSC Patran 169
Tabla 4.4-1: Centro de masas en sistemas de N partículas y medios continuos 188
Tabla 4.5-1: Fórmulas del Teorema de Colignon para secciones de pared delgada 202
Tabla 4.5-2: Fórmulas de torsión para secciones de pared delgada 203
Tabla 4.5-3: Fórmulas de desplazamientos para una barra empotrada con cargas puntuales en el extremo libre 204
Tabla 4.5-4: Diagramas ideales del comportamiento elástico plástico 213
Tabla 5.2-1: Valores máximos de cargas sinusoidales del lanzador DELTA 7925 L/V 241
Tabla 5.3-1: Especificaciones del ensayo de vibraciones aleatorias del lanzador Ariane 4 L/V 254

Tabla 5.8-1: Clasificación de uniones atornilladas 340
Tabla 5.8-2: Dimensiones físicas de los elementos de unión 342
Tabla 5.8-3: Dimensiones físicas de elementos de unión 343
Tabla 5.8-4: Factores de seguridad para análisis de tornillos (ECSS-E-HB-32-23A) 344
Tabla 5.8-5: Coeficientes de rozamiento para el cálculo de precarga 345
Tabla 5.8-6: Coeficientes de fricción estática de contactos de piezas metálicas 345
Tabla 5.8-7: Categorías del coeficiente de fricción (Parte 1) 346
Tabla 5.8-8: Categorías del coeficiente de fricción (Parte 2) 346
Tabla 5.8-9: Valores de los momentos de dispositivos de cierre en uniones no lubricadas 349
Tabla 5.8-10: Resumen de márgenes de seguridad 357

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 4.1-1: Diagrama de dimensionado preliminar 25
Figura 4.2-1: Máximas aceleraciones del Ariane 5 (Ref 30) 28
Figura 4.2-2: Factores de seguridad, duraciones y velocidades en los ensayos mecánicos (Ariane 5 (Ref 30)) 30
Figura 4.2-3: Niveles de los ensayos de vibración sinusoidal 31
Figura 4.2-4: Intensidad de carga de los tests de vibraciones aleatorias (Soyuz (Ref 31)) 31
Figura 4.2-5: Niveles del test acústico (Ariane 5 (Ref 30)) 32
Figura 4.2-6: Envolvente del espectro de choque (Ariane 5 (Ref 30)) 33
Figura 4.2-7: Variación de la presión estática en el interior de la cofia del Ariane 5 (Ref 30) 33
Figura 4.2-8: Sistema de ejes de referencia del Ariane 5 (Ref 30) 34
Figura 4.2-9: Volumen útil del Ariane 5 (Ref 30) 35
Figura 4.2-10: Adaptadores del Ariane 5 (Ref 30) 36
Figura 4.2-11: Relaciones entre los factores de seguridad con las cargas límite 37
Figura 4.2-12: Expresiones de la eficiencia del material en distintos elementos 43
Figura 4.3-1: Interfaz gráfica del programa MSC Patran 50
Figura 4.3-2: Ejemplo de rango de numeración especificado para las diferentes partes de un vehículo espacial 56
Figura 4.3-3: Superficies incongruentes-Vértice no compartido 64
Figura 4.3-4: Superficies incongruentes-Gap 65
Figura 4.3-5: Representación del punto en el espacio tridimensional 66
Figura 4.3-6: Representación paramétrica de una línea en el espacio tridimensional 66
Figura 4.3-7: Representación paramétrica de una superficie simple en el espacio tridimensional 66
Figura 4.3-8: Ejemplos de superficies generales 67
Figura 4.3-9: Representación paramétrica de un sólido simple en un espacio tridimensional 68
Figura 4.3-10: Representación de sólidos generales (B-rep) 68
Figura 4.3-11: Elementos típicos de Nastran 73
Figura 4.3-12: Elemento CBAR 74
Figura 4.3-13: Elemento CBEAM 75
Figura 4.3-14: Elemento CQUAD4 definido por los cuatro nodos (G1 - G4) 76
Figura 4.3-15: Elemento TRIA3 genérico 76
Figura 4.3-16: Elemento CHEXA genérico 77
Figura 4.3-17: Elemento CPENTA genérico 77
Figura 4.3-18: Elemento CTETRA genérico 78
Figura 4.3-19: Unión de un rigidizador con una placa mediante un elemento RBE2 79
Figura 4.3-20: Ejes de coordenadas elementales en un elemento CBEAM 87
Figura 4.3-21: Técnicas de mallado para cada forma elemental 90
Figura 4.3-22: Semilla de malla resaltada por circunferencias 95
Figura 4.3-23: Ejemplo de mallado de regiones adyacentes 96
Figura 4.3-24: Ejemplo de sólido con malla isoparamétrica (IsoMesh) 97
Figura 4.3-25: Ejemplo de malla irregular (Paver) 98

Figura 4.3-26: Ejemplo de TetMesh 99
Figura 4.3-27: Elemento muy oblicuo..... 101
Figura 4.3-28: Elemento con alta relación de aspecto..... 101
Figura 4.3-29: Elemento muy alabeado 101
Figura 4.3-30: Elemento CQUAD8 sin uno de los nodos medios. Este elemento no debería ser permitido. 102
Figura 4.3-31: Dirección normal única en la zona de unión 103
Figura 4.3-32: Métodos de transición: (a) elementos triangulares; (b) elementos de mayor orden (QUAD8)..... 105
Figura 4.3-33: Transiciones de malla con RSPLINE 106
Figura 4.3-34: Uniones entre elementos sólidos con una placa y una barra 107
Figura 4.3-35: Tarjeta de definición de los RBE3 en el Bulk Data del archivo de entrada en el programa MSC Nastran..... 107
Figura 4.3-36: Unión entre sólido y lámina con RSSCON 108
Figura 4.3-37: Opciones de modelización de uniones con elementos RSSCON 108
Figura 4.3-38: Modificaciones a evitar para reparar elementos QUAD individuales 110
Figura 4.3-39: Modificaciones a evitar para reparar elementos TRIA individuales 110
Figura 4.3-40: Modelización de una unión mediante RBE2 112
Figura 4.3-41: Esquema de la carga distribuida PLOAD1 sobre elementos CBAR y CBEAM120
Figura 4.3-42: Sentido de la presión 121
Figura 4.3-43: Sección Case Control de Nastran con los comandos SUBCASE, SUBCOM y SUBSEQ 124
Figura 4.3-44: a) Superficie visualizada normal b) Superficie visualizada con Element Shrink 133
Figura 4.3-45: a) Wireframe b) Shaded c) Hidden Lines..... 133
Figura 4.3-46: Efecto cremallera..... 134
Figura 4.3-47: Ejemplo de cabecero del análisis de carga gravitatoria..... 137
Figura 4.3-48: OLOAD RESULTANT en un archivo .f06..... 137
Figura 4.3-49: SPCFORCE RESULTANT en un archivo .f06..... 138
Figura 4.3-50: MAXIMUM DISPLACEMENTS en un archivo .f06..... 138
Figura 4.3-51: Ejemplo de cabecero del análisis de comprobación de las frecuencias como sólido rígido 140
Figura 4.3-52: REAL EIGENVALUES en un archivo .f06..... 141
Figura 4.3-53: Ejemplo de cabecero del chequeo de la energía de deformación 143
Figura 4.3-54: G-SET STRAIN ENERGY CHECK en un archivo .f06..... 143
Figura 4.3-55: N-SET STRAIN ENERGY CHECK en un archivo .f06..... 143
Figura 4.3-56: F-SET STRAIN ENERGY CHECK en un archivo .f06 144
Figura 4.3-57: A-SET STRAIN ENERGY CHECK en un archivo .f06..... 144
Figura 4.3-58: SUPORT STRAIN ENERGY CHECK en un archivo .f06..... 144
Figura 4.3-59: REAL EIGENVALUES en un archivo .f06..... 144
Figura 4.3-60: Códigos de solución del programa MSC Nastran 150
Figura 4.3-61: Archivo .bdf del modelo antes de la modificación..... 153
Figura 4.3-62: Sentencias de definición de condiciones de contorno en el archivo .bdf original que deben ser trasladadas al cabecero 154
Figura 4.3-63: Copia de las condiciones de contorno del modelo al cabecero 154
Figura 4.3-64: Líneas del archivo .bdf que deben ser eliminadas 155
Figura 4.3-65: Archivo .bdf final después de la modificación..... 155
Figura 4.3-66: Correspondencia del mismo número de identificación entre la sentencia SPC = n del Case Control y el ID de la entrada SPCADD..... 156
Figura 4.3-67: Correspondencia de la numeración entre cada tipo de condición de contorno (SPC1) con la agrupación de condiciones de contorno SPCADD 156
Figura 4.3-68: Selección de la dirección de aplicación de la carga de vibraciones aleatorias .. 157
Figura 4.3-69: Modificación de la constante de amortiguamiento (ξ) en función de la frecuencia 157

Figura 4.3-70: Modificación del input de la carga aleatoria. Se introduce el valor en g^2/Hz para cada frecuencia 157
Figura 4.3-71: Selección del intervalo de frecuencias para el cálculo de las respuestas (FREQ1 y FREQ3) y para el cálculo de los modos propios (EIGRL) 157
Figura 4.3-72: Identificación del nodo extra donde se aplica la carga aleatoria. 157
Figura 4.3-73: Modificación de los nodos duplicados de la interfaz del modelo 158
Figura 4.3-74: Modificación de los elementos elásticos (CELAS2) que unen cada DOF entre cada nodo de la interfaz con su duplicado correspondiente previamente definido 158
Figura 4.3-75: Modificación del elemento rígido o restricción multipunto (RBE2) que une el nodo de aplicación de la carga (860000) como nodo independiente, con los nodos duplicados de la interfaz (éstos como nodos dependientes) 158
Figura 4.3-76: Modificación de la entrada INCLUDE con el nombre del archivo .bdf del modelo 158
Figura 4.3-77: Esquema de la transformación de una superficie compleja (8 lados) a 5 superficies simples rectangulares 171
Figura 4.3-78: Model contents 180
Figura 4.3-79: Opciones para dividir los elementos QUAD 182
Figura 4.3-80: RBE2 coupling – ejemplo 1 183
Figura 4.4-1: Presupuestos de masa 186
Figura 4.5-1: Fuerzas internas en elementos unidimensionales 193
Figura 4.5-2: Momentos internos en elementos unidimensionales 193
Figura 4.5-3: Fuerzas y momentos internos en elementos bidimensionales 193
Figura 4.5-4: Esquema de las ecuaciones generales del problema elástico 194
Figura 4.5-5: Sistema de ejes y línea media o directriz de la barra 197
Figura 4.5-6: Nomenclatura de las fuerzas externas aplicadas y las fuerzas de reacción sobre una barra 198
Figura 4.5-7: Variación lineal de las tensiones en una sección genérica 200
Figura 4.5-8: Sección de la barra con el eje neutro que la divide en dos: zona de tracción y zona de compresión 200
Figura 4.5-9: Flujos cortantes en secciones de pared delgada 201
Figura 4.5-10: Notación de ejes y de fuerzas internas de los elementos bidimensionales 205
Figura 4.5-11: Estructuras tipo sándwich 206
Figura 4.5-12: Tensiones axiales debido a la flexión 207
Figura 4.5-13: Tensiones axiales debido a esfuerzo axial 207
Figura 4.5-14: Tensiones de cortadura 207
Figura 4.5-15: Carga aplicada P sobre una capa de material compuesto unidireccional 208
Figura 4.5-16: Cambio de coordenadas 210
Figura 4.5-17: Distribución típica de deformaciones y esfuerzos en materiales compuestos laminados 210
Figura 4.5-18: Esfuerzos de membrana 211
Figura 4.5-19: Gráfica de tensión esfuerzo para carga y descarga 211
Figura 4.5-20: Gráfica genérica tensión - deformación 212
Figura 4.5-21: Gráfica de tensión - deformación de Ramberg - Osgood 212
Figura 4.5-22: Máximas cargas cuasiestáticas del Ariane 5 (Ref 30) 216
Figura 4.5-23: Máximas cargas cuasiestáticas del Soyuz (Ref 31) 216
Figura 4.5-24: Máximas cargas cuasiestáticas del Vega (Ref 32) 217
Figura 4.5-25: Ejemplo cabecero estático lineal 0º 221
Figura 4.5-26: Ejemplo cabecero estático lineal 90º 221
Figura 4.5-27: OLOAD RESULTANT en un archivo .f06 222
Figura 4.5-28: SPCFORCE RESULTANT en un archivo .f06 222
Figura 4.5-29: MAXIMUM SPCFORCES en un archivo .f06 223
Figura 4.5-30: MAXIMUM DISPLACEMENTS en un archivo .f06 223
Figura 4.5-31: MAXIMUM APPLIED LOADS en un archivo .f06 223
Figura 4.5-32: DISPLACEMENT VECTOR en un archivo .f06 223
Figura 4.5-33: ELEMENT FORCES en un archivo .f06 223

Figura 4.5-34: FORCES OF SINGLE-POINT CONSTRAINT en un archivo .f06 223
Figura 4.5-35: ELEMENT STRESSES en un archivo .f06 223
Figura 4.6-1: Representación del problema básico de vibraciones a un sistema genérico con masa (M), rigidez (k) y amortiguamiento (c) 225
Figura 4.6-2: Representación del modelo de vibraciones de 1 DOF 226
Figura 4.6-3: Ejemplo de cabecero (Case Control y Executive Control) de un archivo de Nastran para un análisis estructural de modos propios 236
Figura 4.6-4: REAL EIGENVALUES en un archivo .f06 237
Figura 4.6-5: EFFECTIVE MASS MATRIX en un archivo .f06 237
Figura 4.6-6: A-SET RIGID BODY MASS MATRIX en un archivo .f06 237
Figura 4.6-7: MODAL EFFECTIVE MASS FRACTION (para DOF traslacionales) en un archivo .f06 237
Figura 4.6-8: MODAL EFFECTIVE MASS FRACTION (para DOF rotacionales) en un archivo .f06 237
Figura 4.6-9: MODAL PARTICIPATION FACTORS en un archivo .f06 238
Figura 4.6-10: MODAL EFFECTIVE MASS en un archivo .f06 238
Figura 4.6-11: MAXIMUM DISPLACEMENTS en un archivo .f06 238
Figura 4.6-12: REAL EIGENVECTOR en un archivo .f06 238
Figura 5.2-1: Perfil típico de una onda sinusoidal 243
Figura 5.2-2: Ejemplo de perfil de especificación de test de vibraciones sinusoidales 244
Figura 5.2-3: Especificaciones de las vibraciones sinusoidales del lanzador Ariane 5 (Ref 30) 244
Figura 5.2-4: Especificaciones de las vibraciones sinusoidales del lanzador Soyuz (Ref 31) .. 245
Figura 5.2-5: Especificaciones de las vibraciones sinusoidales del lanzador Vega (Ref 32).... 245
Figura 5.2-6: Ejemplo cabecero de un archivo Nastran para análisis de vibraciones sinusoidales (Parte 1) 250
Figura 5.2-7: Ejemplo cabecero de un archivo Nastran para análisis de vibraciones sinusoidales (Parte 2) 251
Figura 5.2-8: OLOAD RESULTANT en un archivo .f06 252
Figura 5.2-9: REAL EIGENVALUES (before augmentation) en un archivo .f06 252
Figura 5.2-10: REAL EIGENVALUES (after augmentation) en un archivo .f06 252
Figura 5.2-11: COMPLEX ACCELERATION VECTOR en un archivo .f06 253
Figura 5.2-12: COMPLEX STRESSES de elementos BAR en un archivo .f06 253
Figura 5.2-13: COMPLEX STRESSES de elementos QUAD4 en un archivo .f06 253
Figura 5.3-1: Ejemplo de especificación de vibraciones aleatorias 256
Figura 5.3-2: Curva de una distribución estadística Gaussiana 257
Figura 5.3-3: Ejemplo de creación de una curva de especificaciones de vibraciones aleatorias 258
Figura 5.3-4: Especificaciones de las vibraciones aleatorias del lanzador Soyuz (Ref 31) 258
Figura 5.3-5: Ejemplo cabecero de un archivo Nastran para análisis aleatorio (Parte 1) 265
Figura 5.3-6: Ejemplo cabecero de un archivo Nastran para análisis aleatorio (Parte 2) 266
Figura 5.3-7: Ejemplo cabecero de un archivo Nastran para análisis aleatorio (Parte 3) 267
Figura 5.3-8: Ejemplo cabecero de un archivo Nastran para análisis aleatorio (Parte 4) 268
Figura 5.3-9: Ejemplo cabecero de un archivo Nastran para análisis aleatorio (Parte 5) 269
Figura 5.3-10: OLOAD RESULTANT en un archivo .f06 270
Figura 5.3-11: REAL EIGENVALUES en un archivo .f06 270
Figura 5.3-12: ACCELERATION VECTOR en un archivo .f06 270
Figura 5.3-13: FORCES IN SCALAR SPRINGS (rms) en un archivo .f06 270
Figura 5.3-14: FORCES IN SCALAR SPRINGS (nzc) en un archivo .f06 271
Figura 5.3-15: FORCES IN SCALAR SPRINGS (cumulative rms) en un archivo .f06 271
Figura 5.3-16: STRESSES IN ELEMENTS (rms) en un archivo .f06 271
Figura 5.3-17: STRESSES IN ELEMENTS (nzc) en un archivo .f06 271
Figura 5.3-18: STRESSES IN ELEMENTS (cumulative rms) en un archivo .f06 272
Figura 5.3-19: Ejemplo cabecero de un archivo Nastran para análisis aleatorio SPCD (Parte 1) 276

Figura 5.3-20: Ejemplo cabecero de un archivo Nastran para análisis aleatorio SPCD (Parte 2) 277
Figura 5.3-21: Ejemplo cabecero de un archivo Nastran para análisis de respuesta en frecuencia (Parte 1) 283
Figura 5.3-22: Ejemplo cabecero de un archivo Nastran para análisis de respuesta en frecuencia (Parte 2) 284
Figura 5.3-23: Resultados de un análisis aleatorio, visualizados con el programa MSC Patran 285
Figura 5.4-1: Gráfica de fuerza/tensión de pandeo - longitud específica para columnas 287
Figura 5.4-2: Descripción de los parámetros del cilindro 288
Figura 5.4-3: Valores del factor empírico γ en función de R/t 289
Figura 5.4-4: Descripción de los parámetros cono 289
Figura 5.4-5: Factores Knock Down en función del parámetro ρ_1/t 290
Figura 5.4-6: Ejemplo del cabecero de un archivo Nastran para análisis de pandeo 294
Figura 5.4-7: OLOAD RESULTANT en un archivo .f06 295
Figura 5.4-8: SPCFORCE RESULTANT en un archivo .f06 295
Figura 5.4-9: MAXIMUM RESULTS en un archivo .f06 295
Figura 5.4-10: DISPLACEMENT VECTOR en un archivo .f06 296
Figura 5.4-11: FORCES OF SPC en un archivo .f06 296
Figura 5.4-12: REAL EIGENVALUES en un archivo .f06 296
Figura 5.4-13: REAL EIGENVECTOR en un archivo .f06 296
Figura 5.5-1: Ejemplo del cabecero de un archivo Nastran para análisis termoelástico 302
Figura 5.5-2: Ejemplo de un archivo Nastran con los datos térmicos para análisis termoelástico 303
Figura 5.5-3: OLOAD RESULTANT en un archivo .f06 303
Figura 5.5-4: SPCFORCE RESULTANT en un archivo .f06 304
Figura 5.5-5: MAXIMUM SPCFORCES en un archivo .f06 304
Figura 5.5-6: MAXIMUM DISPLACEMENTS en un archivo .f06 304
Figura 5.5-7: MAXIMUM APPLIED LOADS en un archivo .f06 304
Figura 5.5-8: DISPLACEMENT VECTOR en un archivo .f06 304
Figura 5.5-9: ELEMENT FORCES en un archivo .f06 304
Figura 5.5-10: FORCES OF SINGLE-POINT CONSTRAINT en un archivo .f06 304
Figura 5.5-11: ELEMENT STRESSES en un archivo .f06 305
Figura 5.5-12: GPFORCES en un archivo .f06 305
Figura 5.6-1: Valores de aceleración provocada por las cargas de choque especificados por el Ariane 4 306
Figura 5.6-2: Ejemplo de representación temporal de aceleraciones instantáneas y del espectro SRS asociado 309
Figura 5.6-3: Diagrama de los métodos de cálculo de choque 309
Figura 5.6-4: Envolvente del espectro de choque del lanzador Ariane 5 (Ref 30) 310
Figura 5.6-5: Envolvente del espectro de choque del lanzador Soyuz (Ref 31) 311
Figura 5.6-6: Envolvente del espectro de choque del lanzador Vega (Ref 32) 311
Figura 5.6-7: Ejemplo cabecero de un archivo Nastran para análisis de choque (Parte 1) 318
Figura 5.6-8: Ejemplo cabecero de un archivo Nastran para análisis de choque (Parte 2) 319
Figura 5.6-9: OLOAD RESULTANT en un archivo .f06 320
Figura 5.6-10: REAL EIGENVALUES en un archivo .f06 320
Figura 5.6-11: MATRIX FN (frecuencias naturales) en un archivo .f06 320
Figura 5.6-12: Factores de participación modal en un archivo .f06 320
Figura 5.6-13: Máximos picos de desplazamiento, velocidad y aceleración en un archivo .f06 320
Figura 5.6-14: ACCELERATION VECTOR en un archivo .f06 321
Figura 5.6-15: FORCES IN SCALAR SPRINGS en un archivo .f06 321
Figura 5.6-16: STRESSES IN ELEMENTS en un archivo .f06 321
Figura 5.6-17: Ejemplo cabecero de un archivo Nastran para análisis transitorio para carga de choque (Parte 1) 327

Figura 5.6-18: Ejemplo cabecero de un archivo Nastran para análisis transitorio para carga de choque (Parte 2) 328
Figura 5.6-19: Ejemplo cabecero de un archivo Nastran para análisis transitorio para carga de choque (Parte 3) 329
Figura 5.6-20: OLOAD RESULTANT en un archivo .f06 330
Figura 5.6-21: REAL EIGENVALUES en un archivo .f06 330
Figura 5.6-22: XY – OUTPUT SUMMARY (RESPONSE) en un archivo .f06 330
Figura 5.6-23: COMPLEX DISPLACEMENT VECTOR en un archivo .f06 331
Figura 5.6-24: COMPLEX VELOCITY VECTOR en un archivo .f06 331
Figura 5.6-25: COMPLEX ACCELERATION VECTOR en un archivo .f06 331
Figura 5.6-26: XY – OUTPUT SUMMARY (SRS) en un archivo .f06 332
Figura 5.6-27: SRS de entrada en un archivo PUNCH (.pch) 332
Figura 5.7-1: Especificaciones de las cargas acústicas del lanzador Ariane 5 (Ref 30) 335
Figura 5.7-2: Especificaciones de las cargas acústicas del lanzador Soyuz (Ref 31) 335
Figura 5.7-3: Especificaciones de las cargas acústicas del lanzador Vega (Ref 32) 336
Figura 5.8-1: Definiciones de las fuerzas y momentos que actúan en una unión 340
Figura 5.8-2: Principales dimensiones del elemento de unión 341
Figura 5.8-3: Representación del ángulo de la cabeza del elemento de unión 342
Figura 5.8-4: Geometría de la rosca 343
Figura 5.8-5: Representación del modelo real de pasador y tuerca 347
Figura 5.8-6: Modelización idealizada de las fuerzas que actúan durante el proceso de apriete 347
Figura 5.8-7: Modelo de fuerzas tuerca y pasador. 348
Figura 5.8-8: Dimensiones de un elemento de unión 352
Figura 5.8-9: Típica unión excéntrica 354
Figura 5.8-10: Típica representación de unión cargada a cortadura 355
Figura 6.1-1: Ejemplo de documento de análisis estructurales 364

1 INTRODUCCIÓN

1.1 Objetivos y propósito

Este documento ha sido elaborado con el objetivo de recopilar y desarrollar toda la información relacionada con los procedimientos del diseño preliminar y verificación del diseño de estructuras espaciales.

El diseño preliminar consta de la realización de un estudio modal y un análisis cuasi estático de la estructura para diseñarla de forma que cumpla con los requisitos impuestos de modos propios y máximos esfuerzos con un determinado margen de seguridad.
La fase de verificación del diseño consta del estudio del comportamiento de la estructura frente a todos los tipos de casos de carga mecánica que se puede encontrar durante su misión y que se deben realizar durante el periodo de ensayos en tierra. Estos casos son:

- Ensayo modal (para comprobar las primeras frecuencias propias)
- Vibraciones sinusoidales
- Vibraciones aleatorias
- Pandeo
- Termoelástico
- Choque
- Acústico
- Verificación de las interfaces (tornillos, uniones, etc.)

Este manual recopila el contenido básico de cálculo estructural que está documentado en manuales de todo tipo:

- Normativa europea del espacio: ECSS
- Manuales de los programas MSC Nastran y MSC Patran.
- Documentos de requerimientos (misiones del IDR)
- Spacecraft Structures (J.Wijker)
- Documentos de procedimientos (Astrium, Thales Alenia Space…).
- Otros

1.1.1 Ampliación del documento

La estructura de este documento está diseñada para que pueda ser ampliada con nuevos conocimientos o nuevas herramientas de cálculo estructural. Hay secciones que están dedicadas a programas en particular, en concreto, al programa MSC Patran (preprocesado y posprocesado) y al programa MSC Nastran (análisis). Por lo tanto, se puede añadir secciones en los capítulos que se consideren oportunos para incluir la explicación detallada de cualquier otro programa de cálculo o diseño estructural sin tener que modificar o cambiar el resto del documento. Por lo tanto, uno de los objetivos ha sido elaborar este manual de forma modular para facilitar la inclusión de nuevas secciones.

Por ejemplo, en los apartados de los distintos análisis (estático, modos propios, etc.) la sección x.x.4 está dedicada a realizar cada uno de estos análisis con el programa MSC Nastran. Si se quiere incluir la realización de estos análisis con otro programa, sólo hace falta crear la sección x.x.5 para explicar las tareas de este nuevo programa de cálculo sin tener que modificar nada más del documento.

1.2 Proceso global del diseño

En el proceso de diseño y desarrollo de cualquier estructura espacial se debe tener en cuenta unos determinados criterios y se debe respetar el cumplimiento con los requisitos impuestos, especialmente los requisitos estructurales. Las principales herramientas para la comprobación de que el diseño del producto es el adecuado son los programas de elementos finitos, que permiten la modelización de la estructura del producto y de las condiciones ambientales más relevantes con el propósito de calcular los esfuerzos y deformaciones producidas y verificar que el diseño cumple satisfactoriamente con las especificaciones.

El primer paso del proceso de diseño es crear un boceto preliminar del producto a través de las especificaciones iniciales de diseño. Por lo tanto, el diseño mecánico de una estructura debe tener en cuenta lo siguiente:

- Funcionalidad con las misiones principales
- Soporte de cargas mecánicas
- Influencias ambientales
- Propiedades de los materiales
- Peso y balance
- Fiabilidad y tiempo de vida
- Seguridad
- Mantenibilidad, intercambiabilidad y reparación de componentes
- Gestión
- Interacciones con otros subsistemas

Todo el procedimiento debe seguir los planes de diseño y desarrollo mediante la creación de paquetes de trabajo. Un paquete de trabajo describe el conjunto de actividades que van a realizarse, el tiempo disponible y los recursos disponibles. Debe incluir, por tanto, los input necesarios y los resultados esperados.

Las especificaciones de diseño deben ser ensayadas y comprobadas durante el proceso de diseño y desarrollo del producto. Las maneras más habituales de realizar estas comprobaciones son los análisis, las simulaciones por ordenador, los estudios de diseño, los tests detallados y los ensayos en diferentes modelos del producto.

Durante la etapa de proceso, el nivel de detalle debe incrementarse de manera que, a través de los bocetos de diseño, se elaboren documentos de producción (dibujos, planos, hojas de producción), planes de test y procedimientos de fabricación y ensayos.

Durante la etapa de ensayos, el producto es reproducido en diferentes modelos con la intención de realizar los diferentes tests para determinar las características de diseño y comprobar que cumple satisfactoriamente con las especificaciones y requisitos impuestos. Estos modelos de ensayos pueden ser una representación parcial o total del producto y se clasifican según su representatividad y según su finalidad:

- Modelo estructural (SM): Ensayos estructurales.
- Modelo térmico (ThM): Ensayos térmicos.
- Modelo estructural térmico (STM): Ensayos estructurales y térmicos de calificación.
- Modelo de ingeniería (EM): Ensayos funcionales eléctricos.
- Modelo de calificación (QM): Ensayos ambientales y funcionales de calificación.
- Modelo de vuelo (FM): Ensayos ambientales y funcionales de aceptación.

Finalmente, el proceso de diseño debe ser controlado en las distintas etapas del desarrollo del producto. A medida que el proyecto avanza, se consigue un mayor nivel de detalle del diseño que deben formalizarse en las sucesivas revisiones de diseño:

- PDR: Revisión preliminar de diseño: Se formaliza un diseño preliminar, generalmente antes de comenzar con la fase de producción de los modelos de ensayos.
- CDR: Revisión crítica de diseño: Debe realizarse antes de la producción del modelo de vuelo.

1.3 Proceso de cálculo estructural

Cuando se dispone de una primera versión del producto, se procede a elaborar un plan que permita estudiar los distintos casos de carga estructural a los que va a estar sometido el producto.

El primer paso consiste en el planteamiento del problema. Se trata de averiguar las características másicas, de rigidez y de resistencia de la estructura del producto. Para ello se debe modelizar el producto a través de la creación de elementos finitos que permite realizar cálculos complejos gracias a los programas de software disponibles para ello. Esta modelización debe seguir unas pautas y cumplir con determinadas especificaciones que se indicarán a lo largo de este documento.

Los puntos importantes que se deben considerar en el proceso de modelización son los siguientes:

- Teoría
- Limitación en el número de nodos
- Número y tipo de los elementos
- Técnicas de mallado
- Selección de materiales
- Selección de las propiedades de los elementos
- Uniones entre elementos
- Identificación de los casos de carga
- Aplicación de restricciones geométricas y apoyos

2 DOCUMENTOS DE REFERENCIA

Ref 1 MSC Nastran 2012: Getting Started with MSC Nastran User’s Guide

Ref 2 MSC Nastran 2013.1: Quick Reference Guide

Ref 3 MSC Nastran 2013.1: Linear Static Analysis User’s Guide

Ref 4 MSC Nastran 2013.1: Implicit Nonlinear (SOL 600) User’s Guide

Ref 5 MSC Nastran 2013.1: Dynamic Analysis User’s Guide

Ref 6 MSC Nastran 2013.1: Nastran Embedded Fatigue User’s Guide

Ref 7 MSC Nastran 2013.1: Superelements User’s Guide

Ref 8 MSC Nastran 2013.1: Design Sensitivity and Optimization User’s Guide

Ref 10 MSC Patran 2012.2: User’s Guide

Ref 11 MSC Patran 2012.2: Reference Manual Part 1: Basic Functions

Ref 12 MSC Patran 2012.2: Reference Manual Part 2: Geometry Modeling

Ref 13 MSC Patran 2012.2: Reference Manual Part 3: Finite Element Modeling

Ref 14 MSC Patran 2012.2: Reference Manual Part 4: Functional Assignments

Ref 15 MSC Patran 2012.2: Reference Manual Part 5: Analysis Application

Ref 16 MSC Patran 2012.2: Reference Manual Part 6: Results Postprocessing

Ref 17 MSC Patran 2012.2: Reference Manual Part 7: XY Plotting

Ref 18 MSC Patran 2012.2: Interface to MSC Nastran; Preference Guide (Volume 1: Structural Analysis)

Ref 19 MSC.ProCOR 2005 r3: User’s Guide

Ref 20 J. Wijker: “Spacecraft Structures”

Ref 21 Guevara Martínez, S. y García-Fogeda Nuñez, P.: “Apuntes de Estructuras Espaciales”

Ref 30 Ariane 5: User’s Manual (2011)

Ref 31 Soyuz: User’s Manual (2012)

Ref 32 Vega: User’s Manual (2006)

Ref 40 ECSS-E-30 Part 2A

Ref 41 ECSS-E-ST-32-03C: Structural Finite Element Models

Ref 42 ECSS-E-ST-32-10C: Structural Factors of Safety for Spaceflight Hardware

Ref 43 ECSS-E-ST-32C: Structural General Requirements

Ref 44 ECSS-E-HB-32-23A: Threaded Fasteners Handbook

Ref 45 ECSS-E-HB-32-26A: Spacecraft Mechanical Loads Analysis Handbook

Ref 50 NASA-STD-5001

3 ABREVIATURAS Y DEFINICIONES

3.1 Abreviaturas

AOCS	Attitude and Orbital Control System
CAD	Computer Aided Design
CDR	Critical Design Review
CMS	Component mode synthesis
CQC	Complete Quadratic Combination
DOF	Degree of freedom
ECSS	European Cooperation for Space Standardization
FEM	Finite Elements Model
FM	Flight Model
FOS	Factor of Safety
KDF	Know Down Factor
MDOF	Multiple Degree of Freedom
MEM	Modal Effective Mass
MOS, MS	Margin of Safety
MPC	Multipoint Constraint
MSC	MacNeal-Schwendler Corporation
NLR	Naval Research Laboratories
NSM	Non Structural Mass
OASPL	Overall Acoustic Sound Pressure Level
OTM	Output Transformation Matrix
PDR	Preliminary Design Review
PSD	Power Spectrum Density
QM	Qualification Model
QSL	Quasi Static Loads
RMS	Root Mean Square
SDOF	Single Degree of Freedom
SE	Structural Efficiency
SEREP	System Equivalent Reduction Expansion Process
SPC	Single Point Constraint
SPL	Sound Pressure Level
SRS	Shock Response Spectrum
SRSS	Square Root of Sum-Squared
STM	Structural Thermal Model

3.2 Definiciones

Elemento finito	Entidad que representa de forma matemática la forma, el comportamiento y la constitución de una pequeña parte estructural de un modelo.
Entidad	Componente que forma parte de la modelización de un producto. Puede referirse a objetos geométricos, elementos finitos, fuerzas, condiciones de contorno, etc.
Geometría	Conjunto de objetos (puntos, líneas, superficies, etc.) que se utilizan para representar la forma y las dimensiones de piezas y componentes.
Modelo de elementos finitos	Representación de una estructura mediante un conjunto de divisiones denominadas elementos finitos con el propósito de describir las principales características estructurales y térmicas y poder realizar análisis por ordenador.
Modelo geométrico	Representación de la forma y de las dimensiones de una determinada pieza o sistema mediante objetos como puntos, líneas y superficies.
Carga	Fuerza o momento que se aplica sobre una determinada estructura.
Tensión	Magnitud física que representa la fuerza por unidad de área que se localiza en el entorno de cualquier punto material de un medio continuo.

4 FASE DE DISEÑO ESTRUCTURAL

4.1 INTRODUCCIÓN

En el diseño preliminar de una estructura se debe considerar los siguientes aspectos:

- Cargas de diseño del lanzamiento
- Factores de seguridad
- Requisitos de rigidez
- Materiales
- Diseño básico

Para el dimensionado preliminar de los componentes de un vehículo espacial, se debe seguir este esquema (*Ref 20, J. Wijker: “Spacecraft Structures”*):

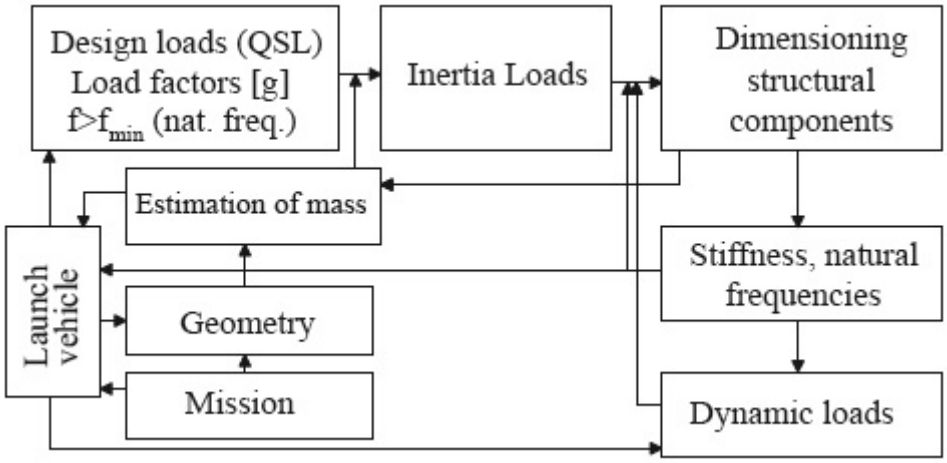


Figura 4.1-1: Diagrama de dimensionado preliminar

Los requisitos de la misión junto con los requisitos funcionales permiten establecer una geometría preliminar y una distribución de masas asociada. El lanzador elegido para la misión es el que determinará las principales cargas mecánicas que van a someter al vehículo espacial durante la fase de ascenso. Además, impone una serie de requisitos relativos a la masa, localización del centro de masas, rigidez y restricciones geométricas.

Para comenzar con el diseño preliminar, el punto de partida es la distribución de carga debida a la aplicación de la carga cuasiestática amplificada con los factores de seguridad adecuados. Después, se debe comprobar la rigidez de la estructura primaria para verificar que cumple con los requisitos de mínima rigidez que eviten el posible acoplamiento modal con la estructura del lanzador. En fases posteriores de diseño, se debe comprobar que la estructura puede soportar las cargas dinámicas (vibraciones sinusoidales, vibraciones aleatorias, carga acústica, carga de choque, etc…).

4.2 CONSIDERACIONES PREVIAS

4.2.1 Criterios de diseño

La estructura de un sistema espacial se diseña para que dé soporte mecánico al resto de subsistemas, como la carga de pago o los equipos de AOCS. Por lo tanto, funciona como la columna vertebral del sistema espacial.
Por otra parte, la estructura tiene funciones secundarias como la de asegurar una correcta distribución de los equipos y protegerlos de cualquier ambiente externo que pueda poner en peligro la misión.

Los principales requisitos de diseño para los elementos estructurales son:

- Masa (mínima)
- Fiabilidad
- Costes de diseño
- Costes de producción
- Facilidad de inspección
- Facilidad de reproducción
- Posibilidad de reparación
- Posibilidad de modificaciones en fases posteriores de diseño

El orden de preferencia no tiene que ser precisamente éste, sino que en determinados proyectos se puede considerar los costes o la fiabilidad como el principal factor.

4.2.2 Requisitos y restricciones

Los principales requisitos para el diseño estructural provienen, o bien de la autoridad de lanzamiento (para el diseño de vehículos espaciales), o bien del principal contratista de la misión (para el diseño de instrumentos o componentes). En el dimensionado preliminar se deben tener en cuenta estos requisitos:

- Requisitos de masa
- Requisitos geométricos
- Requisitos de rigidez y de frecuencias naturales
- Cargas dimensionantes
- Requisitos de verificación de compatibilidad

4.2.2.1 Requisitos de masa

Todos los lanzadores imponen un límite máximo en la masa de la carga de pago. Este es uno de los principales requisitos que se debe tener en cuenta en el diseño de un vehículo espacial. Consecuentemente, el contratista principal del vehículo espacial impone a su vez un límite máximo en la masa de los equipos e instrumentos que componen el vehículo. Por lo tanto, las organizaciones encargadas del diseño de estos equipos deben planificar el desarrollo del producto teniendo en cuenta esta restricción.

Se debe conocer el valor de la masa de los vehículos espaciales o de los equipos con una precisión que especifica la autoridad lanzadora o el contratista principal.

4.2.2.2 Requisitos geométricos

4.2.2.2.1 Desequilibrado estático (Static unbalanced)

Esta característica es impuesta por la mayoría de los lanzadores a los vehículos espaciales que transporta y proporciona la distancia lateral máxima admisible (d) de la localización del centro de masas del vehículo espacial con respecto al eje longitudinal del vehículo lanzador.
La siguiente tabla muestra los máximos valores de algunos lanzadores:

Lanzador	**Tipo de vehículo espacial**	**Distancia máxima al eje longitudinal (d en mm)**
Ariane 5	Vehículo espacial con spin	30
	Vehículo espacial estabilizado 3 ejes	30-180 dependiendo de la masa del vehículo espacial
	Minisatélite (adaptador ASAP5)	5
	Microsatélite (adaptador ASAP5)	5
Soyuz		15
Vega	Vehículo espacial con spin	15
	Vehículo espacial estabilizado 3 ejes	30
H-IIA	Vehículo espacial con spin	25
	Vehículo espacial estabilizado 3 ejes	25
Pegasus		38 (25 si se usa HAPS)

Tabla 4.2-1: Valores máximos de separación del centro de gravedad con el eje longitudinal del lanzador

4.2.2.2.2 Desequilibrado dinámico (Dynamic unbalanced)

Para asegurar que las condiciones de separación entre los vehículos espaciales y la fase final del lanzador sean las más adecuadas, se debe imponer un requisito que afecta a la orientación del eje principal de inercia del vehículo espacial con respecto al eje longitudinal (geométrico) del vehículo espacial. Este valor se denomina máximo desequilibrado dinámico del vehículo espacial (ε). Este valor se suele imponer a vehículos con spin que superen una determinada velocidad angular.

La siguiente tabla muestra los valores típicos de este parámetro en diferentes lanzadores:

Lanzador	**Tipo de vehículo espacial**	**Máximo ángulo entre el eje principal de inercia y el eje longitudinal (ε en º)**
Ariane 5	Vehículo espacial con spin (velocidad de spin > 6º/s)	1
Soyuz	Vehículo espacial con spin	1
Vega	Vehículo espacial con spin	1
H-IIA	Vehículo espacial con spin	3

Tabla 4.2-2: Requisitos del ángulo entre el eje principal de inercia y el eje longitudinal

4.2.2.2.3 Límites de altura del centro de gravedad

Muchos lanzadores imponen limitaciones en la localización vertical del centro de gravedad de los vehículos espaciales, es decir, a la altura del centro de gravedad. Estas limitaciones están relacionadas con los requisitos de resistencia del adaptador de la carga de pago. Por lo tanto, los valores límite dependen más del tipo de adaptador empleado que del lanzador.

4.2.2.3 Requisitos de rigidez y de frecuencia

Las frecuencias naturales se definen como las frecuencias fundamentales sin amortiguamiento. Las frecuencias naturales de los satélites o de los equipos deben superar las frecuencias mínimas exigidas, tanto en sentido longitudinal como en sentido lateral. Esto evitará el acoplamiento dinámico entre el vehículo espacial y el lanzador gracias a la diferencia entre sus respectivas

frecuencias naturales. Por lo tanto, los vehículos espaciales y los satélites deben diseñarse para que sus primeras frecuencias naturales superen los valores indicados en el manual de usuario del lanzador empleado.

La siguiente tabla muestra ejemplos de requisitos de mínimas frecuencias de algunos lanzadores:

Lanzador	**Adaptador / (D = Diámetro del adaptador)**	**Vehículo espacial / (M= Masa del vehículo espacial)**	**Mínima frecuencia longitudinal (Hz)**	**Mínima frecuencia lateral (Hz)**
Ariane 5	D<2624	M < 4500 kg	31	10
		4500 kg ≤ M ≤ 6500 kg	27	8
		M > 6500 kg	27	TBD
	D2624	M < 4500 kg	31	9
		4500 kg ≤ M ≤ 6500 kg	27	8
		M > 6500 kg	27	7.5
	ASAP 5	Minisatélite	60	30
	ASAP 5	Microsatélite	90	45
Soyuz			35	15
Vega		M < 2500 kg	20 (F ≤ 45 hz)	15
			60	
H-IIA			30	10
Pegasus			20	-

Tabla 4.2-3: Requisitos de frecuencias de los lanzadores

Además de las primeras frecuencias naturales, los lanzadores imponen requisitos que afectan a los principales momentos de inercia, cuyo valor depende de las dimensiones geométricas y de la distribución de la masa del satélite.

4.2.2.4 Cargas dimensionantes

4.2.2.4.1 Máximas cargas cuasiestáticas

Las cargas cuasiestáticas (QSL) proceden de la combinación de cargas estacionarias y las cargas sinusoidales de baja frecuencia. La estructura primaria debe soportar las combinaciones más severas de estas cargas, aumentadas con el factor de seguridad (FOS). Estas cargas, denominadas cargas de diseño, determinan los espesores preliminares de las piezas de la estructura primaria.

Como ejemplo, se muestra a continuación los valores de carga cuasi estática que el lanzador Ariane 5 (*Ref 30, Ariane 5: User’s Manual (2011)*) transmite a su carga de pago en diferentes fases del ascenso:

Acceleration (g) / **Critical flight events**	**Longitudinal**		**Lateral**	**Additional line load (N/mm)**
	Static	Dynamic	Static + Dynamic	
Lift-off	- 1.8	± 1.5	± 2	26
Aerodynamic phase	- 2.7	± 0.5	± 2	23
Pressure oscillations / SRB end of flight	- 4.40	± 1.6	± 1	37
SRB jettisoning *	-0.7	± 3.2	± 0.9	0

Figura 4.2-1: Máximas aceleraciones del Ariane 5 (Ref 30)

Estas cargas mostradas incluyen los efectos de fuerzas de inercia y la gravedad y están referidas al centro de masas de la carga de pago.

4.2.2.4.2 Picos de cargas

Las discontinuidades geométricas y las diferencias de rigidez de la interfaz entre el adaptador y la carga de pago, además de una transmisión de esfuerzos no uniforme, pueden generar variaciones locales de la distribución de la carga. Los picos de esta carga pueden ser inducidos por el lanzador o por el vehículo espacial.

4.2.2.4.3 Cargas de tierra (operaciones de manipulación y transporte)

Durante las operaciones en tierra de manipulación, montaje, transporte e integración del vehículo espacial, pueden producirse determinadas cargas mecánicas. Estas cargas mecánicas deben ser soportadas por la estructura del vehículo espacial y, en la mayoría de los casos, no deben ser cargas lo suficientemente importantes o elevadas para que se consideren cargas dimensionantes.

4.2.2.4.4 Cargas dinámicas

Además de las cargas cuasiestáticas, los lanzadores trasmiten fuerzas dinámicas a sus cargas de pago. Tanto la estructura primaria como la estructura secundaria de los vehículos espaciales deben soportar estas cargas que se describen en los manuales de usuario de los lanzadores. Los elementos más sensibles a este tipo de cargas son los elementos flexibles y apéndices (paneles solares, antenas, etc.) del vehículo espacial. Las principales cargas dinámicas son las vibraciones sinusoidales, vibraciones aleatorias, cargas acústicas y choques. Estas cargas se describirán con más detalles en los próximos apartados.

4.2.2.5 Requisitos de verificación de compatibilidad del vehículo espacial

En todos los manuales de lanzadores se especifican las máximas cargas estáticas y dinámicas que van a someter a los vehículos espaciales que viajen como carga de pago. Por lo tanto, en una fase más avanzada de diseño se debe verificar que el vehículo espacial puede soportar con un determinado margen de seguridad todo este tipo de cargas.
Estas cargas son las siguientes:

- Carga estática
- Vibraciones sinusoidales
- Vibraciones aleatorias
- Cargas acústicas
- Cargas de choque
- Presión estática

Los lanzadores imponen una serie de requisitos que afectan al nivel de intensidad de carga de cada tipo de ensayo, y además, indican los factores de seguridad que se deben emplear.

La siguiente figura es una tabla obtenida del manual de usuario del Ariane 5 que indican los factores de seguridad, duración y velocidad de barrido para los principales ensayos mecánicos:

S/C tests	Qualification*		Protoflight		Acceptance	
	Factors	Duration/Rate	Factors	Duration/Rate	Factors	Duration/Rate
Static (QSL)	1,25	N/A	1,25	N/A	N/A	N/A
Sine vibrations	1,25	2 oct/min	1,25	4 oct/min	1.0	4 oct/min
Acoustics	+3 dB (or 2)	120 s	+3 dB (or 2)	60 s	1.0	60 s
Shock	+3 dB (or 1.41)	N/A	+3 dB (or 1.41)	N/A	N/A	N/A

Figura 4.2-2: Factores de seguridad, duraciones y velocidades en los ensayos mecánicos (Ariane 5 (Ref 30))

4.2.2.5.1 Ensayos estáticos

Los ensayos estáticos son realizados por los encargados del desarrollo del vehículo espacial para confirmar la integridad de diseño de los elementos primarios de la estructura. Las cargas estáticas están basadas en las peores condiciones, es decir, en los eventos que inducen las máximas cargas sobre la interfaz y que afectan a la estructura principal. Estas cargas son derivadas de la tabla de máximas cargas cuasiestáticas (QSL) y tienen en cuenta los picos de cargas lineales adicionales. Además, se deben aplicar los factores de calificación o factores de diseño a estas cargas cuando se quiere realizar análisis en modelos matemáticos de la estructura y para los ensayos de calificación. Para los ensayos de aceptación, se aplica el valor especificado en los manuales de usuario de los lanzadores.

En la sección 4.5.3 de este documento se muestran las especificaciones de carga estática de los lanzadores.

4.2.2.5.2 Ensayos de vibraciones sinusoidales

El objetivo de los ensayos de vibraciones sinusoidales es verificar la calificación de la estructura secundaria de los vehículos espaciales mediante la aplicación de cargas dimensionantes dinámicas, amplificadas con los factores de seguridad apropiados que dependen del lanzador.

Estos tests consisten en un barrido dentro de un determinado margen de frecuencias y en cada eje. Los valores de intensidad y las velocidades de barrido dependen también de los lanzadores y vienen especificados en sus manuales de usuario. En general, los niveles de intensidad y la duración de los tests son mayores en la etapa de calificación que en la etapa de aceptación.

En la sección 5.2.3 de este documento se muestran las especificaciones de vibraciones sinusoidales de algunos lanzadores.

La siguiente figura es una tabla del manual de usuario del Ariane 5 que indican los niveles de carga en distintos rangos de frecuencias para los ensayos sinusoidales, así como la velocidad de barrido.

Sine	Frequency range (Hz)	Qualification levels (0-peak)	Protoflight levels (0-peak)	Acceptance levels (0-peak)
Longitudinal	2-5* 5-50 50-100	12.4 mm 1.25 g 1 g	12.4 mm 1.25 g 1 g	9.9 mm 1 g 0.8 g
Lateral	2-5 5-25 25-100	9.9 mm 1 g 0.8 g	9.9 mm 1 g 0.8 g	8.0 mm 0.8 g 0.6 g
Sweep rate		2 oct./min	4 oct./min	4 oct./min

Figura 4.2-3: Niveles de los ensayos de vibración sinusoidal

4.2.2.5.3 Ensayos de vibraciones aleatorias

El objetivo de los ensayos de vibraciones aleatorias es verificar el cumplimiento de la estructura secundaria con los requisitos de cargas aleatorias. Estas cargas deben ser amplificadas con los factores de seguridad apropiados, que son especificados en los manuales de usuario de los lanzadores. En algunos casos, este tipo de ensayo sustituye al ensayo acústico y viceversa, siendo el ensayo de vibraciones aleatorias el más adecuado para satélites pequeños o de menor envergadura y el ensayo acústico más apropiado para vehículos espaciales extensos o con apéndices o paneles desplegables.

La siguiente tabla muestra los valores de intensidad de carga en función de la banda de frecuencias para los ensayos aleatorios que impone el lanzador Soyuz (Ariannespace).

Frequency band	Spectral density (10^{-3} g^2/Hz)	
	Qualification	Acceptance
20 – 50	11.25	5
50 – 100	11.25 – 22.5	5 – 10
100 – 200	22.5 – 56.25	10 – 25
200 – 500	56.25	25
500 – 1000	56.25 – 22.5	25 – 10
1000 – 2000	22.5 – 11.25	10 – 5
Overall (g)	7.5	5

Figura 4.2-4: Intensidad de carga de los tests de vibraciones aleatorias (Soyuz (Ref 31))

En la sección 5.3.3 de este documento se muestran las especificaciones de vibraciones aleatorias de algunos lanzadores.

4.2.2.5.4 Ensayos acústicos

Los ensayos acústicos se realizan en cámaras reverberantes aplicando el espectro de carga acústica de vuelo incrementado con los factores de seguridad que vienen indicados en el manual de usuario del lanzador empleado. Los ensayos acústicos pueden sustituir a los ensayos de vibraciones aleatorias.

La siguiente figura muestra los valores en decibelios de la carga acústica en diferentes bandas de frecuencias impuestas por el lanzador Ariane 5 a sus cargas de pago principales:

Octave band centre frequency (Hz)	Qualification Level (dB)	Protoflight Level (dB)	Acceptance level (flight) (dB)
	ref: 0 dB = 2 x 10^{-5} Pascal		
31.5	131	131	128
63	134	134	131
125	139	139	136
250	136	136	133
500	132	132	129
1000	126	126	123
2000	119	119	116
Overall level	142.5	142.5	139.5
Test duration	2 minutes	1 minute	1 minute

Figura 4.2-5: Niveles del test acústico (Ariane 5 (Ref 30))

En la sección 5.7.3 de este documento se muestran las especificaciones de carga acústica de algunos lanzadores.

4.2.2.5.5 Ensayos de choques

Se deben efectuar tests de choques para determinar la capacidad que tiene la estructura de soportar los distintos choques que aparecen durante la misión, como la separación de las etapas del lanzador, la ignición de los motores, la eyección de la cofia y la activación de mecanismos desplegables del vehículo espacial.

Los lanzadores especifican el espectro de choque que deben soportar los vehículos espaciales, donde se tienen en cuenta las envolventes producidas por diferentes causas como la separación de etapas o de la cofia. Además, proporcionan diferentes métodos de realización del ensayo.

En la sección 5.6.3 de este documento se muestran las especificaciones de choque de algunos lanzadores.

La siguiente figura muestra el espectro de choque en función de la frecuencia impuesto por el Ariane 5 a sus cargas de pago:

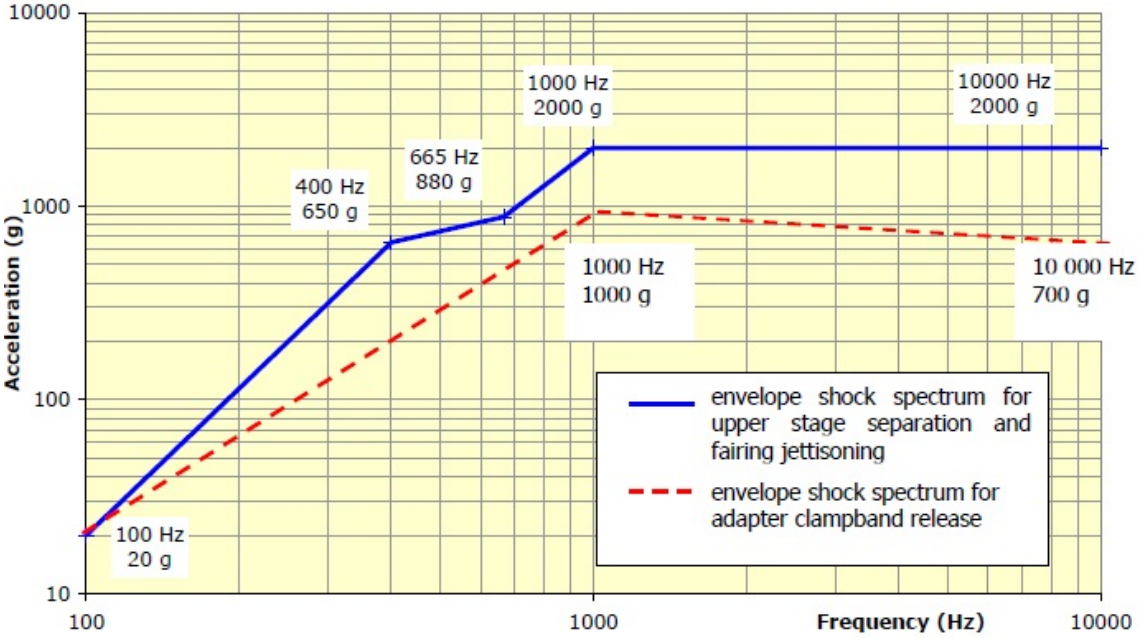


Figura 4.2-6: Envolvente del espectro de choque (Ariane 5 (Ref 30))

4.2.2.5.6 Presión estática

Los lanzadores indican en sus manuales de usuario la variación de la presión estática dentro de la cofia y que afecta a la carga de pago que va dentro. Esta presión va disminuyendo a medida que se va produciendo el ascenso (desde 1 atm hasta valores cercanos a 0 atm) a una determinada velocidad de despresurización. Es conveniente que la velocidad de despresurización no sea lo suficientemente elevada para poner en peligro a la carga de pago. Normalmente, los manuales de usuario de los lanzadores indican el instante donde se produce la velocidad máxima de despresurización y el valor de esa velocidad.

La siguiente figura muestra la variación de la velocidad de despresurización del Ariane 5.

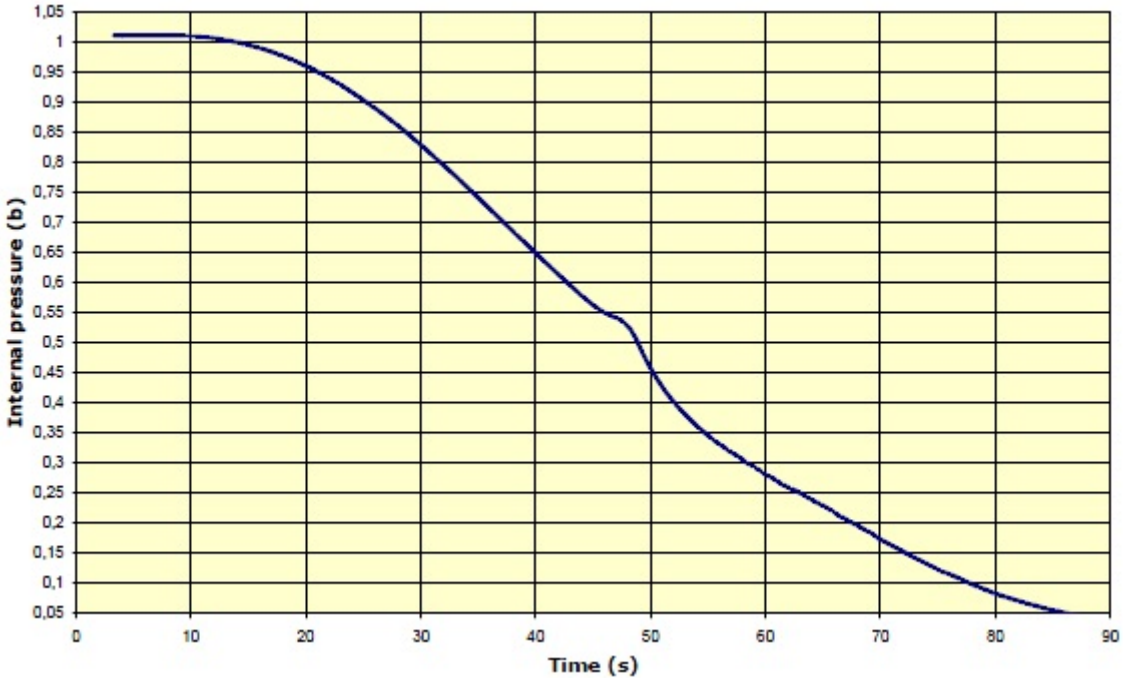


Figura 4.2-7: Variación de la presión estática en el interior de la cofia del Ariane 5 (Ref 30)

4.2.2.6 Requisitos de las interfaces del vehículo espacial

4.2.2.6.1 Ejes de referencia

Los lanzadores imponen que la definición de la geometría de los vehículos espaciales emplee un determinado sistema de ejes de referencia para facilitar la integración y el control de configuración de la interfaz entre los vehículos espaciales y los lanzadores. La sincronización de los ejes del vehículo espacial con respecto a los ejes del lanzador se definen en el Documento de Control de Interfaz donde se tienen en cuenta las características más importantes (volumen, necesidades de acceso, enlaces de radiofrecuencia…) del vehículo espacial.

La siguiente figura muestra el sistema de ejes especificado por el Ariane 5:

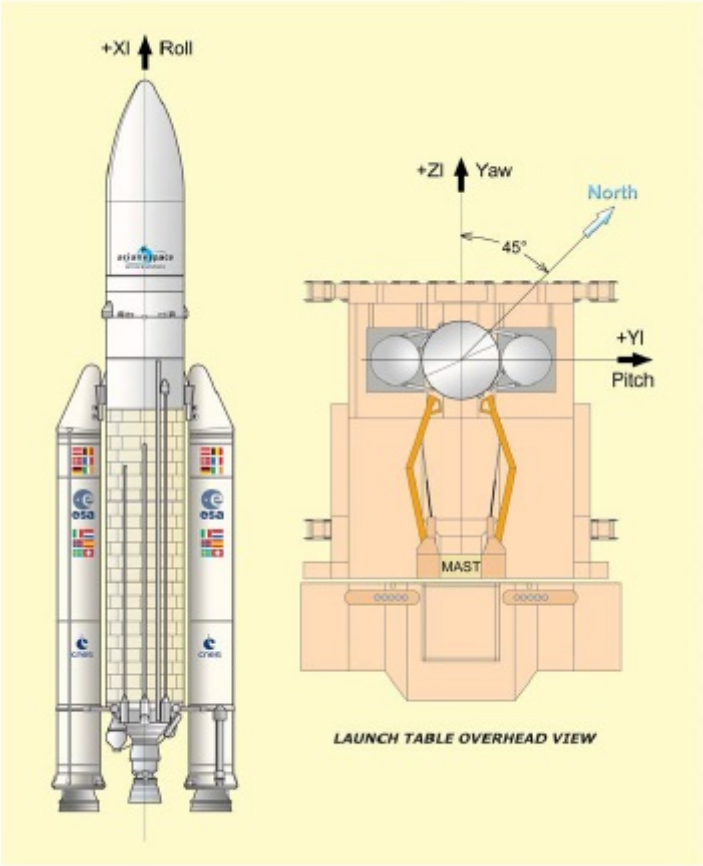


Figura 4.2-8: Sistema de ejes de referencia del Ariane 5 (Ref 30)

4.2.2.6.2 Volumen útil

El volumen útil para la carga de pago de un lanzador es el espacio disponible para la carga de pago que se sitúe dentro de la cofia. Este volumen impone los límites geométricos del vehículo espacial (incluyendo tolerancias, protección térmica, apéndices…). Este volumen útil se define teniendo en cuenta el desplazamiento potencial que puede sufrir el vehículo espacial durante la fase de ascenso debido a la aplicación de cargas estáticas y dinámicas.

La definición del volumen útil de cada lanzador viene especificada en los manuales de usuario, donde se establecen, mediante planos, las dimensiones de la cofia y las dimensiones del volumen útil.

La siguiente figura muestra la definición del volumen útil para el Ariane 5:

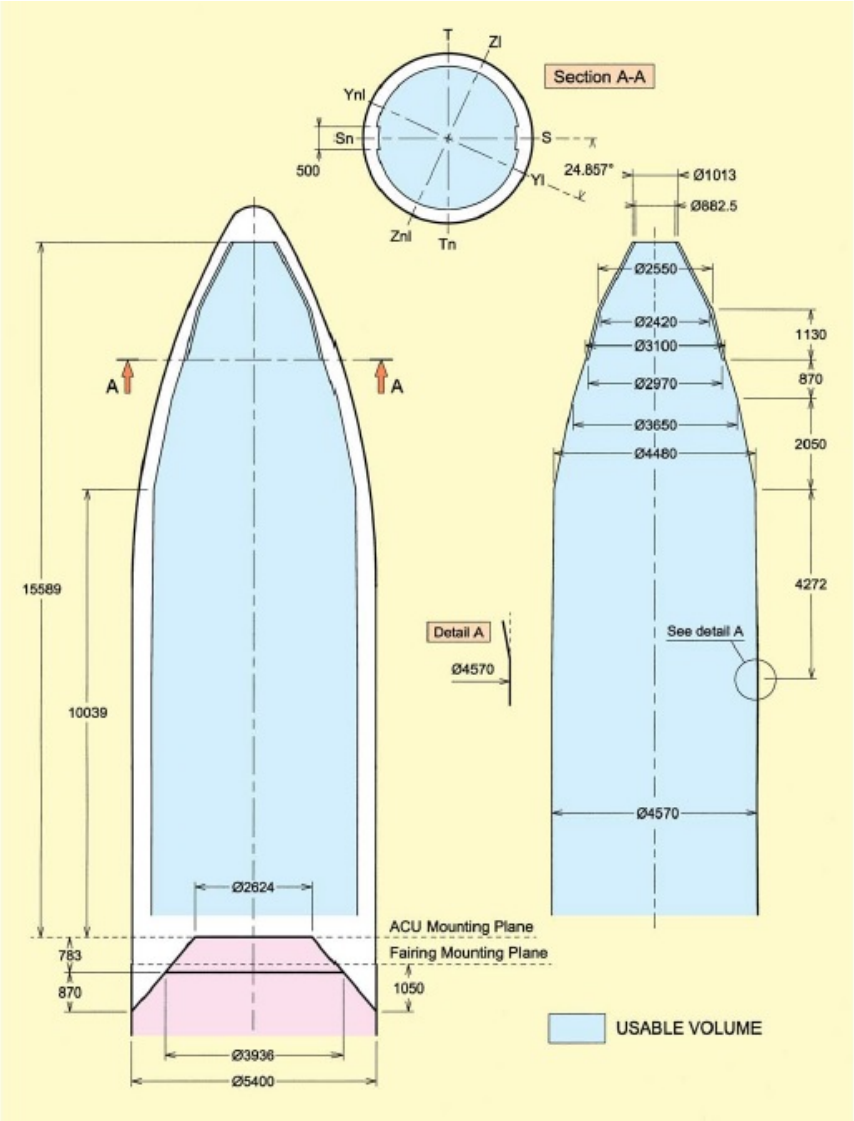


Figura 4.2-9: Volumen útil del Ariane 5 (Ref 30)

4.2.2.6.3 Accesibilidad

La accesibilidad se refiere a la posibilidad de alcanzar y manipular el vehículo espacial cuando se encuentra encapsulado en la cofia del lanzador. La accesibilidad se consigue con las puertas de acceso y los agujeros que suelen presentar las cofias de los distintos lanzadores y que se indican en los manuales de usuario.

4.2.2.6.4 Interfaz mecánica

Para facilitar la integración mecánica de un mayor número de vehículos espaciales, los lanzadores incorporan diferentes adaptadores con diferentes tamaños y formas capaces de proporcionar la sujeción adecuada a las cargas de pago. Los vehículos espaciales deben ser diseñados para que sean compatibles con algunos de los adaptadores estándar, o bien algunas organizaciones de lanzamiento pueden desarrollar adaptadores específicos para los vehículos espaciales más exigentes, con el inconveniente de que esta segunda opción suele ser más costosa.

Los adaptadores deben incorporar conectores eléctricos y los sistemas de separación de la carga útil, que habitualmente se activan con dispositivos pirotécnicos. Los manuales de usuario de los

lanzadores proporcionan la descripción de las dimensiones geométricas de los adaptadores estándares disponibles.

La siguiente tabla proporciona las características geométricas de los adaptadores empleados en el Ariane 5 y que son utilizados también por otros lanzadores de Ariannespace (Soyuz):

Adapter	Description	Separation system
PAS 937S	Height: 883 mm Max mass: 155 kg Aluminum upper structure (PAF) and composite lower part (LVA 2624)	Clamp band Ø937 with low shock separation system (CBOD) (RUAG Space)
PAS 937C dismountable	Height: 925 mm Max mass: 155 kg or 195 kg with a Ø1780 interface (Variant A) Cone and lower ring: monolithic carbon Upper ring: aluminum	Clamp band Ø937 with low shock separation system (LPSS) (EADS CASA)
PAS 1194VS	Height: 753 mm Max mass: 150 kg Aluminum upper structure (PAF) and composite lower part (LVA 2624)	Clamp band Ø1194 with low shock separation system (CBOD) (RUAG Space)
PAS 1194C dismountable	Height: 790 mm Max mass: 150 kg or 190 kg with a Ø1780 interface (Variant A) Cone and lower ring: monolithic carbon Upper ring: aluminum	Clamp band Ø1194 with low shock separation system (LPSS) (EADS CASA)
PAS 1663	Height: 886 mm Max mass: 165 kg Aluminum upper structure (PAF) and composite lower part (LVA 2624)	4 bolts with pyrotechnic separation nuts (Hi-Shear)
PAS 1666MVS	Height: 886 mm Max mass: 160 kg Aluminum upper structure (PAF) and composite lower structural part (LVA 2624)	Clamp band Ø1666 with low shock separation system (CBOD) (RUAG Space)
PAS 1666S	Height: 882 mm Max mass: 195 kg Aluminum upper structure (PAF) and composite lower part (LVA 2624)	Clamp band Ø1666 with low shock separation system (CBOD) (RUAG Space)
PAS 2624VS	Height: 175 mm (Variant A) or 325 mm (Variant B) Max mass: 100 kg (Var. A) or 125 kg (Var. B) Aluminum structure	Clamp band Ø2624 with low shock separation system (CBOD) (RUAG Space)
Raising cylinder: ACY 1780	Height: adjustable between 70 and 300 mm Max mass: 45 kg Aluminum structure It can be used with all the adapters except with the PAS 1666S, PAS 2624VS	N/A

Figura 4.2-10: Adaptadores del Ariane 5 (Ref 30)

4.2.3 Factores de seguridad y márgenes de seguridad

Los factores de seguridad se utilizan para tener en cuenta las incertidumbres de los valores máximos de carga que han sido determinados. Estos factores incrementan el valor de las cargas de vuelo para asegurar con determinado nivel de confianza (95% normalmente) que un amplio porcentaje de las cargas que se va a encontrar el producto durante su misión son menores que el valor especificado. Dependiendo de carga se trate, el porcentaje suele ser 90% o 99%. El propósito de incluir estos factores de seguridad es aportar una mayor confianza en que el diseño se comporte eficazmente y evitar el colapso de la estructura y el fallo de la misión.

La siguiente figura muestra la relación entre los factores de seguridad típicos con los tipos de carga límite (ver 4.2.4).

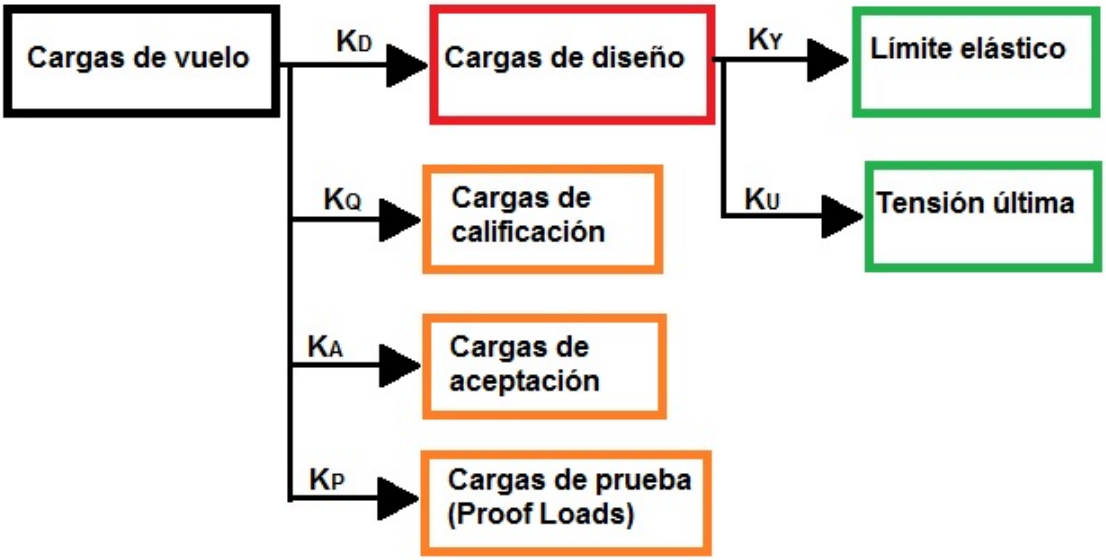


Figura 4.2-11: Relaciones entre los factores de seguridad con las cargas límite

La siguiente tabla resume los valores típicos de los distintos factores de seguridad (*Ref 20, J. Wijker: “Spacecraft Structures”*).

Factor de seguridad	Notación recomendada	Valor
Factor de seguridad de diseño	K_D	1.4 – 1.5 (Es recomendable: $K_D = K_Q$)
Factor de seguridad de calificación	K_Q	1.25
Factor de seguridad de aceptación	K_A	1 – 1.1
Factor de seguridad de límite elástico	K_Y, FOSY	1.1 – 1.25
Factor de seguridad de la carga última	K_U, FOSU	1.25 – 1.5
Factor de seguridad de pandeo	K_B	
Factor de seguridad de la carga de prueba	K_P	

Tabla 4.2-4: Valores recomendados para los factores de seguridad

Las siguientes tablas definen de una forma más específica los valores de los factores de seguridad recomendados por la norma ECSS-E-ST-32-10C:

Load type	Requirements				Comments
	Vehicle		KQ	KA	
Global flight loads	Satellite		1,25 [a]	1	
	Launch vehicle		$1,25_{corrected}$ [b]	1 or J_P [c]	Typical value to be considered for dimensioning are J_P=1,05 to 1,1
	Man-rated S/C	Launch loads	1,4	1,2	
		On orbit loads	1,5		
Internal pressure	in conformance with ECSS–E-ST-32-02 [i]				Applicable for satellite and launch vehicles
Dynamic local loads [d]	Satellite		1,25 [a, e]	1	
	Launch vehicle		1,25 [e]	N/A	
Hoisting loads [f]	Satellite		2	N/A	
Hoisting loads [g] (fail safe)	Satellite		1	N/A	
Storage and transportation loads	Satellite -local transportation and storage loads -other transportation loads		2 1,4	N/A	
Thermal loads [h]	Satellite		1	1	
	Launch vehicle		1	1	

a A higher value can be specified by the Launch vehicle Authority or the customer.

b See clause 4.2.2.

c J_P is the proof factor for pressurized structure.

d Local loads are system level loads computed e.g. on units, appendages, equipments, fixtures during dynamic analyses.

e The value applies for qualification tests under local load conditions. A higher value can be specified for specific purposes.

f National laws can specify higher values.

g Fail safe means in case of loss of one of the hoisting slings. In this case, the limit load (LL) is determined by using peak dynamic load due to the failure of the hoisting sling.

h Thermal loads (i.e. mechanical load of thermo elastic origin) are taken with a qualification/acceptance factor equal to 1 by using temperature and gradients levels at qualification/acceptance levels where the qualification/acceptance level temperature includes thermal prediction uncertainty plus a qualification/acceptance temperature margin.

i KQ is defined as "Burst Factor" and KA is defined as "Proof Factor" in ECSS-E-ST-32-02.

Tabla 4.2-5: Factores de seguridad de calificación y aceptación (ECSS-E-ST-32-10C)

Structure type	Vehicle	Requirements			
		FOSY	FOSU	FOSY verification by analysis only	FOSU verification by analysis only
Metallic parts	Satellite	1,1	1,25	1,25	2,0
	Launch vehicle	1,1	1,25	See Note [c]	2,0
	Man-rated S/C Launch On Orbit	1,25 1,1	1,4 1,5	See Note [c]	See Note [c]
FRP parts (away from discontinuities)	Satellite	N/A	1,25	N/A	2,0
	Launch vehicle	N/A	1,25	N/A	2,0
	Man-rated S/C Launch On Orbit	N/A N/A	1,5 2,0	N/A N/A	See Note [c]
FRP parts (discontinuities) [a]	Satellite	N/A	1,25	N/A	2,0
	Launch vehicle	N/A	1,25	N/A	2,0
	Man-rated S/C	N/A	2,0 [b]	N/A	See Note [c]
Sandwich parts: - face wrinkling - intracell buckling - honeycomb shear	Satellite	N/A	1,25	N/A	2,0
	Launch vehicle	N/A	1,25	N/A	2,0
	Man-rated S/C	N/A	1,4	N/A	See Note [c]
Glass and ceramic structural parts	Satellite	N/A	2,5	N/A	5,0
	Launch vehicle	N/A	See Note [c]	N/A	See Note [c]
	Man-rated S/C	N/A	3,0	N/A	See Note [c]

a e.g.: holes, frames, reinforcements, steep change of thickness.
b This value is for consistency with NASA-STD-5001 and already include a KLD factor.
c No commonly agreed value within the space community can be provided.

Tabla 4.2-6: Factores de seguridad para cada tipo de material (ECSS-E-ST-32-10C)

El margen de seguridad (MS o MOS) se usa para determinar la fiabilidad de la estructura frente a los posibles casos de carga, cuando se ha diseñado con un determinado factor de seguridad (K) (*Ref 20, J. Wijker: “Spacecraft Structures”*):

$$MS = \frac{\sigma_{admisible}}{\sigma_{actual} \cdot K} - 1$$

Donde $\sigma_{admisible}$ es la máxima tensión permitida por el material antes del fallo y σ_{actual} es el valor de la carga considerada. Cuando la tensión aplicada supera el máximo permitido, entonces la estructura fallará y el MS será por tanto negativo. Así que interesa conseguir un margen positivo de seguridad. En la siguiente tabla se muestra los criterios de diseño en función del rango de valores del margen de seguridad:

Margen de seguridad	Significancia
MS<0	Fallo
0<MS<0.5	Diseño óptimo
0.5<MS<1.5	Buen diseño
MS>1.5	Diseño sobreestimado

Tabla 4.2-7: Criterios de diseño en función de los valores de MS

Para una combinación de más de una condición de carga, el valor de MS puede ser determinado como se muestra en la siguiente tabla (*Ref 20, J. Wijker: “Spacecraft Structures”*):

Margen de seguridad	Casos de cargas combinadas
$MS = \frac{1}{K}\left(\frac{\sigma_{compr}}{\sigma^*_{compr}} + \frac{\sigma_{flexión}}{\sigma^*_{flexión}}\right)^{-1} - 1$	Combinación de cargas de compresión (o tracción) y flexión
$MS = \frac{1}{K}\left(\frac{\sigma_{compr}}{\sigma^*_{compr}} + \frac{\sigma_{torsión}}{\sigma^*_{torsión}}\right)^{-1} - 1$	Combinación de cargas de compresión (o tracción) y torsión
$MS = \frac{1}{K}\left(\frac{\sigma_{compr}}{\sigma^*_{compr}} + \frac{\sigma_{flexión}}{\sigma^*_{flexión}} + \left\{\frac{\sigma_{torsión}}{\sigma^*_{torsión}}\right\}^2\right)^{-1} - 1$	Combinación de cargas de compresión, flexión y torsión

Tabla 4.2-8: Márgenes de seguridad para combinación de cargas

Donde σ_i es la tensión aplicada y σ_i* es la tensión admisible y K es el factor de seguridad.

4.2.3.1 Factores de seguridad adicionales

Aparte de los anteriores factores de seguridad, la norma ECSS-E-ST-32-10C define los siguientes factores.

Factor de seguridad	Notación recomendada	Valor
Factor de diseño local	K_{LD}	1.0 - 1.2
Factor de modelo	K_M	1.0 - 1.2
Factor de política de márgenes	K_{MP}	
Factor del proyecto	K_P	

Tabla 4.2-9: Factores de seguridad definidos por la norma ECSS-E-ST-32-10C

- El factor del modelo (K_M) se aplica a los modelos matemáticos (FEM) de los análisis estructurales para tener en cuenta las incertidumbres del modelo. Para satélites, su valor inicial suele ser 1.2, y a medida que avanza el proyecto y se tiene de mayor precisión del modelo, el facto de carga (K_M) va reduciendo su valor hasta 1.0.
- El factor de proyecto (K_P) se aplica teniendo en cuenta la madurez del programa y la confianza en la especificación dada. Este valor se reduce con el avance del proyecto.
- El factor de diseño local (K_{LD}) se aplica cuando la modelización o el dimensionamiento de una pieza es complejo. Tiene en cuenta las incertidumbres relativas a las dificultades de los análisis y a la falta de fiabilidad en la metodología de dimensionamiento. Para satélites que incorpora estructuras de material compuesto, tipo sándwich o uniones e insertos, el valor típico es 1.2.
- El factor “margin policy” (K_{MP}) se aplica a los vehículos lanzadores y cubre la falta de conocimiento sobre los modos de fallo, sobre la interacción de cargas y sobre las zonas no ensayadas.

4.2.4 Cargas límite

Las cargas límite son las diferentes cargas de vuelo o diseño que se deben tener en cuenta, tanto en el proceso de diseño, como en los ensayos. Las relaciones entre todas estas cargas límite se muestra en la Figura 4.2-11. Las cargas límite son las siguientes.

4.2.4.1 Carga de vuelo

Se define carga de vuelo como el valor que es mayor o igual a un determinado porcentaje (dependiendo del criterio elegido es 95%, 97,7% o 99%) de todas las cargas que puedan aparecer durante la misión y con un nivel de confianza del 95%.

Hay diferentes tipos de carga: cuasi estático, vibraciones sinusoidales, vibraciones aleatorias, etc. Para cada tipo de carga, se define una carga de vuelo en cada dirección principal.

Los valores de las cargas de vuelo son los que se utilizan para los ensayos de aceptación en los modelos de vuelo (FM).

De la carga de vuelo se obtiene la tensión límite.

4.2.4.2 Carga de diseño

Las cargas de diseño o cargas límite de diseño son las cargas de vuelo multiplicadas por el factor de diseño (K_Q), y son las utilizadas durante la etapa de diseño de la estructura. El factor de diseño es impuesto por el cliente o principal contratista, y suele oscilar entre 1.25 y 1.5 (*Ref 20, J. Wijker: “Spacecraft Structures”*). La aplicación de este factor evita los posibles riesgos durante las etapas de diseño y ensayos.

Se aplican las cargas de diseño en los ensayos de calificación estructurales (estático, vibraciones sinusoidales, vibraciones aleatorias, choque, acústico) de los diferentes modelos (STM, SM, QM). Por lo tanto, las cargas de diseño son conocidas también como cargas de calificación.

4.2.4.3 Límite elástico

En las estructuras espaciales se debe garantizar que no se produzcan deformaciones plásticas con efectos permanentes, ya que esto puede afectar gravemente en las operaciones de los instrumentos (especialmente los instrumentos ópticos) poniendo en peligro la misión.
Por lo tanto, se debe asegurar con un cierto margen de seguridad que el valor del límite elástico (yield strength) del material empleado en cada pieza estructural esté por encima de la carga de diseño de esa pieza. El factor de seguridad que relaciona ambos valores es K_Y, y su valor suele ser de 1.10 (*Ref 20, J. Wijker: “Spacecraft Structures”*) para piezas ya ensayadas.

4.2.4.4 Carga última

La carga última (ultimate strength) de un determinado material se define como el valor máximo de tensión que es capaz de soportar antes de romperse. En cualquier estructura, ya sea espacial o de otro tipo, se debe evitar la posibilidad de que se produzca una situación en que el esfuerzo soportado supere la carga última del material estructural. De no ser así, la estructura se rompería y la misión fracasaría. Por lo tanto, la carga última es la carga más crítica para el diseño.

La relación entre la carga última y la carga de diseño es el factor de seguridad K_U. Su valor suele ser 1.5 (*Ref 20, J. Wijker: “Spacecraft Structures”*).

Las tensiones relacionadas con la carga última se denominan tensiones últimas.

4.2.4.5 Carga de prueba (Proof load)

La carga de prueba es la carga de diseño multiplicada por el factor de prueba (K_P). Las cargas de prueba son usadas para ensayar piezas de la estructura antes de ensayar la estructura completa. Un ejemplo de carga de prueba es la realización de ensayos de tanques de combustible a una determinada presión interna.

4.2.4.6 Carga de pandeo

La carga de pandeo es la carga de diseño multiplicada por el factor de seguridad de pandeo. Se debe evitar el pandeo global o el fallo de la estructura si aparece la peor combinación de cargas de pandeo.

4.2.4.7 Criterios estadísticos de los valores de carga

Para asegurar que un valor dado represente la máxima carga que puede ocurrir en una determinada estructura durante su misión, se debe definir la probabilidad en que ese valor dado sea mayor o igual a un determinado porcentaje de cargas reales. Para ello se recurre a los siguientes criterios estadísticos:

- Valor A (Base A): El valor A es el valor de la carga que supera al 99% de las posibles cargas, con un nivel de confianza del 95%. Esto quiere decir que hay un 95% de probabilidad de que el 99% de todas las cargas reales posibles estén por debajo del valor A.
- Valor B (Base B): El valor B es el valor de la carga que supera al 90% de las posibles cargas, con un nivel de confianza del 95%. Esto quiere decir que hay un 95% de probabilidad de que el 90% de todas las cargas reales posibles estén por debajo del valor B.
- Valor S (Base S): Es el valor mínimo de determinadas propiedades mecánicas de los materiales. Es utilizado por varias agencias.

4.2.5 Criterios de fallo

Las estructuras espaciales se diseñan para que en el caso de que se produzca su colapso, lo haga de una determinada forma.

- Fail-safe: Una estructura es diseñada con este criterio cuando la estructura no falla después de un fallo en uno de sus elementos o piezas.
- Safe-life: Una estructura es diseñada con este criterio cuando en el caso de que se produzca la mayor grieta indetectable posible en uno de sus elementos, esta grieta no aumenta su tamaño en el momento en que se aplican las principales cargas oscilatorias.

4.2.6 Selección de materiales

Un paso esencial en el proceso de diseño es elegir adecuadamente qué material se debe usar para cada elemento estructural. Esta elección puede tener consecuencias importantes en la masa total del vehículo espacial, en las máximas cargas admisibles del elemento, en la rigidez estructural, en las frecuencias naturales y en el coste del proyecto. Por lo tanto, se debe considerar adecuadamente las propiedades de los materiales a la hora de efectuar la mejor decisión. Los siguientes parámetros son los más importantes para seleccionar los materiales:

- Resistencia y rigidez
- Peso específico
- Resistencia última

- Resistencia a la fatiga
- Restricciones técnicas (elasticidad, maleabilidad, concentraciones de esfuerzos, etc.)
- Conductividad térmica
- Conductividad o resistencia eléctrica
- Disponibilidad
- Costes

Las características primordiales para la selección de materiales son las siguientes:

E	Módulo de Young
ρ	Densidad
σ_y	Límite elástico
σ_u	Resistencia última
$\frac{\sigma_u}{\rho}$	Resistencia específica
$\frac{\sqrt{E}}{\rho}$	Rigidez específica

Tabla 4.2-10: Parámetros de materiales

4.2.6.1 Eficiencia estructural

Para cada tipo de geometría del elemento, se puede determinar un parámetro denominado eficiencia estructural (SE) [Ashly 2003] que valora lo rígido que puede ser un determinado elemento en función del parámetro E/ρ^i, siendo i = 1, 1/2 ó 1/3.

$$SE = \frac{Carga\ transmitida\ por\ la\ estructura}{Masa\ de\ la\ estructura} = f\left(\frac{E^i}{\rho}\right)$$

La siguiente tabla muestra las expresiones de eficiencia estructural en el caso de vigas sometidas a flexión, columnas sometidas a compresión y placas sometidas a pandeo.

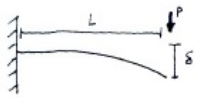
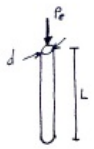
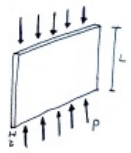
Cargas sobre elemntos estructurales	Flexión Viga	Pandeo columna	Pandeo placa delgada
Esquema			
Valor característico	$\delta = \frac{PL^3}{3EI}$	$P_e = \frac{\pi^2 EI}{L^2}$	$P = cte \cdot \frac{E}{1-\nu^2}\left(\frac{(}{t}w)^2\right) tw$
Inercia	$I = \frac{wt^3}{12}$	$I = \frac{\pi d^4}{64}$	—
Masa	$m = Lwt\rho$	$m = \frac{\pi d^4}{4} L\rho$	$m = Lwt\rho$
Eficiencia	$\frac{\delta t^2}{L^4}\frac{E}{\rho}$	$\frac{P_e}{E^4}\frac{L^{1/2}}{\rho}$	$cte \cdot \left(\frac{P_e}{L^4}\right)^{1/3}\frac{E^{1/3}}{\rho}$
Coeficiente de Carga	$\frac{\delta t^2}{L^4}$	$\left(\frac{P_e}{L^4}\right)^{1/2}$	$\left(\frac{P_e}{L^4}\right)^{2/3}$
Eficiencia del material	$\frac{E}{\rho}$	$\frac{E^{1/2}}{\rho}$	$\frac{E^{1/3}}{\rho}$

Figura 4.2-12: Expresiones de la eficiencia del material en distintos elementos

4.2.6.2 Propiedades de los materiales

A continuación se muestra de forma resumida las principales propiedades de los materiales utilizados típicamente en la industria aeroespacial.

4.2.6.2.1 Aleaciones metálicas

Las aleaciones metálicas es el tipo de material que más se utiliza para las estructuras de los sistemas espaciales debido principalmente a sus altos valores de resistencia y a la alta fiabilidad y homogeneidad de sus propiedades. Debido a la exigencia de reducir lo máximo posible la masa de los sistemas espaciales, las aleaciones más utilizadas son las aleaciones ligeras (aluminio, titanio, magnesio y berilio).

Estas son las principales aplicaciones de cada tipo de aleación:

Material	Aplicación	Restricciones importantes
Aleaciones de acero	• Tanques de combustible presurizados criogénicamente • Carcasas de propulsores de cohete sólido • Tuberías de combustible • Pieles de estructura sándwich en estructuras de alta solicitación de carga • Estructuras calientes	• Alta densidad
Aleaciones de aluminio	• Aplicaciones criogénicas • Tanques de combustible • Estructuras primarias (< 200ºC) • Puntales • Núcleos y pieles de estructuras sándwich	• Sensible a la humedad
Aleaciones de titanio	• Estructuras ligeras y homogéneas con formas complejas • Bragueros y nodos de estructuras articuladas • Puntales a compresión • Tanques presurizados • Aplicaciones criogénicas (tanques) • Tuberías de combustible • Estructuras calientes (< 500 ºC) • Tornillos	• Material caro
Aleaciones de berilio	• Estructuras ligeras y rígidas en compresión (< 530 ºC) • Construcción para choque térmico • Aplicaciones para el aumento de las frecuencias naturales • Bajo coeficiente de expansión térmico	• Frágil • Tóxico • Caro
Aleaciones de magnesio	• Estructuras ligeras de con alta variedad de material • Estructuras articuladas • Piezas estructurales de bajo nivel de carga	• Baja dureza • Susceptible a la corrosión bajo tensiones

Tabla 4.2-11: Aplicaciones espaciales de aleaciones

La siguiente tabla muestra los parámetros más importantes de las aleaciones principales (*Ref 20, J. Wijker: “Spacecraft Structures”*):

Material	Densidad ρ (Kg/m^3)	Resistencia última σ_u (MPa)	Límite elástico σ_y (MPa)	Módulo de Young E (GPa)
Aluminio				
2014-T6	2800	441	386	72
2024-T36	2770	482	413	72
6061-T6	2710	289	241	67
7075-T6	2800	523	448	71
Magnesio				
AZ3 1B	1770	221	110	44
AZ3 1B-H24	1770	269	199	44

Titanio				
Ti6Al-4V	4430	1103	999	110
Acero				
RH1050	7600	1310	1170	200
D6AC	7800	1600	1200	200
AMS-6434	7880	2100	1400	200
Berilio Lock-alloy	2100	426	310	203

Tabla 4.2-12: Propiedades de metales típicos

4.2.6.2.2 Materiales compuestos

Los materiales compuestos consisten en la formación de materiales constituidos por dos tipos de componentes: una matriz y un elemento de refuerzo (fibras). La matriz aporta la consistencia y se encarga de transmitir los esfuerzos cortantes hacia los elementos de refuerzo. Por otra parte, los elementos de refuerzo son los encargados de soportar las principales cargas de tracción – compresión cuando la carga aplicada tiene la misma dirección que las fibras. Existen diversas formas de fabricación de materiales compuestos, así como diversos tipos de matriz (polímeros, metales, cerámicos) y diversos tipos de elemento de refuerzo.
Poseen como principal ventaja la de ser más ligeros que la mayoría de las aleaciones metálicas, y además tienen un alto módulo de elasticidad. Como principales inconvenientes destacan el alto coste de fabricación y la no homogeneidad de sus propiedades.

Las principales propiedades de los materiales compuestos son:

Material (Matriz-Fibra)	**Densidad ρ (Kg/m^3)**	**Resistencia última σ_u (MPa)***	**Módulo de Young E (GPa)***
Epoxi-fibra de vidrio E	1940	1380	51.7
Epoxi-fibra de vidrio S	1940	2070	51.7
Epoxi-fibra de aramida	1400	1930	82.7
Epoxi-Fibra de carbono HM	1610	930	207
Epoxi-Fibra de carbono HT	1500	1410	152
Epoxi-AS (o T-300)	1550	1580	117
Epoxi-fibra de boro	2080	1520	214
Aluminio-Boro	2650	1.25	235
Magnesio-Boro	2150	1.2	330
Aluminio-Carbono	2250	0.9	230
Aluminio-Acero	4470	1.55	117
Titanio-Boro	3500	1.4	270

Tabla 4.2-13: Propiedades de materiales compuestos típicos

*En esta tabla se recoge las propiedades en la dirección de las fibras

4.2.6.2.3 Estructuras tipo sándwich

Las estructuras tipo sándwich consisten en dos placas paralelas (denominadas pieles) con un material denominado núcleo situado en el espacio entre ambas placas. Existen diversas formas en las que se presenta el núcleo, siendo una de las más utilizadas la estructura de panel de abeja (honeycomb), que consiste en la distribución de láminas perpendiculares a las dos pieles, y formando una estructura de módulos prismáticos hexagonales que recuerdan a la estructura de los paneles de abeja.

La finalidad de las estructuras tipo sándwich es la de servir como estructura plana y ligera frente a altas solicitaciones de esfuerzos cortantes.

4.3 MODELIZACIÓN EN ELEMENTOS FINITOS

Un análisis de elementos finitos se descompone en tres pasos fundamentales:

- Preprocesado
- Análisis
- Posprocesado

Las tareas de preprocesado incluyen la construcción del modelo geométrico, la construcción del modelo de elementos finitos, indicación de las propiedades de los elementos finitos, creación de las condiciones de contorno y de los casos de carga, y finalmente, el ensamblaje de todos estos elementos para el análisis.
La etapa de análisis resuelve el problema mediante el empleo de determinados algoritmos matemáticos y proporciona los resultados como los desplazamientos de los nodos, las tensiones y deformaciones de los elementos.
En la etapa de posprocesado se muestran y se evalúan los resultados obtenidos.

En este apartado, se detallará la primera parte, que consiste en la definición de todos los elementos necesarios para poder realizar el cálculo estructural.
La creación de un modelo matemático de elementos finitos a partir de una geometría dada requiere de un estudio preliminar de lo que se quiere modelar y de lo que se pretende conseguir con los análisis que se efectúen después. Se describen a continuación los pasos esenciales que se deben seguir para crear adecuadamente un modelo. El programa de elementos finitos que se va a emplear en esta sección es el MSC Patran como preprocesador.

En los proyectos espaciales, los modelos de elementos finitos son encargados por la organización que desarrolla el proyecto espacial, y que comúnmente se denomina contratista principal. El contratista principal exige una descripción detallada del modelo de elementos finitos que debe incluir lo siguiente:

- Descripción de los sistemas de coordenadas y de sus identificaciones.
- Una lista de nodos y sus coordenadas asociadas.
- Las condiciones de contorno que tienen que ser aplicadas.
- Las propiedades de los materiales utilizados y cuáles son los tipos de elementos finitos utilizados.
- La distribución de masa empleada y la matriz de masa como cuerpo rígido con respecto al centro de gravedad (tanto del modelo completo como del modelo reducido). Principales ejes de inercia del modelo.
- Descripción de la interfaz del subsistema con otros subsistemas.
- Energía elástica del modelo de elementos finitos con movimiento de cuerpo rígido. La energía elástica es un parámetro que determina la calidad del modelo matemático y debe ser lo más cercana a 0.
- Las características modales (frecuencias naturales y modos propios) del modelo completo y del modelo reducido.
- Una lista con el input aplicable del programa de elementos finitos utilizado (la sección del Bulk Data para MSC.Nastran®, por ejemplo), preferiblemente acompañado de un texto explicativo.

4.3.1 Definición y planteamiento del problema

4.3.1.1 Introducción

Para comenzar a resolver mecánicamente una estructura, el primer paso es describir el problema físico, las características más importantes y lo que se quiere obtener. Para ello, se puede emplear

un esquema sencillo que incorpore los aspectos más relevantes del problema. En algunos casos, se puede resolver este esquema sencillo y conseguir una primera aproximación de los resultados esperados mediante el empleo de fórmulas analíticas y cálculos sencillos realizados con calculadora. Los modelos más sencillos suelen emplear elementos unidimensionales (vigas, columnas) y elementos bidimensionales (palcas, láminas, membranas). En definitiva, los resultados obtenidos analíticamente se toman como referencia inicial para después valorar si los resultados obtenidos por los métodos de elementos finitos son del orden de magnitud adecuado.

4.3.1.2 Sistemas de referencia

Cuando se desarrolla un modelo geométrico de una determinada pieza o componente, el contratista principal del vehículo espacial donde pertenece este componente especifica cuál es el sistema de coordenadas que se debe emplear para que pueda acoplarse sin dificultad al modelo general del vehículo espacial.

El sistema de coordenadas que recoge todas las coordenadas de los nodos pertenecientes al modelo se denomina sistema de coordenadas básico. Este sistema lo especifica el contratista principal de la misión.

4.3.1.3 Unidades

Cuando se desarrolla cualquier problema de ingeniería se debe establecer un sistema único de unidades. Es especialmente importante para proyectos que involucran diferentes organismos y empresas, definir un único sistema de unidades estándar que deba ser utilizado por todos los responsables del proyecto.

El sistema de unidades más empleado y el más recomendable es el Sistema Internacional de Medidas (SI):

Magnitud	**Unidad**
Longitud	Metros (m)
Masa	Kilogramos (Kg)
Tiempo	Segundos (s)
Fuerza	Newtons (N)
Módulo de Elasticidad E, tensión	Pascales (Pa, N/m^2)
Densidad	Kg/m^3
Temperatura	Kelvin (K)
Intensidad eléctrica	Amperios (A)
Intensidad luminosa	Candelas (cd)
Cantidad de materia	Mol (mol)

Tabla 4.3-1: Unidades del Sistema Internacional (SI)

En algunos proyectos se utiliza como medida de longitud el milímetro en vez del metro, por lo que se debe usar el siguiente sistema de unidades:

Magnitud	**Unidad**
Longitud	Milímetros (mm, 10^{-3} m)
Masa	Toneladas (Ton, 1000 Kg)
Tiempo	Segundos (s)
Fuerza	Newtons (N)
Módulo de Elasticidad E, tensión	Megapascales (MPa, N/mm^2)
Densidad	Ton/mm^3
Temperatura	Kelvin (K)
Intensidad eléctrica	Amperios (A)
Intensidad luminosa	Candelas (cd)

Cantidad de materia	Mol (mol)

Tabla 4.3-2: Unidades del sistema milimétrico

4.3.1.4 Introducción a los programas de preprocesado-MSC Patran

Para comenzar a crear un modelo de elementos finitos con todos los componentes necesarios (nodos, elementos, propiedades, restricciones, cargas, etc.), se necesita utilizar los programas desarrollados para esta función denominados preprocesadores o programas de modelización. El programa que se va a tener en cuenta principalmente a lo largo de los distintos apartados de esta sección y que se utiliza habitualmente, es el programa MSC Patran.

El programa MSC Patran utiliza una interfaz que emplea ventanas, como en la mayoría de los programas de Windows, y que permite la ejecución de diferentes acciones a través de los menús localizados en la parte superior. Las acciones más habituales son la de creación, modificación y eliminación de entidades (nodos, elementos, propiedades, etc.). Evidentemente existen muchas más acciones que se irán desarrollando a lo largo de esta sección.

La interfaz gráfica del programa MSC Patran tiene los siguientes elementos:

- Viewport: Es la ventana principal que muestra el modelo de elementos finitos y toda la geometría creada. El usuario tiene la libertad de indicar qué elementos mostrar y cuáles no en el viewport a medida que va desarrollando el modelo.
- Menú principal: Es el menú que contiene las operaciones fundamentales agrupadas por secciones:
    - Home: acciones diversas de visualización, orientación del modelo, etc…
    - Geometry: acciones de creación y edición de geometría.
    - Properties: acciones de creación y edición de materiales y propiedades.
    - Loads/BCs: acciones de creación y edición de condiciones de contorno y cargas aplicadas.
    - Meshing: acciones de creación y edición de mallas, elementos y nodos.
    - Analysis: acciones de configuración de análisis (tipo de análisis).
    - Results: acciones de visualización de los resultados sobre el modelo.
- Submenú de acciones: Aparece el conjunto de acciones disponibles cuando se selecciona una de las secciones del menú principal.
- Ventana de acciones: Permite configurar la acción seleccionada.
- Menú secundario: Permite realizar acciones secundarias como determinación de la masa, creación de grupos, opciones de visualización, etc…
- Barra de herramientas de selección: permite ser más específico en la selección de entidades implicadas en una determinada acción.
- Ventana de registro: muestra la secuencia de operaciones que el usuario realiza mediante un lenguaje de comandos del Patran (PCL).
- Línea de comandos: permite al usuario realizar acciones introduciendo el comando correspondiente (sólo para usuarios expertos).

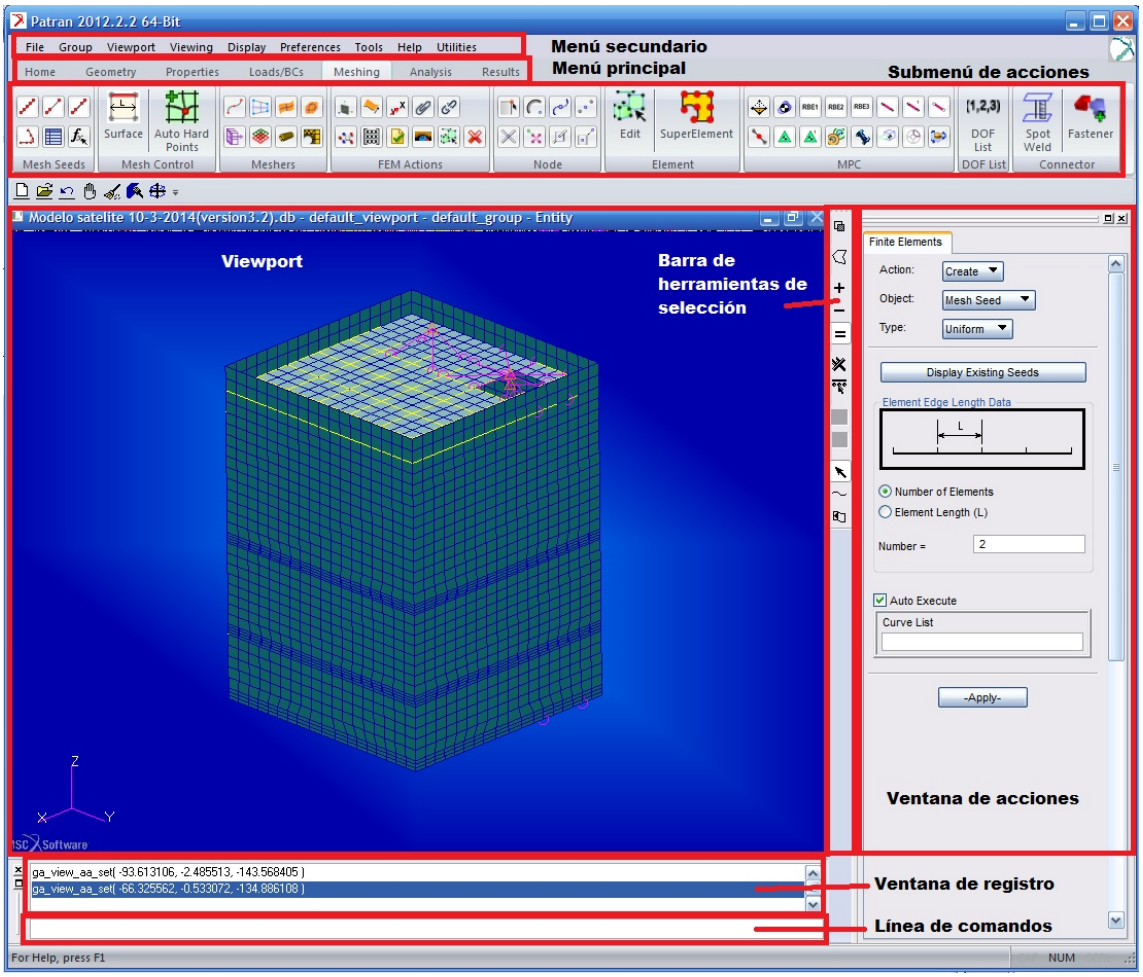


Figura 4.3-1: Interfaz gráfica del programa MSC Patran

Los modelos creados con este preprocesador son compatibles con muchos programas de cálculo (ANSYS, MARC, ABAQUS), siendo el programa MSC Nastran el más utilizado con el MSC Patran.

Es recomendable que se consulte los manuales disponibles del programa MSC Patran para obtener una mayor información que resulte de utilidad para complementar la información desarrollada en este documento. Los principales manuales se pueden encontrar en la página web de MSC Software:
http://simcompanion.mscsoftware.com/infocenter/index?page=content&cat=PATRAN_DOCUMENTATION&channel=DOCUMENTATION

Para los usuarios noveles se recomienda comenzar por el documento de User’s Guide de MSC Patran, que ofrece una visión general sobre las principales características del programa. Cuando se adquiera los conocimientos adecuados, se recomienda utilizar el resto de documentos de MSC Patran.

Las principales tareas que forman parte del proceso de simulación del programa MSC Patran son las siguientes:

- **Simulación de un diseño del producto**

  Esta etapa es la que necesita emplear mayor tiempo. Consiste en la simulación del producto detallando sus dimensiones, forma geométrica, materiales, estipulando el montaje de los componentes del producto y definiendo el entorno de fuerzas y

condiciones de contorno. Las principales herramientas del MSC Patran ayudan a construir este modelo de diseño del producto.

- **Creación de modelos geométricos a partir del diseños de productos**

  MSC Patran proporciona su propio conjunto de herramientas para la creación y edición de geometría. Con la utilización de estas herramientas se puede construir diferentes partes y desarrollar estructuras de barras, superficies o elementos de 3 dimensiones. El menú de Geometría del programa ofrece cientos de opciones para crear los objetos geométricos básicos y poder editarlos, modificarlos o eliminarlos. También ofrece opciones de verificación para comprobar que no se producen errores que puedan provocar fallos en los análisis.

  Otra opción que ofrece el programa MSC Patran es la de importar los modelos geométricos diseñados por otros programas, principalmente programas de CAD como el CATIA, para poder emplear directamente esta geometría sin necesidad de crearla desde cero. En algunos casos, es recomendable realizar algunos cambios en la geometría importada con las herramientas de modificación, sobre todo en aquellas zonas del modelo donde se requiere realizar correcciones o que su diseño no sea adecuado para el análisis de elementos finitos.

- **Mallado y creación de elementos finitos**

  Una vez definida la geometría del producto, ya sea creada por MSC Patran o importada de otros programas, el siguiente paso es crear un mallado y verificarlo después. El programa MSC Patran ofrece herramientas de mallado que incluyen automeshers para curvas, superficies y sólidos. Adicionalmente, se puede editar de forma interactiva el modelo de elementos finitos añadiendo, eliminando o dividiendo los elementos creados durante el mallado.

- **Modelización de materiales**

  El programa de MSC Patran incorpora el menú de Materiales donde se puede introducir las propiedades de los materiales (densidad, módulo de elasticidad, coeficiente de Poisson) y definir su comportamiento (lineal, no lineal, plástico, elástico-plástico) según los casos de carga. Una vez definido los materiales empleados, son asignados a regiones o elementos del modelo.

- **Creación de propiedades de los elementos**

  Para los elementos unidimensionales y bidimensionales, se deben crear las propiedades geométricas como el espesor (2-D), o el área transversal, los momentos de área y el módulo de torsión (1-D) para completar la definición de la geometría de este tipo de elementos. Además, se debe indicar el tipo de comportamiento frente a determinados casos de cargas, es decir, algunos elementos superficiales no admiten esfuerzos que no sean de tipo membrana o determinados elementos lineales sólo trabajan a compresión-tracción.

- **Simulación de fuerzas y condiciones de contorno**

  El propósito de los programas de elementos finitos es ensayar el modelo con unos determinados casos de carga que incorporan un conjunto de fuerzas y de condiciones de contorno para cada caso de carga.

Las cargas son factores ambientales como fuerzas, presión o gradientes de temperatura. Las condiciones de contorno suelen ser restricciones en determinadas zonas a algún tipo de movimiento y normalmente se suelen expresar en términos de grados de libertad (traslaciones o rotaciones) restringidos.

MSC Patran incorpora un menú para la creación, edición y eliminación de las diferentes entidades (cargas y restricciones).

- **Análisis del modelo en un ambiente de cargas**

Una vez completado el modelo de elementos finitos, comienza la etapa de análisis. Para esta etapa, se debe elegir el código de análisis desde el programa MSC Patran. El código depende del programa que ejecuta el análisis (MSC Nastran, ABAQUS, etc.). En cada caso, se necesita realizar unas determinadas tareas en MSC Patran para establecer el análisis.

- **Selección de un código de análisis (Elegir el tipo de análisis)**

Antes de comenzar el análisis, se debe seleccionar el código que establece qué tipo de análisis y en qué tipo de programa. MSC Patran almacena la información del modelo usando los formatos y la nomenclatura requerida según el tipo de código. Se puede cambiar el código de análisis en cualquier momento y el programa realizará los cambios necesarios en el formato de los datos para ese nuevo código.

Al iniciar un modelo nuevo en el programa MSC Patran, el primer paso es seleccionar el código y el tipo de análisis, así como el tamaño del modelo (valor aproximado) que aparece en el menú inicial.

- Tipo de análisis: Estructural
- Código de análisis: Nastran
- Tamaño del modelo: [valor de la dimensión máxima aproximada en metros]

- **Ejecución del programa de elementos finitos**

El menú de Análisis de MSC Patran proporciona el enlace entre el entorno de Patran y el programa elegido para la ejecución del análisis (solver). Se puede incluir códigos de análisis de programas desarrollados por MSC u otros códigos de análisis comerciales. El menú de Análisis de MSC Patran proporciona las herramientas para:

  - Identificar un tipo de análisis deseado.
  - Definir los parámetros de solución.
  - Seleccionar la secuencia de casos de carga.
  - Seleccionar el output deseado.
  - Enviar los datos del modelo al programa de análisis.
  - Leer los resultados desde los ficheros de resultados.

- **Compilación de resultados**

Los resultados de elementos finitos generados en la segunda etapa del proyecto (etapa de análisis) generalmente toman forma de números (desplazamientos de los nodos, esfuerzos en los elementos, etc.). Sin embargo, resultaría difícil comprender cómo se comporta el modelo viendo las listas de números en un fichero. Por lo tanto, la tercera etapa consta de la visualización de los resultados sobre el modelo mediante la utilización de posprocesadores. El programa MSC Patran se utiliza también como

posprocesador y permite utilizar gráficas, animaciones, contornos y mostrar las deformaciones.

- **Visualización de los resultados numéricos**

  MSC Patran está en el Estado de Arte en la capacidad de mostrar, ordenar, combinar, escalar y consultar de forma general una base de datos de resultados. Después de la ejecución, los resultados de análisis son registrados directamente en una base de datos relacionada del MSC Patran y pueden ser ordenados por tiempo, frecuencia, temperatura o localización espacial.

En este esquema se ha presentado una visión global del proceso completo de modelización y cálculo estructural. Los primeros pasos se van a detallar en los siguientes apartados.

4.3.1.5 Diseño de la geometría estructural

A la hora de diseñar la geometría de una estructura se debe tener en cuenta, en primer lugar, las restricciones impuestas que determinan valores máximos o mínimos de volumen, formas geométricas especificadas o distribución de los elementos.

Desde el punto de vista estructural, un vehículo espacial está generalmente construido por los siguientes elementos estándares:

- Vigas (elementos de flexión)
- Columnas (tracción – compresión)
- Estructuras en anillo
- Placa/paneles
- Láminas de pared delgada cilíndricas o cónicas
- Estructuras tipo sándwich
- Depósitos de presión
- Tanques de combustible

El diseño de un elemento estructural está basado en tres aspectos básicos:

1. Requisitos funcionales
2. Geometría
3. Propiedades del material empleado

Cuando se realiza la determinación de las dimensiones de cualquier elemento estructural, se debe tener en cuenta las cargas máximas que debe soportar y para las que el elemento ha sido diseñado:

- Cargas en tierra
- Cargas durante el lanzamiento
- Cargas durante la misión espacial

El principal requisito de los elementos estructurales es evitar que se produzca los modos de fallo más importantes:

- Exceder el límite elástico (yield stress)
- Exceder la resistencia última (ultimate strength)
- Estabilidad frente al pandeo, tanto local como general
- Fatiga
- Fractura

4.3.1.5.1 Modelización de la estructura en programas CAD

Es bastante usual utilizar diversas herramientas de diseño asistido por ordenador (CAD) para diseñar desde un pequeño componente o una pieza, hasta la configuración completa de un sistema como un satélite o un coche. Este tipo de programas permiten realizar el diseño detallado en 3-D de cualquier pieza y ensamblarlas para crear el modelo completo del producto. Permite realizar diversas operaciones como medidas, comprobaciones y modificaciones de piezas.

Desde el punto de vista de cálculo estructural, la modelización geométrica de un producto mediante un programa CAD facilita la posterior modelización de este producto en elementos finitos a partir del modelo geométrico. Es importante realizar algunas modificaciones en la representación del modelo geométrico antes del mallado, ya que el modelo geométrico puede incluir componentes no estructurales que no deben ser mallados para los análisis de elementos finitos (ver 4.3.3). Además, resulta más cómodo trabajar con una geometría más sencilla, es decir, representar determinadas piezas estructurales como elementos 1-D o 2-D, en vez de representarlos como elementos 3-D.

Existen muchos programas de diseño CAD como Solid Edge o Catia. Es importante que exista la compatibilidad de este tipo de programas con el programa de elementos finitos (MSC Patran) a la hora de importar la geometría.

4.3.2 Requisitos de los modelos de elementos finitos

Los modelos de elementos finitos que se desarrollan para representar las características mecánicas y estructurales de componentes y vehículos deben estar sujetos a determinados requisitos que afectan a la modelización y a la realización de los análisis. En muchos casos, los organismos oficiales indican unos requisitos generales que deben cumplir los responsables de cálculo estructural. Además, en los proyectos de gran envergadura como los proyectos espaciales, el principal contratista impone también una serie de requisitos y especificaciones que afectan a todos los modelos de elementos finitos mecánicos que forman parte del proyecto.

En esta sección se recoge los requisitos típicos que se suelen imponer en la mayoría de los proyectos.

4.3.2.1 Sistemas de coordenadas y sistema de unidades

Los sistemas de coordenadas empleados en el modelo FEM deben cumplir con lo especificado por el cliente. En la mayoría de los casos, el sistema de coordenadas de referencia del modelo FEM debe coincidir con el sistema de coordenadas empleado en la definición del modelo geométrico (CAD) del componente.

En los proyectos en que se desarrollan modelos separados para representar cada pieza de una estructura, es probable que en algún momento estos modelos FEM se integren para conformar el modelo FEM de la estructura global. Por lo tanto, es importante definir de forma clara los sistemas de coordenadas de referencia de cada modelo para que el proceso de integración resulte más fácil y no dé problemas. Para ello, todos los sistemas de coordenadas de referencia locales deben referirse a un único sistema de coordenadas básico del modelo global.

En algunos proyectos se exige que los modelos FEM incorporen un sistema de coordenadas de referencia que no sea el que aparece por defecto (CS0), sino que sea un sistema definido internamente.

Como se indicó en la sección 4.3.1.3 de este documento, el contratista principal especifica el sistema de unidades que se debe emplear en el diseño y en los resultados del modelo FEM. Generalmente, se utiliza el Sistema Internacional de Medidas (S.I.).

4.3.2.2 Limitación en el número de nodos

La elección de la cantidad de nodos para una determinada geometría depende la consideración de diversos factores.

Ventajas de mayor número de nodos	Inconvenientes de mayor número de nodos
Mayor precisión en los resultados	Mayores costes de diseño (tiempo empleado)
Nivel de detalle mayor en determinadas zonas	Mayor tiempo de análisis dinámicos
	Capacidad de cálculo limitada

Tabla 4.3-3: Ventajas e inconvenientes de un alto números de nodos

La precisión de los resultados mejora si se aumenta el número de grados de libertad del problema, es decir, si se aumenta el número de nodos. Normalmente, cada nodo tiene 6 grados de libertad, 3 de traslación y 3 de rotación. Pero un aumento significativo de los grados de libertad conlleva a que el tiempo empleado, tanto en la modelización, como en los cálculos estructurales y los análisis sea excesivamente alto. Además, no se puede sobrepasar la capacidad máxima de cálculo de los ordenadores, siendo esta característica la principal limitación.

En los problemas estáticos, el tiempo de cálculo empleado no es excesivamente alto, pero en los problemas dinámicos, el cálculo de autovalores y autovectores requiere más tiempo, y por lo tanto el número de grados de libertad en este tipo de problemas está normalmente limitado.

Se debe decidir cuidadosamente la precisión del modelo en cuanto a número de grados de libertad. En algunos casos, el principal contratista establece cuánto de preciso debe ser el modelo de elementos finitos.

4.3.2.3 Requisitos aplicables a los elementos y nodos

Los elementos que forman parte de un modelo FEM deben cumplir con una serie de reglas que afectan a los tipos de elementos permitidos y prohibidos, a los parámetros que definen la forma geométrica de estos elementos y a la linealidad y no linealidad de su comportamiento estructural. En resumen, el principal contratista suele especificar algunos de los siguientes requisitos:

- Tipos de elementos permitidos
- Tipos de elementos prohibidos
- Límites de la relación de aspecto de los elementos tipo lámina
- Límites de alabeado (warping) de los elementos tipo lámina
- Elementos rígidos permitidos
- Modelización de los offsets de los elementos

Como normas generales, se indican a continuación las especificaciones que afectan a la modelización de elementos y nodos:

- Los nodos libres (no están conectados o asociados a ningún elemento) están prohibidos.
- Los nodos conectados a los elementos CELASi deben estar definidos en sistemas de referencia colineales y deben compartir el mismo sistema de referencia del output.
- Los elementos CELASi deben numerarse según la componente (1 representa dirección traslacional x, 2 representa y, etc.) de unión entre dos nodos.

4.3.2.4 Rango de numeración

Cada elemento y cada nodo de un modelo FEM tiene asignado un número de identificación (ID). En los proyectos grandes, el cliente o el principal contratista especifica que los nodos o los elementos que formen parte de una determinada parte o pieza tengan los ID dentro de un determinado rango de numeración. Es decir, se especifica los rangos de numeración de elementos y/o nodos que vayan a formar parte de cada parte del modelo FEM.

Item	Primary Coordinate System Number	Size Limitation for Nodes and Elements Max Size	From Min ID	To Max ID
System Integration (Reserved for prime)	1001	9999	1	9999
Launch Vehicle Adapter	10001	19999	10001	29999
Platform:				
Structure	100001	99999	100001	199999
Heatshield	200001	49999	200001	249999
Solar Array PY	300001	29999	300001	339999

Figura 4.3-2: Ejemplo de rango de numeración especificado para las diferentes partes de un vehículo espacial

4.3.2.5 Condiciones de contorno e interfaces

Los modelos FEM deben incluir diversas condiciones de contorno para poder realizar los diferentes análisis mecánicos. Estas condiciones de contorno suelen afectar a los nodos y elementos de la interfaz.

La definición de los nodos de la interfaz debe realizarse de forma rigurosa ya que es la parte que permite unir los modelos FEM de las distintas partes que componen una estructura global. Por lo tanto, se debe asegurar la coincidencia en la posición de los nodos que forman parte de las interfaces de unión de cada modelo FEM. Por otra parte, se debe identificar claramente con ID especificados los nodos de la interfaz.

Las interfaces deben ser representativas de los puntos de unión físicos de los componentes y deben ser modelados como nodos independientes con los 6 DoFs.

A la hora de entregar un modelo FEM al integrador o al principal contratista, se debe incluir información pertinente acerca de los nodos de la interfaz, su posición con respecto al sistema de coordenadas de referencia, los números de identificación de los nodos y las condiciones de contorno (los DoFs restringidos de cada nodo).

4.3.2.6 Propiedades de los materiales

Las propiedades de los materiales es el conjunto de características que definen el comportamiento mecánico del material. En algunos proyectos, se especifica que sólo se usen propiedades lineales, es decir, queda prohibido la definición no lineal de las propiedades de los materiales en los modelo FEM.

Por otra parte, se suele especificar la prohibición o el permiso de utilizar el amortiguamiento estructural para los análisis dinámicos.

Para modelar los materiales compuestos o no isotrópicos en general, se debe utilizar los sistemas de coordenadas locales especificados por el principal contratista.

4.3.2.7 Amortiguamiento

El amortiguamiento se puede definir de dos formas:

- Se define en las propiedades de los materiales
- Se define en el cabecero de cada análisis dinámico

Por ejemplo, en la misión Solar Orbiter se prohíbe la definición del amortiguamiento viscoso salvo que sea inherente en el diseño. Es decir, se prohíbe especificar el amortiguamiento mediante elementos CELASi, CBUSH y en las tarjetas de definición de materiales (MATi).

En cambio, en la misma misión se recomienda definir el amortiguamiento para los ensayos dinámicos en función de la frecuencia con la entrada de Nastran TABDMP1.

4.3.2.8 Modelización de uniones

En muchos proyectos se proporcionan requisitos que afectan a la modelización de las uniones. Son especialmente importantes las modelizaciones de uniones atornilladas y remachadas, ya que son zonas críticas donde se concentran grandes esfuerzos y donde conviene tener los resultados más precisos posibles.

4.3.2.9 Parámetros Nastran recomendados y prohibidos

En los modelos FEM que sean analizados con código Nastran, se necesita especificar unos determinados parámetros en los distintos análisis estructurales. Es habitual que el principal contratista indique una lista con los parámetros recomendados y otra lista con los parámetros prohibidos.

Por ejemplo, para la misión Solar Orbiter los siguientes parámetros no se deben utilizar:

- BAILOUT,-1
- MAXRATIO
- EPZERO
- WTMASS
- MECHFIX,YES

Mientras que los siguientes parámetros son los recomendados para la misma misión:

- BAILOUT,0
- K6ROT,100.0
- SNORM,20.0
- MECHFIX,NO

4.3.2.10 Modelos reducidos

Para facilitar la integración de un modelo FEM de una pieza o de una parte al modelo FEM de la estructura global, se recomienda reducir el número de nodos del modelo original de la pieza para evitar que el modelo global exceda en el número de grados de libertad y sea costoso realizar los análisis.

En general, los modelos reducidos deben cumplir unos determinados requisitos que garanticen que sea lo suficientemente representativos del modelo original. El estándar ECSS-E-ST-32-03C especifica los siguientes requisitos sobre los modelos reducidos:

- El comportamiento estático y dinámico de la estructura debe ser descrita por las matrices reducidas de rigidez y masa.
- Los DoFs modales deben ser ordenados en las matrices de acuerdo a la secuencia de numeración modal.
- Los rangos de numeración de los DoFs modales deberán estar fuera del rango de numeración de otros DoFs (por ejemplo, los desplazamientos modales).
- Se deberán proporcionar las matrices de transformación Output (OTMs) y separar de acuerdo al tipo de output. Se deberán proporcionar con las instrucciones correspondientes y con un formato establecido con el cliente.
- Las OTMs deberán verificarse por consistencia con el modelo no reducido.
- Las OTMs proporcionadas para la recuperación de desplazamientos y datos relacionados (tensiones, fuerzas, fuerzas de reacción) deberán ser corregidas para la truncación modal.
- El amortiguamiento para los modos elásticos deberá ser amortiguamiento viscoso modal.

4.3.2.11 Chequeos

Los chequeos o comprobaciones del modelo se deben realizar después de crear el modelo y antes de realizar cualquier análisis. El propósito de estas comprobaciones es detectar cualquier tipo de error que pueda haber surgido en la modelización y que puede desembocar en la obtención de resultados erróneos.

El estándar ECSS-E-ST-32-03C indica que se deben realizar los siguientes chequeos:

- Chequeos de la geometría del modelo.
- Chequeos de la topología de los elementos.
- Chequeos del movimiento del modelo como sólido rígido
- Chequeos de análisis estático.
- Chequeo de deformación termoelástica libre de tensión para modelos no reducidos.
- Chequeos de análisis modal.
- Chequeos de consistencia de modelos reducidos frente a los modelos no reducidos.

4.3.2.11.1 Chequeos de la geometría del modelo

Se debe comprobar que no se hayan producido los errores de modelización como:

- Nodos no conectados sin justificar.
- Elementos coincidentes no justificados.
- Bordes libres no esperados del modelo.

4.3.2.11.2 Chequeos de la topología de los elementos

Se debe comprobar la topología de los elementos bidimensionales y tridimensionales para evitar lo siguiente:

- Desviación de alabeo fuera de los límites para elementos Shell.
- Relación de aspecto superior al valor fijado.
- Ángulo interior de los elementos Shell y sólido fuera de los límites establecidos.
- Inconsistencia en las direcciones de las normales de elementos planos adyacentes.
- Mallado insuficientemente fino o demasiado grueso.

4.3.2.11.3 Energía de deformación

Se debe chequear que la energía elástica del modelo cuando no se le aplica ninguna carga está por debajo de un límite establecido. La energía elástica debe ser calculada para los siguientes grupos de grados de libertad del modelo:

- Todos los DOFs (G-set)
- Todos los DOFs independientes (N-set)
- Todos los DOFs libres (sin restricciones SPC) (F-set)
- El set de DOFs de análisis (A-set)

Este chequeo se realiza para verificar que no se producen fuerzas residuales no deseadas en el modelo debido a errores de la modelización o a restricciones inintencionadas. Como valor típico, la energía de deformación para cada set de DOFs debe ser inferior a 10^{-2} J para los DOFs de traslación, e inferior a $5.0x10^{-2}$ J para los DOFs de rotación.

En la sección 4.3.12.5 se muestra la realización de este chequeo con MSC Nastran.

4.3.2.11.4 Chequeo de carga estática de 1g

Se debe realizar un análisis estático al modelo con las condiciones de contorno habituales. El análisis se realiza con un valor pequeño (1g o 1 m/s^2) en cada una de las tres direcciones principales. Se debe comprobar lo siguiente:

- La resultante de las fuerzas aplicadas es igual en módulo pero con cambio de signo a la resultante de las fuerzas de reacción.
- La resultante de las fuerzas en cada eje es igual a la masa del modelo, multiplicada por la aceleración aplicada.
- Los valores máximos de los desplazamientos son valores con un orden de magnitud acorde a la carga aplicada. En caso de que aparezcan valores inusualmente altos, puede ser debido a zonas con una rigidez muy baja y que deba ser corregida.

4.3.2.11.5 Chequeo de deformación termoelástica libre de tensiones para modelos no reducidos

Se deberá testar la deformación termoelástica para demostrar que, cuando el modelo se ha construido con material homogéneo e isotrópico y es sometido a una expansión isotérmica y sin restricciones, las tensiones y las rotaciones del modelo no deban superar los valores límite establecidos por el principal contratista.

Este chequeo sirve para encontrar rigidez artificial introducida en el modelo.

Los valores límite típicos de este chequeo son con un incremento de temperatura de 100 K:

- Tensión máxima de Von Mises: 0.01 MPa.
- Máxima rotación: 10^{-7} radianes.

4.3.2.11.6 Modos como sólido libre

Se debe realizar un análisis de modos propios al modelo sin las restricciones, para dejarle libre en todos las componentes (6 DOF). Los resultados de este análisis deben ser que las 6, y sólo 6, primeras frecuencias propias sean valores cercanos a 0. Si hay más de 6 modos como sólido libre, entonces la estructura cuenta con zonas sin rigidez o mecanismos por efecto de un error de modelización.

Como valor máximo típico es de 0.005 Hz.

La relación entre la frecuencia como sólido rígido más alta y la frecuencia elástica más baja debe ser inferior al valor χ (relación de aceptación) acordado con el cliente o principal contratista.

Un valor típico de la relación de aceptación es de 10^{-4}.

En la sección 4.3.12.4 se muestra la realización de este chequeo con Nastran.

4.3.2.11.7 Chequeo de consistencia del modelo reducido frente al modelo no reducido

Se debe comparar el modelo reducido con el modelo original (no reducido) para localizar y resolver las posibles discrepancias.

Estos chequeos sirven para demostrar el comportamiento consistente del modelo reducido con respecto al modelo original. Típicamente, se compara el output generado por el modelo reducido con el generado por el modelo original para los diferentes análisis y en las mismas condiciones de carga. En la práctica, se compara los siguientes resultados:

- Propiedades másicas y de inercia.
- Propiedades modales (incluyendo masas modales efectivas).
- Respuesta estructural bajo cargas estáticas y dinámicas.

4.3.3 Creación del modelo geométrico

Cuando se empieza a trabajar con los programas de elementos finitos, se debe disponer de un modelo geométrico importado de otros programas, o bien se debe crear todas las entidades geométricas partiendo de cero. Existe una alternativa intermedia, que consiste en importar parte de la geometría y añadir o modificar las entidades geométricas restantes. En esta sección se describirán las operaciones más importantes para la creación del modelo geométrico por parte del programa MSC Patran.

La explicación detallada concerniente a la creación, modificación, verificación o eliminación de los objetos geométricos se consigue en los manuales de referencia del MSC Patran: (*Ref 10, MSC Patran 2012.2: User’s Guide y Ref 12, MSC Patran 2012.2: Reference Manual Part 2: Geometry Modeling*).

4.3.3.1 Secuencia de operaciones en la modelización geométrica

En el caso más general, se dispone inicialmente de un modelo CAD con toda la geometría del producto, incluyendo la estructura, componentes, equipos y elementos auxiliares. A partir de esta geometría inicial, se debe realizar un conjunto de operaciones (creación, modificación y eliminación) que permitan obtener un modelo geométrico más sencillo, que represente fundamentalmente la parte estructural del producto y que no incluya, en principio, al resto de elementos no estructurales. Este modelo geométrico final será mallado y se trabajará con él para realizar el análisis estructural requerido.

Para realizar todas estas operaciones, se debe importar la geometría inicial en el programa MSC Patran. El programa MSC Patran es compatible con varios programas CAD a la hora de importar la geometría creada desde estos programas. Una vez importada la geometría (‘File/Import…’), se trabajará con ella para conseguir la geometría final.

El objetivo principal es tomar los elementos de la geometría importada como referencia para la localización de los objetos geométricos y para conocer las dimensiones principales de cada objeto. Con esta información, se puede realizar alguna de las siguientes opciones para obtener los objetos geométricos del modelo final a partir de la geometría importada:

- Usar la geometría CAD importada sin modificarla (piezas 3-D con gradientes de esfuerzos importantes) para realizar un mallado con elementos tridimensionales.
- Transformar la geometría (3-D) importada en objetos 1-D (piezas lineales tipo viga, columna, etc.) o 2-D (piezas superficiales tipo placa, lámina o membrana), creando una línea media (1-D) o un plano medio (2-D) representativos y eliminando después la geometría 3-D original. Esta técnica es recomendada para piezas que presentan, al menos, una dimensión de varios órdenes de magnitud más pequeña que las otras dimensiones.
- Eliminar los objetos geométricos que no pertenezcan a la estructura o que no se quiera modelizar. Estos objetos deberán ser sustituidos por un conjunto de entidades (fuerzas, masas, elementos sencillos) que reflejen la contribución de estos objetos al resto de la estructura. Esta contribución puede indicarse en forma de masas puntuales o fuerzas de contacto.
    - Se utilizan masas puntuales para sustituir elementos no estructurales. Las masas puntuales se sitúan en nodos localizados en el centro de masas de cada objeto eliminado y cada masa puntual debe especificar los principales valores másicos (masa total, momentos de inercia en los tres ejes). Estas masas puntuales deben unirse, mediante elementos rígidos (RBE2, RBE3, etc.), a los nodos pertenecientes a las zonas estructurales que están en contacto con estos objetos.

En un mismo modelo geométrico importado, pueden existir objetos geométricos que necesiten ser modificados (por ejemplo piezas como barras o placas) y piezas que se van a usar sin modificación. Por lo tanto, se deben combinar las operaciones mencionadas anteriormente sobre las distintas piezas de un mismo modelo.

Las operaciones deben seguir un orden adecuado para que sean realizadas de forma eficiente. Dependiendo de las características y particularidades de cada geometría, el orden de las operaciones pueden cambiar, pero se puede tomar el siguiente esquema como referencia:

- Importar la geometría
  ‘File/Import…’
    - Es obligatorio que cuando se importe una geometría, se determine el sistema de unidades (‘Model options’). Es muy recomendable que sea en metros.

- Modificar el valor de la tolerancia geométrica para que sea la adecuada, teniendo en cuenta las dimensiones del modelo. Esta tolerancia geométrica debe ser del orden de la décima parte de la distancia mínima entre dos nodos.
  ‘Preferences/Global…/Global Model Tolerance’
    - Para modelos de estructuras pequeñas de equipos cuyas dimensiones van desde 10 a 500 mm (dimensiones del orden de milímetros), la tolerancia recomendada es de $9x10^{-5}$ m. (en el programa se recomienda utilizar las unidades en metros).
    - Para modelos más grandes (del orden del metro), se puede aumentar la tolerancia acorde al nivel de detalle requerido, pero evitando que supere la décima parte de la distancia mínima entre nodos.
- Asignar grupos a las distintas zonas o piezas de la geometría importada si se considera necesario.
  ‘Group/Create…’

- Cambiar la numeración de los objetos geométricos y asignar nuevos valores que se sitúen en diferentes rangos para cada grupo (realizar esta operación si previamente se han creado los grupos). Es decir, cada grupo (conjunto de objetos geométricos que representa una zona o pieza concreta del modelo) debe tener asignado un rango para la numeración de sus entidades.
  ‘Geometry/Renumber’

- Decidir qué piezas van a ser sustituidas por masas puntuales (para elementos no estructurales), cuáles van a ser modeladas de forma simplificada (vigas, placas, láminas, etc.) y cuáles van a conservar su geometría 3-D.

- Operaciones de sustitución. Toda la geometría que se considere que no sea estructural o parte fundamental del análisis, deberá ser sustituida por masas puntuales. En este paso, se crearán puntos que se sitúen en las coordenadas del centro de masas de cada pieza. Sobre cada uno de estos puntos, se situarán las masas puntuales (en fases posteriores de la modelización).
  - Creación de los puntos situados en el centro de masas de cada pieza.
    ‘Geometry/Create/Point’

  - Numeración adecuada de los nuevos objetos geométricos (no deben localizarse dentro de los rangos de numeración asignados anteriormente a los distintos grupos de la geometría importada).
  - Eliminación de todos los objetos ya sustituidos. En la eliminación se puede seleccionar la geometría directamente, se puede indicar el rango de numeración de cada grupo o se puede indicar el grupo.
    ‘Geometry/Delete’

- Operaciones de transformación. Toda la geometría que se considere que necesite ser sustituida por objetos más simples dimensionalmente (1-D o 2-D), debe ser transformada. En cierto modo, este caso es muy parecido al anterior, pero es más complejo y requiere un mayor cuidado.
  - Definición de nuevos rangos de numeración para los objetos que se vayan a crear. Estos rangos no deben coincidir con los establecidos en pasos anteriores.
  - Creación de objetos geométricos auxiliares (puntos, líneas, superficies) necesarios para las operaciones de transformación.
    ‘Geometry/Create’

  - Creación de las líneas y superficies que definirán el modelo geométrico final. En este paso se detallará más adelante (apartados 4.3.3.4 y 4.3.3.5 de este documento).
  - Proyección de líneas y puntos (pertenecientes a la geometría importada u objetos auxiliares) sobre los anteriores objetos, y que servirán para delimitar las diferentes zonas.
    ‘Geometry/Create/Objet/Project’

  - Eliminación de la geometría importada. Se introduce el rango de numeración establecidos para estos grupos o se indica el grupo directamente.
    ‘Geometry/Delete’

  - Realizar las particiones en las superficies que definen las distintas zonas. Las divisiones se deben realizar cuando la superficie es intersectada por otra superficie (la intersección de ambas delimita dos particiones en cada superficie) o cuando se requiera que haya zonas de una misma superficie que necesiten ser malladas de forma distinta (elementos con distinta forma geométrica, tamaño,

etc.). Se utiliza como referencia adicional las líneas y puntos proyectados anteriormente.
‘Geometry/Edit/Surface/Break’

- Realizar particiones en las líneas mediante la definición de puntos intermedios. La necesidad de estas particiones son semejantes a las particiones de las superficies.
‘Geometry/Edit/Curve/Break’

- Eliminación de objetos auxiliares si se considera necesario.
‘Geometry/Delete’

- Operaciones de simplificación para de la geometría 3-D. Para determinados elementos, se decide conservar la misma geometría tridimensional importada para mallar directamente sobre ella.
  - En algunos casos puede ocurrir que el sólido importado tenga un alto nivel de complejidad y se encuentre representado por numerosas regiones. Para simplificarlo en un único objeto sólido, el programa MSC Patran tiene la siguiente opción:
‘Geometry/Create/Solid/B-Rep’

  - En otros casos, se necesita crear un objeto sólido a partir de un conjunto de superficies que definen el contorno. Esto sucede cuando se importa geometría desde programas que emplean formatos complejos, y por lo tanto, los sólidos importados pueden aparecer en el MSC Patran como un conjunto de superficies que definen el contorno. Se debe verificar que estas superficies engloban un espacio tridimensional completamente cerrado y en el caso contrario, se debe crear las superficies que faltan. La explicación de este punto se encuentra en el apartado 4.3.3.3.3 de este documento.

- Realizar las operaciones necesarias para unir debidamente aquellas partes que, después de las operaciones de transformación, pueden quedar separadas o solapadas por un pequeño margen.
  - Se puede añadir nuevas objetos (líneas o superficies) que rellenen los posibles huecos indeseados entre objetos adyacentes.
  - Se puede eliminar los objetos o zonas sobrantes en caso de solapamiento indeseado.
- Realizar las asociaciones necesarias de los distintos objetos geométricos a las entidades de mayor orden (asociaciones de puntos con líneas, de líneas con superficies) para asegurar la congruencia topológica (*Ver Ref 10, MSC Patran 2012.2: User’s Guide, pág. 82*). Es importante realizar este paso para definir adecuadamente la unión de dos objetos (por ejemplo, dos superficies adyacentes) y evitar que pueda aparecer problemas durante el mallado como solapamientos o huecos.
  - Asociación de puntos con curvas o superficies que contienen a estos puntos.
‘Geometry/Associate/Point’

  - Asociación de curvas con la superficie a las que deben pertenecer.
‘Geometry/Associate/Curve’

- Realizar la operación de equivalencia de puntos si se considera necesario. Es recomendable asegurar que no existe más de un punto localizado en el mismo lugar. Se debe evitar las duplicaciones.
‘Geometry/Edit/ Point/Equivalence’

- Comprobar que toda la geometría necesaria para representar el producto esté definida y comprobar que los objetos geométricos no necesarios hayan sido debidamente eliminados.
- Realizar las verificaciones geométricas:
    - Comprobar que los bordes que delimitan las superficies adyacentes no estén libres. En caso contrario, pueden producirse gaps indeseados.
      ‘Geometry/Verify/Surface/Boundary’

    - Comprobar que no existen dos o más superficies en el mismo lugar.
      ‘Geometry/Verify/Surface/Duplicates’

    - Comprobar que las direcciones normales de superficies coplanarias adyacentes sean las mismas.
      ‘Geometry/Show/Surface/Normal’

    - Modificar las direcciones normales de las superficies que no cumplen con la anterior comprobación.
      ‘Geometry/Edit/Surface/Reverse’

    - Comprobar que las superficies del contorno de cada sólido sean congruentes.
      ‘Geometry/Verify/Solid/B-rep’

    - Evitar que los ángulos de las superficies sean muy agudos (menores de 45º). Modificar si se puede, las superficies que presentan este tipo de problemas.

- Corregir los errores de las verificaciones
    - Superficies adyacentes con vértices no compartidos. Se puede realizar la siguiente opción:
      ‘Geometry/Edit/Surface/Edge Match’ (opción Surface-Point)

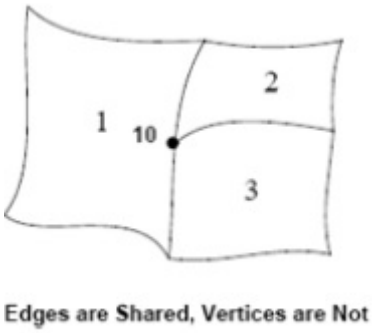


Figura 4.3-3: Superficies incongruentes-Vértice no compartido

Otra opción sería dividir la superficie 1 (Figura 4.3-3) en dos superficies por el vértice 10:
‘Geometry/Edit/Surface/Break’

    - Superficies adyacentes con bordes separados una pequeña distancia mayor que la tolerancia geométrica (produciría un gap indeseado y no crearían nodos coincidentes a lo largo de la línea de separación):
      ‘Geometry/Edit/Surface/Edge Match (opción 2 Surface)
      O
      ‘Geometry/Create/Surface/Match’

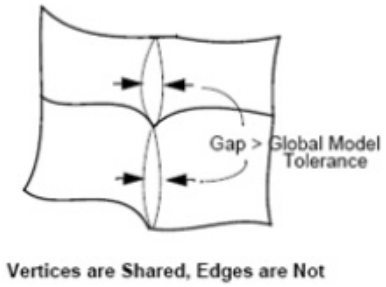


Figura 4.3-4: Superficies incongruentes-Gap

- El modelo geométrico está listo para el siguiente paso, el mallado. Puede contener determinadas piezas que se hayan decidido no modificar y que conserven el mismo diseño en 3-D de la geometría importada.

Los siguientes apartados resumirán determinadas operaciones.

4.3.3.2 Objetos geométricos de Patran

Toda la información necesaria sobre la definición de objetos geométricos se encuentra en los manuales del programa MSC Patran (*Ref 10, MSC Patran 2012.2: User’s Guide y Ref 12, MSC Patran 2012.2: Reference Manual Part 2: Geometry Modeling*), donde viene de forma detallada todas las opciones disponibles.

En algunos casos, para modelizar un producto no se dispone de una versión del modelo previo y se necesita crear desde cero en el MSC Patran. En otros casos, se importa un modelo en el programa, pero se necesita incorporar objetos o sustituir algunas partes. En ambos casos, se requiere crear objetos geométricos.

De forma general, para crear la geometría en el programa MSC Patran se recomienda seguir el siguiente orden:

- Puntos
- Líneas
- Superficies
- Sólidos

Los objetos deben crearse de los más simples dimensionalmente hasta los más complejos. De esta forma, los objetos más simples pueden ayudar a la construcción de los objetos complejos (por ejemplo, para definir una superficie, se puede utilizar líneas que definan su contorno).
Además de estos tipos de objetos, se pueden crear las siguientes entidades que facilitan las operaciones y que sirven como referencia:

- Plano
- Vector
- Sistema de coordenadas

4.3.3.2.1 Puntos

En MSC Patran, los puntos son objetos sin dimensión que se localizan en el espacio tridimensional de referencia. Se puede usar puntos para crear entidades de mayor orden (líneas, superficies, etc.), como objeto auxiliar (para realizar determinadas operaciones) o para situar elementos como masas puntuales.

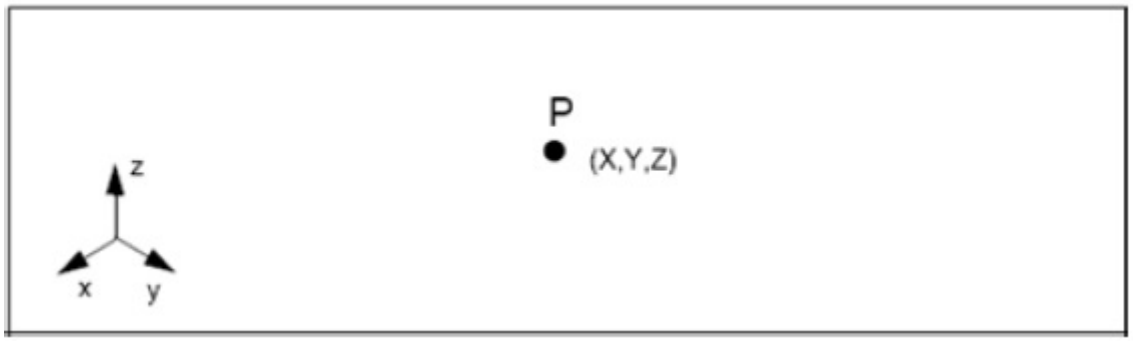


Figura 4.3-5: Representación del punto en el espacio tridimensional

4.3.3.2.2 Líneas

Una línea es un objeto geométrico que posee una dimensión paramétrica en el espacio. Se puede utilizar las líneas para construir o dividir elementos de orden superior (superficies o sólidos), se pueden utilizar para representar elementos unidimensionales (viga, columna, barra, etc.) o sirven como elementos auxiliares para determinadas operaciones. El parámetro $\xi 1$ sirve para situar cualquier punto P perteneciente a la línea si varía entre 0 y 1.

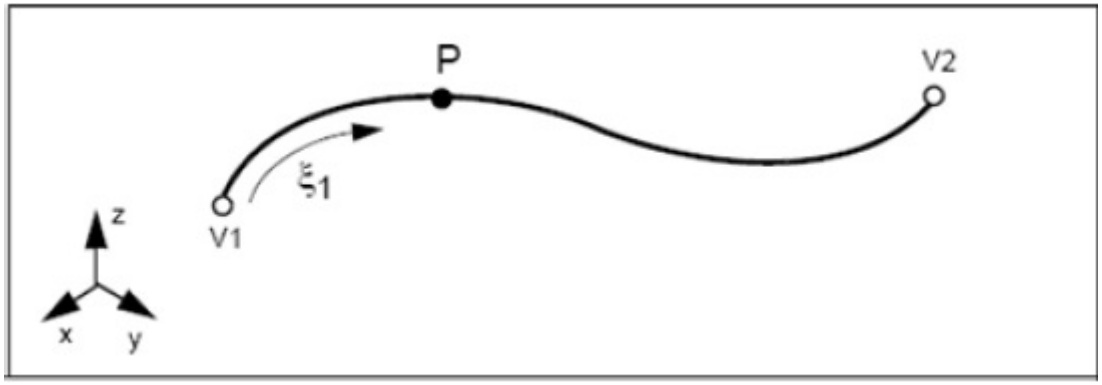


Figura 4.3-6: Representación paramétrica de una línea en el espacio tridimensional

4.3.3.2.3 Superficies

Una superficie es un objeto que presenta 2 dimensiones paramétricas. MSC Patran ofrece la posibilidad de definir tanto superficies simples como superficies complejas.

Las superficies simples son regiones regulares delimitadas por 3 o 4 lados. Su parametrización es sencilla y se define mediante dos parámetros $\xi 1$ y $\xi 2$. Estos parámetros tienen valores comprendidos entre 0 y 1.

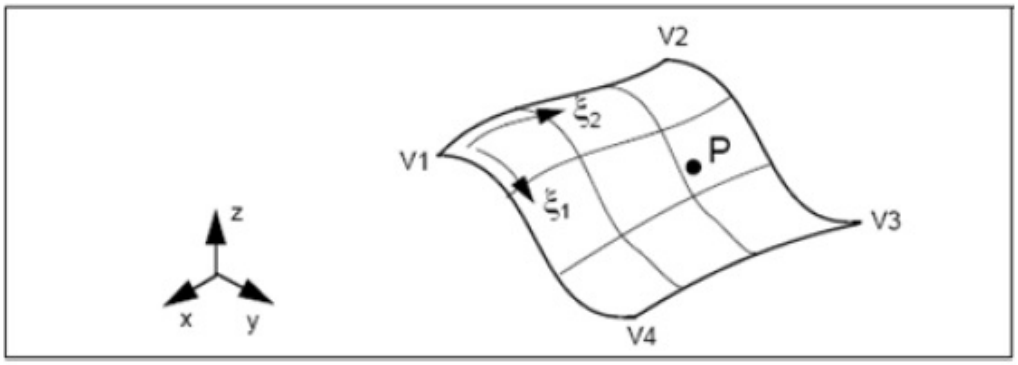


Figura 4.3-7: Representación paramétrica de una superficie simple en el espacio tridimensional

Las superficies generales pueden incluir más de cuatro bordes, así como bordes internos que representan agujeros. Cada superficie recortada (trimmed surface) tiene una superficie “madre” que define su parametrización y curvatura. Esta superficie madre es invisible en el programa MSC Patran.

Existen diversos tipos de superficie general: superficie recortada 2-D, superficie recortada 3-D, superficies por capas (materiales compuestos).

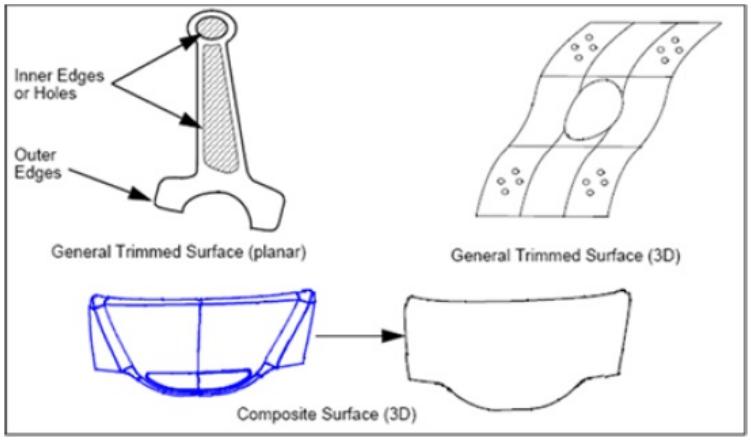


Figura 4.3-8: Ejemplos de superficies generales

Las superficies se utilizan para representar elementos bidimensionales tipo placa, lámina o membrana, para definir las caras de los objetos sólidos o para ser utilizadas como elementos auxiliares.

4.3.3.2.4 Sólidos

Un sólido es un objeto tridimensional. Se utilizan para representar elementos que deben ser modelizados en 3-D. Cuando se importa la geometría desde otros programas (Catia), esta geometría se presenta en forma de sólidos tridimensionales. Se puede realizar determinadas operaciones para transformar estos sólidos en objetos más simples y con los que se puedan trabajar más cómodamente.

MSC Patran ofrece la posibilidad de trabajar con sólidos tri-paramétricos simples y con sólidos generales (más complejos):

Los sólidos simples pueden tener de 4 a 6 caras sin agujeros u hoyos en el interior. En términos de parametrización, cada sólido es un conjunto de puntos representados por 3 parámetros ($\xi 1$, $\xi 2$ y $\xi 3$). Al igual que en los casos anteriores, estos parámetros tienen valores entre 0 y 1.

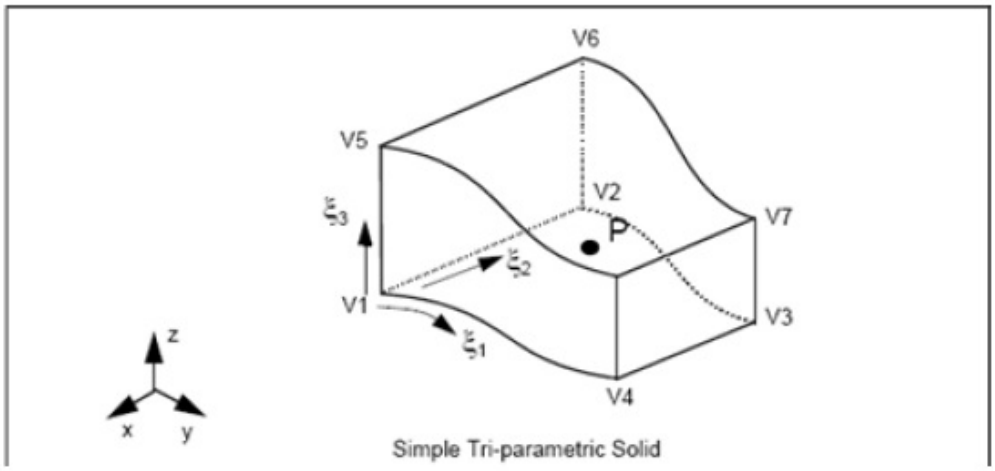


Figura 4.3-9: Representación paramétrica de un sólido simple en un espacio tridimensional

Los sólidos generales (General Boundary Representation, B-rep) están formados por un número arbitrario de superficies que definen un volumen completamente cerrado. Pueden incluir en su interior agujeros y hoyos. Únicamente se parametrizan las superficies o caras externas del sólido, y no las internas.

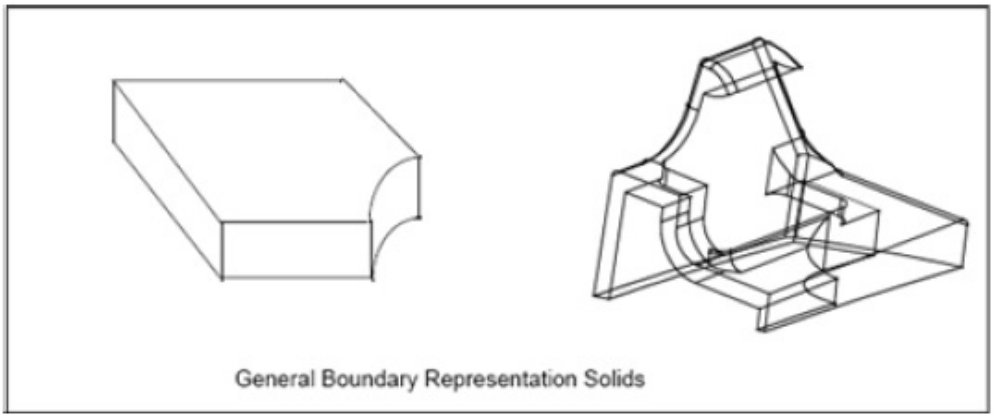


Figura 4.3-10: Representación de sólidos generales (B-rep)

4.3.3.3 Creación de objetos geométricos con Patran

Aquí se limitará a ofrecer los pasos generales a seguir para la creación de objetos geométricos.

4.3.3.3.1 Usar el menú de Geometría del MSC Patran

Este menú proporciona todas las acciones que se pueden realizar con los objetos geométricos, desde la creación hasta la eliminación.

En primer lugar, se selecciona la acción entre las siguientes opciones:

- Create: Crea puntos, curvas, superficies y sólidos basados en diferentes opciones para su creación. En general, el método más utilizado es definir un objeto por su contorno (caras, vértices).
- Transform: Crea objetos adicionales duplicando objetos existentes y situándolos en nuevas localizaciones. Se puede especificar las nuevas localizaciones mediante offsets, rotaciones, ajustes, simetrías, etc.

- Edit: Modifica los objetos geométricos mejorando el diseño y corrigiendo los errores. La acción más utilizada es la partición (break) de objetos en objetos más pequeños. Con esta opción se puede eliminar puntos duplicados.
- Delete: Elimina cualquier objeto de la base de datos y lo borra de la ventana gráfica. Es importante destacar que si un objeto forma parte de una entidad de dimensión superior, no se puede eliminar si antes no se ha eliminado esa entidad superior (por ejemplo, un punto que es un vértice de una superficie no puede eliminarse antes que esa superficie).
- Associate/ Disassociate: Asocia entidades unidas para que sean malladas conjuntamente. Por ejemplo, un punto intersección entre una línea y una superficie debe asociarse a ambos objetos geométricos para que no se produzcan incongruencias en el mallado. La opción de ‘disassociate’ realiza la acción contraria (separa entidades).
- Verify: Identifica los problemas que puede haber en el modelo para que sean corregidos. Los problemas típicos son superficies perdidas, gaps, solapamientos, etc.
- Show: Muestra en pantalla una hoja de datos con la información solicitada acerca de las características de los objetos geométricos. Se puede solicitar coordenadas en los puntos, IDs, etc.

El siguiente paso es seleccionar el tipo objeto (punto, curva, superficie, sólido, plano, vector o sistema de coordenadas) que se desea operar.

El tercer paso es seleccionar el método que define cómo se va a llevar a cabo la acción. Para conocer con más detalle los distintos métodos, se puede consultar el manual de MSC Patran: (*Ref 12 MSC Patran 2012.2: Reference Manual Part 2: Geometry Modeling*).

4.3.3.3.2 Crear superficies recortadas

Se debe seleccionar la siguiente opción para crear las superficies recortadas (trimmed surface):
‘Geometry/Create/Surface/Trimmed’

Para crear esta superficie se necesita disponer de las líneas que definen el contorno, tanto el contorno interior, como el contorno exterior. Otra opción permite recortar la superficie desde una superficie inicial simple. En el primer caso, es necesario que las curvas sean cerradas, es decir, que definan un bucle cerrado. Para ello, se dispone de las siguientes opciones:

- ‘Geometry/Create/Curve/Chain’: Permite crear un bucle continuo a partir de un conjunto de curvas que están unidas por sus extremos formando una cadena. Esta operación define una nueva curva y se pueden eliminar las curvas iniciales simples.
- ‘Create/Surface/Trimmed’ con opción Auto-Chain. Permite crear la superficie directamente y al mismo tiempo, transforma las curvas que definen los bordes interiores y exteriores en nuevas curvas cerradas. Las curvas originales pueden ser borradas.
- Existen ciertas operaciones para crear curvas cerradas directamente (circunferencias, elipses, etc.).

La opción ‘Geometry/Create/Surface/Composite’ permite crear una superficie singular compuesta a partir de superficies planas adyacentes. Esta opción es útil para crear una superficie única y compleja, que presenta regiones con bordes complejos o múltiples regiones adyacentes.

4.3.3.3.3 Crear sólidos B-Rep

Este tipo de sólidos están definidos por un conjunto de superficies que forman las caras del sólido. Estas superficies deben definir un espacio tridimensional completamente cerrado para poder crearlo correctamente. Los sólidos pueden tener un número arbitrario de superficies de contorno. Antes de crear el sólido, se debe crear estas superficies. El sólido se crea con la siguiente opción en el MSC Patran:
‘Geometry/Create/Solid/B-Rep’

Se debe tener en cuenta los siguientes consejos para la creación de sólidos B-Rep:

- Asegurar que todas las superficies sean topológicamente congruentes (es decir, comparten los vértices y líneas de contorno). En casos de bordes no alineados de las superficies, se deben considerar una de las siguientes opciones para alinearlas correctamente:
  ‘Geometry/Edit/Surface/Sew’
  ‘Geometry/Edit/Surface/Match’

- En casos de modelos importados desde programas CAD, asegurar que no existen problemas con las tolerancias geométricas. Las dimensiones de las tolerancias deben ser consistentes con las dimensiones del modelo, y no deben ser excesivamente pequeñas ni muy grandes.
- Asegurar que no se han producido gaps indeseados entre superficies adyacentes o que hayan desaparecido accidentalmente alguna de las superficies.
  ‘Geometry/Verify/Surface/Boundary’

- En caso de que falte alguna de las superficies del contorno, se debe crear la que falta dependiendo del tipo de superficie:
  - Superficie simple con 3 o 4 bordes. Se supone que cada borde pertenece también a otras superficies que definen el contorno del sólido.
    ‘Geometry/Create/Surface/Edge’

  - Superficie general (compleja) con más de 4 bordes. Al igual que en el caso anterior, cada borde pertenece a una de las superficies que definen el contorno del sólido. Primero, se crea una curva compuesta por todas las líneas que definen el borde.
    ‘Geometry/Create/Curve/Chain’

    Después se crea la superficie que falta.
    ‘Geometry/Create/Surface/Trimmed’

Cuando se haya creado el sólido B-Rep, se debe realizar los chequeos a los siguientes objetos:

- El grupo de superficies que definen el sólido B-Rep deben encerrar completamente un volumen.
  ‘Geometry/Verify/Solid/B-rep’
  Se aconseja activar la opción ‘Plot Incongruent Surfaces’ para visualizar en el viewport únicamente aquellas superficies que sean incongruentes.

- Las superficies deben ser topológicamente congruentes. Es decir, las superficies adyacentes deben compartir la línea del borde en común.

4.3.3.4 Transformación de la geometría importada a elementos 1-D

Esta sección describe de forma más particular algunos de los pasos descritos en el apartado 4.3.3.1.
Esta transformación se realiza para objetos cuya dimensión longitudinal sea varios órdenes de magnitud mayor que las dimensiones trasversales. Es decir, para aquellos objetos que se identifiquen como unidimensionales, ya sean rectos (viga, columna o barra) u objetos curvos (arcos, cuadernas).

Los pasos a seguir son los siguientes:

- Definir un rango de numeración para los puntos y objetos auxiliares que se vaya a crear, pero que no forman parte del modelo geométrico final.
    - La numeración se debe aplicar según se va creando estos objetos.

- Definir otro rango de numeración para los puntos y líneas que se vayan a crear y que forman parte del modelo geométrico final. Estos objetos son los que sustituirán a la geometría importada (geometría inicial).
    - Esta numeración se debe aplicar según se va creando estos objetos.

- Crear puntos adicionales que sirvan como referencia para hacer mediciones o que se necesiten para poder crear las líneas medias.
- Crear las líneas medias donde se van a situar los nodos. Estas líneas son las que definitivamente van a formar parte del modelo de elementos finitos y que serán malladas para crear los elementos unidimensionales (BAR, BEAM, ROD, etc.).
    - Se debe asegurar que estas líneas sean lo suficientemente representativas de los objetos a los que sustituye tanto en la localización como en la dirección. Generalmente, deben pasar por el centro geométrico de la sección y tener la misma dirección que el objeto al que sustituye.
    - Se debe asegurar que las uniones de la línea con otros objetos sean las correctas. Es decir, esta línea debe representar la unión que tendría el objeto tridimensional al que sustituye.

- Proyectar, en la línea media, aquellos puntos que delimitan esta línea en varias particiones. Estos puntos también pueden ser creados sobre la línea de forma directa.
    - En algunos casos, cada partición puede representar una zona con distintas propiedades (forma sección, dimensiones, material, etc.).
    - En otros casos, se requiere realizar un mallado distinto (más fino) en determinadas particiones donde se prevé que se produzcan altos gradientes de tensiones o donde se requiera un mayor nivel de detalle.

- Eliminar con cuidado todos los objetos geométricos (puntos, sólidos) que formaban parte de la geometría inicial (geometría importada) y que no formen parte de la geometría final (la que va a ser mallada). Para ello, la opción ‘Geometry/Delete/Any’ permite borrar todos los objetos dentro de un determinado rango de numeración. Se debe introducir aquí el rango de numeración elegido para estos objetos.
- Eliminar, si hace falta, los puntos, líneas u otros objetos auxiliares y que no pertenezcan al modelo geométrico final o que no se necesiten para operaciones posteriores. Se debe proceder igual que en el anterior punto.

4.3.3.5 Transformación de la geometría importada a elementos 2-D

Esta sección describe de forma más particular algunos de los pasos descritos en el apartado 4.3.3.1.
Esta transformación se realiza para objetos bidimensionales, es decir, con un espesor varios órdenes de magnitud más pequeño que las otras dimensiones.

Los pasos a seguir son los siguientes:

- Definir un rango de numeración para los puntos y objetos auxiliares (líneas o superficies) que se vaya a crear, pero que no vayan a forman parte del modelo geométrico final.
    - La numeración se debe aplicar según se va creando estos objetos.

- Definir otro rango de numeración para los puntos, líneas y superficies que se vayan a crear y que forman parte del modelo geométrico final. Estos objetos son los que sustituirán a la geometría importada (geometría inicial).
    - La numeración se debe aplicar según se va creando estos objetos.

- Crear puntos adicionales que sirvan como referencia para hacer mediciones o que se necesiten para poder crear las superficies de la geometría final.
- Crear las superficies donde se van a situar los nodos. Estas superficies son las que definitivamente van a formar parte del modelo de elementos finitos y que serán malladas para crear los elementos bidimensionales (CUAD4, TRIA3, etc.).
    - Se debe asegurar que estas superficies sean lo suficientemente representativas de los objetos a los que sustituye, tanto en la localización como en la dirección. Existen dos principales opciones: Crear una superficie media (situada entre medias de las superficies extremas) o utilizar una de estas superficies extremas como la superficie de referencia.

- Proyectar sobre la anterior superficie, las líneas y puntos del modelo importado que delimitan diferentes zonas o particiones sobre la superficie.
    - En general, se requiere dividir la superficie en particiones más pequeñas para facilitar el mallado. Las líneas divisorias pueden ser las zonas de intersección con otras superficies, o pueden delimitar determinadas zonas donde se requiere un mallado distinto que el resto.
    - En determinados casos, se debe crear particiones que delimitan las zonas donde se prevé que se produzcan altos gradientes de esfuerzos (como por ejemplo, alrededor de agujeros o alrededor de la intersección de la superficie con otros elementos).

- Eliminar con cuidado todos los objetos geométricos (puntos, sólidos) que formaban parte de la geometría inicial (geometría importada) y que no formen parte de la geometría final (la que va a ser mallada). Para ello, la opción ‘Geometry/Delete/Any’ permite borrar todos los objetos dentro de un determinado rango de numeración. Se debe introducir aquí el rango elegido para estos objetos.
- Eliminar, si hace falta, los puntos, líneas u otros objetos auxiliares y que no pertenezcan al modelo geométrico o que no se necesiten para operaciones posteriores. Se debe proceder igual que en el anterior punto.

4.3.4 Número y tipo de elementos

La elección del tipo de elemento (1-D, 2-D o 3-D) con el que se quiere modelizar una determinada geometría depende de las dimensiones del componente geométrico, del nivel de detalle y de la precisión requerida para los resultados. Generalmente, cuando un componente tiene una dimensión de unos órdenes de magnitud más grande que las otras dos, se trata de un elemento tipo viga y se modeliza con elementos 1-D (ROD, BAR, BEAM). Cuando presenta una configuración de tipo lámina (pared delgada), se suele modelizar con elementos 2-D. Y cuando ninguna de las dimensiones es mucho mayor que las otras dos, entonces se suele utilizar elementos 3-D. Además, cuando se precisa un nivel de detalle mayor para componentes tipo viga o tipo lámina, se recomienda utilizar elementos finitos más pequeños de 2-D y 3-D respectivamente.

Este apartado ayudará a elegir una adecuada configuración de elementos finitos en función de la geometría de los componentes que se quiere modelizar.

4.3.4.1 Numeración de entidades

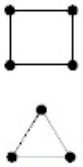
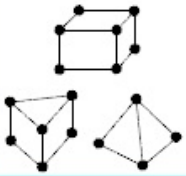
Se define entidad a cualquier punto, línea, plano, sólido, nodo, elemento finito, fuerza o restricción que forma parte de un modelo de elementos finitos.
Es imprescindible adoptar una numeración estándar para cada tipo de entidad, siguiendo un orden lógico que permita la fácil identificación de la entidad cuando se analizan los resultados o se quiera realizar comprobaciones o modificaciones.

Normalmente, el contratista principal del proyecto establece unos intervalos para numerar los sistemas (ver 4.3.2.4). Por ejemplo, la numeración desde 20000 hasta 25000 puede reservarse a los nodos de un determinado componente.

En la sección 4.3.3 se ha hecho hincapié en la numeración de distintos grupos de objetos geométricos. Establecer una numeración adecuada permite realizar fácilmente operaciones como la eliminación o la visualización de distintos grupos geométricos. También es importante disponer de una adecuada numeración para los elementos finitos, los nodos y cualquier tipo de entidad que forme parte del modelo de elementos finitos.

4.3.4.2 Tipos de elementos en Nastran

En esta sección se describirán brevemente los elementos de Nastran más empleados en los análisis estructurales. Para más información, se puede consultar los manuales de MSC Nastran (*Ref 1, MSC Nastran 2012: Getting Started with MSC Nastran User’s Guide y Ref 2, MSC Nastran 2013.1: Quick Reference Guide*).

Category	Spring Elements	Line Elements	Surface Elements	Solid Elements	Rigid Elements
Physical Behavior	Simple Spring	Rod, Bar, Beam	Membrane, Thin Plate	Thick Plate, Brick	Rigid Bar
MSC Nastran Element Name	CELAS2*	CONROD* CROD CBAR	CQUAD4 CTRIA3	CHEXA CPENTA CTETRA	RBE2*
Associated Property Entry	None Required	PROD PBAR	PSHELL	PSOLID	None Required
					

*A separate property entry is not required-it is built directly into the element entry.

Figura 4.3-11: Elementos típicos de Nastran

4.3.4.2.1 <u>CELAS2</u>

El elemento CELAS es uno de los elementos cero-dimensionales tipo muelle. Conecta dos grados de libertad, cada uno en un nodo diferente. Transmite un único tipo de carga que depende de los grados de libertad asociados, es decir, que se comporta como un muelle simple que puede transmitir esfuerzos traslacionales o rotacionales.

Se suele utilizar para modelizar las uniones entre elementos, como por ejemplo, uniones con tornillos, remaches, etc. Se suele emplear para relacionar dos DOF de dos nodos coincidentes.

4.3.4.2.2 CONROD

El elemento CONROD es uno de los elementos unidimensionales. Une dos nodos y es capaz de trasmitir esfuerzos axial y de torsión únicamente. No puede trasmitir esfuerzos de flexión y cortadura. Por lo tanto, la rigidez sólo existe en 2 DOF por cada nodo.

Este tipo de elemento se emplea para modelizar cables o elementos unidimensionales que presentan poca rigidez a flexión y cortadura.

Es útil cuando un modelo tiene muchos elementos de este tipo con diferentes propiedades (material, área de la sección o módulo de torsión) y, por lo tanto, permite una modelización más rápida que utilizando elementos CROD. A diferencia de los CROD, los CONROD no necesitan asociarse a ninguna propiedad separada.

El problema de los elementos CONROD, es que se necesita definir los valores del área y del módulo de torsión a cada elemento de forma individual.

4.3.4.2.3 CROD

El elemento CROD es uno de los elementos unidimensionales. Es muy parecido al elemento CONROD, excepto por la definición de propiedades que necesitan definirse de forma separada (PROD).

Se usa para modelizar los cables, varillas y barras de estructuras articuladas (con uniones articuladas), es decir, para todos aquellos elementos que no poseen rigidez a flexión ni a cortadura.

4.3.4.2.4 CBAR

El elemento CBAR es uno de los elementos unidimensionales. Es la representación de la viga genérica que puede soportar todos los tipos de esfuerzos (axial, flexión en los dos planos, cortadura en los dos planos y torsión). Este elemento une dos nodos y proporciona la rigidez en los 6 DOF de cada nodo.

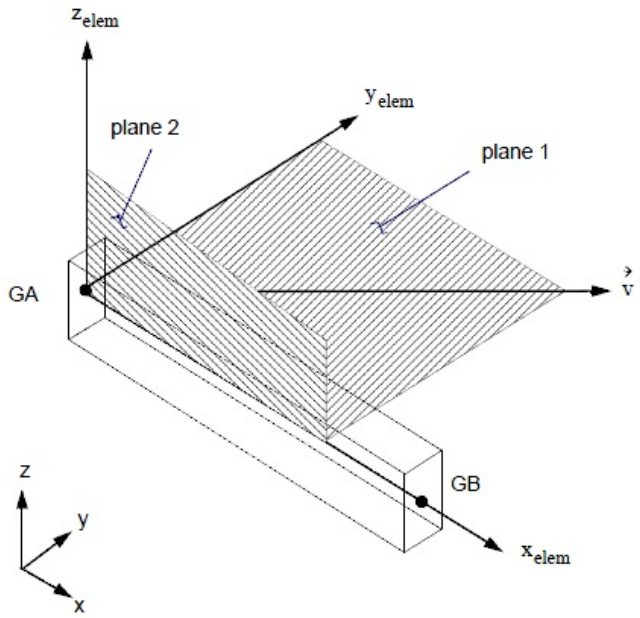


Figura 4.3-12: Elemento CBAR

Las características y limitaciones de este tipo de elementos son:

- Su formulación se basa en la teoría clásica de vigas.
- Modeliza únicamente vigas rectas y de sección constante. En caso de que no se cumpla uno de estos requisitos, se recomienda utilizar el elemento CBEAM.
- El centro de cortadura debe coincidir con el eje neutro (el elemento CBAR no puede modelizar el alabeo de las secciones abiertas).
- No contempla la rigidez a torsión de la deformación transversal fuera del plano.
- Incluye efectos de cortadura transversal opcionales (importante para vigas cortas).
- Los principales ejes de inercia no tienen por qué coincidir con los ejes del elemento (permite definir los momentos de inercia I_{12}).
- El eje neutro puede ser desplazado con respecto de los nodos (mediante offset, se crea una enlace interno rígido). Esto es útil para la modelización de placas con rigidizadores tipo CBAR o Gridworks.
- Existe la opción de liberar una fuerza o un momento en cualquiera de los dos extremos (esto permite modelizar mecanismos o enlaces).

En resumen, se utiliza este tipo de elementos para la modelización de cualquier pieza estructural tipo viga, siempre y cuando cumpla con las limitaciones de sección constante, pieza recta y coincidencia entre el eje neutro y el centro de cortadura.

4.3.4.2.5 CBEAM

El elemento CBEAM es uno de los elementos unidimensionales. Proporciona todas las capacidades del elemento CBAR (axial, flexión en los dos planos, cortadura en los dos planos y torsión), pero a diferencia de éste, no presenta las restricciones de sección constante o de coincidencia entre el eje neutro y el centro de cortadura. Por lo tanto, representa a una viga en sentido más general.

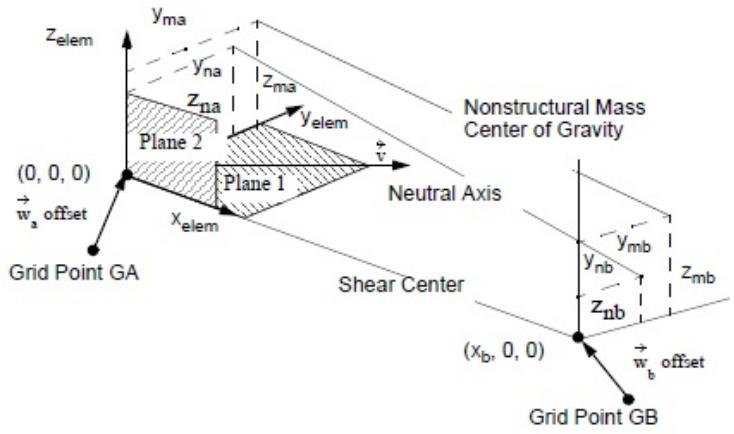


Figura 4.3-13: Elemento CBEAM

Las capacidades de este elemento son:

- El eje neutro no tiene que coincidir con el centro de cortadura.
- Se incluye el efecto de deformación de la sección en la rigidez a torsión.
- Se incluye el efecto de afilamiento en la rigidez de cortadura transversal.
- Puede incluir un sistema de ejes separado para localizar el centro de la masa no estructural.
- Se incluye un momento de inercia distribuido torsional para análisis dinámicos.
- Permite definir propiedades diferentes en las secciones extremas y en hasta 9 secciones intermedias.

En resumen, se utiliza para la modelización de vigas genéricas que presentan variaciones en la sección o que no tengan la coincidencia entre el centro de cortadura y el eje neutro.

4.3.4.2.6 CQUAD4

El elemento CQUAD4 es uno de los elementos bidimensionales. Se utiliza para modelizar la mayoría de los elementos planos como placas, láminas o membranas y es uno de los elementos más utilizados en el programa MSC Nastran, debido a que suele representar mejor el comportamiento de la estructura que el resto de elementos bidimensionales. Consta de cuatro vértices unidos por cuatro bordes.

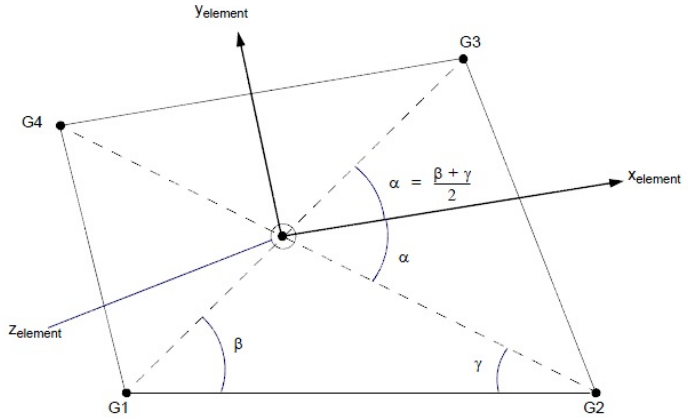


Figura 4.3-14: Elemento CQUAD4 definido por los cuatro nodos (G1 - G4)

Puede representar el comportamiento general de una lámina pudiendo transmitir todo tipo de esfuerzos (cargas en el plano, momentos flectores, cortadura en el plano, cargas perpendiculares al plano) dependiendo de los valores de las propiedades (PSHELL, ver 4.3.6.2.3.1).

4.3.4.2.7 CTRIA3

El elemento CTRIA3 es uno de los elementos bidimensionales. Se utiliza para modelizar regiones de transición de malla en superficies, o para determinadas geometrías (superficies puntiagudas, superficies irregulares, etc.).

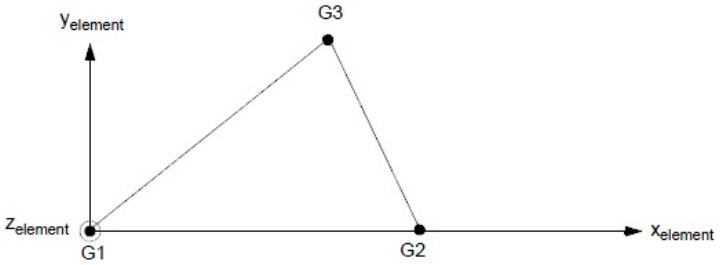


Figura 4.3-15: Elemento TRIA3 genérico

El principal inconveniente es que presenta una alta rigidez, particularmente frente a la deformación de membrana (estiramiento-compresión en el plano). Por lo tanto, se debe evitar el uso de este tipo de elementos en las zonas de interés siempre que sea posible. En otro tipo de aspectos, es similar al elemento CQUAD4.

4.3.4.2.8 CHEXA

El elemento CHEXA es uno de los elementos tridimensionales. Se utiliza para representar placas gruesas y sólidos. Consta de 6 caras y 8 vértices. Puede contener desde 8 nodos (uno en cada vértice) hasta 20 nodos si se incluyen todos los nodos medios (midside nodes). Este elemento es el preferido para uso general en la modelización de geometría tridimensional. En algunas simulaciones, tiene un funcionamiento superior frente al resto de elementos 3-D.

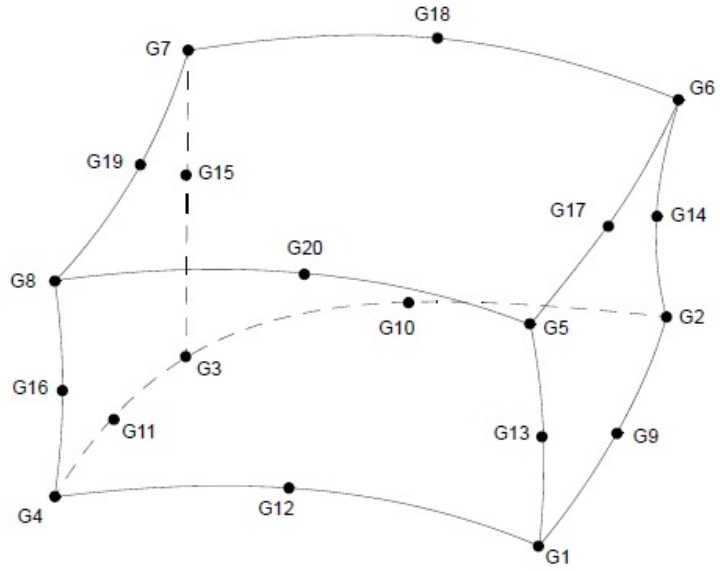


Figura 4.3-16: Elemento CHEXA genérico

Las tensiones del elemento (σ_x, σ_y, σ_z, τ_{xy}, τ_{xz}, τ_{yz}) se calculan en el centro geométrico y posteriormente se extrapola a los nodos.
La precisión del elemento empeora cuando es muy oblicuo, por lo que se recomienda utilizar formas ortoédricas (ángulos de 90º) en los elementos CHEXA.

Es importante tomar precauciones cuando se quiere modelizar el comportamiento a flexión.

4.3.4.2.9 CPENTA

El elemento CPENTA es uno de los elementos tridimensionales. Su forma geométrica se asemeja a la de una cuña y consta de 5 caras (2 caras triangulares opuestas y 3 caras cuadriláteras) y 6 vértices. Puede contener desde 6 nodos (1 por vértice) hasta 15 nodos si se incluyen todos los nodos medios.

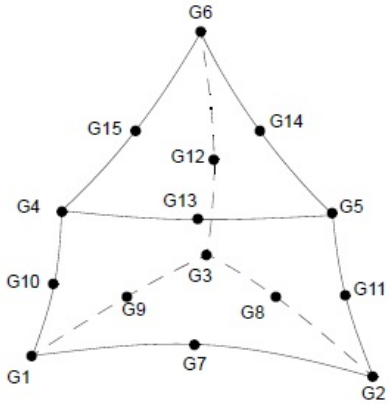


Figura 4.3-17: Elemento CPENTA genérico

Se utiliza comúnmente en las zonas de transición que conectan sólidos con placas o láminas. En las uniones de sólidos CPENTA con láminas, el contacto con las superficies de la lámina debe realizarse con las caras triangulares del elemento CPENTA, ya que de lo contrario (el contacto con las caras cuadriláteras) podría resultar en una fijación excesivamente rígida.

Al igual que el elemento CHEXA, las tensiones del elemento (σ_x, σ_y, σ_z, τ_{xy}, τ_{xz}, τ_{yz}) son calculadas en el centro geométrico del elemento y se extrapola después a los nodos.

4.3.4.2.10 CTETRA

El elemento CTETRA es uno de los elementos tridimensionales. Tiene forma de tetraedro, es decir, consta de 4 caras triangulares y 4 vértices. Puede incorporar desde 4 nodos (1 por vértice) hasta 10 nodos si se incluyen todos los nodos medios.

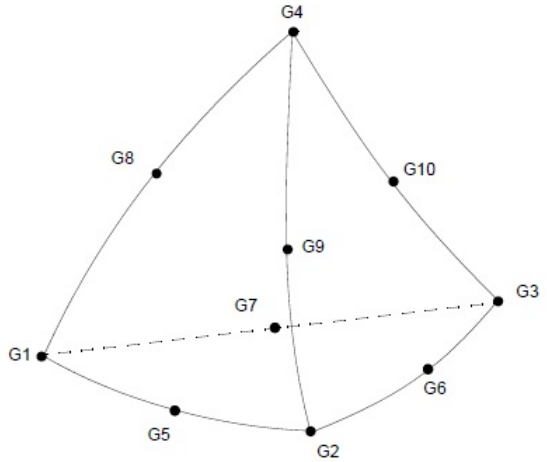


Figura 4.3-18: Elemento CTETRA genérico

Se utiliza ampliamente para modelizar los sólidos complejos y los sistemas complicados (extrusiones con muchas curvas cerradas o álabes de turbinas). Además, posee la ventaja frente al elemento CHEXA que modeliza mejor las esquinas y los bordes puntiagudos.

Es importante usar preferiblemente los elementos CTETRA con todos los nodos (10 nodos) en todas las simulaciones estructurales, en vez de sólo con 4 nodos. Los CTETRA con 4 nodos están excesivamente rígidos para este tipo de aplicaciones.

En cambio, es recomendable utilizar los CTETRA con 4 nodos para las aplicaciones de transferencia de calor.

Al igual que el elemento CHEXA y el elemento CPENTA, las tensiones del elemento CTETRA (σ_x, σ_y, σ_z, τ_{xy}, τ_{xz}, τ_{yz}) son calculadas en el centro geométrico del elemento y se extrapola después a los nodos.

4.3.4.2.11 RBE2

El elemento RBE2 es el elemento más común dentro de los elementos rígidos. Este elemento define un cuerpo rígido que relaciona los grados de libertad independientes de un nodo con los grados de libertad dependientes de un conjunto de nodos.

El RBE2 se puede ver como un elemento que aplica una restricción en muchos puntos.

Como principio general de modelización, los elementos adyacentes cuyas rigideces difieren muchos órdenes de magnitud, pueden causar dificultades numéricas en la solución del problema. Por lo tanto, en zonas donde se encuentra alguna unión de este tipo, es decir, donde existe un elemento mucho más rígido que el otro, se debe sustituir el elemento que presenta la mayor rigidez (puede ser un CBAR u otro tipo de elemento común) por un elemento rígido tipo RBE2. Los elementos rígidos como el RBE2 no causan dificultades numéricas porque no añaden rigidez al modelo y su tratamiento matemático es distinto de los elementos comunes.

Los elementos rígidos se usan además para modelizar determinadas uniones de elementos estructurales distintos, o distintas piezas. En la siguiente figura muestra cómo se puede utilizar

este elemento para unir dos componentes de distinta geometría, como por ejemplo, una placa con su rigidizador.

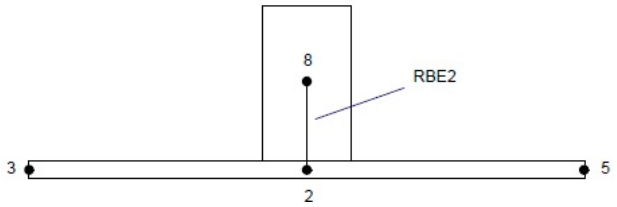


Figura 4.3-19: Unión de un rigidizador con una placa mediante un elemento RBE2

4.3.4.2.12 Otros elementos

A parte de los elementos anteriormente descritos, el programa MSC Nastran proporciona muchas más opciones de modelización.

En la siguiente tabla muestra una breve descripción de elementos bidimensionales empleados en la modelización.

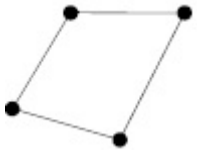
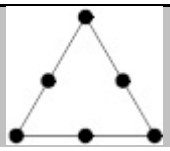
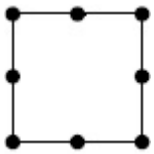
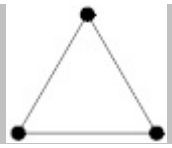
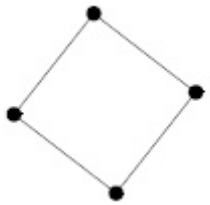
CSHEAR	Elemento de cuatro nodos que sólo soporta esfuerzos de cortadura y extensionales (axiles). Se utiliza comúnmente con elementos CROD para modelizar estructuras de pared delgada de aviones (estructuras semimonocasco). Trabaja mejor si la forma del elemento es rectangular.	
CTRIA6	Elemento isoparamétrico triangular con tres nodos en los vértices y tres nodos medios en los tres bordes. Usados para las transiciones de malla en regiones con curvatura.	
CQUAD8	Elemento isoparamétrico cuadrilátero con cuatro nodos en los vértices y cuatro nodos medios en los bordes. Usados para modelizar láminas de curvatura simple (cilíndricas). En cambio, el QUAD4 es mejor que el CQUAD8 para curvaturas dobles (esféricas).	
CTRIAR	Elemento isoparamétrico triangular plano con tres nodos. Se utiliza en transiciones de malla en superficies con mallado principal de elementos CQUADR.	
CQUADR	Elemento isoparamétrico cuadrilátero plano. Trabaja como placa y sin acoplamiento membrana-flexión. Funcionamiento óptimo en estructuras planas con cargas en el plano (comportamiento de membrana). Menos sensible a la distorsión y a valores extremos del coeficiente de Poisson que los CQUAD4. No recomendado para superficies curvas.	

Tabla 4.3-4: Elementos bidimensionales de Nastran

Para conocer con más detalle todos los elementos posibles del programa MSC Nastran y la descripción detallada de cada uno, se puede consultar los manuales de MSC Nastran (*Ref 2, MSC Nastran 2013.1: Quick Reference Guide*).

4.3.5 Propiedades de materiales

Un aspecto esencial a la hora de diseñar una estructura es elegir adecuadamente el material de las distintas piezas. El material proporciona las características fundamentales como la rigidez o

resistencia mecánica, así como la densidad (importante en aplicaciones aeroespaciales) y las características térmicas como el coeficiente de expansión térmica, la conductibilidad térmica y el calor específico.

Las diferentes propiedades de los materiales se pueden encontrar en la documentación especializada. En este documento se describe de forma resumida los principales tipos de materiales estructurales y algunas de sus propiedades (ver 4.2.6).

En este apartado se describirá cómo se debe definir los materiales empleados en la modelización de elementos finitos.

4.3.5.1 Conceptos y definiciones

Los programas de cálculo estructural (MSC Patran y MSC Nastran) permiten la definición de los materiales dependiendo del comportamiento y de la variabilidad de sus propiedades.

4.3.5.1.1 Modelo constitutivo

En un análisis estructural, un modelo constitutivo describe el comportamiento tensión-esfuerzo de los materiales usados. Estos son los tipos de modelos constitutivos más utilizados:

- Elástico lineal: el material se deforma proporcionalmente dependiendo de la intensidad de la fuerza aplicada, y vuelve a su forma y tamaño original cuando finaliza la aplicación de la carga. Es el caso más simple y el más utilizado, y puede ser modelado empleando únicamente 2 constantes:
    - El módulo de Young (E).
    - El coeficiente de Poisson (ν).
- Elástico - plástico: Las curva tensión-esfuerzo es elástica sólo hasta un cierto nivel, y por encima presenta un comportamiento plástico (deformación permanente). Se necesita describir la curva tensión-esfuerzo mediante la definición de un conjunto de puntos.

En el modelo de elementos finitos, un mismo material puede tener muchos modelos constitutivos, es decir, dependiendo de qué tipo de análisis, interesa que se comporte de una determinada manera u otra. Por lo tanto, se debe definir diferentes modelos constitutivos para cada material, y seleccionar aquellos que interesan en el análisis actual mediante el cuadro de ‘Constitutive Model Status’ del programa MSC Patran. En este cuadro, se pueden activar y desactivar los diferentes modelos constitutivos creados.

4.3.5.1.2 Materiales homogéneos

Los materiales homogéneos son los que tienen propiedades que no dependen de las coordenadas espaciales, aunque estas propiedades pueden depender de la orientación espacial.
La siguiente tabla muestra la clasificación de los principales tipos de materiales homogéneos.

Materiales homogéneos: Las propiedades del material no dependen de la localización espacial	Isotrópicos	Las mismas propiedades en todas las direcciones (2 constantes elásticas)
	Ortotrópicos 2-D	Las propiedades varían en las direcciones principales (6 constantes elásticas)
	Ortotrópicos 3-D	Las propiedades varían en las direcciones principales (9 constantes elásticas)
	Anisotrópicos 2-D	Las propiedades varían en direcciones arbitrarias (6 constantes elásticas)

	Anisotrópicos 2-D	Las propiedades varían en direcciones arbitrarias (21 constantes elásticas)

Tabla 4.3-5: Clasificación de los materiales homogéneos

4.3.5.1.3 Materiales compuestos

Los materiales compuestos están constituidos por una matriz y por refuerzos. La forma más habitual de fabricación de los materiales compuestos es mediante el apilado de un conjunto de capas. Cada capa dispone del refuerzo en forma de fibras paralelas orientadas en una determinada dirección del plano, siendo esta orientación de las fibras la que determina la orientación de las propiedades de cada capa. En general, las distintas capas apiladas tienen distintas orientaciones unas de otras.

Para definir este tipo de materiales en MSC Patran, primero se tiene que establecer las propiedades de cada capa constitutiva que, por lo general, se definen como las propiedades de un material homogéneo, generalmente ortotrópico o anisotrópico. Se debe indicar el espesor y la orientación de cada capa con respecto a un sistema de coordenadas determinado. La orientación es muy importante en los materiales ortotrópicos y anisotrópicos, ya que las propiedades dependen de la dirección.

La siguiente tabla muestra diferentes métodos de construcción de materiales compuestos. Cada método está relacionado con diferentes formas de definición del programa MSC Patran.

Método	Variaciones	Algoritmo	Aplicación
Laminado	Incluye una elección de la convención de la secuencia de apilado para análisis estructurales	Teoría clásica de laminado	Sólidos y placas laminadas
Regla de mezclas	n/a	Promedio ponderado por el volumen	Compuestos 3-D con múltiples fases, orientación arbitraria, y fracciones arbitrarias de volumen
Halpin-Tsai	1. Fibra continua 2. Fibra discontinua 3. Cinta continua 4. Cinta discontinua 5. Con partículas	Ecuaciones de Halpin-Tsai	Composites de dos fases
Fibra corta	1. Composite 1-D 2. Composite 2-D	Integración Monte-Carlo combinada con el promedio ponderado en volumen	Material compuesto de fibra corta cuya distribución de orientación puede ser descrita por una curva o superficie gaussiana.

Tabla 4.3-6: Métodos de construcción de materiales compuestos

4.3.5.2 Definición de los materiales en Nastran

El programa de análisis de elementos finitos MSC Nastran proporciona diversas maneras de definir los materiales en función de su comportamiento.

4.3.5.2.1 Material lineal, elástico, homogéneo e isotrópico

El tipo de comportamiento más común en la mayoría de los análisis es el de material lineal elástico homogéneo e isotrópico. Es decir, este tipo de comportamiento implica lo siguiente:

- Lineal: Relación proporcional entre esfuerzos y deformaciones.

- Elástico: Una material elástico permanece deformado sólo mientras se le está aplicando algún tipo de carga. Cuando la carga desaparece, vuelve a su tamaño original.
- Homogéneo: Las propiedades del material no cambian en función de la localización del punto dónde se define esas propiedades.
- Isotrópico: El comportamiento y las propiedades del material son independientes de la dirección en el espacio.

Para este tipo de material, se debe definir las siguientes propiedades:

- Módulo de Young (o Módulo de elasticidad longitudinal) E: Es la relación o constante de proporcionalidad entre la tensión (σ) y la deformación (ε) longitudinales. Cuanto mayor sea este valor, más rígido es el material.

$$E = \frac{\sigma_{xx}}{\varepsilon_{xx}} = \frac{\sigma_{yy}}{\varepsilon_{yy}} = \frac{\sigma_{zz}}{\varepsilon_{zz}}$$

- Módulo de cortadura G: Es la relación o constante de proporcionalidad entre la tensión de cortadura (τ) y la deformación de cortadura (γ).

$$G = \frac{\tau_{xy}}{\gamma_{xy}} = \frac{\tau_{xy}}{2\varepsilon_{xy}} = \frac{\tau_{xz}}{\gamma_{xz}} = \frac{\tau_{xz}}{2\varepsilon_{xz}} = \frac{\tau_{yz}}{\gamma_{yz}} = \frac{\tau_{yz}}{2\varepsilon_{yz}}$$

- Coeficiente de Poisson ν: Es la relación entre la deformación lateral lineal y la deformación longitudinal lineal. La ecuación que lo relaciona con el Módulo de Young y con el Módulo de cortadura es:

$$G = \frac{E}{2(1+\nu)}$$

- Densidad ρ: Es el valor que relaciona la masa con el volumen del material para una determinada cantidad de material y a una temperatura dada (generalmente a Tª ambiente).
- Coeficiente de expansión térmica α: es el parámetro que relaciona la deformación del material con un incremento de temperatura.

$$\varepsilon_{xx} = \varepsilon_{yy} = \varepsilon_{zz} = \alpha \Delta T$$

- Temperatura de referencia Tref. Es la temperatura que se emplea para el cálculo de cargas térmicas.

La forma de modelar adecuadamente este tipo de materiales en el programa MSC Nastran es mediante la tarjeta MAT1. Es la forma más común de modelar la mayoría de los materiales metálicos estructurales. En caso de modelar materiales más complejos (por ejemplo materiales compuestos, materiales no lineales), se necesita emplear otro tipo de definición del material (ver Tabla 4.3-8).

La siguiente figura muestra cómo se relaciona los parámetros estructurales del material en función del tipo de elemento empleado en el modelo de elementos finitos:

Tipo de elemento	E	ν	G
CROD **CBEAM** **CBAR**	Tracción - compresión	No usado	Torsión y cortadura transversal
CQUAD4	Esfuerzos de membrana y flexión		Cortadura transversal

CQUAD8 **CTRIA3** **CTRIA6**		
CSHEAR	No usado	Cortadura
CHEXA **CPENTA** **CTETRA**	Todos los términos	No usado

Tabla 4.3-7: Propiedades de los materiales - tipo de elemento

4.3.5.2.2 Otros tipos de material

La siguiente tabla muestra los modelos que ofrece el programa MSC Nastran en función del tipo de comportamiento que se quiere modelizar:

Modelo Nastran	Tipo de comportamiento
MAT2	Material anisotrópico para elementos 2-D
MAT3	Material ortotrópico para elementos sólidos axisimétricos
MAT4	Con propiedades térmicas para materiales isotrópicos independientes de la temperatura
MAT5	Con propiedades térmicas para materiales anisotrópicos independientes de la temperatura
MAT8	Material ortotrópico para elementos 2-D
MAT9	Material anisotrópico para elementos sólidos
MAT10	Con propiedades para elementos fluidos en análisis de interacción fluido-estructura.
MATHP	Con propiedades hiperelásticas para uso en análisis no lineales completos
MATS1i	Con propiedades dependientes de la tensión (materiales no lineales)
MATT1i	Con propiedades dependientes de la temperatura
MFLUID	Con propiedades de volumen de fluido para masas virtuales

Tabla 4.3-8: Modelos de comportamiento del material del código Nastran

Para más información, consultar los manuales de MSC Nastran (*Ref 2, MSC Nastran 2013.1: Quick Reference Guide*).

4.3.5.3 Secuencia de operaciones en la definición de los materiales en MSC Patran

La forma para definir las propiedades de los materiales es bastante sencilla. Existe un menú, ‘Properties’, donde se puede definir tanto las propiedades de los materiales como las propiedades de los elementos. En la siguiente secuencia se establecerán los pasos generales para definir los materiales del modelo. Los materiales se pueden definir manualmente (introduciendo los valores) o de forma externa (mediante una base de datos) dependiendo de la opción elegida.

- Operaciones de creación de materiales.
    - Crear materiales isotrópicos
      ‘Properties/Create/Isotropic’
    - Crear materiales ortotrópicos
      ‘Properties/Create/Orthotropic’
    - Crear materiales anisotrópicos
      ‘Properties/Create/Anisotropic’
    - Crear materiales fluidos
      ‘Properties/Create/Fluid’

- Crear materiales cohesivos
  ‘Properties/Create/Cohesive’

- Crear materiales compuestos. Para los materiales compuestos, se deben crear primero las distintas capas constituyentes (como materiales ortotrópicos) y posteriormente el material compuesto laminado.
  ‘Properties/Create/Composite’

- Operaciones de verificación. Tanto si se definen los materiales directamente en MSC Patran, como si se obtienen sus propiedades de fuentes externas, se debe comprobar que las propiedades sean las correctas. Se pueden comprobar las propiedades mediante las opciones de visualización.
  ‘Properties/Show/…/Tabular’

- Operaciones de modificación, en caso de corregir alguna propiedad errónea.
  ‘Properties/Modify’

4.3.6 Propiedades de los elementos

Las propiedades de los elementos son las características geométricas y constitutivas asociadas a los distintos tipos de elementos. En general, las características geométricas que definen este tipo de propiedades son las que no quedan establecidas mediante la localización de los nodos del elemento en el modelo, sino que son propiedades internas de cada tipo de elemento. Ejemplos de propiedades de los elementos son el espesor de los elementos bidimensionales, o las características geométricas de la sección (área, módulo de torsión, momentos de inercia, áreas de cortadura) de los elementos unidimensionales. Además, a cada propiedad debe asociarse uno de los materiales creados en el modelo.

4.3.6.1 Tipos de elementos

Los elementos se clasifican según el número de dimensiones principales. La dimensión principal queda reflejada en el modelo mediante los nodos asociados al elemento. Por lo tanto, las dimensiones que no quedan reflejadas a través de la topología deben ser definidas mediante las tarjetas de propiedades de elementos. Así que, cuanto más simple sea la topología del elemento, más complejo es la definición de sus propiedades.

En la siguiente tabla se muestra la tipología de los elementos en función de su clasificación dimensional.

Dimensión	Tipo de elemento
0-D	Masa, muelle conectado a tierra, amortiguador conectado a tierra
1-D	Viga, barra, muelle, amortiguador, gap, masa 1-D
2-D	Lámina, panel de flexión, sólido 2-D, membrana, panel de cortadura
3-D	Sólido

Tabla 4.3-9: Tipos de elementos en función de sus dimensiones principales

Dentro de cada categoría, la diferencia entre los tipos de elementos depende de las propiedades del comportamiento frente a unas determinadas cargas. Por ejemplo, las membranas son elementos 2-D que sólo pueden soportar las cargas axiales en el plano, mientras que las láminas son también elementos 2-D que pueden soportar todo tipo de fuerzas.

En la siguiente tabla, se muestra las combinaciones de tipo, topología y opciones para los tipos elementos bidimensionales.

Tipo	Opción 1	Opción 2		Topología
Lámina (Shell)	Homogéneo	Formulación estándar		Quad y Tria, con variación en la configuración de los nodos (nodos medios)
		Formulación revisada		
		Elemento ‘P’		
		Discreto lineal Kirchoff		
	Laminado	Formulación estándar		
		Formulación revisada		
	Sección equivalente	Formulación estándar		
		Formulación revisada		
		Elemento ‘P’		
Panel de flexión (Bending panel)	Formulación estándar			Quad y Tria, con variación en la configuración de los nodos (nodos medios)
	Formulación revisada			
	Elemento ‘P’			
Sólido 2-D (2D-Solid)	Axisimétrico	Formulación estándar	Integración reducida	Quad y Tria, con variación en la configuración de los nodos (nodos medios)
		Torsión	Compuesto laminado	
		Hiperelástica	PLPLANE	
		Incompresible	Interfaz	
	Deformación plana	Formulación estándar	Formulación revisada	
		Integración reducida	Elemento ‘P’	
		Hiperelástica	Compuesto laminado	
		Incompresible	Interfaz	
	Tensión plana	Formulación estándar	Integración reducida	
		Interfaz		
	Infinito acústico			
Membrana (membrane)	Formulación estándar			Quad y Tria, con variación en la configuración de los nodos (nodos medios)
	Formulación revisada			
	Elemento ‘P’			
Panel de cortadura (panel shear)				Quad y Tria, con variación en la configuración de los nodos (nodos medios)

Tabla 4.3-10: Equivalencia entre tipos de elementos 2-D

4.3.6.2 Propiedades básicas de Nastran

En esta sección se va a clasificar en función de las dimensiones de los elementos (0-D, 1-D, 2-D y 3-D), los tipos de propiedades más comunes que utiliza el programa MSC Nastran. En la mayoría de las propiedades, debe incluirse el material de cada propiedad mediante su número de identificación (MID).

4.3.6.2.1 Propiedades de elementos 0-D

4.3.6.2.1.1 PELAS

Esta propiedad está ligada a los elementos CELASi (ver 4.3.4.2.1). Estos elementos relacionan dos grados de libertad, uno en cada nodo. La propiedad PELAS incluye básicamente la siguiente información:

- Valor de la constante elástica: K (N/m = kg/s^2)
- Coeficiente de amortiguamiento: GE (N·s/m = kg/s)
- Coeficiente de tensión: Si

4.3.6.2.2 Propiedades de elementos 1-D

4.3.6.2.2.1 PROD

Esta propiedad está ligada exclusivamente a los elementos de tipo CROD (ver 4.3.4.2.3). Este tipo de elementos son barras que sólo transmiten esfuerzos axiales (tracción y compresión) y momentos de torsión. Por lo tanto, las propiedades PROD son sólo las referidas a los anteriores esfuerzos:

- Área de la sección: A (m^2).
- Módulo de torsión: J (m^4).
- Coeficiente de esfuerzo de torsión: C.

4.3.6.2.2.2 PBAR

Esta propiedad está ligada exclusivamente a los elementos de tipo CBAR (ver 4.3.4.2.4). Este tipo de elementos consisten en barras que pueden transmitir todo tipo de esfuerzos (axiales, de torsión, cortantes en los dos ejes y momentos flectores en los dos ejes). Estos elementos tienen como restricciones (a diferencia de los de tipo CBEAM) que la sección tiene que ser constante y que el eje neutro tiene que coincidir con el centro de cortadura.

Por lo tanto, las propiedades PBAR deben incluir todas las características geométricas de la sección:

- Área de la sección: A (m^2).
- Momentos de inercia: I1, I2, I12 (m^4).
- Módulo de torsión: J (m^4).
- Factores de cortadura: K1, K2 (A1 = K1·A; A2 = K2·A).

Además de estas propiedades, se pueden incluir la masa no estructural de la viga (NSM) y la localización de hasta 4 puntos en cada sección extrema del elemento donde se debe calcular las tensiones (σ_{xx}). Generalmente, los cuatro puntos están en las zonas más alejadas del centro de masas de la sección, que son las zonas donde se localizan los valores extremos de la tensión.

4.3.6.2.2.3 PBEAM

Esta propiedad está ligada a los elementos tipo CBEAM (ver 4.3.4.2.5). Este tipo de elementos son similares a los CBAR, pero no tienen las restricciones y por lo tanto, son aplicables a un amplio conjunto de tipos de vigas.

Por lo tanto, las propiedades PBEAM deben incluir las siguientes características geométricas para cada sección determinante (las dos secciones extremas y las secciones intermedias que se consideren necesarias (hasta un máximo de 9)). El origen de coordenadas del elemento se sitúa

en el centro de cortadura, por lo que todos los parámetros (momentos de inercia, etc.) se calculan referidos a estos ejes:

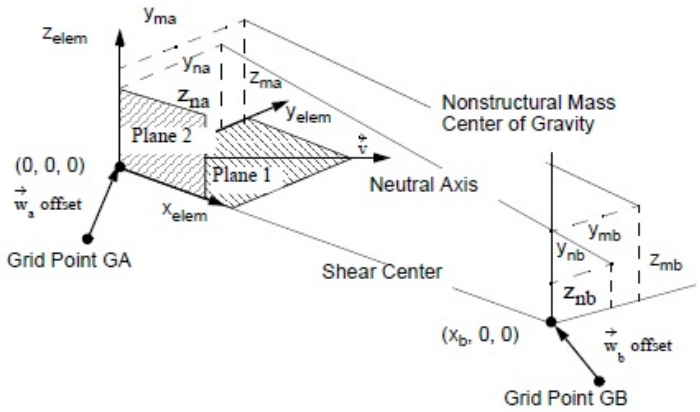


Figura 4.3-20: Ejes de coordenadas elementales en un elemento CBEAM

- Área de la sección: A (m^2).
- Momentos de inercia: I1, I2, I12 (m^4).
- Módulo de torsión: J (m^4).
- Factores de cortadura: K1, K2 (A1 = K1·A; A2 = K2·A).
- Coeficientes de liberación de cortadura debido a un afilamiento de la sección: S1, S2

Además, deben incluir las siguientes propiedades:

- Identificador del material: MID.
- Masa no estructural: NSM (kg/m^2).
- Localización de los 4 puntos de cada sección: Ci, Di, Ei, Fi (m).
- Localización de la sección intermedia i: X/XBi.
- Momentos de inercia de la masa no estructural por unidad de longitud, en las secciones extremas A y B: NSI(A), NSI(B).
- Coeficientes de alabeo en las secciones extremas A y B: CW(A), CW(B).
- Coordenadas del centro de masas de la masa no estructural en las secciones extremas A y B: M1(A), M2(A), M1(B) y M2(B) (m).
- Coordenadas del centro de masas del eje neutro en las secciones extremas A y B: N1(A), N2(A), N1(B) y N2(B) (m).

4.3.6.2.3 Propiedades de elementos 2-D

4.3.6.2.3.1 PSHELL

Este es el tipo de propiedad que se utiliza para los elementos bidimensionales. Se puede introducir todas las características necesarias para los comportamientos de membrana, flexión, cortadura transversal y la posibilidad de indicar el acoplamiento entre los distintos comportamientos.

Las propiedades que se pueden indicar son las siguientes:

- Espesor del elemento para comportamiento membrana. T (m).
- Parámetro de rigidez a flexión: $12I/T^3$ (por defecto, =1).
- Relación entre el espesor para cortadura transversal y el espesor para membrana: TS/T (por defecto, =0.833333).

Además, se puede indicar los materiales según el tipo de comportamiento, mediante el número de identificación de cada material:

- Identificador del material para membrana: MID1.
- Identificador del material para flexión: MID2.
- Identificador del material para cortadura transversal: MID3.
- Identificador del material para acoplamiento membrana – flexión: MID4.

Finalmente, se puede indicar el valor de la masa no estructural (NSM) y la distancia (en metros) de 2 puntos para el cálculo de tensiones. Generalmente, esas dos distancias son los valores negativo y positivo de la mitad del espesor (± t/2), ya que determina dos puntos localizados en cada cara del elemento.

En la mayoría de los casos, si se quiere que el elemento sólo soporte un tipo determinado de esfuerzo (por ejemplo para representar únicamente el comportamiento de la membrana), se introduce un único identificador del material, es decir, se controla el comportamiento de la propiedad mediante la introducción o no del identificador del material asociado a ese comportamiento. Si se quiere representar un comportamiento más general, se introduce todos los identificadores (MIDi) de los materiales. Usualmente, suele ser el mismo material para todos los comportamientos (MID1 = MID2 = MID3 = MID4).

Para placas sólidas homogéneas, se debe introducir los valores por defecto del parámetro de rigidez a flexión ($12I/T^3 = 1$) y de la relación de espesores (TS/T = 5/6 = 0.833333).

4.3.6.2.3.2 PCOMP

Esta propiedad se usa para definir a los materiales compuestos. Se debe identificar en primer lugar, determinados parámetros del laminado, y posteriormente, las principales propiedades de cada lámina.

Los parámetros del laminado son:

- Distancia desde el plano de referencia hasta el fondo de la superficie: Z0 (m).
- Masa no estructural por unidad de área: NSM (kg/m^2).
- Tensión de cortadura admisible del material de la matriz: SB (pa).
- Teoría del fallo: FT (“HILL”, “HOFF”, “TSAI” o “STRN”).
- Temperatura de referencia: TREF (K).
- Opciones de laminado: LAM (“Blank”, “SYM”, “MEM” o “BEND”).

Los parámetros de cada capa son:

- Identificador del material: MIDi.
- Espesor: Ti (m).
- Ángulo de orientación de la dirección longitudinal con respecto al eje material del elemento: THETAi (º).
- Solicitud de output de tensión o deformación: SOUTi (“YES” o “NO”).

Existe otra tarjeta de propiedades similar denominada PCOMPG, usada igualmente para materiales compuestos, pero incorpora más información.

4.3.6.2.4 Propiedades de elementos 3-D

4.3.6.2.4.1 PSOLID

Es el tipo de propiedad para los elementos sólidos (CHEXA, CPENTA y CTETRA). En los sólidos, se necesita especificar menos propiedades que en otros tipos de elementos. Principalmente, se debe incluir el identificador del material (MID), el identificador del sistema de coordenadas del material (CORDM) (necesario para materiales ortotrópicos o anisotrópicos), y un identificador en caso de indicar que el sólido es de tipo fluido o estructural.

Por otra parte, existen otros dos identificadores (Integration Network e Integration Scheme), que se recomienda dejarlos en blanco salvo casos puntuales.

4.3.6.3 Secuencia de operaciones en la definición de propiedades en MSC Patran

Para asignar una propiedad, se debe especificar esa propiedad a una región de aplicación. Esa región de aplicación puede ser una colección de entidades geométricas o un conjunto de elementos finitos.

En caso de asignarlo a objetos geométricos, se debe realizar esta asignación antes de realizar el mallado sobre esos objetos geométricos, para que de esta forma, los elementos que se generen en el proceso de mallado tengan asignados las propiedades de manera automática. Este es el procedimiento recomendado cuando se pretende asignar una propiedad a un gran número de elementos finitos que componen una región extensa del modelo.

La segunda forma es asignarlo directamente a elementos ya creados previamente. En este caso, se debe tener la precaución de que la geometría madre de estos elementos no tenga asignada otro tipo de propiedades. Este método es recomendable para designar propiedades a elementos aislados, o elementos que no forman parte de ningún objeto geométrico.

Cada propiedad creada está asociada a un código de análisis y a un tipo de análisis determinados. Estos dos parámetros se seleccionan en la opción de preferencias del programa, y generalmente el código de análisis es MSC Nastran y el tipo de análisis es estructural. Pero si se cambia alguno de estos dos parámetros, las propiedades son modificadas de acuerdo a los nuevos parámetros. Si se desea volver a los parámetros iniciales, no implica que las propiedades vuelvan a ser las iniciales, sino que es probable que queden de forma diferente. Para resolver este conflicto, se recomienda copiar la base de datos (con los datos de las propiedades), cambiar la preferencia del análisis y después, realizar los cambios apropiados a las propiedades de los elementos, materiales, cargas, etc.

La siguiente secuencia resume los pasos generales para crear las propiedades de los elementos:

- Crear las propiedades asignándolas a la geometría:
  ‘Properties/Element properties/Create’
  - En la opción de seleccionar la región de aplicación, se selecciona toda la geometría que deba incluir esta propiedad.

- Crear las propiedades asignándolas a elementos finitos:
  - Se debe proceder igual que en el caso anterior, salvo que se debe realizar una selección sobre los elementos finitos.
    ‘Properties/Element properties/Create’

- Modificar propiedades.
  ‘Properties/Element properties/Modify’

- Eliminar propiedades (en caso de error).
  ‘Properties/Element properties/Delete’

4.3.7 Técnicas de mallado

Para analizar la estructura de un vehículo espacial o la de un subsistema en particular debe crearse un modelo de elementos finitos. Este modelo matemático sirve como input para el programa de elementos finitos y describe la estructura como una malla compuesta de nodos que divide esta estructura en un elevado número de elementos que describen de forma aproximada la geometría y aportan las características de rigidez y resistencia estructural.

Después de conseguir un modelo geométrico (ver 4.3.3), y definir los materiales (ver 4.3.5) y propiedades de los elementos (ver 4.3.6), el siguiente paso es realizar un mallado sobre la geometría, consiguiendo un número adecuado de elementos y nodos, y logrando una representación fiel del producto real desde el punto de vista estructural. Durante esta etapa, se crearán los elementos que componen cada objeto geométrico. Sólo se va a establecer durante el mallado las características topológicas de los elementos (dimensiones, nodos, elementos adyacentes), habiendo dejado la definición del material y de las propiedades (espesores, secciones) de cada elemento en etapas anteriores de la modelización.

La siguiente figura describe las formas elementales más comunes (ver 4.3.4.2) relacionándolas con el tipo de mallado y con el uso estructural.

Element Shape	Node Configurations and Mesh Techniques Supported	Structural Uses
Point		Use Point for a concentrated mass, spring, or damper to ground.
Bar	Isomesh supports Bar1, Bar2, and Bar4 elements.	Use Bar when the stress state varies in one dimension, and when properties of the element are defined along a curve or straight line.
Tria	Isomesh and Paver support Tria3, 4, 6, 7, 9, and 13 elements.	Use Tria and Quad when the stress state varies in two dimensions and is constant in the third.
Quad	Isomesh and Paver support Quad4, 5, 8, 9, 12, and 16 elements.	You can also use Tria and Quad when one dimension of the area to be modeled is very small in comparison to the other two.
Tet	Isomesh supports Tet4, 5, 10, 11, 14, 15, 16, and 40 elements. Tet Mesh - Tet4, 10, and 16.	Use Tet, Wedge and Hex when the stress state varies in all three dimensions, and all three dimensions of the area to be modeled are comparable.
Wedge	Isomesh supports Wedge6, 7, 15, 16, 20, 21, 24, and 52 elements.	Patran supports a variety of node configurations for each of these elements.
Hex	Isomesh supports Hex8, 9, 20, 21, 26, 27, 32, and 64 elements.	

Figura 4.3-21: Técnicas de mallado para cada forma elemental

En esta sección se describirá cuáles son los tipos de mallado que ofrece el programa MSC Patran y cuáles son las recomendaciones a seguir cuando se malla un modelo geométrico.

La información referente a las técnicas de mallado se encuentra en los manuales del programa MSC Patran (*Ref 10, MSC Patran 2012.2: User’s Guide y Ref 13, MSC Patran 2012.2: Reference Manual Part 3: Finite Element Modeling*).

4.3.7.1 Secuencia de operaciones de mallado

En esta sección, se describirán los pasos generales que se deben realizar para conseguir mallar un modelo geométrico. Estas operaciones son las que se deben realizar a continuación de la creación o importación del modelo geométrico y después de superar los chequeos correspondientes de la geometría (Ver 4.3.3). Se puede tener en cuenta las directrices del manual de MSC Nastran (*Ref 3, MSC Nastran 2013.1: Linear Static Analysis User’s Guide, Cap. 9*).

- Crear la semilla de malla para cada borde. Se debe elegir el tipo de semilla que se considere conveniente para cada zona. Además, se debe elegir con cuidado qué bordes deben tener semilla de malla, teniendo en cuenta el concepto de trayectoria de mallado que permite el mallado en las superficies adyacentes de una superficie ya mallada (se detalla en el apartado 4.3.7.2.2 de este documento).
    - Mallado uniforme: Para objetos (superficies y sólidos) donde se prevé que la distribución de los esfuerzos es más o menos uniforme y que no se van a producir altos gradientes de esfuerzos o concentraciones de tensiones en ninguna zona de estos objetos.
      ‘Meshing/Create/Mesh seed/uniform’

    - Semilla de malla con la opción ‘bias’ (one way bias, two way bias): Para bordes que precisan de una distribución variable en el tamaño de los elementos. Ocurre en los casos en los que se necesita que haya elementos más pequeños cerca de los extremos o cerca de la parte central del borde.
      ‘Meshing/Create/Mesh seed/One Way Bias’
      ‘Meshing/Create/Mesh seed/Two Way Bias’

    - Semilla de malla con la opción ‘Curve based’: Para bordes curvos que tienen un valor alto en la curvatura. Permite un mallado más fino cuanto mayor sea la curvatura.
      ‘Meshing/Create/Mesh seed/Curved Based’

    - Otras semillas de malla, en caso de necesitarlo:
      ‘Meshing/Create/Mesh seed/Tabular’
      ‘Meshing/Create/Mesh seed/PCL Function’

- Es recomendable que los nuevos elementos que se vayan a crear a partir de aquí pertenezcan a los grupos designados para las distintas partes del modelo. Se pueden crear grupos específicos para los elementos finitos o incluirlos en los mismos grupos creados para la geometría. La numeración de estos nuevos elementos y de los nodos debe situarse en rangos establecidos a cada grupo al que pertenecen. Se pueden utilizar los mismos rangos de numeración de los nodos y elementos que los objetos geométricos (líneas, puntos, superficies) relacionados en el mismo grupo.
    - Se recomienda definir la numeración a medida que se va creando la malla para cada zona.
      ‘Meshing/Create/Mesh/ …’ Opción ‘Output ID List’
    - No obstante, se puede renumerar los nodos y elementos después de haberlos creado.
      ‘Meshing/Renumber’

- Crear la malla en los objetos geométricos. Se puede seleccionar toda la geometría y mallarla, pero se recomienda mallar individualmente en aquellas zonas más críticas (superficies complejas, sólidos B-rep, etc.).
    - Mallar líneas.
      ‘Meshing/Create/Mesh/Curve’

    - Mallar superficies simples con mallado uniforme.
      ‘Meshing/Create/Mesh/Surface’: mallador IsoMesh (ver 4.3.7.3.1).

    - Mallar superficies con mallado irregular.
      ‘Meshing/Create/Mesh/Surface’: mallador Paver (ver 4.3.7.3.2).

    - Mallar superficies complejas (trimmed, compuestas, con más de 4 bordes) con mallado casi regular.
      ‘Meshing/Create/Mesh/Surface’: mallador Hybrid (ver 4.3.7.3.3).

    - Mallar sólidos ortoédricos (con forma de ladrillo).
      ‘Meshing/Create/Mesh/Solid’: mallador IsoMesh (ver 4.3.7.3.1).

    - Mallar sólidos en general (para conseguir elementos tetraédricos).
      ‘Meshing/Create/Mesh/Solid’: mallador TetMesh (ver 4.3.7.3.4).

- Crear elementos bidimensionales a partir de una malla de una línea. Estos nuevos elementos bidimensionales no forman parte de ningún objeto geométrico creado previamente, sino que se crean mediante operaciones de extrusión y barrido a partir de elementos unidimensionales (ver 4.3.7.3.5).
  ‘Meshing/Sweep/Element’

- Crear elementos tridimensionales (sólidos) a partir de una malla de una superficie. Estos nuevos elementos sólidos no forman parte de ningún objeto geométrico creado previamente, sino que se crean mediante operaciones de extrusión y barrido a partir de elementos bidimensionales que componen la malla de la superficie (ver 4.3.7.3.5).
  ‘Meshing/Sweep/Element’

- Crear nodos en puntos (por ejemplo, en aquellos puntos creados en las localizaciones de los centros de masas de las piezas no estructurales).
  ‘Meshing/Create/Node’

- Crear elementos adicionales directamente.
  ‘Meshing/Create/Element/Edit’

- Crear elementos adicionales mediante operaciones de transformación (traslación, rotación o simetría) de elementos ya existentes.
  ‘Meshing/Transform’

- Crear elementos rígidos. Se utilizan para modelizar las uniones entre distintas piezas, como por ejemplo, uniones atornilladas, y uniones de elementos no estructurales, representados por masas puntuales, a la estructura.
  ‘Meshing/Create/MPC’

- Operaciones de verificación. Se debe comprobar que todos los elementos creados cumplen con los criterios establecidos. Se puede definir previamente cada criterio en el programa según se van realizando las diferentes operaciones. Además, se recomienda ir corrigiendo los elementos fallidos después de cada operación de verificación. Para más

información, consultar los manuales de MSC Patran (*Ref 10, MSC Patran 2012.2: User’s Guide y Ref 13, MSC Patran 2012.2: Reference Manual Part 3: Finite Element Modeling*).

- Elementos duplicados
  ‘Meshing/Verify/Element/Duplicates’

- Equivalencias de nodos. Excluir de esta verificación (Nodes to be excluded) los nodos que sí que deben coexistir en la misma localización. Se puede seleccionar todo el modelo o ir verificando por zonas o grupos.
  ‘Meshing/Equivalence’

- Direcciones normales de los elementos planos (en superficies coplanarias, se recomienda que todos los elementos tengan la misma dirección de la normal).
  ‘Meshing/Verify/Element/Normals’

- Bordes libres de los elementos (tanto aristas como caras). Se debe comprobar que no debe quedar ningún borde libre en el interior de las superficies, ni ninguna cara libre en el interior de los sólidos, salvo agujeros o brechas intencionadas. Cada usuario debe decidir con criterio cuáles deberían ser los bordes libres.
  ‘Meshing/Verify/Element/Boundaries’

- Conectividad de los elementos sólidos.
  ‘Meshing/Verify/Element/Connectivity’

- Verificación de los elementos QUAD. Se debe comprobar que las formas de estos elementos entran dentro del rango establecido y, por lo tanto, que cumplen con los criterios de forma (relación de aspecto, oblicuidad, alabeo, etc.).
  ‘Meshing/Verify/QUAD/All’

- Verificación de los elementos TRIA. Se debe comprobar que las formas de estos elementos entran dentro del rango establecido y, por lo tanto, que cumplen con los criterios de forma (relación de aspecto, oblicuidad, etc.).
  ‘Meshing/Verify/TRIA/All’

- Verificación de los elementos TET. Se debe comprobar que las formas de estos elementos entran dentro del rango establecido y, por lo tanto, que cumplen con los criterios de forma (relación de aspecto, oblicuidad de las caras, etc.).
  ‘Meshing/Verify/TET/All’

- Verificación de los elementos WEDGE. Se debe comprobar que las formas de estos elementos entran dentro del rango establecido y, por lo tanto, que cumplen con los criterios de forma (relación de aspecto, oblicuidad de las caras, etc.).
  ‘Meshing/Verify/WEDGE/All’

- Verificación de los elementos HEX. Se debe comprobar que las formas de estos elementos entran dentro del rango establecido y, por lo tanto, que cumplen con los criterios de forma (relación de aspecto, oblicuidad de las caras, etc.).
  ‘Meshing/Verify/HEX/All’

- Verificación de la correcta posición de los nodos medios sobre los bordes de elementos cuadráticos (CQUAD8, CTRIA6, CHEXA20, etc.).
  ‘Meshing/Verify/Midnode/Normal Offset’
  ‘Meshing/Verify/Midnode/Tangent Offset’

- Otras verificaciones del siguiente menú.
  ‘Meshing/Verify’

- Operaciones de corrección. Estas operaciones pueden realizarse individualmente después cada operación de verificación correspondiente.
  - Remallar el modelo. Para zonas en que un gran número de elementos creados presentan problemas o la malla no es lo suficientemente fina.
    ‘Meshing/Delete/Mesh’
    ‘Meshing/Delete/Mesh Seed’: Si se considera necesario
    ‘Meshing/Create/Mesh Seed’: Semilla de malla diferente a la que se ha borrado
    ‘Meshing/Create/Mesh’

  - Reparar elementos individualmente. En algunas verificaciones (sobre todo las verificaciones de elementos QUAD), pueden aparecer elementos individuales que presentan algún tipo de problema. Se debe mostrar únicamente esos elementos en la ventana, seleccionarlos, y aplicarles la operación correctora adecuada. Existen numerosas formas de modificar elementos (*ver Ref 13, MSC Patran 2012.2: Reference Manual Part 3: Finite Element Modeling*).

    Mostrar los elementos fallidos (tras la verificación correspondiente):
    ‘Meshing/Verify/…’ con la opción ‘Plot Failed Elements Only’

    Seleccionar la lista de los elementos fallidos y modificarlos:
    ‘Meshing/Modify/ …’

  - En algunas opciones de verificación, se permite modificar los elementos fallidos después de la verificación. Se recomienda tomar precauciones cuando se activa esta opción (Split Failed Elements), porque puede realizar correcciones indeseadas.

4.3.7.2 Densidad de mallado

Para generar una malla, MSC Patran debe conocer cuál es el tamaño medio de los elementos que se desean crear para cada región. Es importante poder decidir sobre el tamaño en regiones que deben tener una malla más fina (altos gradientes de esfuerzos, mayor precisión).

MSC Patran proporciona múltiples herramientas que controlan el tamaño de los elementos de malla y la densidad, incluyendo las semillas de malla, la densidad de malla y la densidad de malla de entidades adyacentes. Estas herramientas permiten un mallado rápido del modelo geométrico y proporciona un alto grado de control sobre la naturaleza de la malla de elementos finitos.

Cuando se crea una malla en MSC Patran, la densidad de malla a lo largo de cada borde de una región es elegida siguiendo el siguiente orden de preferencia (*Ref 10, MSC Patran 2012.2: User’s Guide*):

- Semillas de malla
- Densidad de malla de la región adyacente
- Parámetro de Global Edge Length.

4.3.7.2.1 <u>Semillas de malla (Mesh seeds)</u>

Las semillas de malla son puntos definidos explícitamente a lo largo de un borde del modelo y que especifica dónde se van a localizar los nodos a lo largo de ese borde. Estas semillas pueden ser uniformes o variar linealmente la separación entre los nodos hacia los extremos o hacia la

parte central de cada borde. Además, se pueden especificar directamente las localizaciones individuales de las semillas de malla.

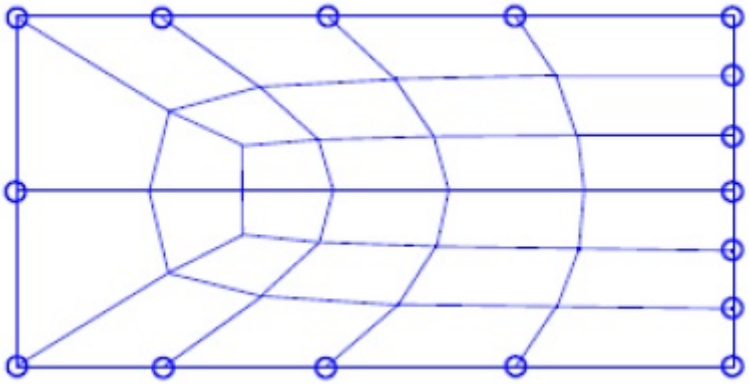


Figura 4.3-22: Semilla de malla resaltada por circunferencias

Estas semillas son creadas usando la siguiente opción en MSC Patran:

‘Meshing/Create/Mesh Seed’

Se le puede especificar opciones como uniforme, con bias, etc.

Las semillas de malla se pueden eliminar con la siguiente opción:

‘Meshing/Delete/Mesh Seed’

4.3.7.2.2 Densidad de malla de regiones adyacentes

Cuando se crea una malla en una región geométrica, la densidad de malla creada a lo largo de borde normalmente es utilizada para mallar la región adyacente. Además, MSC Patran usa un concepto de trayectoria de malla para guiar la subdivisión de la geometría en regiones más pequeñas cuando se utiliza la técnica IsoMesh (4.3.7.3.1).

La manera en que el programa genera la malla simplemente se consigue con la proyección de la densidad de malla de un borde al borde opuesto, y después a la región adyacente, hasta que finaliza la trayectoria en esa dirección. La Figura 4.3-23 muestra las trayectorias de las densidades específicas de malla, y cómo afecta al mallado completo del modelo.

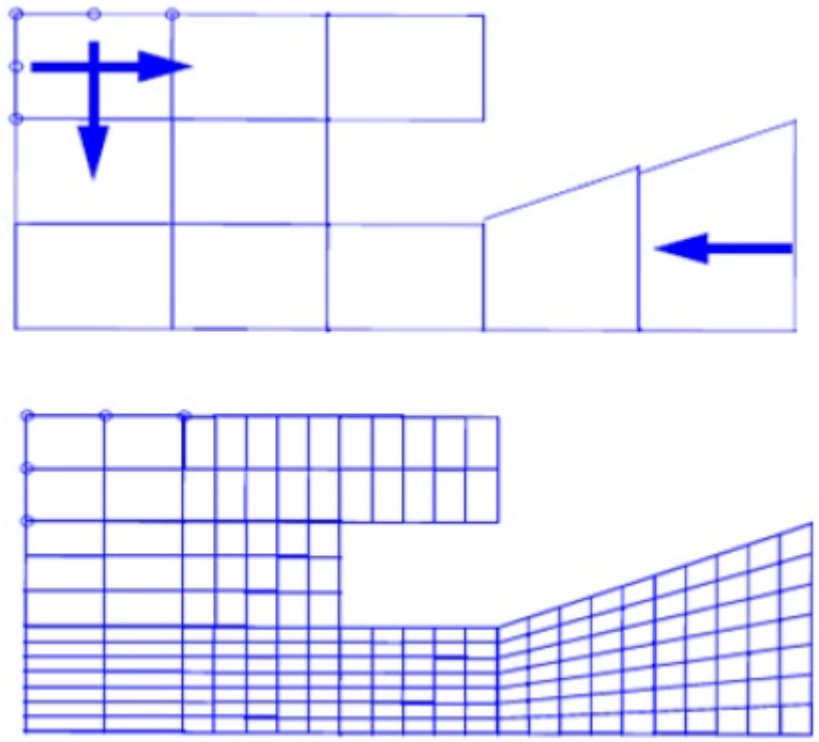


Figura 4.3-23: Ejemplo de mallado de regiones adyacentes

4.3.7.2.3 Parámetro de Global Edge Lenght

La opción de la creación de malla incorpora un parámetro conocido como Global Edge Length, y que define la longitud aproximada del borde de cada elemento. MSC Patran usa este parámetro para subdividir cada contorno del modelo en un número entero de elementos que se acerque al siguiente valor:

$$Número\ de\ elementos = \frac{Longitud\ del\ borde\ geométrico\ más\ largo}{Longitud\ global\ del\ borde}$$

Este parámetro interviene cuando no existe ninguna restricción en el mallado, como las semillas de malla o las mallas de regiones adyacentes.

4.3.7.3 Técnicas de generación del mallado

El programa MSC Patran proporciona las siguientes técnicas de mallado:

4.3.7.3.1 IsoMesh

Este enfoque crea elementos regulares mediante una simple división de regiones regulares. Por lo tanto, como requisito para realizar esta técnica es que la región que se vaya a mallar presente características regulares:

- Las superficies deben tener 3 o 4 bordes.
- Los sólidos deben tener 5 o 6 caras externas.

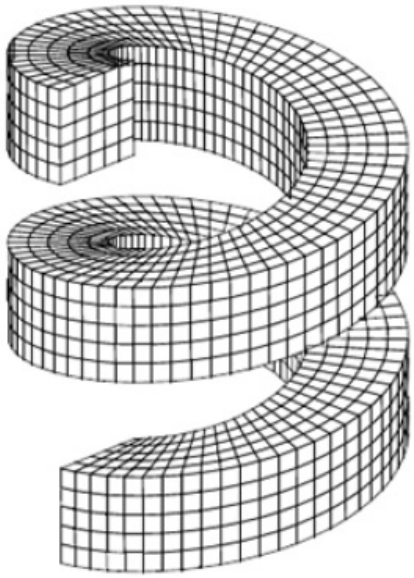


Figura 4.3-24: Ejemplo de sólido con malla isoparamétrica (IsoMesh)

Algunas de las características de este método son las siguientes:

- Por defecto, crea un número consistente de elementos en cada dirección, basado en el parámetro conocido como Global Edge Length. La densidad de elementos y el espaciado pueden ser controlados usando las semillas de malla de las líneas o superficies del contorno (Ver 4.3.7.2.1).
- Puede crear tanto elementos QUAD o TRIA en las superficies, y elementos ortoédricos (bricks) en los sólidos.
- Para aquellas regiones degeneradas (superficies triangulares, sólidos con forma de cuña), esta técnica crea de forma apropiada los elementos TRIA o WEDGE cerca del vértice o de la cara degenerada.
- Esta es la única técnica que consigue mallar a los sólidos con elementos BRICK.

4.3.7.3.2 Paver

Esta técnica consigue un mallado automático que se puede utilizar en cualquier región superficial arbitraria, incluyendo superficies complejas, superficies recortadas y superficies simples. A diferencia del mallado IsoMesh, la técnica Paver crea un mallado primero subdividiendo los bordes de la superficie en nodos, y después operando desde estos nodos de los bordes hacia el interior de la superficie para crear los elementos.

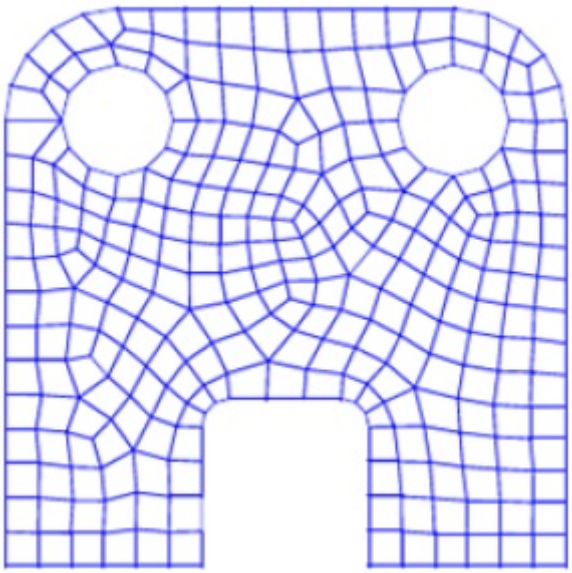


Figura 4.3-25: Ejemplo de malla irregular (Paver)

Algunas de las características de este método son las siguientes:

- Sólo se puede mallar superficies con este método.
- Puede ser usado para crear elementos QUAD y TRIA. En las mallas con elementos QUAD, pueden existir algunos elementos TRIA debido a la naturaleza irregular de este método.
- Se pueden usar tanto las semillas de malla como el parámetro ‘Global Edge Length’ para definir la densidad de la malla.
- El método Paver acomoda la semilla de malla de cualquier curva que se asocia a la superficie que se va a mallar. Estas curvas pueden ser interiores y los nodos definidos previamente se van a respetar en el mallado Paver, siempre y cuando se haya asociado debidamente esta curva a la superficie.
  ‘Geometry/Associate/Curve/Surface’
- Las regiones adyacentes de la superficie que se va a mallar con el método Paver pueden tener una malla, tanto con el método IsoMesh como con el método Paver. La densidad de malla a lo largo del borde común se convierte en la densidad de malla por defecto en esa dirección para la superficie que se va a mallar.

4.3.7.3.3 Hybrid Mesher

El mallado híbrido presenta un enfoque con características intermedias entre el IsoMesh y el Paver. Esta técnica se usa para superficies y es usado internamente por el TetMesher. Puede utilizarse para mallar cualquier tipo de superficie con elementos QUAD dominantes. Esta técnica reconoce las semillas de malla y los puntos. Tiene un control sobre la curvatura de las líneas, tanto las de los bordes como las internas, y automáticamente refina la malla en las regiones con gran curvatura.

La malla creada es más regular que con el método Paver, pero no tan regular que el método IsoMesh. Pero a diferencia de este último, puede mallar cualquier tipo de superficie aunque no sea regular (superficies recortadas, con más de 4 bordes, etc.).

Algunas limitaciones de esta técnica son las siguientes:

- No reconoce curvas muy cerradas.
- Genera más elementos TRIA que el Paver.

- En general, crea elementos pobres y mallas pobres en regiones problemáticas (esquinas, bordes cortos, bordes afiliados).
- Está restringida por el contorno de la superficie, es decir, cada superficie es mallada independientemente y no colectivamente.

4.3.7.3.4 Auto TetMesh

Esta técnica es altamente automática y permite mallar regiones sólidas de la geometría. Crea una malla tetraédrica (elementos sólidos de cuatro vértices) para cualquier sólido cerrado, incluyendo los sólidos B-rep y los sólidos regulares.

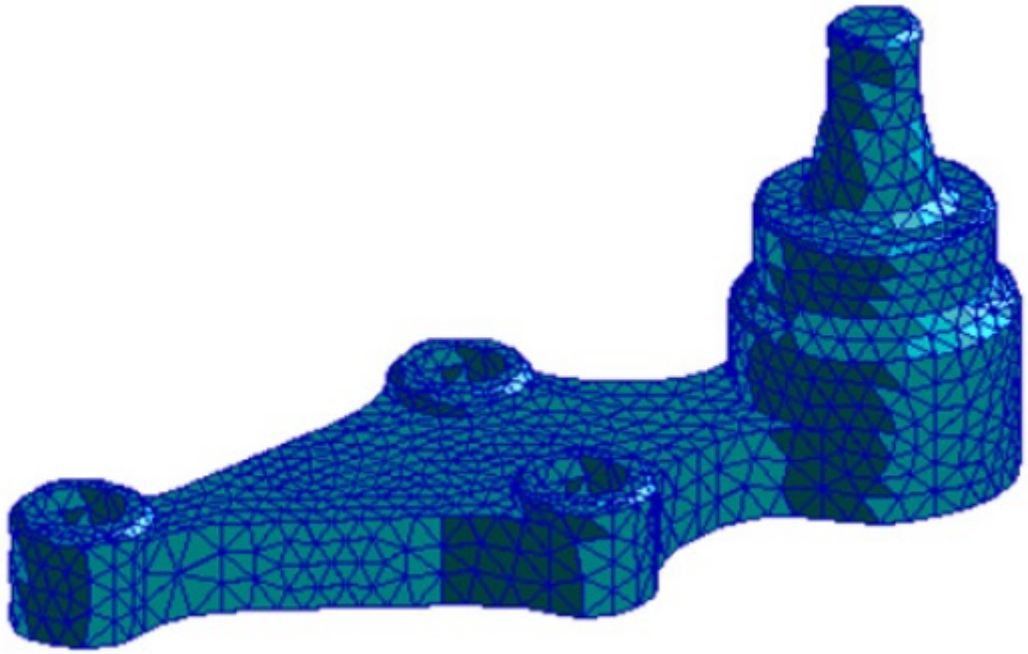


Figura 4.3-26: Ejemplo de TetMesh

Algunas características de esta técnica son:

- Esta técnica crea mallas en sólidos complejos con muy pocos inputs del usuario. Fácil de emplear.
- Tetmeshing es una técnica válida para la representación de cualquier sólido importado desde sistemas CAD.
- La opción de mallado basado en la curvatura crea una malla de alta calidad en regiones curvadas.
- La opción de mallado basado en la proximidad produce una malla de alta calidad a través del espesor de secciones sólidas delgadas.

4.3.7.3.5 2-D y ½-D Meshing

En algunos casos, una malla 2-D se puede emplear para producir una malla 3-D en objetos sólidos mediante la utilización de las operaciones de extrusión y barrido.

La dirección y la densidad de los elementos a lo largo de la dirección de extrusión y barrido pueden ser especificadas.

Esta técnica produce elementos que no mantienen ninguna asociación con la geometría inicial. Esto previene que las cargas y condiciones de contorno aplicadas directamente a la geometría no sean asignadas automáticamente a estos nuevos elementos.

4.3.7.4 Directrices de modelización

Se va a describir recomendaciones que se deben tener en cuenta durante el proceso de mallado de un modelo geométrico. Parte de estas directrices se encuentran en el manual de MSC Nastran (*Ref 3, MSC Nastran 2013.1: Linear Static Analysis User’s Guide*).

4.3.7.4.1 Elementos no dimensionales

Cuando se usa los elementos CELASi para representar resortes concentrados entre dos componentes de traslación, las direcciones de ambos componentes deben ser exactamente coaxiales. Pequeñas diferencias entre las direcciones de ambos componentes pueden resultar en errores importantes del análisis. Por lo tanto se recomienda usar este tipo de elementos únicamente para unir nodos coincidentes. Se debe tener la precaución de no eliminar estos nodos cuando se realiza la operación de equivalencia. En caso de que los dos puntos no sean coincidentes, se deben utilizar otro tipo de elementos similares a CELASi como CROD o CBUSH.

4.3.7.4.2 Elementos unidimensionales

Para transmitir únicamente cargas de torsión y tracción-compresión a lo largo de una barra, se recomienda utilizar los elementos CROD. Son más fáciles de usar que otros tipos de elementos lineales.

Los elementos CBAR son más fáciles de usar que los CBEAM. Además, pueden funcionar con valores nulos en los momentos principales de inercia (I1, I2).

Los elementos CBEAM se deben utilizar en vez de los CBAR si:

- El modelo presenta una sección variable.
- El eje neutro y el centro de cortadura no coinciden.
- El efecto del alabeo de la sección recta es crítica en la rigidez a torsión.
- La diferencia entre el centro de masas de las secciones y el centro de cortadura es significante.

En los elementos CBEAM es obligatorio introducir valores no nulos en los principales momentos de inercia (I1 e I2).

Los elementos CBEAM3 son adecuados en estructuras con curvaturas iniciales y con elementos de lámina de alto orden.

4.3.7.4.3 Elementos bidimensionales

En general, se recomienda usar elementos cuadriláteros (CQUAD4 y CQUAD8) en vez de elementos triangulares (CTRIA3 y CTRIA6).

Los elementos CTRIA3 son elementos de deformación constante. Son excesivamente rígidos y son menos precisos que lo elementos CQUAD4. Cuando sea factible, se deben usar los elementos CQUAD4 en mayor medida que los elementos CTRIA3. Sólo se debería usar los elementos CTRIA3 por razones topológicas o geométricas (transiciones de malla entre elementos cuadriláteros de distintos tamaños, cerca de zonas puntiagudas o cerca del eje polar en membranas esféricas).

Se debe evitar el uso de elementos CTRIA3 en localizaciones donde las tensiones de membrana cambian rápidamente. Es mejor utilizar elementos CTRIA6 o elementos cuadriláteros si es factible.

No se debe usar elementos tipo placa o lámina (CQUADi, CTRIAi) en estructuras semimonocasco rigidizados con paneles delgados que puedan pandear. Se debe emplear en este caso elementos CSHEAR. Además, se pueden emplear este tipo de elementos en casos donde las tensiones directas no puedan ser soportadas, como en los paneles curvos de pared delgada.

Se debe evitar elementos muy oblicuos. El ángulo α debe ser lo más cercano a 90º como sea posible. Esto se puede verificar con la siguiente opción:

‘Meshing/Verify/QUAD/Skew’

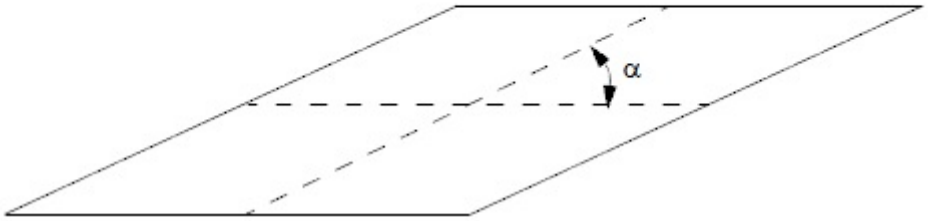


Figura 4.3-27: Elemento muy oblicuo

Se debe evitar elementos con un valor alto de relación de aspecto (longitud/anchura). Se recomienda que no se acepten elementos cuya relación de aspecto supere el valor de 4. Se puede verificar con la siguiente opción:

‘Meshing/Verify/QUAD/Aspect’

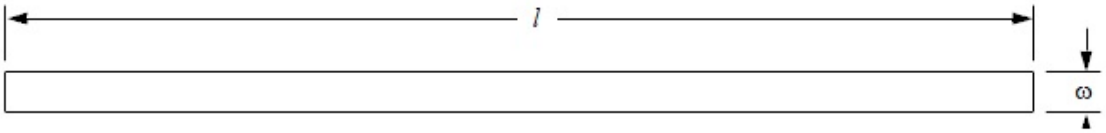


Figura 4.3-28: Elemento con alta relación de aspecto

El alabeo es una medida de la cantidad de separación de un elemento superficial curvado con respecto al plano medio. Se debe minimizar al máximo el alabeo. Se puede verificar con la siguiente opción:

‘Meshing/Verify/QUAD/Warp’

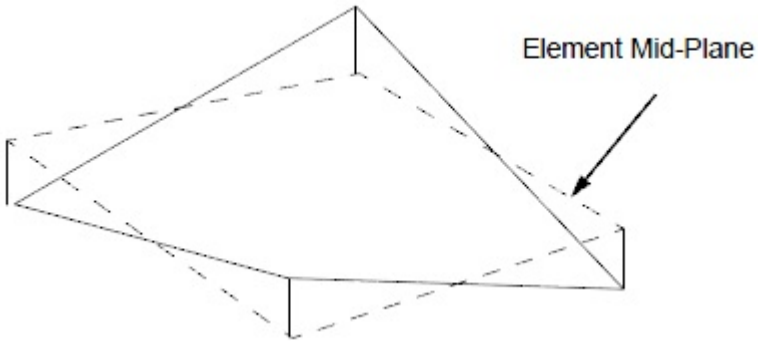


Figura 4.3-29: Elemento muy alabeado

Para los elementos CQUAD8, si están presentes los nodos medios (midside nodes), deberían estar localizados en el tercio central de los bordes, es decir, lo más cerca del centro geométrico de cada borde. Si se aleja de la zona central, el campo de deformaciones internas puede ser singular. Cuando se necesita incluir uno de los nodos medios de un elemento, se recomienda

definir explícitamente todos los nodos medios, porque en caso contrario, el elemento CQUAD8 sería excesivamente rígido.

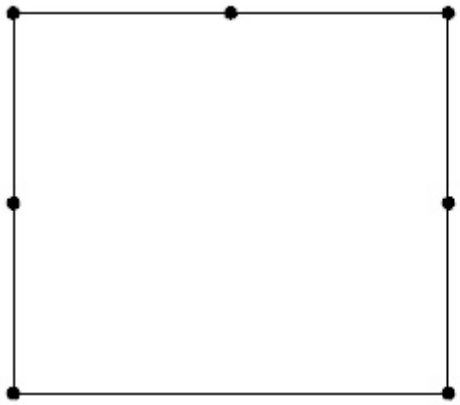


Figura 4.3-30: Elemento CQUAD8 sin uno de los nodos medios. Este elemento no debería ser permitido.

Para superficies curvadas con curvatura simple (cilindros) se recomienda utilizar elementos CQUAD8.

Para superficies con doble curvatura (esferas) se recomienda utilizar elementos CQUAD4.

Las propiedades de membrana de los elementos CQUADR y CTRIAR son menos sensibles a la forma del elemento que los elementos CQUAD4 y CTRIA3. Los elementos CQUADR y CTRIAR pueden usarse conjuntamente, pero no deberían mezclarse con elementos de otro tipo. Los elementos CQUADR y CTRIAR no deberían usarse para análisis no lineales.

Los elementos CQUADR son más precisos que los CQUAD4, particularmente en zonas con una malla gruesa. Sin embargo, CQUADR tiene más restricciones que los elementos CQUAD4, y por lo tanto, estos últimos son más utilizados.

Para convertir fácilmente elementos QUAD4 a QUADR, se establece la opción (QRMETH 370) en el cabecero del fichero de NASTRAN. Para convertir todos los elementos QUAD4 y TRIA3 en QUADR y TRIAR respectivamente:

QRMETH =5

4.3.7.4.4 Normales de los elementos lámina (Shell)

Por defecto, la dirección del vector de rotación normal para cada elemento plano es perpendicular al plano de cada elemento. Si el modelo es una superficie curva, la flexión del panel y los momentos de torsión deben cambiar de dirección en la intersección del elemento. Si está presente la flexibilidad trasversal de cortadura, las deformaciones pueden ser muy grandes. Con la opción de normal única (SNORM), los grados de rotación de cada esquina de un elemento son medidas relativas a la dirección normal especificada. Así, todos los elementos conectados a un nodo usarán una dirección consistente para definir la flexión de la placa y los momentos de torsión.

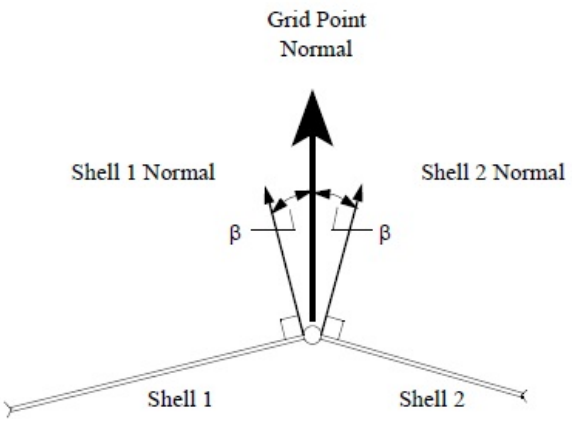


Figura 4.3-31: Dirección normal única en la zona de unión

En los elementos CQUAD4 y CTRIA3, las matrices de rigidez de los elementos son modificadas automáticamente por el programa MSC Nastran para eliminar la pequeña rigidez indeseable en los movimientos rotacionales sobre la normal al plano. Permite eliminar una debilidad potencial en las estructuras superficiales curvadas y permite eliminar automáticamente las singularidades en la matriz de rigidez global. Esto no afecta a los modelos de placa plana.

En los elementos CQUADR y CTRIAR son mejorados igualmente para algunos problemas de lámina. Debido a los grados de libertad extra, estos elementos son más sensibles al acoplamiento entre los movimientos en el plano y fuera del plano.

Las normales de los elementos de lámina están disponibles para los elementos CQUAD4, CQUADR, CTRIA3 y CTRIAR. Se activan si el ángulo entre las normales locales de dos elementos adyacentes es menor de 20º (Valor por defecto de β (mirar Figura 4.3-31). Este valor puede ser modificado con el código de Nastran PARAM,SNORM (default=20). La nueva dirección normal se toma como media entre las normales de los elementos adyacentes, y define una única dirección para los grados de libertad rotacional de todos los elementos adyacentes. Permite mejorar la precisión de los resultados en superficies curvas.

Cuando el valor del ángulo supera el establecido (por defecto 20º), el borde se identifica como una esquina y se usa el método antiguo.

Para más información, consultar el manual de referencia de MSC Nastran (*Ref 3, MSC Nastran 2013.1: Linear Static Analysis User’s Guide).*

4.3.7.4.5 Elementos tridimensionales

Se recomienda no utilizar elementos CHEXA y CPENTA para diseñar sólidos de pared delgada. Se pueden producir errores de redondeo significantes debidos a la alta relación entre la rigidez extensional en la dirección normal y la rigidez a cortadura trasversal.

Como en el caso de los elementos bidimensionales, si los nodos medios (midside nodes) están presentes para algunos elementos sólidos, deben definirse explícitamente en todos los bordes y lo más cerca posible del centro de cada borde.

4.3.7.4.6 Elementos rígidos

Se puede conseguir una alta precisión cuando se especifican los coeficientes de los MPCs para evitar la introducción de restricciones no deseables en los movimientos como sólido rígido. Se deben usar los elementos rígidos (RBE2, RBE3, RBAR, etc.) cuando sea posible, porque los coeficientes de restricción son calculados internamente con una alta precisión. Además, estos elementos requieren mucha menos interacción por parte del usuario.

Se recomienda emplear los elementos RBE2 para modelizar uniones (atornilladas, etc.) entre los componentes estructurales del modelo para la mayoría de los análisis, salvo para el análisis termoelástico que puede presentar problemas.

Se recomienda utilizar el elemento RBE3 para modelizar las uniones entre los componentes estructurales del modelo para el análisis termoelástico.

Los nodos que contienen las masas puntuales que representan equipos o componentes no estructurales, deben unirse a los nodos de la estructura mediante elementos rígidos.

4.3.7.4.7 Densidad de malla

La densidad de malla de un modelo de elementos finitos es un aspecto importante por su relación con la precisión de los resultados y el coste de ejecución de los análisis. La cuestión importante es decidir sobre el número de elementos y la cantidad de grados de libertad necesarios para resolver el problema. Esto se determina de acuerdo con las consideraciones de este apartado.

El número de elementos, y por lo tanto, la densidad media de malla depende de la precisión requerida y de los costes asumidos (tiempo empleado). Normalmente, se especifica inicialmente el valor de la precisión requerida (por parte del principal contratista o como requisito interno) y se debe conseguir un modelo con el número suficiente de elementos y grados de libertad que consigan esa precisión. En caso de no conseguirlo, el modelo debe ser refinado.

La densidad de malla de una zona debe aumentar si se prevé que en esa zona se va a producir altos gradientes de esfuerzos. Las zonas más comunes donde se pueden producir estos gradientes son:

- Zonas de unión entre componentes estructurales.
- Zonas afiladas como esquinas o bordes.
- Zonas alrededor de los elementos de unión como tornillo o remaches.
- Zonas que concentran altos esfuerzos que se incrementan en una dirección determinada (por ejemplo, las columnas de los edificios concentran mayores esfuerzos en las zonas bajas y menores esfuerzos en las zonas elevadas).
- Zonas de componentes con cambio de espesor (disminución de espesor).
- En las zonas cercanas a los agujeros de una placa.
- En las zonas cercanas a la aplicación de una fuerza concentrada.

La densidad de malla puede definirse mediante una adecuada distribución de semilla de malla (con opción bias, permite refinar la malla en las zonas donde se requiere elementos más pequeños).

Para zonas donde se necesita conocer con más detalle el comportamiento, se debe realizar un mallado más denso.

Para conseguir refinar la malla, el programa MSC Nastran proporciona dos procedimientos automáticos:

- El uso de un refinamiento de malla adaptativa local para elementos ‘h’ (*ver Ref 3, MSC Nastran 2013.1: Linear Static Analysis User’s Guide, Cap 18*).
- El uso de elementos ‘p’ y la versión adaptativa ‘p’.

El enfoque del método adaptativo ‘h’ define que para conseguir una mayor precisión de modelo, se debe incrementar el número de elementos refinando la malla. Por lo tanto, el tamaño medio de estos elementos se va reduciendo. La precisión que se va logrando a medida que aumenta el número de elementos puede ser calculada cuantitativamente por diversos métodos (energía de deformación, estimaciones de error, etc.). El método adaptativo ‘h’ permite reducir el tamaño de los elementos (denominados elementos ‘h’) de forma manual o automática, sin variar el orden polinómico de la formulación matemática de cada elemento.

El enfoque del método adaptativo ‘p’ consigue una mayor precisión de los resultados incrementando el orden polinómico de la formulación matemática de cada elemento, sin variar la malla ni el tamaño de cada elemento. El incremento del orden es interno del programa, y la solución se determina automáticamente cuando se satisface la tolerancia requerida. Los elementos asociados a este método se les conocen como elementos ‘p’.

4.3.7.4.8 Transición entre malla gruesa a malla fina

Las transiciones de malla no siempre es una tarea fácil. El método más común para una transición entre una malla gruesa y otra malla más fina es mediante la utilización de elementos triangulares en la zona de transición entre ambos tipos de malla (Figura 4.3-32 (a)).

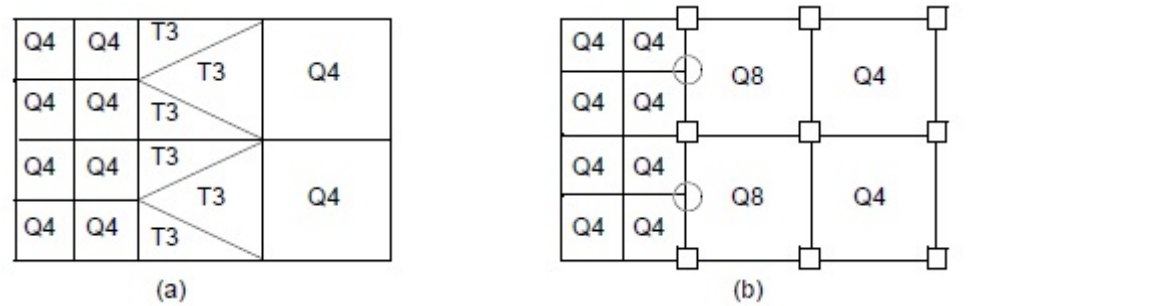


Figura 4.3-32: Métodos de transición: (a) elementos triangulares; (b) elementos de mayor orden (QUAD8)

No se recomienda utilizar elementos de mayor orden (QUAD8) con nodos medios, porque distorsiona severamente la distribución de esfuerzos en los elementos adyacentes (Figura 4.3-32 (b)). Además, no se pueden incluir los 4 nodos medios y esto entraría en conflicto con la recomendación del apartado 4.3.7.4.3 para elementos CQUAD8.

Como alternativa, se pueden utilizar elementos RSPLINE que conectan N puntos interpolándolos de forma elástica. En este caso, no hace falta crear una zona de transición, sino que se unen directamente dos familias de elementos QUAD4. Los nodos que separan ambas zonas son unidos mediante el elemento RSPLINE, definiendo como nodos independientes los vértices de los elementos de ambas zonas (Figura 4.3-33, nodos 51, 54, 57 y 60), y como nodos dependientes, los nodos que sólo son los vértices de la malla fina (Figura 4.3-33, nodos 52, 53, 55, 56, 58 y 59).

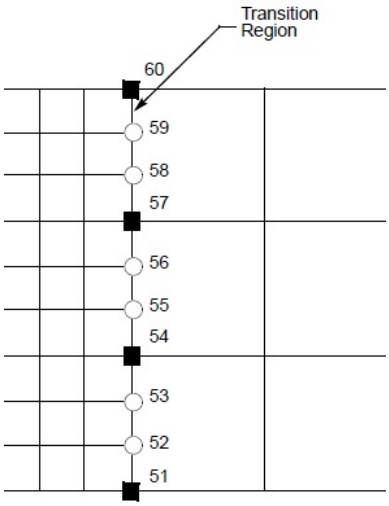


Figura 4.3-33: Transiciones de malla con RSPLINE

4.3.7.4.9 Transición entre elementos diferentes

Como casos de transición entre elementos diferentes, se pueden citar las uniones entre una barra y un sólido o una placa y un sólido. El problema es que los elementos sólidos sólo tienen rigidez para los grados de libertad traslacionales, no para los rotacionales, a diferencia de los elementos unidimensionales y bidimensionales. Por lo que no existe una trasmisión adecuada de los momentos entre barras o placas a los sólidos. Se puede resolver este problema por muchos métodos.

- Utilizar elementos extra, como por ejemplo, placas o barras que continúan por el interior del sólido.
- Utilizar elementos rígidos (RBE2, RBE3, etc.) para las transiciones.

El método que se recomienda es utilizar elementos rígidos RBE3, que conectan los nodos del sólido con los nodos de la placa o barra fijada a él. Este elemento rígido debe relacionar los DOFs rotacionales de la placa o barra con los DOFs traslacionales de los nodos del sólido. En la siguiente figura (Figura 4.3-34) se puede observar cómo debería realizarse estas uniones.

Se debe definir tantos RBE3 como nodos de unión entre el sólido y los otros elementos. En cada RBE3, el nodo de referencia es el propio nodo de unión, los DOFs dependientes del nodo de referencia son los rotacionales (4, 5 y 6), los nodos independientes son un conjunto de nodos pertenecientes al sólido y los grados de libertad independientes de los anteriores nodos son los de traslación (1, 2 y 3).

En la siguientes figuras (Figura 4.3-34 y Figura 4.3-35) se muestran cómo se define de forma más concreta las uniones entre una placa y un sólido (el borde de unión debe pertenecer a una arista del sólido) y entre un sólido y una barra. Se deben elegir los nodos independientes de tal forma que no sean colineales con el nodo de referencia.

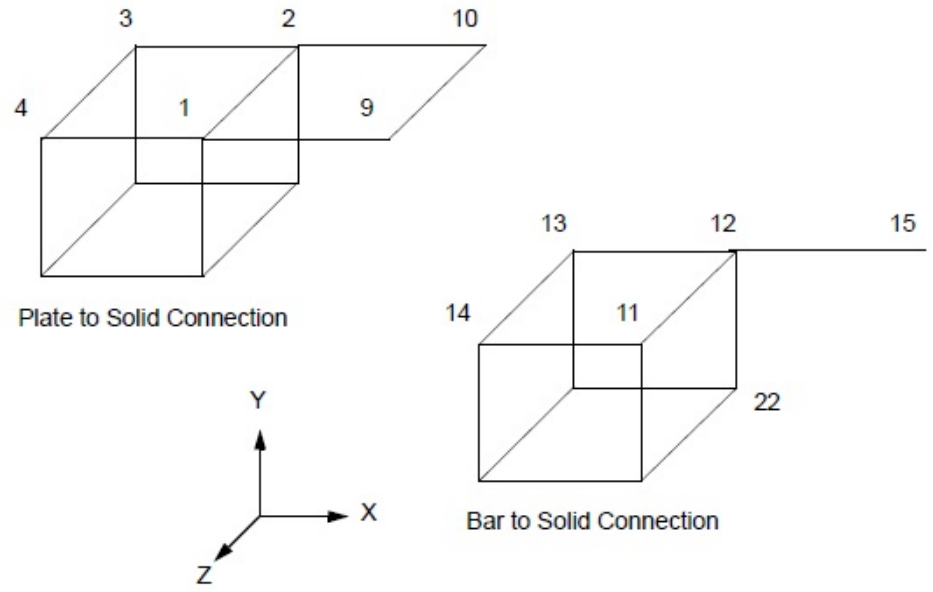


Figura 4.3-34: Uniones entre elementos sólidos con una placa y una barra

For the plate to solid connection, two RBE3 elements suffice:

RBE3

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
$RBE3	EID		REFGRID	REFC	WT1	C1	G1,1	G1,2	
RBE3	901		1	456	1.0	123	2	3	
	4								
RBE3	902		2	456	1.0	123	1	3	
	4								

For the bar to solid connection, one RBE3 element can make the connection:

RBE3	903		12	456	1.0	123	11	13	
	22								

Figura 4.3-35: Tarjeta de definición de los RBE3 en el Bulk Data del archivo de entrada en el programa MSC Nastran

Estos elementos RBE3 transmiten las cargas entre los grados de libertad dependientes a los grados de libertad independientes.
Si en vez de usar RBE3 se usa RBE2, entonces la fijación es completamente rígida y no transmitiría adecuadamente las cargas.

4.3.7.4.10 Elemento de transición entre sólido a lámina (RSSCON)

El uso del elemento RSSCON entre sólidos y láminas elimina la necesidad de utilizar los elementos rígidos explicados en el apartado 4.3.7.4.9.

Cuando se utiliza este elemento, la malla de la lámina debe estar alineada con la malla del elemento sólido en la zona de unión para que exista una correspondencia exacta entre ambos elementos. El RSSCON conecta elementos tipo CQUADi y CTRIAi con elementos sólidos tipo CHEXA, CPENTA y CTETRA. En el manual de MSC Nastran (*Ref 3, MSC Nastran 2013.1: Linear Static Analysis User’s Guide, págs. 374-381*) se explica con más detalle cómo definir estas uniones en diferentes casos.

La forma de unir los elementos tipo sólido con elementos tipo lámina es definir un elemento sólido con la misma altura que el espesor de la lámina a la que va unida (ver Figura 4.3-36). En caso contrario, la unión que quedaría excesivamente rígida.

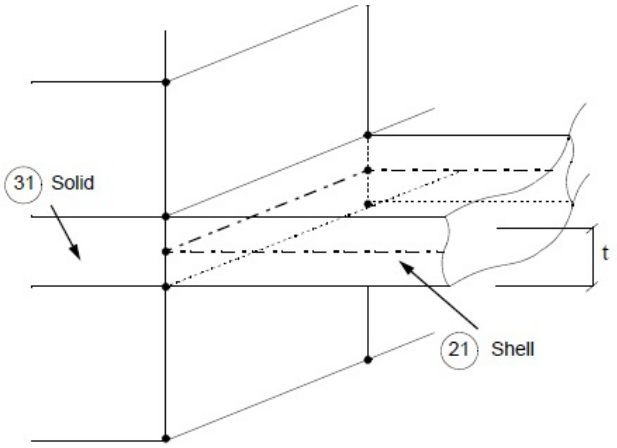


Figura 4.3-36: Unión entre sólido y lámina con RSSCON

Existen diversas opciones en las uniones y en las definiciones de los elementos RSSCON (ver Figura 4.3-37). Se recomienda unir por los nodos medios de los elementos sólidos:

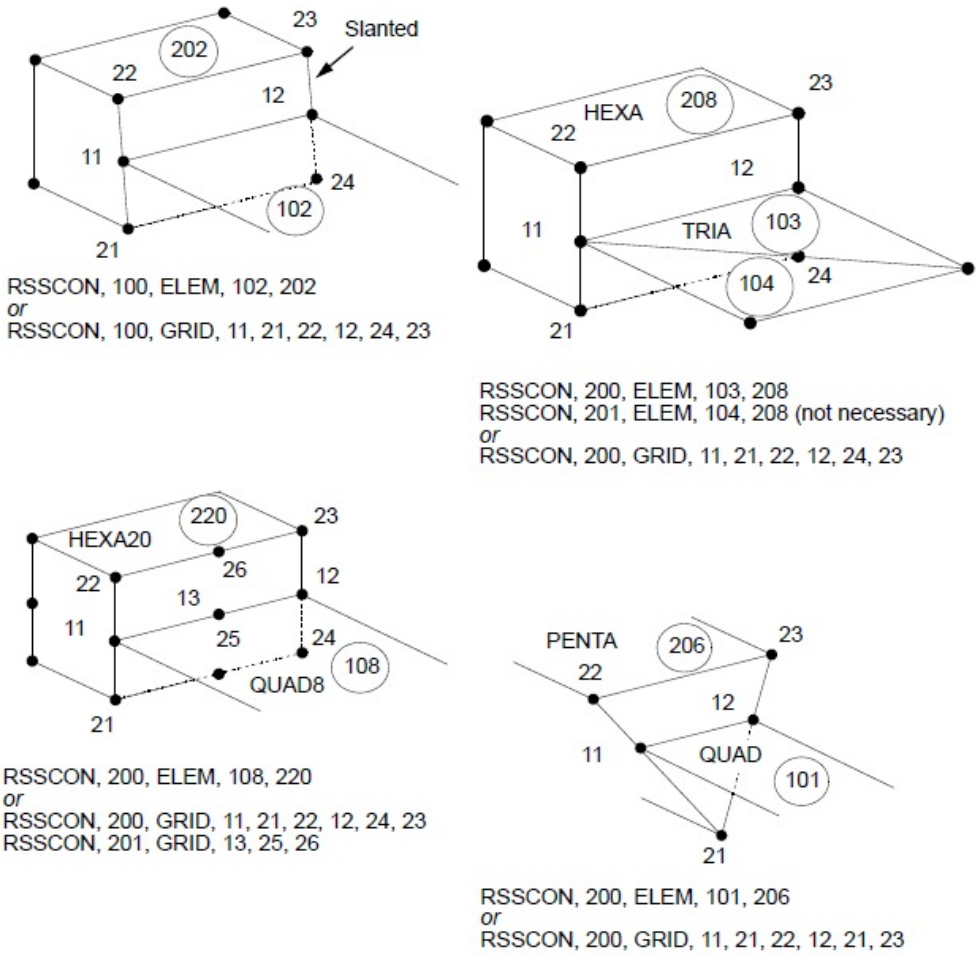


Figura 4.3-37: Opciones de modelización de uniones con elementos RSSCON

Se debe seguir las siguientes recomendaciones cuando se utiliza el elemento RSSCON para modelizar este tipo de uniones (*Ref 3, MSC Nastran 2013.1: Linear Static Analysis User’s Guide, pág. 379*):

- Los elementos con nodos medios (midside nodes) sólo deberían conectarse con otros elementos con nodos medios. Por ejemplo, un CQUAD8 puede conectarse con un CHEHA20, pero un CQUAD4 no debería unirse a un CPENTA15.
- Se debería evitar utilizar elementos RSSON en uniones con caras triangulares del sólido.
- No mezclar sistemas de coordenadas cuando se emplean nodos medios. Es decir, no definir un sistema de coordenadas para definir los nodos de la lámina, distinto del sistema de coordenadas que define los nodos del sólido.
- Sólo se debería conectar un único borde de la lámina a una cara sólida.
- No conectar más de un elemento lámina a un elemento sólido cuando se utiliza la opción ELEM para definir el RSSCON.
- No intentar este tipo de uniones con elementos sólidos muy doblados (más del 20%) y que tengan nodos medios.
- El plano de la lámina no debería ser paralelo al plano de la cara del sólido que se une con la lámina.
- El borde de unión de la lámina debería yacer en la cara del sólido, en vez de en una arista del sólido.

4.3.7.4.11 Agujeros en las superficies para elementos de unión

En las geometrías que presentan agujeros para los elementos de unión (tornillos, pernos, remaches, etc.), se debe definir una superficie independiente que acote la zona cercana al agujero, realizar una mallado concéntrico y con elementos pequeños que permita conocer de forma más precisa la concentración de esfuerzos que se produce en la zona que rodea al agujero. Se necesita definir un nodo en el centro del agujero y unir ese nodo con los nodos de la superficie en la zona que rodea al agujero mediante elementos rígidos.

Se deben unir los nodos que definen la zona de contacto con el cabezal o con la arandela del elemento de unión, al nodo localizado en el centro del agujero. Se utiliza el elemento rígido RBE2 para la mayoría de los análisis, salvo para los análisis termoelásticos, que es recomendable utilizar RBE3.

4.3.7.5 Verificación y corrección del mallado

En este apartado se describen algunas de las operaciones de verificación y corrección del mallado.

4.3.7.5.1 Equivalencia

La mayoría de modelos geométricos consisten en regiones múltiples con bordes en común. Cuando se selecciona varias regiones a la vez, el programa MSC Patran las va mallando de una en una. Esto implica que por defecto, los elementos de una región no están conectados a los elementos de otra región adyacente, y por lo tanto, no comparten los mismos nodos aunque se localicen en la misma posición. Para corregir rápidamente esto, se debe seleccionar la opción de nodos equivalentes del programa para unir los nodos localizados en la misma posición eliminando uno de los dos nodos de cada pareja. Esta opción se selecciona así:

‘Meshing/Equivalence/All’

Se debe indicar en una lista aquellos nodos que deben ser coincidentes y que se desea que no sean borrados. También se debe indicar el valor de tolerancia que el programa utiliza como criterio para decidir si dos nodos están localizados en el mismo sitio o no.

Es importante realizar explícitamente la equivalencia antes de ejecutar el análisis. Los fallos de nodos coincidentes no deseados generalmente producen resultados inválidos.

4.3.7.5.2 Modificación de elementos

Cuando algunos elementos presentan problemas y no cumplen con los criterios de verificación, se debe modificarlos. El programa MSC Patran permite realizar múltiples acciones de modificación. En este apartado se comenta las principales recomendaciones:

- Decidir unos criterios de verificación (relación de aspecto, alabeo, taper, etc.) acordes a los requisitos del problema. Antes de modificar cualquier elemento que no cumple la verificación, se recomienda averiguar cuáles son los criterios que utiliza el programa y cambiarlos en caso de que no correspondan con los criterios establecidos.
- Cuando se decide modificar un elemento QUAD que falla en alguna de las verificaciones, se debe realizar la modificación adecuada para disminuir su problema:
    - Relación de aspecto: Se recomienda partir en dos por el lado más largo (Split on longest edge).
    - Skew: Se recomienda generar dos elementos TRIA partiendo por la diagonal más corta.
    - Taper: Se recomienda generar dos elementos TRIA dividiendo el elemento QUAD por la mitad. Se debe partir el ángulo más grande del elemento QUAD original (es el que genera este tipo de problemas).
    - Warp: Se recomienda generar dos elementos TRIA partiendo por cualquiera de las dos diagonales.

- Se debe procurar evitar partir elementos individuales generando nuevos nodos en los bordes del elemento original. Esto puede generar problemas con los elementos adyacentes, ya que por defecto no reconocen esos nuevos nodos y se formaría un gap indeseable en la estructura. Se debe evitar este tipo de modificaciones para cambiar elementos individualmente (ver Figura 4.3-38 y Figura 4.3-39).

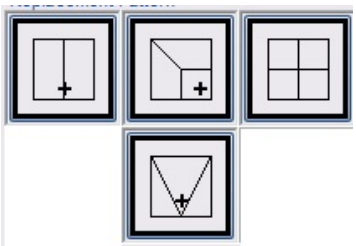


Figura 4.3-38: Modificaciones a evitar para reparar elementos QUAD individuales

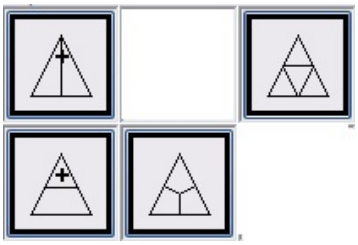


Figura 4.3-39: Modificaciones a evitar para reparar elementos TRIA individuales

4.3.7.5.3 Optimización numérica

La optimización numérica es una operación que permite mejorar de forma rápida y sin esfuerzo la velocidad de ejecución de los análisis. Simplemente se activa y renumera los nodos y elementos para disminuir el tiempo de ejecución del problema.

La explicación detallada de esta operación se encuentra en los manuales de MSC Patran (*Ref 10, MSC Patran 2012.2: User’s Guide y Ref 13, MSC Patran 2012.2: Reference Manual Part 3: Finite Element Modeling*).

4.3.8 Uniones

Las conexiones entre varias partes estructurales pueden estar incluidas en el modelo completo de forma aproximada o de forma un poco más detallada. Si se pretende realizar un estudio detallado de las tensiones y deformaciones de las uniones, se debe aumentar el número de nodos en las proximidades de estas uniones. Esto puede llevar mucho tiempo de modelización, así que en los modelos de la estructura completa, las uniones están modeladas con menos precisión y la rigidez resultante de la estructura suele estar ligeramente sobreestimada. Por lo tanto, es recomendable crear un modelo aparte que represente una pequeña zona estructural que incluya a la unión si se desea realizar un análisis detallado de la unión.

4.3.8.1 Modelización de uniones en el programa MSC Patran

En los modelos FEM de una estructura que incorpora más de una pieza, se debe decidir qué tipo de modelización representa mejor la unión real y qué nivel de detalle es necesario incluir en ese modelo. Generalmente, las uniones son zonas localizadas que conviene representar de forma esquemática en los modelos grandes. Las uniones continuas (soldadura, incrustación, uniones con pegamento, etc…) se suelen modelizar simplemente haciendo que los nodos de la zona de unión sean compartidos por las piezas implicadas, mientras que las uniones que emplean elementos de unión concretos, como tornillos, se representan mediante elementos rígidos, con o sin elementos elásticos (que representan las características del tornillo), que sirven de interfaz entre las piezas implicadas.

En la modelización con el programa MSC Patran se puede crear uniones mediante las siguientes posibilidades.

4.3.8.1.1 Continuidad de la estructura mediante equivalencia de nodos

Consiste simplemente en que dos o más piezas en contacto compartan todos los nodos de la zona común. De esta forma, se asegura la correcta transmisión de esfuerzos y deformaciones entre estas piezas.
Generalmente, la zona común entre dos piezas suele ser curvas o puntos y, de forma más ocasional, pueden ser superficies.
Para el caso de curvas coincidentes (cada curva es el borde de una pieza distinta), se debe asegurar haber hecho la misma premalla sobre ambas curvas. De esta forma, al mallar cada pieza, se generan parejas de nodos coincidentes sobre estas curvas, que son fácilmente combinados mediante la operación de equivalencia de nodos del programa MSC Patran:

‘Meshing/Equivalence/Group’ (se debe seleccionar únicamente los grupos correspondientes a las piezas que se van a unir).

Para el caso en que dos piezas compartan una zona superficial, el asunto es más complejo porque se debe garantizar que las mallas sean exactamente coincidentes en esas superficies. Si se cumple esto, se procede de igual manera mediante la equivalencia de nodos.
Este tipo de unión se modeliza para piezas que son unidas de forma continua (soldadura, pegamento, distribución numerosa de tornillos, etc…).

4.3.8.1.2 Unión de piezas mediante elementos rígidos (generalmente RBE2)

En este caso, las piezas son unidas a través de elementos rígidos, que son representaciones de ligaduras multipunto. Estos elementos rígidos unen nodos independientes con nodos dependientes.

El elemento rígido más utilizado es el RBE2 (ver 4.3.4.2.11), que une los DOFs seleccionados (no afecta necesariamente a los 6 DOFs de los nodos implicados, sino sólo a los DOFs que elija el usuario) de una lista de nodos dependientes con los mismos DOFs de un único nodo independiente (este elemento rígido sólo permite un único nodo independiente).

Generalmente, los elementos rígidos se usan cuando se quiere representar uniones puntuales (uniones atornilladas generalmente). Se debe incluir en cada pieza el alojamiento del tornillo o elemento de unión equivalente, mediante un agujero en la superficie. Posteriormente, se crea un nodo central en el eje de la unión (no debe formar parte de ningún mallado), y unir este nodo (que va a ser el independiente) con el conjunto de nodos que rodean los agujeros de cada pieza. Es decir, el conjunto de nodos dependientes debe estar formado por nodos de ambas piezas en las cercanías de la zona de unión.

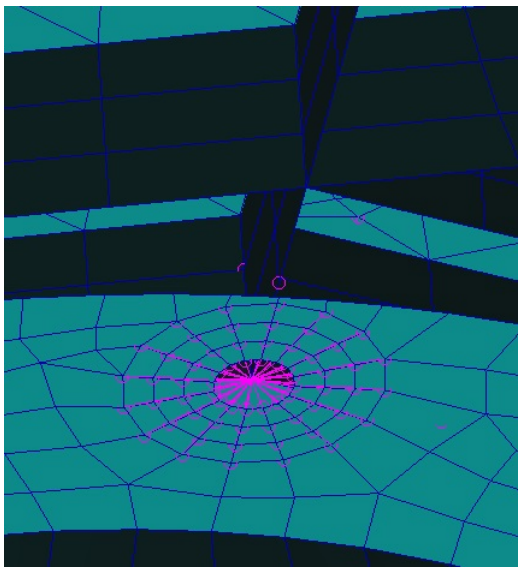


Figura 4.3-40: Modelización de una unión mediante RBE2

Para crear RBE2 individuales, se realiza con el siguiente comando en el programa MSC Patran:

‘Meshing/Create/MPC/RBE2’

El problema con el anterior comando es que no permite crear más de un RBE2 a la vez. Hay métodos alternativos: el primero permite crear automáticamente el nodo central de cada RBE2 seleccionando sólo los nodos dependientes (pero no permite crear más de un RBE2 a la vez) y el segundo puede crear más de un RBE2 a la vez, pero previamente hay que crear manualmente todos los nodos centrales.

‘Utilities / FEM-General / RBE2/RBE3 Spider…’
‘Utilities / FEM-General / RBE2 Coupling’

4.3.8.1.3 Unión de piezas mediante elementos elásticos 1D y RBE2.

Este método es una evolución del anterior, pero es más complejo porque se debe modelizar los tornillos mediante elementos tipo barra (CBEAM) o elementos elásticos tipo muelle (CELAS o CBUSH). Estos tornillos son unidimensionales y quedan situados en el eje de los agujeros correspondientes, así que no quedan directamente en contacto con las piezas que deben unir. Por tanto, se debe emplear dos elementos RBE2, uno que una un nodo del tornillo (independiente)

con los nodos de una pieza, y el otro RBE2 que una otro nodo del tornillo con los nodos de la otra pieza. Usualmente, los dos nodos elegidos del tornillo son los nodos independientes de cada RBE2 y se sitúan en ambos extremos del tornillo.

Este método se utiliza si se conoce el material y las dimensiones del tornillo que se quiera modelizar, y se quiera calcular los esfuerzos en el tornillo (para el cálculo de tornillos, 5.8.1).

4.3.8.1.4 Creación de cuerpos de contacto y configuración de las propiedades del contacto

Esta opción se emplea por dos razones:

- Unir de forma permanente (Glued contact) dos superficies o caras de sólidos: Esta opción es similar a una equivalencia de nodos entre dos superficies coincidentes, sólo que con contacto pegado se puede unir dos superficies que no tengan mallas iguales y por tanto, es un método más polivalente.
- Modelizar el contacto simple (Touched contact): Esto sólo debe ser utilizado en ocasiones especiales donde dos piezas no unidas pero próximas entre sí pueden tocarse, separarse o deslizar entre ellas con fricción. El problema de esta modelización, es que emplea algoritmos no lineales y no es compatible con análisis dinámicos.

4.3.8.2 Teoría de cálculo de uniones

Para las estructuras espaciales, el cálculo analítico de uniones atornilladas se realiza con las fórmulas que aparecen en el handbook ECSS-E-HB-32-23A y que se resumen en la sección 5.8.1 de este manual.

4.3.9 Amortiguamiento

El amortiguamiento (damping) es una característica dinámica de los elementos estructurales. Es el valor que indica la pérdida de energía interna cuando la deformación de la estructura varía a lo largo de un determinado periodo. Es decir, es la propiedad que define el efecto disipativo de la estructura cuando se deforma.
El amortiguamiento no se requiere para los análisis estáticos, pero resulta determinante para los análisis dinámicos de carga, ya que los resultados dependen fuertemente de esta propiedad.

Los mecanismos que causan el amortiguamiento en las estructuras de los vehículos espaciales son difíciles de comprender. Las causas más importantes de amortiguamiento son:

- Amortiguamiento en el material
- Amortiguamiento en las uniones
- Amortiguamiento del medio fluido (debido a los efectos del aire)

Existen diversas formas de modelizar matemáticamente el comportamiento de los elementos con amortiguamiento:

- Viscosidad
- Estructural (histerético)
- Visco-elasticidad
- Coulomb

Para estudios de estructuras espaciales, los modelos de amortiguamiento usados son los que definen el amortiguamiento proporcional a la velocidad.

4.3.9.1 Modelos teóricos del amortiguamiento

En las siguientes secciones se darán detalles de las fórmulas matemáticas para calcular el amortiguamiento según los distintos modelos. De todas formas, no se conoce del todo bien el comportamiento real de las estructuras con amortiguamiento y, por lo tanto, los valores reales de amortiguamiento son difíciles de calcular. Fundamentalmente, este valor depende bastante de la fuerza de excitación. En los análisis modales, como las fuerzas de excitación son bajas, el amortiguamiento es generalmente bajo, mientras que en los tests de vibración los valores son más altos, siendo estos últimos los valores más fiables.

4.3.9.1.1 Modelo del amortiguamiento viscoso (1 dof)

La fuerza de amortiguamiento ($F_{amortiguamiento}$) es proporcional a la velocidad:

$$F_{amortiguamiento} = c\dot{x}(t)$$

Donde c es la constante de amortiguamiento (N·s/m)
Esta constante se puede expresar en función de la constante de amortiguamiento crítico $c_{crítica}$:

$$c_{crítico} = 2\sqrt{km}$$

Donde k es la constante de rigidez (N/m) y m (kg) la masa del elemento.
El parámetro que relaciona c con $c_{crítica}$ es la relación de amortiguamiento (ζ):

$$\zeta = \frac{c}{c_{critico}}$$

La ecuación del movimiento es:

$$\ddot{x}(t) + 2\zeta\omega_0\dot{x}(t) + \omega_0^2 x(t) = \frac{F(t)}{m}$$

Donde $\omega_0 = \sqrt{\frac{k}{m}}$ es la frecuencia natural (rad/s) y F(t) la fuerza externa.

4.3.9.1.2 Modelo del amortiguamiento viscoso (g dof)

La fuerza de amortiguamiento ($\{F_{amortiguamiento}\}$) es proporcional a la velocidad:

$$\{F_{amortiguamiento}\} = [C]\{\dot{x}\}$$

Donde [C] es la matriz que representa la constante de amortiguamiento (N·s/m)
La ecuación del movimiento queda:

$$[M]\{\ddot{x}\} + [C]\{\dot{x}\}[K]\{x\} = \{F\}$$

Siendo {F} el vector de fuerzas aplicadas

4.3.9.1.3 Modelo de amortiguamiento proporcional (g dof)

La fuerza de amortiguamiento ($\{F_{amortiguamiento}\}$) es proporcional a la velocidad:

$$\{F_{amortiguamiento}\} = [C]\{\dot{x}\}$$

Donde [C] es la matriz que representa la constante de amortiguamiento (N·s/m).
En este caso, la matriz [C] es una combinación lineal de las matrices de rigidez [K] y de masa [M]:

$$[C] \cong \alpha[M] + \beta[K]$$

Siendo α el valor escalar constante de proporcionalidad con la matriz de masas y β el valor escalar constante de proporcionalidad con la matriz de rigidez.
La ecuación del movimiento queda:

$$[M]\{\ddot{x}\} + [C]\{\dot{x}\} + [K]\{x\} = \{F\}$$

Siendo {F} el vector de fuerzas aplicadas.

4.3.9.1.4 Modelo de amortiguamiento histerético o estructural (1 dof)

Este modelo matemático de amortiguamiento sólo es aplicable cuando las fuerzas externas son vibraciones armónicas.
Transformando las variables al dominio de la frecuencia, la fuerza de amortiguamiento histerético es proporcional a la fuerza elástica y manteniendo una diferencia de fase de 90º con respecto a ésta.

$$F_{amortiguamiento}(\omega) = jgkX(\omega)$$

Donde X(ω) es el desplazamiento en el dominio de la frecuencia $x(t) = X(\omega)e^{j\omega t}$, j es el número complejo $j = \sqrt{-1}$ y g es el amortiguamiento estructural

La ecuación del movimiento en el dominio de la frecuencia es la siguiente:

$$\ddot{X}(\omega) + \omega_0^2(1 + jg)X(\omega) = \frac{F(\omega)}{m}$$

4.3.9.1.5 Modelo de amortiguamiento histerético o estructural (g dof)

Al igual que para 1 grado de libertad, este modelo matemático de amortiguamiento sólo es aplicable cuando las fuerzas externas son vibraciones armónicas.
Del mismo modo que en el amortiguamiento en los casos anteriores, la fuerza es proporcional a la velocidad:

$$\{F_{amortiguamiento}\} = [C]\{\dot{x}\}$$

Pero en este caso, la constante [C] cumple la siguiente ecuación:

$$[C] = \frac{1}{\Omega}[H]$$

Donde Ω es la frecuencia de las fuerzas aplicadas y [H] es la matriz de amortiguamiento histerético.
La ecuación del movimiento queda así:

$$[M]\{\ddot{x}\} + \frac{1}{\Omega}[H]\{\dot{x}\} + [K]\{x\} = \{\mathrm{F}_0\}e^{i\Omega t}$$

En este caso, las fuerzas aplicadas o fuerzas externas deben ser fuerzas armónicas de frecuencia Ω: $\{F\} = \{\mathrm{F}_0\}e^{i\Omega t}$.

4.3.9.2 Modelización del amortiguamiento en el modelo FEM

Generalmente, entre los requisitos impuestos a los modelos de elementos finitos se encuentra los referidos a la modelización de amortiguamiento, que indican que en el modelo no se incluya explícitamente el amortiguamiento y que sólo aparezca reflejado en el cabecero de cada análisis particular. Es decir, el modelo creado en el programa de preprocesado (MSC Patran) no se incluye el amortiguamiento. Para tenerlo en cuenta, se debe especificarlo únicamente en los cabeceros de los análisis dinámicos.

En los cabeceros de los análisis, para definir el amortiguamiento ($\xi = \frac{1}{2Q}$) se introduce de forma tabulada en función de la frecuencia y suele tomar valores entre 0.1 y 0.3.

4.3.10 Modificaciones del modelo

La modificación de las partes de una estructura siempre suele ser una acción indeseable, pero en muchos casos es inevitable. Por lo tanto, los modelos matemáticos de esas partes deben ser igualmente modificados. La forma más sencilla es dividir el modelo completo en sub modelos matemáticos (subestructuras) y sólo cambiar aquellos submodelos que representen las partes modificadas. De esta forma se consigue ganar mayor eficiencia en el tiempo de desarrollo y análisis.

En los apartados referentes a la creación de la geometría (4.3.3) y a la definición de la malla (4.3.7) se explican las opciones de modificación y las recomendaciones para realizar las modificaciones deseadas de forma eficiente. En general, es recomendable crear grupos para las diferentes partes del modelo. Cada grupo debe contener el conjunto de nodos y elementos que definen cada parte, y además, se debe asignar un rango de numeración para los identificadores de las entidades (IDs) de cada grupo. Cada rango de numeración debe ser lo suficientemente grande para que dé cabida a todos los elementos de cada grupo. De esta manera, las operaciones de modificación resultarán más sencillas y automáticas.

4.3.10.1 Reducción del modelo de elementos finitos

Cuando se decide unir los modelos finitos de distintas piezas que componen un sistema (generalmente el vehículo espacial completo), el modelo completo puede tener un elevado número de grados de libertad que dificulta el análisis. Así que habitualmente, se suele aplicar métodos de reducción de grados de libertad a los distintos componentes para generar un modelo completo con número aceptable de grados de libertad. Los grados de libertad de cada componente que se quedan en el modelo completo son los grados de interfaz o externos y normalmente vienen especificados por el principal contratista.

Por otra parte, el principal contratista requiere un mínimo de exactitud con respecto a las frecuencias naturales, formas modales, etc. del modelo reducido en comparación con el modelo de referencia (el modelo del componente sin reducción), como por ejemplo:

Menos de ±3% para las frecuencias naturales
Menos de ±10.0% para las masas efectivas

Algunos requisitos se definen según la precisión de las amplificaciones del modelo reducido con respecto al modelo de referencia.

El contratista principal suele demandar un determinado número de grados de libertad del subsistema. Para ello, se suele utilizar el Método de Condensación Estática o Método de Guyan en donde el modelo es reducido a un número deseado de grados de libertad (ver 4.6.1.5).

4.3.11 Casos de carga y aplicación de restricciones

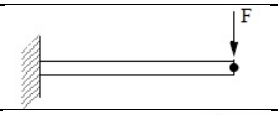
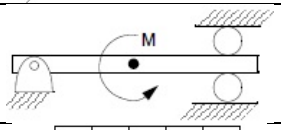
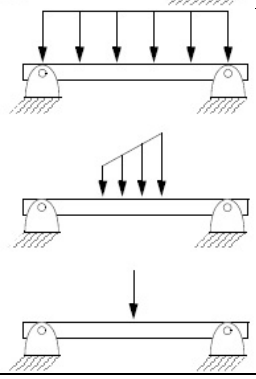
A la hora de realizar un análisis estructural de un modelo se debe tener en cuenta qué tipo de cargas son necesarias modelizar. Dependiendo de la naturaleza de las cargas se debe emplear un tipo de análisis determinado. Puede ser un análisis estático para cargas cuyo valor no varía con el tiempo, o análisis dinámicos con cargas que varían con el tiempo. Los distintos casos de carga se detallarán a lo largo de este documento.

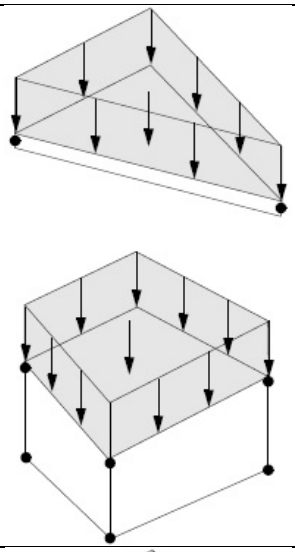
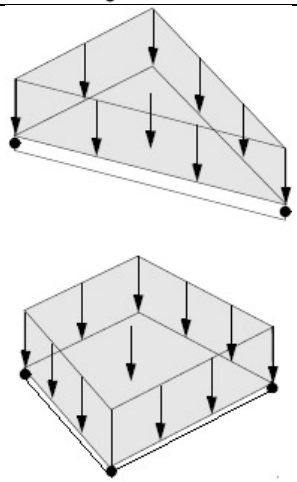
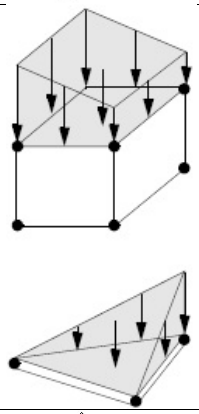
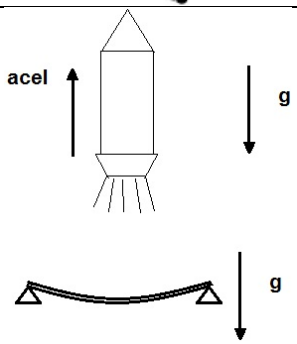
En esta sección se definirá los conceptos básicos de modelización de cargas y condiciones de contorno y se describirá los pasos generales a seguir.

4.3.11.1 Tipos de carga

La modelización de las cargas es una parte fundamental para los análisis estructurales. Estas cargas son las que someten a las estructura a las condiciones ambientales que se va a encontrar en la vida real, por lo tanto, la modelización de las cargas es una parte crítica a la hora de conseguir los resultados esperados.

Existen diversas formas de modelizar las cargas. La siguiente tabla muestra con ejemplos y descripciones breves de los tipos de cargas que utilizan los programas de elementos finitos MSC Patran y MSC Nastran.

Tipo de carga (Nastran)	**Descripción**	**Ejemplos**	**Ver**
FORCE	Fuerza concentrada aplicada a nodos.		4.3.11.1.1
MOMENT	Momento concentrado aplicado a nodos.		
PLOAD1	Cargas concentradas o distribuidas aplicadas sobre elementos 1-D.		4.3.11.1.2

PLOAD	Carga de presión uniforme aplicada sobre una superficie cuadrilátera o triangular. Puede ser un elemento 2-D, o sobre la cara de un elemento 3-D (por definición de los nodos).		4.3.11.1.3.1
PLOAD2	Carga de presión uniforme y normal a un elemento 2-D (por definición del ID del elemento sometido).		4.3.11.1.3.2
PLOAD4	Carga de presión normal o carga de tracción aplicada sobre la cara de un elemento 2-D o 3-D (por especificación del ID del elemento sometido). La presión puede ser uniforme o variar linealmente.		4.3.11.1.3.3
GRAV	Cargas gravitacionales o de aceleración (fuerzas de inercia).		4.3.11.1.4

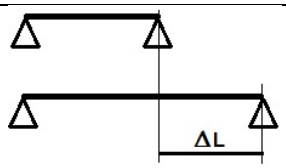
DEFORM	Deformación axial de elementos 1-D.		4.3.11.1.5

Tabla 4.3-11: Tipos de cargas en Nastran

El programa MSC Nastran permite realizar combinaciones de muchas cargas mediante los sets de cargas. Un set de cargas (LOAD) es una lista de cargas que actúan de forma simultánea y se especifica mediante el comando:

LOAD=n

Las deformaciones forzadas no se incluyen dentro de este tipo de set, así que necesitan definirse de forma separada mediante el comando:

DEFORM=n

4.3.11.1.1 Cargas concentradas

Las cargas concentradas son fuerzas o momentos que se aplican directamente a los nodos. Se definen mediante vectores que determinan tanto la dirección como la intensidad de la carga.

Existen dos tipos de cargas concentradas:

- Fuerzas concentradas
- Momentos concentrados

4.3.11.1.1.1 Fuerzas concentradas

Son fuerzas aplicadas directamente sobre los nodos del modelo. Se definen los siguientes parámetros (FORCE):

- Identificación del nodo: G.
- Identificación del sistema de coordenadas que define la dirección del vector de fuerza: CID.
- Factor de escala: F.
- Componentes del vector de la fuerza: Ni.

La dirección del vector se determina por las componentes Ni, que están referidos al sistema de coordenadas identificado por el parámetro CID. La intensidad de la fuerza es igual al producto del factor de escala por el módulo de las componentes Ni:

$$\vec{f} = F\vec{N}$$

Donde: $\vec{N} = (N1, N2, N3)$
Existen tres formas para definir las fuerzas concentradas:

FORCE	Usa 3 componentes Ni para definir el vector de la fuerza.
FORCE1	Usa 2 nodos adicionales, no necesariamente el mismo al que se le aplica la fuerza, para definir la dirección del vector.
FORCE2	Define la dirección del vector paralelo al producto vectorial de 2 vectores.

Tabla 4.3-12: Métodos de definición de fuerza puntuales

4.3.11.1.1.2 Momentos concentrados

Son momentos directamente aplicados a los nodos del modelo. Se definen los siguientes parámetros (MOMENT):

- Identificación del nodo: G.
- Identificación del sistema de coordenadas que define la dirección del vector de fuerza: CID.
- Factor de escala: M.
- Componentes del vector de la fuerza: Ni

La dirección del vector se determina por las componentes Ni, que están referidos al sistema de coordenadas identificado por el parámetro CID. La intensidad del momento es igual al producto del factor de escala por el módulo de las componentes Ni:

$$\vec{m} = M\vec{N}$$

Donde: $\vec{N} = (N1, N2, N3)$
Existen tres formas para definir los momentos concentrados:

MOMENT	Usa 3 componentes Ni para definir el vector del momento.
MOMENT1	Usa 2 nodos adicionales, no necesariamente el mismo al que se le aplica el momento, para definir la dirección del vector paralelo a la recta que une ambos nodos.
MOMENT2	Usa 4 nodos adicionales, no necesariamente el mismo al que se le aplica el momento, para definir la dirección del vector como producto vectorial de los 2 vectores paralelos a las 2 rectas (G1-G2 y G3-G4).

Tabla 4.3-13: Métodos de definición de momentos puntuales

4.3.11.1.2 Cargas distribuidas en elementos 1-D (PLOAD1)

Las cargas distribuidas sobre elementos 1-D se aplican a regiones longitudinales de cada elemento. Estas cargas pueden distribuirse sobre toda la longitud del elemento, o sólo sobre una pequeña región. Pueden ser uniformes o variar linealmente.

Los parámetros necesarios para definir esta carga son:

- Número de identificación del elemento 1-D (CBAR, CBEAM, CBEND): EID.
- Tipo de carga: TYPE = “FX”, “FY”, “FZ”, “FXE”,“FYE”,“FZE”,“MX”,“MY”, “MZ”, “MXE”, “MYE” o “MZE”.
- Factor de escala: SCALE = “LE”, “FR”, “LEPR” o “FRPR”.
- Distancias a lo largo del eje X para definir el comienzo y final de la carga aplicada: X1, X2 (m). (0≤ X1≤ X2)
- Factores de carga en las posiciones X1 y X2: F1 y F2 (N/m).

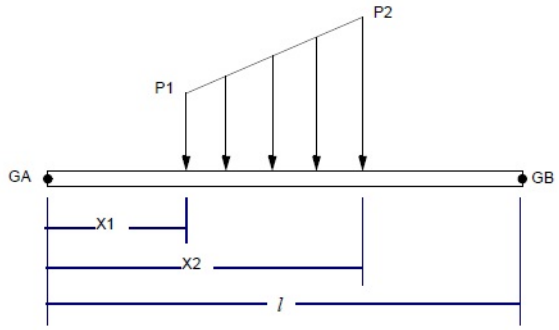


Figura 4.3-41: Esquema de la carga distribuida PLOAD1 sobre elementos CBAR y CBEAM

La siguiente tabla explica el significado de los valores para el parámetro tipo de carga y para el parámetro factor de escala:

FX, FY, FZ	Componentes de la fuerza en el sistema de coordenadas básico
FXE, FYE, FZE	Componentes de la fuerza en el sistema de coordenadas del elemento
MX, MY, MZ	Componentes del momento en el sistema de coordenadas básico
MXE, MYE, MZE	Componentes del momento en el sistema de coordenadas del elemento
LE	LENGTH – Los valores de Xi se definen como medidas reales de longitud.
FR	FRACTIONAL – Los valores de Xi se definen como fracciones de la longitud total del elemento
LEPR	LENGTH PROJECTED – Los valores de Xi son las distancias a lo largo del eje del elemento, y la carga es introducida en términos de longitud proyectada del elemento.
FRPR	FRACTIONAL PROJECTED - Los valores de Xi son las distancias fraccionales a lo largo del eje del elemento, y la carga es introducida en términos de longitud proyectada del elemento.

Tabla 4.3-14: Valores para los parámetros de TYPE y SCALE

4.3.11.1.3 Cargas de presión

Las cargas de presión son cargas aplicadas de forma distribuida sobre una superficie. Estas superficies pueden ser elementos bidimensionales o las caras de elementos sólidos.

Existen distintas formas para definir este tipo de cargas dependiendo de la complejidad de la carga (uniforme, variación lineal, normal o no a la superficie) y de la zona de aplicación (toda la cara o sólo una parte).

- Carga de presión uniforme y normal a la superficie (PLOAD)
- Carga de presión uniforme y normal en elementos 2-D (PLOAD2)
- Carga de presión, normal o de tracción sobre una cara (2-D o 3-D) (PLOAD4)

4.3.11.1.3.1 PLOAD

Este tipo de cargas definen el comportamiento más simple de las cargas de presión, consistente en una carga uniformemente distribuida sobre una superficie (elemento 2-D o cara de elemento 3-D) y que actúa en dirección normal a la superficie. Además, la presión se aplica a toda la cara, y el sentido de la carga viene determinado por el orden de definición de los nodos de la superficie y aplicando la regla de la mano derecha (ver Figura 4.3-42). Se puede definir el sentido opuesto dando un valor negativo al parámetro P.

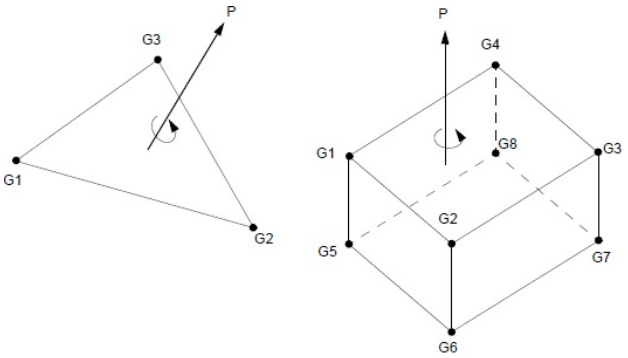


Figura 4.3-42: Sentido de la presión

Los parámetros que se necesitan definir son los siguientes:

- Valor de la presión: P (pa).
- Los nodos que definen la cara, triangular o cuadrilátera, Gi.

4.3.11.1.3.2 PLOAD2

Este tipo de carga modeliza la presión uniforme y normal a la superficie exclusivamente para los elementos 2-D (CUAD4, CTRIA3, etc.). La diferencia reside en que se puede definir una misma carga para varios elementos al mismo tiempo, indicando los IDs de estos elementos.

Los parámetros que se necesitan definir son los siguientes:

- Valor de presión: P (pa).
- Identificadores de los elementos: EIDi.

El sentido de la presión es paralelo a la dirección normal de cada elemento (eje z elemento).

4.3.11.1.3.3 PLOAD4

Este tipo de carga modeliza la carga de presión en una variedad más compleja de elementos 2-D y 3-D que en los casos anteriores. La dirección de la carga no necesariamente tiene que ser perpendicular a la superficie, sino que puede tener un componente de tracción (paralelo a la superficie). Además, permite definir distintos valores en los nodos de los vértices para representar una carga no uniforme que varía de forma lineal o bilineal.

Los parámetros que se necesitan definir son los siguientes:

- Números de identificación de los elementos: EIDi.
- Valores de la presión por unidad de área en cada nodo: Pi ($pa/m^2 = N/m^4$).
- Identificación del nodo conectado a un vértice de la cara (sólo se requiere para elementos sólidos): G1.
- Identificación del nodo conectado al vértice diagonalmente opuesto a G1 y en la misma cara del elemento CHEXA y CPENTA (sólo se requiere para caras cuadriláteras de estos elementos, se debe omitir para la cara triangular de CTETRA y CPENTA): G3.
- Identificación del nodo del elemento CTETRA localizado en la esquina; este nodo puede no residir en la cara donde se aplica la carga (sólo se usa y se requiere para elementos CTETRA): G4.
- Identificación del sistema de coordenadas: CID.
- Componentes del vector de presión medido en el sistema de coordenadas especificado (CID). Usado para definir la dirección (pero no interviene en el módulo) del vector de presión: N1, N2, N3.

El sentido positivo de la presión en los elementos 2-D viene determinado por el sentido positivo del eje z del elemento.
El sentido positivo de la presión en los elementos sólido viene determinado por el orden en la secuencia de nodos (G1 – G4) aplicando la regla de la mano derecha.
Si los valores P2, P3 y P4 están en blanco, se asume la presión es uniforme de valor P (P=P1).

4.3.11.1.4 Cargas de aceleración (GRAV)

Las cargas de aceleración son el conjunto de cargas inerciales y gravitatorias que son aplicadas sobre toda la masa del modelo. Estas cargas aparecen en maniobras de vehículos o son simplemente la contribución de la gravedad. El efecto es el de una carga “estática”, es decir, se pretende comprobar la respuesta de la estructura en un análisis estático. Existe una forma especial para este tipo de cargas mediante el comando GRAV.

Para definir estas cargas, se necesitan los siguientes parámetros:

- Identificador del sistema de coordenadas para definir el vector: CID
- Factor de escala del vector de aceleración: A.
- Componentes del vector de aceleración, medidos en el sistema de coordenadas especificado: Ni (m/s^2).

El vector de aceleración es el producto del factor de escala, multiplicado por las componentes Ni:

$$\vec{a} = A\vec{N}$$

La fuerza resultante es el producto de esta aceleración multiplicada por la masa del modelo. Es importante tener en cuenta que las unidades del vector de aceleración se definan en el factor de escala (A) o en las componentes (Ni), pero no en los dos parámetros a la vez.

Es importante definir la densidad de masa en todos los elementos estructurales del modelo para este tipo de carga. Además de la masa estructural, tiene en cuenta los elementos de masa como masas puntuales, para el cálculo de la fuerza.

4.3.11.1.5 Desplazamientos forzados

Los desplazamientos forzados es un tipo especial de cargas que consiste en definir una deformación axial determinada en lugar de definir directamente la fuerza que provoca esta deformación. Resulta útil cuando se conoce la deformación, pero no la fuerza.

Existen diferentes formas para definir este tipo de cargas:

- Deformación estática del elemento (DEFORM)
- Valor del desplazamiento forzado (SPCD)

4.3.11.1.5.1 DEFORM

Se aplica sólo a elementos 1-D para los problemas estáticos. Este tipo de carga no puede incluirse en el set de carga LOAD.
Se deben definir los siguientes parámetros:

- Identificadores de los elementos 1-D: EIDi.
- Valores de la deformación en cada elemento especificado: Di (m).

4.3.11.1.5.2 SPCD

Se trata de desplazamientos forzados, tanto traslacionales como rotacionales, de dos nodos. Se usa sólo para análisis estáticos.
Se deben definir los siguientes parámetros:

- Identificadores de los nodos. Gi.
- Componentes forzados de cada nodo: Ci.
- Valores de los desplazamientos forzados en cada nodo y según los componentes establecidos: Di (m (DOF traslacional) o grados (DOF rotacional)).

4.3.11.1.6 Cargas combinadas (LOAD)

Existe una manera sencilla de combinar de forma lineal distintos sets de cargas (FORCE, MOMENT, PLOAD, etc.) para los análisis estáticos usando la entrada LOAD.

En esta combinación lineal se puede definir los factores de ponderación para cada set de carga Si, además de un factor de ponderación global S, que afecta a todo el conjunto de cargas.

Es recomendable utilizar esta opción cuando se quiere combinar las fuerzas de inercia o de gravedad (GRAV) con otros tipos de cargas en los análisis estáticos.

Se debe definir los siguientes parámetros:

- Factor de escala global: S.
- Factor de escala individual (por cada set de carga): Si.
- Identificadores de los sets de carga: Li.

La fuerza resultante se obtiene mediante la siguiente fórmula:

$$LOAD = S \sum_{i} Si \cdot \{Li\}$$

4.3.11.1.7 Utilización de subcasos (SUBCASE, SUBCOM, SUSEQ)

El programa MSC Nastran permite analizar de forma independiente múltiples casos de carga en una única ejecución mediante el comando del Case Control SUBCASE. Además, se pueden combinar de forma lineal distintos subcasos creando nuevos casos usando el comando SUBCOM. Los coeficientes de ponderación para esta opción se definen en un comando SUBSEQ. Por cada SUBCOM, se necesita establecer el SUBSEQ correspondiente.

Todos estos comandos son útiles para definir distintos casos de carga que se aplican sobre el mismo modelo y en el mismo tipo de análisis y que, por lo tanto, permite obtener en un mismo output los resultados para los distintos casos de carga.

En la siguiente figura muestra un ejemplo práctico en la utilización de estos comandos.

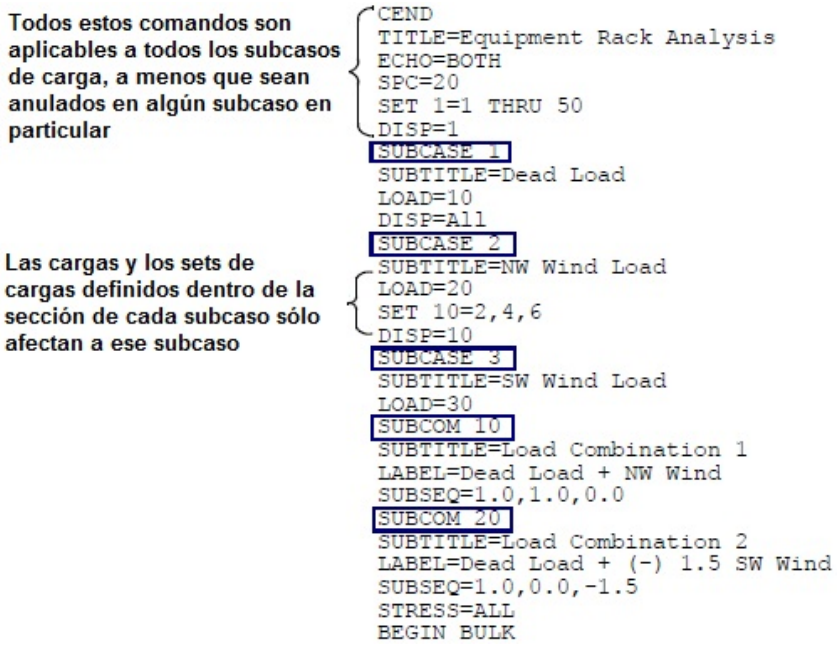


Figura 4.3-43: Sección Case Control de Nastran con los comandos SUBCASE, SUBCOM y SUBSEQ

En la anterior figura, las restricciones SPC afectan a todos los subcasos.
Se definen 3 subcasos para ser analizados individualmente cada uno de ellos, posteriormente son combinados en dos SUBCOM. El SUBCOM 10 combina los dos primeros subcasos,

asignándoles el mismo factor de ponderación. El SUBCOM 20 combina el primer y el tercer subcaso, asignándoles los factores de 1.0 y -1.5 respectivamente.

4.3.11.2 Tipos de condiciones de contorno

Las condiciones de contorno de una estructura representan la unión de la estructura con elementos externos que no forman parte del modelo o que se consideren que sirven de apoyo a la estructura.
Las condiciones de contorno se suelen representar mediante restricciones de determinados grados de libertad. Estas restricciones pueden impedir el movimiento de una región en un conjunto de grados de libertad o pueden forzar un movimiento concreto (desplazamiento o rotación). Por lo tanto, estas restricciones generan fuerzas de reacción que se aplican a los elementos o nodos restringidos. Estas fuerzas son las que deben existir para impedir el movimiento de los grados de libertad restringidos o para forzar un determinado desplazamiento.

En el programa de elementos finitos existen dos tipos de restricción:

- Restricción de punto único (Single Point Constraint, SPC): Son restricciones que relacionan los grados de libertad a un valor dado (generalmente 0) de forma individual. Se suele usar este tipo de restricción para modelizar los apoyos y empotramientos de los modelos.
- Restricción multipunto (Multipoint Constraint, MPC): Son restricciones que relaciona un conjunto de grados de libertad (dependientes) con otro conjunto distinto de grados de libertad (independientes). Se suele usar este tipo de restricción para modelizar determinadas uniones de elementos de diferente categoría (sólido - barra, sólido – placa).

4.3.11.2.1 Restricciones de punto único (Single Point Constraint)

Las restricciones de punto único son restricciones aplicadas a los desplazamientos de nodos individuales, es decir, da un valor absoluto del desplazamiento (traslación o giro) restringido de cada nodo.

En el análisis de elementos finitos, existen dos formas de indicar este tipo de restricción:

- Restricción permanente
- Restricción de punto único

4.3.11.2.1.1 Restricción permanente

Este tipo de restricción se aplica de forma permanente a un conjunto de grados de libertad. Por lo tanto, estas restricciones se indican en las tarjetas de definición de los nodos, y están presentes en todos los casos de carga que se aplican al modelo.

En las tarjetas de los nodos, se suelen indicar en el último campo los DOFs de ese nodo que son restringidos de forma permanente. Por lo tanto, no hace falta definir estas restricciones en el apartado de Case Control de Nastran.

Se usa esta opción para restringir un puñado de nodos que forman parte de las condiciones de contorno para todos los casos de carga.

4.3.11.2.1.2 Restricción de punto único (SPC)

Este tipo de restricción se define en los casos de carga. Necesita definirse en una sección aparte del Bulk Data como entidad SPC.

Los datos que necesita definirse en este tipo de restricción son los nodos a los que se les aplica, los DOFs restringidos de cada nodo y el valor del desplazamiento forzado (habitualmente 0) de cada DOF restringido.

4.3.11.2.2 Restricciones multipunto (Multipoint Constraint)

Este tipo de restricciones se describen como ecuaciones lineales donde están implicados más de un DOF. Estas ecuaciones se expresan de la forma:

$$\sum_j A_j u_j = 0$$

Donde:
u_j: cualquier DOF definido por un nodo o un punto S.
A_j: Cualquier factor escalar.

Las restricciones multipunto tienen muchas aplicaciones prácticas y pueden ser usadas para:

- Definir el movimiento relativo entre dos nodos como un DOF.
- Definir el promedio de muchos movimientos como un DOF.
- Proporcionar apoyos o uniones deslizantes entre distintas partes de la estructura.
- Unir elementos diferentes, por ejemplo, unir elementos con grados de libertad rotacionales a elementos con grados de libertad traslacionales (sólido – placa).
- Obtener la resultante de las fuerzas en una estructura o en una parte de la estructura.
- Distribuir una fuerza puntual a muchos puntos de la estructura. Esto es particularmente útil si se desconoce la distribución de la fuerza, pero se conoce su resultante.
- Unir elementos adyacentes con nodos no coincidentes, por ejemplo, debido a cambio del grosor de la malla.
- Reemplazar miembros extremadamente rígidos por conexiones rígidas multipunto. Esta técnica de modelización debería ser usada únicamente cuando se requiere mejorar el condicionamiento numérico de la matriz de rigidez. Aunque los MPC pueden ser usados en esta aplicación, no se recomienda su utilización. Es preferible utilizar elementos rígidos (RBEi).
- Definir en un nodo un componente del movimiento que no está alineado con los ejes del sistema de coordenadas global.

Las restricciones multipunto deben indicar los nodos implicados, y el conjunto de DOFs (Cj) y los coeficientes correspondientes (Aj).

4.3.11.2.3 Movimiento como sólido rígido y mecanismos

Para resolver la ecuación {F}=[K]{u}, se requiere que la matriz [K] no sea singular, es decir, que su determinante no sea 0. Si el modelo de elementos finitos tiene grados de libertad no conectados, la matriz [K] será singular, y por lo tanto, no se podrá resolver la ecuación. Así que se debe eliminar cualquier movimiento del modelo como sólido rígido y cualquier mecanismo que pueda haber en determinadas zonas del modelo. Ambos aspectos son los que causan que la matriz de rigidez sea singular.

El movimiento como sólido rígido puede ocurrir cuando el modelo se puede mover libremente en una o más de las direcciones de desplazamiento (traslación o rotación) y sin deformarse. En tal caso, el modelo necesita ser restringido en los grados de libertad que quedan libres. En el programa MSC Nastran se debe impedir el movimiento como sólido rígido aplicando las restricciones adecuadas, independientemente del tipo de carga. Es decir, si una estructura presenta la libertad de moverse horizontalmente, aunque las cargas aplicadas sean verticales y

por lo tanto no se va a producir ningún movimiento horizontal, el programa no permite dejarlo sin restringir ya que determina que existen infinitas soluciones del problema.

Una categoría de movimiento como sólido rígido son los mecanismos, que ocurren cuando sólo una parte del modelo puede moverse libremente en al menos un grado de libertad. Al igual que el caso anterior, esto provoca una singularidad en la matriz de rigidez y por lo tanto existirían infinitas soluciones al problema. Así que es necesario evitar este tipo de situación mediante las restricciones adecuadas.

4.3.11.2.4 AUTOSPC

La opción AUTOSPC es empleado por el programa MSC Nastran para identificar y restringir las singularidades del modelo en lo relativo a su matriz de rigidez. En el fichero de salida (.f06) se genera una tabla donde se muestra una lista con los grados de libertad restringidos con esta opción. Es recomendable, cuando se activa esta opción, revisar cuidadosamente esta lista para comprobar qué DOFs son singulares y porqué esas singularidades son debidas a errores de modelización.

Para más información, consultar: (*Ref 3, MSC Nastran 2013.1: Linear Static Analysis User’s Guide, Cap. 19*).

4.3.11.2.5 Alivio de inercia (Inertia relief)

Una técnica especial llamada alivio de inercia permite realizar el análisis estructural en sistemas libres que no presentan restricciones que eviten el movimiento como sólido rígido. Ejemplos de este tipo de sistemas son un avión, un satélite o cualquier vehículo que debe moverse libremente en un espacio tridimensional. Estos sistemas están bajo una aceleración uniforme.

El programa MSC Nastran ofrece la opción de permitir la simulación de este tipo de sistemas en análisis estáticos. Calcula las cargas inerciales (la aceleración inercial multiplicada por la masa) provocadas por las fuerzas aplicadas, y las combina para producir el equilibrio estático del sistema.

Para más información, consultar: (*Ref 3, MSC Nastran 2013.1: Linear Static Analysis User’s Guide, Cap. 11*).

4.3.11.3 Definición de cargas aplicadas y condiciones de contorno en MSC Patran

En MSC Patran, las cargas y las condiciones de contorno son tratados como un mismo tipo de datos. Estas entidades son introducidas en el modelo, y pueden ser referidas a la geometría, a los nodos o a determinados elementos finitos. Las opciones disponibles para definir las condiciones de contorno y las cargas vienen determinadas por el tipo y el código de análisis que se definen en las preferencias del programa MSC Patran. Las cargas y las condiciones son clasificadas por el tipo de análisis:

- Cargas y condiciones de contorno estructurales.
- Cargas y condiciones de contorno térmicas.
- Cargas y condiciones de contorno fluido dinámicas.
- Cargas y condiciones de contorno de respuesta en frecuencia.
- Cargas y condiciones de contorno acústicas.
- Cargas y condiciones de contorno electromagnéticas.

En lo que respecta a este documento, se va a centrar fundamentalmente en las cargas y condiciones de contorno para los análisis estructurales realizados con el programa MSC Nastran.

En MSC Patran, se pueden crear los sets de cargas o los sets de condiciones de contorno (sets LBC) y después integrarlos en los diferentes casos de carga (Load Case). Para cada set, se debe definir un único nombre, un único tipo de análisis (estructural) y tipo de carga o de condición (presión, desplazamiento, calor, etc.). Los sets LBC pueden ser estáticos o dinámicos. Se pueden definir estos sets para los objetos geométricos (puntos, líneas, superficies, etc.) o directamente aplicados a los elementos finitos (nodos, CQUAD4, CTRIA3, CBAR, etc.).

El menú del programa MSC Patran que proporciona todas las opciones para crear, modificar o eliminar tanto las cargas como las condiciones de contorno es ‘Load/Boundary Conditions’. Se debe elegir una acción (crear, modificar, eliminar), elegir el objeto (fuerza o restricción) al que se le aplica la acción y elegir la forma de definir la asociación entre los sets de carga con el modelo (nodal, etc.).

Las acciones disponibles son:

- Crear (Create): Genera nuevos sets de fuerzas o de condiciones de contorno.
  ‘Loads/BCs / Load/Boundary Conditions / Create’

- Modificar (Modify): Permite cambiar algunas características de sets ya creados.
  ‘Loads/BCs / Load/Boundary Conditions / Modify’

- Eliminar (Delete): Permite eliminar cualquier set.
  ‘Loads/BCs / Load/Boundary Conditions / Delete’

- Mostrar información tabulada (Show Tabular): Permite visualizar los datos de las cargas y restricciones en una tabla.
  ‘Loads/BCs / Load/Boundary Conditions / Show Tabular’

- Dibujar contornos (Plot Contours): Permite visualizar los contornos de los datos seleccionados en el modelo.
  ‘Loads/BCs / Load/Boundary Conditions / Plot Contours’

- Dibujar marcadores (Plot Markers): Permite visualizar las fuerzas y condiciones de contorno sobre el modelo mediante flechas, etc.
  ‘Loads/BCs / Load/Boundary Conditions / Plot Markers’

Es recomendable indicar el caso de carga al que debe pertenecer el objeto que se quiere crear. Esto se realiza con la opción ‘Current Load Case’.

Para más información, consultar: (*Ref 10, MSC Patran 2012.2: User’s Guide, Cap. 7*).

4.3.11.4 Definición de casos de carga en MSC Patran

En MSC Patran existe la opción de agrupar un conjunto de sets de cargas y de sets de condiciones de contorno (SPC) en un caso de carga. Cada caso de carga representa la aplicación simultánea de todas las fuerzas que se indican en los sets de cargas, y de todas las restricciones indicados en los sets de condiciones de contorno. Para cada caso de carga existe una solución al análisis. La información de cada caso de carga se almacena permanentemente en la base de datos (a menos que sea eliminado directamente).

Hay un caso de carga por defecto (default load case) que, en ausencia de una especificación propia de los casos de carga, contiene cualquier set de carga o de condición de contorno que se defina para el modelo. Para los problemas básicos de un único estado de fuerzas, el caso de carga por defecto es suficiente, pero si se desea incluir diferentes estados de fuerzas, es

recomendable definir adecuadamente los distintos casos de carga e introducir para cada uno los sets de cargas y condiciones de contorno correspondientes.

El menú del programa MSC Patran que permite realizar las acciones (crear, eliminar, modificar, etc.) para los casos de carga es ‘Load/BCs / Load Cases’. Las acciones disponibles son:

- Crear: Permite crear casos de carga nuevos.
  ‘Loads/BCs / Load Cases / Create’

- Modificar: Permite cambiar las características de los casos de cargas, principalmente seleccionar o quitar los sets de cargas y condiciones de contorno.
  ‘Loads/BCs / Load Cases / Modify’

- Eliminar: Permite borrar los casos de carga.
  ‘Loads/BCs / Load Cases / Delete’

- Mostrar: Permite visualizar los sets que componen cada caso de carga.
  ‘Loads/BCs / Load Cases / Show’

4.3.11.5 Utilización de campos (fields) en MSC Patran

Una de las técnicas más elegantes del programa MSC Patran es su habilidad para crear campos que describen la variación de los valores de cualquier entidad de análisis, incluidos las cargas y las condiciones de contorno, las propiedades de los materiales y las propiedades de los elementos con respecto a ciertos parámetros como la temperatura o la localización espacial.

Una vez definidos los campos, se puede emplear como inputs en el menú de cargas y condiciones de contorno.

Los principales tipos de campos son los siguientes:

- Campos espaciales: Este es el tipo de campo más común y se emplea para describir cargas o condiciones que varían en el espacio. Por ejemplo una fuente de calor que varía linealmente o una distribución cuadrática de presión a través de un borde. Se pueden usar ecuaciones o tablas de valores para definir estos campos.
- Campos FEM: Estos campos están basados en resultados de análisis previos. Un buen ejemplo de esto es tomando los resultados de un análisis térmico y utilizarlos en para definir las cargas térmicas en análisis termoelásticos.
- Campos dependientes del tiempo: Para los códigos de análisis que soportan los problemas no estacionarios (dependientes de la variable tiempo), la aplicación de ‘Loads/ Boundary Conditions’ permite la creación de cargas dependientes del tiempo o dependientes de la frecuencia usando tanto las ecuaciones como las tablas para definir la variación con el tiempo.
- Campos dependientes del material: Los campos de propiedades de los materiales pueden ser creados para que varíen en función de un parámetro como la temperatura o la frecuencia.

El menú del programa MSC Patran que permite realizar las acciones (crear, eliminar, modificar, etc.) para los campos es ‘Load/BCs / Fields’. Las acciones disponibles son:

- Crear: Permite crear campos nuevos.
  ‘Loads/BCs / Fields / Create’

- Modificar: Permite cambiar las características de los campos.

‘Loads/BCs / Fields / Modify’

- Eliminar: Permite borrar los campos.
  ‘Loads/BCs / Fields / Delete’

- Mostrar: Permite visualizar los sets que componen cada campo.
  ‘Loads/BCs / Fields / Show’

4.3.11.6 Secuencia de operaciones en la definición de los casos de carga

En esta sección se va a describir las operaciones que se deben realizar para definir los casos de carga, las fuerzas y las condiciones de contorno. Cada caso de carga está compuesto por un conjunto de restricciones (condiciones de contorno) y por una combinación de fuerzas. En la fase de análisis, se debe indicar qué casos de carga deben ser aplicados para cada tipo de análisis.

Cada set de fuerza o cada set de condición de contorno pueden pertenecer a más de un caso de carga. Por lo tanto, cada caso de carga debe incluir todos los sets de restricciones y de fuerzas necesarios. Es importante destacar que las restricciones multipunto no forman parte de los casos de carga.

En primer lugar, se recomienda crear todos los casos de carga. Posteriormente se crean los sets individuales de las condiciones de contorno y de fuerzas y finalmente se añaden estos sets a los casos de carga correspondientes. Se debe verificar que cada caso de carga tiene todos y cada uno de los sets necesarios para el análisis.

La secuencia de operaciones para definir las cargas, restricciones y casos de carga es la siguiente:

- Crear restricciones de punto único (SPC) que sirvan como condición de contorno en todos los análisis. En este caso, se recomienda indicar que el caso de carga al que pertenece sea el caso de carga por defecto (Default Load Case).
  ‘Loads/BCs / Load/Boundary Conditions / Create / Displacement’

- Crear casos de carga. Cada caso de carga representa un estado de fuerzas y debe estar compuestos de todos los sets de carga y condiciones de contorno que define ese estado de fuerzas. Cada caso de carga puede ser analizado por separado (SUBCASE) o de forma simultánea con otros casos de carga (SUBCOM).
  ‘Loads/BCs / Load Cases / Create’

- Crear sets de fuerzas. Cada set representa un tipo determinado de fuerza (nodal, distribuida, presión, etc.), con una determinada intensidad y dirección, y aplicada a una determinada región del modelo (en la geometría o en elementos).
  ‘Loads/BCs / Load/Boundary Conditions / Create / …’

- Crear los sets de las restricciones. Estas restricciones pueden existir sólo en algunos casos de carga.
  ‘Loads/BCs / Load/Boundary Conditions / Create / …’

- Asignar los sets de fuerzas y restricciones a sus correspondientes casos de carga. Asignar los factores de escala de cada set de fuerza para cada caso de carga creado.
  ‘Loads/BCs / Load Cases / Modify / Input Data’

- Verificar las fuerzas y condiciones de contorno. Se puede usar las herramientas de visualización del MSC Patran.
    - Inspección visual mediante gráficas sobre el modelo.
      ‘Loads/BCs / Load/Boundary Conditions / Plot Markers’
      ‘Loads/BCs / Load/Boundary Conditions / Plot Contours’
    - Los valores del espectro y los códigos de colores se pueden modificar de la siguiente manera.
      ‘Display / Load/BC/Elem. Props… /’

    - Verificación numérica mediante la examinación de los valores en las tablas.
      ‘Loads/BCs / Load/Boundary Conditions / Show Tabular’

Para cada análisis se puede especificar los subcasos y las combinaciones de subcasos, pero esto se detallará en los apartados correspondientes de este documento para cada tipo de análisis.

‘Analysis / Subcases…’
‘Analysis / Subcase Select …’

4.3.12 Verificación del modelo

Es importante realizar la verificación del modelo antes de comenzar con los análisis. En secciones anteriores, se han descrito ciertas acciones de verificación que se deben realizar en determinados pasos intermedios, como las verificaciones de la geometría o las verificaciones del mallado. En esta sección se va a describir todas estas verificaciones de forma resumida y se añadirán las verificaciones finales del modelo.

Las verificaciones geométricas se resumen en la siguiente tabla:

Verificación de la geometría			
	Verificación	**Descripción**	**Operaciones en MSC Patran**
1	Equivalencia de puntos	Se debe comprobar que no existe más de un punto con las mismas coordenadas. Esta opción permite eliminar los puntos duplicados.	‘Geometry/Edit/ Point/Equivalence’
2	Bordes libres de las superficies	Comprobar que los bordes que delimitan las superficies adyacentes no estén libres. En caso contrario, pueden producirse gaps indeseados.	‘Geometry/Verify/ Surface/Boundary’
3	Superficies duplicadas	Comprobar que no existen dos o más superficies en el mismo lugar.	‘Geometry/Verify/ Surface/Duplicates’
4	Normales de las superficies	Comprobar que las direcciones normales de superficies coplanarias adyacentes sean las mismas.	‘Geometry/Show/ Surface/Normal’
5	Normales de las superficies	Modificar las direcciones normales de las superficies que no cumplen con la anterior comprobación.	‘Geometry/Edit/ Surface/Reverse’
6	Congruencia de las superficies que definen a un sólido	Comprobar que las superficies del contorno de cada sólido sean congruentes, es decir que delimiten un espacio completamente cerrado.	‘Geometry/Verify/Solid/ B-rep’
7	Vértices no compartidos entre superficies adyacentes	Se trata de realizar una operación para que las superficies adyacentes incluyan todos los vértices pertenecientes a los bordes en común.	‘Geometry/Edit/Surface/ Edge Match’ (option Surface-Point)
8	Separación indeseable entre los bordes de superficies adyacentes	Superficies adyacentes con bordes separados una pequeña distancia mayor que la tolerancia geométrica (produciría un gap indeseado o una brecha y no crearían nodos coincidentes a lo largo de la línea de separación).	‘Geometry/Edit/Surface/ Edge Match (option 2 Surface) O ‘Geometry/Create/ Surface/Match’

Tabla 4.3-15: Operaciones de verificación de la geometría

Las verificaciones del mallado y de los elementos finitos se resumen en la siguiente tabla:

Verificación del mallado			
	Verificación	**Descripción**	**Operaciones en MSC Patran**
1	Elementos duplicados	Se debe eliminar las duplicidades indeseadas de elementos.	‘Meshing/Verify/ Element/Duplicates’
2	Nodos equivalentes	Se debe eliminar los nodos que por error, coinciden en la misma localización. Excluir de esta verificación (Nodes to be excluded) los nodos que sí que deben coexistir en la misma localización.	‘Meshing/Equivalence’
3	Normales de elementos 2-D adyacentes	En superficies coplanarias, se recomienda que todos los elementos 2-D tengan la misma dirección de la normal.	‘Meshing/Verify/ Element/Normals’
4	Bordes libres de elementos	Se debe comprobar que no debe quedar ningún borde libre en el interior de las superficies, ni ninguna cara libre en el interior de los sólidos, salvo agujeros o gaps intencionados. Cada usuario debe decidir con criterio cuáles deberían ser los bordes libres del modelo.	‘Meshing/Verify/ Element/Boundaries’
5	Conectividad de los elementos	Se debe comprobar que la conectividad de los elementos sólidos es la adecuada.	‘Meshing/Verify/ Element/Connectivity’
6	Verificación de los elementos QUAD	Se debe comprobar que los elementos QUAD de todo el modelo cumplen con los criterios de relación de aspecto, oblicuidad, alabeo, etc.	‘Meshing/Verify/QUAD/ All’
7	Verificación de los elementos TRIA	Se debe comprobar que los elementos TRIA de todo el modelo cumplen con los criterios de relación de aspecto y oblicuidad.	‘Meshing/Verify/TRIA/ All’
8	Verificación de los elementos TET	Se debe comprobar que los elementos TET de todo el modelo cumplen con los criterios de relación de aspecto, oblicuidad de las caras, etc.	‘Meshing/Verify/TET/ All’
9	Verificación de los elementos WEDGE	Se debe comprobar que los elementos WEDGE de todo el modelo cumplen con los criterios de relación de aspecto, oblicuidad de las caras, etc.	‘Meshing/Verify/ WEDGE/All’
10	Verificación de los elementos HEX	Se debe comprobar que los elementos HEX de todo el modelo cumplen con los criterios de relación de aspecto, oblicuidad de las caras, etc.	‘Meshing/Verify/HEX/ All’
11	Verificación de la posición de los nodos medios	Se debe comprobar que los nodos medios de los elementos CQUAD8, CTRIA6, CHEXA20, etc estén localizados en el rango adecuado de cada borde (lo más cerca al centro del borde).	‘Meshing/Verify/ Midnode/Tangent Offset’
12	Verificación de los ángulos de los nodos medios	Se debe comprobar que los nodos medios de los elementos CQUAD8, CTRIA6, CHEXA20, etc no se separe una distancia superior a un valor dado respecto a la línea recta que une los dos vértices del borde.	‘Meshing/Verify/ Midnode/Normal Offset’
13	Verificación de la numeración de los nodos	Se puede comprobar sobre el modelo los rangos de numeración (ID) de los nodos.	‘Meshing/Verify/Node/ ID’

Tabla 4.3-16: Operaciones de verificación del mallado y de los elementos finitos

4.3.12.1 Herramientas de visualización

Adicionalmente, es recomendable el uso de herramientas de visualización para que el usuario pueda comprobar que las entidades y los elementos están representados de forma correcta. El programa MSC Patran permite este tipo de aplicaciones mediante la herramienta ‘Show’ presente en la mayoría de los menús. Además cuenta con el menú de visualización (Display) que permite al usuario elegir qué entidades visualizar, el color para representar los diferentes elementos o grupos y el empleo de determinadas etiquetas o marcadores para visualizar las cargas y las condiciones de contorno.

Las principales acciones de visualización que se recomienda realizar cuando se está creando el modelo y cuando se empiece a analizarlo, son las siguientes.

4.3.12.1.1 Elementos reducidos (Element Shrink)

La opción de ‘Element Shrink’ del programa MSC Patran permite visualizar a los elementos con unas dimensiones más pequeñas que se especifican mediante un porcentaje de contracción. Esto es útil para comprobar si en una superficie con muchos elementos falta un elemento por error. La siguiente figura muestra las ventajas de visualización de la opción ‘Element Shrink’.

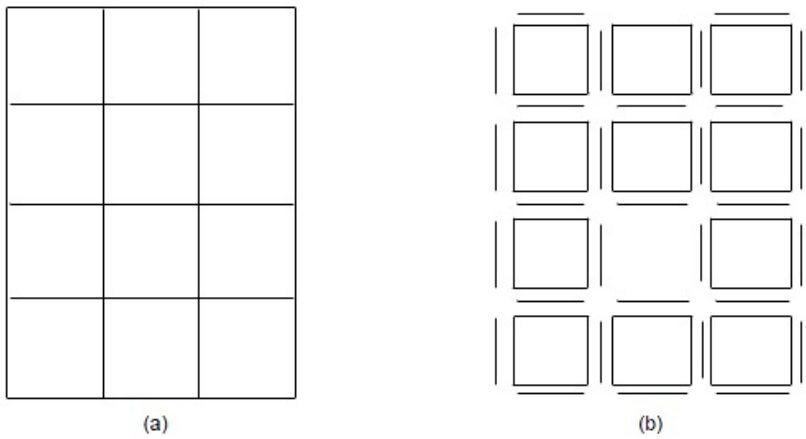


Figura 4.3-44: a) Superficie visualizada normal b) Superficie visualizada con Element Shrink

4.3.12.1.2 Visualización del modelo con líneas o de forma sombreada

En determinadas operaciones, y sobre todo para modelos complejos, visualizarlo mediante líneas (wireframe) puede resultar engorroso. Se recomienda en estos casos la visualización mediante la opción de sombreado (shaded) o mediante la opción de líneas ocultas (hidden lines).

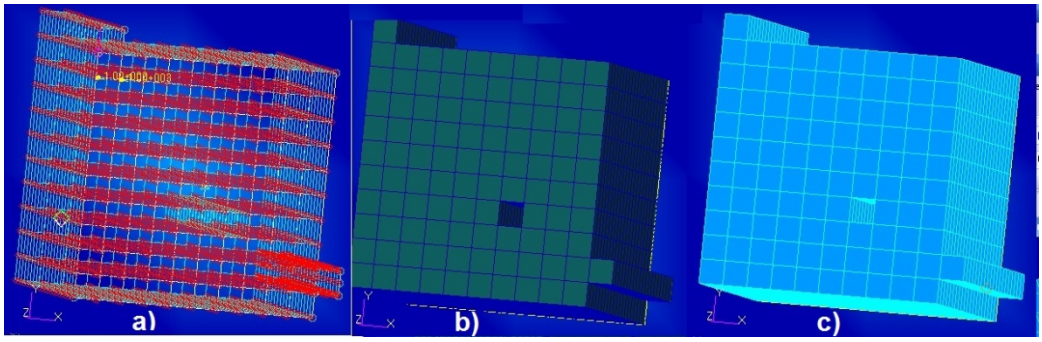


Figura 4.3-45: a) Wireframe b) Shaded c) Hidden Lines

4.3.12.1.3 Bordes y caras libres

Existen herramientas de visualización que permite mostrar los bordes y las caras libres del modelo. Es importante verificar que los bordes y caras que delimitan dos elementos contiguos no deban quedar libres. Si se visualiza algo incorrecto, se recomienda corregir el error.

En las operaciones de verificación de la malla se realiza esta operación (ver Tabla 4.3-16).

‘Meshing/Verify/ Element/Boundaries’

4.3.12.1.4 Efecto cremallera

Este efecto se produce cuando los nodos de los bordes entre dos elementos adyacentes (2-D o 3-D) no son nodos coincidentes. Por lo tanto se debe realizar las operaciones de mallado procurando evitar este efecto. En caso de que se descubra, se recomienda remallarlo creando una semilla de malla adecuada en el borde que presenta problemas.

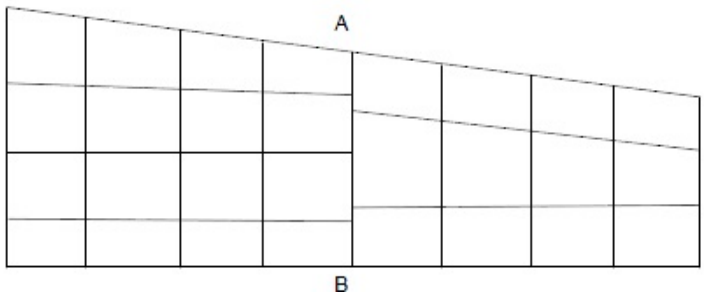


Figura 4.3-46: Efecto cremallera

4.3.12.1.5 Comprobación de los offsets y de la orientación de la sección en elementos CBAR y CBEAM

Para comprobar que la representación de los elementos 1-D es la adecuada respecto a los offsets y a la orientación de la sección, es recomendable realizar inspecciones visuales aplicando la herramienta del programa MSC Patran ‘Display/ Load/BC/Elem. Props’.

4.3.12.2 Propiedades másicas del modelo

Una acción imprescindible cuando se crea un modelo de elementos finitos es comprobar que las características másicas del modelo son semejantes a la del producto real.

Para ello, los programas de elementos como el MSC Patran disponen de herramientas que permiten mostrar las características másicas del modelo o de determinados grupos de elementos.

La siguiente opción del programa MSC Patran permite realizar las comprobaciones de la masa:

‘Tools/Mass Properties…’

Existe la posibilidad de mostrar en los ficheros de salida de los análisis en MSC Nastran, las características másicas de los elementos del modelo mediante el comando del Case Control: ELSUM. Este comando permite que el fichero de salida muestre las características dimensionales y la masa de los elementos agrupados en función del tipo de elemento (BAR, BEAM, QUAD4, TETRA, etc.).

4.3.12.3 Carga gravitatoria de 1g

Para comprobar que ningún nodo del modelo esté desconectado o que algún elemento tenga una rigidez muy baja, se realiza un análisis estático de 1 g o de 1 m/s^2 en cada dirección ortogonal. Se debe solicitar los desplazamientos y las fuerzas en las restricciones. Esto último permite comprobar que la masa del modelo sea la adecuada. Los máximos desplazamientos deben dar valores pequeños cuando el modelo está sometido a 1g. En cambio, si aparece un valor de desplazamiento anormalmente alto puede deberse a errores de modelado que deben corregirse.

4.3.12.3.1 Chequeo de la carga gravitatoria de 1g con MSC Nastran

En este tipo de comprobaciones se somete al modelo a una carga estática de 1g o de 1 m/s^2 en cada dirección ortogonal. Las restricciones del modelo son las habituales y se debe comprobar principalmente dos cosas:

- La suma de las fuerzas aplicadas debe ser igual a la suma de las fuerzas en las restricciones (SPCFORCES) en cada dirección es igual a la masa del modelo (cuando se somete a 1m/s^2) o igual a 9.81 veces la masa del modelo (cuando se somete a 1g).

- Los máximos desplazamientos no deben ser anormalmente altos para este tipo de solicitaciones. Es decir, que el modelo no presenta ningún nodo libre o un elemento con una rigidez muy baja.

4.3.12.3.1.1 Cabecero del chequeo de carga gravitatoria del programa MSC Nastran

A medida que el usuario se va familiarizando con el manejo de MSC Nastran - MSC Patran, es una práctica recomendable modificar los análisis desde la propia tarjeta, que será un archivo “.dat”. De esta manera es más sencillo cambiar los parámetros que se desea obtener del modelo (que suelen ser los mismos o parecidos en la mayoría de los análisis) y simplemente habrá que introducir el nombre del archivo “.bdf” del modelo en el comando ‘include’ del archivo, ahorrando de esta manera un tiempo considerable.

El cabecero es la parte inicial de cualquier fichero de entrada de MSC Nastran que indica un conjunto de parámetros relacionados con la forma de realizar el análisis, la aplicación de los casos de carga (fuerzas y restricciones) y los resultados exigidos. A continuación, se indican los parámetros que deben aparecer en un análisis estándar y se muestra posteriormente los cabeceros recomendados.

Cuando se ejecuta un análisis estático para verificar la masa del modelo y los máximos desplazamientos con el programa Nastran, se debe especificar en el cabecero los siguientes parámetros:

EXECUTIVE CONTROL

- Sol 101: especifica que la solución corresponde con un análisis estático
- CEND: el final del Executive Control

CASE CONTROL

- ECHO: Para establecer si se quiere o no y de qué manera los datos del Bulk Data en el fichero de salida del Nastran.
    - ECHO = NONE: No se quiere que aparezcan estos datos en el fichero de salida.
- LINES: Especifica el número de líneas por página del archivo de salida. Es recomendable darle un valor alto (50000) para el análisis de modos propios y evitar que los datos sean cortados por páginas distintas.

- SUBCASE: Para introducir los subcasos de carga. En cada subcaso, debe aparecer los siguientes parámetros.
    - SPC: Indica el ID de la condición de contorno.
      SPC = 2 (ejemplo)
    - LOAD: Indica el ID del caso de carga.
      LOAD = 2 (ejemplo)
    - DISPLACEMENT(SORT1, REAL) = ALL: Solicita que el output muestre los desplazamientos de todos los nodos.
        - SORT1: Los resultados se presentan en forma de lista tabulada de nodos por cada caso de carga.
        - REAL: El formato es el de un número real.
    - SPCFORCES(SORT1, REAL) = ALL: Solicita que el output muestre todas las fuerzas de reacción SPC.
        - SORT1: Los resultados se presentan en forma de lista tabulada de nodos por cada caso de carga.
        - REAL: El formato es el de un número real.

BULK DATA (del cabecero)

- BEGIN BULK: Define el comienzo del Bulk Data.

- PARAM POST 0: Para establecer que el output sea ficheros apropiados compatibles con MSC Patran, en este caso, el 0 corresponde con un archivo .xdb.
- PARAM PRTMAXIM YES: Para imprimir los valores máximos de fuerzas, reacciones, MPC fuerzas y desplazamientos. Estos son los resultados:
    - MAXIMUM APPLIED LOADS
    - MAXIMUM SPCFORCES
    - MAXIMUM MPCFORCES
    - MAXIMUM DISPLACEMENTS

- SPCADD: Define un set de SPC como una unión de sets SPC definidos con las entradas SPC o SPC1.
    - SPCADD 2 (ejemplo)
- LOAD: Indica el ID del caso de carga. Debe incluir los IDs de los sets de cargas (tipo GRAV, FORCE, MOMENT, PLOAD, etc.) que se indiquen a continuación.
    - LOAD 2 1. 1. 1 1. 3 1. 4 (ejemplo)
- SPC1: Define un set de restricción de punto único.
    - Se recomienda restringir el modelo en un conjunto de puntos de interfaz, generalmente en los elementos de unión.
    - Para tornillos o elementos de unión cilíndricos, no se restringe el DOF de giro del tornillo; en el ejemplo corresponde con el DOF 6:
      SPC1 1 12345 (ejemplo)
- GRAV: Define la carga gravitacional o de inercia aplicada sobre el modelo. Se necesita definir tres cargas, una en cada dirección principal ortogonal, con un valor de 1 m/s2 o 1g (en este caso, la entrada LOAD debe incluir el factor de escala de 9.81 a todo el conjunto de cargas.
    - GRAV 1 1 1. 1. 0. 0. (ejemplo)
    - GRAV 4 1 1. 0. 1. 0. (ejemplo)
    - GRAV 3 1 1. 0. 0. 1. (ejemplo)

- INCLUDE: Es el comando que permite unir el cabecero con los datos del modelo (Bulk Data). El archivo es .bdf.
      INCLUDE 'Nombre_del_archivo_del_Bulk_Data.bdf’.

ENDDATA

```
SOL 101
CEND
$ Direct Text Input for Global Case Control Data
TITLE = 1G GRAVITY LOAD CHECK
ECHO = NONE
LINES = 50000
SUBCASE 1
$ Subcase name : GravCheck
   SUBTITLE=GravCheck
   SPC = 2
   LOAD = 2
   DISPLACEMENT(SORT1,REAL)=ALL
   SPCFORCES(SORT1,REAL)=ALL
BEGIN BULK
$ Direct Text Input for Bulk Data
PARAM    POST    0
PARAM   PRTMAXIM YES
$ Loads for Load Case : GravCheck
SPCADD   2       1       3       4
LOAD     2       1.      1.      1       1.      3       1.      4
$ Displacement Constraints of Load Set : Foot1
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
SPC1     1       12345   100004  100010
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
$ Displacement Constraints of Load Set : Foot2
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
SPC1     3       12345   100016  100022
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
$ Displacement Constraints of Load Set : Foot3
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
SPC1     4       12345   100028  100035
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
$ Gravity Loading of Load Set : GravCheckX
GRAV     1       1       1.      1.      0.      0.
$ Gravity Loading of Load Set : GravCheckY
GRAV     4       1       1.      0.      1.      0.
$ Gravity Loading of Load Set : GravCheckZ
GRAV     3       1       1.      0.      0.      1.
$
INCLUDE 'STEP_2014_03_28_1600.bdf'
$
ENDDATA
```

Figura 4.3-47: Ejemplo de cabecero del análisis de carga gravitatoria

4.3.12.3.1.2 Resultados de la verificación de la carga gravitatoria

Después de realizar el análisis con MSC Nastran, se obtiene el archivo .f06 donde se muestran los resultados. En este archivo aparecen los resultados mostrados a continuación que permiten determinar si el modelo ha cumplido con esta verificación.

```
                                                OLOAD    RESULTANT
SUBCASE/    LOAD
DAREA ID    TYPE       T1            T2            T3            R1            R2            R3
       1     FX    2.452924E+00     ----          ----          ----       1.565820E-01  2.057137E-01
             FY       ----       2.452924E+00     ----      -1.565820E-01     ----      -1.468711E-01
             FZ       ----          ----       2.452924E+00 -2.057137E-01  1.468711E-01     ----
             MX       ----          ----          ----      -1.617328E-05     ----          ----
             MY       ----          ----          ----          ----       1.617328E-05     ----
             MZ       ----          ----          ----          ----          ----      -7.305659E-21
           TOTALS  2.452924E+00  2.452924E+00  2.452924E+00 -3.623119E-01  3.034693E-01  5.884264E-02
```

Figura 4.3-48: OLOAD RESULTANT en un archivo .f06

ORIGIN OF SUPERELEMENT BASIC COORDINATE SYSTEM WILL BE USED AS REFERENCE LOCATION.
RESULTANTS ABOUT ORIGIN OF SUPERELEMENT BASIC COORDINATE SYSTEM IN SUPERELEMENT BASIC SYSTEM COORDINATES.

SPCFORCE RESULTANT

SUBCASE/ DAREA ID	LOAD TYPE	T1	T2	T3	R1	R2	R3
1	FX	-2.452924E+00	----	----	----	0.000000E+00	-2.037888E-01
	FY	----	-2.452924E+00	----	0.000000E+00	----	1.449461E-01
	FZ	----	----	-2.452924E+00	3.412065E-01	-2.812103E-01	----
	MX	----	----	----	2.110545E-02	----	----
	MY	----	----	----	----	-2.225895E-02	----
	MZ	----	----	----	----	----	0.000000E+00
	TOTALS	-2.452924E+00	-2.452924E+00	-2.452924E+00	3.623119E-01	-3.034693E-01	-5.884263E-02

Figura 4.3-49: SPCFORCE RESULTANT en un archivo .f06

MAXIMUM DISPLACEMENTS

SUBCASE/ DAREA ID	T1	T2	T3	R1	R2	R3
1	1.4817600E-07	2.6045817E-07	5.6541137E-07	1.0176156E-05	1.7254048E-05	5.7851812E-06

Figura 4.3-50: MAXIMUM DISPLACEMENTS en un archivo .f06

En la Figura 4.3-48 y la Figura 4.3-49 se puede ver la resultante de las fuerzas aplicadas y la resultante de las fuerzas (y momentos) de reacción respectivamente, referidos en el origen del sistema de coordenadas básico del modelo. Lo que importa de aquí es que los componentes T1, T2 y T3 (componentes de traslación) de las fuerzas totales sean iguales entre sí e iguales a la masa del modelo multiplicada por la aceleración aplicada. En el ejemplo, la masa del modelo era de 2.453 Kg.

En la Figura 4.3-50 se muestra que los máximos desplazamientos son muy bajos. En el ejemplo, los desplazamientos traslacionales son del orden de 10^{-7} metros.

4.3.12.4 Energía elástica del modelo como cuerpo rígido

4.3.12.4.1 Formulación teórica de la energía elástica del modelo como cuerpo rígido

Una forma de comprobar la calidad de un modelo de elementos finitos es controlando la energía elástica como cuerpo rígido. La energía elástica (U) de cualquier cuerpo que puede moverse como sólido rígido (sin apoyos externos) debe ser 0 (U=0). Cuando se realice esta comprobación en modelos por ordenador, se debe tener en cuenta los errores de redondeo durante las operaciones matriciales, así que se establece como requisito que la energía elástica esté por debajo de un determinado valor ε.

$$U = \delta \leq \epsilon$$

El valor de ε viene determinado por el principal contratista del proyecto. Suele ser un número bajo que depende de la calidad especificada para el modelo de elementos finitos. En el caso de modelos reducidos, el valor de ε se incrementa, ya que debe tener en cuenta mayores errores de redondeo de los modelos reducidos.

A continuación se muestra un ejemplo del problema de g grados de libertad, denominando [M] la matriz de masa y [K] la matriz de rigidez. Los autovalores se denominan ω_k y los autovectores $\{\phi_k\}$. El problema tiene la siguiente fórmula:

$$\left(-\omega_k^2[M] - [K]\right)\{\phi_k\} = \{0\}$$

Si se liberan todos los apoyos que permiten el movimiento como sólido rígido, entonces existirán 6 autovalores con valor 0 ($\omega^2_{R,k} = 0$, k = 1, 2, …, 6). Normalmente, un modelo tiene 6 autovalores iguales a 0 que corresponden con los 6 grados de libertad como sólido rígido. Los autovectores asociados son $\{\phi_{R,k}\}$. Si tiene más de 6 autovalores iguales a 0, entonces el modelo de elementos finitos incorpora mecanismos.

Por lo tanto, la ecuación de movimiento queda así:

$$[K]\{\phi_{R,k}\} = \{0\}$$

Y la energía elástica se determina de la siguiente manera:

$$\frac{1}{2}\{\phi_{R,k}\}^T[K]\{\phi_{R,k}\} = \delta \leq \varepsilon$$

4.3.12.4.2 Verificación de la energía elástica del modelo como cuerpo rígido en el programa MSC Patran

Antes de realizar cualquier análisis, se debe comprobar que en el modelo no existen frecuencias como sólido rígido. Para ello, se debe realizar un análisis de autovalores del modelo, pero sin estar presentes las restricciones que impiden su movimiento como sólido rígido. Para ello, se puede crear un caso de carga adicional que no incluya ninguna carga y que tampoco incluya ninguno de estos apoyos o restricciones. Posteriormente, se ejecuta un análisis de modos propios del modelo con el caso de carga anteriormente creado. Los resultados de un modelo correcto deben mostrar únicamente 6 autovalores iguales a 0. Si hay más de 6, implica que el modelo no está convenientemente creado o que algunas zonas se mueven como mecanismos.

4.3.12.4.2.1 Cabecero del chequeo de frecuencias como sólido rígido del programa MSC Nastran

A medida que el usuario se va familiarizando con el manejo de MSC Nastran - MSC Patran, es una práctica recomendable modificar los análisis desde la propia tarjeta, que será un archivo “.dat”. De esta manera es más sencillo cambiar los parámetros que se desea obtener del modelo (que suelen ser los mismos o parecidos en la mayoría de los análisis) y simplemente habrá que introducir el nombre del archivo “.bdf” del modelo en el comando ‘include’ del archivo, ahorrando de esta manera un tiempo considerable.

El cabecero es la parte inicial de cualquier fichero de entrada de MSC Nastran que indica un conjunto de parámetros relacionados con la forma de realizar el análisis, la aplicación de los casos de carga (fuerzas y restricciones) y los resultados exigidos. A continuación, se indican los parámetros que deben aparecer en un análisis estándar y se muestra posteriormente los cabeceros recomendados.

Cuando se ejecuta un análisis de modos propios para verificar los modos propios como sólido rígido con el programa Nastran, se debe especificar en el cabecero los siguientes parámetros:

EXECUTIVE CONTROL

- Sol 103: especifica que la solución es de un problema de autovalores reales.
- CEND: el final del Executive Control

CASE CONTROL

- ECHO: Para establecer si se quiere o no y de qué manera los datos del Bulk Data en el fichero de salida del Nastran.
    - ECHO = NONE: No se quiere que aparezcan estos datos en el fichero de salida.
- RESVEC: Establece si se quiere la información del vector residual del análisis de modos propios.
    - REVESC = NO
- LINES: Especifica el número de líneas por página del archivo de salida. Es recomendable darle un valor alto (50000) para el análisis de modos propios y evitar que los datos sean cortados por páginas distintas.

- SUBCASE: Para introducir los subcasos de carga.
    - METHOD: Para indicar el método de cálculo de modos propios.
      METHOD=1 (ejemplo)
    - VECTOR(SORT1, REAL)=ALL: Solicita el valor de los desplazamientos en el fichero de salida.
        - SORT1: Los resultados se presentan en forma de lista tabulada de nodos por cada modo propio.
        - REAL: El formato es el de un número real.

BULK DATA (del cabecero)

- BEGIN BULK: Define el comienzo del Bulk Data.
- PARAM POST 0: Para establecer que el output sea fichero apropiado compatibles con MSC Patran, en este caso, el 0 corresponde con un archivo .xdb.
- PARAM PRTMAXIM YES: Para imprimir loa valores máximos de fuerzas, reacciones, MPC fuerzas y desplazamientos. Estos son los resultados:
    - MAXIMUM APPLIED LOADS
    - MAXIMUM SPCFORCES
    - MAXIMUM MPCFORCES
    - MAXIMUM DISPLACEMENTS

- EIGRL: Define los datos necesarios para realizar el análisis de modos propios con el método Lanczos.
    - Se recomienda solicitar las 7 primeras frecuencias naturales. Las 6 primeras deben ser cercanas a 0 y la 7ª no debe ser un valor cercano a 0.
      EIGRL 1 7 0 (ejemplo)

- INCLUDE: Es el comando que permite unir la cabecera con los datos del modelo (Bulk Data). El archivo es .bdf.
      INCLUDE 'Nombre_del_archivo_del_Bulk_Data.bdf’.

ENDDATA

```
SOL 103
CEND
$ Direct Text Input for Global Case Control Data
TITLE = RIGID BODY FREQUENCY CHECK
ECHO = NONE
RESVEC = NO
lines = 50000
SUBCASE 1
$ Subcase name : FreqRigCheck
   SUBTITLE=FreqRigCheck
   METHOD = 1
   VECTOR(SORT1,REAL)=ALL
BEGIN BULK
$ Direct Text Input for Bulk Data
PARAM    POST    0
PARAM   PRTMAXIM YES
EIGRL    1                       7      0
$ Loads for Load Case : FreqRigCheck
$
INCLUDE 'STEP_2014_03_28_1600.bdf'
$
ENDDATA
```

Figura 4.3-51: Ejemplo de cabecero del análisis de comprobación de las frecuencias como sólido rígido

Como se puede ver, en este cabecero no se debe incluir ningún tipo de restricción o condición de contorno al modelo.

4.3.12.4.2.2 Resultados de la verificación de las frecuencias como sólido rígido

Después de realizar el análisis con MSC Nastran, se obtiene el archivo .f06 donde se muestran los resultados. En este archivo aparecen las frecuencias propias solicitadas para comprobar que las 6 primeras estén por debajo de un determinado valor y la 7ª supere este valor.

R E A L E I G E N V A L U E S

MODE NO.	EXTRACTION ORDER	EIGENVALUE	RADIANS	CYCLES	GENERALIZED MASS	GENERALIZED STIFFNESS
1	1	-2.011369E-05	4.484829E-03	7.137826E-04	1.000000E+00	-2.011369E-05
2	2	-9.032003E-06	3.005329E-03	4.783130E-04	1.000000E+00	-9.032003E-06
3	3	-4.036690E-06	2.009152E-03	3.197664E-04	1.000000E+00	-4.036690E-06
4	4	-6.776354E-07	8.231861E-04	1.310141E-04	1.000000E+00	-6.776354E-07
5	5	1.006651E-06	1.003320E-03	1.596833E-04	1.000000E+00	1.006651E-06
6	6	4.754107E-06	2.180391E-03	3.470201E-04	1.000000E+00	4.754107E-06
7	7	2.843827E+06	1.686365E+03	2.683933E+02	1.000000E+00	2.843827E+06

Figura 4.3-52: REAL EIGENVALUES en un archivo .f06

En el ejemplo (ver Figura 4.3-52), el valor límite se considera 0.005 Hz. En este caso, sí se ha cumplido con esta verificación.

En caso de que se haya localizado un problema, se puede importar los resultados de este análisis en el programa MSC Patran para poder visualizar los modos erróneos y localizar el fallo en la modelización que haya causado estos errores.

4.3.12.5 Energía de deformación

La energía de deformación es un parámetro que sirve para localizar qué zonas o qué piezas son las que más trabajan, es decir, las zonas con mayores valores de energía de deformación son las que realizan un mayor esfuerzo dentro de la estructura global. Se recomienda visualizar este parámetro durante la fase de diseño del modelo, ya que permite ver qué piezas o zonas son las más susceptibles de ser modificadas (donde se localiza los valores más altos de energía de deformación) para lograr una mejor optimización del modelo.

4.3.12.5.1 Verificación de la energía de deformación con MSC Nastran

Una verificación que suele hacer tras finalizar un modelo es que la energía elástica del modelo cuando no se le aplica ninguna carga esté por debajo de un determinado valor muy pequeño. Idealmente debe ser 0. El programa MSC Nastran permite realizar esta verificación a los diferentes conjuntos de grados de libertad (G-set, N-set, F-set y A-set) para comprobar que la energía de deformación en las 3 direcciones de traslación y las 3 de rotación estén por debajo de un determinado límite.

4.3.12.5.1.1 Cabecero del chequeo de energía de deformación del programa MSC Nastran

Cuando se ejecuta un análisis de modos propios para verificar la energía de deformación con el programa MSC Nastran, se debe especificar en el cabecero los siguientes parámetros:

EXECUTIVE CONTROL

- Sol 103: especifica que la solución es de un problema de autovalores reales.
- CEND: el final del Executive Control

CASE CONTROL

- ECHO: Para establecer si se quiere o no y de qué manera los datos del Bulk Data en el fichero de salida del Nastran.
    - ECHO = NONE: No se quiere que aparezcan estos datos en el fichero de salida.
- LINES: Especifica el número de líneas por página del archivo de salida. Es recomendable darle un valor alto (50000) para el análisis de modos propios y evitar que los datos sean cortados por páginas distintas.

- GROUNDCHECK (set =(G,N,F,A),THRESH=1.E-2) = YES: Especifica que se haga el análisis de comprobación de las restricciones no intencionadas que pueda tener el modelo. En este caso, la comprobación se debe realizar sobre los distintos subconjuntos de grados de libertad y que el valor máximo establecido (el valor que no debe superar la energía de deformación) es de 0.01 J.
    - G-set: Conjunto de todos los grados de libertad del modelo.
    - N-set: Subconjunto con todos los grados de libertad, salvo aquellos que sean dependientes en ligaduras multipunto (MPC, REBi, etc.).
    - F-set: Subconjunto de los grados de libertad pertenecientes al N-set y que no estén sometidos a ligaduras de punto único (SPC).
    - A-set: Subconjunto de los grados de libertad pertenecientes al F-set y que quedan después del proceso de condensación estática.

- SUBCASE: Para introducir los subcasos de carga.
    - METHOD: Para indicar el método de cálculo de modos propios.
      METHOD=1 (ejemplo)

BULK DATA (del cabecero)

- BEGIN BULK: Define el comienzo del Bulk Data.
- PARAM POST 0: Para establecer que el output sea fichero apropiado compatibles con MSC Patran, en este caso, el 0 corresponde con un archivo .xdb.
- PARAM PRTMAXIM YES: Para imprimir loa valores máximos de fuerzas, reacciones, MPC fuerzas y desplazamientos. Estos son los resultados:
    - MAXIMUM APPLIED LOADS
    - MAXIMUM SPCFORCES
    - MAXIMUM MPCFORCES
    - MAXIMUM DISPLACEMENTS

- EIGRL: Define los datos necesarios para realizar el análisis de modos propios con el método Lanczos.
    - Se recomienda solicitar al menos las 6 primeras frecuencias propias. Las 6 primeras deben ser cercanas a 0 y a partir de la 7ª no deben tener valores cercanos a 0.
      EIGRL 1 10 0 (ejemplo)

- SUPORT: Permite definir los grados de libertad de referencia para cualquier análisis de un sólido libre. En este caso, se debe elegir un punto o nodo característico del modelo (en la interfaz por ejemplo) e indicar las 6 componentes de este nodo.
    - SUPORT 100004 123456 (ejemplo)

- INCLUDE: Es el comando que permite unir la cabecera con los datos del modelo (Bulk Data). El archivo es .bdf.
      INCLUDE 'Nombre_del_archivo_del_Bulk_Data.bdf’.

ENDDATA

```
SOL 103
CEND
$ Direct Text Input for Global Case Control Data
TITLE = STRAIN ENERGY CHECK
ECHO = NONE
LINES=50000
$RESVEC = NO
GROUNDCHECK(SET=(G,N,F,A),THRESH=1.E-2) = YES
SUBCASE 1
$ Subcase name : Freqs
   SUBTITLE=Freqs
   METHOD = 1
BEGIN BULK
$ Direct Text Input for Bulk Data
PARAM    POST    0
PARAM   PRTMAXIM YES
EIGRL    1                       10      0
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
SUPORT   100004  123456
$
INCLUDE 'STEP_2014_03_28_1600.bdf'
$
ENDDATA
```

Figura 4.3-53: Ejemplo de cabecero del chequeo de la energía de deformación

Para más información consultar: (*Ref 3, MSC Nastran 2013.1: Linear Static Analysis User’s Guide, cap. 10, (Model verification-Unintencional Grounding (GROUNDCHECK)*).

4.3.12.5.1.2 Resultados de la verificación de la energía de deformación

Después de realizar el análisis con MSC Nastran, se obtiene el archivo .f06 donde se muestran los resultados. En este archivo aparecen las diferentes comprobaciones de la energía de deformación para cada set de grados de libertad solicitado. Los resultados se muestran a continuación.

```
*** USER INFORMATION MESSAGE 7570 (GPWG1D)
    RESULTS OF RIGID BODY CHECKS OF MATRIX KGG      (G-SET)  FOLLOW:
    PRINT RESULTS IN ALL SIX DIRECTIONS AGAINST THE LIMIT OF   1.000000E-02
          DIRECTION        STRAIN ENERGY        PASS/FAIL
          ---------        -------------        ---------
            1               1.059911E-05          PASS
            2               6.166985E-06          PASS
            3               1.205844E-06          PASS
            4               3.644691E-08          PASS
            5               1.314023E-07          PASS
            6               2.088207E-07          PASS

    SOME POSSIBLE REASONS MAY LEAD TO THE FAILURE:
      1. CELASI ELEMENTS CONNECTING TO ONLY ONE GRID POINT;
      2. CELASI ELEMENTS CONNECTING TO NON-COINCIDENT POINTS;
      3. CELASI ELEMENTS CONNECTING TO NON-COLINEAR DOF;
      4. IMPROPERLY DEFINED DMIG MATRICES;
      5. CBEAM/CBEAM3 WITH GRID ID FOR WARPING DOF
```

Figura 4.3-54: G-SET STRAIN ENERGY CHECK en un archivo .f06

```
*** USER INFORMATION MESSAGE 7570 (GPWG1D)
    RESULTS OF RIGID BODY CHECKS OF MATRIX KNN      (N-SET)  FOLLOW:
    PRINT RESULTS IN ALL SIX DIRECTIONS AGAINST THE LIMIT OF   1.000000E-02
          DIRECTION        STRAIN ENERGY        PASS/FAIL
          ---------        -------------        ---------
            1               7.489867E-06          PASS
            2               5.986367E-06          PASS
            3               2.500761E-06          PASS
            4               3.010034E-09          PASS
            5               1.324067E-07          PASS
            6               8.087508E-08          PASS

    SOME POSSIBLE REASONS MAY LEAD TO THE FAILURE:
      1. MULTIPOINT CONSTRAINT EQUATIONS WHICH DO NOT SATISFY RIGID-BODY MOTION;
      2. RBE3 ELEMENTS FOR WHICH THE INDEPENDENT DEGREE-OF-FREEDOM CANNOT DESCRIBE
         ALL POSSIBLE RIGID-BODY MOTIONS.
```

Figura 4.3-55: N-SET STRAIN ENERGY CHECK en un archivo .f06

```
*** USER INFORMATION MESSAGE 7570 (GPWG1D)
    RESULTS OF RIGID BODY CHECKS OF MATRIX KFF      (F-SET)  FOLLOW:
    PRINT RESULTS IN ALL SIX DIRECTIONS AGAINST THE LIMIT OF   1.000000E-02
          DIRECTION        STRAIN ENERGY        PASS/FAIL
          ---------        -------------        ---------
            1               7.489867E-06          PASS
            2               5.986367E-06          PASS
            3               2.500761E-06          PASS
            4               3.010034E-09          PASS
            5               1.324067E-07          PASS
            6               8.087508E-08          PASS

    SOME POSSIBLE REASONS MAY LEAD TO THE FAILURE:
      1. CONSTRAINTS WHICH PREVENT RIGID-BODY MOTION.
```

Figura 4.3-56: F-SET STRAIN ENERGY CHECK en un archivo .f06

```
*** USER INFORMATION MESSAGE 7570 (GPWG1D)
    RESULTS OF RIGID BODY CHECKS OF MATRIX KAA1     (A-SET)  FOLLOW:
    PRINT RESULTS IN ALL SIX DIRECTIONS AGAINST THE LIMIT OF   1.000000E-02
          DIRECTION        STRAIN ENERGY        PASS/FAIL
          ---------        -------------        ---------
            1               7.489867E-06          PASS
            2               5.986367E-06          PASS
            3               2.500761E-06          PASS
            4               3.010034E-09          PASS
            5               1.324067E-07          PASS
            6               8.087508E-08          PASS

    IF THE MODEL HAS PASSED THE PREVIOUS CHECKS FOR THE G-SET AND N-SET,
    THEN SOME POSSIBLE CAUSES ARE:
      1. THE MODEL IS NOT INTENDED TO BE FREE-FREE WHICH INDICATES THAT THE MODEL IS
         PROPERLY CONSTRAINED TO GROUND;
      2. THE REFERENCE GRID POINT (GRID=GID ON THE GROUNDCHECK COMMAND) IS LOCATED
         TOO FAR FROM THE MODEL'S CENTER OF GRAVITY. IT IS RECOMMENDED THAT THE
         REFERENCE GRID POINT BE LOCATED AS CLOSE AS POSSIBLE TO THE MODEL'S CENTER
         OF GRAVITY OF THE MODEL (SEE THE GRID POINT WEIGHT GENERATOR OUTPUT);
      3. PARAM,AUTOSPC,YES CONSTRAINS NEAR-SINGULAR DEGREES-OF-FREEDOM. WHEN A
         FINITE ELEMENT MODEL WITH AUTOSPC FAILS THE A-SET CHECK, IT IS NOT EVIDENT
         THAT GROUNDING HAS OCCURRED. THE USE OF PARAM,SNORM WILL NOT ELIMINATE THE
         SPURIOUS FAILURE.
```

Figura 4.3-57: A-SET STRAIN ENERGY CHECK en un archivo .f06

```
*** USER INFORMATION MESSAGE 3035 (SOLVER)
                                FOR DATA BLOCK   KLR
   SUPPORT PT.NO.             EPSILON             STRAIN   ENERGY     EPSILONS LARGER THAN 0.001 ARE FLAGGED WITH ASTERISKS
              1          3.5396751E-14         -3.5688281E-06
              2          3.5396751E-14         -5.9492886E-06
              3          3.5396751E-14          4.5523047E-06
              4          3.5396751E-14          3.1597892E-08
              5          3.5396751E-14         -3.2298374E-08
              6          3.5396751E-14         -2.8329509E-08
```

Figura 4.3-58: SUPORT STRAIN ENERGY CHECK en un archivo .f06

```
                                        R E A L   E I G E N V A L U E S
 MODE    EXTRACTION      EIGENVALUE            RADIANS             CYCLES            GENERALIZED         GENERALIZED
  NO.       ORDER                                                                       MASS              STIFFNESS
     1         1        0.0                 0.0                 0.0                 1.000000E+00        0.0
     2         2        0.0                 0.0                 0.0                 1.000000E+00        0.0
     3         3        0.0                 0.0                 0.0                 1.000000E+00        0.0
     4         4        0.0                 0.0                 0.0                 1.000000E+00        0.0
     5         5        0.0                 0.0                 0.0                 1.000000E+00        0.0
     6         6        0.0                 0.0                 0.0                 1.000000E+00        0.0
     7         7        2.843827E+06        1.686365E+03        2.683933E+02        1.000000E+00        2.843827E+06
     8         8        2.906322E+06        1.704794E+03        2.713264E+02        1.000000E+00        2.906322E+06
     9         9        3.135108E+06        1.770624E+03        2.818035E+02        1.000000E+00        3.135108E+06
    10        10        4.165456E+06        2.040945E+03        3.248265E+02        1.000000E+00        4.165456E+06
```

Figura 4.3-59: REAL EIGENVALUES en un archivo .f06

En el ejemplo (ver Figura 4.3-54, Figura 4.3-55, Figura 4.3-56, Figura 4.3-57 y Figura 4.3-58) se han cumplido con todas las comprobaciones.

4.3.12.6 Chequeos de la forma de los elementos

Las verificaciones de la geometría de los elementos se deben realizar utilizando las opciones disponibles del programa MSC Patran (ver Tabla 4.3-16). De forma adicional, se pueden realizar las mismas verificaciones de los elementos mediante determinados comandos especificados en el fichero de entrada del programa MSC Nastran. El estamento que puede realizar estas verificaciones es: GEOMCHECK.

Este comando no realiza cambios sobre los elementos del modelo, sino que informa mediante mensajes de error fatal cuándo encuentra elementos que están fuera de los rangos permitidos. Las verificaciones típicas son la relación de aspecto, la oblicuidad, el alabeo, etc. dependiendo del tipo de elemento verificado (QUAD, TRIA, HEXA, etc.).

Para mayor información, consultar: (*Ref 3, MSC Nastran 2013.1: Linear Static Analysis User’s Guide, cap. 10, (Model verification-Element Geometry Checks)*).

4.3.12.7 Chequeos de las propiedades de los materiales

El programa MSC Nastran permite definir un comando que sirve para realizar comprobaciones sobre los datos de las propiedades de los materiales. Ese comando es: MODEL_CHECK y se incluye en el estamento EXECUTIVE CONTROL.

Esta opción es útil para editar los materiales en modelos grandes que usan una cantidad grande de materiales distintos. Se puede especificar qué parámetros se quiere verificar (densidad, coeficiente de expansión térmica, etc.).

Para más información, consultar: (*Ref 3, MSC Nastran 2013.1: Linear Static Analysis User’s Guide, cap. 10, (Model verification-Model Checking Material Properties)*).

4.3.12.8 Comprobación de cargas aplicadas

Es importante verificar si las cargas han sido aplicadas correctamente y si no se ha añadido o eliminado por error algún set de carga. Para ello, es recomendable comprobar los resultados con el programa MSC Patran que proporciona herramientas de visualización de las cargas.

De forma adicional, se puede indicar en el fichero de entrada el comando PARAM,GRDPNT,x para especificar la resultante de fuerzas y momentos de cada caso de carga en un punto dado.

Por otra parte, el comando OLOAD RESULTANT permite realizar la misma operación, pero referido al origen del sistema de coordenadas básico.

Para más información, consultar: (*Ref 3, MSC Nastran 2013.1: Linear Static Analysis User’s Guide, cap. 10, (Model verification-Applied Loads Check)*).

4.3.12.9 Comprobación de las fuerzas de reacción

Es importante comprobar las fuerzas de reacción de las restricciones del modelo frente a un caso de carga dado para verificar que están en equilibrio. Para ello, existe una entrada del programa MSC Nastran denominada PARAM,GRDPNT,x, que permite conocer la resultante de las fuerzas y momentos en un punto dado.

Otra opción es con SPCFORCE RESULTANT, que muestra la resultante de las fuerzas y momentos de las restricciones de punto único (SPC) referidas al origen del sistema de coordenadas básico.

Para más información, consultar: (*Ref 3, MSC Nastran 2013.1: Linear Static Analysis User’s Guide, cap. 10, (Model verification-Reaction Load)*).

4.3.12.10 Comprobación del equilibrio de fuerzas

Una herramienta útil para asegurar la validez y la integridad de la solución en el análisis estático, es realizar la comprobación del equilibrio de fuerzas. Esto se consigue con el comando

EQUILIBRIUM del Case Control del programa MSC Nastran. Este comando permite sumar las resultantes de las fuerzas aplicadas y de las fuerzas de reacción. El resultado debe ser 0.

En esta suma se incluye todas las fuerzas aplicadas, las fuerzas de reacción de las SPC y las fuerzas de reacción de las MPC.

Para más información, consultar: (*Ref 3, MSC Nastran 2013.1: Linear Static Analysis User’s Guide, cap. 10, (Model verification-Equilibrium Checks)*).

4.3.12.11 Balance de las fuerzas en los nodos

Frecuentemente, existen muchos elementos conectados por un mismo nodo. Cuando esto sucede y se quiere conocer el camino de la carga a través de estos elementos, la mejor manera es mediante el comando GPFORCE.

Con este comando sólo se incluyen determinadas contribuciones y se ignoran otras. Es importante tener presente esto.

Contribuciones incluidas	Contribuciones ignoradas
Cargas aplicadas (LOAD, PLOAD1, FORCE, MOMENT, etc.)	Fuerzas DMI
Fuerzas SPC	Cargas de contorno de los superelementos
Fuerzas GENEL	Fuerzas en elementos con propiedades no lineales en la geometría o en el material durante el análisis de modos propios.
Cargas térmicas	
Fuerzas MPC y de elementos rígidos	
Fuerzas elásticas de los elementos	
DMIG	

Tabla 4.3-17: Tipos de fuerzas incluidas e ignoradas por el comando GPFORCE

4.3.13 Configuración de análisis

El proceso de análisis es realizado por determinados programas denominados procesadores. Existen muchos programas encargados de realizar los análisis (ABAQUS, MSC Nastran, etc.). La mayoría de ellos son capaces de realizar diversos tipos de análisis, como el análisis estructural estático, los análisis dinámicos, los análisis térmicos, etc.

4.3.13.1 Configuración de los análisis en el programa MSC Patran

En esta sección se describirá fundamentalmente cómo seleccionar el código y los parámetros de análisis desde el preprocesador (MSC Patran), dejando la explicación detallada de los análisis en las secciones correspondientes de este documento.

El programa MSC Patran tiene un menú específico (“Analysis”) que puede establecer los parámetros del análisis del modelo creado. Este menú sirve de interfaz entre el programa preprocesador y los programas de análisis. Con este menú se realizan las siguientes acciones:

- Seleccionar un código de análisis.
- Identificar el tipo de solución deseado.
- Seleccionar una secuencia de casos de carga.
- Presentar el análisis.
- Leer el fichero de resultados en el MSC Patran, o adjuntar un archivo de resultados para visualizar los resultados (fase de posprocesado).

4.3.13.1.1 Códigos de análisis

El programa MSC Patran permite elegir el código del análisis basado en el objetivo del análisis y en el software disponible que sea compatible con el preprocesador. Es decir, cada código de análisis representa un programa de software de análisis.

Los siguientes códigos son los más frecuentes, aunque están disponibles muchos más:

- MSC Nastran: Es el programa empleado para realizar análisis estructurales y térmicos. Es el que más comúnmente se usa con el MSC Patran.
- MSC.Marc: Es un programa que realiza análisis no lineales. Proporciona resultados de análisis estructurales, térmicos y de problemas con acoplamiento estructural – térmico que incluyen no linealidades.

4.3.13.1.2 Tipos de solución

Una vez elegido el código de análisis, se debe seleccionar el tipo de análisis. El tipo de análisis puede ser:

- Estructural
- Térmico
- Aeroelástico
- Explícito no lineal

Con el programa MSC Patran se recomienda que antes de comenzar la creación del modelo se elija el código y el tipo de análisis en el menú de preferencias:

‘Preferences/Analysis’

En este documento se describirán los análisis estructurales, por lo que se debe seleccionar que el tipo de análisis sea el estructural en las preferencias de análisis.
En el momento previo a la realización de análisis (una vez finalizado el modelo), se debe elegir qué tipo de solución se requiere. Las opciones son:

- Estático lineal
- Estático no lineal
- Modos propios
- Pandeo
- No lineal implícito
- Autovalores complejos
- Respuesta en frecuencia
- Respuesta en transitorio
- Transitorio no lineal
- No lineal explícito

Las diferentes opciones asumen diferentes tipos de carga y diferentes comportamientos del modelo. Cada tipo de solución emplea su propio conjunto de ecuaciones para resolver el problema.

4.3.13.1.3 Establecimiento del análisis

Los diferentes códigos, tipos de análisis y tipos de solución soportan diferentes conjuntos de elementos, configuraciones nodales, propiedades materiales, propiedades de los elementos,

cargas y condiciones de contorno. Cuando se selecciona el código, el programa MSC Patran sólo proporciona los tipos de análisis disponibles para ese código seleccionado.

Una vez finalizado el modelo, se necesita establecer el análisis al que va a estar sometido. El menú del programa MSC Patran que proporciona esta acción es:

‘Analysis/Analyze’

Esta opción permite seleccionar el objeto de análisis y el método. La selección más común es la siguiente:

‘Analysis/Analyze/Entire Model/Analysis Deck’

Una vez hecho esto, se crea un archivo (habitualmente un fichero .bdf) con toda la información relevante del modelo y que sirve como input al programa de análisis (comúnmente MSC Nastran) para que realice el análisis previamente configurado.

Existen más opciones que se pueden encontrar en los manuales de MSC Patran: (*Ref 10, MSC Patran 2012.2: User’s Guide, Cap. 9*).

En este menú, está disponible la selección de los parámetros del análisis:

- Translation Parameters: Permite elegir las tolerancias, el formato del fichero de entrada del programa de análisis (formato del ‘Bulk Data’ del programa MSC Nastran), la versión del programa de análisis, etc.
- Solution type: Permite elegir el tipo de solución: Estático lineal, pandeo, modos propios, etc.
- Direct Text Input: Permite escribir comandos adicionales de forma manual en el fichero de entrada (.bdf) del programa de análisis.
- Select Superelements: Permite seleccionar superelementos disponibles.
- Subcases: Permite crear subcasos de carga como combinación de los casos de carga creados para el modelo. Esta opción permite realizar más de un análisis del mismo tipo con diferentes estados de carga y de condiciones de contorno (ver 4.3.11.1.7).
- Subcase select: Permite seleccionar los subcasos creados.

4.3.13.1.4 Ejecución del análisis

Una vez elegido adecuadamente todos los parámetros necesarios para realizar el análisis, se debe poner en marcha la ejecución del análisis. El primer paso consiste en la creación de un fichero de salida del programa MSC Patran que servirá de enlace con el programa de análisis elegido (MSC Nastran, ABAQUS, ANSYS, etc.). El formato de este fichero se puede configurar en el menú de preferencias de análisis (al igual que el código y el tipo de análisis). En este menú se puede elegir también el formato del fichero de salida del programa de análisis que sirve como input para el programa MSC Patran en la fase de posprocesado.

Cuando finaliza la configuración el análisis en MSC Patran, se crea el fichero que servirá como input para el programa de análisis. Dependiendo de la complejidad del modelo, la ejecución del análisis puede tardar desde segundos hasta días. Cuando finalice este proceso, el programa de análisis (por ejemplo MSC Nastran) creará diversos ficheros de salida. Uno de estos ficheros será el que se utilizará para importar los resultados en el programa MSC Patran para la fase de posprocesado. Este fichero tendrá el formato especificado previamente en las preferencias del análisis.

Para más información sobre este apartado, consultar: (*Ref 18, MSC Patran 2012.2: Interface to MSC Nastran; Preference Guide (Volume 1: Structural Analysis)*).

4.3.13.2 Configuración de análisis en MSC Nastran mediante el uso de cabeceros

En la mayoría de los análisis estructurales que emplean el código Nastran, es una práctica habitual utilizar cabeceros estándares de análisis para asegurar que el mismo tipo de análisis se realiza igual (mismas condiciones, misma solicitación de resultados, etc.) en cualquier modelo estructural.

Este concepto implica una estrategia de análisis modular, es decir, que por una parte se dispone de cabeceros configurados de una manera estandarizada para cada análisis, con la información referente al tipo de análisis, casos de carga y solicitación de resultados; mientras que por otra parte se dispone de archivos .bdf modificados de cada modelo, que incorpora únicamente la información referente a los nodos, elementos, materiales y propiedades de cada modelo. De esta forma, se facilita combinar para un mismo modelo diferentes análisis y se garantiza que un análisis determinado (por ejemplo modos propios), se haga igual para diferentes modelos.

4.3.13.2.1 Descripción de los ficheros (.bdf y cabeceros)

Los archivos .bdf completos son ficheros utilizados como input por el programa MSC Nastran para conocer los datos del modelo (nodos, elementos, etc...) y para saber qué tipo de análisis realizar y qué condiciones de carga se aplica al modelo. Como se ha explicado anteriormente, estos archivos deben dividirse en dos, el fichero reducido con los datos del modelo y el cabecero con los datos del análisis.

El contenido de estos archivos se divide en las siguientes secciones:

- Executive Control (Cabecero)
  Contiene básicamente la sentencia “Sol n” que indica el tipo de análisis. Esta sentencia está detallada en la Figura 4.3-60.
  Esta sección finaliza con la sentencia “CEND”.
- Case Control (Cabecero)
  Comienza desde la sentencia “CEND” y finaliza con la sentencia “BEGIN BULK”.
  Dentro del Case Control se detalla la aplicación de las condiciones de contorno y cargas mediante las sentencias como “SPC = n_1”, “DLOAD = n_2”, “RANDOM = n_3”, etc… El valor de cada “n_i” debe corresponder con el número de identificación de las entradas de la sección Bulk Data “SPCADD n_1”, “RLOAD2, n_2” y “RANDPS, n_3” respectivamente.

  Además, dentro del Case Control debe encontrarse para los análisis dinámicos sentencias como “METHOD = n_4”, que indica el método de cálculo de modos propios; “SDAMPING = n_5”, que indica la aplicación del amortiguamiento; “FREQ = n_6”, que indica los intervalos de frecuencia para el cálculo de las respuestas. Los valores de cada “n_i” debe corresponder con el número de identificación de las entradas de la sección Bulk Data “EIGRL n_4”, “TABDMP1 n_5” y “FREQ1, n_6” respectivamente.

  Finalmente, en esta sección se solicitan las respuestas requeridas. Típicamente, las respuestas son:
  - STRESS = ALL: Que solicita el valor de la tensión en todos los elementos del modelo.
  - ACCELERATION = ALL: Que solicita el valor de la aceleración en todos los nodos del modelo.
  - FORCES = ALL: Que solicita el valor de las fuerzas en todos los elementos del modelo.
- Bulk Data (Cabecero y .bdf reducido)
  Esta sección comienza con la sentencia “BEGIN BULK” y finaliza con la sentencia “ENDDATA”.
  La sección del Bulk Data contiene toda la información referente al modelo (nodos, elementos, propiedades, materiales, elementos rígidos, condiciones de contorno, cargas,

etc.). En este caso, el archivo .bdf reducido de cada modelo contiene la información básica sobre modelo (nodos, elementos, propiedades y materiales) y se incorporará al cabecero mediante la entrada INCLUDE ‘*nombre_del_modelo*.bdf’ localizado cerca del final del cabecero. Por lo tanto, el cabecero sólo debe incorporar en esta sección información referente a las restricciones y cargas, así como cualquier elemento o nodo adicional.

SOL Number	SOL Name	Description
101	SESTATIC	Statics with options: Linear Heat Transfer Alternate Reduction Inertia Relief Design Sensitivity - Statics
103	SEMODES	Normal Modes with option: Design Sensitivity - Modes
105	SEBUCKL	Buckling with options: Static Analysis Design Sensitivity - Buckling
106	NLSTATIC	Nonlinear Statics
107	SEDCEIG	Direct Complex Eigenvalues
108	SEDFREQ	Direct Frequency Response
109	SEDTRAN	Direct Transient Response
110	SEMCEIG	Modal Complex Eigenvalues
111	SEMFREQ	Modal Frequency Response
112	SEMTRAN	Modal Transient Response
114	CYCSTATX	Cyclic Statics with Option: Alternate Reduction
115	CYCMODE	Cyclic Normal Modes
116	CYCBUCKL	Cyclic Buckling
118	CYCFREQ	Cyclic Direct Frequency Response
129	NLTRAN	Nonlinear Transient Response
144	AESTAT	Static Aeroelastic Response
145	SEFLUTTR	Aerodynamic Flutter
146	SEAERO	Aeroelastic Response

Figura 4.3-60: Códigos de solución del programa MSC Nastran

El contenido en detalle de cada cabecero se encuentra en las secciones correspondientes de cada análisis.

4.3.13.2.2 Pasos en la modificación del cabecero

Cuando se dispone de un cabecero que corresponde con un análisis determinado (en este caso, como ejemplo, análisis random o de vibraciones aleatorias), se debe modificar el cabecero en algunas sentencias para poder adaptarlo al modelo disponible. En este apartado se va a explicar cómo se debe modificar los cabeceros poniendo como ejemplo un análisis de vibraciones aleatorias. Para el resto de análisis, el proceso es muy similar.

- En primer lugar, se debe tener en cuenta cómo se divide los cabeceros (EXECUTIVE CONTROL, CASE CONTROL y BULK DATA). Es importante que cada sentencia permanezca dentro de la sección que le corresponde.

- Por otra parte, dentro de cada sección, el orden de las sentencias NO es importante salvo determinadas excepciones, así que se puede modificar el orden siempre que no

incumpla la anterior regla. De todas formas, se recomienda no cambiar el orden establecido.

- Es muy importante tener en cuenta los campos de cada sentencia. Todas las sentencias disponen de un máximo de 10 campos (columnas), y cada campo ocupa 8 dígitos. Si se sale de estas limitaciones, habrá errores en la ejecución de los análisis. Por lo tanto se recomienda tener en cuenta las posiciones de cada sentencia (se recomienda consultar el documento “MSC Nastran 2013.1: Quick Reference Guide” para buscar cómo se define cada entrada o sentencia).

- En el cabecero y en los archivos .bdf, todas las líneas que comienzan por el símbolo del dólar ($) se tratan de frases comentadas que no participan como líneas de código. Por lo tanto, si se requiere anotar algún comentario, éste debe comenzar por el símbolo del dólar. Por otra parte, para anular las sentencias, en vez de borrarlas de estos archivos, es una práctica común indicar al comienzo de cada sentencia el símbolo del dólar, por si acaso estas sentencias son útiles más adelante y necesitan reactivarse.

Para modificar el cabecero del análisis de vibraciones aleatorias se de realizar los siguientes pasos:

1. Cuando se crea un modelo mediante el programa MSC Patran, en muchas ocasiones se indica las condiciones de contorno. Cuando se crea el archivo .bdf (en el menú de “Analysis”), en éste aparecen explícitamente estas condiciones de contorno junto con sentencias propias del cabecero (tipo de análisis, solicitación de resultados, etc.) (ver Figura 4.3-61).
   Por lo tanto, se debe copiar y pegar todas las restricciones que se aplican a los nodos del modelo que no pertenezcan a la interfaz (ver Figura 4.3-62 y Figura 4.3-63) del archivo .bdf al cabecero.

   Finalmente, para evitar duplicidades se deben eliminar todas las sentencias del archivo .bdf del modelo que aparecen en el cabecero. Básicamente, las sentencias a eliminar son las secciones completas del EXECUTIVE CONTROL y del CASE CONTROL, el comienzo de la sección BULK DATA, las condiciones de contorno (después de haberlas pegado en el cabecero) y la sentencia final de ENDDATA (que debe aparecer en el cabecero) (ver Figura 4.3-64 y Figura 4.3-65). Con esto queda preparado el fichero .bdf reducido o modificado del modelo.

2. Comprobación de los números de identificación de las condiciones de contorno: Se debe asegurar, que en el caso de haber copiado condiciones de contorno al cabecero, los números de identificación de las sentencias relacionadas sean coherentes (los números de identificación aparecen señalados en la Figura 4.3-66 y Figura 4.3-67).
3. Indicación de la dirección de la carga dinámica. En la Figura 4.3-68 aparece señalado la indicación de la dirección dentro de la sentencia SPCD. En este caso, el 3 corresponde con el eje z, siendo el 1 el que corresponde con el eje x y el 2 el que corresponde con el eje y.
4. Especificación del amortiguamiento. En los análisis dinámicos (vibraciones aleatorias y vibraciones sinusoidales) se debe especificar el valor del coeficiente de amortiguamiento ($\xi = \frac{1}{2Q}$), siendo Q el factor de amplificación. En este caso, se debe indicar de forma tabulada el valor de la frecuencia y a continuación el valor del

coeficiente de amortiguamiento correspondiente a esa frecuencia. En la Figura 4.3-69, aparece que para la frecuencia 0 Hz el valor de amortiguamiento es 0.05 y para 2000 Hz el valor es de 0.05. Para las frecuencias intermedias se interpola linealmente. Así que en el ejemplo, el valor del amortiguamiento es constante (0.05) desde los 0 Hz hasta 2000 Hz. Al finalizar la tabla, se debe especificar el campo ENDT.

5. Especificación del input de la carga aleatoria de forma tabulada. Para aplicar la carga aleatoria, se necesitan dos sentencias consecutivas (ver Figura 4.3-70): La sentencia RANDPS, que NO debe modificarse; y la sentencia TABRND1, que a partir de la segunda línea indica para cada frecuencia el valor de la carga en g^2/Hz (es habitual que el input esté en estas unidades). Es una tabla similar a la del amortiguamiento, es decir se define primero la frecuencia y a continuación el valor de la carga correspondiente. Al finalizar la tabla, se debe indicar el campo ENDT.
   En el ejemplo, se aplica una carga constante de 0.1 g^2/Hz desde los 0.1 Hz hasta los 1000 Hz.
6. Selección del intervalo de frecuencias para la definición de las soluciones: Mediante las sentencias FREQ1 y FREQ3 (ver Figura 4.3-71), se debe indicar el número de intervalos en los que se va a presentar las soluciones (tensiones, aceleraciones y fuerzas).
   En el ejemplo, con la sentencia FREQ1 se define que las soluciones se muestren desde la frecuencia 1.0 Hz, en 999 intervalos iguales de 1 Hz cada uno (se calcula inmediatamente que la última frecuencia es de 1000 Hz).
   Con la sentencia FREQ3, se indica nuevamente que las respuestas se muestren desde 1.0 Hz hasta 1000Hz.
   Ambas sentencias pueden ser modificadas para ajustar el intervalo de las soluciones a cada problema.
7. Inspección del nodo de aplicación de la carga dinámica: En la Figura 4.3-72 aparece la sentencia de definición de este nodo. Es importante verificar que el número de identificación (en el ejemplo es 859999) no coincide con el número de identificación de ningún nodo del modelo. En caso de coincidencia, se debe modificar este valor en todas las sentencias implicadas (SPCD, GRID, SPC1).
8. Definición de los nodos duplicados de la interfaz: Desde el archivo .bdf del modelo, se debe identificar los nodos de la interfaz. Copiarlos al cabecero (para que las coordenadas sean coincidentes) y modificar el número de identificación de estos nuevos nodos del cabecero, para que no coincida con ningún ID de los nodos del modelo (ver Figura 4.3-73).
   Por definición, los nodos de la interfaz son aquellos nodos del modelo donde se origina la carga dinámica.
9. Modificación de los elementos CELAS2: Se debe especificar para cada pareja de nodos coincidentes de la interfaz (original y duplicado correspondiente) una unión entre cada uno de los 6 grados de libertad mediante elementos elásticos CELAS2.
   En el ejemplo (ver Figura 4.3-74), sólo hay una pareja de nodos de interfaz, por lo que debe definirse hasta 6 elementos CELAS2, uno por cada grado de libertad. El resto de CELAS2 (que se pueden usar en caso de que haya más parejas de nodos) se puede desactivar mediante la inclusión del símbolo del dólar ($) al inicio de cada sentencia, que convierten estas sentencias en comentarios (sin participación en el análisis).
   Por otra parte, es importante verificar que los números de identificación de estos elementos CELAS2 no coinciden con las identificaciones de los elementos del modelo. En caso de hacerlo, se debe modificar estas identificaciones en los CELAS2.
10. Modificación del elemento rígido RBE2 que une el nodo de aplicación de la carga con los nodos duplicados. En la Figura 4.3-75 se señala la definición del elemento rígido,

donde el primer número es su ID, el segundo es el ID del nodo de aplicación de la carga (859999), a continuación se definen numéricamente todos los grados de libertad implicados en la unión (12345) y finalmente debe aparecer la lista de los nodos duplicados de la interfaz (pero no deben aparecer los nodos originales de la interfaz). En el ejemplo, sólo se ha definido el nodo 11 como duplicado.

11. Modificación de la sentencia INCLUDE: Se debe indicar aquí el nombre del archivo .bdf del modelo (ver Figura 4.3-76). Es IMPORTANTE que tanto el cabecero como el archivo .bdf se encuentren en el mismo directorio.
12. Tras realizar correctamente todos estos cambios, se guardan los ficheros, se abre el programa MSC Nastran y se selecciona el archivo del cabecero (.dat) para ejecutar el análisis. En el caso de que no haya errores, se crearán los archivos de salida pertinentes como el archivo .F06 para visualizar los resultados (y posibles errores) mediante un editor de texto y el archivo .xdb que sirve para importar los resultados en MSC Patran.

```
$ NASTRAN input file created by the Patran 2012.2.2 64-Bit input file
$ translator on October   28, 2014 at 11:13:55.
$ Direct Text Input for Nastran System Cell Section
$ Direct Text Input for File Management Section
$ Direct Text Input for Executive Control
$ Linear Static Analysis, Database
SOL 101
CEND
$ Direct Text Input for Global Case Control Data
TITLE = MSC.Nastran job created on 23-Oct-14 at 14:41:57
ECHO = NONE
SUBCASE 1
$ Subcase name : Default
   SUBTITLE=Default
   SPC = 2
   DISPLACEMENT(SORT1,REAL)=ALL
   SPCFORCES(SORT1,REAL)=ALL
   STRESS(SORT1,REAL,VONMISES,BILIN)=ALL
BEGIN BULK
$ Direct Text Input for Bulk Data
PARAM    POST    0
PARAM   PRTMAXIM YES
$ Elements and Element Properties for region : Masa_20
CONM2    1       2              20.
$ Elements and Element Properties for region : Muelle
PELAS    1      710612.
$ Pset: "Muelle" will be imported as: "pelas.1"
CELAS1   2       1       1       3       2       3
$ Nodes of the Entire Model
GRID     1               0.      0.      0.
GRID*    2                               0.              0.
*       .100000001490116
$ Loads for Load Case : Default
SPCADD   2       1       3
$ Displacement Constraints of Load Set : Restriccion12456
SPC1     1       12456   2
$ Displacement Constraints of Load Set : Restriccion
SPC1     3       12456   1
$ Referenced Coordinate Frames
ENDDATA 4a603c06
```

Figura 4.3-61: Archivo .bdf del modelo antes de la modificación

```
$ NASTRAN input file created by the Patran 2012.2.2 64-Bit input file
$ translator on October   28, 2014 at 11:13:55.
$ Direct Text Input for Nastran System Cell Section
$ Direct Text Input for File Management Section
$ Direct Text Input for Executive Control
$ Linear Static Analysis, Database
SOL 101
CEND
$ Direct Text Input for Global Case Control Data
TITLE = MSC.Nastran job created on 23-Oct-14 at 14:41:57
ECHO = NONE
SUBCASE 1
$ Subcase name : Default
   SUBTITLE=Default
   SPC = 2
   DISPLACEMENT(SORT1,REAL)=ALL
   SPCFORCES(SORT1,REAL)=ALL
   STRESS(SORT1,REAL,VONMISES,BILIN)=ALL
BEGIN BULK
$ Direct Text Input for Bulk Data
PARAM    POST    0
PARAM   PRTMAXIM YES
$ Elements and Element Properties for region : Masa_20
CONM2    1       2              20.
$ Elements and Element Properties for region : Muelle
PELAS    1      710612.
$ Pset: "Muelle" will be imported as: "pelas.1"
CELAS1   2       1       1       3       2       3
$ Nodes of the Entire Model
GRID     1               0.      0.      0.
GRID*    2                               0.              0.
*       .100000001490116
$ Loads for Load Case : Default
SPCADD   2       1       3
$ Displacement Constraints of Load Set : Restriccion12456
SPC1     1       12456   2
$ Displacement Constraints of Load Set : Restriccion
SPC1     3       12456   1
$ Referenced Coordinate Frames
ENDDATA 4a603c06
```

Figura 4.3-62: Sentencias de definición de condiciones de contorno en el archivo .bdf original que deben ser trasladadas al cabecero

```
ID EPTHET RANDOM Z
SOL 111
CEND
LINE=50000
     TITLE = RANDOM VIBRATION Z
     SUBTITLE = RANDOM VIBRATION Z
     LABEL = Z-DIRECTION RANDOM INPUT
     ECHO = NONE
     SPC      = 2
     METHOD   = 1
     DLOAD    = 10
     SDAMPING = 20
     RANDOM = 30
     FREQ     = 40
     STRESS(SORT2,plot,phase,vonmises,rprint,crms)=all
     ACCELERATION(sort2,punch,real,psdf,rpunch) = all
     FORCES(sort2,punch,real,psdf)=all
BEGIN BULK
$
PARAM,POST,0
PARAM,RESVEC,YES
PARAM,PRTMAXIM,YES
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
$ Loads for Load Case : Default
SPCADD   2       1       3
$ Displacement Constraints of Load Set : Restriccion12456
SPC1     1       12456   2
$ Displacement Constraints of Load Set : Restriccion
```

Figura 4.3-63: Copia de las condiciones de contorno del modelo al cabecero

```
$ NASTRAN input file created by the Patran 2012.2.2 64-Bit input file
$ translator on October   28, 2014 at 11:13:55.
$ Direct Text Input for Nastran System Cell Section
$ Direct Text Input for File Management Section
$ Direct Text Input for Executive Control
$ Linear Static Analysis, Database
SOL 101
CEND
$ Direct Text Input for Global Case Control Data
TITLE = MSC.Nastran job created on 23-Oct-14 at 14:41:57
ECHO = NONE
SUBCASE 1
$ Subcase name : Default
   SUBTITLE=Default
   SPC = 2
   DISPLACEMENT(SORT1,REAL)=ALL
   SPCFORCES(SORT1,REAL)=ALL
   STRESS(SORT1,REAL,VONMISES,BILIN)=ALL
BEGIN BULK
$ Direct Text Input for Bulk Data
PARAM    POST    0
PARAM   PRTMAXIM YES
$ Elements and Element Properties for region : Masa_20
CONM2    1       2               20.
$ Elements and Element Properties for region : Muelle
PELAS    1      710612.
$ Pset: "Muelle" will be imported as: "pelas.1"
CELAS1   2       1       1       3       2       3
$ Nodes of the Entire Model
GRID     1               0.      0.      0.
GRID*    2                               0.              0.
*       .100000001490116
$ Loads for Load Case : Default
SPCADD   2       1       3
$ Displacement Constraints of Load Set : Restriccion12456
SPC1     1       12456   2
$ Displacement Constraints of Load Set : Restriccion
SPC1     3       12456   1
$ Referenced Coordinate Frames
ENDDATA 4a603c06
```

Figura 4.3-64: Líneas del archivo .bdf que deben ser eliminadas

```
$ Elements and Element Properties for region : Masa_20
CONM2    1       2               20.
$ Elements and Element Properties for region : Muelle
PELAS    1      710612.
$ Pset: "Muelle" will be imported as: "pelas.1"
CELAS1   2       1       1       3       2       3
$ Nodes of the Entire Model
GRID     1               0.      0.      0.
GRID*    2                               0.              0.
*       .100000001490116

$ Referenced Coordinate Frames
```

Figura 4.3-65: Archivo .bdf final después de la modificación

```
ID EPTHET RANDOM Z
SOL 111
CEND
LINE=50000
     TITLE = RANDOM VIBRATION Z
     SUBTITLE = RANDOM VIBRATION Z
     LABEL = Z-DIRECTION RANDOM INPUT
     ECHO = NONE
     SPC      = 2
     METHOD   = 1
     DLOAD    = 10
     SDAMPING = 20
     RANDOM = 30
     FREQ     = 40
     STRESS(SORT2,plot,phase,vonmises,rprint,crms)=all
     ACCELERATION(sort2,punch,real,psdf,rpunch) = all
     FORCES(sort2,punch,real,psdf)=all
BEGIN BULK
$
PARAM,POST,0
PARAM,RESVEC,YES
PARAM,PRTMAXIM,YES
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
$ Loads for Load Case : Default
SPCADD   2       1       3
$ Displacement Constraints of Load Set : Restriccion12456
SPC1     1       12456   2
$ Displacement Constraints of Load Set : Restriccion
SPC1     3       123456  859999
```

Figura 4.3-66: Correspondencia del mismo número de identificación entre la sentencia SPC = n del Case Control y el ID de la entrada SPCADD

```
ID EPTHET RANDOM Z
SOL 111
CEND
LINE=50000
     TITLE = RANDOM VIBRATION Z
     SUBTITLE = RANDOM VIBRATION Z
     LABEL = Z-DIRECTION RANDOM INPUT
     ECHO = NONE
     SPC      = 2
     METHOD   = 1
     DLOAD    = 10
     SDAMPING = 20
     RANDOM = 30
     FREQ     = 40
     STRESS(SORT2,plot,phase,vonmises,rprint,crms)=all
     ACCELERATION(sort2,punch,real,psdf,rpunch) = all
     FORCES(sort2,punch,real,psdf)=all
BEGIN BULK
$
PARAM,POST,0
PARAM,RESVEC,YES
PARAM,PRTMAXIM,YES
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
$ Loads for Load Case : Default
SPCADD   2       1       3
$ Displacement Constraints of Load Set : Restriccion12456
SPC1     1       12456   2
$ Displacement Constraints of Load Set : Restriccion
SPC1     3       123456  859999
```

Figura 4.3-67: Correspondencia de la numeración entre cada tipo de condición de contorno (SPC1) con la agrupación de condiciones de contorno SPCADD

```
BEGIN BULK
$
PARAM,POST,0
PARAM,RESVEC,YES
PARAM,PRTMAXIM,YES
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
$ Loads for Load Case : Default
SPCADD   2       1       3
$ Displacement Constraints of Load Set : Restriccion12456
SPC1     1       12456   2
$ Displacement Constraints of Load Set : Restriccion
SPC1     3       123456  859999
RLOAD2,10,11,,,12,,ACCE
SPCD,11,859999,3,9.81
$
TABLED1 12
        0.      1.      2000.      1.    ENDT
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
```

Figura 4.3-68: Selección de la dirección de aplicación de la carga de vibraciones aleatorias

```
SPCD,11,859999,3,9.81
$
TABLED1 12
        0.      1.      2000.      1.    ENDT
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
TABDMP1 20      CRIT
        0.      0.05    2000.   0.05    ENDT
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
```

Figura 4.3-69: Modificación de la constante de amortiguamiento (ξ) en función de la frecuencia

```
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
RANDPS,30,1,1,1.0,0.0,31
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
TABRND1 31
        5.00    0.1     1000.0  0.1     ENDT
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
```

Figura 4.3-70: Modificación del input de la carga aleatoria. Se introduce el valor en g^2/Hz para cada frecuencia

```
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
FREQ1,40,1.0,1.0,999
FREQ3,40,1.0,1000.
$
EIGRL           1       0.      2000.               0
$ Definition of the node for the SHAKER
```

Figura 4.3-71: Selección del intervalo de frecuencias para el cálculo de las respuestas (FREQ1 y FREQ3) y para el cálculo de los modos propios (EIGRL)

```
$ Definition of the node for the SHAKER
GRID    859999          0.      -.0855  0.
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
$ Definition of the I/Fs duplicated nodes. This is done to put a CELAS2 between
$ each pair, in order to recover the Force
GRID    11              0.      0.      0.
$ CELAS2 definition, for load recovery
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
```

Figura 4.3-72: Identificación del nodo extra donde se aplica la carga aleatoria.

```
$ Definition of the node for the SHAKER
GRID     859999          0.      -.0855   0.
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
$ Definition of the I/Fs duplicated nodes. This is done to put a CELAS2 between
$ each pair, in order to recover the Force
GRID     11              0.      0.      0.
$ CELAS2 definition, for load recovery
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
```

Figura 4.3-73: Modificación de los nodos duplicados de la interfaz del modelo

```
$ CELAS2 definition, for load recovery
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
CELAS2   2001    1.0E10   11      1       1       1
CELAS2   2002    1.0E10   11      2       1       2
CELAS2   2003    1.0E10   11      3       1       3
CELAS2   2004    1.0E10   11      4       1       4
CELAS2   2005    1.0E10   11      5       1       5
CELAS2   2006    1.0E10   11      6       1       6
$ CELAS2   2011    1.0E10   190010   1     100010   1
$ CELAS2   2012    1.0E10   190010   2     100010   2
$ CELAS2   2013    1.0E10   190010   3     100010   3
$ CELAS2   2014    1.0E10   190010   4     100010   4
$ CELAS2   2015    1.0E10   190010   5     100010   5
$ CELAS2   2021    1.0E10   190016   1     100016   1
$ CELAS2   2022    1.0E10   190016   2     100016   2
$ CELAS2   2023    1.0E10   190016   3     100016   3
$ CELAS2   2024    1.0E10   190016   4     100016   4
$ CELAS2   2025    1.0E10   190016   5     100016   5
$ CELAS2   2031    1.0E10   190022   1     100022   1
$ CELAS2   2032    1.0E10   190022   2     100022   2
$ CELAS2   2033    1.0E10   190022   3     100022   3
$ CELAS2   2034    1.0E10   190022   4     100022   4
$ CELAS2   2035    1.0E10   190022   5     100022   5
$ CELAS2   2041    1.0E10   190028   1     100028   1
$ CELAS2   2042    1.0E10   190028   2     100028   2
$ CELAS2   2043    1.0E10   190028   3     100028   3
$ CELAS2   2044    1.0E10   190028   4     100028   4
$ CELAS2   2045    1.0E10   190028   5     100028   5
$ CELAS2   2051    1.0E10   190035   1     100035   1
$ CELAS2   2052    1.0E10   190035   2     100035   2
$ CELAS2   2053    1.0E10   190035   3     100035   3
$ CELAS2   2054    1.0E10   190035   4     100035   4
$ CELAS2   2055    1.0E10   190035   5     100035   5
```

Figura 4.3-74: Modificación de los elementos elásticos (CELAS2) que unen cada DOF entre cada nodo de la interfaz con su duplicado correspondiente previamente definido

```
$ Multipoint Constraints to join I/Fs to the Shaker
RBE2     860000  859999  12345   11
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
$ Referenced Coordinate Frames
$
INCLUDE 'Caso1_random.bdf'
$
ENDDATA
```

Figura 4.3-75: Modificación del elemento rígido o restricción multipunto (RBE2) que une el nodo de aplicación de la carga (860000) como nodo independiente, con los nodos duplicados de la interfaz (éstos como nodos dependientes)

```
RBE2     860000  859999  12345   11
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
$ Referenced Coordinate Frames
$
INCLUDE 'Caso1_random.bdf'
$
ENDDATA
```

Figura 4.3-76: Modificación de la entrada INCLUDE con el nombre del archivo .bdf del modelo

Con esto finalizaría la parte de preprocesado y de análisis. Los detalles de los diferentes tipos de solución de análisis estructurales se desarrollarán a lo largo de este documento.

4.3.14 Posprocesado - Visualización de resultados

Después de realizar cualquier análisis, se debe comprobar los resultados obtenidos. En general, los resultados de los análisis toman la forma de largas listas de números que indican los valores de desplazamientos de los nodos, tensiones en los elementos, fuerzas, etc. Para facilitar la compresión de los resultados obtenidos, es recomendable hacer uso de los programas posprocesadores que permiten visualizar cómodamente los resultados. Habitualmente, los resultados se muestran en forma de contornos coloreados, animaciones o deformaciones sobre el modelo, que indican de forma gráfica cómo se comporta el modelo frente a un estado determinado de cargas. De esta forma, es más fácil comprobar los resultados de los análisis y verificar si el modelo se comporta adecuadamente como se había previsto.

Habitualmente, los programas posprocesadores son los mismos que los preprocesadores. De esta forma, un mismo programa sirve para crear el modelo y para ver después, sobre el mismo modelo, los resultados de los análisis. En este caso, se va a describir las capacidades de visualización que proporciona el programa MSC Patran.

4.3.14.1 Casos de resultados

Los valores de los resultados dependen del tipo de análisis que se haya establecido. Normalmente, los resultados son agrupados en casos de resultados donde están contenidos todos los datos para cada etapa del análisis. Cada etapa consiste en un estado individual de cargas y condiciones de contorno para los análisis estáticos, o en un paso de tiempo o en una frecuencia individual para los análisis dinámicos.

MSC Patran permite poder visualizar uno o más casos de resultados dentro del menú ‘Results’. Cuando se selecciona un caso de resultado, se puede ver cuáles son los resultados disponibles para ese caso.

4.3.14.2 Visualización gráfica de resultados

En MSC Patran se puede visualizar los resultados de distinta forma:

- Dibujos de franjas: esta opción permite visualizar diagramas similares a mapas topográficos, donde sobre el modelo se presentan franjas de cada color. Cada franja representa un rango determinado de valores del resultado y, habitualmente, los colores cálidos (rojo, naranja, amarillo) se relacionan con los valores más altos y los colores fríos (violeta, azul, verde) se relacionan con los valores más bajos. Con esta opción, se puede visualizar por ejemplo las tensiones sobre los elementos del modelo, donde cada franja representa los rangos definidos para los valores de las tensiones.
- Gráficas de figuras deformadas: Esta opción permite visualiza el modelo deformado. Es ideal para representar las deformaciones y poder visualizar directamente esas deformaciones en el modelo. También se puede utilizar otro tipo de parámetros. Las figuras pueden quedar exageradamente deformadas para conseguir visualizar más cómodamente las deformaciones. Se puede controlar por un factor de escala.
- Animaciones: esta opción permite visualizar el movimiento del modelo. Es ideal para mostrar los modos propios.

4.3.14.3 Secuencia de operaciones para la visualización de resultados

El programa posprocesador MSC Patran contiene un menú que permite a los usuarios controlar las opciones de visualización disponibles. Este menú se denomina ‘Results’. En él se puede realizar las siguientes acciones:

- Create: Permite crear una nueva gráfica o visualización de resultados.
- Modify: Permite modificar o cambiar una ciertos parámetros de una gráfica ya creada.
- Post: Permite elegir qué gráfica visualizar sobre el viewport. También permite quitar otras gráficas del viewport, pero no se eliminan de la base de datos.
- Delete: Permite borrar de la base de datos cualquier gráfica creada.

Los objetos que se pueden crear, modificar o borrar son los distintos tipos de gráficas y visualizaciones disponibles en MSC Patran. Estas son las distintos tipos de gráfica:

- Quick plot: Una gráfica deformada o de franjas coloreadas que se crea de forma rápida con la configuración establecida por defecto. Es ideal para echar un rápido vistazo a los resultados.
- Deformation: Es la opción que permite mostrar al modelo en un estado deformado.
- Fringe: Es la opción que permite visualizar franjas de colores sobre el modelo y que representan los distintos rangos de los valores numéricos del parámetro seleccionado para la visualización.
- Contour: Es la opción que permite mostrar líneas coloreadas sobre el modelo.
- Graph: Son las gráficas en XY de los resultados en función de otros parámetros (otros resultados, distancia, etc.).
- Animation: Permite ver cómo se comporta el modelo frente a estados dinámicos o para ver los modos propios.
- Report: es la opción que permite crear informes con los resultados numéricos.
- Results: Permite combinar y derivar resultados, o se pueden crear resultados ficticios para comprobaciones.
- Freebody: Son diagramas de cuerpo libres que sólo es compatible con los resultados del MSC Nastran. Permite ver el balance de fuerzas sobre los nodos.

Para poder ver los resultados, se debe importarlos en el programa MSC Patran. Después se puede crear los distintos tipos de gráficas y poder ver los resultados adecuadamente. A continuación se muestra la secuencia básica de operaciones que permite realizar todo esto.

- Recibir los resultados del análisis. En este ejemplo, el análisis se ejecuta con el programa MSC Nastran y el fichero con los resultados es del tipo .xdb, pero puede valer cualquier tipo de fichero de los que se encuentran disponibles (Output2, MASTER, etc.).

  ‘Analysis/Access Results/Attach XDB/Results Entities’

- Crear una gráfica estándar. Para visualizar rápidamente los resultados mediante franjas, deformadas o ambas opciones para distintos resultados.

  ‘Results/Create/Quick Plot’

- Crear gráficas específicas.
  - Crear gráficas con deformaciones
    ‘Results/Create/Deformation’

  - Crear gráficas con franjas de colores
    ‘Results/Create/Fringe’

  - Crear gráficas con contornos
    ‘Results/Create/Contour’

- Otros tipos de gráficas
  'Results/Create/ …'

Para más información acerca de las opciones de posprocesado, consultar los manuales del programa MSC Patran: (*Ref 10, MSC Patran 2012.2: User's Guide; Ref 16, MSC Patran 2012.2: Reference Manual Part 6: Results Postprocessing; y Ref 17, MSC Patran 2012.2: Reference Manual Part 7: XY Plotting*).

4.3.14.4 Tratamiento matemático de los resultados

Cuando se obtienen los resultados de los análisis, es importante comprender estos resultados y obtener valores representativos mediante un tratamiento matemático adecuado. En esta sección, se hablará sobre los resultados numéricos de los ensayos habituales, cómo interpretarlos y qué operaciones posteriores se suelen realizar para saber si una estructura soporta o no las condiciones mecánicas impuestas.

4.3.14.4.1 Sistema de unidades de los resultados

En todos los análisis explicados en este documento, se emplean cabeceros estándar para cada análisis, donde los valores de la carga aplicada se expresa en el Sistema Internacional de Unidades. Teniendo en cuenta que el modelo FEM emplea el mismo Sistema de unidades, se espera que los resultados obtenidos en los ficheros de salida (.f06, .xdb, etc…) estén expresados en el Sistema Internacional. Esto quiere decir que los resultados típicos de los análisis estructurales son valores numéricos representados en las siguientes unidades:

Resultado	Unidades
Aceleraciones	m/s^2
Tensiones	Pa
Desplazamientos	m
Velocidades	m/s
Fuerzas aplicadas, fuerzas de reacción	N
Momentos de fuerza aplicados y de reacción	Nm
Fuerzas internas en los elementos 1D (fuerza axial, fuerzas cortantes)	N
Momentos internos en los elementos 1D (momentos de flexión, momento torsor)	Nm
Fuerzas internas en los elementos 2D (fuerzas de membrana, fuerzas de cortadura transversal)	N/m
Momentos internos en los elementos 2D (momentos de flexión)	Nm/m = N
Fuerzas en los nodos (GPFORCES)	N

Tabla 4.3-18: Unidades de los resultados de los análisis

Teniendo en cuenta esto, si se quiere representar la aceleración de un determinado nodo en g, se debe dividir el resultado obtenido (en m/s^2) por 9.81.

Un caso particular lo representa el análisis de vibraciones aleatorias, donde hay dos tipos de resultados: los resultados representados por la densidad espectral de potencia (PSD), que dependen de la frecuencia y los representados por la raíz cuadrática media (RMS), que son valores globales independientes de la frecuencia.

Resultado (análisis random)	Unidades (PSD)	Unidades (RMS)
Aceleraciones	$(m/s^2)^2/hz$	m/s^2
Tensiones	Pa^2/hz	Pa
Desplazamientos	m^2/hz	m
Velocidades	$(m/s)^2/hz$	m/s

Fuerzas aplicadas, fuerzas de reacción	N^2/hz	N
Momentos de fuerza aplicados y de reacción	$(Nm)^2$/hz	Nm
Fuerzas internas en los elementos 1D (fuerza axial, fuerzas cortantes)	N^2/hz	N
Momentos internos en los elementos 1D (momentos de flexión, momento torsor)	$(Nm)^2$/hz	Nm
Fuerzas internas en los elementos 2D (fuerzas de membrana, fuerzas de cortadura transversal)	$(N/m)^2$/hz	N/m
Momentos internos en los elementos 2D (momentos de flexión)	N^2/hz	Nm/m = N
Fuerzas en los nodos (GPFORCES)	N^2/hz	N

Tabla 4.3-19: Unidades de los resultados de los análisis de vibraciones aleatorias

En el caso de los análisis de vibraciones aleatorias, si se quiere representar la aceleración PSD de un determinado nodo en g^2/hz, se debe dividir el resultado obtenido (en $(m/s^2)^2$/hz) por 9.81^2.

4.3.14.4.2 Estudio de los márgenes de seguridad referidos a las máximas tensiones

Uno de los propósitos fundamentales de los análisis estructurales es saber si la estructura va a soportar adecuadamente la carga mecánica máxima que se va a encontrar durante su vida útil. Por lo tanto, uno de los resultados más importantes son las tensiones máximas encontradas en los elementos estructurales. El tratamiento matemático de posproceso de estos resultados es el siguiente:

1. Encontrar para cada caso de carga las máximas tensiones para cada material. Habitualmente, el valor más representativo es la máxima tensión de Von Mises (σ_{VMmax}). Se debe tener en cuenta las siguientes consideraciones:
    a. Análisis de vibraciones sinusoidales: las tensiones dependen de la frecuencia, así que sólo se tiene en cuenta la frecuencia que presenta los valores más altos, que generalmente ocurre en uno de estos casos.
        - Si el modelo tiene las primeras frecuencias propias dentro del rango de aplicación de estas cargas (2 – 100 hz), los valores máximos de las fuerzas se presentan cerca de la frecuencia propia más determinante.
        - Si el modelo tiene la primera frecuencia propia fuera del intervalo de aplicación, entonces los valores máximos se presentan en el extremo superior del rango (típicamente a los 100 hz).
    b. Análisis de vibraciones aleatorias: se debe buscar el valor RMS de las tensiones y asegurarse de que es el valor 3σ. Generalmente, se emplea el método MSC Random para poder visualizar y obtener este valor (ver 5.3.4.3.3).
2. Disponer de los valores de límite elástico (yield tensile strength, σ_y) y resistencia última (ultimate tensile strength, σ_u) de cada material.
3. Disponer de los valores de los factores de carga aplicables:
    a. K_P: Factor de proyecto. Típicamente su valor es 1.1.
    b. K_M: Factor del modelo. Típicamente su valor es 1.1.
    c. K_{LD}: Factor de diseño local. Típicamente su valor es 1.1.
    d. FOSY: Factor de seguridad del límite elástico. Típicamente su valor es 1.1.
    e. FOSU: Factor de seguridad de la carga última. Típicamente su valor es 1.25.
4. Emplear las siguientes fórmulas para calcular los márgenes de seguridad para cada material.

$$MoS_y = \left(\frac{\sigma_Y}{\sigma_{VM\max} \times K_p \times K_M \times K_{LD} \times FOSY} \right) - 1$$

$$MoS_u = \left(\frac{\sigma_U}{\sigma_{VM\max} \times K_p \times K_M \times K_{LD} \times FOSU} \right) - 1$$

5. La estructura soporta adecuadamente la carga aplicada si los anteriores márgenes dan valores positivos. En caso de que den valores negativos, se debe estudiar la zona afectada y proponer soluciones como cambiar de material, cambiar de espesor o cambiar el diseño.

La forma más rápida de obtener los valores máximos de tensión es mediante la importación y visualización de las tensiones en el programa MSC Patran. Se recomienda crear grupos por materiales y visualizar y anotar para cada grupo el valor máximo de tensión de Von Mises. Para el caso de elementos 1D, se puede emplear como sustituto el valor de la máxima tensión combinada (generada por los esfuerzos axiales y por lo momentos flectores).

4.3.14.4.3 Obtención de las fuerzas en la interfaz

La interfaz de un modelo se define como la zona por donde se sujeta el modelo al resto de la estructura (soporte, sistema de adaptación del lanzador, etc…) durante el lanzamiento o durante los ensayos. Esta zona suele disponer de tornillos y presenta altas concentraciones de esfuerzos en las zonas de unión que conviene estudiar detalladamente.

La forma habitual para representar estas zonas de interfaz es mediante nodos individuales localizados en el centro de los agujeros de cada zona de unión. Cada uno de estos nodos dispone de un nodo duplicado y un conjunto de elementos elásticos tipo CELAS2 que unen cada pareja de nodos. Estos elementos y los nodos duplicados están definidos en los cabeceros de cada análisis (ver 4.3.13.2.2). El propósito de estos elementos es obtener las fuerzas resultantes en cada tornillo para realizar el análisis de tornillos. Los pasos a seguir para realizar este tipo de análisis son:

1. Obtención de los valores de fuerzas de cada elemento CELAS2 de la interfaz desde el archivo .f06. Es importante tener las siguientes consideraciones:
    a. Análisis de vibraciones sinusoidales: las fuerzas dependen de la frecuencia, así que sólo se tiene en cuenta la frecuencia que presenta los valores más altos, que generalmente ocurre en uno de estos casos.
        - Si el modelo tiene las primeras frecuencias propias dentro del rango de aplicación de estas cargas (2 – 100 hz), los valores máximos de las fuerzas se presentan cerca de la frecuencia propia más determinante.
        - Si el modelo tiene la primera frecuencia propia fuera del intervalo de aplicación, entonces los valores máximos se presentan en el extremo superior del rango (típicamente a los 100 hz).
    b. Análisis de vibraciones aleatorias: se debe tener en cuenta los valores RMS de las fuerzas y multiplicarlas por 3 (criterio 3σ).
2. Aplicación del margen del modelo (K_M = 1.2) a todos estos valores, es decir, las fuerzas se multiplican por 1.2 típicamente.
3. Obtención de las fuerzas lateral (F_Q) y longitudinal (F_A) para cada tornillo. Si los ejes laterales son Y e Z, y el longitudinal es X, entonces se aplican las siguientes fórmulas.

$$F_Q = \sqrt{{F_Y}^2 + {F_Z}^2}$$

$$F_A = F_X$$

4. Selección de los valores más altos de las fuerzas lateral y longitudinal para cada tornillo, teniendo en cuenta todos los análisis involucrados (cuasi estático, sinusoidal, random, etc…).
5. Obtención de los márgenes de seguridad correspondientes del análisis de tornillo (ver sección 5.8.1.7) a cada tornillo.

4.3.14.4.4 Obtención de la carga estática equivalente a las vibraciones aleatorias

En muchos casos es importante saber cuál es la carga equivalente a una especificación de vibraciones aleatorias, es decir, qué valor total representa la suma de las cargas aleatorias. Este dato es importante tener en cuenta para el análisis de pandeo y para otros usos.

Para los cálculos, se debe disponer de lo siguiente:

- Lista de frecuencias propias (en hz) del modelo, obtenidas por análisis de modos propios: f_i
- Lista de las masas modales efectivas a cada eje de traslación asociadas a las frecuencias propias (obtenidas por análisis de modos propios): $MEMX_i$, $MEMY_i$ y $MEMZ_i$
- Amortiguamiento asociado a cada frecuencia propia: ξ_i
- Densidad espectral de potencia de las aceleraciones (generalmente, vienen especificados en g^2/hz) para cada eje: $PSDX_i$, $PSDY_i$ y $PSDZ_i$

Las fórmulas para obtener la carga estática equivalente (en g) son:

$$n_{Xi} = \sqrt{\frac{\pi}{2} f_i PSDX_i \frac{1}{2\xi_i}} \qquad n_{Yi} = \sqrt{\frac{\pi}{2} f_i PSDY_i \frac{1}{2\xi_i}} \qquad n_{Zi} = \sqrt{\frac{\pi}{2} f_i PSDZ_i \frac{1}{2\xi_i}}$$

$$P_{Xi} = 9.81 \cdot MEMX_i \cdot n_{Xi} \qquad P_{Yi} = 9.81 \cdot MEMY_i \cdot n_{Yi} \qquad P_{Zi} = 9.81 \cdot MEMZ_i \cdot n_{Zi}$$

Carga estática equivalente en eje X (aceleración en g): $A_X = 3 \frac{\sqrt{\sum_i P_{Xi}^2}}{9.81 \sum_i MEMX_i}$

Carga estática equivalente en eje Y (aceleración en g): $A_Y = 3 \frac{\sqrt{\sum_i P_{Yi}^2}}{9.81 \sum_i MEMY_i}$

Carga estática equivalente en eje Z (aceleración en g): $A_Z = 3 \frac{\sqrt{\sum_i P_{Zi}^2}}{9.81 \sum_i MEMZ_i}$

4.3.15 Resumen del proceso de modelización

Para crear cualquier tipo de estructura FEM mediante el programa MSC Patran, el proceso a seguir es el siguiente:

1. Creación o importación de la geometría preliminar.
2. Modificación de la geometría preliminar para obtener el modelo geométrico.
3. Verificación del modelo geométrico, para asegurarse de que queda adecuadamente conectado y que las entidades geométricas no presentan problemas (ver Tabla 4.3-15).
4. Creación de los materiales del modelo mediante la definición de los parámetros de cada material (E, ρ, ν, etc…).
5. Creación de las propiedades de los elementos estructurales. Cada propiedad hace referencia a uno de los materiales previamente creados, y se incluye el valor de las dimensiones de la sección (para elementos 1D) o el valor del espesor (para elementos 2D).
6. Creación de la malla que constituye el conjunto de nodos y elementos para generar el modelo FEM a partir del modelo geométrico. Este proceso se divide en las siguientes tareas:
    a. Creación de la premalla o semilla de malla, que indica el número de elementos o el tamaño medio de los elementos a lo largo de las líneas que definen el contorno de las superficies o sólidos.
    b. Creación de la malla propiamente dicha, definiendo para cada malla, el valor inicial de la numeración de los nuevos nodos y elementos que se vayan a generar, y haciendo referencia a una propiedad previamente creada que define los parámetros (material, espesor o sección) de los nuevos elementos.
7. Verificación de cada malla mediante una serie de operaciones que garanticen que los elementos cumplen con los requisitos de forma y que la malla no presente discontinuidades indeseadas (ver Tabla 4.3-16).

8. Creación de las masas puntuales que representan cada equipo que no forma parte de la estructura, pero que deben estar presentes en los análisis estructurales (la masas de estos equipos es determinante). Se debe definir las características másicas de cada equipo en su masa puntual correspondiente, tomando estos valores a través del mass budget correspondiente.
9. Creación de los elementos rígidos, usualmente los denominados RBE2, para unir cada masa puntual con los nodos del modelo estructural y para unir distintas piezas estructurales entre sí. Es decir, estos elementos rígidos representan las uniones de una forma simplificada. Otra alternativa es representar mediante elementos elásticos 1D tipo CELAS o CBUSH cada tornillo, y unir estos elementos a las piezas estructurales mediante RBE2.
10. Modificación de cada propiedad para incluir los valores de la masa no estructural (NSM). De esta forma, se consigue corregir el valor de la masa total de cada pieza y ajustarlo con lo que corresponde en el mass budget. Esta masa no estructural debe representar todo el conjunto de masa extra que incorpora el subsistema y que no se puede representar como masa estructural ni como masa puntual.
11. Operaciones de comprobación para garantizar que el modelo FEM final representa fielmente a la estructura real, tanto desde el punto de vista de masa como desde el punto de vista de rigidez. Además puede ser necesario realizar renumeraciones de nodos o elementos para aquellas partes que lo requieran. De esta forma, se consigue que cada pieza o zona estructural tenga un rango de numeración bien definido y distinguible del resto de piezas.
12. Creación de las condiciones de contorno y cargas cuando se requiera. En este paso, sólo hace falta en la mayoría de los casos crear restricciones de punto único (SPC) a los nodos que definen la interfaz del modelo (generalmente son unos pocos nodos que representan los tornillos que unen el modelo con su soporte). Para definir las cargas o fuerzas aplicadas, se suele realizar a través de los cabeceros de los análisis correspondientes como veremos a continuación.
13. Una vez finalizado la creación del modelo FEM, se debe configurar los cabeceros estándar de cada análisis para adaptarlo a un modelo particular. Los análisis estructurales más usuales son los siguientes:
    a. Análisis de modos propios.
    b. Análisis estático (uno en cada eje y/o combinación).
    c. Análisis de vibraciones sinusoidales (uno en cada eje).
    d. Análisis de vibraciones aleatorias (uno en cada eje).
    e. Análisis termoelástico.
    f. Análisis de pandeo.
    g. Análisis de choque.
14. Tras finalizar cada análisis, el siguiente paso es realizar las actividades de posproceso, que incluyen la evaluación de los resultados, la visualización sobre el modelo de estos resultados y finalmente, la realización de informes que incluya toda la información referente a las características del modelo y a los resultados obtenidos.

En muchos casos, se puede adaptar los pasos indicados anteriormente. Para los modelos compuestos de muchas piezas, se puede crear la geometría de una pieza del modelo y mallarla antes de iniciar la geometría de otras partes del modelo. Es decir, es usual aplicar las secuencias iniciales (del paso 1 al 7) por cada pieza, en vez de todo el conjunto a la vez.

4.3.15.1 Comandos habituales del programa MSC Patran

Antes de empezar la geometría de las primeras piezas, es importante tener en cuenta cuáles son los comandos más utilizados para la creación de geometría, creación de propiedades, creación de mallado, verificación, configuración de análisis y visualización de resultados.

Operaciones para la creación y modificación de geometría	
Creación de puntos	Geometry/Create/Point
Creación de curvas definidas por 2 puntos	Geometry/Create/Curve/Point/2 Point
Creación de circunferencias	Geometry/Create/Curve/2D Circle
Creación de superficies planas regulares (3 o 4 lados)	Geometry/Create/Surface/Edge
Creación de superficies no regulares (más de 4 lados y/o con agujeros)	Geometry/Create/Surface/Trimmed
Extracción de una cara de un sólido	Geometry/Create/Surface/Extract/Face
División de una curva en dos curvas por un punto intermedio	Geometry/Edit/Curve/Break/Point
División de una superficie en dos superficies por una curva interior	Geometry/Edit/Surface/Break/Curve
Creación de sistemas de coordenadas	Geometry/Create/Coord
Borrado de entidades geométricas	Geometry/Delete

Tabla 4.3-20: Operaciones útiles para la creación de la geometría

Operaciones de verificación de la geometría	
Equivalencia de puntos	Geometry/Edit/ Point/Equivalence
Verificación de la continuidad de superficies adyacentes	Geometry/Verify/ Surface/Boundary
Comprobación de que no haya superficies duplicadas	Geometry/Verify/ Surface/Duplicates
Comprobación de que las direcciones normales de superficies coplanarias apuntan la misma dirección	Geometry/Show/ Surface/Normal
Corrección de las direcciones normales erróneas de las superficies	Geometry/Edit/ Surface/Reverse
Comprobación de la congruencia de las superficies que delimitan un sólido	Geometry/Verify/Solid/B-rep
Corrección de la continuidad entre superficies adyacentes con vértices no compartidos	Geometry/Edit/Surface/Edge Match (option Surface-Point)
Corrección de la continuidad entre superficies adyacentes con vértices compartidos	Geometry/Edit/Surface/Edge Match (option 2 Surface)

Tabla 4.3-21: Operaciones útiles para la verificación de geometría

Operaciones para la creación y modificación de las propiedades y materiales	
Creación de materiales	Properties/Materials/Create/Isotropic/Manual Input
Creación de propiedades para masas puntuales	Properties/Element Properties/Create/0D/ Mass/Lumped
Creación de propiedades de vigas (rigidez a flexión, tracción-compresión, torsión y cortadura)	Properties/Element Properties/Create/1D/Beam
Creación de propiedades de varillas y cables (sólo rigidez a tracción-compresión)	Properties/Element Properties/Create/1D/Rod
Creación de propiedades de muelles	Properties/Element Properties/Create/1D/Spring
Creación de propiedades de láminas	Properties/Element Properties/Create/2D/Shell
Creación de propiedades de sólidos (3D)	Properties/Element Properties/Create/3D/Solid
Modificación de propiedades	Properties/Element Properties/Modify
Eliminación de propiedades	Properties/Element Properties/Delete

Tabla 4.3-22: Operaciones útiles para la creación de propiedades

Operaciones para la creación de los elementos (malla)	
Creación de la premalla uniforme	Meshing/Create/Mesh Seed/Uniform
Creación de la malla sobre una curva (creación de elementos 1D)	Meshing/Create/Mesh/Curve Topology: Bar2
Creación de la malla sobre una superficie regular (creación de elementos 2D)	Meshing/Create/Mesh/Surface Element Shape: Quad Mesher: Isomesh Topology: Quad4
Creación de la malla sobre una superficie no regular (creación de elementos 2D)	Meshing/Create/Mesh/Surface Element Shape: Quad Mesher: Paver o Hybrid Topology: Quad4
Creación de nodos puntuales (para las masas puntuales y otros usos)	Meshing/Create/Node/Edit
Creación de elementos individuales no pertenecientes a mallas	Meshing/Create/Element/Edit
Creación de elementos rígidos RBE2	Meshing/Create/MPC/RBE2
Operaciones de transformación de elementos (traslación, rotación o simetría)	Meshing/Transform/Element/…
Renumeración de nodos o elementos	Meshing/Renumber
Eliminación de nodos, elementos o mallas	Meshing/Delete

Tabla 4.3-23: Operaciones útiles para la creación de elementos, nodos y mallado

Operaciones de verificación del mallado	
Verificación de que no hay elementos duplicados	Meshing/Verify/ Element/Duplicates
Equivalencia de nodos	Meshing/Equivalence
Comprobación de que las direcciones normales de elementos 2-D adyacentes apuntan a la misma dirección	Meshing/Verify/ Element/Normals
Verificación de que los bordes libres sean los adecuados	Meshing/Verify/ Element/Boundaries
Verificación de que la conectividad de los elementos 3D es correcta	Meshing/Verify/ Element/Connectivity
Verificación de los elementos QUAD	Meshing/Verify/QUAD/All
Verificación de los elementos TRIA	Meshing/Verify/TRIA/ All
Verificación de los elementos TET	Meshing/Verify/TET/ All
Verificación de los elementos WEDGE	Meshing/Verify/ WEDGE/All
Verificación de los elementos HEX	Meshing/Verify/HEX/ All
Verificación de la posición de los nodos medios	Meshing/Verify/ Midnode/Tangent Offset
Verificación de los ángulos de los nodos medios	Meshing/Verify/ Midnode/Normal Offset

Tabla 4.3-24: Operaciones útiles para la verificación del mallado

Operaciones de aplicación de condiciones de carga y de contorno	
Creación de un caso de carga	Loads/BCs / Load Cases / Create
Creación de una restricción nodal SPC	Loads/BCs / Load/Boundary Conditions / Create / Displacement / Nodal / Standard
Modificación de un caso de carga	Loads/BCs / Load Cases / Modify
Eliminación de restricciones	Loads/BCs / Load/Boundary Conditions / Delete / Displacement

Tabla 4.3-25: Operaciones útiles para la aplicación de condiciones de carga y de contorno

Operaciones de configuración de análisis	
Creación del .bdf	Analysis/Analyze/Entire Model/Analysis Deck

Importación de resultados (archivo .xdb)	Analysis/Access Results/Attach XDB/Results Entities
Importación de resultados (archivo .op2)	Analysis/Access Results/Read Output2/Results Entities

Tabla 4.3-26: Operaciones útiles para configuración de análisis

Operaciones de visualización de resultados	
Visualización rápida de contorno + deformada	Results/Create/Quick Plot

Tabla 4.3-27: Operaciones útiles para visualización de resultados

Operaciones auxiliares	
Creación de grupos por selección de entidades	Group/Create/Select Entity
Creación de grupos por propiedades	Group/Create/Property Set/Multiple Groups (prefix: prop.)
Creación de grupos por materiales	Group/Create/Material/Multiple Groups (prefix: matl.)
Visualización del contenido de un grupo o un conjunto de grupos en particular	Group/Post
Modificación del contenido de los grupos	Group/Modify
Transformación (traslación, rotación, etc…) de las entidades pertenecientes a un grupo	Group/Transform
Eliminación de un grupo	Group/Delete
Cálculo de la masa total del modelo	Tools/Mass Properties/Show/3D Define region: All/FEM
Cálculo de la masa de los elementos de una pieza	Tools/Mass Properties/Show/3D Define region: Group/FEM
Mostrar o desaparecer elementos en el viewport (sólo afecta a la visualización)	Display / Plot/Erase
Aumentar el tamaño de los puntos geométricos (para visualizarlos mejor)	Home / Misc. / Point Size
Aumentar el tamaño de los nodos (para visualizarlos mejor)	Home / Misc. / Node Size

Tabla 4.3-28: Operaciones auxiliares

4.3.15.2 Consejos y recomendaciones para la creación del modelo FEM en Patran

A continuación se va a describir algunos consejos básicos que ayudan a construir un modelo de elementos finitos de forma eficiente y eficaz.

4.3.15.2.1 Configuración de las preferencias de análisis

Antes de comenzar con la creación o importación de la geometría del modelo, es importante acordarse SIEMPRE de configurar las preferencias que aparecen en la ventana de acciones inicial cuando se abre el archivo Patran por primera vez. Generalmente, se seleccionan el código y el tipo de análisis, así como el tamaño del modelo (valor aproximado en metros) que aparece en el menú inicial.

- Tipo de análisis: Estructural
- Código de análisis: Nastran
- Tamaño del modelo

4.3.15.2.2 Guardado automático del modelo

Por defecto, la configuración del programa MSC Patran provoca que el programa se vaya guardando automáticamente a medida que se vaya creando el modelo. Esto presenta la ventaja de que en caso de cierre repentino del programa (puede ocurrir con bastante frecuencia) no se borre las últimas acciones. Este aspecto es agradecido por la mayoría de usuarios que trabaja con este programa.

La principal desventaja es que no permite deshacer más de dos operaciones seguidas, es decir, si un usuario no le gusta la configuración de la malla puede deshacerla inmediatamente después de hacerla, pero si realiza otra operación justo después de crear la malla, puede deshacer esta última operación pero no puede deshacer la creación de la malla. Debido a este problema, es aconsejable crear diferentes copias del modelo a medida que se vaya creando, para poder volver a un estado anterior en caso de necesidad. La operación para crear copias del modelo es:

‘File / Save a copy…’

Se recomienda que el nombre de estas copias conste del nombre del modelo original, seguido por la fecha y alguna indicación sobre la última operación realizada.

4.3.15.2.3 Opciones de visualización

Para poder seleccionar más fácilmente las entidades como puntos, nodos, etc… en el viewport, se recomienda emplear las siguientes acciones de visualización que permiten identificar y destacar mejor estos elementos:

Mostrar o desaparecer elementos en el viewport (sólo afecta a la visualización)	Display / Plot/Erase
Mostrar o desaparecer rápidamente la geometría en el viewport	Home / Misc. / Plot/Erase Geometry
Mostrar o desaparecer rápidamente el modelo FEM en el viewport	Home / Misc. / Plot/Erase FEM
Aumentar el tamaño de los puntos geométricos (para visualizarlos mejor)	Home / Misc. / Point Size
Aumentar el tamaño de los nodos (para visualizarlos mejor)	Home / Misc. / Node Size
Mostrar el modelo en estilo wireframe (único estilo de visualización que permite visualizar los nodos y puntos de forma aumentada)	Home / Display / Wireframe
Mostrar el modelo en estilo sólido (facilita la visualización de las caras de las superficies y sólidos)	Home / Display / Smooth Shaded
Restear la visualización	Home / Defaults / Reset Graphics

Tabla 4.3-29: Acciones de visualización comunes en MSC Patran

4.3.15.2.4 Utilización de grupos

Cuando un modelo es lo suficientemente complejo e incorpora muchas piezas, es aconsejable utilizar el potencial que ofrece la utilización de “grupos”. Los grupos tienen la versatilidad de incorporar cualquier tipo de entidad (puntos, superficies, nodos, elementos, etc…), de forma que una vez creado un grupo se puede visualizar únicamente el contenido de ese grupo en particular y evitar que el resto de entidades del modelo, que no pertenecen a este grupo seleccionado, estorben visualmente al usuario cuando esté creando la geometría o la malla de una pieza determinada.

Por lo tanto, se recomienda que antes de comenzar con la geometría de una pieza, se debe crear un grupo que vaya a incorporar únicamente las entidades de esa pieza y no las pertenecientes a otras piezas. De esta forma, cada pieza tendrá su grupo correspondiente y por tanto resulte fácil visualizar cada pieza (con toda su geometría, malla, nodos y elementos asociados) de forma individual para trabajar más cómodamente en la creación y modificación de entidades, y en la visualización de resultados.

Para crear un grupo, se debe ejecutar el siguiente comando en MSC Patran:

‘Group/Create/Select Entity’

El nombre que se le dé al grupo debe ser representativo de la pieza asociada.
Se debe asegurar posteriormente que este grupo creado sea el grupo principal (Current group). Esto se suele conseguir por defecto para el último grupo en ser creado, pero para asegurarse se debe ejecutar el siguiente comando:

‘Group/Set Current…’

Una vez establecido el grupo como “Current Group”, esto implica que todas las entidades que se vayan a crear a partir de este momento se incluirán únicamente en este grupo. Por lo tanto, el usuario puede iniciar la creación de la geometría que define la pieza (puntos, curvas y superficies), seguido de la creación de propiedades y creación del mallado sobre esta geometría (cuando se haya realizado todas las operaciones de verificación de geometría). Así que finalmente, todos los elementos y nodos que definen el modelo FEM de esta pieza quedarán incluidos automáticamente en el grupo correspondiente. Cuando se haya finalizado con las comprobaciones para esta pieza, se puede pasar a la siguiente pieza repitiendo el proceso de creación de grupo para la nueva pieza.

Para aprender más sobre la utilización de grupos, consultar la sección 4.3.16.1 de este manual.

4.3.15.2.5 Creación y modificación de geometría

Para mejorar la eficiencia en la creación de un modelo FEM de cualquier estructura, se recomienda generar un modelo geométrico que esté compuesto de superficies y líneas simples. Esto provoca que se invierta más tiempo en las operaciones de creación y modificación de geometría que en el resto de operaciones, debido a que el proceso de simplificación de geometría implica muchas operaciones como dividir una superficie compleja en muchas superficies simples, crear más líneas y puntos de referencia, etc… Pero esta inversión de tiempo en la parte geométrica se ve recompensada enormemente con una mayor automatización del mallado posterior y un menor número de problemas (ya que las superficies simples se mallan mejor y los elementos generados presentan menos errores que con las superficies complejas).

Por eso, se debe planificar el modelo geométrico para que cada pieza sea una composición de superficies triangulares o cuadriláteras, buscando siempre que los ángulos sean los más rectos posibles (cercanos a 90º), ya que los elementos 2D con ángulos muy agudos no cumplen con los requisitos de forma (ver las operaciones de verificación de los elementos QUAD y TRIA). Es habitual dividir las curvas en segmentos más pequeños (delimitados por puntos intermedios) y las superficies complejas en superficies más simples (delimitadas por líneas que cortan la superficie compleja) mediante los siguientes comandos:

‘Geometry/Edit/Curve/Break/Point’
‘Geometry/Edit/Surface/Break/Curve’

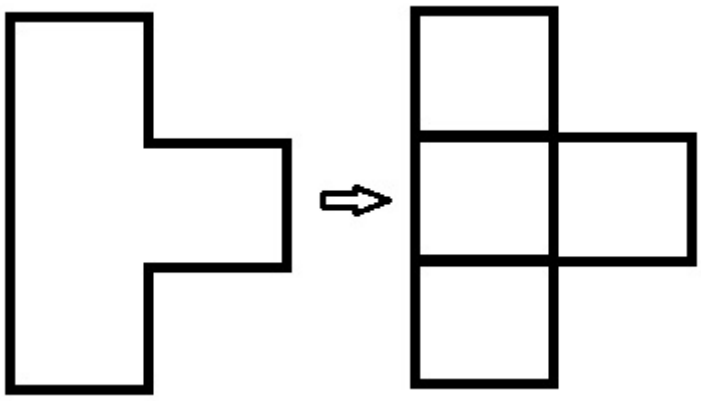


Figura 4.3-77: Esquema de la transformación de una superficie compleja (8 lados) a 5 superficies simples rectangulares

Pero previamente se debe crear los puntos o líneas que sirven para delimitar estas entidades. Realizar esto implica un gran consumo de tiempo que se ve recompensado en el proceso de mallado, ya que las superficies simples (3 o 4 lados) se pueden mallar isométricamente obteniendo una malla más ordenada y con menor posibilidad de errores.

Se recomienda utilizar este estilo para crear y modificar las superficies de este modelo.

4.3.15.2.6 Asignación de propiedades a los elementos

En la mayoría de los casos, primero se crea las propiedades incluyendo en cada una el material aplicado, el espesor (2D) o el tipo de sección (1D). Este paso se suele realizar antes de la creación de los elementos (proceso de mallado), por lo que a partir de este paso se puede dar una de las siguientes opciones:

- Creación del mallado sobre una entidad geométrica (curva, superficie o sólido): En este caso, en el mismo menú de la creación del mallado, se debe indicar la propiedad que deben tener los nuevos elementos que se generen.
- Duplicación de elementos mediante operaciones de transformación (traslación, giro, simetría, etc…): en este caso, cuando se hace una de estas operaciones, se tiene que elegir entre estas dos opciones: que los nuevos elementos tengan la misma propiedad que los elementos originales, o que los elementos nuevos se generen sin propiedad asignada. Por lo tanto, en la mayoría de los casos que se va a exponer en este documento, se debe elegir la segunda opción (los nuevos elementos no suelen tener la misma propiedad que los originales). Posteriormente se debe modificar la propiedad que deben tener los nuevos elementos y seleccionarlos en “Select Application Region…” dentro del siguiente menú:
  ‘Properties/Modify…’

4.3.15.2.7 Numeración de elementos y nodos

En la mayoría de los modelos se especifica un rango de numeración determinado para identificar a los nodos y a los elementos. Para este modelo, se recomienda elegir un rango de numeración lo suficientemente amplio para cada pieza. De esta forma, los elementos y nodos pertenecientes a una pieza deben tener números de identificación fácilmente distinguibles con respecto al resto del modelo.

Como se sabe, a la hora de generar elementos hay dos métodos: mallado de geometría y duplicación de elementos por transformación. En ambas operaciones se debe indicar el número inicial del rango de numeración para los nodos y elementos que se vayan a generar. Se recomienda que el usuario, cuando empiece a generar elementos para cada pieza, modifique los

valores por defecto de los números de identificación para que sean los valores iniciales del rango elegido a esa pieza. Es decir, si el usuario decide que el rango de numeración de elementos de una determinada pieza sea desde 1000 a 5000, se debe indicar el valor “1000” en la casilla correspondiente.

De todas formas, es recomendable que una vez terminados todos los elementos de una determinada pieza o zona, y cuando se haya realizado todas las operaciones de verificación correspondientes, se renumere tanto los nodos como los elementos mediante el siguiente comando, donde se puede volver a introducir el valor inicial del rango:

‘Meshing/Renumber’

En cuanto al valor final del rango depende del número de nodos y elementos de cada pieza, así que el usuario debe elegir el rango de la siguiente pieza para que no interfiera con la anterior dejando un margen de numeración lo suficientemente amplio.

4.3.15.2.8 Operaciones de verificación geométrica y verificación del mallado

En todos los modelos de elementos finitos se debe realizar las operaciones de verificación de geometría (ver Tabla 4.3-15) antes de comenzar el mallado, y posteriormente se debe realizar las operaciones de verificación del mallado (ver Tabla 4.3-16) cuando finalice éste.

Ambas secuencias de operaciones se pueden aplicar a todo el modelo a la vez o pieza a pieza. En el caso de la creación de un modelo pieza a pieza, es decir, cuando se crea la geometría y el mallado de una pieza, después la geometría y mallado de la siguiente, etc…, se recomienda aplicar las secuencias de operaciones de verificación de la geometría y mallado a cada pieza individualizada. Sólo se permite continuar la creación de la siguiente pieza cuando la anterior haya sido convenientemente chequeada.

Un detalle importante a tener en cuenta es la operación de equivalencia de nodos. Por defecto está configurado para que afecte a todo el modelo FEM, pero esto es peligroso porque puede provocar uniones no deseadas de piezas próximas. Por lo tanto, se recomienda realizar la operación de equivalencia de nodos por grupos (como se ha explicado previamente, se recomienda crear un grupo por cada pieza del modelo) pudiendo elegir uno o más grupos a la vez. Esto se configura en el comando de equivalencia de nodos:

‘Meshing/Equivalence/Group…’

En este menú se debe seleccionar la casilla “Filter” para que aparezca la lista de grupos creados y seleccionar a aquellos que se quiera aplicar la operación de equivalencia.

Por lo tanto, se recomienda realizar siempre esta operación, ya que es bastante habitual, tras realizar mallados en superficies adyacentes, encontrarse con discontinuidades o brechas entre estas superficies debido a parejas de nodos coincidentes en los bordes que las separan.

Como se ha explicado previamente, se debe tener la precaución de no generar uniones no deseadas entre distintas piezas. En cambio, si hay piezas distintas que sí deben quedar unidas de forma continua (sin necesidad de elementos rígidos), entonces se debe incluir todo este conjunto de piezas (seleccionando los grupos correspondientes) en la misma operación de equivalencia.

4.3.15.2.9 Empleo de elementos rígidos

Como se ha comentado en este manual, el elemento rígido más usado para uniones y para transmitir las aceleraciones a los puntos de la interfaz desde el nodo de aplicación de la carga (para análisis dinámicos) es el RBE2. Este elemento une un nodo independiente con un conjunto

de nodos dependientes. El problema que se encuentra a este elemento, es que funciona mal para los análisis termoelásticos (presenta resultados erróneos). Por lo tanto, antes de realizar el análisis termoelástico de un modelo, conviene modificarlo para hacer otro modelo similar pero cambiando los elementos RBE2 por RBE3. Estos elementos RBE3 funcionan de manera opuesta, es decir, unen un nodo dependiente con un conjunto de nodos independientes, y no presenta problemas en el termoelástico.

Para realizar el cambio desde el programa MSC Patran, existe un comando en el menú de ‘Utilities’ que permite cambiar todos los RBE2 por RBE3 y viceversa.

‘Utilities/FEM-General/Modify MSC.N RBE2/RBE3… / Convert / RBE2 to RBE3/All’

4.3.15.2.10 Directorios y carpetas de los análisis

Es recomendable disponer de un orden y un uso adecuado de los directorios donde se almacenan los modelos y los ficheros de resultados. Es importante que cada análisis disponga de su carpeta particular para poder saber más cómodamente qué resultados corresponden con cada análisis.

Una advertencia particular sobre el nombre de las carpetas o directorios donde se encuentran los ficheros para los análisis (cabeceros y .bdf) es que no deben tener tilde ni “ñ”. Es obligatorio cumplir con este requisito, ya que aunque parezca algo sin importancia, el programa MSC Nastran no reconoce estos caracteres y el análisis no puede efectuarse. Por lo tanto, se debe establecer nombres simples (sin tildes, ñ, etc…) a los nombres de las carpetas.

4.3.16 Utilización avanzada del programa MSC Patran

Esta sección tiene el propósito de describir y enumerar un conjunto de operaciones y técnicas que los usuarios expertos del programa MSC Patran deben aprender y tener en consideración para alcanzar un nivel superior en el área de modelización y cálculo estructural.

4.3.16.1 Utilización de grupos

La utilización de ‘grupos’ es una técnica muy utilizada que ayuda al usuario en la creación del modelo geométrico y de elementos finitos, en la modificación y en el posproceso.

Un grupo es una colección de entidades empleadas en el programa MSC Patran, que puede ser desde entidades geométricas (puntos, curvas, superficies, sólidos) hasta entidades FEM (nodos, elementos (BAR, BEAM, TRIA, QUAD, etc.)). Se puede crear grupos con cualquier combinación de estas entidades, aun siendo de distinta naturaleza. El principal objetivo de los grupos es permitir la visualización de conjuntos pequeños de entidades para facilitar todas las tareas de modelización, minimizando la complejidad de las operaciones y disminuyendo la posibilidad de equivocarse (por ejemplo, seleccionando los nodos incorrectos, etc.).

Estos grupos son sólo agrupaciones de distintas entidades y sólo se pueden utilizar cuando se está trabajando con el programa MSC Patran. Cuando un modelo va a ser analizado, se crea un archivo .bdf donde se indica las entidades FEM que empleará el programa MSC Nastran para el análisis. En este archivo, no aparece mencionado los grupos utilizados para la creación del modelo.

Las operaciones que se pueden hacer con los grupos son las siguientes:

- Create: Permite crear grupos seleccionando las entidades. Existen distintos métodos de selección:
    - Select Entity: Se selecciona en el viewport las entidades que conforman el grupo. Método estándar para crear grupos y útil para incorporar entidades de

diferente naturaleza (puntos, curvas, elementos finitos, MPCs, etc.). Se utiliza sobre todo en las etapas de creación del modelo y modificación.

- Property set: Se crea los grupos que incorporan sólo elementos finitos asociados a una propiedad particular. Con este método, no se incluyen los nodos. La utilización eficiente de este método es crear múltiples grupos, preferiblemente con la incorporación de un prefijo que indique que son grupos asociados a propiedades, durante las etapas de verificación y posproceso. De esta forma, se visualiza rápidamente, los elementos asociados a cada propiedad y permite dividir fácilmente el modelo FEM en partes más pequeñas.
- Property type: Se crea grupos de elementos que tienen en común la naturaleza (tipo BEAM, Shell o Solid).
- Loads/BCs Set: Se crea grupos con los nodos a los que se les aplica un determinado set de carga o condición de contorno.
- Loads/BCs Type: Se crea grupos con los nodos a los que se les aplica un determinado tipo de carga o condición de contorno (por ejemplo, restricción, fuerza nodal, etc.).
- Material: Se crea grupos de elementos que tienen en común el material. Este método es útil durante el posproceso para visualizar las cargas para cada material y determinar si sobrepasa o no su límite elástico. Se recomienda crear múltiples grupos, con la incorporación de un prefijo para indicar que son grupos de materiales.
- Element topology: Se crea grupos de elementos que comparten la misma topología (TRIA3, QUAD4, etc.).
- Element shape: Se crea grupos de elementos que comparten la misma forma (2D, 3D, etc.).
- Element ID: permite crear grupos de elementos cuyo ID se encuentra dentro del rango definido por cada grupo. Este método puede ser útil para comprobar la numeración ordenada de los elementos (suele ser un requisito) o para visualizar partes concretas del modelo que incorporan elementos con distintas propiedades.
- MPC type: se crea grupos de MPCs que se clasifican según su tipo (RBE2, RBE3 etc.).
- Boolean. Se crea grupos a partir de una operación booleana (unión, intersección, sustracción, etc.) de dos grupos previamente creados.

- Post: permite visualizar un grupo o un conjunto de grupos. Esta acción es básica para el propósito de los grupos en lo que respecta a la visualización de partes pequeñas del modelo.
- Modify: Permite añadir o quitar miembros a los grupos ya creados. Si estas entidades pertenecen previamente a un determinado grupo, su incorporación a otros grupos no implica que desaparezcan del anterior grupo. Es decir, una entidad puede pertenecer simultáneamente a diferentes grupos.
- Move/Copy: Permite mover o copiar los miembros de un grupo a otro grupo. Con la acción de copiar, las entidades seleccionadas pertenecerán simultáneamente a los dos grupos, mientras que con la acción de mover, las entidades desaparecen del primer grupo para formar parte del 2º grupo. En ambas acciones, se puede seleccionar individualmente qué entidades pertenecientes al primer grupo pasan al segundo y cuáles no.
- Set current: Permite elegir qué grupo es indicado como el grupo ‘Current’. Esta designación sólo puede afectar a un grupo de forma simultánea. Generalmente indica el grupo que es mostrado en el viewport y es el que incorpora las nuevas entidades que se vayan creando.
- Transform: Permite realzar las transformaciones de todas las entidades pertenecientes a un mismo grupo. Estas transformaciones son la translación, rotación, pivotamiento, simetría, etc. A diferencia de las operaciones equivalentes existentes en los menús de geometría o FEM, estas transformaciones pueden afectar de forma simultánea a

entidades de distinta naturaleza (puntos, curvas, elementos finitos, etc.). Otra característica interesante, es que permite mover elementos finitos sin que se pierdan sus propiedades ni las cargas y condiciones de contorno asociadas. Esta acción es interesante durante la etapa de modificación.

- Delete. Permite borrar los grupos creados. No se permite borrar al grupo que esté indicado como ‘Current group’. Por defecto, si se borra un grupo no se eliminan las entidades asociadas a él, salvo que se indique en la casilla ‘Delete Associated Members’.
- Attributes: permite asignar atributos de display a uno o más grupos.

Para más información, se puede consultar: (*Ref 11, MSC Patran 2012.2: Reference Manual Part 1: Basic Functions, Ch. 5: All about Groups*).

Los grupos son empleados de las siguientes maneras en función de la etapa de desarrollo del modelo.

4.3.16.1.1 Etapa de creación del modelo

Durante la etapa de creación del modelo, es conveniente ir creando distintos grupos para facilitar la visualización y la asignación de propiedades, condiciones de contorno, etc.

- **Importar modelo desde CATIA**: Cuando se importa un modelo, automáticamente se crea un grupo que incorpora la geometría importada (generalmente, una geometría 3D).
- **Creación de grupos de las partes del modelo**: Es interesante que a medida que se va creando la geometría que define cada parte del modelo, se vayan creando grupos para cada parte. De esta forma, sólo se visualiza las entidades geométricas de la parte con la que se está trabajando, y las nuevas entidades que se van creando, sólo aparecen en el grupo indicado como ‘Current’. Por lo tanto, cuando finalice la creación de una parte y se pase a otra, se cambia el grupo y toda la geometría creada en el anterior y que no sea de utilidad en la nueva parte, desaparece del viewport evitando crear complicaciones.
- **Uso del grupo más general**: Es conveniente crear al menos un grupo que vaya incorporando todas las entidades creadas, o al menos las referentes al modelo FEM (nodos, elementos). Se puede usar para este fin el “default group”, o si se considera más conveniente, cualquier otro grupo. Para incorporar todos los elementos, se utiliza la siguiente acción:
  ‘Group/Modify/Add All Entities’
- **Equivalencia por grupos**: En algunos casos, para evitar borrar de forma indeseada nodos duplicados del modelo, es conveniente realizar la operación “Equivalence” por grupos seleccionando aquellos grupos que se tenga la seguridad que no contenga nodos duplicados necesarios.
  ‘Meshing/Equivalence/Group’
- **Transformar partes del modelo**: En la etapa de creación, para aquellos modelos que vayan a incorporar determinadas partes repetidas (por traslación, rotación, simetría), es recomendable realizar un grupo que contenga una parte elemental con las entidades que la definan (puntos, superficies, elementos, nodos) y realizar sobre este grupo la transformación pertinente.
- **Creación de MPCs**: En algunos casos, para crear MPCs que incorporan muchos nodos, puede ser adecuado crear previamente grupos que sólo incorporen estos nodos para facilitar su selección en la creación de MPCs.
- **Condiciones de contorno**: Para facilitar la creación de los nodos que definen la interfaz y para aplicar sobre ellos las condiciones de contorno de forma más cómoda, se recomienda crear grupos que sólo incorporan estos nodos.
- **Comprobar la masa**: Entre las herramientas del programa MSC Patran, se puede determinar la masa del modelo. También existe la opción de realizar un sumario con la

masa perteneciente a cada grupo. Es interesante para el conjunto de grupos que contenga los elementos que definen las distintas partes del modelo, y poder chequear la masa de cada parte.

- **Numeración de elementos**: Cuando se haya creado el modelo FEM con sus propiedades y con las verificaciones necesarias, de los últimos procesos que se deben realizar es la numeración ordenada de los elementos y nodos. Los grupos facilitan esta tarea, ya que se puede crear grupos por cada propiedad y renumerar los elementos asociados acorde a los rangos de numeración establecidos.
- **Analizar determinadas partes del modelo**: En algunos casos, es necesario realizar un análisis a una parte del modelo. Se pueden crear grupos que incluyan únicamente los elementos necesarios para el análisis y excluir los que no deben ser analizados (por ejemplo, se pueden crear dos MPCs distintos con los mismos nodos para estudiar el comportamiento del modelo en diferentes análisis). En el análisis, se debe indicar lo siguiente:
  ‘Analysis/Analyze/Selected Group’
- **Exportar partes del modelo**: Se puede exportar partes de un modelo para poderlas incluir con otras estructuras o para analizar estas partes únicamente. Se puede crear grupos con los nodos y elementos, además de la geometría necesaria y exportarlos de la siguiente manera.
  ‘File/Export…/Neutral’

4.3.16.1.2 Etapa de modificación del modelo

Durante la etapa de modificación del modelo, la creación y utilización de grupos es vital para facilitar este proceso.

- **Modificar MPCs**: Se puede crear grupos que incorporen sólo las MPCs y los nodos asociados. Esto facilita la incorporación de nuevos nodos en las MPCs, añadiéndolos individualmente al grupo. De esta forma, en la selección de los nodos, sólo están disponibles los pertenecientes y los que se van a incorporar, evitando seleccionar nodos indeseados.
- **Modificar determinadas partes del modelo**: Es habitual, que los modelos mecánicos sufran determinadas modificaciones de diseño de algunas partes. Cuando esto sucede, se debe modificar el modelo FEM asociado. Para ello, se puede crear grupos que incorporen todas las entidades que definan la parte que se quiere modificar (si no está previamente creado) y realizar sobre este grupo la operación de transformación pertinente. Es importante comprobar la continuidad de esta parte con el resto de la estructura, siendo necesario realizar un remallado y las operaciones de verificación (“Equivalence”).

4.3.16.1.3 Etapa de posproceso

Durante la etapa de posproceso es necesaria la visualización de los resultados en cada parte del modelo. En ocasiones, el modelo completo no permite visualizar la distribución de tensiones de partes que se localizan en el interior, por eso, para facilitar esto, es recomendable crear grupos para cada zona o parte del modelo.

- **Visualizar resultados para cada material**: Para comprobar que las tensiones de un determinado análisis no supera el límite elástico de cada material, se recomienda crear grupos por cada material mediante la siguiente operación:
  ‘Groups/Create/Material/Multiple Groups’
- **Visualizar resultados para cada tipo de propiedad**: Según el tipo de propiedad (Shell, Bar), las tensiones se tienen que mostrar de una determinada manera. Para facilita esto, se puede crear grupo según el tipo de propiedad mediante:
  ‘Groups/Create/Property type/Multiple Groups’

- **Visualizar los resultados para cada set de propiedades**: Se puede ver los resultados para los elementos pertenecientes a una propiedad común. Se puede crear estos grupos mediante:
  ‘Groups/Create/Property set/Multiple Groups’
- **Establecer distintos colores por cada parte del modelo**: Se puede asociar un color distinto por cada grupo. Esto permite mostrar el modelo FEM de una forma más elegante. Se realiza mediante:
  ‘Display/ Entity Color/Label/Render / Group’

4.3.16.2 Creación separada de modelos

Cuando un modelo tiene que estar compuesto por muchas piezas, se pueden seguir una de estas dos opciones:

- Crear todas las piezas en el mismo archivo de Patran (con la recomendación de hacer grupos).
- Crear cada pieza en un archivo de Patran (archivo .db) de forma separada, y después, ensamblarlas en el archivo de Patran que contenga el modelo completo.

En muchos casos, la geometría CAD de una estructura se importa desde un archivo .stp (modelo de CATIA) al programa MSC Patran. De esta forma se dispone de la geometría inicial que sirve como referencia para generar el modelo FEM. El problema es que al importar todo el modelo de la estructura, éste incorpore pequeñas piezas que no van a quedar incluidas explícitamente en el modelo FEM y que pueden resultar molestas. Por eso es interesante disponer de archivos .stp de cada pieza fundamental e importar cada una a un archivo Patran distinto. De esta forma, resulta sencillo trabajar de forma separada cada pieza, y una vez finalizadas y verificadas, se procede al proceso de ensamblaje del modelo FEM de la estructura final.

Antes de realizar el proceso de ensamblaje de las distintas piezas, es importante tener en cuenta los siguientes criterios:

- Mantener de forma rigurosa un rango de numeración distinto para cada pieza. Puede haber problemas si dos o más elementos o nodos pertenecientes a piezas distintas comparten la misma identificación (ID).
- Definir el mismo nombre para los materiales que se utilizan en más de una pieza. Es decir, si dos o más piezas están hechas del mismo material, este material debe ser nombrado exactamente igual en cada modelo en que esté presente.
- Emplear un sistema de coordenadas único para el modelo global, y utilizar éste como referencia para cada pieza. Generalmente, la posición y el sistema de coordenadas inicial que tiene cada geometría al ser importada no corresponde con la que debería utilizar. Por tanto, se recomienda que el paso posterior a la importación de geometría de cada pieza (desde el archivo .stp) sea la transformación (traslación, giro, etc…) de esta geometría para que quede en la posición adecuada. Si esto se cumple adecuadamente, en el proceso de ensamblaje las piezas quedarán directamente en la posición asignada y no haría falta realizar operaciones de transformación que corrijan su posición.
- Con respecto a lo anterior, es importante destacar que las posiciones y dimensiones de las piezas del modelo FEM son ligeramente distintas a las del modelo CAD, debido a que en el modelo FEM la geometría de las láminas no poseen espesor, etc…Por lo tanto, hay que planificar las posiciones y las dimensiones de cada pieza en el modelo FEM global para que queden ensambladas correctamente, teniendo en cuenta todas estas diferencias.

El ensamblaje de distintas piezas se puede realizar mediante una de las siguientes opciones:

- Importación del archivo .db de cada pieza.

Una vez finalizado el modelo FEM individual de cada pieza, se puede importar directamente todo el contenido desde archivo de Patran (.db) de cada una al archivo de Patran del modelo ensamblado. Se realiza a través del siguiente comando:

‘File/Import…/Model/MSC.Patran DB’

Esta es la opción preferida, ya que permite importar tanto la geometría, como el modelo FEM (nodos, elementos, propiedades, materiales). El usuario puede configurar qué tipo de entidades quiere importar en el menú “MSC.Patran DB Options…”, en el caso de que no quiera importar todo.

- Generación e importación del archivo neutro.

Se puede generar un archivo neutro desde el Patran de cada pieza mediante el siguiente comando:

‘File/Export…’ Format: Neutral

Este archivo neutro contiene la información referente al modelo FEM de cada pieza (nodos, elementos, MPCs, propiedades y materiales) y puede ser importado desde cualquier archivo de Patran (en este caso el archivo que contiene el modelo final) para incorporarlo al resto de la estructura.

- Generación e importación del archivo .bdf

El archivo .bdf es el fichero que contiene la información del modelo FEM y que sirve como input al programa MSC Nastran para poder analizarlo. Este archivo se genera mediante el comando de configuración de análisis:

‘Analysis/Analyze/Entire Model/Analysis Deck’

Después se puede importar esta información al modelo de Patran del modelo ensamblado mediante el siguiente comando:

‘File/Import…/Model/MSC.Nastran Input’

4.3.16.3 Utilización de listas

El interés de la utilización de las listas es poder agrupar elementos mediante métodos que no existen en la creación de los grupos. Después se puede incluir las entidades pertenecientes a una lista dentro de un grupo. En definitiva, es un método alternativo para seleccionar determinadas entidades y poderlas incluir en determinados grupos.

4.3.16.3.1 Ejemplo 1

En el ejemplo, se desea crear un grupo que contenga los elementos que están en contacto con las MPCs. Par crear este grupo directamente, sería complicado ya que la única posibilidad es seleccionar estos elementos uno a uno. En cambio, mediante las listas, esta operación puede resultar sencilla:

- Crear grupo con los MPCs.
  ‘Groups/Create/MPC Type’
- Crear grupo donde se va a poner únicamente los elementos en contacto con las MPCs. Este grupo se crea inicialmente vacío.
  ‘Groups/Create’
- Postear el grupo de las MPCs. Este grupo sólo contiene las MPCs y los nodos asociados.
  ‘Groups/Post’

- Crear lista de elementos que tienen asociados los nodos seleccionados (se selecciona fácilmente todos los nodos de las MPCs).
  ‘Tools/List/Create/FEM/Element/Association/Node’
- Tras la anterior acción, se creado una lista de elementos (QUAD, TRIA, …) que estén definidos por al menos uno de los nodos previamente seleccionados, y por lo tanto, que tienen contacto directo con la MPC.
- Añadir esta lista al grupo creado para estos elementos (inicialmente se creó sin contenido).
  ‘Add to group…’

4.3.16.3.2 Ejemplo 2

En el ejemplo, se desea crear un grupo que contenga los elementos donde aparecen los valores más altos de tensión (o cualquier otro tipo de resultado). Par crear este grupo directamente, sería complicado ya que la única posibilidad es seleccionar estos elementos uno a uno. En cambio, mediante las listas, esta operación puede resultar sencilla:

- Después de un análisis estático, se puede ver que la tensión máxima es de 8.57E7 Pa.
- Crear grupo donde se va a poner únicamente los elementos con las tensiones máximas. Este grupo se crea inicialmente sin contenido.
  ‘Groups/Create’
- Crear lista de elementos cuyo atributo sea que el valor Fringe (en este caso tensiones de Von Mises) supere los 8.56E7 Pa.
  ‘Tools/List/Create/FEM/Element/Attribute/Fringe Value’
- Tras la anterior acción, se dispone de una lista de elementos cuyo valor de tensión supera el límite indicado.
- Añadir esta lista al grupo creado para estos elementos.

‘Add to group…’

4.3.16.4 Sumario del contenido del modelo

Para conocer la cantidad de nodos, elementos, casos de carga, etc del modelo y por cada grupo, se emplea el siguiente comando:

‘Tools/Modelling/Model Contents’

Puede ser útil para verificar el rango de numeración de las distintas partes del modelo.

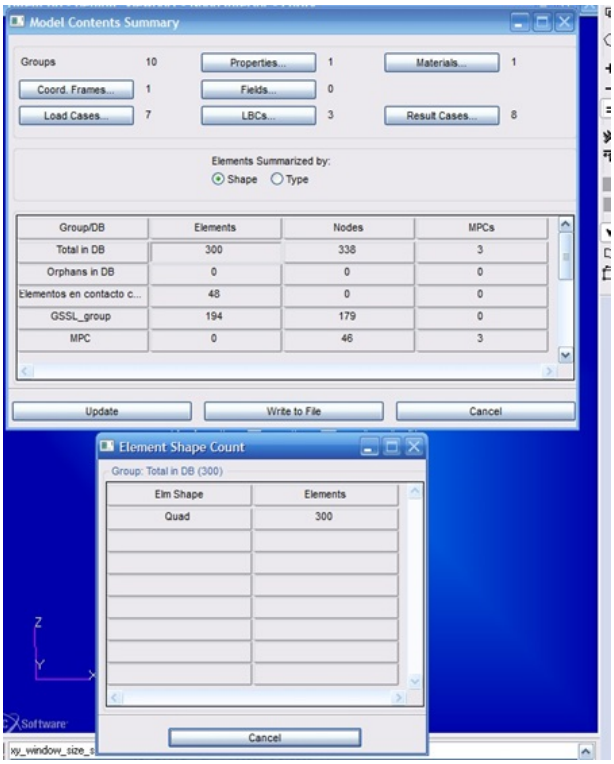


Figura 4.3-78: Model contents

4.3.16.5 Operaciones interesantes del menú “Utilities”

En el menú de utilidades se pueden encontrar herramientas interesantes, que facilitan el proceso de modelización.

Utilities/group/Group elements with no properties
Herramienta que permite crear un grupo con todos los elementos del modelo que no tengan propiedades asignadas. Si todos los elementos tienen propiedades, efectivamente, no crea ningún grupo. Es interesante para identificar elementos que se han quedado sin propiedades de forma errónea, o para agrupar elementos nuevos que se han obtenido por modificaciones del mallado y por lo tanto, pierden las propiedades. De esta manera, seleccionar estos elementos y asignarles la propiedad es más sencillo con esta herramienta.

Utilities/group/P3 Groups to MSC.Nastran sets
Herramienta que permite crear sets de nodos o elementos pertenecientes a un grupo o grupos seleccionados. Es decir, crea un archivo (.out) con el set para que pueda ser copiado a un cabecero o .bdf. Es muy útil para crear automáticamente estos sets en casos que contengan un gran número de elementos o nodos y cuyas numeraciones no sean ordenadas.

Utilities/group/Group Rigid MPC by CTE
Permite crear grupos para cada conjunto de MPCs según el coeficiente de expansión térmica. Puede ser útil para identificar rápidamente aquellos MPC con el CTE erróneo o no indicado.

Utilities/display/Local X-directions for BAR
Herramienta que permite visualizar y cambiar el eje X de los elementos 1D, es decir, el eje que une los dos nodos del elemento.

Utilities/display/Display Shell thickness
Herramienta de visualización que permite ver el espesor de los elementos 2D, es decir, permite visualizar estos elementos como si fueran objetos 3D.

CUIDADO: Esta herramienta crea elementos 3D semejantes a los 2D en un grupo aparte que se crea de forma automática. Estos elementos 3D no deben formar parte del modelo, por lo que se recomienda eliminarlos.

Utilities/display/Auto Plot Erase FEM
Herramienta de selección y visualización que permite mostrar (plot) y desaparecer (erase) los nodos asociados a elementos o MPCs y viceversa. De forma adicional, si en un grupo sólo se encuentran elementos (y no sus nodos) y se desea que aparezcan en el mismo grupo los nodos asociados, esta herramienta permite incluirlos al grupo automáticamente simplemente seleccionado todos los elementos del grupo.

Utilities/List/ Node/CID List
Permite seleccionar los nodos en función del sistema de coordenadas que utilizan como referencia o como análisis.

Utilities/List/ Search Tool
Esta herramienta permite identificar por cada grupo si un determinado nodo o elemento con un ID dado está en ese grupo o no. Es útil para saber para un determinado conjunto de elementos o nodos en qué grupos están.

Utilities/List / Find Associations
En algunos casos no es posible borrar un nodo, sistema de coordenadas, LBCs, etc. porque está asociada a otra entidad mayor. El problema es que no se dice a qué está asociado. Esta herramienta sirve para encontrar las entidades asociadas a los elementos que se desea borrar. Sólo funciona con las entidades FEM, no con las entidades geométricas.

Utilities/Geometry/Trimmed Edit Surface
Ofrece una versión mejorada de las acciones de edición de superficie de ‘Geometry/Edit/Surface’.

Utilities/FEM-Nodes/Move nodes on curve
Herramienta para mover los nodos individualmente que pertenezcan a una curva para desplazarlos a lo largo de la misma curva.

Utilities/FEM-Nodes/Move nodes on surface
Igual que el anterior, pero moviendo los nodos individualmente sobre una superficie.

Utilities/FEM-Nodes/Removed unused nodes
Herramienta útil que permite borrar automáticamente todos los nodos que estén libres, es decir, que no estén asociados a elementos. Se debe tener especial cuidado con esta herramienta, ya que el borrado es instantáneo (tras aplicar la herramienta) y puede borrar nodos de forma indeseada.

Utilities/FEM-Elements/Refine Quad elements
Herramienta útil que permite refinar la malla 2D con elementos QUAD en los elementos que rodean los nodos seleccionados. Se realiza el remallado de forma automática, y se la opción de “equivalence” está activa, también la equivalencia de nodos es automática. Los nuevos elementos conservan sus propiedades.

Utilities/FEM-Elements/Combine QUAD TRIA Elements
Herramienta muy útil que permite combinar elementos QUAD y elementos TRIA adyacentes en un único elemento QUAD o TRIA. Las propiedades y la dirección normal de este nuevo elemento serán las del primer elemento seleccionado en la lista.
Dependiendo del número de nodos ‘corner’, es decir, el número de nodos que sólo pertenece a uno de los elementos seleccionados en la lista puede salir lo siguiente:

- 3 nodos corner: el nuevo elemento es TRIA3: Combinación de un TRIA y un QUAD.

- 4 nodos corner: el nuevo elemento es QUAD4: Combinación de dos QUAD, combinación de dos TRIA.
- Nº de nodos distinto a 3 o 4: No se crea ningún elemento nuevo.

Utilities/FEM-Elements/Break elements
Herramienta que permite modificar elementos rompiéndolos en elementos más pequeños. Esta herramienta proporciona más métodos que la herramienta de modificación estándar.

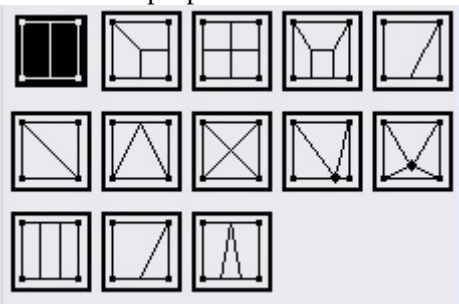


Figura 4.3-79: Opciones para dividir los elementos QUAD

Utilities/FEM-General/FEM Transform
Herramienta que permite transformar elementos (trasladar, rotar, simetría y escala) similar a la función estándar, pero sin el inconveniente de la pérdida de propiedades y LBCs.

Utilities/FEM-General/FEM ID offsets
Permite renumerar un conjunto de nodos y/o elementos añadiendo a cada uno la misma cantidad. Es decir, si los nodos tienen originalmente la numeración 1000, 1001, 1002, etc., se puede asignar un offset de 10000 para que la nueva numeración sea de 11000, 11001, 11002, etc.

Utilities/FEM-General/Check ID gaps
Permite ver los huecos en la numeración de nodos y elementos del modelo. Puede ser útil para saber dónde se puede renumerar los nuevos nodos y elementos que se crean para un determinado grupo (normalmente asociado a un rango de numeración).

Utilities/FEM-General/RBE2 Coupling
Herramienta muy útil para crear múltiples RBE2 seleccionando todos los nodos dependientes e independientes. Se crearán tantos RBE2 como nodos independientes seleccionados, y los nodos dependientes formarán parte del RBE2 más cercano. Es bastante útil para crear múltiples RBE2 distanciados lo suficiente unos de otros.
Es importante que los nodos independientes tengan una numeración bastante diferente de los nodos dependientes para que sea sencillo poder identificar unos de otros.

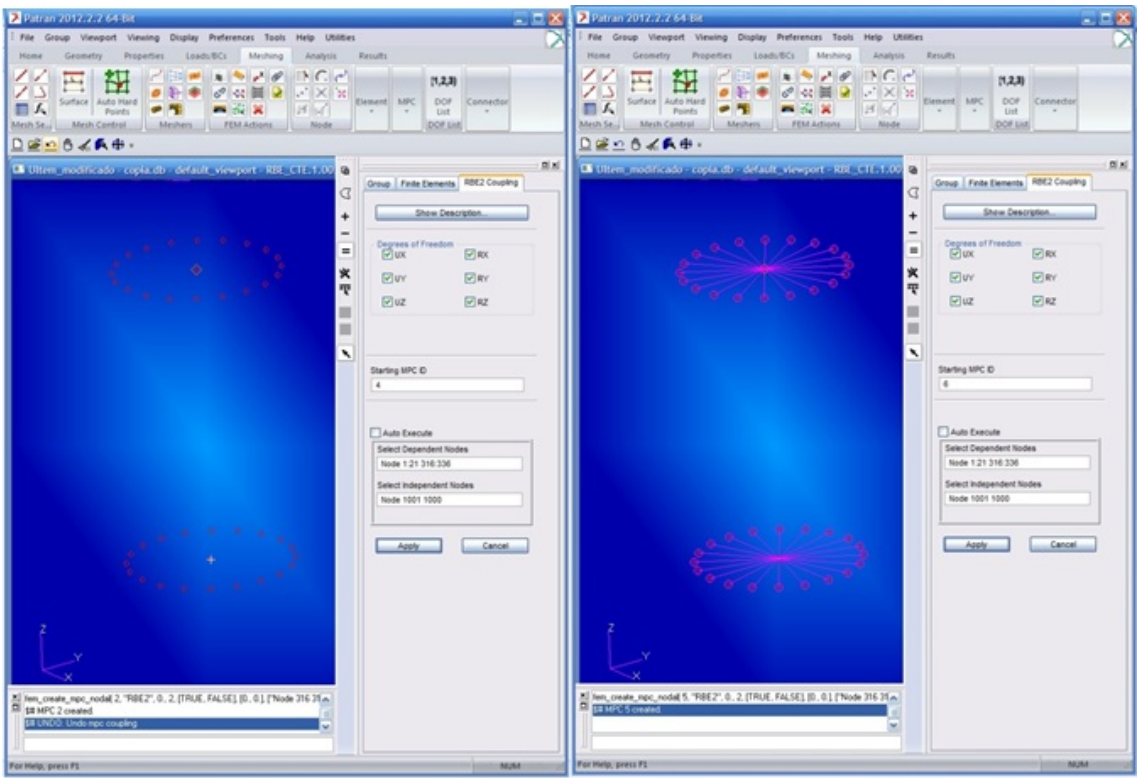


Figura 4.3-80: RBE2 coupling – ejemplo 1

Utilities/FEM-General/RBE3 coupling

Herramienta muy útil para crear múltiples RBE3 seleccionando todos los nodos dependientes e independientes. Se crearán tantos RBE3 como nodos dependientes seleccionados, y los nodos independientes formarán parte del RBE3 más cercano. Es bastante útil para crear múltiples RBE3 distanciados lo suficiente unos de otros.

Es importante que los nodos independientes tengan una numeración bastante diferente de los nodos dependientes para que sea sencillo poder identificar y separar unos de otros.

Utilities/FEM-General/ RBE2/RBE3 Spider…

Herramienta que permite crear RBE2 o RBE3 de forma más rápida en agujeros sin necesidad de crear manualmente el punto central (se crea aquí de forma automática) y sin necesidad de seleccionar uno a uno los nodos dependientes (RBE2), ya que esta herramienta permite seleccionar un conjunto de elementos y sólo tiene en cuenta los nodos que forman parte del borde libre, o los nodos que forman parte de las curvas seleccionadas, etc. Las formas de selección son:

- Nodes: Seleccionar todos los nodos que van a ser dependientes (RBE2) o independientes (RBE3).
- Element: Selecciona todos los nodos pertenecientes al conjunto de elementos seleccionados.
- Geom Surface/face: Selecciona todos los nodos pertenecientes a la cara de la superficie seleccionada.
- Geom Curve / Edge: Selecciona todos los nodos pertenecientes al borde de una superficie. Es ideal para MPCs en agujeros.
- Element Free Face: Selecciona todos los nodos pertenecientes a las caras libres del conjunto de elementos 3D seleccionados.
- Element Free Edge: Selecciona todos los nodos pertenecientes a los bordes libres del conjunto de elementos seleccionados. Es ideal para MPCs en agujeros.

El inconveniente de esta herramienta es que no permite crear múltiple MPCs, sino que se deben crear uno por uno.

Utilities/FEM-General/Modify MSC.N RBE2…
Herramienta que permite modificar los DOFs a todos los RBE2 seleccionados. Es una herramienta útil para modificar todos los DOFs a un gran conjunto de RBE2.

Utilities/FEM-General/Modify MSC.N RBE2/RBE3…
Herramienta que permite añadir o quitar nodos de los RBE2 y RBE3. También permite reemplazar los DOFs (similar a la herramienta anterior). Permite realizar las siguientes acciones:

- Añadir y quitar nodos a las MPCs (RBE2 y RBE3). Tiene la limitación de que sólo puede añadir nodos a cada RBE2 de forma individual. En cambio, permite quitar los nodos a varios MPCs a la vez
- Modificar DOFs: Puede modificar los DOFs tanto para un conjunto de RBE2 como para un conjunto de RBE3.
- Convertir RBE2 a RBE3 y viceversa a un conjunto de MPCs seleccionados. Es práctica habitual que en determinados tipos de análisis se deba cambiar de RBE2 a RBE3. Esta herramienta permite esta acción a todos los RBE2 del modelo de forma fácil y rápida.
- Listar los nodos dependientes e independientes para todo el conjunto de RBE2 (o RBE3) del modelo. Es interesante para chequear los IDs de cada grupo de nodos.
- Etiquetar nodos o MPCs.

Utilities/FEM-General/Modify RBE CTE
Herramienta que permite modificar el coeficiente de expansión térmico a un conjunto de MPCs a la vez.

Utilities/ Loads/BCs / Temperature interpolation
Esta herramienta permite definir una condición de contorno de temperaturas desde una malla estructural distinta. Esta herramienta crea un FEM field discreto con la temperatura para cada nodo.

Utilities/Materials/Material session file library
Permite crear de forma rápida materiales predeterminados en Patran.

Utilities/Materials/laminate builder tool
Herramienta que permite crear de forma cómoda laminados de material compuesto. Se puede crear la secuencia de laminado e indicar para cada lámina la orientación.

Utilities/Properties/BEAM section properties
Permite definir la sección de los elementos BEAM similar al Beam library. Tiene la ventaja de que existe el método de sección arbitraria, donde se puede indicar de forma tabulada las coordenadas de la sección.

Utilities/Properties/Property editor
Permite cambiar de forma simultánea el valor de un parámetro (espesor, NSM, etc.) a un conjunto seleccionado de propiedades. La ventaja es que permite cambiar a la vez más de una propiedad distinta.

Utilities/Results/Rel. Displacement
Permite crear resultados con los desplazamientos relativos de los nodos del modelo a partir de un nodo de referencia.

4.4 CÁLCULO DE LA MASA, MOMENTOS DE INERCIA Y CENTRO DE GRAVEDAD

El presupuesto de masa (Mass Budget) es una parte esencial durante la etapa de diseño de un vehículo espacial. Consiste en la especificación de la masa de los distintos componentes del vehículo espacial, además de la descripción de las principales características másicas del vehículo espacial. Las características másicas más importantes son:

- La masa total del vehículo espacial.
- La posición del centro de masas o centro de gravedad.
- El momento de inercia en los ejes principales (llamado también segundo momento de masas).

El propósito fundamental es cumplir con los requisitos de masa y de localización del centro de gravedad impuestos por el lanzador (ver 4.2.2.1 y 4.2.2.2). El nivel de importancia de estas características depende de la misión, aunque por lo general, la limitación de la masa siempre es importante en las misiones espaciales.
La posición del centro de gravedad se debe mantener dentro de unos límites con respecto al eje de referencia del lanzador, para minimizar el impacto del momento de flexión sobre el adaptador de la carga útil durante las aceleraciones laterales del lanzamiento. La autoridad de lanzamiento especifica el máximo momento de flexión permisible, del cual proceden los límites de la posición del centro de gravedad y la limitación de la masa del vehículo espacial (ver 4.2.2.1 y 4.2.2.2.1).
El momento de inercia se determina en función de las especificaciones del sistema de control de actitud (AOCS) del vehículo espacial.

Los satélites se clasifican de acuerdo a su masa en las siguientes categorías (definición por el Surrey Satellite Technology Ltd (SSTL), Universidad de Surrey, UK):

- Vehículos espaciales grandes: M > 1000 Kg.
- Vehículos espaciales medianos: 500 - 1000 Kg.
- Minisatélites: 100 – 500 Kg.
- Microsatélites: 10 – 100 Kg.
- Nanosatélites: 1 – 10 Kg.
- Picosatélites: M < 1 kg.

El principio de un presupuesto de masa es un método de bookkeeping: cada subsistema se diseña de acuerdo a los objetivos del presupuesto de masa para que la masa pueda ser controlada durante el proyecto del vehículo espacial. Para realizar esto, se debe usar una lista detallada con los valores de masa de cada componente del vehículo espacial. Al comienzo del proyecto, la lista consta principalmente de las masas calculadas, algunas de ellas multiplicadas por unos factores de incertidumbre. A medida que el proyecto avanza, se va conociendo mejor las masas de los diferentes componentes y, por lo tanto, el porcentaje de incertidumbre se va reduciendo (35% en la fase inicial, 15% en el PDR y 5% en el CDR).

La siguiente tabla muestra los porcentajes de masa típicos de los diferentes subsistemas para los satélites estabilizados en 3 ejes y los satélites en spinning.

Subsystem	Mass budget (dry mass)	
	3-axis stabilised spacecraft (%)	Spinning spacecraft
Structure	18	21
Propulsion (AKM+RCS)	12	11
AOCS	7	5
Power	23	24
TT&C	4	5
Thermal	4	5
Payload (incl. antennae)	28	25
Wiring	4	4
Total	100	100

Figura 4.4-1: Presupuestos de masa

Como se puede observar en la anterior figura, el porcentaje de masa estructural oscila entre el 18% y el 21% de la masa total. Mark Williamson [Williamson 1990] da una expresión matemática que relaciona el porcentaje de masa estructural (p) con respecto a la masa seca (dry mass, G) en función del valor total de la masa seca del satélite:

Satélites estabilizados en 3 ejes: $p = -16\log(G) + 60$
Satélites con spinning: $p = 16\log(G) - 60$

4.4.1 Cálculo de la masa total

La masa total del satélite debe ser determinada con precisión. Las siguientes características son importantes en el diseño de la estructura del vehículo espacial:

- La matriz de masa 6x6 como sólido rígido.
- El centro de gravedad del vehículo espacial: (definido como el punto geométrico donde los primeros momentos de masa debe ser 0).
- Los momentos principales de inercia y los ejes de inercia asociados: (los momentos de inercia cruzados (I_{xy}, I_{xz}, I_{yz}) referidos a los ejes principales de inercia deben ser 0).

4.4.1.1 Matriz de masa

La matriz de masa como sólido rígido ($[M_{RB}]_i$) de cualquier componente (equipo, subsistema, satélite) es una matriz diagonal de 6x6 y está referida al centro de masas y en la orientación de los ejes principales de inercia (sistema de referencia local):

$$[M_{RB}]_i = \begin{bmatrix} m & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & m & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & m & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & I_{\bar{X}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & I_{\bar{Y}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & I_{\bar{Z}} \end{bmatrix}$$

Donde m es la masa del componente y los valores $I_{\bar{X}}$, $I_{\bar{Y}}$, $I_{\bar{Z}}$ son los momentos principales de inercia referidos a ejes locales (del componente).

Cada matriz de masa de los componentes del vehículo espacial debe ser referida a ejes globales, así que se requiere hacer un cambio de variables en el caso de que no coincidan con los ejes locales:

$$\begin{Bmatrix} \bar{x} \\ \bar{y} \\ \bar{z} \end{Bmatrix} = [T] \begin{Bmatrix} x \\ y \\ z \end{Bmatrix}$$

Donde $\begin{Bmatrix} \bar{x} \\ \bar{y} \\ \bar{z} \end{Bmatrix}$ son las coordenadas locales y $\begin{Bmatrix} x \\ y \\ z \end{Bmatrix}$ son las coordenadas globales.
Donde [T] es la matriz ortonormal de transformación: $[T]^T[T]=[I]$, $[T]^{-1}=[T]^T$
La transformación inversa sería:

$$\begin{Bmatrix} x \\ y \\ z \end{Bmatrix} = [T]^{-1} \begin{Bmatrix} \bar{x} \\ \bar{y} \\ \bar{z} \end{Bmatrix} = [T]^T \begin{Bmatrix} \bar{x} \\ \bar{y} \\ \bar{z} \end{Bmatrix}$$

Por lo tanto, la matriz de masa en un punto arbitrario O (origen del sistema de referencia global, por ejemplo) y referida a ejes distintos a los ejes principales de inercia del componente tiene la siguiente forma:

$$\left[M_{RB,O}\right]_i = \begin{bmatrix} m_{xx} & 0 & 0 & 0 & S_{xy} & S_{xz} \\ 0 & m_{yy} & 0 & S_{yx} & 0 & S_{yz} \\ 0 & 0 & m_{zz} & S_{zx} & S_{zy} & 0 \\ 0 & S_{yx} & S_{zx} & I_{xx} & I_{xy} & I_{xz} \\ S_{xy} & 0 & S_{zy} & I_{yx} & I_{yy} & I_{yz} \\ S_{zx} & S_{yz} & 0 & I_{zx} & I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix}$$

Donde:

- m_{ii} es la masa del componente como cuerpo rígido en la dirección i (Normalmente, $m_{xx} = m_{yy} = m_{zz}$).
- S_{ij} es el primer momento de masa en la dirección i sobre el eje j.
- I_{ij} es el momento de inercia (segundo momento de masa) en la dirección i sobre el eje j.

La relación entre las dos matrices de masas se realiza a través de la matriz de cambio de coordenadas [T]:

$$\left[M_{RB,O}\right]_i = [T][M_{RB}]_i[T]^T$$

Cuando se calcula la matriz de masa del vehículo espacial completo, se debe sumar la contribución de cada componente en el mismo sistema de referencia global.

$$\left[M_{RB,O}\right] = \sum_{i=1}^{N} \left[M_{RB,O}\right]_i$$

Se debe realizar un último cambio de coordenadas para determinar la matriz de masas del vehículo espacial respecto a su centro de masas (CG) y con los mismos ejes que el sistema de coordenadas anterior, de la siguiente manera:

$$[M_{RB,CG}] = [T_{CG}][M_{RB,O}][T_{CG}]^T$$

Donde $[T_{CG}]$ es la matriz de este cambio de coordenadas:

$$[T_{CG}] = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & Z_{CG} & -Y_{CG} \\ 0 & 1 & 0 & -Z_{CG} & 0 & X_{CG} \\ 0 & 0 & 1 & Y_{CG} & -X_{CG} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

4.4.1.2 Centro de masas

El centro de masas de un componente se define como el punto geométrico donde los primeros momentos de masa referidos a ese punto es 0 en todas las direcciones ($S_{ij} = 0$). Por lo tanto, si se elige un sistema de coordenadas centrado en un punto que no sea el centro de masas, los valores de S_{ij} son distintos de 0 y las coordenadas del centro de masas referidas a este sistema de coordenadas se determinan de la siguiente manera:

$$X_{CG} = \frac{-S_{yz}}{m_{yy}} = \frac{S_{zy}}{m_{zz}}$$
$$Y_{CG} = \frac{-S_{zx}}{m_{zz}} = \frac{S_{xz}}{m_{xx}}$$
$$Z_{CG} = \frac{-S_{xy}}{m_{xx}} = \frac{S_{yx}}{m_{yy}}$$

Donde $m_{ii} = m$ es la masa del componente.

El cálculo del centro de masas de sistemas generales es:

Sistemas de N masas puntuales	Medios continuos
$X_{CG} = \frac{\sum_{i=0}^{N} m_i X_i}{\sum_{i=0}^{N} m_i}$	$X_{CG} = \frac{\int X\rho(\vec{r})dV}{\int \rho(\vec{r})dV}$
$Y_{CG} = \frac{\sum_{i=0}^{N} m_i Y_i}{\sum_{i=0}^{N} m_i}$	$Y_{CG} = \frac{\int Y\rho(\vec{r})dV}{\int \rho(\vec{r})dV}$
$Z_{CG} = \frac{\sum_{i=0}^{N} m_i Z_i}{\sum_{i=0}^{N} m_i}$	$Z_{CG} = \frac{\int Z\rho(\vec{r})dV}{\int \rho(\vec{r})dV}$

Tabla 4.4-1: Centro de masas en sistemas de N partículas y medios continuos

Donde m_i es la masa de cada partícula ‘i’ y ρ es la densidad del medio continuo.

4.4.1.3 Momentos de inercia

Los momentos de inercia o segundos momentos de masas de un componente con respecto al centro de masas y en ejes arbitrarios (X’, Y’, Z’):

$$[I_{CG}] = \begin{bmatrix} \bar{I}_{xx} & \bar{I}_{xy} & \bar{I}_{xz} \\ \bar{I}_{yx} & \bar{I}_{yy} & \bar{I}_{yz} \\ \bar{I}_{zx} & \bar{I}_{zy} & \bar{I}_{zz} \end{bmatrix}$$

Si los ejes del sistema de coordenadas son paralelos a los ejes principales de inercia (X, Y, Z), la matriz de los momentos de inercia es diagonal y los valores de esta diagonal son los momentos principales de inercia (I_{ii}). La matriz se denomina matriz principal de momentos de inercia ($I_{Principal}$):

$$[I_{Principal}] = \begin{bmatrix} I_{11} & 0 & 0 \\ 0 & I_{22} & 0 \\ 0 & 0 & I_{33} \end{bmatrix}$$

Se denomina [Q] a la matriz de cambio de ejes (*Ref 20, J. Wijker: “Spacecraft Structures”*):

$$[Q] = \begin{bmatrix} q_{11} & q_{12} & q_{13} \\ q_{21} & q_{22} & q_{23} \\ q_{31} & q_{32} & q_{33} \end{bmatrix}$$

4.4.2 Matriz de masa en el modelo de elementos finitos

En los análisis estructurales de elementos finitos, la determinación de la matriz de masas del modelo cumple con los pasos anteriormente explicados:

- Se determina en primer lugar la matriz de masas de cada elemento respecto a los ejes locales [$M_{elem,P}$].
- Se realiza un cambio de variables de cada sistema de ejes locales con respecto al sistema de ejes globales y se determinan las matrices de masas de cada elemento con respecto a este sistema global [$M_{elem,O}$].
- Se suman las matrices de todos los elementos que componen el modelo para obtener la matriz de masas global [$M_{Global,O}$], cuyo tamaño es de N x N.
- Se realiza una transformación para conseguir la matriz de masas global como sólido rígido (6 x 6) usando los modos propios de sólido rígido con respecto al origen del sistema de coordenadas global. A partir de esta matriz, se obtienen los valores de la masa, la localización del centro de gravedad y los momentos de inercia del modelo de elementos finitos.

4.4.2.1 Cálculo de modos propios

Si el sistema dinámico no está restringido, puede moverse como sólido rígido. Esto significa que no actúan fuerzas elásticas. En este caso, la matriz de rigidez global es singular (semidefinida positiva). En general, son 6 los grados de libertad como sólido rígido (3 de traslación y 3 de rotación). Los 6 modos de sólido rígido se calculan fácilmente a partir de la matriz de rigidez [K].

El sistema (que tiene n grados de libertad) se restringe en un nodo que contenga 6 grados de libertad (3 de traslación y 3 de rotación). Así que se obtiene dos conjuntos de grados de libertad, un conjunto denominado R-set con R dof (generalmente 6) y otro conjunto (E-set) con el resto de dof (n = R + E). El movimiento como sólido rígido tiene la siguiente ecuación:

$$[K]\{\phi_R\} = \begin{bmatrix} K_{EE} & K_{ER} \\ K_{RE} & K_{RR} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \Phi_{R,E} \\ I \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \end{Bmatrix}$$

Se obtiene por tanto, que la matriz los modos como sólido rígido $\{\Phi_R\}$:

$$\{\Phi_R\} = \begin{bmatrix} -[K_{EE}]^{-1}[K_{ER}] \\ I \end{bmatrix}$$

Otra forma de obtener la misma matriz de modos propios es extrayendo los autovectores del problema de autovalores.

4.4.2.2 Matriz geométrica

La matriz geométrica de un nodo se obtiene mediante traslaciones a lo largo de los ejes x, y, z y mediante rotaciones alrededor de esos tres ejes. De hecho, la matriz geométrica de un punto P con respecto al origen O es obtenido con la matriz de cambio de coordenadas $[T_P]$.

$$[T_P] = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & z_P & -y_P \\ 0 & 1 & 0 & -z_P & 0 & x_P \\ 0 & 0 & 1 & y_P & -x_P & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

El modo de sólido rígido se construye desde las matrices geométricas con respecto al origen de coordenadas globales. Hay 6 modos de sólido rígido. El movimiento como sólido rígido con respecto al origen es:

$$[\Phi_R] = \begin{bmatrix} T_1 \\ \vdots \\ T_N \end{bmatrix}$$

Donde N es el número de nodos.
La matriz de masas 6x6 de sólido rígido con respecto al origen del sistema global de coordenadas puede obtenerse por:

$$\left[M_{RB,O}\right] = [\Phi_R]^T [M][\Phi_R]$$

4.4.3 Determinación de las características másicas del modelo con MSC Patran

Cuando se crea un modelo de elementos finitos, el primer cálculo que se recomienda realizar la obtención de las características másicas del modelo. Esto incluye la masa total del modelo, la localización del centro de masas, los momentos de inercia y los ejes principales de inercia.

La opción del programa MSC Patran que permite obtener los datos másicos del modelo es:

‘Tools / Mass Properties…’

Esta opción permite visualizar los siguientes resultados:

- Masa total
- Volumen
- Localización del centro de masas
- Momentos principales de inercia
- Tensor de inercia respecto al origen de coordenadas básico
- Tensor de inercia respecto al centro de masas
- Direcciones principales de inercia
- Radio de giro correspondiente a las principales inercias en el centro de masas

Además, dispone de la opción de crear un nuevo sistema de ejes que corresponde con los principales ejes de inercia del modelo y con origen en el centro de masas.

Para más información, consultar: (*Ref 11; MSC Patran 2012.2: Reference Manual Part 1: Basic Functions (cap. 10, Tools – Mass Properties)*).

4.5 ANÁLISIS CUASI ESTÁTICO

Los análisis cuasi estáticos se realizan para determinar si la estructura soporta adecuadamente todas las cargas estacionarias y vibratorias de baja frecuencia que pueden aparecer durante su vida útil. En la fase de diseño, las cargas cuasi estáticas son las que habitualmente determinan los espesores y la geometría de la estructura primaria. Por lo tanto, se suele realizar análisis de este tipo con el estado de cargas más severo y con la aplicación de los factores de seguridad apropiados (ver 4.2.3).

Para las estructuras de los vehículos espaciales, el momento donde se producen las cargas cuasiestáticas más severas es durante la fase de ascenso. El lanzador debe colocar el vehículo espacial en órbita y para ello debe despegar desde el suelo hasta una determinada altura realizando maniobras que requieren elevadas aceleraciones. Los lanzadores disponen de un manual de usuario donde publican cuáles son las máximas cargas (estática, vibraciones sinusoidales, cargas acústicas, etc.) que transmiten a la carga de pago en diferentes etapas de la fase de ascenso. Por lo tanto, se debe realizar análisis estructurales con los estados de cargas que reflejen las condiciones más severas que va a soportar la estructura del vehículo espacial.

El primero de los análisis es el cuasi estático. En este tipo de análisis, la estructura va a estar sometida a un estado de cargas estacionario incluyendo la fuerza de gravedad y las cargas inerciales producidas por las aceleraciones del lanzador.

Los programas de elementos finitos son los adecuados para realizar este análisis a un modelo que representa el vehículo espacial o a un equipo o componente en particular. La formulación para los problemas estáticos corresponde a las teorías clásicas de elasticidad y resistencia de materiales y los métodos de la energía (ver 4.5.1).

4.5.1 Teoría y fórmulas

La formulación para resolver los problemas estáticos corresponde con la teoría clásica de elasticidad y resistencia de materiales. En primer lugar, se describirá la formulación general para los elementos elásticos, homogéneos, isotrópicos y lineales. Este tipo de elementos constituye el grupo de piezas más común en las estructuras y abarca los materiales más empleados como los metales.

Se indicarán las fórmulas para resolver el problema estático en los elementos más utilizados como vigas, láminas, membranas, etc. Estas fórmulas son aplicaciones particulares de la formulación general.

Más adelante, se indicarán la formulación para determinados tipos de elementos no isotrópicos como los paneles tipo sándwich y los materiales compuestos.

Se indica después la teoría para describir el comportamiento no lineal de los materiales que incluye el comportamiento plástico, visco elástico, etc.

Finalmente, se describe los métodos de resolución que emplean los programas de elementos finitos para resolver los problemas estáticos.

4.5.1.1 Formulación general para elementos elásticos, isotrópicos y lineales

Para resolver un problema estructural, se debe tener en cuenta el siguiente planteamiento:

La estructura está fabricada por un conjunto de materiales que determinan ciertas características: estructurales y de rigidez:

- Módulo de Young (o Módulo de elasticidad longitudinal): E (pa).
- Módulo de cortadura: G (pa).
- Coeficiente de Poisson: ν. Se relaciona con los anteriores parámetros mediante la siguiente fórmula:

$$G = \frac{E}{2(1+\nu)}$$

- Densidad: ρ (kg/m^3).
- Coeficiente de expansión térmica: α (K^{-1}). *(para problemas termoelásticos).

La estructura está formada por una geometría sólida definida, que se puede dividir en grupos de elementos. Estos elementos pueden clasificarse en alguna de estas categorías en función del número de dimensiones principales:

- Elementos unidimensionales: Viga, barra, varilla, cuerda, etc.
- Elementos bidimensionales: Placa, lámina, hoja, membrana, panel, etc.
- Elementos tridimensionales.

La estructura está sometida a un estado de cargas estáticas debido a la interacción de la estructura con el entorno. Las fuerzas se clasifican en función de la zona de aplicación:

- Fuerzas superficiales: $\overrightarrow{f_S}$ (N/m^2); $\overrightarrow{F_S} = \iint \overrightarrow{f_S}\, dS$ (N), $\overrightarrow{M_S} = \iint \vec{r} \wedge \overrightarrow{f_S}\, dS$ (N·m)
- Fuerzas volumétricas: $\overrightarrow{f_V}$ (N/m^3); $\overrightarrow{F_V} = \iiint \overrightarrow{f_V} dV$ (N), $\overrightarrow{M_V} = \iiint \vec{r} \wedge \overrightarrow{f_V} dV$ (N·m)
- Fuerzas másicas: $\vec{b}$ (N/kg); $\overrightarrow{F_M} = \iiint \rho \vec{b} dV$ (N), $\overrightarrow{M_M} = \iiint \vec{r} \wedge (\rho \vec{b}) dV$ (N·m)

La estructura está apoyada en determinadas zonas o presenta restricciones de algún tipo. Estas restricciones y apoyos definen las condiciones de contorno y provocan la aparición de fuerzas de reacción que están en equilibrio con las fuerzas aplicadas. La magnitud y la dirección de las fuerzas de reacción generalmente son desconocidas, pero se pueden determinar con las ecuaciones de equilibrio (6 ecuaciones: 3 de equilibrio de fuerzas y 3 de equilibrio de momentos). Dependiendo del número de incógnitas de las fuerzas de reacción (ni), se podrán determinar o no mediante las 6 ecuaciones de equilibrio (ne=6). En función del número de incógnitas, las estructuras tienen la siguiente clasificación:

- Estructuras isostáticas: El número de incógnitas (fuerzas y momentos de reacción) es igual al número de ecuaciones (6).

$$ni = ne$$

- Estructuras hiperestáticas: El número de incógnitas es mayor al número de ecuaciones.

$$ni > ne$$

- Estructuras con mecanismos: El número de incógnitas es menor al número de ecuaciones.

$$ni < ne$$

Se deben establecer hipótesis matemáticas que relacionan, mediante ecuaciones, los siguientes grupos de variables:

- Fuerzas y momentos externos: Agrupan tanto las fuerzas y momentos aplicados como las fuerzas y momentos de reacción.
  - Fuerzas externas aplicadas: F_{ex}, F_{ey}, F_{ez} (N).
  - Momentos externos aplicados: M_{ex}, M_{ey}, M_{ez} (N·m).
  - Fuerzas de reacción: R_x, R_y, R_z (N).
  - Momentos de reacción: M_{Rx}, M_{Ry}, M_{Rz} (N·m).

- Fuerzas y momentos internos de la estructura: Agrupan las fuerzas y momentos que recorren el interior de la estructura y aparecen como consecuencia de las fuerzas y momentos externos.
    - Fuerzas y momentos internos en elementos unidimensionales:
        - Fuerza axial: N (N).
        - Fuerzas cortantes: Q_y, Q_z (N).
        - Momento de torsión: M_T (N·m).
        - Momentos flectores: M_x, M_y o M_{fz}, M_{fy} (N·m).

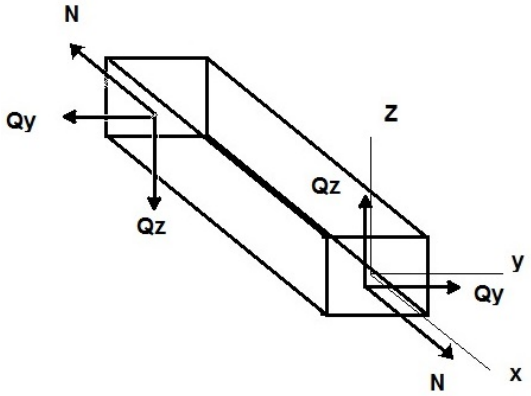


Figura 4.5-1: Fuerzas internas en elementos unidimensionales

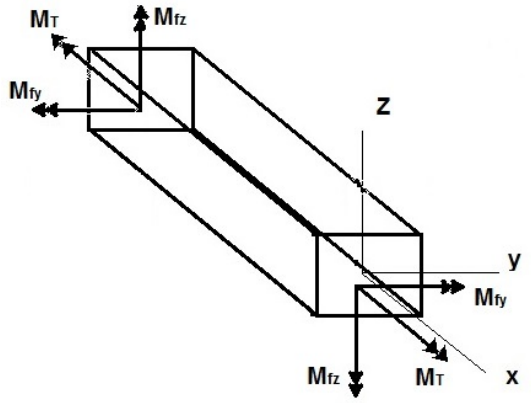


Figura 4.5-2: Momentos internos en elementos unidimensionales

- Fuerzas y momentos internos en elementos bidimensionales:
    - Fuerzas de membrana: F_x, F_y, F_{xy} o N_x, N_y, N_{xy} (N/m).
    - Momentos de flexión: M_x, M_y, M_{xy} (N·m/m = N).
    - Fuerzas de cortadura transversal: Q_x, Q_y o V_x, V_y (N/m).

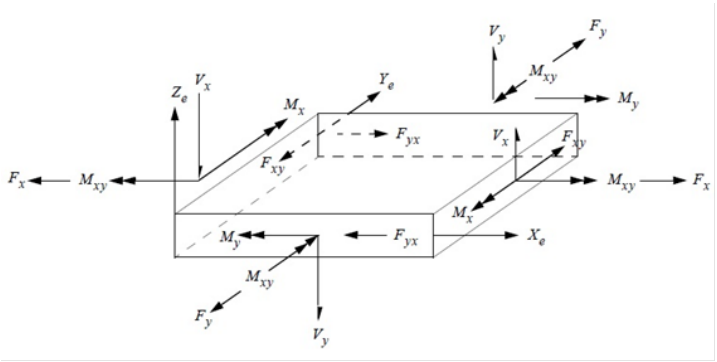


Figura 4.5-3: Fuerzas y momentos internos en elementos bidimensionales

- Tensiones o esfuerzos de la estructura

$$\bar{\bar{\sigma}} = \begin{bmatrix} \sigma_{xx} & \sigma_{xy} & \sigma_{xz} \\ \sigma_{yx} & \sigma_{yy} & \sigma_{yz} \\ \sigma_{zx} & \sigma_{zy} & \sigma_{zz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sigma_{xx} & \tau_{xy} & \tau_{xz} \\ \tau_{yx} & \sigma_{yy} & \tau_{yz} \\ \tau_{zx} & \tau_{zy} & \sigma_{zz} \end{bmatrix} \text{ (N/m}^2 \text{ = pa)}$$

- Deformaciones de la estructura

$$\bar{\bar{\varepsilon}} = \begin{bmatrix} \varepsilon_{xx} & \varepsilon_{xy} & \varepsilon_{xz} \\ \varepsilon_{yx} & \varepsilon_{yy} & \varepsilon_{yz} \\ \varepsilon_{zx} & \varepsilon_{zy} & \varepsilon_{zz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \varepsilon_{xx} & \frac{\gamma_{xy}}{2} & \frac{\gamma_{xz}}{2} \\ \frac{\gamma_{yx}}{2} & \varepsilon_{yy} & \frac{\gamma_{yz}}{2} \\ \frac{\gamma_{zx}}{2} & \frac{\gamma_{zy}}{2} & \varepsilon_{zz} \end{bmatrix}$$

- Desplazamientos de los nodos de la estructura
  - Desplazamientos de traslación: (u_x, u_y, u_z) o (u, v, w) (m).
  - Movimientos de rotación: (θ_x, θ_y, θ_z) (rad).

El siguiente esquema muestra las interacciones (ecuaciones) entre los distintos grupos de variables.

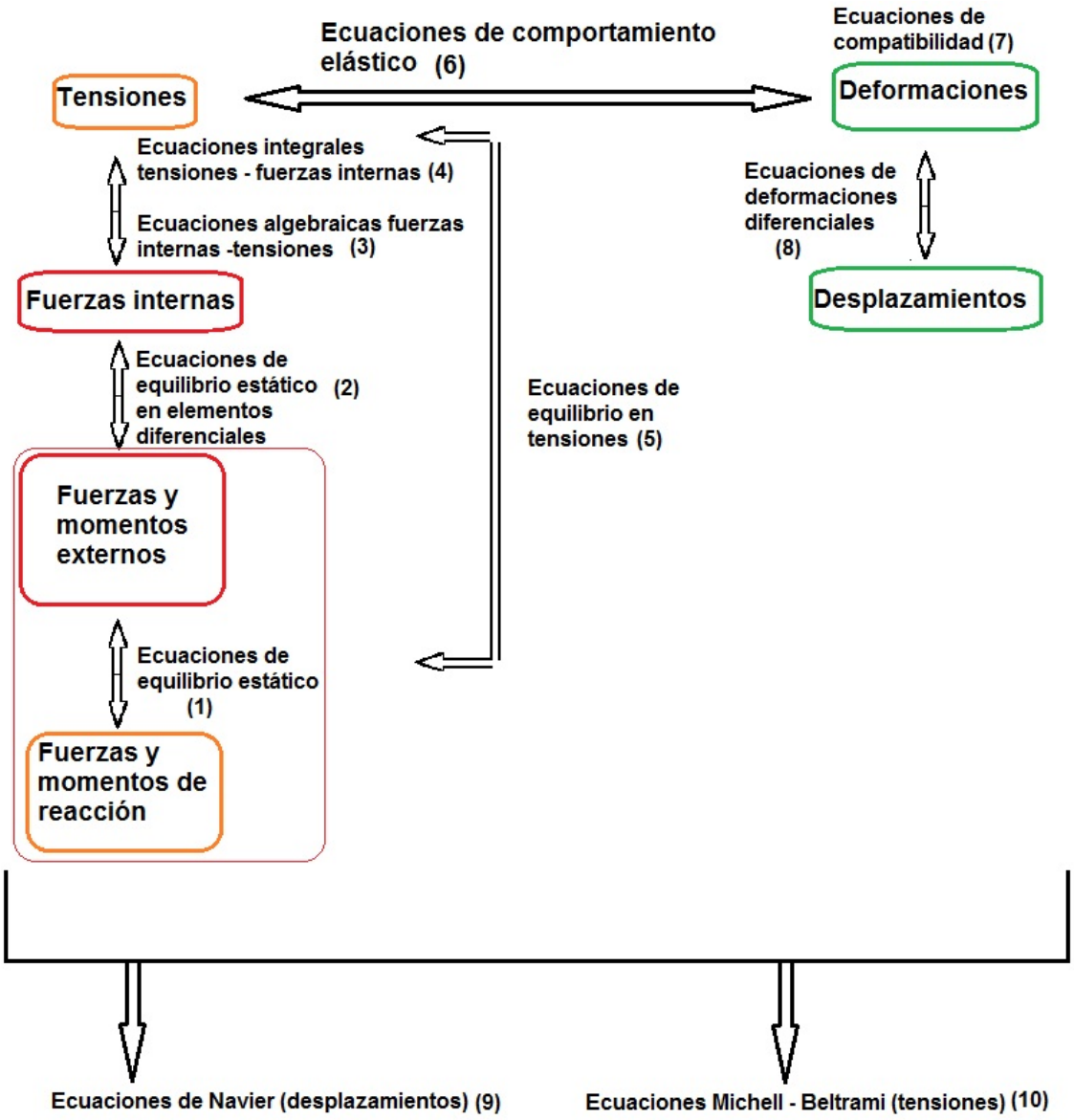


Figura 4.5-4: Esquema de las ecuaciones generales del problema elástico

- Ecuaciones de equilibrio estático (1):

$$\sum \overrightarrow{F_{ext}} = -\sum \vec{R}$$

$$\sum \overrightarrow{M_{ext}} + \sum \left(\vec{r} \wedge \overrightarrow{F_{ext}}\right) = -\sum \overrightarrow{M_R} - \sum \left(\vec{r} \wedge \vec{R}\right)$$

Donde:
$\vec{r}$: Vector de posición del punto de aplicación de la fuerza (fuerza externa o reacción) con respecto a un punto determinado (generalmente el origen de coordenadas básico).
$\vec{R}$: Vector de fuerza de reacción
$\overrightarrow{M_R}$: Vector de momento de reacción

- Ecuaciones de equilibrio estático en elementos diferenciales (2):
  - Estas ecuaciones se detallarán en los apartados específicos para elementos 1-D y 2-D (4.5.1.2 y 4.5.1.3).
- Ecuaciones algebraicas fuerzas internas-tensiones (3):
  - Estas ecuaciones se detallarán en los apartados específicos para elementos 1-D y 2-D (4.5.1.2 y 4.5.1.3).
- Ecuaciones integrales tensiones-fuerzas internas (4):
  - Estas ecuaciones se detallarán en los apartados específicos para elementos 1-D y 2-D (4.5.1.2 y 4.5.1.3).
- Ecuaciones de equilibrio en tensiones (5):

$$\nabla \cdot \bar{\bar{\sigma}} + \rho \vec{b} = \vec{0} \Longrightarrow \begin{matrix} \dfrac{\partial \sigma_{xx}}{\partial x} + \dfrac{\partial \sigma_{yx}}{\partial y} + \dfrac{\partial \sigma_{zx}}{\partial z} + \rho b_x = 0 \\ \dfrac{\partial \sigma_{xy}}{\partial x} + \dfrac{\partial \sigma_{yy}}{\partial y} + \dfrac{\partial \sigma_{zy}}{\partial z} + \rho b_y = 0 \\ \dfrac{\partial \sigma_{xz}}{\partial x} + \dfrac{\partial \sigma_{yz}}{\partial y} + \dfrac{\partial \sigma_{zz}}{\partial z} + \rho b_z = 0 \end{matrix}$$

Donde:
$\vec{b}$: Es el vector de fuerzas másicas (N/kg).
ρ: Es la densidad de masa (kg/m^3).
$\bar{\bar{\sigma}}$: Es el tensor de tensiones (pa o N/m).

- Ecuaciones de comportamiento elástico (6):
  - Ley de Hooke (comportamiento elástico general):

$$\bar{\bar{\sigma}} = \mathbb{C} : \bar{\bar{\varepsilon}}$$

    Donde:
    $\mathbb{C}$: Es el tensor elástico del material. Es un tensor de orden 4 y de dimensiones: 3x3x3x3. Representa el caso más general y tiene 21 constantes independientes.

  - Ecuaciones de Lamé (comportamiento elástico, homogéneo, isótropo, lineal):

$$\bar{\bar{\sigma}} = \lambda \cdot tr(\bar{\bar{\varepsilon}})\bar{\bar{I}} + 2\mu\bar{\bar{\varepsilon}}$$

$$\bar{\bar{\varepsilon}} = \frac{1}{E}\left[(1+\nu)\bar{\bar{\sigma}} - \nu \cdot tr(\bar{\bar{\sigma}})\bar{\bar{I}}\right]$$

    Donde:
    $tr(\bar{\bar{\varepsilon}}) = \varepsilon_{xx} + \varepsilon_{yy} + \varepsilon_{zz}$: es la traza del tensor de deformaciones.
    $tr(\bar{\bar{\sigma}}) = \sigma_{xx} + \sigma_{yy} + \sigma_{zz}$: es la traza del tensor de tensiones.
    E: es el módulo de Young (pa).
    λ: es la constante de Lamé (pa).
    $\mu = G$: es el módulo de cortadura (pa).
    ν: es el coeficiente de Poisson.
    - De las 4 constantes elásticas, sólo 2 son independientes para los materiales elásticos, isotrópicos y lineales. Las fórmulas que relacionan las constantes elásticas son las siguientes:

$$\lambda = \frac{\nu E}{(1+\nu)(1-2\nu)}$$

$$\mu = G = \frac{E}{2(1+\nu)}$$
$$E = \frac{\mu(3\lambda + 2\mu)}{\lambda + \mu}$$
$$\nu = \frac{\lambda}{2(\lambda + \mu)}$$

- Ecuaciones de compatibilidad (7). Son ecuaciones que permiten asegurar que una distribución de deformaciones se deriva de un campo de desplazamientos.

$$\nabla \wedge \bar{\bar{\varepsilon}} \wedge \nabla = 0$$

Esto deriva en 6 ecuaciones independientes:

$$\frac{\partial \varepsilon_{xx}}{\partial y \partial z} = -\frac{\partial \varepsilon_{yz}}{\partial x \partial x} + \frac{\partial \varepsilon_{zx}}{\partial y \partial x} + \frac{\partial \varepsilon_{xy}}{\partial z \partial x}$$
$$\frac{\partial \varepsilon_{yy}}{\partial x \partial z} = -\frac{\partial \varepsilon_{xz}}{\partial y \partial y} + \frac{\partial \varepsilon_{xy}}{\partial z \partial y} + \frac{\partial \varepsilon_{yz}}{\partial x \partial y}$$
$$\frac{\partial \varepsilon_{zz}}{\partial x \partial y} = -\frac{\partial \varepsilon_{xy}}{\partial z \partial z} + \frac{\partial \varepsilon_{xz}}{\partial y \partial z} + \frac{\partial \varepsilon_{yz}}{\partial x \partial z}$$
$$2\frac{\partial \varepsilon_{xy}}{\partial x \partial y} = \frac{\partial \varepsilon_{xx}}{\partial y \partial y} + \frac{\partial \varepsilon_{yy}}{\partial x \partial x}$$
$$2\frac{\partial \varepsilon_{yz}}{\partial y \partial z} = \frac{\partial \varepsilon_{yy}}{\partial z \partial z} + \frac{\partial \varepsilon_{zz}}{\partial y \partial y}$$
$$2\frac{\partial \varepsilon_{xz}}{\partial x \partial z} = \frac{\partial \varepsilon_{xx}}{\partial z \partial z} + \frac{\partial \varepsilon_{zz}}{\partial x \partial x}$$

- Ecuaciones de deformaciones diferenciales o de desplazamientos (8):

$$\varepsilon_{ij} = \frac{1}{2}\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i}\right) \Rightarrow \begin{array}{ll} \varepsilon_{xx} = \dfrac{\partial u_x}{\partial x} & \varepsilon_{xy} = \varepsilon_{yx} = \dfrac{1}{2}\left(\dfrac{\partial u_y}{\partial x} + \dfrac{\partial u_x}{\partial y}\right) \\ \varepsilon_{yy} = \dfrac{\partial u_y}{\partial y} & \varepsilon_{xz} = \varepsilon_{zx} = \dfrac{1}{2}\left(\dfrac{\partial u_z}{\partial x} + \dfrac{\partial u_x}{\partial z}\right) \\ \varepsilon_{zz} = \dfrac{\partial u_z}{\partial z} & \varepsilon_{yz} = \varepsilon_{zy} = \dfrac{1}{2}\left(\dfrac{\partial u_z}{\partial y} + \dfrac{\partial u_y}{\partial z}\right) \end{array}$$

- Ecuaciones de Navier (desplazamientos) (9). Las ecuaciones de Navier agrupa las ecuaciones (5), (6), (7) y (8) y proporciona una ecuación diferencial donde las incógnitas son los desplazamientos (ux, uy y uz):

$\mu \nabla^2 \vec{u} + (\lambda + \mu)\nabla(\nabla \cdot \vec{u}) + \vec{b} = \vec{0}$ en Ω (todo el volumen de la estructura)

Condiciones de contorno (CC):

$\vec{u} = \overrightarrow{u_0}$ en los apoyos (CC cinemáticas).

$\left[\lambda(\nabla \cdot \vec{u})\bar{\bar{I}} + 2\mu \nabla^S \vec{u}\right] \cdot \vec{n} = \overrightarrow{f_S}$ en el contorno (superficie) donde se aplican fuerzas sobre la superficie (CC estáticas).

Donde:

$\overrightarrow{f_S}$: fuerzas externas aplicadas por unidad de área (N/m^2).

$\vec{n}$: vector unitario normal a la superficie de contorno.

$\vec{u}$: son los desplazamientos (m).

$\vec{b}$: son las fuerzas másicas (N/kg)

$\bar{\bar{I}} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$: es el tensor unitario 3x3.

- Ecuaciones de Michell (10). Las ecuaciones de Michell agrupa las ecuaciones (5), (6), (7) y (8) y proporciona una ecuación diferencial donde las incógnitas son las tensiones ($\bar{\bar{\sigma}}$):
  $\nabla^2\bar{\bar{\sigma}} + \frac{1}{1+\nu}\nabla\nabla\left(\mathrm{tr}(\bar{\bar{\sigma}})\right) + \frac{\nu}{1+\nu}\left(\nabla\cdot\vec{b}\right)\bar{\bar{I}} + \nabla\vec{b} + \left(\nabla\cdot\vec{b}\right)^T = \bar{\bar{0}}$ en Ω (todo el volumen de la estructura)

  Condiciones de contorno (CC):

  $\bar{\bar{\sigma}}\cdot\vec{n} = \overrightarrow{f_S}$: en el contorno (superficie) donde se aplican fuerzas sobre la superficie (CC estáticas).

  $\vec{u}(\bar{\bar{\sigma}}) = \overrightarrow{u_0}$: en los apoyos (CC cinemáticas).

  Donde:

  $\overrightarrow{f_S}$: fuerzas externas aplicadas por unidad de área (N/m^2).

  $\vec{n}$: vector unitario normal a la superficie de contorno.

  $\vec{u}$: son los desplazamientos (m).

  $\vec{b}$: son las fuerzas másicas (N/kg)

  $\bar{\bar{I}} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$: es el tensor unitario 3x3.

4.5.1.2 Formulación de elementos lineales (Viga, columna)

En esta sección se indicarán las principales fórmulas para el cálculo de esfuerzos, deformaciones y desplazamientos de los elementos unidimensionales.

Los elementos unidimensionales se denominan también como piezas prismáticas. Consisten en elementos cuya dimensión longitudinal es mucho mayor que sus dimensiones transversales.

Se define línea media o directriz de la barra como la línea que une los centros geométricos de las secciones. Para los elementos rectos se definen el siguiente sistema de ejes:

- El eje x es paralelo a la línea media.
- Los ejes y, z forman el plano paralelo a las secciones.
- El origen del sistema está contenido la línea media.

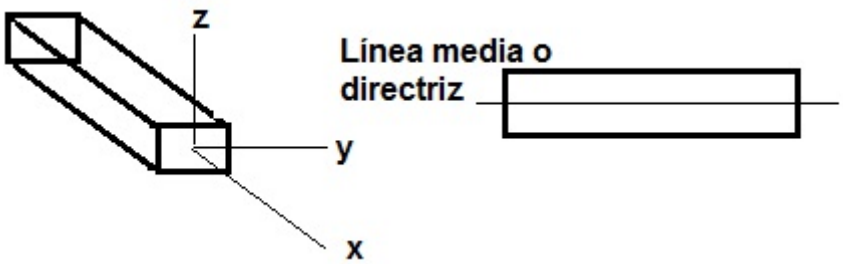


Figura 4.5-5: Sistema de ejes y línea media o directriz de la barra

4.5.1.2.1 Ecuaciones de equilibrio estático en elementos diferenciales

Estas ecuaciones relacionan las fuerzas externas (aplicadas o de las condiciones de contorno) con las fuerzas internas que recorren el elemento unidimensional (ecuaciones (2) de la Figura 4.5-4).

Las fuerzas y momentos externos se aplican sobre la directriz del elemento y se clasifican en dos grupos:

- Fuerzas y momentos puntuales. Se aplican sobre puntos de la directriz. En los problemas de elementos finitos, son las fuerzas y momentos que se aplican directamente a los nodos.
    - Fuerzas externas puntuales en ejes globales: F_{ex}, F_{ey}, F_{ez} (N).
    - Fuerzas externas puntuales en ejes elemento: F'_{ex}, F'_{ey}, F'_{ez} (N).
    - Momentos externos puntuales en ejes globales: M_{ex}, M_{ey}, M_{ez} (N·m).
    - Momentos externos puntuales en ejes elemento: M'_{ex}, M'_{ey}, M'_{ez} (N·m).
- Fuerzas y momentos distribuidos. Se aplican sobre un determinado segmento de la directriz.
    - Fuerzas externas por unidad de longitud en ejes globales: f_{ex}, f_{ey}, f_{ez} (N/m).
    - Fuerzas externas por unidad de longitud en ejes elemento: n, q_y, q_z (N/m).
    - Momentos externos por unidad de longitud en ejes globales: m_{ex}, m_{ey}, m_{ez} (N·m/m).
    - Momentos externos por unidad de longitud en ejes elemento: m_T, m_{fy}, m_{fz} (N·m/m).

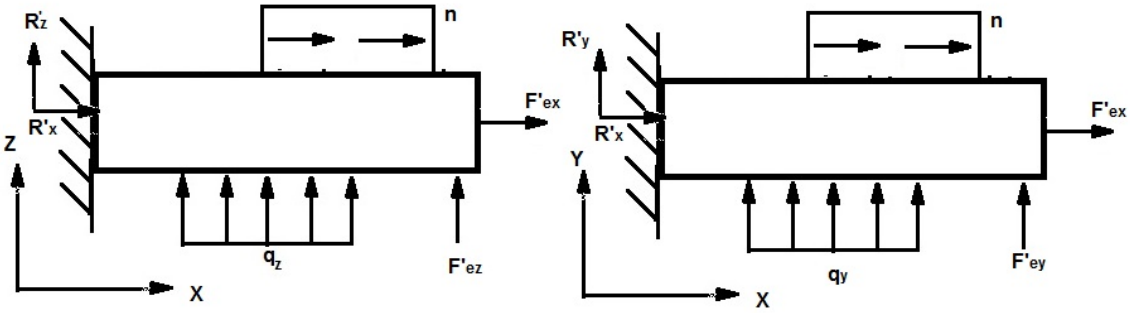


Figura 4.5-6: Nomenclatura de las fuerzas externas aplicadas y las fuerzas de reacción sobre una barra

Las fuerzas y momentos internos del elemento, referidos en ejes locales o del elemento, tienen la siguiente notación:

- Fuerza axial: N (N).
- Fuerzas cortantes: Q_y, Q_z (N).
- Momento de torsión: M_T (N·m).
- Momentos flectores: M_x, M_y o M_{fz}, M_{fy} (N·m).

El sentido de las fuerzas y momentos es el de las siguientes figuras: Figura 4.5-1 y Figura 4.5-2. Todas las fuerzas están referidas a ejes locales a la barra. El eje x es paralelo a la directriz y los ejes y, z forman el plano perpendicular a la directriz. Las ecuaciones de equilibrio interno son:

Ecuaciones de fuerzas:

$$\frac{dN(x)}{dx} = -n(x) - \sum_i \left(F'_{exi} \cdot \delta_i(x - x_i)\right) - \sum_i \left(R_{xi} \cdot \delta_i(x - x_i)\right)$$

$$\frac{dQ_y(x)}{dx} = -q_y(x) - \sum_i \left(F'_{eyi} \cdot \delta_i(x - x_i)\right) - \sum_i \left(R_{yi} \cdot \delta_i(x - x_i)\right)$$

$$\frac{dQ_z(x)}{dx} = -q_z(x) - \sum_i \left(F'_{ezi} \cdot \delta_i(x - x_i)\right) - \sum_i \left(R_{zi} \cdot \delta_i(x - x_i)\right)$$

Ecuaciones de momentos:

$$\frac{dM_T(x)}{dx} = -m_T(x) - \sum_i \left(M'_{exi} \cdot \delta_i(x - x_i)\right) - \sum_i \left(M_{Rxi} \cdot \delta_i(x - x_i)\right)$$

$$\frac{dM_{fy}(x)}{dx} = Q_z(x) - m_{fy}(x) - \sum_i \left(M'_{eyi} \cdot \delta_i(x - x_i)\right) - \sum_i \left(M_{Ryi} \cdot \delta_i(x - x_i)\right)$$
$$\frac{dM_{fz}(x)}{dx} = Q_y(x) - m_{fz}(x) - \sum_i \left(M'_{ezi} \cdot \delta_i(x - x_i)\right) - \sum_i \left(M_{Rzi} \cdot \delta_i(x - x_i)\right)$$

Donde:
x: es la coordenada que indica la posición sobre la directriz.
$\delta_i(x - x_i)$: es la función delta de Dirac en el punto xi.
xi: es el punto de aplicación de la fuerza puntual o de la fuerza de reacción i.

4.5.1.2.2 Ecuaciones entre tensiones y fuerzas internas

Las ecuaciones que relacionan las tensiones con las fuerzas internas (ecuaciones (3) y (4) de la Figura 4.5-4) permiten calcular las tensiones cuando se conocen las fuerzas internas y viceversa.

Las ecuaciones integrales permiten calcular las fuerzas y momentos internos en un punto dado de la directriz de la barra (x), a partir de la integración de área de las tensiones (σ_{ij}) en la sección x de la barra:

$$N(x) = \iint \sigma_{xx}(x, y, z)dydz$$
$$Q_y(x) = \iint \sigma_{xy}(x, y, z)dydz$$
$$Q_z(x) = \iint \sigma_{xz}(x, y, z)dydz$$
$$M_T(x) = \iint \left(\sigma_{xz}(x, y, z) \cdot y - \sigma_{xy}(x, y, z) \cdot z\right)dydz$$
$$M_{fy}(x) = \iint (\sigma_{xx}(x, y, z) \cdot z)dydz$$
$$M_{fz}(x) = \iint (\sigma_{xx}(x, y, z) \cdot y)dydz$$

Para obtener las ecuaciones inversas, es decir, las que permite calcular las tensiones (σ_{ij}) a partir de las fuerzas y momentos internos, hay que recurrir a separar las ecuaciones en dos grupos independientes:

- El problema de tracción (y compresión) y flexión compuesta: Relaciona las tensiones σ_{xx} con el esfuerzo axial (N) y los momentos flectores (M_{fy} y M_{fz}).
- El problema de cortadura y torsión: Relaciona las tensiones σ_{xy} y σ_{xz} con las fuerzas cortantes (Q_y y Q_z) y el momento torsor (M_T y M_T).

4.5.1.2.2.1 Problema de tracción y flexión compuesta

En este problema sólo se tienen en cuenta el esfuerzo axial (N) y los momentos flectores (Mfy y Mfz). La ecuación que relaciona estas fuerzas y momentos internos con la tensión es la siguiente:

$$\sigma_{xx}(x, y, z) = \frac{N(x)}{A(x)} + \frac{\overline{M_{fy}}(x)}{I_y(x)} z + \frac{\overline{M_{fz}}(x)}{I_z(x)} y$$
$$\overline{M_{fy}} = \frac{M_{fy} - M_{fz}\frac{I_{yz}}{I_z}}{1 - \frac{I_{yz}^2}{I_y I_z}}$$

$$\overline{M_{fz}} = \frac{M_{fz} - M_{fy}\frac{I_{yz}}{I_y}}{1 - \frac{I_{yz}^2}{I_y I_z}}$$

Donde:
x: es la coordenada longitudinal de la barra.
y, z: son las coordenadas transversales.
A(x): es el área (m^2) de la sección localizada en la posición x.
Iy(x), Iz(x), Iyz(x) (m^4): son los momentos de inercia de la sección localizada en la posición x.

Esta fórmula demuestra que la tensión σ_{xx} varía linealmente a lo largo de los ejes y, z de la sección.

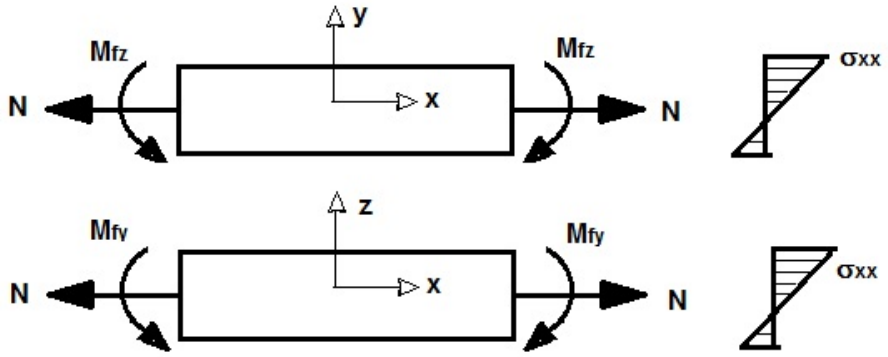


Figura 4.5-7: Variación lineal de las tensiones en una sección genérica

Se define eje neutro como la recta que define los puntos donde la tensión es 0. Es decir, este eje puede dividir la sección en dos partes: una trabaja a tracción ($\sigma_{xx} > 0$) y la otra parte trabaja a compresión ($\sigma_{xx} < 0$).

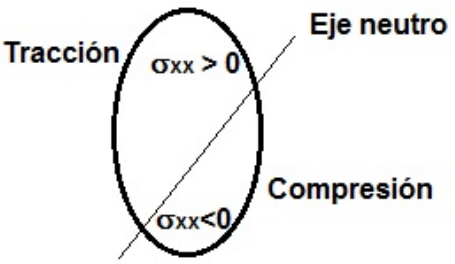


Figura 4.5-8: Sección de la barra con el eje neutro que la divide en dos: zona de tracción y zona de compresión

4.5.1.2.2.2 Problema de cortadura (flexión simple)

Este problema tiene sólo en cuenta las tensiones tangenciales σ_{xy} y σ_{xz} provocadas por las fuerzas cortantes (Q_y y Q_z).

$$\sigma_{xy} = \frac{Q_y}{A_y}$$
$$\sigma_{xz} = \frac{Q_z}{A_z}$$

Donde:
Ay, Az son las áreas cortantes (m^2).

Se relacionan con el área de la sección (A) mediante las siguientes fórmulas:

$$A_y = k_y A$$
$$A_z = k_z A$$

Donde Ky y Kz son las constantes de cortadura. Para secciones rectangulares, su valor es de 5/6.

A continuación se definen las ecuaciones del Teorema de Colignon que se aplican a los siguientes tipos de secciones:

- Sección de pared delgada abierta
- Sección de pared delgada cerrada
- Sección de pared delgada multicelular

En todos estos casos, la sección es de pared delgada y por lo tanto se aplica la aproximación de que las tensiones tangenciales son uniformes a lo largo del espesor de la sección (la dimensión más pequeña) y tienen la dirección que se muestra en la siguiente figura (Figura 4.5-9):

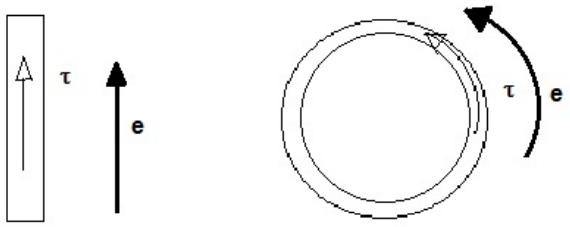


Figura 4.5-9: Flujos cortantes en secciones de pared delgada

La tensión tangencial media se denomina τ y se relaciona con las tensiones σ_{xy} y σ_{xz} de la siguiente manera:

$$\tau = \sigma_{xy} e_y + \sigma_{xz} e_z$$

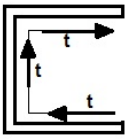
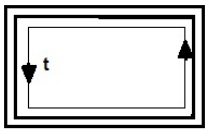
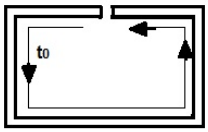
Donde:

$\vec{e} = \begin{pmatrix} e_y \\ e_z \end{pmatrix}$: es el vector que define la dirección tangente a la línea media que recorre la pared delgada.

Se define flujo cortante t (N/m) como el producto entre la tensión tangencial media (τ) y el espesor de la pared delgada (b):

$$t = \tau \cdot b$$

El Teorema de Colignon establece la siguiente fórmula dependiendo del tipo de sección.

Sección abierta	$t = \frac{\overline{Q_y} S_z}{I_z} + \frac{\overline{Q_z} S_y}{I_y}$	
Sección cerrada	$t = t_0 + t_1$ $t_0 = \frac{\overline{Q_y} S_z}{I_z} + \frac{\overline{Q_z} S_y}{I_y}$ $t_1 = -\frac{\oint \frac{t_0(s)}{b(s)} ds}{\oint \frac{1}{b(s)} ds}$	 

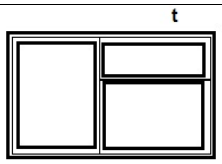
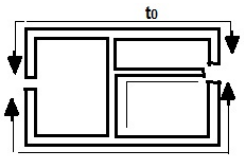
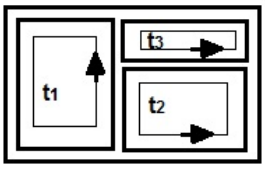
Sección multicelular	$t = t_0 + \sum_i t_i$		
	$t_0 = \frac{\overline{Q_y} S_z}{I_z} + \frac{\overline{Q_z} S_y}{I_y}$		
	$t_i = -\frac{\oint \frac{t_0(s)}{b(s)} ds}{\oint \frac{1}{b(s)} ds}$		

Tabla 4.5-1: Fórmulas del Teorema de Colignon para secciones de pared delgada

Donde:

$$\overline{Q_y} = \frac{Q_y - Q_z \frac{I_{yz}}{I_z}}{1 - \frac{I_{yz}^2}{I_y I_z}}$$

$$\overline{Q_z} = \frac{Q_z - Q_y \frac{I_{yz}}{I_y}}{1 - \frac{I_{yz}^2}{I_y I_z}}$$

s: es la longitud que recorre la línea media de la sección (m).
b(s): es el espesor de la pared en la posición s (m).
Iy, Iz, Iyx son los momentos de inercia de la sección (m^4).
$S_y(s) = \int_0^s b(s) \cdot z(s) \cdot ds$: es el momento estático de la sección con respecto al eje y (m^3).
$S_z(s) = \int_0^s b(s) \cdot y(s) \cdot ds$: es el momento estático de la sección con respecto al eje z (m^3).

4.5.1.2.2.3 Problema de torsión

Este problema sólo tiene en cuenta las tensiones tangenciales σ_{xy} y σ_{xz} provocadas por el momento torsor (M_T).

Se define el módulo de torsión J como la rigidez de la barra frente al momento de torsión. Es una propiedad que depende de la geometría de la sección.
De la Teoría de Saint-Venant para torsión se obtiene que el giro de las secciones sobre la directriz por unidad de longitud (β) es constante. Es decir, el ángulo de giro sobre la directriz varía de forma lineal con la siguiente fórmula:

$$\theta_x(x) = \beta \cdot \theta_x(0)$$

Este parámetro se relaciona de la siguiente manera con el módulo de torsión (J), el momento torsor (M_T) y el módulo de cortadura (G):

$$M_T = G \cdot J \cdot \beta$$

A continuación, se va a mostrar las fórmulas que se aplican a barras con diferentes tipos de secciones.

Para barras sólidas circulares, la máxima tensión tangencial debido a torsión es:

$$\tau_{max} = \frac{M_T R}{I_P}$$

Donde:
$I_P = \frac{\pi R^4}{2}$: es el momento polar de inercia (m^4).
R: es el radio de la sección (m).

Para secciones de pared delgada, se define la tensión tangencial media (τ) y el flujo cortante (t) de la siguiente manera (igual que para cortadura, ver 4.5.1.2.2.2):

$$\tau = \sigma_{xy} e_y + \sigma_{xz} e_z$$

Donde:
$\vec{e} = \begin{pmatrix} e_y \\ e_z \end{pmatrix}$: es el vector que define la dirección tangente a la línea media que recorre la pared delgada.

Se define flujo cortante t (N/m) como el producto entre la tensión tangencial media (τ) y el espesor de la pared delgada (b):

$$t = \tau \cdot b$$

En la siguiente tabla aparecen las fórmulas que relacionan las tensiones tangenciales (τ) con el memento torsor y que se aplican en secciones de pared delgada. Además se indica las fórmulas para obtener el módulo de torsión (J) para diferentes geometrías:

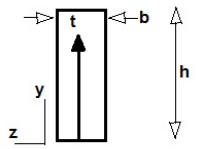
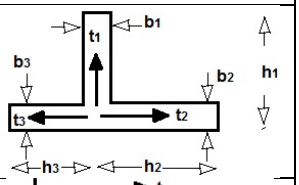
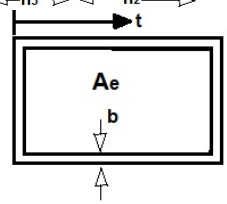
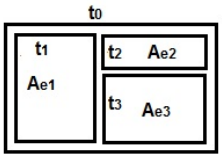
Sección simple	$\tau = \sigma_{xy} = -2G\beta z$ $\lvert\tau_{MAX}\rvert = G\beta b$	$J = \frac{1}{3} b^3 h$	
Sección compuesta	$\tau_i = -2G\beta s_i$ $\lvert\tau_{MAX}\rvert_i = G\beta b_i$	$J = \sum_i \frac{1}{3} b_i^3 h_i$	
Sección cerrada	$M_T = 2A_e t$	$J = \frac{4A_e^2}{\oint \frac{ds}{b(s)}}$	
Sección multicelular	$M_T = \sum_i 2A_{ei} t_i$ $\oint \frac{\Delta t}{b} ds = 2G\beta A_{ei}$		

Tabla 4.5-2: Fórmulas de torsión para secciones de pared delgada

4.5.1.2.3 Teoremas de Mohr. Calculo de desplazamientos y giros en una barra recta.

Los teoremas de Mohr permiten conocer los desplazamientos (u_x y u_y) y el giro (θ_z) de un punto genérico x, conociendo esos desplazamientos y giros en otro punto x_0 de la barra, para barras rectas con cargas en un plano (N, Q_y y M_{fz}).

$$\theta(x) = \theta_0 + \int_{x_0}^{x} \frac{M_{fz}(x')}{EI_z(x')} dx'$$

$$u_x(x) = u_{x0} + \int_{x_0}^{x} \frac{N(x')}{EA(x')} dx'$$

$$u_y(x) = u_{y0} + \theta_0 \cdot (x - x_0) + \int_{x_0}^{x} \frac{M_{fz}(x')}{EI_z(x')} (x' - x_0) dx' + \left(\int_{x_0}^{x} \frac{Q_y(x')}{GA_y(x')} dx' \right)$$

Habitualmente, la aportación del esfuerzo de cortadura Q_y en el desplazamiento vertical u_y se desprecia ya que su aportación es muy pequeña comparable al del momento flector M_{fz} (la relación entre la rigidez a cortadura y la rigidez de flexión es del orden del cuadrado de la relación entre la longitud de la barra y la longitud característica de la sección (b)).

$$\frac{K_Q}{K_M} = \frac{\frac{GA_y}{L}}{\frac{EI_z}{L^3}} = \frac{GA_y L^2}{EI_z} \sim \left(\frac{L}{b}\right)^2 \gg 1$$

En el caso de barras con fuerzas aplicadas en los extremos, se obtienen los siguientes resultados:

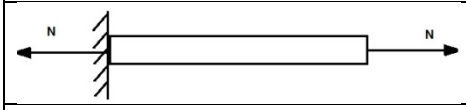
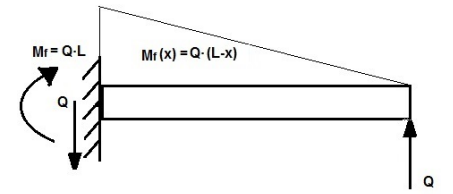
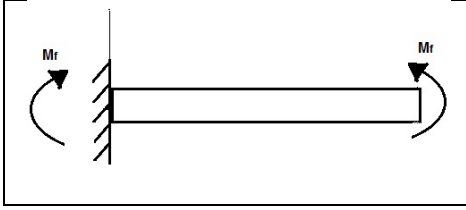
	u_x	u_y	θ
	$u_x(L) = \frac{NL}{EA}$	$u_y(L) = 0$	$\theta(L) = 0$
	$u_x(L) = 0$	$u_y(L) = \frac{QL^3}{6EI}$	$\theta(L) = \frac{QL^2}{2EI}$
	$u_x(L) = 0$	$u_y(L) = \frac{M_f L^2}{2EI}$	$\theta(L) = \frac{M_f L}{EI}$

Tabla 4.5-3: Fórmulas de desplazamientos para una barra empotrada con cargas puntuales en el extremo libre

4.5.1.3 Formulación de elementos bidimensionales (Placa, membrana, lámina, cáscara)

Los elementos bidimensionales son los que presentan las dimensiones planas de varios órdenes de magnitud más grandes que la dimensión del espesor.

Se define el plano medio como el plano que es paralelo a las dos caras del elemento y se sitúa en una posición equidistante e intermedia entre esas dos caras. Los ejes x e y se sitúan en el plano medio y el eje z es perpendicular a al plano.

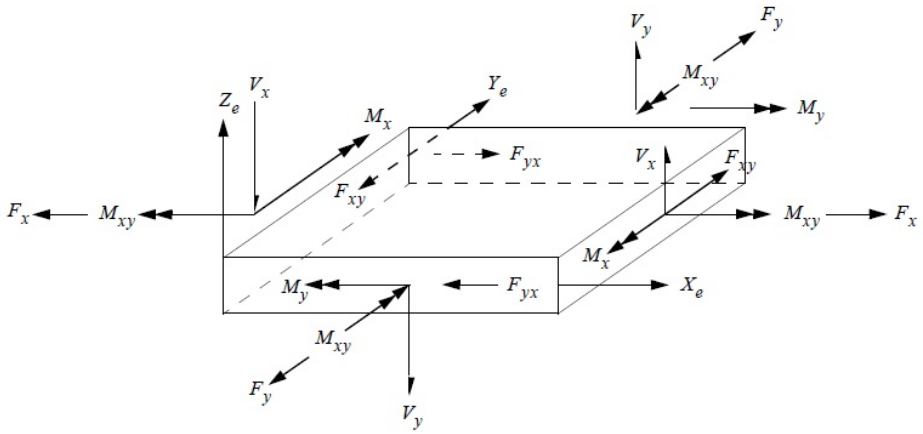


Figura 4.5-10: Notación de ejes y de fuerzas internas de los elementos bidimensionales

4.5.1.3.1 Ecuaciones entre tensiones y fuerzas internas

Las ecuaciones que relacionan las tensiones con las fuerzas internas (ecuaciones (3) y (4) de la Figura 4.5-4) permiten calcular las tensiones cuando se conocen las fuerzas internas y viceversa. En este apartado se va a mostrar estas ecuaciones para elementos planos bidimensionales.

Las ecuaciones integrales permiten calcular las fuerzas y momentos internos en un punto dado del plano medio de la lámina (x,y), a partir de la integración sobre el espesor de las tensiones (σ_{ij}) en ese punto:

Esfuerzos de membrana:

$$F_x(x,y) = N_x(x,y) = \int_{-h/2}^{h/2} \sigma_{xx}(x,y,z)dz$$

$$F_y(x,y) = N_y(x,y) = \int_{-h/2}^{h/2} \sigma_{yy}(x,y,z)dz$$

Esfuerzo de cortadura en el plano (panel de cortadura):

$$F_{xy}(x,y) = N_{xy}(x,y) = \int_{-h/2}^{h/2} \sigma_{xy}(x,y,z)dz$$

Momentos de flexión:

$$M_x(x,y) = \int_{-h/2}^{h/2} (\sigma_{xx}(x,y,z) \cdot z)dz$$

$$M_y(x,y) = \int_{-h/2}^{h/2} \big(\sigma_{yy}(x,y,z) \cdot z\big)dz$$

Momento de torsión sobre los ejes del plano:

$$M_{xy}(x,y) = \int_{-h/2}^{h/2} \big(\sigma_{xy}(x,y,z) \cdot z\big)dz$$

Fuerzas de cortadura transversal:

$$Q_x(x,y) = \int_{-h/2}^{h/2} \sigma_{xz}(x,y,z)dz$$

$$Q_y(x,y) = \int_{-h/2}^{h/2} \sigma_{yz}(x,y,z)dz$$

Donde:
h: es el espesor de la placa (m).

Para obtener las ecuaciones inversas, es decir, las que permite calcular las tensiones (σ_{ij}) a partir de las fuerzas y momentos internos, hay que recurrir a las siguientes ecuaciones:

$$\sigma_{xx} = \frac{N_x}{h} + \frac{M_x}{i} z = \frac{F_x}{h} + \frac{M_x}{i} z$$

$$\sigma_{yy} = \frac{N_y}{h} + \frac{M_y}{i} z = \frac{F_y}{h} + \frac{M_y}{i} z$$

$$\sigma_{xy} = \frac{N_{xy}}{h} + \frac{M_{xy}}{i} z = \frac{F_{xy}}{h} + \frac{M_{xy}}{i} z$$

Donde:
$i = \frac{1}{12} h^3$: Momento de inercia unitario (m^3).
h: es el espesor de la placa (m).
z: es la coordenada perpendicular al plano (m).

Los valores máximos y mínimos de las tensiones se localizan en los extremos del espesor de la placa (z=h/2 y z=–h/2):

$$\sigma_{xxMAX} = \frac{N_x}{h} + \frac{M_x}{i} h = \frac{N_x}{h} + \frac{12M_x}{h^2}$$
$$\sigma_{xxMIN} = \frac{N_x}{h} - \frac{M_x}{i} h = \frac{N_x}{h} - \frac{12M_x}{h^2}$$
$$\sigma_{yyMAX} = \frac{N_y}{h} + \frac{M_y}{i} h = \frac{N_y}{h} + \frac{12M_y}{h^2}$$
$$\sigma_{yyMIN} = \frac{N_y}{h} - \frac{M_y}{i} h = \frac{N_y}{h} - \frac{12M_y}{h^2}$$
$$\sigma_{xyMAX} = \frac{N_{xy}}{h} + \frac{M_{xy}}{i} h = \frac{N_{xy}}{h} + \frac{12M_{xy}}{h^2}$$
$$\sigma_{xyMIN} = \frac{N_{xy}}{h} - \frac{M_{xy}}{i} h = \frac{N_{xy}}{h} - \frac{12M_{xy}}{h^2}$$

4.5.1.4 Formulación para estructuras tipo sándwich

Un panel tipo sándwich es una estructura que consiste en la unión de dos pieles o placas delgadas mediante un núcleo de baja densidad. La resistencia y la rigidez son soportadas por las pieles, mientras que el núcleo aporta estabilidad frente al pandeo. Las principales cargas aplicadas como las cargas en el plano y los momentos de flexión son soportados por las pieles. Este tipo de construcción se muestra en la siguiente figura (Figura 4.5-11):

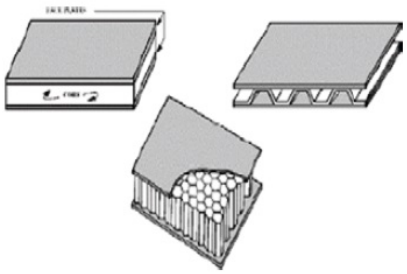


Figura 4.5-11: Estructuras tipo sándwich

4.5.1.4.1 Tensiones axiales en las pieles debido a tracción (compresión) y flexión

La tensión total σ_f en las láminas es debida a la superposición de las tensiones provocadas por un esfuerzo axial (N) y las provocadas por el momento flector (M_f):

$$\sigma_f = \sigma_{fn} + \sigma_{fb} = \frac{N}{2t_f} + \frac{M_f}{h_c t_f}$$

Donde:
t_f: es el espesor de cada lámina (m).
h_c: es el espesor del núcleo (m).
σ_{fn}: es la tensión axial provocada por el esfuerzo axial (pa).
σ_{fb}: es la tensión axial provocada por el momento flector (pa).

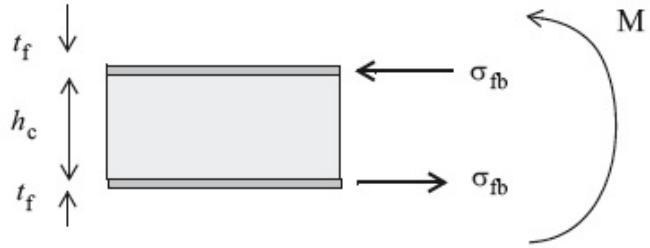


Figura 4.5-12: Tensiones axiales debido a la flexión

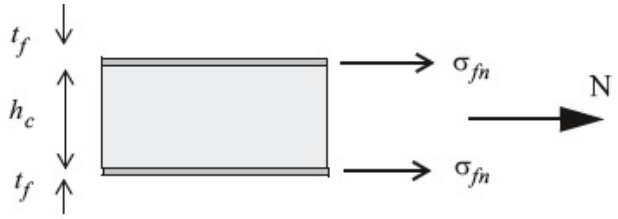


Figura 4.5-13: Tensiones axiales debido a esfuerzo axial

4.5.1.4.2 Tensiones de cortadura

Las tensiones de cortadura son soportadas por el núcleo. La tensión máxima de cortadura (τ) causada por una fuerza de cortadura Q por unidad de longitud (N/M) puede ser calculada por el método de Jaurawki:

$$\tau_{max} \approx \frac{Q}{h_c}$$

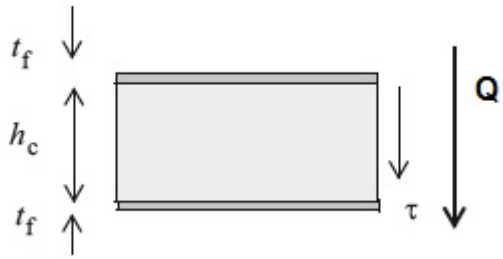


Figura 4.5-14: Tensiones de cortadura

4.5.1.4.3 Modos de fallo de una estructura tipo sándwich

Los típicos modos de fallo con respecto a la tensión son las siguientes:

- Fallo del revestimiento: El fallo inicial puede ocurrir tanto a compresión o a tracción y es causada por un espesor insuficiente del panel o de las pieles o por una resistencia baja a tracción en las pieles.
- Fallo de cortadura transversal: Causada por una resistencia del núcleo baja o por un espesor insuficiente del panel.
- Rotura local del núcleo: Causada por una baja resistencia a compresión del núcleo.

4.5.1.5 Formulación para materiales no isotrópicos (materiales compuestos)

Los materiales no isotrópicos más empleados como materiales estructurales son los materiales compuestos. La configuración más utilizada es mediante el apilado de capas unidireccionales de material compuesto, donde cada capa está formada por un conjunto de fibras orientadas en la misma dirección, y unidas entre sí mediante la matriz. Para conseguir un material de mejores propiedades, el apilado debe unir capas con diferente orientación entre sí.

4.5.1.5.1 Propiedades materiales para laminados unidireccionales

Cada capa de material compuesto unidireccional constituye un material homogéneo ortotrópico 2-D. El cálculo de las propiedades es como sigue:

Se define los siguientes parámetros:

- Volumen total de material compuesto: Vc (m^3).
$$V_c = V_m + V_f + V_P$$
- Volumen de matriz: Vm (m^3).
- Volumen de fibra: Vf (m^3).
- Volumen de los poros o huecos: V_P (m^3).
- Volumen específico de matriz: $v_m = {V_m}/{V_c}$
- Volumen específico de fibra: $v_f = {V_f}/{V_c}$
- Módulo de Young de la matriz: Em (N/m^2).
- Módulo de Young de la fibra: Ef (N/m^2).

En general, se cumple que: $E_f \gg E_m$

Para el cálculo del módulo de Young del material compuesto en sentido longitudinal o el sentido de las fibras (E_1) y del módulo de Young del material compuesto en sentido transversal (E_2), se propone el siguiente caso:

Una carga P aplicada en el sentido longitudinal de la capa unidireccional crea una tensión longitudinal en el material compuesto σ_c.

Figura 4.5-15: Carga aplicada P sobre una capa de material compuesto unidireccional

$$P = A_c\sigma_c = A_m\sigma_m + A_f\sigma_f$$

La deformación en sentido longitudinal del material compuesto es igual a las deformaciones en el mismo sentido de la matriz y de la fibra:

$$\varepsilon_c = \varepsilon_m = \varepsilon_f$$

La tensión se descompone de la siguiente manera:

$$\sigma_c = v_m\sigma_m + v_f\sigma_f = \varepsilon_m E_m v_m + \varepsilon_f E_f v_f$$
$$\sigma_c = E_1\varepsilon_c$$

La conclusión es que se define el módulo de Young (E1) de la siguiente manera:

$$E_1 = E_m v_m + E_f v_f$$

El esfuerzo de cortadura en sentido longitudinal se define como:

$$S_1 = S_f v_f$$

En sentido transversal, el material se comporta como una masa elástica (matriz) con inclusiones cilíndricas rígidas. Las conclusiones son:

$$\frac{1}{E_2} = \frac{v_f}{E_f} + \frac{v_m}{E_m} \cong \frac{v_m}{E_m} \Rightarrow E_2 = \frac{E_m}{v_m}$$

El esfuerzo de cortadura en sentido transversal se define como:

$$S_2 = S_m$$

Los módulos de cortadura del material son:

$$G_{12} = \frac{E_1}{2(1+\nu)}$$
$$G_{23} = \frac{E_2}{2(1+\nu)}$$

4.5.1.5.2 Teoría del laminado

La teoría del laminado sólo contempla las cargas en el plano, es decir los esfuerzos de membrana para cada capa de material compuesto unidireccional. La teoría del laminado ofrece las relaciones entre tensiones y esfuerzos de la siguiente manera:

$$\{\sigma\}_{TL} = Q_{TL}\{\varepsilon\}_{TL} \Rightarrow \begin{Bmatrix} \varepsilon_L \\ \varepsilon_T \\ \gamma_{TL} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 1/E_L & -\nu/E_L & 0 \\ -\nu/E_L & 1/E_T & 0 \\ 0 & 0 & 2/G_{TL} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_L \\ \sigma_T \\ \tau_{TL} \end{Bmatrix}$$

Las magnitudes de la anterior fórmula están referidas a ejes locales de la lámina o capa unidireccional (L, T). Se necesita realizar un cambio de coordenadas para referirlas a los ejes locales del laminado (x, y), que está compuesto por distintas capas.

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos^2\theta & \sin^2\theta & -2\cos\theta\sin\theta \\ \sin^2\theta & \cos^2\theta & 2\cos\theta\sin\theta \\ \cos\theta\sin\theta & -\cos\theta\sin\theta & \cos^2\theta - \sin^2\theta \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_L \\ \sigma_T \\ \tau_{TL} \end{Bmatrix}$$

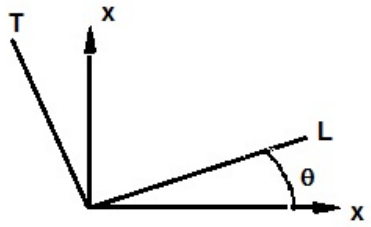


Figura 4.5-16: Cambio de coordenadas

Según la hipótesis de Euler, debe existir continuidad entre las deformaciones de las distintas láminas. En cambio, no tiene que existir la continuidad entre tensiones. Por lo tanto, los diagramas típicos de deformaciones y tensiones a lo largo del espesor del laminado pueden presentar la forma de las siguiente figura (Figura 4.5-17).

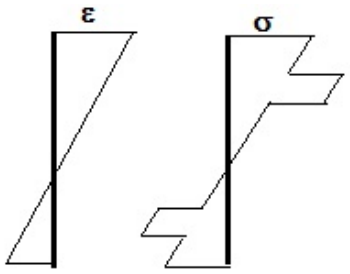


Figura 4.5-17: Distribución típica de deformaciones y esfuerzos en materiales compuestos laminados

Las deformaciones a lo largo del espesor se calculan con la siguiente fórmula:

$$\{\varepsilon\} = \{\varepsilon_0\} + \{K\}z$$

Donde:
{K} es una constante (m^{-1}).
z es la coordenada a lo largo del espesor (m).
$\{\varepsilon_0\}$ es la deformación en el origen de coordenadas.

Los esfuerzos internos de membrana se determinan de la siguiente manera:

$$N = \begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{Bmatrix} = \int_{-z}^{z} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} dz = \sum_i \int_{z_i}^{z_i+1} Q_i \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} dz = \sum_i Q_i t_i \{\varepsilon_0\} + \sum_i Q_i t_i z_i \{K\}$$

$$M = \begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \int_{-z}^{z} \begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} z dz = \sum_i \int_{z_i}^{z_i+1} Q_i \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} z dz = \sum_i Q_i t_i z_i \{\varepsilon_0\} + \sum_i Q_i t_i {z_i}^2 \{K\}$$

Donde:
Q_i: es la matriz de relación entre tensiones y deformaciones de la capa ‘i’ referida a ejes del laminado (x, y).
t_i: es el espesor de la capa ‘i’ (m).

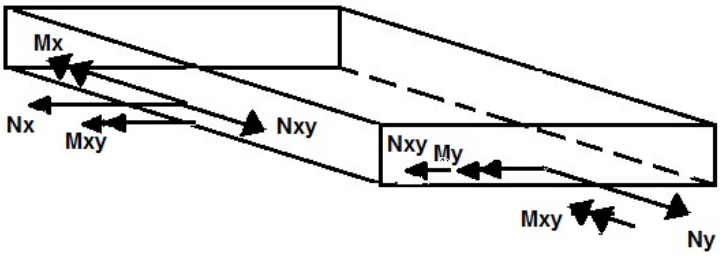


Figura 4.5-18: Esfuerzos de membrana

En resumen:

$$\begin{Bmatrix} N \\ M \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_0 \\ K \end{Bmatrix}$$

$$A = \sum_i Q_i t_i$$

$$B = \sum_i Q_i t_i z_i$$

$$D = \sum_i Q_i t_i {z_i}^2$$

4.5.1.6 Formulación general para comportamientos no lineales

En determinados problemas, se necesita usar un modelo de comportamiento más complejo que el modelo elástico lineal. Eso es debido a que en la realidad, determinados comportamientos no son lineales. El ejemplo más común es el comportamiento plástico de un material. Cuando la tensión sobrepasa el límite elástico, se alcanza la zona plástica en la gráfica tensión – deformación, donde las deformaciones son permanentes. Eso quiere decir que cuando finaliza la aplicación de la carga, la estructura no recupera las dimensiones iniciales, sino que permanece deformada. Esta deformación remanente corresponde con la deformación plástica.

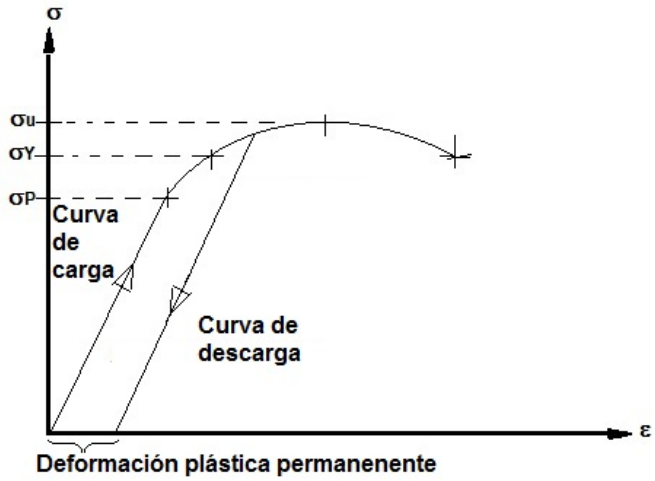


Figura 4.5-19: Gráfica de tensión esfuerzo para carga y descarga

Antes de alcanzar la zona plástica, existe un tramo denominado zona elástica no lineal (desde el límite proporcional σ_P hasta el límite elástico σ_Y), donde las deformaciones no son permanentes, pero la relación entre tensiones y deformaciones no es lineal. En este caso, se debe aplicar una formulación no lineal.

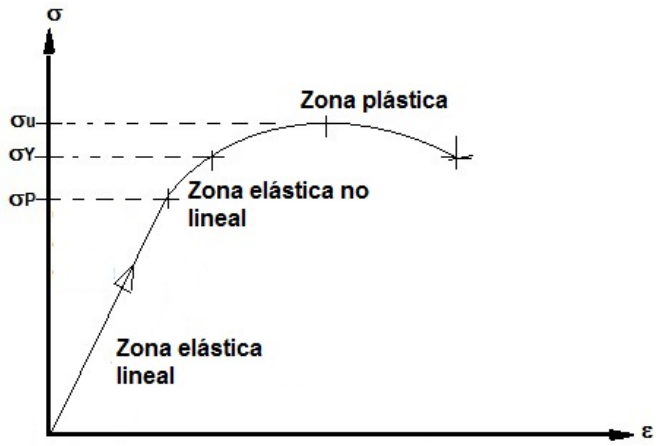


Figura 4.5-20: Gráfica genérica tensión - deformación

Para formular matemáticamente la deformación no lineal existen diferentes fórmulas y aproximaciones. A continuación se definen unas cuantas:

4.5.1.6.1 Diagrama de Ramberg - Osgood

$$\varepsilon = \varepsilon_l + \varepsilon_P = \frac{\sigma}{E} + K\left(\frac{\sigma}{E}\right)^n$$

Donde:
ε: es la deformación total
ε_l: es la deformación elástica
ε_P: es la deformación plástica
E: es el módulo de Young (N/m^2)
K y n son constantes que dependen del material

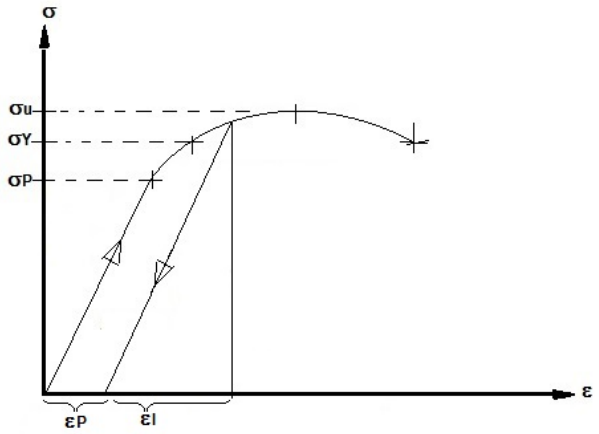


Figura 4.5-21: Gráfica de tensión - deformación de Ramberg - Osgood

4.5.1.6.2 Ley de Hollomon (potencial)

$$\sigma = K\varepsilon^n$$

Donde K y n son dos constantes que dependen del material

4.5.1.6.3 Diagramas ideales

Estos diagramas ideales simulan el comportamiento elástico y plástico de la forma más sencilla. Existen cuatro tipos de comportamiento:

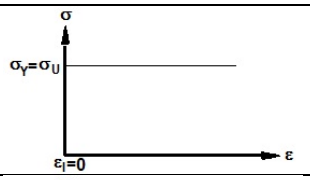
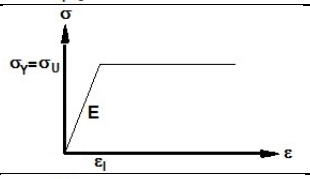
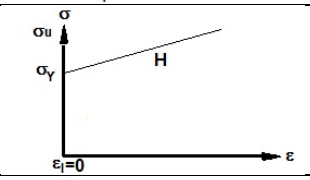
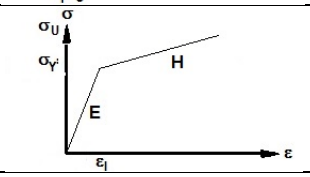
Comportamiento rígido – plástico perfecto		$\varepsilon_l = 0$	$\sigma_U = \sigma_Y$
Comportamiento elástico – plástico perfecto		$\varepsilon_l = \frac{\sigma}{E}$	$\sigma_U = \sigma_Y$
Comportamiento rígido – plástico con endurecimiento por deformación		$\varepsilon_l = 0$	$\varepsilon_P = \frac{\sigma}{H}$
Comportamiento elástico – plástico con endurecimiento por deformación		$\varepsilon_l = \frac{\sigma}{E}$	$\varepsilon_P = \frac{\sigma}{H}$

Tabla 4.5-4: Diagramas ideales del comportamiento elástico plástico

4.5.1.7 Formulación estándar de elementos finitos

En los programas de elementos finitos, se divide el modelo en diferentes elementos y cada elemento está compuesto por un número determinado de nodos situados en los extremos (vértices o nodos medios) de los elementos. Las incógnitas a resolver son los desplazamientos (traslaciones y rotaciones) en los nodos cuando se aplica un estado de cargas y condiciones de contorno a la estructura.

La formulación estándar corresponde con la teoría de los elementos finitos. Consiste en resolver un problema con un número elevado de grados de libertad (g DOF) que corresponden con el conjunto de desplazamientos de traslación y de rotación de todos los nodos del modelo. En el problema, muchos de estos grados de libertad están restringidos mediante restricciones que definen las condiciones de contorno.

Por otra parte, se le aplica un estado de cargas. Las cargas pueden definirse como cargas puntuales o como cargas distribuidas en los elementos. Para el segundo tipo de cargas, se deben realizar operaciones de equivalencia que permitan sustituir este tipo de cargas como cargas puntuales aplicadas en los nodos y que tengan el mismo efecto sobre el desplazamiento en los nodos.

Por lo tanto, las ecuaciones de equilibrio estático generales son:

$$[K]\{u\} = \{F\}$$

Donde:
[K] es la matriz de rigidez (g x g).
{u} es el vector que incorpora todos los desplazamientos de los nodos (6 DOF por nodo) (g x 1).
{F} es el vector que recoge todas las fuerzas y momentos aplicados en los nodos (g x 1).

Básicamente el problema se divide en estos pasos generales:

- Averiguar todos los componentes de la matriz de rigidez (K_{ij}). Los métodos más utilizados son:

  - Método de la fuerza unitaria
  - Método del desplazamiento unitario
- Separar el problema en dos partes:

$$\begin{bmatrix} K_{ff} & K_{fR} \\ K_{Rf} & K_{RR} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} u_f \\ u_R \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} F_f \\ F_R \end{Bmatrix}$$

  - Una parte con los grados de libertad libres (las incógnitas son los desplazamientos u_f).
  - Otra parte con los grados de libertad restringidos (las incógnitas son las fuerzas de reacción asociadas F_R).
- Se resuelve la primera parte para obtener los desplazamientos de los DOF libres de la estructura.

$$[K_{ff}]\{u_f\} = -[K_{fR}]\{u_R\} + \{F_f\}$$

- Se resuelve la segunda parte del problema para resolver las fuerzas de reacción de los DOF restringidos.

$$[K_{Rf}]\{u_f\} + [K_{RR}]\{u_R\} = \{F_R\}$$

- Se determinan mediante las ecuaciones de equilibrio interno de cada elemento (barra, lámina, sólido, etc.) las tensiones y las fuerzas internas de cada elemento.
- El problema quedaría resuelto.

Los métodos que se describen a continuación suelen aplicarse para resolver los problemas estáticos de elementos finitos.

4.5.1.7.1 Método de la fuerza unitaria

Se aplica una fuerza unitaria (o momento unitario) en un DOF determinado y se resuelve la ecuación de equilibrio. La rigidez requerida para ese DOF en particular es obtenida por el valor recíproco del desplazamiento o rotación obtenido para ese DOF.

La matriz inversa de la rigidez se denomina matriz de flexibilidad: $[G] = [K]^{-1}$
Se aplica un estado de fuerzas en el que todas las fuerzas sean 0 salvo la fuerza unitaria aplicada (Fi=1) en un DOF determinado (u_i). El problema queda planteado de la siguiente manera:

$$\begin{bmatrix} K_{ii} & K_{ij} \\ K_{ji} & K_{jj} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} u_i \\ u_j \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} F_i \\ 0 \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 1 \\ 0 \end{Bmatrix}$$

Se despejas las incógnitas del resto de DOF en función de u_i:

$$\{u_j\} = -[K_{jj}]^{-1}[K_{ji}]\{u_i\}$$

Se introduce esta expresión en la primera parte y se obtiene:

$$\left([K_{ii}] - [K_{ij}][K_{jj}]^{-1}[K_{ji}]\right)\{u_i\} = \{F_i\} = \{1\}$$

$$\overline{[K_{ii}]}\{u_i\} = \{1\}$$

Por lo tanto, el desplazamiento obtenido corresponde con el valor de la matriz de flexibilidad o con el valor inverso de la matriz de rigidez condensada asociado a ese DOF.

$$\overline{[G_{ii}]} = \overline{[K_{ii}]}^{-1} = \{u_i\}$$

4.5.1.7.2 Método del desplazamiento unitario

Se aplica un desplazamiento unitario a un DOF en particular y, mediante las ecuaciones de equilibrio, se calcula la fuerza o momento que provocaría este desplazamiento o rotación unitaria. El valor de la rigidez correspondería con el valor de esta fuerza o momento.

El problema queda planteado de la siguiente manera:

$$\begin{bmatrix} K_{ii} & K_{ij} \\ K_{ji} & K_{jj} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} u_i \\ u_j \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} K_{ii} & K_{ij} \\ K_{ji} & K_{jj} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} 1 \\ u_j \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} R_i \\ 0 \end{Bmatrix}$$

Siendo R_i la fuerza de reacción que causa el desplazamiento unitario de u_i.

Se resuelve la matriz condensada de la siguiente forma:

$$\left([K_{ii}] - [K_{ij}][K_{jj}]^{-1}[K_{ji}]\right)\{u_i\} = \{R_i\}$$

$$\left([K_{ii}] - [K_{ij}][K_{jj}]^{-1}[K_{ji}]\right) = \overline{[K_{ii}]} = \{R_i\}$$

4.5.2 Ensayos estáticos

El test de carga estática se clasifica como ensayo ambiental estructural. El propósito del ensayo de carga estática es determinar si el satélite es capaz de soportar los esfuerzos estáticos que se producen principalmente durante la fase de ascenso. El principal esfuerzo es producido durante la máxima aceleración del lanzador. En estos tests se aplica una carga estática o cuasi estática que simula las condiciones del lanzador con la intención de determinar si el satélite y los equipos aguantan sin daños ese ambiente.

La estructura es el principal subsistema que debe demostrar que cumple con su misión, que es la de soportar todas las cargas mecánicas que sometan al satélite. Por lo tanto, se puede realizar este ensayo durante la campaña de calificación de la estructura del satélite que contenga dummies (en el modelo estructural térmico). Estos elementos sustituyen a los equipos para evitar cualquier daño que se pueda producir a estos equipos. De esta manera, se verifica si el diseño de la estructura ha sido correctamente desarrollado para soportar los niveles de carga especificados.

Existen tres métodos para aplicar la carga estática en los ensayos que se realizan al satélite completo: test de centrifugación, test de aceleración, y test con “whiffle tree”.

El test de centrifugación consiste en la aplicación de la carga estática gracias a la aparición de la fuerza centrífuga cuando el satélite se encuentra en un dispositivo que gira a una determinada velocidad para conseguir el nivel de carga deseado.

El test de aceleración consiste en la aplicación de la carga sinusoidal a una frecuencia menor al del primer modo propio del satélite.

El test con “whiffle tree” sólo se realiza en satélites grandes que, debido a su tamaño, no se puede ensayar en ninguno de los anteriores métodos.

El ensayo de carga estática para los satélites pequeños se realizará utilizando el método de aceleración con vibrador mediante la aplicación de una carga vibratoria a baja frecuencia.

4.5.3 Especificaciones

Los lanzadores suelen especificar en sus manuales de usuario los valores máximos de carga cuasiestática que pueden sufrir los satélites que vayan como carga de pago. Estos valores

máximos (longitudinal y lateral) superan a todos los valores de carga estática que aparecen durante todas las etapas de la fase de ascenso. Como información adicional, los manuales de usuario de los lanzadores proporcionan el perfil de cargas de la fase de ascenso.

Por lo tanto, la estructura primaria de los satélites debe diseñarse para soportar la máxima carga estática de diseño, es decir, el valor obtenido de multiplicar la máxima carga estática de vuelo (que se indica en los manuales de usuario) por el factor de carga de diseño (ver 4.2.3). En algunos manuales de usuario pueden indicar el máximo valor de carga estática de diseño directamente.

A continuación se muestra los perfiles de carga cuasiestática de los diferentes lanzadores.

4.5.3.1 Ariane 5

Acceleration (g) / Critical flight events	Longitudinal		Lateral	Additional line load (N/mm)
	Static	Dynamic	Static + Dynamic	
Lift-off	- 1.8	± 1.5	± 2	26
Aerodynamic phase	- 2.7	± 0.5	± 2	23
Pressure oscillations / SRB end of flight	- 4.40	± 1.6	± 1	37
SRB jettisoning *	-0.7	± 3.2	± 0.9	0

Figura 4.5-22: Máximas cargas cuasiestáticas del Ariane 5 (Ref 30)

4.5.3.2 Soyuz

Load Event		QSL (g) (+ = tension; − = compression)					
		Lateral			Longitudinal		
		Static	Dynamic	Total	Static	Dynamic	Total
0	Ground transportation	-	±0,3	±0,3	−1,0	±0,3	min −1,3 max −0,7
1	Lift-off	±0,2	±1,6	±1,8	−1,0	±0,6	min −1,6 max −0,4
2	Flight with maximum dynamic pressure (Qmax)	±0,4	±0,7	±1,1	−2,4	±0,4	min −2,8 max −2,0
3	First-stage flight with maximal acceleration	±0,1	±0,8	±0,9	−4,3	±0,7	min −5,0 max −3,6
4	Separation between first and second stages	±0,2	±0,9	±1,1	−4,1 −1,0	±0,2 ±0,4	min −4,3 max −0,6
5	Second-stage flight	±0,1	±1,1	±1,2	−1,0 −2,6	±0,4 ±1,4	min −4,0 max −0,6
6	Separation between second and third stages	±0,2	±0,6	±0,8	−2,6 −0,2	±0,7 ±1,5	min −3,3 max +1,3
7	Beginning of third-stage flight	±0,2	±0,6	±0,8	−1,0	±1,9	min −2,9 max +0,9
8	Third-stage engine cutoff	±0,1	±0,3	±0,4	−4,0 0,0	0,0 ±1,8	min −4,0 max +1,8

Figura 4.5-23: Máximas cargas cuasiestáticas del Soyuz (Ref 31)

4.5.3.3 Vega

Load Event		QSL (g) (+ = tension; – = compression)					
		Longitudinal			Lateral		
		Static	Dynamic	Total	Static	Dynamic	Total
1	Lift-off phase	– 1.5	± 2.0	min – 3.5 max+ 0.5	-	-	± 0.9
2	Flight with maximum dynamic pressure (Qmax)	– 2.5	± 0.5	min – 3.0 max – 2.0	-	-	± 0.9
3	First-stage flight with maximal acceleration	– 4.5	± 0.5	min – 5.0 max – 4.0	-	-	± 0.5
4	Third stage maximal acceleration	- 4.5 See note 1	± 0.2	min – 4.7 max – 4.3	-	-	± 0.2
6	Stages ignition	-	- 5.0 + 3.0	min – 5.0 max+ 3.0	-	-	± 0.2

Figura 4.5-24: Máximas cargas cuasiestáticas del Vega (Ref 32)

4.5.4 Procedimiento de cálculo con MSC Nastran

4.5.4.1 Análisis lineal estático

Para realizar un análisis estático lineal de cualquier modelo, se recomienda seguir los siguientes pasos:

- Crear el modelo de elementos finitos con un programa preprocesador (MSC Patran). Este modelo debe estar constituido por elementos cuyas propiedades materiales estén definidas. Para que este modelo sirva para cualquier tipo de análisis (estático, modos propios, random, etc…), se recomienda que no se defina inicialmente en el preprocesador ningún caso de carga ni ninguna restricción, ya que estos datos se introducirán en los cabeceros de los diferentes análisis.
- Configurar un análisis del modelo en el programa preprocesador con el objetivo de crear un fichero “.bdf” que contiene la información básica del modelo y que servirá como input para el programa MSC Nastran. Para ello, se debe seguir la siguiente secuencia en el programa preprocesador:
    - MSC Patran:
      ‘Analysis/Analyze/Entire Model/Analysis Deck’
      Con opción ‘Linear Static’

- Abrir el fichero “.bdf” con un programa de texto y borrar las secciones iniciales (Executive Control, Case Control, el inicio de Bulk Data hasta antes de la definición de elementos o propiedades) y el comando final del archivo (ENDDATA). Estos elementos borrados son los que aparecen en el cabecero y, por lo tanto, no debe haber duplicidades.
- Copiar uno de los cabeceros (se recomienda que sean los que se indican en el apartado 4.5.4.1.1) en el mismo directorio que el archivo “.bdf”. Los cabeceros son archivos “.dat” que indican los parámetros necesarios para realizar el análisis en MSC Nastran, y donde se especifican el tipo de análisis, los casos de carga, las restricciones la solicitación de los resultados del análisis.
- Adaptar el cabecero para que sea compatible con el archivo .bdf (en el comando del cabecero ‘include’, debe aparecer a continuación el nombre completo del archivo “.bdf”) y para que tenga las restricciones adecuadas para el modelo y las cargas definidas para el análisis.
- Abrir el programa MSC Nastran, seleccionar el archivo del cabecero (“.dat”) y ejecutar el análisis.

- Al finalizar el análisis, se crea un conjunto de archivos de salida. Para ver directamente los resultados numéricos del análisis, se puede abrir el archivo “.f06” donde se muestra en forma de listas de números los resultados solicitados en el cabecero.
- Se puede importar los resultados en el programa posprocesador para visualizar sobre el modelo determinados resultados del análisis (deformaciones, desplazamientos, tensiones, etc…).
    - MSC Patran:
      ‘Analysis/Access Results/Attach XDB/Result Entities’

- Comprobar que los resultados del análisis son los esperados.

4.5.4.1.1 Cabecero del análisis estático lineal

A medida que el usuario se va familiarizando con el manejo de MSC Nastran - MSC Patran, es una práctica recomendable modificar los parámetros de análisis desde la propia tarjeta, que será un archivo “.dat”. De esta manera es más sencillo cambiar los parámetros que se desea obtener del modelo (que suelen ser los mismos o parecidos en la mayoría de los análisis estáticos) y simplemente habrá que introducir el nombre del archivo “.bdf” del modelo en el comando ‘include’ del archivo, ahorrando de esta manera un tiempo considerable.

El cabecero es la parte inicial de cualquier fichero de entrada de MSC Nastran que indica un conjunto de parámetros relacionados con la forma de realizar el análisis, la aplicación de los casos de carga (fuerzas y restricciones) y los resultados exigidos. A continuación, se indican los parámetros que deben aparecer en un análisis estándar y se muestra posteriormente los cabeceros recomendados.

Para los análisis estáticos lineales, se recomienda utilizar estas dos opciones:

- Análisis estático por cada eje. Se aplica la carga especificada en cada eje de forma separada.
- Análisis combinado. Es una análisis estático más severo que el anterior, porque combina la aplicación de la carga longitudinal con la carga lateral. La carga longitudinal es conocida como la carga fuera del plano o perpendicular al plano (habitualmente, la interfaz de las estructuras espaciales definen un plano de soporte). La carga lateral es conocida como carga en el plano o paralela al plano. Este análisis se puede realizar mediante una de las siguientes opciones (ambas opciones consiguen los mismos resultados):
    - Utilizar 8 cabeceros, donde cada uno indica la aplicación de carga lateral en una dirección determinada (en este caso, se utilizan 8 direcciones correspondientes con los ángulos de 0º, 45º, 90º, 135º, 180º, 225º, 270º y 315º). Los comandos que aparecen en estos 8 cabeceros son iguales, salvo por el hecho de que la carga lateral tiene distinta dirección de aplicación.
    - Utilizar un cabecero con 8 casos de carga (las mismas condiciones que en la anterior opción).

Cuando se ejecuta un análisis de Nastran, se debe especificar en el cabecero los siguientes parámetros:

EXECUTIVE CONTROL

- Sol 101: especifica que la solución corresponde con un análisis estático.
- CEND: el final del Executive Control.

CASE CONTROL

- ECHO: Para establecer si se quiere o no y de qué manera los datos del Bulk Data en el fichero de salida del Nastran.

    - ECHO = NONE: No se quiere que aparezcan estos datos en el fichero de salida.
- AUTOSPC = YES: Establece que el programa imponga restricciones SPC de forma automática a aquellos DOF que necesiten ser restringidos.
    - Es útil para restringir los DOF rotacionales de los elementos sólidos.
    - Es recomendable que aparezca la lista de los DOF restringidos en las primeras fases del análisis para comprobar cuáles son los DOF que han sido restringidos y averiguar por qué.
    - En la fase final, cuando está todo correctamente, se recomienda no imprimir la lista de DOF restringidos.
      AUTOSPC(NOPRINT)=YES (Ejemplo)
- SUBCASE: Para introducir los subcasos de carga. En cada subcaso, debe aparecer los siguientes parámetros.
    - SPC: Indica el ID de la condición de contorno.
      SPC = 2 (ejemplo)
    - LOAD: Indica el ID del caso de carga.
      LOAD = 2 (ejemplo)
    - DISPLACEMENT(SORT1, REAL) = ALL: Solicita que el output muestre los desplazamientos de todos los nodos.
        - SORT1: Los resultados se presentan en forma de lista tabulada de nodos por cada caso de carga.
        - REAL: El formato es el de un número real.
    - FORCE(SORT1, REAL) = ALL: Solicita que el output muestre las fuerzas internas de todos los elementos.
        - SORT1: Los resultados se presentan en forma de lista tabulada de elementos por cada caso de carga.
        - REAL: El formato es el de un número real.
    - SPCFORCES(SORT1, REAL) = ALL: Solicita que el output muestre todas las fuerzas de reacción SPC.
        - SORT1: Los resultados se presentan en forma de lista tabulada de nodos por cada caso de carga.
        - REAL: El formato es el de un número real.
    - STRESS(SORT1, REAL, VONMISES, BILIN) = ALL: Solicita que el output muestre las tensiones en todos los elementos.
        - SORT1: Los resultados se presentan en forma de lista tabulada de elementos por cada caso de carga.
        - REAL: El formato es el de un número real.
        - VONMISES: El resultado es la tensión de Von Mises.
        - BILIN: Se solicita además las tensiones en los nodos (además de en el centro de cada elemento) para los elementos CQUAD4, CQUADR y CTRIAR usando extrapolación bilineal.
    - SET: Define un conjunto de elementos. Sirve para indicar que sólo se quiere saber las fuerzas y/o tensiones en este conjunto de elementos.
      SET n = EID1, THRU EID2 (ejemplo)
    - STRESS(SORT1, REAL, VONMISES, BILIN) = n: Solicita que el output muestre las tensiones en los elementos pertenecientes al set definido anteriormente con la identificación ‘n’.
    - FORCE(SORT1, REAL) = n: Solicita que el output muestre las fuerzas internas de los elementos pertenecientes al set definido anteriormente con la identificación ‘n’.

BULK DATA (del cabecero)

- BEGIN BULK: Define el comienzo del Bulk Data.
- PARAM POST 0: Para establecer que el output sea ficheros apropiados compatibles con MSC Patran, en este caso, el 0 corresponde con un archivo .xdb.

- PARAM PRTMAXIM YES: Para imprimir los valores máximos de fuerzas, reacciones, MPC fuerzas y desplazamientos. Estos son los resultados:
    - MAXIMUM APPLIED LOADS
    - MAXIMUM SPCFORCES
    - MAXIMUM MPCFORCES
    - MAXIMUM DISPLACEMENTS
- SPCADD: Define un set de SPC como una unión de sets SPC definidos con las entradas SPC o SPC1.
    - SPCADD 2 (ejemplo)
- LOAD: Indica el ID del caso de carga. Debe incluir los IDs de los sets de cargas (tipo GRAV, FORCE, MOMENT, PLOAD, etc.) que se indiquen más adelante.
    - LOAD 2 (ejemplo)
- SPC1: Define un set de restricción de punto único.
    - Se recomienda restringir el modelo en un conjunto de puntos de interfaz, generalmente en los elementos de unión.
    - Para tornillos o elementos de unión cilíndricos, no se restringe el DOF de giro del tornillo; en el ejemplo corresponde con el DOF 6:
      SPC1 1 12345 (ejemplo)
- GRAV: Define la carga gravitacional o de inercia aplicada sobre el modelo. Se necesita definir una carga GRAV en sentido longitudinal y otra carga GRAV en sentido lateral. Para el análisis combinado, es recomendable que se defina 8 casos de carga (como subcasos dentro del mismo análisis o como análisis separados en 8 cabeceros distintos), y en cada caso aplicar la misma carga longitudinal y una carga lateral en cada sentido (ángulos de 0º, 45º, 90º, 135º, 180º, 225º, 270º y 315º).
- INCLUDE: Es el comando que permite unir el cabecero con los datos del modelo (Bulk Data). El archivo es .bdf.
  INCLUDE 'Nombre_del_archivo_del_Bulk_Data.bdf’.
- ENDDATA

4.5.4.1.2 Ejemplos de cabeceros de análisis estático lineal

```
SOL 101
CEND
$ Direct Text Input for Global Case Control Data
ECHO = NONE
AUTOSPC(NOPRINT) = YES
SUBCASE 1
$ Subcase name : QST_8oop_7ip90deg
   SUBTITLE=QST_8oop_7ip90deg
   SPC = 2
   LOAD = 2
Set 100 = 9000000, THRU 9900000
   FORCE(SORT1, REAL)=100
   SPCFORCES(SORT1,REAL)=ALL
   STRESS(SORT1,REAL,VONMISES,BILIN)=ALL
   DISPLACEMENT(SORT1,REAL)=ALL
BEGIN BULK
$ Direct Text Input for Bulk Data
PARAM    POST    0
PARAM   PRTMAXIM YES
INCLUDE 'NOM_v01_i02_130902.bdf'
SPCADD   2       1       3       4
LOAD     2      1.      1.       1      1.       3
$ Displacement Constraints of Load Set : Foot_1
SPC1     1       12356   1       2       3
$ Displacement Constraints of Load Set : Foot_2
SPC1     3       12356   4       5       6
$ Displacement Constraints of Load Set : Foot_3
SPC1     4       12356   7       8       9
$ Gravity Loading of Load Set : OOP_8g
GRAV     3       0      78.5    1.      0.      0.
$ Gravity Loading of Load Set : IP_7g_90deg
GRAV     1       0      68.7     0.      0.     1.
$ Referenced Coordinate Frames
ENDDATA
```

Figura 4.5-25: Ejemplo cabecero estático lineal 0º

```
SOL 101
CEND
$ Direct Text Input for Global Case Control Data
AUTOSPC (NOPRINT) = YES
ECHO = NONE
SUBCASE 1
$ Subcase name : QST_8oop_7ip0deg
   SUBTITLE=QST_8oop_7ip0deg
   SPC = 2
   LOAD = 2
   DISPLACEMENT(SORT1,REAL)=ALL
   SPCFORCES(SORT1,REAL)=ALL
   STRESS(SORT1,REAL,VONMISES,BILIN)=ALL
BEGIN BULK
$ Direct Text Input for Bulk Data
PARAM    POST    0
PARAM   PRTMAXIM YES
INCLUDE 'UVIS_130907_bulk.bdf'
$ Loads for Load Case : QST_8oop_7ip0deg
SPCADD   2       1       3       4
LOAD     2      1.      1.       1      1.       3
$ Displacement Constraints of Load Set : Displ_1
SPC1     1       12356   1       2
$ Displacement Constraints of Load Set : Displ_2
SPC1     3       12356   3       5
$ Displacement Constraints of Load Set : Displ_3
SPC1     4       12356   4
$ Gravity Loading of Load Set : OOP_8g
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
GRAV     3       0      229.     1.      0.      0.
$ Gravity Loading of Load Set : IP_7g_0deg
GRAV     1       0      103.5    0.      1.      0.
$ Referenced Coordinate Frames
ENDDATA
```

Figura 4.5-26: Ejemplo cabecero estático lineal 90º

4.5.4.1.3 Análisis de resultados

Cuando se ejecuta un análisis con el programa MSC Nastran, se genera un conjunto de archivos de salida. Algunos de ellos pueden abrirse mediante procesadores de texto que permiten ver los resultados numéricos directamente, mientras que otros archivos sirven como input para visualizar los resultados en los programas posprocesadores.

El archivo de salida que se utiliza para ver los resultados numéricos es el que termina en “.f06”. En él aparece una copia de los comandos y estamentos del cabecero y en algunos casos se puede solicitar que aparezca también una copia del Bulk data. Posteriormente, aparecen determinados mensajes de información, aviso o errores fatales. Finalmente, aparece el contenido con los resultados solicitados.

La primera revisión que se debe realizar es que no se haya producido ningún error en la ejecución del análisis. Para ello, se debe buscar si ha aparecido algún mensaje de error fatal (FATAL MESSAGE) en el archivo de salida “.f06”. En caso de encontrarlo, se debe identificar las causas del error y corregir ese error para que no vuelva a aparecer en la siguiente ejecución de análisis. Una vez identificado y corregido las causas de los errores fatales, se ejecuta de nuevo el análisis hasta que no aparezca ningún mensaje de error fatal. En este caso, el análisis se ha ejecutado sin ninguna incidencia.

El siguiente paso es encontrar los mensajes de aviso (WARNING MESSAGE) y determinar si son importantes o que puedan indicar algún fallo que afecte seriamente a los resultados del análisis. En tal caso, se debe proceder igual que con los errores fatales. Se debe identificar las causas y corregir el error. Se ejecuta de nuevo y se verifica que los mensajes anteriores no vuelven a aparecer.

Llegados a este punto, se supone que el análisis ha sido ejecutado correctamente y lo que queda por ver es si los resultados obtenidos son los esperados.

Para los análisis estáticos lineales, el archivo de resultados “.f06” tiene los siguientes resultados:

- OLOAD RESULTANT: Resultante de las fuerzas y momentos aplicados referenciados en el origen del sistema de coordenadas básico.

OLOAD RESULTANT

SUBCASE/ DAREA ID	LOAD TYPE	T1	T2	T3	R1	R2	R3
1	FX	9.641461E+02	----	----	----	1.128410E+02	-7.629993E-07
	FY	----	4.357603E+02	----	-5.100018E+01	----	9.028846E-11
	FZ	----	----	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	----
	MX	----	----	----	0.000000E+00	----	----
	MY	----	----	----	----	0.000000E+00	----
	MZ	----	----	----	----	----	0.000000E+00
	TOTALS	9.641461E+02	4.357603E+02	0.000000E+00	-5.100018E+01	1.128410E+02	-7.629090E-07

Figura 4.5-27: OLOAD RESULTANT en un archivo .f06

- SPCFORCE RESULTANT: Resultante de las fuerzas y momentos de las restricciones de punto único referenciadas en el origen del sistema de coordenadas básico.

SPCFORCE RESULTANT

SUBCASE/ DAREA ID	LOAD TYPE	T1	T2	T3	R1	R2	R3
1	FX	-9.641461E+02	----	----	----	-1.156975E+02	-1.080209E-04
	FY	----	-4.357603E+02	----	5.229124E+01	----	1.087838E-04
	FZ	----	----	2.004485E-11	-1.291059E+00	2.856546E+00	----
	MX	----	----	----	0.000000E+00	----	----
	MY	----	----	----	----	0.000000E+00	----
	MZ	----	----	----	----	----	0.000000E+00
	TOTALS	-9.641461E+02	-4.357603E+02	2.004485E-11	5.100018E+01	-1.128410E+02	7.629060E-07

Figura 4.5-28: SPCFORCE RESULTANT en un archivo .f06

- MAXIMUM SPCFORCES: Componentes de la máxima fuerza de restricción de punto único.

MAXIMUM SPCFORCES

SUBCASE/ DAREA ID	T1	T2	T3	R1	R2	R3
1	2.5592665E+01	1.4578117E+01	3.7197769E+00	0.0000000E+00	0.0000000E+00	0.0000000E+00

Figura 4.5-29: MAXIMUM SPCFORCES en un archivo .f06

- MAXIMUM DISPLACEMENTS: Componentes del máximo desplazamiento nodal.

MAXIMUM DISPLACEMENTS

SUBCASE/ DAREA ID	T1	T2	T3	R1	R2	R3
1	7.0969759E-07	4.5058670E-07	1.9583792E-06	3.0077150E-05	4.7265850E-05	1.0431488E-05

Figura 4.5-30: MAXIMUM DISPLACEMENTS en un archivo .f06

- MAXIMUM APPLIED LOADS: Componentes de la máxima fuerza aplicada.

MAXIMUM APPLIED LOADS

SUBCASE/ DAREA ID	T1	T2	T3	R1	R2	R3
1	1.4619553E+00	6.6075271E-01	0.0000000E+00	0.0000000E+00	0.0000000E+00	0.0000000E+00

Figura 4.5-31: MAXIMUM APPLIED LOADS en un archivo .f06

- DISPLACEMENT VECTOR: Componentes del desplazamiento (traslación y rotación) de los nodos solicitados.

D I S P L A C E M E N T V E C T O R

POINT ID.	TYPE	T1	T2	T3	R1	R2	R3
10000	G	0.0	0.0	0.0	1.928813E-07	-1.623115E-06	2.945766E-06
10001	G	0.0	0.0	0.0	5.604444E-07	-1.430175E-05	3.765402E-06
10002	G	0.0	0.0	0.0	-3.719819E-07	-2.135603E-05	6.777277E-07
10003	G	0.0	0.0	0.0	4.385117E-07	-2.280958E-05	1.461174E-06
10004	G	0.0	0.0	0.0	3.102493E-07	-3.025026E-05	2.479206E-06
10005	G	0.0	0.0	0.0	-2.867357E-07	-3.436303E-05	2.908291E-07

Figura 4.5-32: DISPLACEMENT VECTOR en un archivo .f06

- ELEMENT FORCES: Componentes de las fuerzas de los elementos para los elementos solicitados.

F O R C E S I N Q U A D R I L A T E R A L E L E M E N T S (Q U A D 4) OPTION = BILIN

ELEMENT		- MEMBRANE FORCES -			- BENDING MOMENTS -			- TRANSVERSE SHEAR FORCES -	
ID	GRID-ID	FX	FY	FXY	MX	MY	MXY	QX	QY
10000	CEN/4	1.366141E+02	5.294460E+02	9.949894E+01	3.515930E-03	1.007806E-02	6.690290E-03	-5.265112E-01	-1.112788E+00
	12520	1.317633E+02	5.144949E+02	9.947753E+01	5.756891E-03	1.696209E-02	6.700156E-03	-5.265112E-01	-1.112788E+00
	12521	1.317633E+02	5.443972E+02	9.950793E+01	5.756877E-03	3.194028E-03	6.686161E-03	-5.265112E-01	-1.112788E+00
	84550	1.414565E+02	5.443203E+02	9.952026E+01	1.278815E-03	3.229405E-03	6.680466E-03	-5.265112E-01	-1.112788E+00
	12641	1.414565E+02	5.145718E+02	9.949001E+01	1.278829E-03	1.692670E-02	6.694389E-03	-5.265112E-01	-1.112788E+00
10001	CEN/4	1.495226E+02	5.486979E+02	9.330903E+01	-3.243361E-03	-4.673474E-03	2.500021E-03	4.098170E-02	-1.297027E+00

Figura 4.5-33: ELEMENT FORCES en un archivo .f06

- FORCES OF SINGLE-POINT CONSTRAINT: Componentes de las fuerzas de restricción en los nodos seleccionados.

F O R C E S O F S I N G L E - P O I N T C O N S T R A I N T

POINT ID.	TYPE	T1	T2	T3	R1	R2	R3
10000	G	-3.521172E+00	4.959208E-01	1.404050E+00	0.0	0.0	0.0
10001	G	-7.990561E+00	-4.644806E-01	4.391016E-01	0.0	0.0	0.0
10002	G	-1.232121E+01	-6.832243E-01	-1.121791E-01	0.0	0.0	0.0
10003	G	-1.910191E+01	-1.448743E+00	1.295126E+00	0.0	0.0	0.0
10004	G	-1.566278E+01	-2.478293E+00	9.446923E-02	0.0	0.0	0.0
10005	G	-1.678986E+01	-2.806654E+00	-1.017655E-01	0.0	0.0	0.0

Figura 4.5-34: FORCES OF SINGLE-POINT CONSTRAINT en un archivo .f06

- ELEMENT STRESSES: Componentes de la tensión en los elementos solicitados.

S T R E S S E S I N Q U A D R I L A T E R A L E L E M E N T S (Q U A D 4) OPTION = BILIN

ELEMENT		FIBER	STRESSES IN ELEMENT COORD SYSTEM			PRINCIPAL STRESSES (ZERO SHEAR)			
ID	GRID-ID	DISTANCE	NORMAL-X	NORMAL-Y	SHEAR-XY	ANGLE	MAJOR	MINOR	VON MISES
10000	CEN/4	-1.000000E-03	7.358092E+04	2.798401E+05	5.978490E+04	74.9494	2.959160E+05	5.750503E+04	2.717654E+05
		1.000000E-03	6.303313E+04	2.496059E+05	3.971403E+04	78.4697	2.577077E+05	5.493138E+04	2.351052E+05
	12520	-1.000000E-03	7.451697E+04	2.826906E+05	5.978900E+04	75.0631	2.986404E+05	5.856717E+04	2.740906E+05
		1.000000E-03	5.724630E+04	2.318043E+05	3.968853E+04	77.7736	2.404044E+05	4.864619E+04	2.201499E+05
	12521	-1.000000E-03	7.451697E+04	2.769896E+05	5.978320E+04	74.7184	2.933238E+05	5.818278E+04	2.689938E+05
		1.000000E-03	5.724634E+04	2.674075E+05	3.972472E+04	79.6457	2.746656E+05	4.998822E+04	2.533969E+05

Figura 4.5-35: ELEMENT STRESSES en un archivo .f06

4.5.4.2 Análisis estático no lineal

Los análisis estáticos no lineales se realizan con las soluciones de Nastran Sol 400, Sol 600 y Sol 700. La explicación detallada de estos análisis queda fuera de los objetivos de este manual. Para encontrar la información sobre estos análisis, consultar los manuales del programa MSC Nastran correspondientes (*Ref 4,MSC Nastran 2013.1: Implicit Nonlinear (SOL 600) User’s Guide*).

4.6 ANÁLISIS MODAL

En el análisis modal se pretende conocer las frecuencias propias del sistema y los modos propios de vibración asociados a las mismas, así como otras características como la masa modal efectiva, que es una medida de la cantidad de masa de la estructura que se mueve en cada dirección en un cierto modo propio.

Se define las vibraciones como movimientos de pequeña amplitud respecto a la posición de equilibrio de un sólido elástico. El estudio del problema requerirá la aplicación de conocimientos de mecánica y resistencia de materiales.

Se aplica las ecuaciones de Lagrange a un sistema genérico.

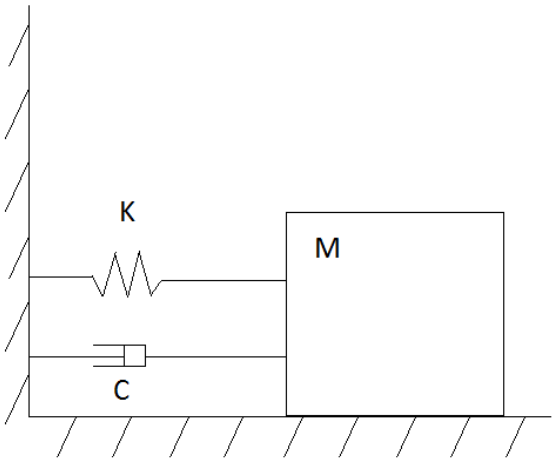


Figura 4.6-1: Representación del problema básico de vibraciones a un sistema genérico con masa (M), rigidez (k) y amortiguamiento (c)

Se llegará a una ecuación del tipo:

$$M\ddot{x} + c\dot{x} + kx = \phi(t)$$

Donde M representa la masa del sistema, c el amortiguamiento y k la rigidez del mismo, mientras que ϕ son las fuerzas no conservativas que actúan sobre el sistema. Estas cantidades serán matrices de cierto orden, dependiendo del número de grados de libertad del sistema y el estudio del problema normalmente se realizará con ayuda de una herramienta informática como MSC Nastran.
Las frecuencias propias de oscilación son aquellas que se obtienen en sistemas no amortiguados (c=0).

Normalmente existirán requisitos sobre la primera o primeras frecuencias, tanto longitudinales como laterales, de una estructura espacial, para evitar que se produzca un acoplamiento entre la estructura del lanzador y la estructura del satélite y que pueda desembocar en un daño catastrófico debido a la resonancia. Por ejemplo, en tubos centrales de satélite se impone un mínimo valor para la primera frecuencia lateral y axial que se debe superar.

A continuación se pasará a realizar una breve descripción del problema, tanto para uno como para g grados de libertad, aunque una descripción más detallada del mismo puede encontrarse en las referencias del documento (*Ref 20,J. Wijker: “Spacecraft Structures”*).

4.6.1 Teoría y fórmulas

4.6.1.1 Cálculo de frecuencias y modos propios en 1 dof

Se va a tratar en este apartado el estudio de un sistema con un único grado de libertad.

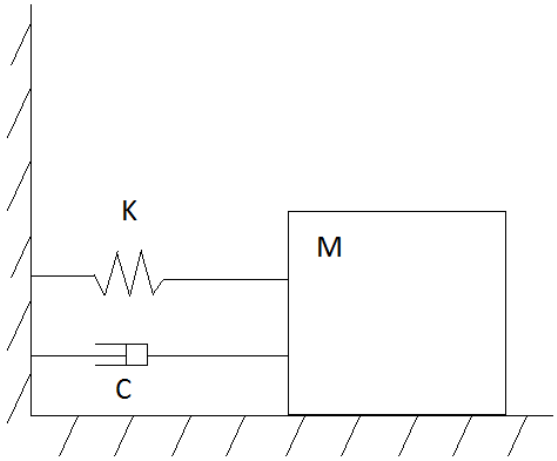


Figura 4.6-2: Representación del modelo de vibraciones de 1 DOF

La energía cinética, potencial y de disipación del sistema, así como el trabajo de las fuerzas no conservativas seguirán las siguientes expresiones.

$T = \frac{1}{2}M\dot{x}^2$; $U = \frac{1}{2}kx^2$; $D = \frac{1}{2}c\dot{x}^2$; $W_{NC} = \phi(t)x$

Aplicando la ecuación de Lagrange a este sistema se llegará a la ecuación presentada anteriormente.

$$M\ddot{x} + c\dot{x} + kx = \phi(t)$$

Se necesita también conocer las condiciones iniciales adecuadas, que tendrán la siguiente forma: $x(0) = x_0$; $\dot{x}(0) = \dot{x}_0$

El estudio del problema de vibraciones que describe esta expresión permite obtener la respuesta del sistema a una serie de cargas privilegiadas y a una carga genérica como combinación de las anteriores. Esto excedería en cualquier caso el objetivo de este documento, pero puede consultarse en las referencias del texto (*Ref 20, J. Wijker: “Spacecraft Structures”*).
Una magnitud que será de interés y que se ha introducido con anterioridad es la frecuencia propia del sistema, que para el caso de un grado de libertad seguirá la siguiente expresión.

$$\Omega_0 = \sqrt{\frac{k}{M}}$$

4.6.1.2 Formulación del problema dinámico en g dof

En este apartado se va a estudiar los sistemas de varios grados de libertad, o sistemas de g grados de libertad.

Sea un sistema cualquiera de g grados de libertad, conservativo y de vibraciones libres, el sistema de ecuaciones que rige el movimiento del sistema es:

$$[M]_{gxg}\{\dot{q}\} + [K]_{gxg}\{q\} = \{0\}$$

Con las condiciones iniciales:
$\{q(0)\} = \{q_0\}$; $\{\dot{q}(0)\} = \{\dot{q}_0\}$

Donde las matrices [K] y [M] son reales, simétricas y definidas positivas ([K] puede ser semidefinida positiva si hay grados de libertad como sólido rígido).

La obtención de las frecuencias propias de la estructura y los modos propios asociados es un problema de autovalores y autovectores.
Para obtener los autovalores del problema se emplea la siguiente ecuación.

$$\det([K] - \omega^2[M]) = 0$$

Asociado a cada autovalor r, existirá un autovector que cumple:

$$[K]\{\phi\}_r = \omega_r^2[M]\{\phi\}_r$$

Al determinar los autovectores quedará una constante libre que se determinará normalmente normalizando el modo respecto de la matriz de masas.

$$\{\phi\}_r^T[K]\{\phi\}_r = 1 \qquad \text{r=1,…,g}$$

De esta forma se obtendrán las frecuencias propias del sistema y los modos propios asociados.

Al ser los modos propios ortogonales y linealmente independientes entre sí, forman una base del espacio vectorial, y según el teorema de expansión, la solución del problema de vibraciones podrá expresarse como una combinación lineal de los modos propios.

La masa modal efectiva es una propiedad asociada a las propiedades dinámicas modales de la estructura (frecuencias y modos propios). Se evalúa para conocer la importancia de un modo propio. Un modo propio con una masa modal efectiva alta implicará el movimiento de mucha masa en el mismo, pudiendo resultar peligroso para la estructura, mientras que un modo propio con masa modal efectiva baja implicará poco movimiento de masa implicada en ese modo propio. La matriz de masa modal efectiva será una matriz de 6x6, donde pueden observarse los efectos de traslación y rotación para un cierto modo propio.

La obtención de los diferentes coeficientes de la matriz de la masa modal efectiva se realiza partiendo de la expresión del problema general y realizando un tratamiento algebraico del mismo, sencillo pero laborioso (dividiendo primero entre grados de libertad como sólidos rígido y elásticos y después multiplicando las matrices de rigidez y masa por la matriz de modos propios y su traspuesta). Este proceso puede verse con detalle más adelante en este manual. Finalmente se llegará a una expresión de la matriz de masas de la que podrán extraerse:

$$[M_{jp}] = [\phi_r]^T[M][\phi]_p = [L]^T$$

Esta es la matriz que contiene los factores de participación modal para cada grado de libertad,

$$L_{kl} = \{\phi_{r,k}\}^T[M]\{\phi_{p,l}\} \quad \text{k=1,…,6; l=1,…,p}$$

Donde $\{\phi_r\}$son los modos como sólido rígido y $\{\phi_p\}$son los modos elásticos.
Por lo tanto, llegados a este punto se tendrían los resultados que normalmente son necesarios obtener del análisis modal de una estructura espacial en un análisis preliminar: frecuencias propias, modos propios y masa modal efectiva.

4.6.1.3 Cálculo de las masas modales efectivas

Este problema ya ha sido tratado en el punto anterior. Se repiten y especifican aquí los rasgos generales del mismo.

La masa modal efectiva es una propiedad asociada a las propiedades dinámicas modales de la estructura (frecuencias y modos propios). Se evalúa para conocer la importancia de un modo

propio. Un modo propio con una masa modal efectiva alta implicará el movimiento de mucha masa en el mismo, pudiendo resultar peligroso para la estructura, mientras que un modo propio con masa modal efectiva baja implicará poco movimiento de masa implicada en ese modo propio. La matriz de masa modal efectiva será una matriz de 6x6, donde pueden observarse los efectos de traslación y rotación para un cierto modo propio.

La obtención de los diferentes coeficientes de la matriz de la masa modal efectiva se realiza partiendo de la expresión del problema general y realizando un tratamiento algebraico del mismo, sencillo pero laborioso (dividiendo primero entre grados de libertad como sólidos rígido y elásticos y después multiplicando las matrices de rigidez y masa por la matriz de modos propios y su traspuesta). Este proceso puede verse con detalle más adelante en este manual. Finalmente se llegará a una expresión de la matriz de masas de la que podrán extraerse:

$$[M_{jp}] = [\phi_r]^T[M][\phi]_p = [L]^T$$

Esta es la matriz que contiene los factores de participación modal para cada grado de libertad,

$$L_{kl} = \{\phi_{r,k}\}^T[M]\{\phi_{p,l}\} \quad \text{k=1,…,6; l=1,…,p}$$

Donde $\{\phi_r\}$son los modos como sólido rígido y $\{\phi_p\}$son los modos elásticos.

4.6.1.4 Métodos de determinación aproximada de las primeras frecuencias propias

La obtención de frecuencias y modos propios es un problema costoso, que requiere un cierto tiempo de cálculo. Existe una serie de métodos numéricos que permiten obtener frecuencias y modos propios con una elevada precisión, algunos de los cuales se presentan a continuación.

4.6.1.4.1 Método de los desplazamientos modales

Se pretende encontrar una solución aproximada $\{\tilde{u}\}$, expresada en función de los modos disponibles y de las coordenadas modales:

$$\{\tilde{u}\} = [\tilde{\Phi}]_{gx\tilde{g}}\{\tilde{\eta}\}$$

Sustituyendo {u} por $\{\tilde{u}\}$ y premultiplicando por la matriz $[\tilde{\Phi}]^T$ se obtendrá

$$[\tilde{\Phi}]^T[M][\Phi]\{\ddot{\tilde{\eta}}\} + [\tilde{\Phi}]^T[K][\Phi]\{\tilde{\eta}\} = [\tilde{\Phi}]^T\{p(t)\}$$

Donde el último término representa el trabajo realizado por las fuerzas externas sobre los $\tilde{g}$ primeros modos. Se supone que los modos han sido normalizados respecto la matriz de masas.

$$[\tilde{I}]_{\tilde{g}x\tilde{g}}\{\ddot{\tilde{\eta}}\} + [\omega_r^2]_{\tilde{g}x\tilde{g}}\{\eta\} = \{P(t)\}_{\tilde{g}x1}$$

$$\ddot{\eta}_r + \omega_r^2\eta_r = p_r(t) \qquad \text{r=1,…,}\tilde{g}$$

Los principales inconvenientes de este método son su pobre convergencia con $\tilde{g}$ y unos resultados muy malos en proximidad de frecuencias no consideradas.

4.6.1.4.2 Método de las aceleraciones modales

Se supone que el sistema no posee grados de libertad como sólido rígido y que la matriz [K] se puede invertir. Partiendo del sistema general de ecuaciones:

$$[M]_{gxg}\{\ddot{u}\} + [K]\{u\} = \{p(t)\}$$

$$\{u\} = [K]^{-1}\{p(t)\} - [K]^{-1}[M]\{\ddot{u}\}$$

Tras un tratamiento algebraico sencillo que puede consultarse en las referencias (*Ref 20, J. Wijker: “Spacecraft Structures”*), se buscarán soluciones de la forma:

$$\{\tilde{u}\} = [\tilde{\Phi}]_{gx\tilde{g}}\{\tilde{\eta}\}_{\tilde{g}x1}$$

Se llegará finalmente a la aproximación final:

$$\{\tilde{u}\} = [K]^{-1}\{p(t)\} - \sum_{i=1}^{\tilde{g}}\{\Phi\}_i \frac{1}{\omega_i^2}\ddot{\eta}_i$$

Las principales ventajas de este método son: la deformación casi estática es exacta $[K]^{-1}\{p(t)\}$; el método acelera su convergencia a medida que aumentan las frecuencias propias $\frac{1}{\omega_i^2}$; si la carga de excitación es cuasi-estática {p(t)} de frecuencias bajas, con valores de $\tilde{g}$ muy pequeños se obtienen buenos resultados.

4.6.1.4.3 Método del cociente de Rayleigh

El método del cociente de Rayleigh proporciona una aproximación más o menos exacta de las frecuencias propias de un sistema. Para ello, se han de intuir los modos de deformación de las estructuras, lo cual suele resultar posible cuando se adquiere experiencia en diseño y cálculo de estructuras al observar la forma del sistema.
El cociente del método es el siguiente:

$$R(u) = \frac{\{u\}^T[K]\{u\}}{\{u\}^T[M]\{u\}}$$

Siendo {u} un vector perteneciente al espacio vectorial de dimensión g, el número de grados de libertad del sistema, y se comprueba que,

$$\omega_1^2 \leq R(u) \leq \omega_g^2$$

4.6.1.4.4 Método de la variación de las matrices

El método consiste en ir obteniendo las frecuencias y modos propios mediante un proceso iterativo.

Tras obtener las matrices de rigidez y masas del sistema se halla la siguiente matriz, que se empleará para obtener el primer modo propio:

$$[H] = [K]^{-1}[M]$$

Para continuar con el proceso, del mismo modo que en alguno de los métodos anteriores, se realiza una estimación inicial del primer modo mediante la observación del sistema. Este ha de cumplir que el primer término sea unitario y que cumpla las condiciones habituales impuestas a los modos propios. Se llama a este modo $\{\phi\}_{1,0}$, donde el 1 significa que es el primer modo y el 0 es el número de la iteración.

Debido a la condición que ha de cumplir cada modo propio: ($[K]\{\phi\}_r = \omega_r^2[M]\{\phi\}_r$) entonces la siguiente iteración se obtendrá del siguiente modo:

$$\{\phi'\}_{1,1} = [K]^{-1}[M]\{\phi\}_{1,0} = [H]\{\phi\}_{1,0}$$

Tras esto, denominando $\mu_{1,1}$ al primer término de $\{\phi'\}_{1,1}$, se puede observar fácilmente que de él se puede obtener tanto $\{\phi\}_{1,1}$ como $\omega_{1,1}^2$. Por tanto:

$$\{\phi\}_{1,1} = \frac{1}{\mu_{1,1}}\{\phi'\}_{1,1}\ ;\ \omega_{1,1}^2 = \frac{1}{\mu_{1,1}}$$

Iterando se obtendrá finalmente el modo $\{\phi\}_1$ y su frecuencia asociada ω_1^2, pudiendo dar por finalizada la iteración cuando sean iguales dos iteraciones consecutivas (o la diferencia entre ellas sea un valor lo suficientemente pequeño).

Para obtener el segundo modo es imprescindible haber obtenido previamente el primero, ya que se empleará la propiedad de ortogonalidad de los modos propios y una matriz de barrido [S], de tal forma que:

$$\{\phi\}_1^T[M]\{\phi\}_{2,0} = 0$$

$$\{\phi\}_{2,0} = [S_1]\{\phi\}_{2,0}$$

Como $[S_1] = \begin{bmatrix} 0 & s_{12} & s_{13} & \cdots & s_{1g} \\ 0 & 1 & 0 & \dots & 0 \\ 0 & 0 & 1 & \dots & 0 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & 0 & 0 & \dots & 1 \end{bmatrix}$, se obtendrán los coeficientes de la matriz de barrido con las condiciones anteriores.

Tras ello se procederá como en el caso anterior, excepto porque en vez de usar la matriz [H] se usará la que se obtiene del producto de ésta con la de barrido ($[H][S_1]$), con lo que:

$$\{\phi'\}_{2,1} = [H][S_1]\{\phi\}_{2,0}$$

De nuevo hay que tener en cuenta que $\{\phi\}_{2,0}$ ha de tener el primer término unitario para poder iterar.

Por tanto, iterando y empleando la fórmula anterior del mismo modo que para el primer modo, se obtendrá: $\{\phi\}_2$ y ω_2^2.

Por tanto, generalizando este proceso, cualquier modo y su frecuencia asociada se obtendrán de los modos anteriores, mediante un proceso de iteración, de tal manera que se le irá añadiendo sucesivamente una columna de ceros a la matriz de barrido y una condición nueva para obtener los nuevos coeficientes, siempre sacada de la propiedad de ortogonalidad del modo que quiere obtenerse respecto de los anteriores.

4.6.1.5 Métodos de reducción de grados de libertad

La combinación de diferentes modelos de subsistemas genera posteriormente modelos con un elevado número de grados de libertad y difíciles de ensamblar. Se requerirán habitualmente modelos reducidos, que son una descripción modal del sistema estudiado.

Será normalmente el cliente el que especificará la precisión requerida de estos modelos reducidos, más concretamente las frecuencias y modos propios en comparación con las del modelo completo de referencia.

En los siguientes puntos se estudiarán tres de estos métodos. Otros métodos, y una explicación más detallada de estos pueden encontrarse en las referencias de este documento (*Ref 20, J. Wijker: “Spacecraft Structures”*).

4.6.1.5.1 Método de Craig-Bampton

A continuación se introduce brevemente el método de Craig-Bampton. Las ecuaciones del sistema no amortiguado son:

$$\begin{bmatrix} M_{ii} & M_{ij} \\ M_{ji} & M_{jj} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{x}_i \\ \ddot{x}_j \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} K_{ii} & K_{ij} \\ K_{ji} & K_{jj} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} x_i \\ x_j \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} F_i \\ F_j \end{Bmatrix}$$

Con el subíndice j se denotan los grados de libertad de contorno, mientras que con el subíndice i se denotan los grados de libertad internos.

El método de CB propone representar el vector desplazamientos {x(t)} en una base de modos estáticos o restringidos $[\Phi_s]$ con $\{x_j\} = [I]$, modos elásticos $[\Phi_P]$ con los grados de libertad externos fijos $\{x_i\} = [0]$ y el problema de autovalores.

Tras un desarrollo algebraico que puede consultarse en las referencias (*Ref 20, J. Wijker: “Spacecraft Structures” y Ref 21, Guevara Martínez, S. y García-Fogeda Nuñez, P.: “Apuntes de Estructuras Espaciales”*), la matriz de transformación de Craig-Bampton será:

$$\{x\} = [\Phi_s, \Phi_P] \begin{Bmatrix} \mathrm{x}_j \\ \eta_p \end{Bmatrix} = [\Psi]\{X\}$$

Siendo $\{\eta_p\}$ las coordenadas generalizadas.

La precisión o exactitud de la reducción de CB es muy satisfactoria.

4.6.1.5.2 Método de Guyan

La reducción de Guyan es una reducción estática en la que se ignoran los efectos dinámicos de la matriz de masas. Revisando el método se tiene:

$$\begin{bmatrix} M_{aa} & M_{ad} \\ M_{da} & M_{dd} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{u}_a \\ \ddot{u}_d \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} K_{aa} & K_{ad} \\ K_{da} & K_{dd} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} u_a \\ u_d \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} f_a \\ 0 \end{Bmatrix}$$

Se distinguía entre coordenadas dependientes y activas. Del problema general y despreciando términos de inercia se llega a:

$$\{u_d\} = -[\mathrm{K}_{dd}]^{-1}[\mathrm{K}_{da}]\{u_a\}$$

Por lo que se llega a lo que es la reducción de Guyan, que consiste en hacer:

$$\begin{Bmatrix} u_a \\ u_d \end{Bmatrix} = [\mathrm{T}]\{u_a\}$$

Donde la matriz [T] es:

$$[T] = \begin{bmatrix} I_{aa} \\ \mathrm{T}_{da} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_{aa} \\ -\mathrm{K}_{dd}{}^{-1} K_{da} \end{bmatrix}$$

El problema de este método es que solamente proporciona buenos resultados a bajas frecuencias, cuando los términos de inercia no proporcionan una contribución importante.

4.6.1.5.3 Método de la reducción modal (SEREP)

En este método se emplearán los autovalores y autovectores para realizar la transformación estática de coordenadas dependientes a activas. Se suponen calculados algunos de los modos del sistema y se dividen en activos y dependientes. Se realizará la siguiente transformación:

$$\begin{pmatrix} u_a \\ u_d \end{pmatrix} = [\Phi]\{q\} = \begin{bmatrix} \Phi_a \\ \Phi_d \end{bmatrix}\{q\}$$

El objetivo es expresar u_d en función de u_a. Para llegar a la expresión buscada simplemente hay que despejar de la expresión anterior las coordenadas dependientes en la forma del siguiente producto:

$$\{u_d\} = [\Phi_d]([\Phi_a]^T[\Phi_a])^{-1}[\Phi_a]^T\{u_a\}$$

Y por lo tanto, la matriz de transformación de este método será:

$$[T_{SEREP}] = \begin{pmatrix} I_{aa} \\ [\Phi_d]([\Phi_a]^T[\Phi_a])^{-1}[\Phi_a]^T \end{pmatrix}$$

El inconveniente es que se necesita precisión en los modos que se conocen, y la ventaja es que el problema se reduce a un número de grados de libertad igual al número de modos.

4.6.1.6 Métodos de acoplamiento de subestructuras

Se consideran normalmente estructuras con una cierta complejidad, compuestas por varios componentes o subsistemas, que a su vez serán motivo de análisis y estudio y para las que se dispondrá de modelos de elementos finitos. Normalmente el grado de definición de estos modelos es bastante elevado. Para el sistema completo normalmente no se necesita un grado de detalle tan grande de cada uno de los subsistemas, sino representar el efecto que estos componentes tienen sobre la estructura global.

La problemática de cómo simplificar y el grado de detalle de los modelos y de cómo realizar las uniones entre componentes y subestructuras se resuelve con el concepto de CMS. Hay distintos modelos, entre los cuales el más popular sea el de Craig-Bampton.

Los distintos métodos ya han sido explicados brevemente y pueden consultarse además en las referencias (*Ref 20, J. Wijker: “Spacecraft Structures”*). Básicamente consisten en dividir el sistema en dos tipos de coordenadas: coordenadas internas del sistema (i) y coordenadas de unión con otros subsistemas (j), para mediante un tratamiento algebraico más o menos sencillo poder reducir el número de coordenadas de la forma deseada (ver 4.6.1.5).

4.6.2 Ensayos modales

En este tipo de ensayo se trata de determinar experimentalmente las frecuencias propias, los modos propios y los factores de amortiguamiento del satélite dentro de un rango especificado. El ensayo modal no se clasifica como un test ambiental o funcional, ya que no se trata de someter al ítem de ensayo a unas determinadas condiciones y decidir con un determinado criterio si ha pasado o no la prueba o si cumple o no con los requisitos de diseño.

Para ello se dispone del modelo STM con la incorporación de dummies que sustituyen a los equipos. Se le aplica una carga vibratoria de baja intensidad, ya sea en un único punto o en varios puntos, y mediante una adecuada distribución de acelerómetros y sensores por todo el satélite, se obtienen los datos necesarios para calcular las frecuencias y modos propios. Esta

carga aplicada puede ser de tipo sinusoidal o aleatoria. Este ensayo puede realizarse también en el modelo de calificación (QM) si se considera necesario.

Con estos resultados se comprueba que las frecuencias propias están dentro del rango que impone cada lanzador. En el caso de que queden fuera de este rango, se puede producir un acoplamiento entre las cargas que producen el lanzador con el satélite, lo que conlleva a un efecto indeseable de resonancia con resultados catastróficos para el satélite.

4.6.3 Especificaciones

Es habitual que en el manual del lanzador venga especificado un valor mínimo para la primera frecuencia lateral y para la primera frecuencia axial del lanzador. Por lo tanto, los vehículos espaciales y los satélites deben diseñarse para que sus primeras frecuencias naturales superen los valores indicados en el manual de usuario del lanzador empleado.

En la Tabla 4.2-3 de este documento viene recogido las mínimas frecuencias laterales y longitudinales de algunos lanzadores (Ariane 5, Soyuz, Vega, Pegasus, H-IIA).

4.6.4 Procedimiento de cálculo con MSC Nastran

Para realizar un análisis de modos propios de cualquier modelo, se recomienda seguir los siguientes pasos:

- Crear el modelo de elementos finitos con un programa preprocesador (MSC Patran). Este modelo debe estar constituido por elementos cuyas propiedades materiales estén definidas. Para que este modelo sirva para cualquier tipo de análisis (estático, modos propios, random, etc…), se recomienda que no se defina inicialmente en el preprocesador ningún caso de carga ni ninguna restricción, ya que estos datos se introducirán en los cabeceros de los diferentes análisis.
- Configurar un análisis del modelo en el programa preprocesador con el objetivo de crear un fichero “.bdf” que contiene la información básica del modelo y que servirá como input para el programa MSC Nastran. Para ello, se debe seguir la siguiente secuencia en el programa preprocesador:
    - MSC Patran:
      ‘Analysis/Analyze/Entire Model/Analysis Deck’
      Con opción ‘Normal Modes’

- Abrir el fichero “.bdf” con un programa de texto y borrar las secciones iniciales (Executive Control, Case Control, el inicio de Bulk Data hasta antes de la definición de elementos o propiedades) y el comando final del archivo (ENDDATA). Estos elementos borrados son los que aparecen en el cabecero y por lo tanto, no debe haber duplicidades.
- Copiar uno de los cabeceros (se recomienda que sean los que se indican en el apartado 4.6.4.3) en el mismo directorio que el archivo “.bdf”. Los cabeceros son archivos “.dat” que indican los parámetros necesarios para realizar el análisis en MSC Nastran, y donde se especifican el tipo de análisis, los casos de carga, las restricciones la solicitación de los resultados del análisis.
- Adaptar el cabecero para que sea compatible con el archivo “.bdf” (en el comando del cabecero ‘include’, debe aparecer a continuación el nombre completo del archivo “.bdf”) y para que tenga las restricciones adecuadas para el modelo y las cargas definidas para el análisis.
- Abrir el programa MSC Nastran, seleccionar el archivo del cabecero (“.dat”) y ejecutar el análisis.

- Al finalizar el análisis, se crea un conjunto de archivos de salida. Para ver directamente los resultados numéricos del análisis, se puede abrir el archivo “.f06” donde se muestra en forma de listas de números los resultados solicitados en el cabecero.
- Se puede importar los resultados en el programa posprocesador para visualizar sobre el modelo determinados resultados del análisis (deformaciones, desplazamientos, tensiones, etc…).
    - MSC Patran:
      ‘Analysis/Access Results/Attach XDB/Result Entities’

- Comprobar que los resultados del análisis son los esperados.

4.6.4.1 Análisis con MSC Patran

Desde el programa MSC Patran puede pedirse un análisis modal. En la opción ‘Analysis/Entire Model’, dentro del tipo de solución se seleccionará ‘Normal Modes’.
Por defecto, el análisis creado pedirá los 10 primeros modos propios de la estructura. Este valor, así como otros muchos parámetros del análisis, pueden modificarse dentro del propio programa Patran.

4.6.4.2 Cabecero del análisis de modos propios

A medida que el usuario se va familiarizando con el manejo de MSC Nastran - MSC Patran, es una práctica recomendable modificar los análisis desde la propia tarjeta, que será un archivo “.dat”. De esta manera es más sencillo cambiar los parámetros que se desea obtener del modelo (que suelen ser los mismos o parecidos en la mayoría de los análisis modales) y simplemente habrá que introducir el nombre del archivo “.bdf” del modelo en el comando ‘include’ del archivo, ahorrando de esta manera un tiempo considerable.

El cabecero es la parte inicial de cualquier fichero de entrada de MSC Nastran que indica un conjunto de parámetros relacionados con la forma de realizar el análisis, la aplicación de los casos de carga (fuerzas y restricciones) y los resultados exigidos. A continuación, se indican los parámetros que deben aparecer en un análisis estándar y se muestra posteriormente los cabeceros recomendados.

Cuando se ejecuta un análisis de Nastran, se debe especificar en el cabecero los siguientes parámetros:

EXECUTIVE CONTROL
- Sol 103: especifica que la solución es de un problema de autovalores reales.
- CEND: el final del Executive Control.

CASE CONTROL
- ECHO: Para establecer si se quiere o no y de qué manera los datos del Bulk Data en el fichero de salida del Nastran.
    - ECHO = NONE: No se quiere que aparezcan estos datos en el fichero de salida.
- LINES: Especifica el número de líneas por página del archivo de salida. Es recomendable darle un valor alto (50000) para el análisis de modos propios y evitar que los datos sean cortados por páginas distintas.
- RESVEC: Establece si se quiere la información del vector residual del análisis de modos propios.
- AUTOSPC = YES: Establece que el programa imponga restricciones SPC de forma automática a aquellos DOF que necesiten ser restringidos.
    - Es útil para restringir los DOF rotacionales de los elementos sólidos.

    - Es recomendable que aparezca la lista de los DOF restringidos en las primeras fases del análisis para comprobar cuáles son los DOF que han sido restringidos y averiguar por qué.
    - En la fase final, cuando está todo correctamente, se recomienda no imprimir la lista de DOF restringidos.
      AUTOSPC(NOPRINT)=YES (ejemplo)
- SUBCASE: Para introducir los subcasos de carga.
    - METHOD: Para indicar el método de cálculo de modos propios.
      METHOD=1 (ejemplo)
    - SPC: Indica el ID de la condición de contorno.
      SPC = 2 (ejemplo)
    - VECTOR(SORT1, REAL)=ALL: Solicita el valor de los desplazamientos en el fichero de salida.
        - SORT1: Los resultados se presentan en forma de lista tabulada de nodos por cada modo propio.
        - REAL: El formato es el de un número real.
    - MEFFMASS(SUMMARY, PARTFAC, MEFFM, FRACSUM): Cuando se quiere que aparezca como resultado las masas modales efectivas:
        - SUMMARY: Suma de la masa de los modos.
        - PARTFAC: Factores de participación modal
        - MEFFM: Masa modal efectiva en unidades de masa (kg).
        - FRACSUM: Fracción de la masa modal efectiva.

BULK DATA (del cabecero)

- BEGIN BULK: Define el comienzo del Bulk Data.
- PARAM POST 0: Para establecer que el output sea fichero apropiado compatibles con MSC Patran, en este caso, el 0 corresponde con un archivo .xdb.
- PARAM PRTMAXIM YES: Para imprimir loa valores máximos de fuerzas, reacciones, MPC fuerzas y desplazamientos. Estos son los resultados:
    - MAXIMUM APPLIED LOADS
    - MAXIMUM SPCFORCES
    - MAXIMUM MPCFORCES
    - MAXIMUM DISPLACEMENTS

- EIGRL: Define los datos necesarios para realizar el análisis de modos propios con el método Lanczos.
    - Se recomienda definir el intervalo desde 0 hz hasta 2000 hz en la mayoría de los análisis.
      EIGRL 1 0. 2000. 0 (ejemplo)

- SPCADD: Define un set de SPC como una unión de sets SPC definidos con las entradas SPC y SPC1.
- SPC1: Define un set de restricción de punto único.
    - Se recomienda restringir el modelo en un conjunto de puntos de interfaz, generalmente en los elementos de unión con la estructura madre.
    - Para tornillos, no se restringe el DOF de giro del tornillo:
      SPC1 1 12345 (ejemplo)

- INCLUDE: Es el comando que permite unir la cabecera con los datos del modelo (Bulk Data). El archivo es .bdf.
  INCLUDE 'Nombre_del_archivo_del_Bulk_Data.bdf’.
- ENDDATA

4.6.4.3 Ejemplos de cabeceros de análisis de modos propios

```
SOL 103
CEND
$ Direct Text Input for Global Case Control Data
TITLE = EIGENFREQUENCIES
ECHO = NONE
LINES=50000
RESVEC = NO
AUTOSPC(NOPRINT) = YES
SUBCASE 1
$ Subcase name : Freqs
   SUBTITLE=Freqs
   METHOD = 1
   SPC = 2
   VECTOR(SORT1,REAL)=ALL
   MEFFMASS(SUMMARY,PARTFAC,MEFFM,FRACSUM)
BEGIN BULK
$ Direct Text Input for Bulk Data
PARAM    POST    0
PARAM   PRTMAXIM YES
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
EIGRL    1       0.      2000.            0
$ Loads for Load Case : Freqs
SPCADD   2       1       3       4
$ Displacement Constraints of Load Set : Foot1
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$
SPC1     1       12345   101     102     103     104
$ Displacement Constraints of Load Set : Foot2
SPC1     3       12345   205     206     207     208
$ Displacement Constraints of Load Set : Foot3
SPC1     4       12345   309     310     311     312
$
INCLUDE 'prueba_modos_propios.bdf'
$
ENDDATA
```

Figura 4.6-3: Ejemplo de cabecero (Case Control y Executive Control) de un archivo de Nastran para un análisis estructural de modos propios

4.6.4.4 Análisis de resultados

Cuando se ejecuta un análisis con el programa MSC Nastran, se genera un conjunto de archivos de salida. Algunos de ellos pueden abrirse mediante procesadores de texto que permiten ver los resultados numéricos directamente, mientras que otros archivos sirven como input para visualizar los resultados en los programas posprocesadores.

El archivo de salida que se utiliza para ver los resultados numéricos es el que termina en “.f06”. En él aparece una copia de los comandos y estamentos del cabecero y en algunos casos se puede solicitar que aparezca también una copia del Bulk data. Posteriormente, aparecen determinados mensajes de información, aviso o errores fatales. Finalmente, aparece el contenido con los resultados solicitados.

La primera revisión que se debe realizar es que no se haya producido ningún error en la ejecución del análisis. Para ello, se debe buscar si ha aparecido algún mensaje de error fatal (FATAL MESSAGE) en el archivo de salida “.f06”. En caso de encontrarlo, se debe identificar las causas del error y corregir ese error para que no vuelva a aparecer en la siguiente ejecución de análisis. Una vez identificado y corregido las causas de los errores fatales, se ejecuta de nuevo el análisis hasta que no aparezca ningún mensaje de error fatal. En este caso, el análisis se ha ejecutado sin ninguna incidencia.

El siguiente paso es encontrar los mensajes de aviso (WARNING MESSAGE) y determinar si son importantes o que puedan indicar algún fallo que afecte seriamente a los resultados del análisis. En tal caso, se debe proceder igual que con los errores fatales. Se debe identificar las

causas y corregir el error. Se ejecuta de nuevo y se verifica que los mensajes anteriores no vuelven a aparecer.

Llegados a este punto, se supone que el análisis ha sido ejecutado correctamente y lo que queda por ver es si los resultados obtenidos son los esperados.

Para los análisis de ensayos modales, el archivo “.f06” ofrece los siguientes resultados:

- REAL EIGENVALUES: Lista con los autovalores reales obtenidos tras el análisis.

R E A L E I G E N V A L U E S

MODE NO.	EXTRACTION ORDER	EIGENVALUE	RADIANS	CYCLES	GENERALIZED MASS	GENERALIZED STIFFNESS
1	1	1.483237E+06	1.217882E+03	1.938320E+02	1.000000E+00	1.483237E+06
2	2	9.646001E+06	3.105801E+03	4.943036E+02	1.000000E+00	9.646001E+06
3	3	9.646003E+06	3.105802E+03	4.943036E+02	1.000000E+00	9.646003E+06
4	4	1.981557E+07	4.451468E+03	7.084731E+02	1.000000E+00	1.981557E+07
5	5	3.798656E+07	6.163324E+03	9.809234E+02	1.000000E+00	3.798656E+07
6	6	3.844466E+07	6.200376E+03	9.868204E+02	1.000000E+00	3.844466E+07

Figura 4.6-4: REAL EIGENVALUES en un archivo .f06

- EFFECTIVE MASS MATRIX: Matriz de masa efectiva.

EFFECTIVE MASS MATRIX

1.561088E-02	-4.824989E-08	1.190472E-04	1.686748E-08	2.348514E-02	-4.763716E-06
-4.824989E-08	1.561089E-02	1.190907E-04	-2.348514E-02	-2.411946E-08	4.762050E-06
1.190472E-04	1.190907E-04	3.027131E+00	-5.729886E-05	5.731928E-05	-1.474673E-10
1.686748E-08	-2.348514E-02	-5.729886E-05	4.653393E-02	1.464285E-09	-4.970750E-06
2.348514E-02	-2.411946E-08	5.731928E-05	1.464285E-09	4.653393E-02	-4.972584E-06
-4.763716E-06	4.762050E-06	-1.474673E-10	-4.970750E-06	-4.972584E-06	8.129523E-05

Figura 4.6-5: EFFECTIVE MASS MATRIX en un archivo .f06

- A-SET RIGID BODY MASS MATRIX: Matriz de masas del modelo como cuerpo rígido.

A-SET RIGID BODY MASS MATRIX

3.863709E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	4.511711E-01	3.918405E-05
0.000000E+00	3.863709E+00	0.000000E+00	-4.511711E-01	0.000000E+00	-3.918424E-05
0.000000E+00	0.000000E+00	3.863709E+00	-3.918405E-05	3.918424E-05	0.000000E+00
0.000000E+00	-4.511711E-01	-3.918405E-05	1.215084E-01	-3.264645E-09	4.702107E-06
4.511711E-01	0.000000E+00	3.918424E-05	-3.264645E-09	1.215084E-01	4.702112E-06
3.918405E-05	-3.918424E-05	0.000000E+00	4.702107E-06	4.702112E-06	1.374662E-01

Figura 4.6-6: A-SET RIGID BODY MASS MATRIX en un archivo .f06

- MODAL EFFECTIVE MASS FRACTION: fracción de la masa modal para frecuencia propia determinada para cada dirección (traslación y rotación).

MODAL EFFECTIVE MASS FRACTION
(FOR TRANSLATIONAL DEGREES OF FREEDOM)

MODE NO.	FREQUENCY	T1 FRACTION	T1 SUM	T2 FRACTION	T2 SUM	T3 FRACTION	T3 SUM
1	1.938320E+02	1.960872E-13	1.960872E-13	1.779590E-13	1.779590E-13	6.046547E-01	6.046547E-01
2	4.943036E+02	9.260957E-04	9.260957E-04	4.437580E-04	4.437580E-04	7.227743E-11	6.046547E-01
3	4.943036E+02	4.437610E-04	1.369857E-03	9.260965E-04	1.369854E-03	2.171850E-09	6.046547E-01
4	7.084731E+02	2.663801E-12	1.369857E-03	2.992473E-12	1.369854E-03	7.124918E-15	6.046547E-01
5	9.809234E+02	2.176250E-10	1.369857E-03	2.162964E-10	1.369855E-03	2.850242E-12	6.046547E-01
6	9.868204E+02	3.247607E-10	1.369857E-03	3.239924E-10	1.369855E-03	1.313753E-01	7.360299E-01
7	1.107913E+03	2.651660E-06	1.372509E-03	4.868236E-05	1.418537E-03	3.805216E-10	7.360299E-01

Figura 4.6-7: MODAL EFFECTIVE MASS FRACTION (para DOF traslacionales) en un archivo .f06

MODAL EFFECTIVE MASS FRACTION
(FOR ROTATIONAL DEGREES OF FREEDOM)

MODE NO.	FREQUENCY	R1 FRACTION	R1 SUM	R2 FRACTION	R2 SUM	R3 FRACTION	R3 SUM
1	1.938320E+02	2.060744E-10	2.060744E-10	2.049388E-10	2.049388E-10	5.127050E-17	5.127050E-17
2	4.943036E+02	8.344612E-02	8.344612E-02	1.741459E-01	1.741459E-01	9.456070E-11	9.456076E-11
3	4.943036E+02	1.741459E-01	2.575921E-01	8.344617E-02	2.575921E-01	3.159126E-12	9.771988E-11
4	7.084731E+02	3.163414E-09	2.575921E-01	3.153585E-09	2.575921E-01	1.131258E-15	9.772101E-11
5	9.809234E+02	1.648704E-10	2.575921E-01	1.705266E-10	2.575921E-01	9.214544E-17	9.772110E-11
6	9.868204E+02	8.436840E-09	2.575921E-01	8.458520E-09	2.575921E-01	1.903019E-16	9.772130E-11
7	1.107913E+03	2.636782E-02	2.839599E-01	1.436255E-03	2.590284E-01	1.901414E-11	1.167354E-10

Figura 4.6-8: MODAL EFFECTIVE MASS FRACTION (para DOF rotacionales) en un archivo .f06

- MODAL PARTICIPATION FACTORS: Factores de participación modal de cada frecuencia propia en relación con los 6 direcciones (3 de traslación y 3 de rotación).

MODAL PARTICIPATION FACTORS

MODE NO.	FREQUENCY	T1	T2	T3	R1	R2	R3
1	1.938320E+02	-8.704160E-07	-8.292057E-07	-1.528467E+00	5.003976E-06	-4.990170E-06	2.654799E-09
2	4.943036E+02	-5.981776E-02	4.140715E-02	-1.671104E-05	-1.006946E-01	-1.454654E-01	3.605398E-06
3	4.943036E+02	4.140729E-02	5.981779E-02	9.160456E-05	-1.454654E-01	1.006946E-01	6.589939E-07
4	7.084731E+02	-3.208139E-06	-3.400301E-06	1.659175E-07	1.960565E-05	-1.957516E-05	-1.247035E-08
5	9.809234E+02	-2.899724E-05	2.890859E-05	-3.318510E-06	-4.475839E-06	-4.551969E-06	-3.559056E-09
6	9.868204E+02	3.542289E-05	3.538096E-05	7.124576E-01	-3.201791E-05	3.205903E-05	5.114691E-09
7	1.107913E+03	-3.200819E-03	1.371475E-02	-3.834351E-05	-5.660310E-02	-1.321049E-02	-1.616725E-06

Figura 4.6-9: MODAL PARTICIPATION FACTORS en un archivo .f06

- MODAL EFFECTIVE MASS: Masa modal efectiva para cada frecuencia propia y para cada dirección (traslación y rotación).

MODAL EFFECTIVE MASS

MODE NO.	FREQUENCY	T1	T2	T3	R1	R2	R3
1	1.938320E+02	7.576240E-13	6.875820E-13	2.336210E+00	2.503978E-11	2.490179E-11	7.047959E-18
2	4.943036E+02	3.578165E-03	1.714552E-03	2.792590E-10	1.013940E-02	2.116019E-02	1.299890E-11
3	4.943036E+02	1.714564E-03	3.578168E-03	8.391396E-09	2.116019E-02	1.013941E-02	4.342729E-13
4	7.084731E+02	1.029216E-11	1.156205E-11	2.752861E-14	3.843814E-10	3.831871E-10	1.555097E-16
5	9.809234E+02	8.408400E-10	8.357063E-10	1.101251E-11	2.003314E-11	2.072042E-11	1.266688E-17
6	9.868204E+02	1.254781E-09	1.251813E-09	5.075958E-01	1.025147E-09	1.027781E-09	2.616006E-17

Figura 4.6-10: MODAL EFFECTIVE MASS en un archivo .f06

- MAXIMUM DISPLACEMENTS: Componentes de los máximos desplazamientos nodales por cada frecuencia propia.

MAXIMUM DISPLACEMENTS

SUBCASE/ DAREA ID	T1	T2	T3	R1	R2	R3
1	1.0066863E-01	1.0066865E-01	1.0503565E+00	6.9762754E+00	6.9762735E+00	4.6122420E-01
2	1.8712121E-01	1.6611205E-01	1.1307093E+00	1.2906548E+01	1.4465117E+01	1.1324904E+00
3	1.6611488E-01	1.8712424E-01	1.1307350E+00	1.4464923E+01	1.2907530E+01	1.1325822E+00
4	1.7754783E-01	1.7754759E-01	1.1942418E+00	1.7689880E+01	1.7689890E+01	1.9537356E+00
5	2.4492732E-01	2.4492855E-01	1.1125770E+00	2.7084797E+01	2.7084625E+01	1.9210746E+00

Figura 4.6-11: MAXIMUM DISPLACEMENTS en un archivo .f06

- REAL EIGENVECTOR: Autovalor real para cada frecuencia propia.

EIGENVALUE = 1.483237E+06
CYCLES = 1.938320E+02 R E A L E I G E N V E C T O R N O . 1

POINT ID.	TYPE	T1	T2	T3	R1	R2	R3
10000	G	0.0	0.0	0.0	1.086287E-01	1.086450E-01	3.016305E-05
10001	G	0.0	0.0	0.0	4.011309E-02	1.017061E+00	-4.107496E-01
10002	G	0.0	0.0	0.0	4.765457E-02	2.277856E+00	-3.951744E-01
10003	G	0.0	0.0	0.0	4.548911E-02	3.426936E+00	-2.814522E-01
10004	G	0.0	0.0	0.0	1.548778E-02	4.262209E+00	-2.713166E-01
10005	G	0.0	0.0	0.0	4.870237E-02	5.069471E+00	-2.711810E-01

Figura 4.6-12: REAL EIGENVECTOR en un archivo .f06

5 FASE DE VERIFICACIÓN

5.1 VERIFICACIÓN DEL ANÁLISIS MODAL

5.1.1 Teoría y fórmulas

Este tema ya ha sido tratado con anterioridad en este mismo manual y puede consultarse en las referencias (*Ref 20, J. Wijker: “Spacecraft Structures”*), por lo tanto en este apartado se van a incluir únicamente los aspectos básicos que se ha creído importante resaltar de nuevo.

La formulación general del problema de vibraciones sin amortiguamiento, y con las condiciones de contorno adecuadas es como sigue:

$$[M]_{gxg}\{\dot{q}\} + [K]_{gxg}\{q\} = \{0\}$$

$$\{q(0)\} = \{q_0\}; \{\dot{q}(0)\} = \{\dot{q}_0\}$$

Donde las matrices [K] y [M] son reales, simétricas y definidas positivas ([K] puede ser semidefinida positiva si hay grados de libertad como sólido rígido).

La obtención de las frecuencias propias de la estructura y los modos propios asociados es un problema de autovalores y autovectores.
Para obtener los autovalores del problema se emplea la siguiente ecuación.

$$\det([K] - \omega^2[M]) = 0$$

Asociado a cada autovalor r, existirá un autovector que cumple:

$$[K]\{\phi\}_r = \omega_r^2[M]\{\phi\}_r$$

El conocimiento de las frecuencias y modos propios es de gran importancia para estructuras espaciales, y los requisitos impuestos sobre las primeras frecuencias propias son, en ocasiones, de los requisitos más difíciles de cumplir para algunas estructuras espaciales, que necesitan conseguir gran rigidez con poco peso.

5.1.2 Ensayo modal

Este tipo de ensayo es habitual para estructuras espaciales, y el objetivo principal es conocer las frecuencias propias y modos propios de la estructura ensayada, dentro de un intervalo de frecuencias especificado, para verificar por un lado la exactitud de los modelos de elementos finitos desarrollados, y por otro para demostrar que se cumplen los requisitos de frecuencias propias fijados para la estructura.

Para ello se dispone del modelo STM con la incorporación de dummies que sustituyen a los equipos. Se le aplica una carga vibratoria de baja intensidad, ya sea en un único punto o en varios puntos, y mediante una adecuada distribución de acelerómetros y sensores por todo el satélite, se obtienen los datos necesarios para calcular las frecuencias y modos propios. Esta carga aplicada puede ser de tipo sinusoidal o aleatoria. Este ensayo puede realizarse también en el modelo de calificación (QM) si se considera necesario.

5.1.3 Procedimiento de cálculo con MSC Nastran

Este punto ya ha sido tratado con anterioridad, y por lo tanto se remite a lo tratado previamente (ver 4.6.4) y a la información de puede encontrarse en las referencias (*Ref 5, MSC Nastran 2013.1: Dynamic Analysis User’s Guide*).

5.2 ANÁLISIS DE VIBRACIONES SINUSOIDALES

5.2.1 Teoría y fórmulas

Vibraciones sinusoidales a baja frecuencia ocurren normalmente como resultado de la interacción entre los modos del lanzador y las cargas que ocurren durante:

- Lanzamiento: el rápido crecimiento del empuje genera una carga de choque que excita el dominio de las bajas frecuencias.
- Combustión: durante la combustión de los motores ocurren vibraciones sinusoidales tanto en la dirección de lanzamiento como en la transversal.
- POGO: es el efecto de resonancia de vibraciones longitudinales producidas por la conducción de elementos fluidos (combustible, refrigerantes, etc.) por los conductos del lanzador. Aunque los ingenieros tienden a emplear longitudes mayores para disminuir las vibraciones del efecto POGO, todavía se puede observar su efecto en el encendido de etapas.

En la siguiente tabla puede verse, a modo de aclaración, un resumen con las máximas cargas sinusoidales para el lanzador DELTA 7925 L/V.

	Frecuencia (Hz)	Aceleración (g)
Dirección del lanzamiento	5-6.2	12.7 mm doble amplitud
	6.2-100	1.0
Dirección lateral	5-100	0.7

Tabla 5.2-1: Valores máximos de cargas sinusoidales del lanzador DELTA 7925 L/V

La teoría que rige el comportamiento de este problema es análogo al problema de vibraciones vista en el análisis modal (4.6.1), introduciendo los términos sinusoidales de la excitación que encontrará la estructura.

No se pretende volver a repetir la teoría general de vibraciones, que ya ha sido tratada en este documento y puede encontrarse en las referencias (*Ref 20, J. Wijker: “Spacecraft Structures”*). Simplemente, se desarrolla a continuación la formulación general del problema para aclarar algunas particularidades del mismo.
La ecuación general, incluyendo la excitación armónica y las condiciones de contorno sería:

$$M\ddot{x} + c\dot{x} + kx = \phi(t) = \phi_0 \cos(\omega t + \delta)$$

$$x(0) = 0;\ \dot{x}(0) = 0$$

Donde ϕ_0 es la amplitud de la excitación, mientras que $\omega\ y\ \delta$son la frecuencia y el desfase de la excitación respectivamente.

La solución obtenida por la teoría general de vibraciones estará compuesta por un término general u homogéneo que desaparece rápidamente con el tiempo, y un término particular, que será el que domine el comportamiento de la solución una vez finalizado este transitorio inicial.

Se necesita tener especial cuidado en que no coincidan las frecuencias de la excitación y la frecuencia propia del sistema, ya que en ese caso el sistema entraría en resonancia y podría producirse un fallo catastrófico de la estructura.

5.2.2 Ensayo de vibraciones sinusoidales

El test de vibraciones sinusoidales se clasifica dentro del grupo de ensayos ambientales estructurales. Consiste en la aplicación de un ambiente de cargas vibratorias a bajas frecuencias

que simulan determinadas condiciones que el vehículo lanzador somete al vehículo espacial que transporta durante la fase de ascenso. Esas condiciones están causadas por efectos como el encendido del motor o el efecto POGO.

Para la ejecución de este test se debe colocar al satélite en su configuración de lanzamiento y debe situarse en un montador que tenga la suficiente rigidez para prevenir las frecuencias de antirresonancia. Todo este conjunto debe situarse sobre el vibrador, que es el equipo encargado de la generación de la vibración sinusoidal.
Si algún equipo debe estar operativo cuando aparezcan este tipo de cargas durante el vuelo, se le debe realizar el ensayo funcional al mismo tiempo que el ensayo de vibración sinusoidal.

En el ensayo de calificación en el modelo estructural térmico (STM), se debe medir las vibraciones entre cada dummy y su interfaz con la estructura para compararlo con el espectro de calificación de cada equipo sustituido. De esta manera se comprueba de que cada dummy es realmente representativo del equipo al que sustituye.

Es importante que antes y después de la aplicación de la carga sinusoidal se deba realizar un muestreo de baja intensidad para identificar las posibles modificaciones que haya sufrido el estado estructural en el ensayo ambiental.

La velocidad de barrido es de 2 octavas/min para los ensayos de calificación. Se debe realizar un recorrido desde la frecuencia más baja, que suele ser de 5 Hz, hasta la frecuencia más alta para este tipo de ensayos, que se aproxima a los 100 Hz ó 150 Hz dependiendo del lanzador. Por otro lado, el barrido de baja intensidad es desde los 5 Hz hasta los 2000 Hz.

En cuanto a la intensidad, depende de si se trata de un ensayo de calificación (intensidad mayor) o de aceptación (intensidad menor). Además, se debe tener en cuenta principalmente los niveles que especifica la autoridad lanzadora en su manual de usuario.

El ensayo de vibraciones sinusoidales suele hacerse sobre una mesa vibratoria. En esa misma instalación se realizan los demás ensayos de vibraciones como las vibraciones aleatorias.

5.2.3 Especificaciones

Los lanzadores especifican los valores que deben soportar los vehículos espaciales que viajen como carga de pago. Las especificaciones suelen venir en forma de tablas que muestran los máximos niveles de intensidad para cada rango de frecuencia y diferenciando entre valores longitudinales y valores laterales. En general, estos valores son mayores para la etapa de calificación que la de aceptación. Cuando una estructura es analizada en los programas de elementos finitos, se debe demostrar que puede soportar los valores de calificación.

Un perfil típico de test de vibración sinusoidal es mostrado en la Figura 5.2-1. Se puede identificar los siguientes parámetros:

- Nivel (G): Es el nivel de intensidad de la carga vibratoria. Habitualmente se mide en g, que es la relación entre la aceleración con respecto a la aceleración de referencia (9.81 m/s^2).
- Amplitud: La amplitud de una vibración sinusoidal puede especificarse como aceleración o desplazamiento. Generalmente, suele especificarse como aceleración (en G) y puede indicarse como amplitud 0-pico o amplitud pico-pico.
    - Amplitud 0-pico: Es la amplitud de la onda desde el valor 0 hasta el máximo.
    - Amplitud pico a pico: Es la amplitud doble de la onda, medida desde el pico mínimo hasta el pico máximo. Corresponde con dos veces el valor de la amplitud 0-pico.

- Periodo: tiempo que caracteriza un ciclo de la onda. Se puede determinar como la cantidad de tiempo que separa dos picos consecutivos. Se mide en segundos.
- Frecuencia: parámetro que determina la cantidad de ciclos que suceden en una determinada cantidad de tiempo. Generalmente, se mide en hercios, aunque para medir los intervalos de las frecuencias, suele ser habitual utilizar las octavas.

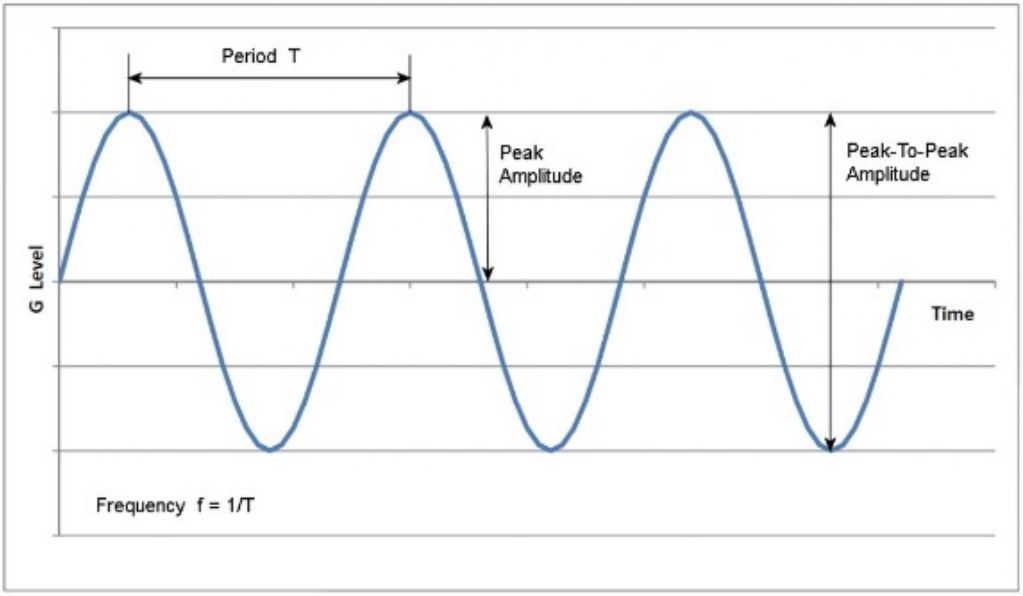


Figura 5.2-1: Perfil típico de una onda sinusoidal

Para los ensayos de vibraciones sinusoidales, la amplitud de la carga (0-pico o pico-pico, según se especifique) toma determinados valores en función de la frecuencia. La amplitud puede ser constante o variable con la frecuencia. Generalmente, se especifica en diferentes intervalos de frecuencias, y para cada intervalo se indica el valor de la intensidad de la aceleración en G, o el valor de la intensidad del desplazamiento en mm.

Un ejemplo de especificación de tests de vibraciones sinusoidales es el de la Figura 5.2-2. En este caso, el eje de abscisas representa el valor del desplazamiento en doble amplitud (pico-pico). Existen intervalos donde se indica el valor de la aceleración constante (en G) y en otros donde se especifican el valor del desplazamiento constante (en mm).

Para determinar cuál es el nivel de aceleración (en g) correspondiente a un nivel de desplazamiento (mm), se utiliza la ecuación de onda simple:

$x(t) = \frac{A}{1000}\sin(2\pi f t)$

Donde:

A: amplitud en mm.
x: valor de desplazamiento
f: valor de la frecuencia
t: valor del tiempo

Para obtener la aceleración, se deriva dos veces:

$\ddot{x}(t) = -4\pi^2 f^2 \frac{A}{1000}\sin(2\pi f t) = -9.81B\sin(2\pi f t)$

Donde:

B: amplitud de aceleración en g.

Obteniéndose la fórmula que relaciona el valor de la especificación en mm (A) con la aceleración correspondiente en g (B):

$$B(g) = 4\pi^2 \frac{A(mm)}{9810} f^2$$

Hay que destacar que si en un intervalo de frecuencias se especifica un valor constante de amplitud de desplazamiento (A), la aceleración no es constante en esa amplitud, ya que es función de la frecuencia (concretamente, depende del cuadrado de la frecuencia).

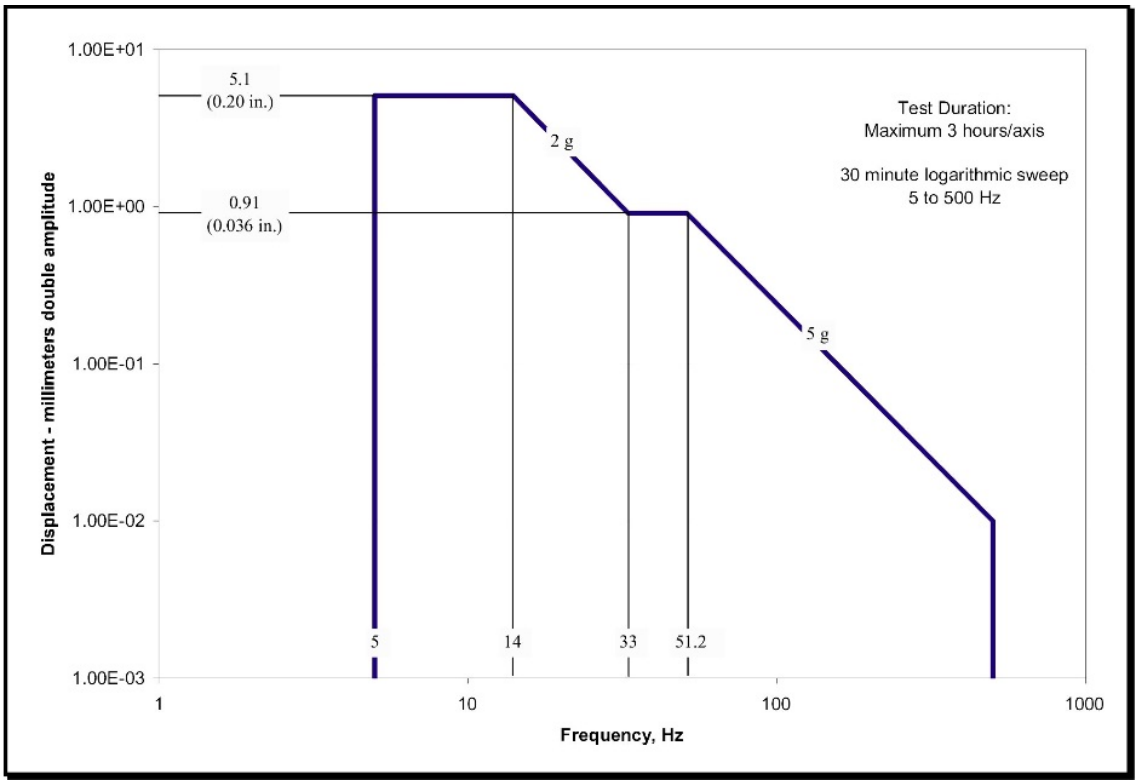


Figura 5.2-2: Ejemplo de perfil de especificación de test de vibraciones sinusoidales

A continuación se muestra las especificaciones para las vibraciones sinusoidales de los diferentes lanzadores.

5.2.3.1 Ariane 5

Sine	Frequency range (Hz)	Qualification levels (0-peak)	Protoflight levels (0-peak)	Acceptance levels (0-peak)
Longitudinal	2-5* 5-50 50-100	12.4 mm 1.25 g 1 g	12.4 mm 1.25 g 1 g	9.9 mm 1 g 0.8 g
Lateral	2-5 5-25 25-100	9.9 mm 1 g 0.8 g	9.9 mm 1 g 0.8 g	8.0 mm 0.8 g 0.6 g
Sweep rate		2 oct./min	4 oct./min	4 oct./min

Figura 5.2-3: Especificaciones de las vibraciones sinusoidales del lanzador Ariane 5 (Ref 30)

5.2.3.2 Soyuz

Sine	Frequency range (Hz)	Qualification levels (0-peak) g	Acceptance levels (0-peak) g
Longitudinal	1 – 5 (1)	0.52 g	0.40 g
	5 – 10	0.65 g	0.50 g
	10 – 20	1.04 g	0.80 g
	20 – 30	1.04 g	0.80 g
	30 – 40	0.65 g	0.50 g
	40 – 60	0.65 g	0.50 g
	60 – 100	0.39 g	0.30 g
Lateral	1 – 5 (1)	0.52 g	0.40 g
	5 – 10	0.78 g	0.60 g
	10 – 20	0.78 g	0.60 g
	20 – 30	0.52 g	0.40 g
	30 – 40	0.52 g	0.40 g
	40 – 60	0.39 g	0.30 g
	60 – 100	0.39 g	0.30 g

Figura 5.2-4: Especificaciones de las vibraciones sinusoidales del lanzador Soyuz (Ref 31)

5.2.3.3 Vega

Direction	Longitudinal		Lateral		Sweep rate (octave/min)
Frequency Band (Hz)	5 – 45	45 – 100	5 – 25	25 – 100	
Qualification levels (g)	1.0	1.25	1.0	0.62	2
Acceptance levels (g)	0.8	1.0	0.8	0.5	4

Figura 5.2-5: Especificaciones de las vibraciones sinusoidales del lanzador Vega (Ref 32)

5.2.4 Procedimiento de cálculo con MSC Nastran

Para simular las vibraciones inducidas durante el lanzamiento, se realiza un análisis de respuesta sinusoidal. Los valores de entrada del análisis vendrán dados por las especificaciones. Se deberán especificar las fuerzas o aceleraciones a las que se somete la estructura y el muescado (notched) de frecuencias en el que se produce. Los output del análisis suelen ser fuerzas, tensiones y aceleraciones.

Para realizar un análisis de vibraciones sinusoidales de cualquier modelo, se recomienda seguir los siguientes pasos:

- Crear el modelo de elementos finitos con un programa preprocesador (MSC Patran). Este modelo debe estar constituido por elementos cuyas propiedades materiales estén definidas. Para que este modelo sirva para cualquier tipo de análisis (estático, modos propios, random, etc…), se recomienda que no se defina inicialmente en el preprocesador ningún caso de carga ni ninguna restricción, ya que estos datos se introducirán en los cabeceros de los diferentes análisis.
- Configurar un análisis del modelo en el programa preprocesador con el objetivo de crear un fichero “.bdf” que contiene la información básica del modelo y que servirá como input para el programa MSC Nastran. Para ello, se debe seguir la siguiente secuencia en el programa preprocesador:
    - MSC Patran:
      ‘Analysis/Analyze/Entire Model/Analysis Deck’

- Abrir el fichero “.bdf” con un programa de texto y borrar las secciones iniciales (Executive Control, Case Control, el inicio de Bulk Data hasta antes de la definición de elementos o propiedades) y el comando final del archivo (ENDDATA). Estos elementos borrados son los que aparecen en el cabecero y por lo tanto, no debe haber duplicidades.
- Copiar uno de los cabeceros (se recomienda que sean los que se indican en el apartado 5.2.4.2) en el mismo directorio que el archivo “.bdf”. Los cabeceros son archivos “.dat” que indican los parámetros necesarios para realizar el análisis en MSC Nastran, y donde se especifican el tipo de análisis, los casos de carga, las restricciones la solicitación de los resultados del análisis.
- Adaptar el cabecero para que sea compatible con el archivo “.bdf” (en el comando del cabecero ‘include’, debe aparecer a continuación el nombre completo del archivo “.bdf”).
- Completar y adaptar el cabecero a cada modelo incluyendo la siguiente información que varía en cada modelo:
    - Definición de los sets que agrupan los nodos o elementos donde se solicitarán los resultados de aceleraciones, tensiones, etc.
    - Definir el factor de amortiguamiento dependiente de la frecuencia (TABDMP1) del modelo.
    - Cambiar los valores de la especificación de entrada (TABRND1). Es importante destacar que los valores definidos aquí son aceleraciones 0 – pico medidos en g. En muchos casos, las especificaciones vienen con valores pico – pico (estos valores se tendrán que dividir por 2), o hay rangos que vienen especificados en mm (habrá que utilizar la fórmula del apartado 5.2.3 para obtener la aceleración correspondiente).
    - Definir los elementos rígidos RBE2 que unen los elementos duplicados de la interfaz con el nodo de aplicación de la aceleración carga sinusoidal.
    - Definir los nodos duplicados de los nodos de la interfaz. Se debe copiar las coordenadas de los nodos de la interfaz e incluirlas en el cabecero como coordenadas de sus nodos duplicados.
    - Definir los CELAS que unen los nodos duplicados con los de la interfaz.
- Abrir el programa MSC Nastran, seleccionar el archivo del cabecero (“.dat”) y ejecutar el análisis.
- Al finalizar el análisis, se crea un conjunto de archivos de salida. Para ver directamente los resultados numéricos del análisis, se puede abrir el archivo “.f06” donde se muestra en forma de listas de números los resultados solicitados en el cabecero.
- Se puede importar los resultados en el programa posprocesador para visualizar sobre el modelo determinados resultados del análisis (deformaciones, desplazamientos, tensiones, etc…).
    - MSC Patran:
      ‘Analysis/Access Results/Attach XDB/Result Entities’

- Comprobar que los resultados del análisis son los esperados.

5.2.4.1 Cabecero del análisis de vibraciones sinusoidales

A medida que el usuario se va familiarizando con el manejo de MSC Nastran - MSC Patran, es una práctica recomendable modificar los análisis desde la propia tarjeta, que será un archivo “.dat”. De esta manera es más sencillo cambiar los parámetros que se desea obtener del modelo (que suelen ser los mismos o parecidos en la mayoría de los análisis sinusoidales) y simplemente habrá que introducir el nombre del archivo “.bdf” del modelo en el comando ‘include’ del archivo, ahorrando de esta manera un tiempo considerable.

El cabecero es la parte inicial de cualquier fichero de entrada de MSC Nastran que indica un conjunto de parámetros relacionados con la forma de realizar el análisis, la aplicación de los

casos de carga (fuerzas y restricciones) y los resultados exigidos. A continuación, se indican los parámetros que deben aparecer en un análisis estándar y se muestra posteriormente los cabeceros recomendados.

Estos son los comandos del cabecero:

EXECUTIVE CONTROL

- Sol 111: especifica que la solución corresponde con un análisis de respuesta en frecuencia. En este caso sirve para el análisis de vibraciones sinusoidales.
- Time 1000: Indica el tiempo máximo de ejecución del análisis en minutos. Es recomendable indicarlo explícitamente en aquellos análisis que requieran mucho tiempo de ejecución.
- CEND: el final del Executive Control.

CASE CONTROL

- AUTOSPC = YES: Establece que el programa imponga restricciones SPC de forma automática a aquellos DOF que necesiten ser restringidos.
    - Es útil para restringir los DOF rotacionales de los elementos sólidos.
    - Es recomendable que aparezca la lista de los DOF restringidos en las primeras fases del análisis para comprobar cuáles son los DOF que han sido restringidos y averiguar por qué.
    - En la fase final, cuando está todo correctamente, se recomienda no imprimir la lista de DOF restringidos
      AUTOSPC(NOPRINT)=YES
- LINES: Especifica el número de líneas por página del archivo de salida. Es recomendable darle un valor alto (50000) para el análisis de modos propios o de vibraciones y evitar que los datos sean cortados por páginas distintas.
- TITLE: Indica el título del análisis.
- SUBTITLE: Indica el subtítulo del análisis.
- ECHO: Para establecer si se quiere o no y de qué manera los datos del Bulk Data en el fichero de salida del Nastran.
    - ECHO = NONE: No se quiere que aparezcan estos datos en el fichero de salida.

- SPC: Indica el ID de la condición de contorno.
  SPC = 1 (SPC para el nodo de aplicación de la carga).

- METHOD = n: Selecciona el set para análisis de autovalores reales (EIGRL).
- DLOAD = n: Selecciona el set de una entrada del Bulk Data DLOAD, RLOAD1, RLOAD2, TLOAD1, TLOAD2, o ACSRCE. Sirve para añadir la fuerza aplicada de tipo de carga dinámica o fuente acústica en problemas de respuesta en frecuencia.
- SDAMPING = n: Selecciona el set de una entrada del Bulk Data TABDMP1 o TABLEDi. Sirve para añadir amortiguamiento como función de la frecuencia.
- FREQUENCY = n: Selecciona el set de frecuencias forzadas (FREQi) para ser resueltas en problemas de respuesta en frecuencia.

- Set 99 = IDNMG: Indica la creación del set 99 para el nodo donde se aplica la carga. El ID de este nodo (IDNMG) debe ser lo suficientemente diferenciable de la numeración ordinaria de los nodos del modelo, es decir debe encontrarse fuera de todos los rangos de numeración definidos para los nodos del modelo.
- Set n: Indica la creación de un set con los nodos donde se desea medir las aceleraciones u otros parámetros.
- Set 102: Indica la creación de un set que agrupe todos los elementos CELAS2 que unen los DOF traslacionales de los nodos de la interfaz con sus duplicados. Este set servirá para solicitar las fuerzas en los elementos CELAS2. Además, para que los resultados de

las fuerzas de los CELAS queden ordenados en el archivo de salida .f06, se debe incluir en este set uno de los CELAS de rotación por cada pareja de nodos.

- STRESS(SORT1, PHASE, VONMISES, BILIN) = n: Solicita las tensiones en los elementos pertenecientes al grupo n.
    - SORT1: Los resultados se presentan en forma de lista tabulada de elementos por cada frecuencia.
    - PHASE: Los resultados de números complejos se presentan con formato polar (magnitud y ángulo en grados).
    - VONMISES: Los resultados son las tensiones de Von Mises.
    - BILIN: Se solicita además las tensiones en los nodos (además de en el centro de cada elemento) de los elementos CQUAD4, CQUADR y CTRIAR usando extrapolación bilineal.
- ACCELERATION(SORT2, PRINT, PHASE) = n: Solicita el vector de la aceleración en los nodos del set n. Sirve para medir la aceleración en determinados puntos del modelo, donde se supone que es interesante conocer este valor para poder compararlo con el modelo real.
    - SORT2: Los resultados se presentan en forma de lista tabulada de frecuencias o tiempos por cada nodo.
    - PRINT: El medio de salida será el archivo .f06.
    - PHASE: Los resultados de números complejos se presentan con formato polar (magnitud y ángulo en grados).
- FORCES(SORT2, PRINT, PHASE) = n: Solicita la fuerza de los elementos pertenecientes al set n. Generalmente, este set corresponde con el set de los CELAS.
    - SORT2: Los resultados se presentan en forma de lista tabulada de frecuencias o tiempos por cada elemento.
    - PRINT: El medio de salida será el archivo .f06.
    - PHASE: Los resultados de números complejos se presentan con formato polar (magnitud y ángulo en grados).
- OUTPUT (XYPLOT): Solicita la creación e impresión de una gráfica X-Y con los resultados. Este comando es opcional.
    - XYPEAK, XYPUNCH, ACCE/: Son comandos adicionales que indican la forma de generar las gráficas.
    - XYPEAK: Imprime los valores máximos y mínimos de y para un rango especificado de x.
    - XYPUNCH: Genera un output con forma de tabla indicando los valores de x e y
    - ACCE: Los valores de y corresponde con el valor de la aceleración en un nodo especificado a continuación.
      OUTPUT(XYPLOT)
      XYPEAK,XYPUNCH,ACCE/ 859999(T1) (ejemplo)

BULK DATA

- BEGIN BULK: Define el comienzo del Bulk Data.
- PARAM GRDPNT 0: Este parámetro sirve para el cálculo de la masa del modelo referenciado en el origen de coordenadas básico. Es un comando opcional.
- PARAM, RESVEC: Establece si se quiere la información del vector residual del análisis de modos propios.
- PARAM POST 0: Para establecer que el output sea fichero apropiado compatibles con MSC Patran, en este caso, el 0 corresponde con un archivo .xdb.

- SPC1: Crea la restricción de punto único localizado en el nodo donde se sitúa se aplica la carga (en el ejemplo, ID = 859999) y se restringe todos los grados de libertad.
    - SPC1 1 123456 859999 (ejemplo)

- RLOAD2: Define una excitación dinámica dependiente de la frecuencia. Se compone de dos parámetros, el parámetro SPCD que define la dirección de la carga y el factor de escala de 9,81 y el parámetro TABLED1, que indica los valores en g dependientes de la frecuencia de la aceleración de entrada. La entrada RLOAD2 necesita la definición de las entradas SPCD y TABLED1 que se indican a continuación.
    - RLOAD2 50, 11, 12 (ejemplo)

- SPCD: Define el valor de la aceleración forzada (9.81 m/s^2) y su dirección (en el ejemplo dirección 1) para el análisis de vibraciones sinusoidales. La dirección debe cambiarse cuando se quiera aplicar la carga según la dirección X (1), Y (2) o Z (3).
    - SPCD,11,859999,1,9.81 (ejemplo)

- TABLED1: Especifica los valores dependientes de la frecuencia de la carga sinusoidal de entrada en g (valores 0 – pico).
    - TABLED1 12
      2 0. 4. 2.891 6. 2.5 100. 2.5
      ENDT (ejemplo)

- TABDMP1: Define el amortiguamiento modal como función tabulada de la frecuencia natural. En el ejemplo, el amortiguamiento es crítico y constante con valor de 0.03.
    - TABDMP1 20 CRIT
      0. 0.03 2000. 0.03 ENDT (ejemplo)

- FREQ1: Define las divisiones en el rango de frecuencias para los resultados. En este caso, se trata de divisiones a intervalos regulares.
    - FREQ1 40 2. 1. 98 (ejemplo)
- FREQ4: Define las divisiones en el rango de frecuencias para los resultados. En este caso, concentra más divisiones en las zonas cercanas a los picos de la solución.
    - FREQ4 40 2. 100. 0.2 3 (ejemplo)
- EIGRL: Define el rango de frecuencias de la solución del análisis de modos propios con el método Lanczos. En el ejemplo, el rango es desde 0 hz hasta 100 hz.
    - EIGRL 10 0. 100. (ejemplo)

- GRID: Se debe definir los nodos adicionales al modelo. Se deben definir los siguientes nodos:
    - Los nodos duplicados de los nodos de la interfaz.
    - El nodo donde se aplica la aceleración forzada.

- CELAS2: Define los elementos elásticos que une cada pareja definida por un nodo de la I/F del modelo con su nodo duplicado.
    - En el caso de que la interfaz se defina mediante elementos de unión roscado (tornillos), se debe definir 5 CELAS2 por cada pareja de nodos, ya que debe unir todos los DOF salvo el giro de rotación sobre el eje de cada tornillo.

- RBE2: Se debe definir el elemento rígido que une el nodo donde se aplica la carga con los nodos duplicados de la I/F del modelo. Se puede definir más de un RBE2.

- INCLUDE: Es el comando que permite unir la cabecera con los datos del modelo (Bulk Data). El archivo es .bdf.
  INCLUDE 'Nombre_del_archivo_del_Bulk_Data.bdf’.
- ENDDATA

5.2.4.2 Ejemplos de cabeceros de análisis de vibraciones sinusoidales

```
ID SINE,TEST
SOL 111
TIME 1000
CEND
AUTOSPC(NOPRINT)=YES
LINES=50000
     TITLE = SINE VIBRATION
     SUBTITLE =
     LABEL = Y-DIRECTION SINE INPUT
     ECHO = NONE
     SPC      = 1
     METHOD   = 1
     DLOAD    = 10
     SDAMPING = 20
     FREQ     = 40
     SET 99 = 859999
set 104 = 859999,84091,84124,10183,10234,15204,15211,20020
set 102 = 2010,2011,2012,2013,2020,2021,2022,2023,2030,2031,2032,2033,
2040,2041,2042,2043,2050,2051,2052,2053,2060,2061,2062,2063,2070,2071,
2072,2073,2080,2081,2082,2083,2090,2091,2092,2093,2100,2101,2102,2103,
2012,2013,2110,2111,2112,2113,2120,2121,2122,2123
$set 111 = 4000000, THRU 4019651, 5000000, THRU 5016257, 6000000, THRU 6000735,
$6500000, THRU 6500133, 7000000, THRU 7008013, 7500000, THRU 7500198, 10000000,
$THRU 10006635
     $STRESS(SORT2,PHASE,VONMISES,BILIN)=ALL
     $ACCELERATION(SORT2,PRINT,PHASE) = 99
     ACCELERATION(SORT2,PRINT,PHASE) = 104
     FORCES(sort2,print,phase)=102
     $DISPLACEMENT(SORT1,REAL)=ALL
     $STRESS(SORT1,phase,VONMISES,BILIN)=111
     $OUTPUT(XYPLOT)
     $XYPEAK,XYPUNCH,ACCE/ 859999(T1)
BEGIN BULK
$
$PARAM,AUTOSPC,YES
PARAM,GRDPNT,0
PARAM,RESVEC,YES
PARAM,POST,0
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
SPC1           1  123456  859999
RLOAD2,10,11,,,12,,ACCE
SPCD,11,859999,1,9.81
$
TABLED1  12
         2       0.      4.      2.891   6.      2.5     100.    2.5
                 ENDT
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
TABDMP1 20      CRIT
         0.      0.03    2001.   0.03    ENDT
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
$FREQ1    40      95.        1.     5
FREQ1,40,2.0,1.0,98
FREQ4,40,2.,100.,0.2,3
$
EIGRL      1      0.    2000.              0                    MASS
```

Figura 5.2-6: Ejemplo cabecero de un archivo Nastran para análisis de vibraciones sinusoidales (Parte 1)

```
$ Definition of the nodes for SHAKER
GRID     859999         -4.19E-3-4.95E-4 2.25E-1
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
$ Definition of the I/Fs duplicated nodes. This is done to put a CELAS2 between
$ each pair, in order to recover the Force
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
GRID    11000100        -.083819-.083823-.046495
GRID    11000101        -.030925-.114361-.046656
GRID    11000102        .0301477-.114361-.047096
GRID    11000103        .0830379-.083823-.047697
GRID    11000104        .113572 -.030932-.048297
GRID    11000105        .113569 .0301418-.048737
GRID    11000106        .0830292.0830335-.048898
GRID    11000107        .0301359.113571 -.048737
GRID    11000108        -.030937.113571 -.048297
GRID    11000109        -.083819.0830243-.047697
GRID    11000110        -.114363.0301418-.047096
GRID    11000111        -.11436 -.030932-.046656
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
$ CELAS2 joining 6 DOFs between I/F node and its duplicate one
CELAS2   2010    1.0E10 11000100    1   10000100   1
CELAS2   2011    1.0E10 11000100   2    10000100   2
CELAS2   2012    1.0E10 11000100   3    10000100   3
CELAS2   2013    1.0E10 11000100   4    10000100   4
CELAS2   2014    1.0E10 11000100   5    10000100   5
$CELAS2   2015    1.0E10 11000100   6    10000100   6
CELAS2   2020    1.0E10 11000101   1    10000101   1
CELAS2   2021    1.0E10 11000101   2    10000101   2
CELAS2   2022    1.0E10 11000101   3    10000101   3
CELAS2   2023    1.0E10 11000101   4    10000101   4
CELAS2   2024    1.0E10 11000101   5    10000101   5
$CELAS2   2025    1.0E10 11000101   6    10000101   6
CELAS2   2030    1.0E10 11000102   1    10000102   1
CELAS2   2031    1.0E10 11000102   2    10000102   2
CELAS2   2032    1.0E10 11000102   3    10000102   3
CELAS2   2033    1.0E10 11000102   4    10000102   4
CELAS2   2034    1.0E10 11000102   5    10000102   5
$CELAS2   2035    1.0E10 11000102   6    10000102   6
CELAS2   2040    1.0E10 11000103   1    10000103   1
CELAS2   2041    1.0E10 11000103   2    10000103   2
CELAS2   2042    1.0E10 11000103   3    10000103   3
CELAS2   2043    1.0E10 11000103   4    10000103   4
CELAS2   2044    1.0E10 11000103   5    10000103   5
$CELAS2   2045    1.0E10 11000103   6    10000103   6
$ Multipoint Constraints of the Entire Model
RBE2    860000  859999  123456  110001001100010111000102110001 03
                                110001041100010511000106110001 07
                                110001081100010911000110110001 11
$ Referenced Coordinate Frames
$
INCLUDE 'US2_sin_v1.1_x_20140217.bdf'
$
ENDDATA
```

Figura 5.2-7: Ejemplo cabecero de un archivo Nastran para análisis de vibraciones sinusoidales (Parte 2)

5.2.4.3 Análisis de resultados

Cuando se ejecuta un análisis con el programa MSC Nastran, se genera un conjunto de archivos de salida. Algunos de ellos pueden abrirse mediante procesadores de texto que permiten ver los resultados numéricos directamente, mientras que otros archivos sirven como input para visualizar los resultados en los programas posprocesadores.

El archivo de salida que se utiliza para ver los resultados numéricos es el que termina en “.f06”. En él aparece una copia de los comandos y estamentos del cabecero y en algunos casos se puede solicitar que aparezca también una copia del Bulk data. Posteriormente, aparecen determinados

mensajes de información, aviso o errores fatales. Finalmente, aparece el contenido con los resultados solicitados.

La primera revisión que se debe realizar es que no se haya producido ningún error en la ejecución del análisis. Para ello, se debe buscar si ha aparecido algún mensaje de error fatal (FATAL MESSAGE) en el archivo de salida “.f06”. En caso de encontrarlo, se debe identificar las causas del error y corregir ese error para que no vuelva a aparecer en la siguiente ejecución de análisis. Una vez identificado y corregido las causas de los errores fatales, se ejecuta de nuevo el análisis hasta que no aparezca ningún mensaje de error fatal. En este caso, el análisis se ha ejecutado sin ninguna incidencia.

El siguiente paso es encontrar los mensajes de aviso (WARNING MESSAGE) y determinar si son importantes o que puedan indicar algún fallo que afecte seriamente a los resultados del análisis. En tal caso, se debe proceder igual que con los errores fatales. Se debe identificar las causas y corregir el error. Se ejecuta de nuevo y se verifica que los mensajes anteriores no vuelven a aparecer.

Llegados a este punto, se supone que el análisis ha sido ejecutado correctamente y lo que queda por ver es si los resultados obtenidos son los esperados.

Para los análisis de vibraciones sinusoidales, el archivo de resultados “.f06” tiene los siguientes resultados:

- OLOAD RESULTANT: Resultante de las fuerzas y momentos aplicados referenciados en el origen del sistema de coordenadas básico.

OLOAD RESULTANT

SUBCASE/ DAREA ID	LOAD TYPE	T1	T2	T3	R1	R2	R3
11	FX	0.000000E+00	----	----	----	0.000000E+00	0.000000E+00
	FY	----	0.000000E+00	----	0.000000E+00	----	0.000000E+00
	FZ	----	----	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	----
	MX	----	----	----	0.000000E+00	----	----
	MY	----	----	----	----	0.000000E+00	----
	MZ	----	----	----	----	----	0.000000E+00
	TOTALS	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00

Figura 5.2-8: OLOAD RESULTANT en un archivo .f06

- REAL EIGENVALUES: Lista con los autovalores reales obtenidos tras el análisis.

R E A L E I G E N V A L U E S
(BEFORE AUGMENTATION OF RESIDUAL VECTORS)

MODE NO.	EXTRACTION ORDER	EIGENVALUE	RADIANS	CYCLES	GENERALIZED MASS	GENERALIZED STIFFNESS
1	1	1.144460E+03	3.382987E+01	5.384191E+00	1.000000E+00	1.144460E+03
2	2	1.082709E+05	3.290454E+02	5.236920E+01	1.000000E+00	1.082709E+05
3	3	1.101094E+05	3.318274E+02	5.281197E+01	1.000000E+00	1.101094E+05
4	4	4.571933E+05	6.761607E+02	1.076143E+02	1.000000E+00	4.571933E+05
5	5	6.741613E+05	8.210732E+02	1.306779E+02	1.000000E+00	6.741613E+05
6	6	7.298114E+05	8.542900E+02	1.359645E+02	1.000000E+00	7.298114E+05
7	7	7.312602E+05	8.551375E+02	1.360994E+02	1.000000E+00	7.312602E+05
8	8	7.326517E+05	8.559507E+02	1.362288E+02	1.000000E+00	7.326517E+05
9	9	1.249723E+06	1.117910E+03	1.779209E+02	1.000000E+00	1.249723E+06
10	10	1.677471E+06	1.295172E+03	2.061331E+02	1.000000E+00	1.677471E+06

Figura 5.2-9: REAL EIGENVALUES (before augmentation) en un archivo .f06

R E A L E I G E N V A L U E S
(AFTER AUGMENTATION OF RESIDUAL VECTORS)

MODE NO.	EXTRACTION ORDER	EIGENVALUE	RADIANS	CYCLES	GENERALIZED MASS	GENERALIZED STIFFNESS
1	1	1.144460E+03	3.382987E+01	5.384191E+00	1.000000E+00	1.144460E+03
2	2	1.082709E+05	3.290454E+02	5.236920E+01	1.000000E+00	1.082709E+05
3	3	1.101094E+05	3.318274E+02	5.281197E+01	1.000000E+00	1.101094E+05
4	4	4.571933E+05	6.761607E+02	1.076143E+02	1.000000E+00	4.571933E+05
5	5	6.741612E+05	8.210732E+02	1.306779E+02	1.000000E+00	6.741612E+05
6	6	7.298112E+05	8.542899E+02	1.359645E+02	1.000000E+00	7.298112E+05
7	7	7.312602E+05	8.551376E+02	1.360994E+02	1.000000E+00	7.312602E+05
8	8	7.326517E+05	8.559507E+02	1.362288E+02	1.000000E+00	7.326517E+05
9	9	1.249723E+06	1.117910E+03	1.779209E+02	1.000000E+00	1.249723E+06
10	10	1.677471E+06	1.295172E+03	2.061331E+02	1.000000E+00	1.677471E+06

Figura 5.2-10: REAL EIGENVALUES (after augmentation) en un archivo .f06

- COMPLEX ACCELERATION VECTOR: Lista con los 6 componentes (módulo y fase) de las aceleraciones complejas en función de las frecuencias por cada nodo al que se ha solicitado las aceleraciones.

Y-DIRECTION SINE INPUT
POINT-ID = 10183

C O M P L E X A C C E L E R A T I O N V E C T O R
(MAGNITUDE/PHASE)

FREQUENCY	TYPE	T1	T2	T3	R1	R2	R3
2.000000E+00	G	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
		0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
3.000000E+00	G	1.419389E+01	1.548903E-04	3.218740E-04	7.779129E-04	7.267024E-02	7.182168E-04
		359.9998	359.8504	359.8127	359.6886	359.8154	179.8152
4.000000E+00	G	2.840895E+01	5.512979E-04	1.147425E-03	2.795903E-03	2.589902E-01	2.555735E-03
		359.9996	359.8072	359.7468	359.5898	359.7534	179.7634
4.307353E+00	G	2.782608E+01	6.260314E-04	1.304245E-03	3.183027E-03	2.943282E-01	2.902077E-03
		359.9995	359.7990	359.7241	359.5618	359.7343	179.7558
5.000000E+00	G	2.651336E+01	8.016406E-04	1.679349E-03	4.102520E-03	3.784261E-01	3.711625E-03
		359.9991	359.8783	359.6295	359.5476	359.6927	179.8969
5.384191E+00	G	2.578562E+01	9.096866E-04	1.890740E-03	4.654241E-03	4.272026E-01	4.230095E-03
		359.9989	0.6095	359.2672	359.8911	359.6812	181.0871

Figura 5.2-11: COMPLEX ACCELERATION VECTOR en un archivo .f06

- COMPLEX STRESSES IN ELEMENTS: Lista con los valores de las tensiones complejas (módulo y fase) para cada elemento en función de la frecuencia.

X-DIRECTION SINE INPUT (STRESS)
ELEMENT-ID = 22000

C O M P L E X S T R E S S E S I N B A R E L E M E N T S (C B A R)
(MAGNITUDE/PHASE)

FREQUENCY		LOCATION 1	LOCATION 2	LOCATION 3	LOCATION 4	AVERAGE AXIAL STRESS
4.300000E+01	ENDA	2.627315E+05	3.332117E+05	2.627315E+05	3.332117E+05	5.272234E+04
		350.5220	170.3784	170.5220	350.3784	170.5565
	ENDB	3.867322E+04	3.692642E+04	3.867322E+04	3.692642E+04	
		169.6484	348.9962	349.6484	168.9962	

Figura 5.2-12: COMPLEX STRESSES de elementos BAR en un archivo .f06

X-DIRECTION SINE INPUT (STRESS)
ELEMENT-ID = 12526

C O M P L E X S T R E S S E S I N Q U A D R I L A T E R A L E L E M E N T S (Q U A D 4)
(MAGNITUDE/PHASE) OPTION = BILIN

FREQUENCY	GRID-ID	FIBER DISTANCE	NORMAL-X	NORMAL-Y	SHEAR-XY
			- STRESSES IN ELEMENT COORDINATE SYSTEM -		
4.300000E+01	CEN/4	-2.500000E-03	8.541765E+05 / 355.2293	4.311836E+04 / 172.4884	3.521041E+05 / 351.8591
		2.500000E-03	8.522198E+05 / 355.2325	8.899315E+04 / 172.1226	2.724413E+05 / 170.7822
	12872	-2.500000E-03	7.862632E+05 / 354.8439	1.106848E+05 / 353.4686	3.521041E+05 / 351.8591
		2.500000E-03	5.660476E+05 / 356.0138	9.525443E+04 / 353.8986	2.724413E+05 / 170.7822
	12873	-2.500000E-03	7.862632E+05 / 354.8439	1.969144E+05 / 173.0394	3.521041E+05 / 351.8591
		2.500000E-03	5.660476E+05 / 356.0138	2.732109E+05 / 172.7417	2.724413E+05 / 170.7822

Figura 5.2-13: COMPLEX STRESSES de elementos QUAD4 en un archivo .f06

5.3 ANÁLISIS DE VIBRACIONES ALEATORIAS

5.3.1 Teoría y fórmulas

Las cargas acústicas y la capa turbulenta se transforman en vibraciones mecánicas en el vehículo lanzador, lo que afecta al vehículo espacial en su base.

En general, las cargas de vibraciones aleatorias son especificadas para instrumentos, cajas de equipos, etc. Se asume que las aceleraciones aleatorias son estacionarias y ergódicas (ergodic).

La siguiente tabla, que debe servir a modo de ejemplo, muestra las cargas mecánicas aleatorias para el Ariane 4 L/V.

Rango de frecuencias (hz)	**Densidad espectral de potencia (PSD) (g/hz^2)**	**Aceleración rms (g)**
20-150	+6dB/octava	7.3
150-700	0.04	
700-2000	-3dB/octava	

Tabla 5.3-1: Especificaciones del ensayo de vibraciones aleatorias del lanzador Ariane 4 L/V

Las ecuaciones que se definen a continuación pueden encontrarse en las referencias de forma más desarrollada (*Ref 20, J. Wijker: “Spacecraft Structures”*).

El valor de la media cuadrática (rms) de una señal periódica x(t) con un periodo T=1/f (s) se define como:

$$x_{rms} = \left[\frac{1}{T}\int_{to}^{to+T}\{x(t)\}^2 dt\right]^{1/2}$$

Siendo t_0 un instante inicial de tiempo arbitrario. Para una señal aleatoria x(t), el x_{rms} se define como:

$$x_{rms} = \left[\frac{1}{T}\int_{-T/2}^{T/2} x(t)^2 dt\right]^{1/2}$$

La función de auto-correlación se define como:

$$R_{xx}(\tau) = \left[\lim_{T\to\infty}\frac{1}{T}\int_{-T/2}^{T/2} x(t)x(t+\tau)dt\right]^{1/2}$$

Se puede demostrar que:

$$R_{xx}(0) = x_{rms}^2$$

La función de la densidad espectral de potencia (PSD) de la función x(t) está definida como la transformada de Fourier de su función de auto-correlación:

$$S_{xx} = \frac{1}{2\pi}\int_{-\infty}^{\infty} R_{xx}(\tau)e^{-j\omega\tau}d\tau$$

Resulta más práctico definir la densidad espectral de potencia en ciclos por segundo (Hz, cps).

$$W_{xx}(f) = 2S_{xx}(\omega)$$

Las dimensiones de Wxx son unidades^2/Hz (normalmente se emplearán g^2/Hz).

La definición de unidad de decibelio por octava viene dada por:

$$10log\left[\frac{W(f2=2f)}{W(f1=f)}\right]=r \text{ ; (dB/oct)}$$

Una banda de octava viene dada por:

$$\frac{f_2}{f_1}=2^1$$

El número de octavas en cualquier caso se calcula mediante la siguiente expresión:

$$\frac{f_y}{f_{ref}}=2^y$$

Siendo f_y la frecuencia considerada, f_{ref} la frecuencia de referencia e y el número de octavas. Operando la expresión anterior puede obtenerse:

$$y=\frac{log\frac{f_y}{f_{ref}}}{log2}$$

En el caso de que el número de octavas y el número de decibelios por octava sean conocidos, puede calcularse el crecimiento o decrecimiento de la densidad espectral de potencia.

$$10log\frac{W(f_y)}{W(f_{ref})}=yr$$

Con lo que se llegará finalmente a la siguiente expresión:

$$W(f_y)=W(f_{ref})\left(\frac{f_y}{f_{ref}}\right)^{r/3}$$

5.3.2 Ensayo de vibraciones aleatorias

El test de vibraciones aleatorias se clasifica como test ambiental estructural. Consiste en la aplicación de cargas vibratorias de carácter aleatorio a elevadas frecuencias de excitación. Este ambiente de carga simula las condiciones que se encuentra el satélite en determinados momentos de la misión, pero principalmente durante la fase de ascenso.

En los ensayos a nivel de elemento, es decir, cuando se ensaya al satélite completo, se debe disponer del vehículo espacial en su configuración de lanzamiento sobre un montador con la suficiente rigidez que asegure que no interfiera inadecuadamente a los resultados del test. Se debe colocar, al menos, un acelerómetro en la base del adaptador para lograr las mediciones necesarias. En ocasiones, la instalación del montador y del vibrador es la misma que en la ejecución del test de vibraciones sinusoidales. Se debe aplicar la carga vibratoria en cada uno de los tres ejes perpendiculares, tanto en los ensayos a nivel elemento como a nivel de equipos.

Los niveles de intensidad y las duraciones de los test son mayores en la campaña de calificación que en la de aceptación. Los niveles de intensidad dependen de los requisitos que imponga la autoridad lanzadora en su manual de usuario, pero se puede tomar como referencia los niveles recomendados en el estándar ECSS-E-ST-10-03C.

El test de vibraciones aleatorias se puede suprimir en el caso de que se haya realizado el ensayo acústico y viceversa. Por ejemplo, para el caso de microsatélites o minisatélites, es más determinante realizar el ensayo de vibraciones aleatorias que los test acústicos, ya que estos últimos son más recomendables en satélites extensos o con apéndices o con paneles de gran superficie.

5.3.3 Especificaciones

Los lanzadores especifican los valores que deben soportar los vehículos espaciales que viajen como carga de pago. Las especificaciones suelen venir en forma de tablas que muestran los máximos niveles de intensidad para cada rango de frecuencia y diferenciando entre valores de calificación y valores de aceptación. En general, los valores son mayores para la etapa de calificación que la de aceptación. Cuando una estructura es analizada en los programas de elementos finitos, se debe demostrar que puede soportar los valores de calificación.

A diferencia de las vibraciones sinusoidales, donde se define un valor de intensidad para cada frecuencia o para cada intervalo de frecuencia, las vibraciones aleatorias contienen todas las frecuencias simultáneamente. Por lo tanto, se debe utilizar la matemática estadística para definir este tipo de vibraciones mediante una distribución estadística que indique la probabilidad de la intensidad de la carga en función de la frecuencia.

Para indicar la intensidad de las vibraciones aleatorias se utiliza el parámetro de la densidad espectral de potencia PSD, que es un valor estadístico que se suele medir en g^2/Hz. Este parámetro se define en función de la frecuencia, obteniéndose unas curvas como las que aparecen en la gráfica de la Figura 5.3-1.En este tipo de gráficas, se suele emplear las escalas logarítmicas para los ejes de abscisas (Hz) y ordenadas (g^2/Hz). Las pendientes rectas indican una variación constante en dB/oct.
Para indicar la energía global de aceleración de las vibraciones aleatorias se emplea el parámetro de la raíz cuadrática media (g_{rms}), que es la raíz cuadrada de la integral de la curva intensidad (g^2/Hz) – frecuencia (Hz).

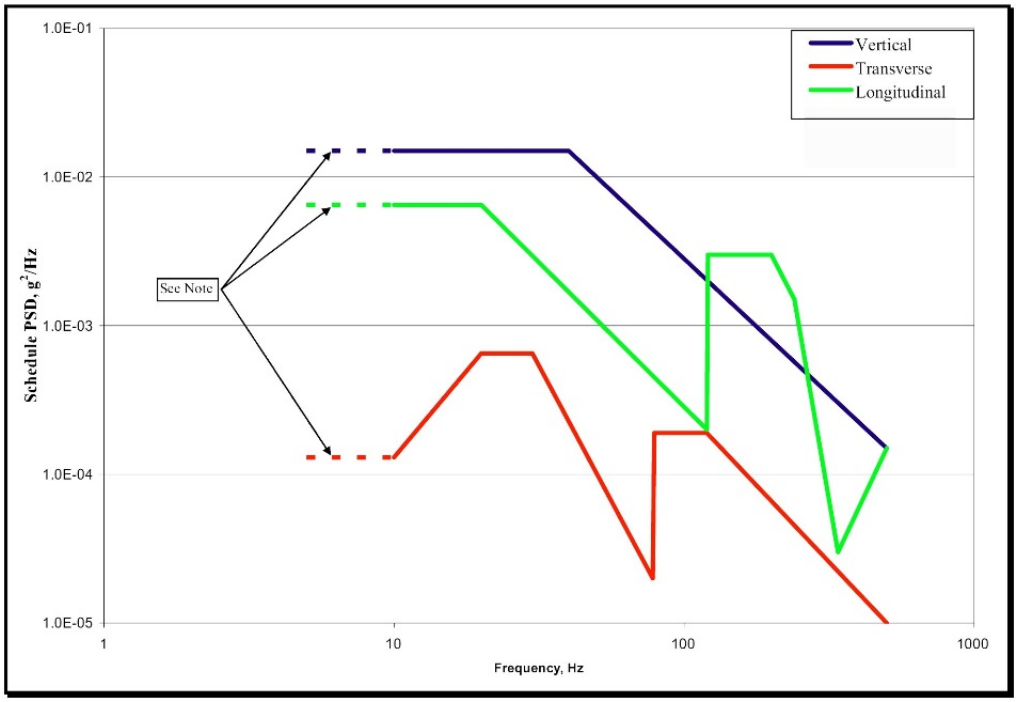


Figura 5.3-1: Ejemplo de especificación de vibraciones aleatorias

Las curvas de especificaciones para un equipo o satélite se crean a partir de las curvas de aceleraciones (g^2/Hz) que se hayan determinado (por tests o por análisis) en la interfaz de ese equipo con el sistema donde vaya acoplado o unido. Generalmente, una curva de aceleraciones tiene una forma compleja que incluye picos y valles como las que aparece en la Figura 5.3-3.
Antes de crear la curva de especificaciones, se debe asegurar que los valores de la curva de aceleraciones o de respuesta corresponda con una distribución que supere el 99,7% de los valores de intensidad de las aceleraciones, es decir, que incluya 3 veces la desviación típica de una distribución normal (ver Figura 5.3-2).

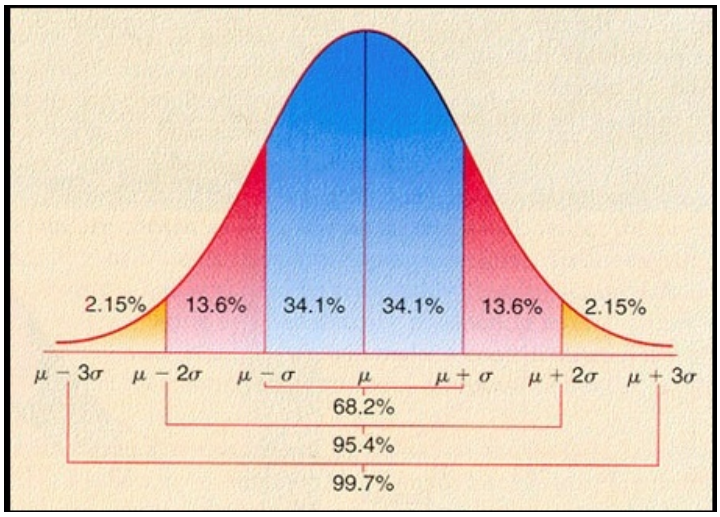


Figura 5.3-2: Curva de una distribución estadística Gaussiana

Las curvas que definen las especificaciones de los tests de vibraciones aleatorias deben cumplir unos determinados criterios. La NASA recomienda utilizar las siguientes directrices para elaborar las especificaciones de vibraciones aleatorias para componentes espaciales:

- La curva de especificaciones para un determinado equipo o componente debe situarse por encima de la curva de los valores medidos o simulados de las aceleraciones de la interfaz del equipo. Es decir, debe ser la envolvente que supere los valores de las aceleraciones.
- La curva de especificaciones debe situarse siempre por encima de las siguientes curvas:
    - La curva de Minimum Workmanship.
    - La curva de especificación impuesta al satélite que contiene al equipo.
- Las bandas de frecuencia deberían ser mayores de 10 Hz.
- Los picos afilados pueden cortarse por encima de la mitad de su valor máximo (-3dB). Por ejemplo, si un pico alcanza un valor de 0.52 g^2/Hz, se puede cortar por encima de 0.26 g^2/Hz en la especificación.
- Las pendientes ascendentes no deberían superar los 25 dB/oct. Las pendientes descendientes no deberían ser menores de -25 dB/oct.
- Se suele bajar la curva en los valles que sean grandes.
- Intentar que el nivel cuadrático medio (g_{rms}) de la especificación no sea mayor de 1.25 veces el nivel g_{rms} de la curva de aceleraciones.

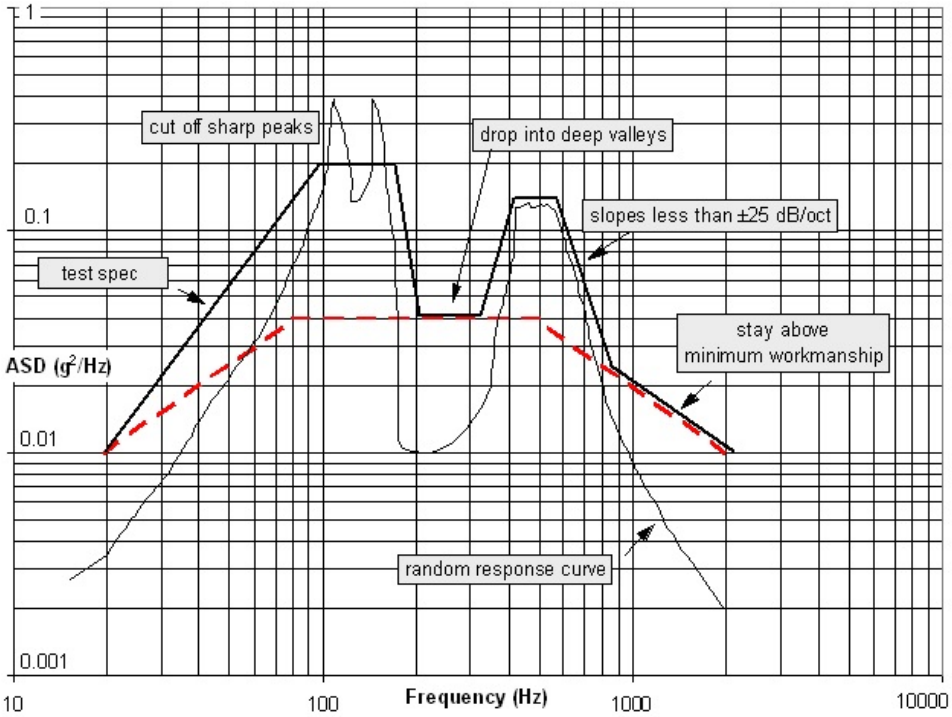


Figura 5.3-3: Ejemplo de creación de una curva de especificaciones de vibraciones aleatorias

A continuación se muestra las especificaciones para las vibraciones aleatorias de los diferentes lanzadores.

5.3.3.1 Ariane 5

Las especificaciones de vibraciones aleatorias están cubiertas por:

- Las especificaciones sinusoidales para frecuencias menores de 100 Hz (ver 5.2.3.1).
- Las especificaciones acústicas para frecuencias mayores de 100 Hz (ver 5.7.3.1).

5.3.3.2 Soyuz

Frequency band	Spectral density (10^{-3} g^2/Hz)	
	Qualification	Acceptance
20 – 50	11.25	5
50 – 100	11.25 – 22.5	5 – 10
100 – 200	22.5 – 56.25	10 – 25
200 – 500	56.25	25
500 – 1000	56.25 – 22.5	25 – 10
1000 – 2000	22.5 – 11.25	10 – 5
Overall (g)	7.5	5

Figura 5.3-4: Especificaciones de las vibraciones aleatorias del lanzador Soyuz (Ref 31)

5.3.3.3 Vega

Las especificaciones de vibraciones aleatorias están cubiertas por las especificaciones acústicas (ver 5.7.3.3) para cargas de pago por encima de los 300 kg.

5.3.4 Procedimiento de cálculo con MSC Nastran

Los valores de las cargas en el análisis random o de vibraciones aleatorias vendrán dados por las especificaciones, que cubren el espectro de cargas que la estructura va a encontrar durante el lanzamiento.

5.3.4.1 Método de la masa grande

El método de la masa grande se utiliza para realizar los análisis de respuesta en frecuencia para calcular la respuesta de un modelo frente a una solicitación de vibraciones aleatorias.
El método consiste en definir mediante el cabecero un elemento másico localizado en un nodo que se crea cerca del centro de masas del modelo. La masa de este elemento másico debe ser exageradamente grande en comparación con la masa del modelo (por ejemplo, se toma un valor de 10^7 kg).
Se elimina cualquier restricción del modelo que limite su movimiento como sólido rígido, y se define (en el cabecero) una única restricción que afecta a todos los DOF del nodo donde se sitúa la masa grande, salvo el DOF de aplicación de la carga. De forma adicional, se crean nodos duplicados de los nodos de la interfaz (donde el modelo recibe las aceleraciones de vibración) y se crea el nodo duplicado del nodo de la masa grande. Estos nodos se unen mediante celas con sus respectivos nodos coincidentes y se crea un elemento rígido (RBE2) que une todos los DOF del conjunto de nodos duplicados.
La aceleración se aplica en la dirección del DOF no restringido del nodo de la masa grande y se ejecuta el análisis.

Para realizar un análisis de vibraciones aleatorias de cualquier modelo, se recomienda seguir los siguientes pasos:

- Crear el modelo de elementos finitos con un programa preprocesador (MSC Patran). Este modelo debe estar constituido por elementos cuyas propiedades materiales estén definidas. Para que este modelo sirva para cualquier tipo de análisis (estático, modos propios, random, etc…), se recomienda que no se defina inicialmente en el preprocesador ningún caso de carga ni ninguna restricción, ya que estos datos se introducirán en los cabeceros de los diferentes análisis.
- Configurar un análisis del modelo en el programa preprocesador con el objetivo de crear un fichero “.bdf” que contiene la información básica del modelo y que servirá como input para el programa MSC Nastran. Para ello, se debe seguir la siguiente secuencia en el programa preprocesador:
    - MSC Patran:
      ‘Analysis/Analyze/Entire Model/Analysis Deck’

- Abrir el fichero “.bdf” con un programa de texto y borrar las secciones iniciales (Executive Control, Case Control, el inicio de Bulk Data hasta antes de la definición de elementos o propiedades) y el comando final del archivo (ENDDATA). Estos elementos borrados son los que aparecen en el cabecero y, por lo tanto, no debe haber duplicidades.
- Copiar uno de los cabeceros (se recomienda que sean los que se indican en el apartado 5.3.4.1.2) en el mismo directorio que el archivo “.bdf”. Los cabeceros son archivos “.dat” que indican los parámetros necesarios para realizar el análisis en MSC Nastran, y donde se especifican el tipo de análisis, los casos de carga, las restricciones la solicitación de los resultados del análisis.
- Adaptar el cabecero para que sea compatible con el archivo “.bdf” (en el comando del cabecero ‘include’, debe aparecer a continuación el nombre completo del archivo “.bdf”).

- Completar y adaptar el cabecero a cada modelo incluyendo la siguiente información que varía en cada modelo:
    - Definición de los sets que agrupan los nodos o elementos donde se solicitarán los resultados de aceleraciones, tensiones, etc.
    - Definir el factor de amortiguamiento dependiente de la frecuencia (TABDMP1).
    - Cambiar los valores de la especificación de entrada (TABRND1).
    - Definir los elementos rígidos RBE2 que unen los elementos duplicados de la interfaz con el nodo duplicado de la masa grande.
    - Definir los nodos duplicados de los nodos de la interfaz. Se debe copiar las coordenadas de los nodos de la interfaz e incluirlas en el cabecero como coordenadas de sus nodos duplicados.
    - Definir los CELAS que unen los nodos duplicados con los de la interfaz.
- Abrir el programa MSC Nastran, seleccionar el archivo del cabecero (“.dat”) y ejecutar el análisis.
- Al finalizar el análisis, se crea un conjunto de archivos de salida. Para ver directamente los resultados numéricos del análisis, se puede abrir el archivo “.f06” donde se muestra en forma de listas de números los resultados solicitados en el cabecero.
- Se puede importar los resultados en el programa posprocesador para visualizar sobre el modelo determinados resultados del análisis (deformaciones, desplazamientos, tensiones, etc…).
    - MSC Patran:
      ‘Analysis/Access Results/Attach XDB/Result Entities’

- Comprobar que los resultados del análisis son los esperados.

5.3.4.1.1 Cabecero del análisis de vibraciones aleatorias (método de la masa grande)

A medida que el usuario se va familiarizando con el manejo de MSC Nastran - MSC Patran, es una práctica recomendable modificar los análisis desde la propia tarjeta, que será un archivo “.dat”. De esta manera es más sencillo cambiar los parámetros que se desea obtener del modelo (que suelen ser los mismos o parecidos en la mayoría de los análisis de vibraciones aleatorias) y simplemente habrá que introducir el nombre del archivo “.bdf” del modelo en el comando ‘include’ del archivo, ahorrando de esta manera un tiempo considerable.

El cabecero es la parte inicial de cualquier fichero de entrada de MSC Nastran que indica un conjunto de parámetros relacionados con la forma de realizar el análisis, la aplicación de los casos de carga (fuerzas y restricciones) y los resultados exigidos. A continuación, se indican los parámetros que deben aparecer en un análisis estándar y se muestra posteriormente los cabeceros recomendados.

Estos son los comandos del cabecero:

EXECUTIVE CONTROL

- TIME 2000: Indica el tiempo máximo de ejecución del análisis en minutos. Es recomendable indicarlo explícitamente en aquellos análisis que requieran mucho tiempo de ejecución.
- SOL 111: especifica que la solución es de un problema de análisis en frecuencia.
- CEND: Indica el final del Executive Control.

CASE CONTROL

- ECHO: Para establecer si se quiere o no y de qué manera los datos del Bulk Data en el fichero de salida del Nastran.
    - ECHO = NONE: No se quiere que aparezcan estos datos en el fichero de salida.

- LINES: Especifica el número de líneas por página del archivo de salida. Es recomendable darle un valor alto (50000) para el análisis de modos propios o de vibraciones aleatorias y evitar que los datos sean cortados por páginas distintas.
- AUTOSPC = YES: Establece que el programa imponga restricciones SPC de forma automática a aquellos DOF que necesiten ser restringidos.
    - Es útil para restringir los DOF rotacionales de los elementos sólidos.
    - Es recomendable que aparezca la lista de los DOF restringidos en las primeras fases del análisis para comprobar cuáles son los DOF que han sido restringidos y averiguar por qué.
    - En la fase final, cuando está todo correctamente, se recomienda no imprimir la lista de DOF restringidos
      AUTOSPC(NOPRINT)=YES
- TITLE: Indica el título del análisis.
- SUBTITLE: Indica el subtítulo del análisis.

- SPC: Indica el ID de la condición de contorno.
  SPC = 1 (SPC para la masa grande).
- METHOD = n: Selecciona el set para análisis de autovalores reales (EIGRL).
- FREQUENCY = n: Selecciona el set de frecuencias forzadas (FREQi) para ser resueltas en problemas de respuesta en frecuencia.
- SDAMPING = n: Selecciona el set de una entrada del Bulk Data TABDMP1 o TABLEDi. Sirve para añadir amortiguamiento como función de la frecuencia.
- DLOAD = n: Selecciona el set de una entrada del Bulk Data DLOAD, RLOAD1, RLOAD2, TLOAD1, TLOAD2, o ACSRCE. Sirve para añadir la fuerza aplicada de tipo de carga dinámica o fuente acústica en problemas de respuesta en frecuencia.
- RANDOM = n: Selecciona el set de las entradas del Bulk Data RANDPS y RANDT1 utilizadas en análisis aleatorios.

- Set 100 = IDNMG: Indica la creación del set 100 para el nodo donde se localiza la masa grande. El ID de este nodo (IDNMG) debe ser lo suficientemente diferenciable de la numeración ordinaria de los nodos del modelo, es decir debe encontrarse fuera de todos los rangos de numeración definidos para los nodos del modelo.
- Set 101 = ID1 … IDm: Indica la creación del set 101 para agrupar los nodos pertenecientes al elemento rígido (RBE2) que une el nodo duplicado localizado en la masa grande con los nodos duplicados de la I/F.
- Set n: Indica la creación de un set con los nodos donde se desea medir las aceleraciones u otros parámetros.
- Set 102: Indica la creación de un set que agrupe todos los elementos CELAS2 que unen los DOF de traslación de los nodos de la interfaz con sus duplicados. Además se incluyen los CELAS2 que une el nodo de la masa grande con su duplicado. Este set servirá para solicitar las fuerzas en los elementos CELAS2. Se suele pedir estos valores para los CELAS que unen los DOF de traslación de los nodos de la interfaz con sus nodos duplicados. Para que queden ordenados correctamente en el archivo de salida .f06, se suele pedir además las fuerzas en uno de los CELAS de rotación por cada pareja de nodos.

- MPCFORCES(SORT2, PRINT, PUNCH) = 100: Solicita la fuerza de reacción de la restricción multipunto localizado en la masa grande. Este comando es opcional.
    - SORT2: Los resultados se presentan en forma de lista tabulada de frecuencias o tiempos por cada nodo.
    - PRINT: el medio de salida será el archivo .f06.
    - PUNCH: El medio de salida será el fichero PUNCH.
- ACCELERATION(SORT2, PRINT, PUNCH) = 100: Solicita el vector de la aceleración en el nodo donde se localiza la masa grande.

    - SORT2: Los resultados se presentan en forma de lista tabulada de frecuencias o tiempos por cada nodo.
    - PRINT: el medio de salida será el archivo .f06.
    - PUNCH: El medio de salida será el fichero PUNCH.
- ACCELERATION(SORT2, PRINT, PUNCH) = n: Solicita el vector de la aceleración en los nodos del set n. Sirve para medir la aceleración en determinados puntos del modelo, donde se supone que es interesante conocer este valor para poder compararlo con el modelo real.
    - SORT2: Los resultados se presentan en forma de lista tabulada de frecuencias o tiempos por cada nodo.
    - PRINT: el medio de salida será el archivo .f06.
    - PUNCH: El medio de salida será el fichero PUNCH.
- FORCES(SORT2, PLOT, PHASE, PSDF) = n: Solicita la fuerza de los elementos pertenecientes al set n.
    - SORT2: Los resultados se presentan en forma de lista tabulada de frecuencias o tiempos por cada elemento.
    - PLOT: Genera un output de la fuerza solicitada para el set, pero no lo incluye en el archivo .f06.
    - PHASE: Los resultados de números complejos se presentan con formato polar (magnitud y ángulo en grados).
    - PSDF: Solicita que la función de densidad espectral de potencia sea calculada y registrada en la base de datos para el posprocesado del análisis aleatorio.
        - La solicitud debe realizarse en el subcaso correspondiente, y se debe seleccionar el comando RANDOM en el Case Control.
- STRESS(SORT2, PUNCH, PHASE, VONMISES, CMRS) = n: Solicita las tensiones en los elementos pertenecientes al grupo n.
    - SORT2: Los resultados se presentan en forma de lista tabulada de frecuencias o tiempos por cada elemento.
    - PUNCH: El medio de salida será el fichero PUNCH.
    - PHASE: Los resultados de números complejos se presentan con formato polar (magnitud y ángulo en grados).
    - VONMISES: Los resultados son las tensiones de Von Mises.
    - CMRS: Solicita que la raíz cuadrática media acumulativa sea calculada y registrada.
- FORCES(SORT2, PLOT, PHASE, CMRS) = n: Solicita la fuerza de los elementos pertenecientes al set n.
    - SORT2: Los resultados se presentan en forma de lista tabulada de frecuencias o tiempos por cada elemento.
    - PLOT: Genera un output de la fuerza solicitada para el set, pero no lo incluye en el archivo .f06.
    - PHASE: Los resultados de números complejos se presentan con formato polar (magnitud y ángulo en grados).
    - CMRS: Solicita que la raíz cuadrática media acumulativa sea calculada y registrada

BULK DATA

- BEGIN BULK: Define el comienzo del Bulk Data.
- PARAM MODACC 0: Selecciona el método de aceleración modal para recuperar los datos en los análisis dinámicos. Si no se especifica el parámetro SPARSEDR, entonces, PARAM,DRRMM,-1 debe ser especificado.
- PARAM DDRMM -1: Debe ser incluido cuando se especifica PARAM,MODACC,0 y no se especifica SPARSEDR.
- PARAM GRDPNT 0: Este parámetro sirve para el cálculo de la masa del modelo referenciado en el origen de coordenadas básico.

- PARAM POST 0: Para establecer que el output sea fichero apropiado compatibles con MSC Patran, en este caso, el 0 corresponde con un archivo .xdb.

- SPC1: Crea la restricción de punto único localizado en el nodo donde se sitúa la masa grande (en el ejemplo, ID = 859999) y se restringe todos los grados de libertad salvo la dirección donde se aplica la carga (en este ejemplo 1).
    - SPC1 1 23456 859999 (ejemplo)
- SUPORT: Define los DOF que permiten el movimiento como sólido rígido del modelo. El DOF que se indica es el que no se ha restringido con el anterior SPC1 (en el ejemplo, el DOF 1).
    - SUPORT 859999 1 (ejemplo)

- EIGRL: Define el rango de frecuencias de la solución del análisis de modos propios o vibraciones aleatorias con el método Lanczos. En el ejemplo, el rango es desde 0 hz hasta 2000 hz.
    - EIGRL 10 0. 2000. (ejemplo)
- FREQ1: Define las divisiones en el rango de frecuencias para los resultados. En este caso, se trata de divisiones a intervalos regulares.
    - FREQ1 30 0. 4. 500 (ejemplo)
- FREQ4: Define las divisiones en el rango de frecuencias para los resultados. En este caso, concentra más divisiones en las zonas cercanas a los picos de la solución.
    - FREQ4 30 20. 2000. 0.5 3 (ejemplo)

- TABDMP1: Define el amortiguamiento modal como función tabulada de la frecuencia natural. En el ejemplo, el amortiguamiento es constante con valor de 0.015.
    - TABDMP1 40 CRIT
      0. 0.015 2000. 0.015 ENDT (ejemplo)

- RLOAD2: Define una excitación dinámica dependiente de la frecuencia. Aquí se utiliza básicamente para imponer el factor de escala adecuado, para que los valores de entrada de la excitación dinámica definido con RANDPS sean en unidades de g^2/hz. La entrada RLOAD2 necesita la definición de las entradas DAREA y TABLED1 que se indican a continuación.
    - RLOAD2 50 500 501 (ejemplo)
- DAREA: Define los factores de escala para las cargas dinámicas (en este caso RLOAD2). En el ejemplo, el factor de escala es el producto de g (9.81 m/s^2) y del valor de la masa grande en kg (en el ejemplo, m = 10^7 kg). Además, se debe indicar el DOF de aplicación de la carga (en el ejemplo el DOF es 1), que debe coincidir con el DOF indicado en la entrada SUPORT. La dirección debe cambiarse cuando se quiera aplicar la carga según la dirección x (1), y (2) o z (3).
    - DAREA 500 859999 1 9.81E+7 (ejemplo)
- TABLED1: Especifica la variación del factor de escala con la frecuencia. En el ejemplo, el factor de escala debe ser constante.
    - TABLED1 501
      0. 1. 2000. 1. ENDT (ejemplo)

- RANDPS: Define la carga de densidad espectral de potencia utilizada en análisis aleatorios, definida como función dependiente de la frecuencia. Esta entrada define los identificadores de los subcasos de las cargas aplicada y excitada, así como el identificador de la entrada TABRNDi donde se define la PSDF como función tabulada dependiente de la frecuencia.
    - RANDPS 60 1 1 1. 0. 61 (ejemplo)

- TABRND1: Define la carga aleatoria como la densidad espectral de potencia que varía de forma tabulada en función de la frecuencia. Se introduce parejas de datos, y cada pareja consta del valor de la frecuencia en hz y del valor de la PSD en g^2/hz.
    - TABRND1 61
        5. .01575 20. .01575 … (ejemplo)

- RBE2: Se debe definir el elemento rígido que une el nodo duplicado de la masa grande con los nodos duplicados de la I/F del modelo. Se puede definir más de un RBE2.
- CONM2: Define la masa grande con un valor arbitrariamente grande. En el ejemplo, m = 10^7 kg.
    - CONM2 859997 859999 1.0+7 (ejemplo)
- GRID: Se debe definir los nodos adicionales al modelo. Se deben definir los siguientes nodos:
    - Los nodos duplicados de la interfaz.
    - El nodo donde se sitúa la masa grande.
    - El nodo duplicado de la masa grande.
- CELAS2: Define los elementos elásticos que une cada pareja definida por un nodo de la I/F del modelo con su nodo duplicado.
    - En el caso de que la interfaz se defina mediante elementos de unión roscado (tornillos), se debe definir 5 CELAS2 por cada pareja de nodos, ya que debe unir todos los DOF salvo el giro de rotación sobre el eje de cada tornillo.
- CELAS2: Define los elementos elásticos que une el nodo de la masa grande con su nodo duplicado. En este caso, se define 6 CELAS2, uno por cada DOF.
- INCLUDE: Es el comando que permite unir la cabecera con los datos del modelo (Bulk Data). El archivo es .bdf.
    INCLUDE 'Nombre_del_archivo_del_Bulk_Data.bdf’.
- ENDDATA

5.3.4.1.2 Ejemplos de cabeceros de análisis de vibraciones aleatorias (Masa grande)

```
$ Random  analysis template                              $
$ with recovering of I/F LOADS for notching                    $
$ using LARGE MASS method                                                $
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
$
TIME 2000   $ sets the maximum CPU and I/O time
SOL 111     $ Modal Frequency Response solution routine
$
CEND
$
echo=none   $ Controls echo (i.e., printout) of the Bulk Data
LINES=50000 $ same as NLINES. specifies number of lines printed per page
AUTOSPC(NOPRINT) = YES
$
$ in the 2 following lines, substitute the sentence behind the "="
TITLE = RANDOM VIBRATION PHI OPTICS UNIT        $ Output title
SUBTITLE =RANDOM VIBRATION IPHI OPTICS UNIT subcase X   $ Output subtitle
$
SPC=1       $ SPC of LARGE MASS
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
METHOD=10       $ for real eigenvalue analysis -> EIGRL
FREQUENCY=30    $ frequencies for the calculations -> FREQx
$     Annotation: FREQUENCY = n, Set identification number of FREQ, FREQ1,
$                 FREQ2,FREQ3, FREQ4, and FREQ5 Bulk Data entries.
SDAMPING=40 $ structural damping -> TABDMP1. Set identification number of
$         a TABDMP1 or TABLEDi Bulk Data entry.
DLOAD=50        $ dynamic excitation -> RLOAD2. Set identification of a DLOAD,
$                 RLOAD1, RLOAD2, TLOAD1,TLOAD2, or ACSRCE Bulk Data entry.
RANDOM=60       $ random excitation -> RANDPS. Set id. number of RANDPS and
$         RANDT1 Bulk Data entries to be used in random anal.
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
$--------------Set of interface points for gathering the results--------------$
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
$ Annotation: 859999 = LARGE MASS node, for MPC forces output request
set 100 = 859999
$ - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - -$
$ Annotation:   Original interface nodes, for Acceleration output request
$       859998: LARGE MASS duplicated node. PSD input can be checked
$       with PSD input in 859999 and see what happens in 859998
$set 101 = 93954,93955,93956,93957,94973,94974,94975,94976,92410,92411,
$92412,92413,859998,859999
$
set 666 = 20360,78127
$set 700 = 20360,20254,17762,12396,12961,1751198
$ - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - -$
$ Annotation:   CELAS2, between the duplicated nodes of the original I/Fs and
$       the nodes corresponding to the original I/Fs, in order to
$       recover the FORCES in the CELAS2.
set 102 = 2201,2202,2203,2204,2010,2011,2012,2013,2020,2021,2022,2023,
2030,2031,2032,2033,2040,2041,2042,2043,2050,2051,2052,2053,2060,2061,
2062,2063,2070,2071,2072,2073,2080,2081,2082,2083,2090,2091,2092,2093,
2100,2101,2102,2103,2110,2111,2112,2113,2120,2121,2122,2123
```

Figura 5.3-5: Ejemplo cabecero de un archivo Nastran para análisis aleatorio (Parte 1)

```
$ - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - -$
$ PSD of the acceleration, in g^2/Hz, in the original I/F nodes. nevertheless,
$ could be interesting to know the PSD of the acceleration in other points
$ Annotation: psdf = power spectral density function
ACCELERATION(sort2,punch,phase,psdf) = 666
$ - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - -$
$ PSD of the FORCES in the CELAS2, which join the original I/F nodes with their
$ duplicates. In this way, the PSD forces on the interfaces are recovered
$FORCES(sort2,plot,phase,psdf)=102
STRESS(SORT2,PUNCH,PHASE,VONMISES,CRMS)= all
FORCES(SORT2,PLOT,PHASE,CRMS)= 102
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
$
BEGIN BULK
$
$------------------------------ Parameters ------------------------------------$
PARAM,MODACC,0  $ seems to be mandatory
PARAM,DDRMM,-1  $ seems to be necessary for MODACC
$PARAM,GRDPNT,0 $ ¿?
PARAM,POST,0   $ replacing -2 by 0 the .xdb file is obtained
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
$-------------------------- Boundary Conditions ------------------------------$
$ annotation: random X means free X direction
$ SPC all DOFs except for the direction of the load in the LARGE MASS node
$ SUPORT for the constrained DOF in the LARGE MASS node
SPC1           1   23456  859999
SUPORT    859999       1
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
$----------------------------- Set Frecuency range ---------------------------$
$ EIGRL -> extraction of real eigenvalues, in the desired frequency range
EIGRL         10     0.   2000.
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
$-------------- definition of the frequency range for the analysis ------------$
$ In the example, calculations between 20 and 2000 Hz, for each 4Hz
$ 20+(495 x 4) = 2000
FREQ1         30     20.      4.     495
$---------------adaptative calculation for refining the analysis---------------$
$ in the example: calulating 3 points for each eigenfrequency value.
$ 3 points +/-0.5 Hz for each eigenfrequency
FREQ4         30     20.   2000.     0.5       3
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
```

Figura 5.3-6: Ejemplo cabecero de un archivo Nastran para análisis aleatorio (Parte 2)

```
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
$ defining a table which assigns some points for a structural damping vs freq.
$ dependance. NASTRAN interpolates the data with the provided points
$ in the example: damping = 0.02 for f = 0 - 2000 Hz
TABDMP1 40      CRIT
          0.      0.015   2000.   0.015    ENDT
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
$---------------------- dinamic excitation (on large mass) --------------------$
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
$ RLOAD2: Frequency Response Dynamic Excitation: identifies the inputs (500,501)
RLOAD2  50      500                     501
$ - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - -$
$ DAREA: Load Scale Factor. This is basically for scale the input. In this way,
$ we can put the load as an input in g^2/Hz (acceleration PSD)
$ in the example: a load factor of 9.81E+6 is applied, in the LARGE MASS node,
$ for the DOF 1 (the same that appears in the SUPORT card).
$ Must be "g" (9.81 m/s^2) x LARGE MASS value (kg)
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
DAREA    500     859999  1      9.81E+7
$ - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - -$
$ TABLED1: we specify the variation of the load scale factor with frequency
TABLED1 501
        0.      1.      2000.      1.    ENDT
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
$--------------- Random excitation (load from specification) ------------------$
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
$ RANDPS:   PSD Specification (do not change!). Auto spectral density
RANDPS  60      1       1       1.      0.      61
$ - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - - -$
$ TABRND1:  PSD Table. in order to define the input load, variation of the
$           PSD with the frequency (in g^2/Hz). We define pairs of values
TABRND1 61
        20.     .0727   2000.   .0727    ENDT
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
$--------- Define the Bulk Data neccesary for the LARGE MASS and so on --------$
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
$ RBE2: Joint from duplicated LARGE MASS node to duplicated I/F nodes,
$   constraining the DOFs originally constrained in the I/Fs.
$ Annotation:   this could be a problem. Increasing the DOFs constrained
$       up to six could solve the problems
RBE2    860000  859998  123456  110001001100010111000102110001 03
                                110001041100010511000106110001 07
                                110001081100010911000110110001 11
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
$ LARGE MASS CONM2 definition (remember the load scale factor!)
CONM2    859997  859999         1.0+7
```

Figura 5.3-7: Ejemplo cabecero de un archivo Nastran para análisis aleatorio (Parte 3)

```
$ Definition of the nodes for LARGE MASS and its duplicated.
$ Annotation: the duplicated node does not need a CONM2 card!
GRID     859998         -4.19E-3-4.95E-4 2.25E-1
GRID     859999         -4.19E-3-4.95E-4 2.25E-1
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
$ Definition of the I/Fs duplicated nodes. This is done to put a CELAS2 between
$ each pair, in order to recover the Force
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
GRID    11000100        -.083819-.083823-.046495
GRID    11000101        -.030925-.114361-.046656
GRID    11000102        .0301477-.114361-.047096
GRID    11000103        .0830379-.083823-.047697
GRID    11000104        .113572 -.030932-.048297
GRID    11000105        .113569 .0301418-.048737
GRID    11000106        .0830292.0830335-.048898
GRID    11000107        .0301359.113571 -.048737
GRID    11000108        -.030937.113571 -.048297
GRID    11000109        -.083819.0830243-.047697
GRID    11000110        -.114363.0301418-.047096
GRID    11000111        -.11436 -.030932-.046656
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
$ CELAS2 joining 6 DOFs between I/F node and its duplicate one
CELAS2   2010    1.0E10 11000100    1   10000100   1
CELAS2   2011    1.0E10 11000100   2    10000100   2
CELAS2   2012    1.0E10 11000100   3    10000100   3
CELAS2   2013    1.0E10 11000100   4    10000100   4
CELAS2   2014    1.0E10 11000100   5    10000100   5
$CELAS2   2015    1.0E10 11000100   6    10000100   6
CELAS2   2020    1.0E10 11000101   1    10000101   1
CELAS2   2021    1.0E10 11000101   2    10000101   2
CELAS2   2022    1.0E10 11000101   3    10000101   3
CELAS2   2023    1.0E10 11000101   4    10000101   4
CELAS2   2024    1.0E10 11000101   5    10000101   5
$CELAS2   2025    1.0E10 11000101   6    10000101   6
CELAS2   2030    1.0E10 11000102   1    10000102   1
CELAS2   2031    1.0E10 11000102   2    10000102   2
CELAS2   2032    1.0E10 11000102   3    10000102   3
CELAS2   2033    1.0E10 11000102   4    10000102   4
CELAS2   2034    1.0E10 11000102   5    10000102   5
$CELAS2   2035    1.0E10 11000102   6    10000102   6
CELAS2   2040    1.0E10 11000103   1    10000103   1
CELAS2   2041    1.0E10 11000103   2    10000103   2
CELAS2   2042    1.0E10 11000103   3    10000103   3
CELAS2   2043    1.0E10 11000103   4    10000103   4
CELAS2   2044    1.0E10 11000103   5    10000103   5
$CELAS2   2045    1.0E10 11000103   6    10000103   6
```

Figura 5.3-8: Ejemplo cabecero de un archivo Nastran para análisis aleatorio (Parte 4)

```
CELAS2   2090    1.0E10 11000108   1    10000108   1
CELAS2   2091    1.0E10 11000108   2    10000108   2
CELAS2   2092    1.0E10 11000108   3    10000108   3
CELAS2   2093    1.0E10 11000108   4    10000108   4
CELAS2   2094    1.0E10 11000108   5    10000108   5
$CELAS2   2095    1.0E10 11000108   6    10000108   6
CELAS2   2100    1.0E10 11000109   1    10000109   1
CELAS2   2101    1.0E10 11000109   2    10000109   2
CELAS2   2102    1.0E10 11000109   3    10000109   3
CELAS2   2103    1.0E10 11000109   4    10000109   4
CELAS2   2104    1.0E10 11000109   5    10000109   5
$CELAS2   2105    1.0E10 11000109   6    10000109   6
CELAS2   2110    1.0E10 11000110   1    10000110   1
CELAS2   2111    1.0E10 11000110   2    10000110   2
CELAS2   2112    1.0E10 11000110   3    10000110   3
CELAS2   2113    1.0E10 11000110   4    10000110   4
CELAS2   2114    1.0E10 11000110   5    10000110   5
$CELAS2   2115    1.0E10 11000110   6    10000110   6
CELAS2   2120    1.0E10 11000111   1    10000111   1
CELAS2   2121    1.0E10 11000111   2    10000111   2
CELAS2   2122    1.0E10 11000111   3    10000111   3
CELAS2   2123    1.0E10 11000111   4    10000111   4
CELAS2   2124    1.0E10 11000111   5    10000111   5
$CELAS2   2125    1.0E10 11000111   6    10000111   6
$ CELAS2 joining 6 DOFs between LARGE MASS node and its duplicate one
CELAS2   2201    1.0E10  859998  1       859999  1
CELAS2   2202    1.0E10  859998  2       859999  2
CELAS2   2203    1.0E10  859998  3       859999  3
CELAS2   2204    1.0E10  859998  4       859999  4
CELAS2   2205    1.0E10  859998  5       859999  5
CELAS2   2206    1.0E10  859998  6       859999  6
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
$ last, but not least, INCLUDE the .bdf file, containing the FEM
INCLUDE 'US2_agp_v1.1_x_20140212.bdf'
$
ENDDATA
```

Figura 5.3-9: Ejemplo cabecero de un archivo Nastran para análisis aleatorio (Parte 5)

5.3.4.1.3 Análisis de resultados

Cuando se ejecuta un análisis con el programa MSC Nastran, se genera un conjunto de archivos de salida. Algunos de ellos pueden abrirse mediante procesadores de texto que permiten ver los resultados numéricos directamente, mientras que otros archivos sirven como input para visualizar los resultados en los programas posprocesadores.

El archivo de salida que se utiliza para ver los resultados numéricos es el que termina en “.f06”. En él aparece una copia de los comandos y estamentos del cabecero y en algunos casos se puede solicitar que aparezca también una copia del Bulk data. Posteriormente, aparecen determinados mensajes de información, aviso o errores fatales. Finalmente, aparece el contenido con los resultados solicitados.

La primera revisión que se debe realizar es que no se haya producido ningún error en la ejecución del análisis. Para ello, se debe buscar si ha aparecido algún mensaje de error fatal (FATAL MESSAGE) en el archivo de salida “.f06”. En caso de encontrarlo, se debe identificar las causas del error y corregir ese error para que no vuelva a aparecer en la siguiente ejecución de análisis. Una vez identificado y corregido las causas de los errores fatales, se ejecuta de nuevo el análisis hasta que no aparezca ningún mensaje de error fatal. En este caso, el análisis se ha ejecutado sin ninguna incidencia.

El siguiente paso es encontrar los mensajes de aviso (WARNING MESSAGE) y determinar si son importantes o que puedan indicar algún fallo que afecte seriamente a los resultados del análisis. En tal caso, se debe proceder igual que con los errores fatales. Se debe identificar las causas y corregir el error. Se ejecuta de nuevo y se verifica que los mensajes anteriores no vuelven a aparecer.

Llegados a este punto, se supone que el análisis ha sido ejecutado correctamente y lo que queda por ver es si los resultados obtenidos son los esperados.

Para los análisis de vibraciones aleatorias realizados con el método de la masa grande, el archivo de resultados “.f06” tiene los siguientes resultados:

- OLOAD RESULTANT: Resultante de las fuerzas y momentos aplicados referenciados en el origen del sistema de coordenadas básico.

OLOAD RESULTANT

SUBCASE/ DAREA ID	LOAD TYPE	T1	T2	T3	R1	R2	R3
500	FX	9.810000E+07	----	----	----	2.207250E+07	4.855950E+04
	FY	----	0.000000E+00	----	0.000000E+00	----	0.000000E+00
	FZ	----	----	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	----
	MX	----	----	----	0.000000E+00	----	----
	MY	----	----	----	----	0.000000E+00	----
	MZ	----	----	----	----	----	0.000000E+00
	TOTALS	9.810000E+07	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	2.207250E+07	4.855950E+04

Figura 5.3-10: OLOAD RESULTANT en un archivo .f06

- REAL EIGENVALUES: Lista con los autovalores reales obtenidos tras el análisis.

R E A L E I G E N V A L U E S
(BEFORE AUGMENTATION OF RESIDUAL VECTORS)

MODE NO.	EXTRACTION ORDER	EIGENVALUE	RADIANS	CYCLES	GENERALIZED MASS	GENERALIZED STIFFNESS
1	1	0.0	0.0	0.0	1.000000E+00	0.0
2	2	1.144460E+03	3.382987E+01	5.384191E+00	1.000000E+00	1.144460E+03
3	3	1.082380E+05	3.289954E+02	5.236125E+01	1.000000E+00	1.082380E+05
4	4	1.100756E+05	3.317765E+02	5.280386E+01	1.000000E+00	1.100756E+05
5	5	4.570441E+05	6.760504E+02	1.075968E+02	1.000000E+00	4.570441E+05
6	6	6.741574E+05	8.210709E+02	1.306775E+02	1.000000E+00	6.741574E+05
7	7	7.298114E+05	8.542900E+02	1.359645E+02	1.000000E+00	7.298114E+05
8	8	7.312556E+05	8.551348E+02	1.360989E+02	1.000000E+00	7.312556E+05

Figura 5.3-11: REAL EIGENVALUES en un archivo .f06

- ACCELERATION VECTOR (psdf): Lista con los 6 componentes de aceleraciones en función de las frecuencias por cada nodo al que se ha solicitado las aceleraciones.

POINT-ID = 20360

A C C E L E R A T I O N V E C T O R
(POWER SPECTRAL DENSITY FUNCTION)

FREQUENCY	TYPE	T1	T2	T3	R1	R2	R3
2.000000E+01	G	1.003317E+01	4.069425E-05	4.242699E-02	4.381040E-04	7.969241E-01	7.859779E-04
2.400000E+01	G	1.195544E+01	1.095862E-04	1.029225E-01	1.117317E-03	1.931061E+00	1.925928E-03
2.618062E+01	G	1.341529E+01	1.846356E-04	1.617081E-01	1.817266E-03	3.031579E+00	3.044324E-03
2.640193E+01	G	1.358484E+01	1.946301E-04	1.691582E-01	1.908330E-03	3.170960E+00	3.186599E-03
2.800000E+01	G	1.495104E+01	2.849003E-04	2.334356E-01	2.713549E-03	4.372761E+00	4.418042E-03
3.200000E+01	G	1.988336E+01	7.554666E-04	5.171514E-01	6.611031E-03	9.664650E+00	9.907504E-03

Figura 5.3-12: ACCELERATION VECTOR en un archivo .f06

- FORCES IN SCALAR SPRINGS (rms): Lista de la fuerza total rms (en Newtons) para cada CELAS. Cada CELAS corresponde con una dirección (de traslación o de rotación).

F O R C E S I N S C A L A R S P R I N G S (C E L A S 2)
(ROOT MEAN SQUARE)

ELEMENT-ID	FORCE	ELEMENT-ID	FORCE	ELEMENT-ID	FORCE	ELEMENT-ID	FORCE
2010	4.891396E+02	2011	2.613391E+02	2012	2.358290E+03	2013	2.683199E+01
2020	4.119947E+02	2021	1.047631E+02	2022	9.695297E+02	2023	1.502610E+01
2030	4.158521E+02	2031	1.098789E+02	2032	9.693463E+02	2033	1.492857E+01
2040	4.346173E+02	2041	2.566124E+02	2042	2.361871E+03	2043	2.729458E+01
2050	5.268522E+02	2051	1.514092E+02	2052	3.332884E+03	2053	1.389808E+01
2060	5.599741E+02	2061	8.043842E+01	2062	3.460892E+03	2063	1.468493E+01
2070	4.548654E+02	2071	1.942545E+02	2072	2.412565E+03	2073	2.790432E+01
2080	4.117240E+02	2081	9.044051E+01	2082	9.739704E+02	2083	1.509256E+01
2090	4.200829E+02	2091	7.425665E+01	2092	1.020125E+03	2093	1.582077E+01

Figura 5.3-13: FORCES IN SCALAR SPRINGS (rms) en un archivo .f06

- FORCES IN SCALAR SPRINGS (number of zero crossing): Lista con los valores de las fuerzas (nzc) para cada CELAS.

F O R C E S I N S C A L A R S P R I N G S (C E L A S 2)
(NUMBER OF ZERO CROSSINGS)

ELEMENT-ID	FORCE	ELEMENT-ID	FORCE	ELEMENT-ID	FORCE	ELEMENT-ID	FORCE
2010	4.949744E+02	2011	2.121010E+02	2012	5.953537E+01	2013	5.684550E+01
2020	6.408090E+02	2021	3.914833E+02	2022	6.431738E+01	2023	6.234081E+01
2030	6.347803E+02	2031	2.674481E+02	2032	6.280280E+01	2033	5.808762E+01
2040	5.452045E+02	2041	1.585899E+02	2042	5.918930E+01	2043	5.576278E+01
2050	3.851080E+02	2051	2.175640E+02	2052	5.721645E+01	2053	5.478201E+01
2060	3.628983E+02	2061	5.210089E+02	2062	5.693239E+01	2063	5.491504E+01
2070	5.143447E+02	2071	2.812245E+02	2072	5.842487E+01	2073	5.607498E+01
2080	6.451835E+02	2081	3.493951E+02	2082	6.280021E+01	2083	6.080275E+01

Figura 5.3-14: FORCES IN SCALAR SPRINGS (nzc) en un archivo .f06

- FORCES IN SCALAR SPRINGS (cumulative rms): Lista del valor de la fuerza rms acumulada en función de la frecuencia para cada elemento CELAS. Este valor irá creciendo en función de la frecuencia hasta acercarse al valor de la fuerza rms total correspondiente.

ELEMENT-ID = 2010
F O R C E S I N S C A L A R S P R I N G S (C E L A S 2)
(CUMULATIVE ROOT MEAN SQUARE)

FREQUENCY	FORCE	FREQUENCY	FORCE	FREQUENCY	FORCE	FREQUENCY	FORCE
2.000000E+01	0.0	2.400000E+01	2.722892E+01	2.618062E+01	3.427736E+01	2.640193E+01	3.493329E+01
2.800000E+01	3.946413E+01	3.200000E+01	4.992500E+01	3.600000E+01	6.013255E+01	4.000000E+01	7.126064E+01
4.400000E+01	8.532445E+01	4.800000E+01	1.093372E+02	5.200000E+01	2.419552E+02	5.236125E+01	2.616410E+02
5.280386E+01	2.920519E+02	5.379838E+01	3.376762E+02	5.600000E+01	3.638513E+02	6.000000E+01	3.691794E+02
6.400000E+01	3.698807E+02	6.533875E+01	3.699457E+02	6.798223E+01	3.700095E+02	6.804947E+01	3.700103E+02
6.811398E+01	3.700110E+02	7.200000E+01	3.700351E+02	7.600000E+01	3.700396E+02	7.854187E+01	3.700449E+02

Figura 5.3-15: FORCES IN SCALAR SPRINGS (cumulative rms) en un archivo .f06

- ELEMENT STRESSES (rms): Componentes de la tensión rms (en pa) total en los elementos solicitados.

S T R E S S E S I N Q U A D R I L A T E R A L E L E M E N T S (Q U A D 4)
(ROOT MEAN SQUARE)

ELEMENT ID.	FIBER DISTANCE	- STRESSES IN ELEMENT COORDINATE SYSTEM - NORMAL-X	NORMAL-Y	SHEAR-XY
20000	-1.000000E-03	5.305595E+06	4.660426E+06	2.511690E+06
	1.000000E-03	4.525237E+06	4.958743E+06	2.463988E+06
20001	-1.000000E-03	3.302736E+06	6.240924E+06	1.228265E+06
	1.000000E-03	2.818726E+06	6.762612E+06	7.643778E+05
20006	-1.000000E-03	6.937637E+05	7.985041E+05	1.299331E+06
	1.000000E-03	6.356522E+05	1.727989E+06	2.381725E+06
20007	-1.000000E-03	8.178988E+05	1.198446E+06	7.069058E+05
	1.000000E-03	5.060994E+05	3.648604E+05	1.784426E+06
20008	-1.000000E-03	9.159891E+05	2.985337E+05	6.537609E+05
	1.000000E-03	3.357591E+05	1.771164E+06	1.497416E+06

Figura 5.3-16: STRESSES IN ELEMENTS (rms) en un archivo .f06

- ELEMENT STRESSES (number of zero crossing): Lista con los valores de las tensiones (nzc) de los elementos solicitados.

S T R E S S E S I N Q U A D R I L A T E R A L E L E M E N T S (Q U A D 4)
(NUMBER OF ZERO CROSSINGS)

ELEMENT ID.	FIBER DISTANCE	- STRESSES IN ELEMENT COORDINATE SYSTEM - NORMAL-X	NORMAL-Y	SHEAR-XY
20000	-1.000000E-03	7.147708E+01	7.335795E+01	9.600824E+01
	1.000000E-03	8.096845E+01	7.011845E+01	7.875719E+01
20001	-1.000000E-03	2.606574E+02	1.798109E+02	4.050364E+02
	1.000000E-03	3.074101E+02	1.715655E+02	6.280348E+02
20006	-1.000000E-03	4.758818E+02	4.865610E+02	3.053906E+02
	1.000000E-03	4.242699E+02	3.232378E+02	1.900406E+02
20007	-1.000000E-03	2.833767E+02	2.652000E+02	4.862738E+02
	1.000000E-03	6.121124E+02	7.454736E+02	1.896666E+02
20008	-1.000000E-03	3.031270E+02	8.352664E+02	4.700818E+02
	1.000000E-03	5.999897E+02	2.004098E+02	2.085570E+02
20009	-1.000000E-03	3.132636E+02	3.806509E+02	7.055884E+02
	1.000000E-03	4.598923E+02	1.844422E+02	3.462975E+02

Figura 5.3-17: STRESSES IN ELEMENTS (nzc) en un archivo .f06

- ELEMENT STRESSES (cumulative rms): Lista con el valor de las tensiones rms acumuladas en función de la frecuencia para cada elemento. Este valor irá creciendo en función de la frecuencia hasta acercarse al valor de la fuerza rms total correspondiente.

S T R E S S E S I N Q U A D R I L A T E R A L E L E M E N T S (Q U A D 4)
(CUMULATIVE ROOT MEAN SQUARE)

	FIBER	- STRESSES IN ELEMENT COORDINATE SYSTEM -		
FREQUENCY	DISTANCE	NORMAL-X	NORMAL-Y	SHEAR-XY
2.000000E+01	-1.000000E-03	0.0	0.0	0.0
	1.000000E-03	0.0	0.0	0.0
2.400000E+01	-1.000000E-03	1.987578E+05	1.733199E+05	9.200801E+04
	1.000000E-03	1.695748E+05	1.857014E+05	9.409812E+04
2.618062E+01	-1.000000E-03	2.531988E+05	2.208131E+05	1.172699E+05
	1.000000E-03	2.159972E+05	2.365768E+05	1.198102E+05
2.640193E+01	-1.000000E-03	2.583727E+05	2.253274E+05	1.196728E+05
	1.000000E-03	2.204082E+05	2.414122E+05	1.222517E+05
2.800000E+01	-1.000000E-03	2.947637E+05	2.570838E+05	1.365863E+05
	1.000000E-03	2.514283E+05	2.754242E+05	1.394110E+05
3.200000E+01	-1.000000E-03	3.842775E+05	3.352393E+05	1.782978E+05
	1.000000E-03	3.276920E+05	3.591020E+05	1.815103E+05

Figura 5.3-18: STRESSES IN ELEMENTS (cumulative rms) en un archivo .f06

Los resultados numéricos obtenidos con el cabecero estándar explicado en la sección 5.3.4.1.1 se encuentran en el Sistema Internacional, es decir, las aceleraciones aparecen en m/s^2 y no en g. Es importante tener en cuenta esto a la hora de analizar los resultados.

En muchos problemas piden calcular el valor de 3σ, que se trata sencillamente para asegurar que el 99.7% de las cargas aleatorias tengan un valor de intensidad por debajo de este valor. Por lo tanto, para obtener este valor, se debe multiplicar por 3 los resultados RMS y PSD obtenidos del problema. Esto sólo afecta al análisis de vibraciones aleatorias, y es común independientemente del método utilizado.

5.3.4.2 Método de aceleración forzada (SPCD)

Este método parte del mismo cabecero que para el análisis de vibraciones sinusoidales donde se aplica una aceleración forzada en un nodo que está unido mediante RBE2 a los nodos duplicados de la interfaz. Este cabecero se ha adaptado para que pueda servir para el análisis de vibraciones aleatorias incorporando entradas y comandos ya vistos en el método de la masa grande.

El procedimiento de configuración y realización de análisis es el mismo que el indicado con el método de la masa grande (ver 5.3.4.1).

5.3.4.2.1 Cabecero del análisis de vibraciones aleatorias (método SPCD)

A medida que el usuario se va familiarizando con el manejo de MSC Nastran - MSC Patran, es una práctica recomendable modificar los análisis desde la propia tarjeta, que será un archivo “.dat”. De esta manera es más sencillo cambiar los parámetros que se desea obtener del modelo (que suelen ser los mismos o parecidos en la mayoría de los análisis de vibraciones aleatorias) y simplemente habrá que introducir el nombre del archivo “.bdf” del modelo en el comando ‘include’ del archivo, ahorrando de esta manera un tiempo considerable.

El cabecero es la parte inicial de cualquier fichero de entrada de MSC Nastran que indica un conjunto de parámetros relacionados con la forma de realizar el análisis, la aplicación de los casos de carga (fuerzas y restricciones) y los resultados exigidos. A continuación, se indican los parámetros que deben aparecer en un análisis estándar y se muestra posteriormente los cabeceros recomendados.

Estos son los comandos del cabecero:

EXECUTIVE CONTROL

- Sol 111: especifica que la solución corresponde con un análisis de respuesta en frecuencia. En este caso sirve para el análisis de vibraciones aleatorias.

- Time 1000: Indica el tiempo máximo de ejecución del análisis en minutos. Es recomendable indicarlo explícitamente en aquellos análisis que requieran mucho tiempo de ejecución.
- CEND: el final del Executive Control.

CASE CONTROL

- AUTOSPC = YES: Establece que el programa imponga restricciones SPC de forma automática a aquellos DOF que necesiten ser restringidos.
    - Es útil para restringir los DOF rotacionales de los elementos sólidos.
    - Es recomendable que aparezca la lista de los DOF restringidos en las primeras fases del análisis para comprobar cuáles son los DOF que han sido restringidos y averiguar por qué.
    - En la fase final, cuando está todo correctamente, se recomienda no imprimir la lista de DOF restringidos
      AUTOSPC(NOPRINT)=YES
- LINES: Especifica el número de líneas por página del archivo de salida. Es recomendable darle un valor alto (50000) para el análisis de modos propios o de vibraciones aleatorias y evitar que los datos sean cortados por páginas distintas.
- TITLE: Indica el título del análisis.
- SUBTITLE: Indica el subtítulo del análisis.
- ECHO: Para establecer si se quiere o no y de qué manera los datos del Bulk Data en el fichero de salida del Nastran.
    - ECHO = NONE: No se quiere que aparezcan estos datos en el fichero de salida.

- SPC: Indica el ID de la condición de contorno.
  SPC = 1 (SPC para el nodo de aplicación de la carga).

- METHOD = n: Selecciona el set para análisis de autovalores reales (EIGRL).
- DLOAD = n: Selecciona el set de una entrada del Bulk Data DLOAD, RLOAD1, RLOAD2, TLOAD1, TLOAD2, o ACSRCE. Sirve para añadir la fuerza aplicada de tipo de carga dinámica o fuente acústica en problemas de respuesta en frecuencia.
- SDAMPING = n: Selecciona el set de una entrada del Bulk Data TABDMP1 o TABLEDi. Sirve para añadir amortiguamiento como función de la frecuencia.
-
- FREQUENCY = n: Selecciona el set de frecuencias forzadas (FREQi) para ser resueltas en problemas de respuesta en frecuencia.

- Set 99 = IDNMG: Indica la creación del set 99 para el nodo donde se aplica la carga. El ID de este nodo (IDNMG) debe ser lo suficientemente diferenciable de la numeración ordinaria de los nodos del modelo, es decir debe encontrarse fuera de todos los rangos de numeración definidos para los nodos del modelo.
- Set n: Indica la creación de un set con los nodos donde se desea medir las aceleraciones u otros parámetros.
- Set 102: Indica la creación de un set que agrupe todos los elementos CELAS2 que unen los DOF traslacionales de los nodos de la interfaz con sus duplicados. Además se incluyen los CELAS2 que unen el nodo de aplicación de la carga con su duplicado. Este set servirá para solicitar las fuerzas en los elementos CELAS2. Además, para que los resultados de las fuerzas de los CELAS queden ordenados en el archivo de salida .f06, se debe incluir en este set uno de los CELAS de rotación por cada pareja de nodos.

- STRESS(SORT2, PLOT, PHASE, VONMISES, RPRINT, CRMS) = n: Solicita las tensiones en los elementos pertenecientes al grupo n.
    - SORT2: Los resultados se presentan en forma de lista tabulada de frecuencias o tiempos por cada elemento.

    - PLOT: Genera un output de la fuerza solicitada para el set, pero no lo incluye en el archivo .f06.
    - PHASE: Los resultados de números complejos se presentan con formato polar (magnitud y ángulo en grados).
    - VONMISES: Los resultados son las tensiones de Von Mises.
    - RPRINT: Escribe los resultados del análisis random en el archivo .f06.
    - CMRS: Solicita que la raíz cuadrática media acumulativa sea calculada y registrada.
- ACCELERATION(SORT2, PUNCH, REAL, PSDF, RPUNCH) = n: Solicita el vector de la aceleración en los nodos del set n. Sirve para medir la aceleración en determinados puntos del modelo, donde se supone que es interesante conocer este valor para poder compararlo con el modelo real.
    - SORT2: Los resultados se presentan en forma de lista tabulada de frecuencias o tiempos por cada nodo.
    - PUNCH: El medio de salida será el archivo PUNCH (.pch).
    - REAL: Los resultados de números complejos se presentan con formato binario (parte real y parte imaginaria).
    - PSDF: Solicita que la función de densidad espectral de potencia sea calculada y registrada en la base de datos para el posprocesado del análisis aleatorio.
    - RPUNCH: Escribe los resultados del análisis random en el archivo PUNCH.
- FORCES(SORT2, PUNCH, REAL, PSDF) = n: Solicita la fuerza de los elementos pertenecientes al set n. Generalmente, este set corresponde con el set de los CELAS.
    - SORT2: Los resultados se presentan en forma de lista tabulada de frecuencias o tiempos por cada elemento.
    - PUNCH: El medio de salida será el archivo PUNCH (.pch).
    - REAL: Los resultados de números complejos se presentan con formato binario (parte real y parte imaginaria).
    - PSDF: Solicita que la función de densidad espectral de potencia sea calculada y registrada en la base de datos para el posprocesado del análisis aleatorio.

BULK DATA

- BEGIN BULK: Define el comienzo del Bulk Data.
- PARAM GRDPNT 0: Este parámetro sirve para el cálculo de la masa del modelo referenciado en el origen de coordenadas básico. Es un comando opcional.
- PARAM, RESVEC: Establece si se quiere la información del vector residual del análisis de modos propios.
- PARAM POST 0: Para establecer que el output sea fichero apropiado compatibles con MSC Patran, en este caso, el 0 corresponde con un archivo .xdb.

- SPC1: Crea la restricción de punto único localizado en el nodo donde se sitúa se aplica la carga (en el ejemplo, ID = 859999) y se restringe todos los grados de libertad.
    - SPC1 1 123456 859999 (ejemplo)

- RLOAD2: Define una excitación dinámica dependiente de la frecuencia. Se compone de dos parámetros, el parámetro SPCD que define la dirección de la carga y el factor de escala de 9,81 y el parámetro TABLED1, que indica los valores dependientes de la frecuencia de la aceleración de entrada en g. La entrada RLOAD2 necesita la definición de las entradas SPCD y TABLED1 que se indican a continuación.
    - RLOAD2 50, 11, 12 (ejemplo)

- SPCD: Define el valor de la aceleración forzada (9.81 m/s^2) y su dirección (en el ejemplo dirección 1) para el análisis de vibraciones aleatorias. La dirección debe cambiarse cuando se quiera aplicar la carga según la dirección X (1), Y (2) o Z (3).
    - SPCD,11,859999,1,9.81 (ejemplo)

- TABLED1: Para el análisis random, los valores de esta tabla deben ser 1 en el rango de frecuencias de la vibraciones aleatorias (0 – 2000 hz).
    - TABLED1 12
      0. 1. 2000. 1. ENDT (ejemplo)

- TABDMP1: Define el amortiguamiento modal como función tabulada de la frecuencia natural. En el ejemplo, el amortiguamiento es crítico y constante con valor de 0.025.
    - TABDMP1 20 CRIT
      0. 0.025 2000. 0.025 ENDT (ejemplo)

- RANDPS: Define la carga de densidad espectral de potencia utilizada en análisis aleatorios, definida como función dependiente de la frecuencia. Esta entrada define los identificadores de los subcasos de las cargas aplicada y excitada, así como el identificador de la entrada TABRNDi donde se define la PSDF como función tabulada dependiente de la frecuencia.
    - RANDPS 30 1 1 1. 0. 31 (ejemplo)
- TABRND1: Define la carga aleatoria como la densidad espectral de potencia que varía de forma tabulada en función de la frecuencia. Se introduce parejas de datos, y cada pareja consta del valor de la frecuencia en hz y del valor de la PSD en g^2/hz.
    - TABRND1 31
      20.00 0.02 25.00 0.02 … (ejemplo)

- FREQ1: Define las divisiones en el rango de frecuencias para los resultados. En este caso, se trata de divisiones a intervalos regulares.
    - FREQ1 40 20. 1. 1980 (ejemplo)
- FREQ4: Define las divisiones en el rango de frecuencias para los resultados. En este caso, concentra más divisiones en las zonas cercanas a los picos de la solución.
    - FREQ4 40 20. 2000. 0.2 3 (ejemplo)
- EIGRL: Define el rango de frecuencias de la solución del análisis de modos propios con el método Lanczos. En el ejemplo, el rango es desde 0 hz hasta 2000 hz.
    - EIGRL 1 0. 2000. (ejemplo)

- GRID: Se debe definir los nodos adicionales al modelo. Se deben definir los siguientes nodos:
    - Los nodos duplicados de los nodos de la interfaz.
    - El nodo donde se aplica la aceleración forzada.

- CELAS2: Define los elementos elásticos que une cada pareja definida por un nodo de la I/F del modelo con su nodo duplicado.
    - En el caso de que la interfaz se defina mediante elementos de unión roscado (tornillos), se debe definir 5 CELAS2 por cada pareja de nodos, ya que debe unir todos los DOF salvo el giro de rotación sobre el eje de cada tornillo.

- RBE2: Se debe definir el elemento rígido que une el nodo de aplicación de la carga con los nodos duplicados de la I/F del modelo. Se puede definir más de un RBE2.

- INCLUDE: Es el comando que permite unir la cabecera con los datos del modelo (Bulk Data). El archivo es .bdf.
  INCLUDE 'Nombre_del_archivo_del_Bulk_Data.bdf’.
- ENDDATA

5.3.4.2.2 Ejemplos de cabeceros de análisis de vibraciones aleatorias (SPCD)

```
$ Direct Text Input for Nastran System Cell Section
NASTRAN SYSTEM(151)=1
NASTRAN BUFFSIZE=65537
NASTRAN DBCFACT=4
ID EPTHET RANDOM Y
SOL 111
TIME 1000
CEND
AUTOSPC(NOPRINT)=YES
LINE=50000
     TITLE = RANDOM VIBRATION MODEL
     SUBTITLE = STEP RANDOM VIBRATION SPCD METHOD MODEL
     LABEL = X-DIRECTION RANDOM INPUT
     ECHO = NONE
     SPC      = 1
     METHOD   = 1
     DLOAD    = 10
     SDAMPING = 20
     RANDOM = 30
     FREQ     = 40
     SET 99 = 859999
     SET 102 = 2002,2003,2004,2005,2012,2013,2014,2015,2022,2023,2024,
               2025,2032,2033,2034,2035,2042,2043,2044,2045,2052,2053,
               2054,2055
$     STRESS(SORT2,plot,phase,vonmises,rprint,crms)=all
     ACCELERATION(sort2,punch,real,psdf,rpunch) = 99
     FORCES(sort2,punch,real,psdf)=102
BEGIN BULK
$
PARAM,POST,0
PARAM,RESVEC,YES
PARAM,PRTMAXIM,YES
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
SPC1           1  123456  859999
RLOAD2,10,11,,,12,,ACCE
SPCD,11,859999,1,9.81
$
TABLED1 12
        0.      1.      2000.      1.    ENDT
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
TABDMP1 20      CRIT
        0.      0.025    2000.   0.025    ENDT
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
RANDPS,30,1,1,1.0,0.0,31
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
TABRND1 31
        20.00    0.02   25.00    0.02   30.00    0.03   35.00    0.03
        40.00    0.04   45.00    0.05   50.00    0.05   55.00    0.06
        60.00    0.07   65.00    0.08   70.00    0.08   75.00    0.09
        80.00    0.10   85.00    0.10   90.00    0.10   95.00    0.10
```

Figura 5.3-19: Ejemplo cabecero de un archivo Nastran para análisis aleatorio SPCD (Parte 1)

```
        1840.00    0.05 1845.00    0.05 1850.00    0.05 1855.00    0.05
        1860.00    0.05 1865.00    0.05 1870.00    0.05 1875.00    0.05
        1880.00    0.05 1885.00    0.05 1890.00    0.05 1895.00    0.05
        1900.00    0.05 1905.00    0.05 1910.00    0.05 1915.00    0.05
        1920.00    0.05 1925.00    0.05 1930.00    0.05 1935.00    0.05
        1940.00    0.05 1945.00    0.05 1950.00    0.05 1955.00    0.05
        1960.00    0.05 1965.00    0.05 1970.00    0.05 1975.00    0.05
        1980.00    0.05 1985.00    0.05 1990.00    0.05 1995.00    0.05
        ENDT
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
FREQ1,40,20.0,1.0,1980
FREQ3,40,20.,2000.
$
EIGRL          1      0.   2000.               0
$ Definition of the node for the SHAKER
GRID     859999          -.0775  -.0855   -.100
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
$ Definition of the I/Fs duplicated nodes. This is done to put a CELAS2 between
$ each pair, in order to recover the Force
GRID*    190004          1               0.              -1.54585-16
*        0.              1
GRID*    190010          1              -4.51028-17      -.171
*        0.              1
GRID     190016  1      -.115   -.171    0.      1
GRID*    190022          1              -.115            -3.59847-16
*        0.              1
GRID*    190028          1              -4.51028-17      -.0855
*        0.              1
GRID     190035  1      -.114849-.085474 0.      1
$ CELAS2 definition, for load recovery
CELAS2   2001    1.0E10   190004   1     100004   1
CELAS2   2002    1.0E10   190004   2     100004   2
CELAS2   2003    1.0E10   190004   3     100004   3
CELAS2   2004    1.0E10   190004   4     100004   4
CELAS2   2005    1.0E10   190004   5     100004   5
CELAS2   2006    1.0E10   190004   6     100004   6
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
CELAS2   2011    1.0E10   190010   1     100010   1
CELAS2   2012    1.0E10   190010   2     100010   2
CELAS2   2013    1.0E10   190010   3     100010   3
CELAS2   2014    1.0E10   190010   4     100010   4
CELAS2   2015    1.0E10   190010   5     100010   5
CELAS2   2016    1.0E10   190010   6     100010   6
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
CELAS2   2021    1.0E10   190016   1     100016   1
CELAS2   2022    1.0E10   190016   2     100016   2
CELAS2   2023    1.0E10   190016   3     100016   3
CELAS2   2024    1.0E10   190016   4     100016   4
CELAS2   2025    1.0E10   190016   5     100016   5
CELAS2   2026    1.0E10   190016   6     100016   6
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
CELAS2   2031    1.0E10   190022   1     100022   1
CELAS2   2032    1.0E10   190022   2     100022   2
CELAS2   2033    1.0E10   190022   3     100022   3
CELAS2   2034    1.0E10   190022   4     100022   4
CELAS2   2035    1.0E10   190022   5     100022   5
CELAS2   2036    1.0E10   190022   6     100022   6
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
CELAS2   2041    1.0E10   190028   1     100028   1
CELAS2   2042    1.0E10   190028   2     100028   2
CELAS2   2043    1.0E10   190028   3     100028   3
CELAS2   2044    1.0E10   190028   4     100028   4
CELAS2   2045    1.0E10   190028   5     100028   5
CELAS2   2046    1.0E10   190028   6     100028   6
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
CELAS2   2051    1.0E10   190035   1     100035   1
CELAS2   2052    1.0E10   190035   2     100035   2
CELAS2   2053    1.0E10   190035   3     100035   3
CELAS2   2054    1.0E10   190035   4     100035   4
CELAS2   2055    1.0E10   190035   5     100035   5
CELAS2   2056    1.0E10   190035   6     100035   6
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
$ Multipoint Constraints to join I/Fs to the Shaker
RBE2     860000  859999  12345   190004  190010  190016  190022  190028
         190035
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
$ Referenced Coordinate Frames
$
INCLUDE 'MODEL_NAME.bdf'
$
ENDDATA
```

Figura 5.3-20: Ejemplo cabecero de un archivo Nastran para análisis aleatorio SPCD (Parte 2)

5.3.4.2.3 Análisis de resultados

Los resultados de este método y los procedimientos de revisión de estos resultados son similares a los del método de la masa grande (ver 5.3.4.1.3).

5.3.4.3 Método MSC Random

Este método se utiliza principalmente para importar los resultados de las tensiones rms en el programa MSC Patran y poder visualizar los resultados. Con los anteriores métodos (ver 5.3.4.1 y 5.3.4.2) no se podían visualizar las tensiones rms sobre el modelo en Patran.
Este método consiste en realizar un análisis de respuesta en frecuencia semejante a las vibraciones sinusoidales, sólo que la carga es constante y con valor de 1 g (=9.81 m/s^2). Posteriormente, se importa el archivo .xdb en el programa MSC Patran y se utiliza el menú “MSC Random” donde se debe introducir los valores de la especificación de forma tabulada. Se realiza un análisis random desde esta aplicación y se obtiene los resultados deseados.

Para realizar un análisis de vibraciones aleatorias con este método de cualquier modelo, se recomienda seguir los siguientes pasos:

- Crear el modelo de elementos finitos con un programa preprocesador (MSC Patran). Este modelo debe estar constituido por elementos cuyas propiedades materiales estén definidas. Para que este modelo sirva para cualquier tipo de análisis (estático, modos propios, random, etc…), se recomienda que no se defina inicialmente en el preprocesador ningún caso de carga ni ninguna restricción, ya que estos datos se introducirán en los cabeceros de los diferentes análisis.
- Configurar un análisis del modelo en el programa preprocesador con el objetivo de crear un fichero “.bdf” que contiene la información básica del modelo y que servirá como input para el programa MSC Nastran. Para ello, se debe seguir la siguiente secuencia en el programa preprocesador:
    - MSC Patran:
      ‘Analysis/Analyze/Entire Model/Analysis Deck’

- Abrir el fichero “.bdf” con un programa de texto y borrar las secciones iniciales (Executive Control, Case Control, el inicio de Bulk Data hasta antes de la definición de elementos o propiedades) y el comando final del archivo (ENDDATA). Estos elementos borrados son los que aparecen en el cabecero y por lo tanto, no debe haber duplicidades.
- Copiar uno de los cabeceros (se recomienda que sean los que se indican en el apartado 5.3.4.3.2) en el mismo directorio que el archivo “.bdf”. Los cabeceros son archivos “.dat” que indican los parámetros necesarios para realizar el análisis en MSC Nastran, y donde se especifican el tipo de análisis, los casos de carga, las restricciones la solicitación de los resultados del análisis. En este método, el cabecero es el de un análisis de respuesta en frecuencia donde el valor de entrada es constante y a 1 g.
- Adaptar el cabecero para que sea compatible con el archivo “.bdf” (en el comando del cabecero ‘include’, debe aparecer a continuación el nombre completo del archivo “.bdf”).
- Completar y adaptar el cabecero a cada modelo incluyendo la siguiente información que varía en cada modelo:
    - Definición de los sets que agrupan los nodos o elementos donde se solicitarán los resultados de aceleraciones, tensiones, etc.
    - Definir el factor de amortiguamiento dependiente de la frecuencia (TABDMP1).
    - Definir los valores de la especificación de entrada (TABLED1) con valor 1 en todo el rango de frecuencias.

  - Definir el nodo donde se aplica la aceleración forzada y en donde debe aparecer la única restricción (en este caso se restringe los 6 DOF de este nodo). Se recomienda definir este nodo cerca del centro de masas del modelo.
  - Definir los nodos duplicados de los nodos de la interfaz. Se debe copiar las coordenadas de los nodos de la interfaz e incluirlas en el cabecero como coordenadas de sus nodos duplicados.
  - Definir los CELAS que unen los nodos de la interfaz con sus duplicados.
  - Definir los elementos rígidos RBE2 que unen los elementos duplicados de la interfaz con el nodo de aplicación de la aceleración.
- Abrir el programa MSC Nastran, seleccionar el archivo del cabecero (“.dat”) y ejecutar el análisis.
- Al finalizar el análisis, se crea un conjunto de archivos de salida. El fichero que interesa en esta ocasión es el “.xdb”, que se utilizará para importarlo en el programa MSC Patran.
- Abrir el programa MSC Patran.
- Crear la tabla de especificaciones random en el programa MSC Patran:
  ‘Loads/BCs / Fields / Create / Non Spatial / Tabular Input’ con Frequency como variable independiente.
  - La tabla es una lista con el valor de la frecuencia y el valor de la especificación en g^2/Hz. Se puede importar la tabla de especificaciones desde un archivo “.csv”, donde los datos de cada fila se separan mediante comas.
- Importar los resultados en el programa posprocesador.
  ‘Tools/Random Analysis…/RMS Analysis’
  - Seleccionar el archivo .xdb.
  - Dentro del menú PSD Input, seleccionar el campo creado previamente con la información de la especificación.
  - Introducir el valor de la escala igual a 3. Indica que los valores de las tensiones se multiplican por 3, debido a que se suele considerar el valor de 3-sigma para asegurar que el 99.7% de las tensiones que aparecen en la realidad sean menores o iguales a las aplicadas en el programa.
- Realizar el análisis con el programa MSC Patran y visualizar los resultados.
- Comprobar que los resultados del análisis son los esperados.

5.3.4.3.1 Cabecero del análisis de respuesta en frecuencia para vibraciones aleatorias

A medida que el usuario se va familiarizando con el manejo de MSC Nastran - MSC Patran, es una práctica recomendable modificar los análisis desde la propia tarjeta, que será un archivo “.dat”. De esta manera es más sencillo cambiar los parámetros que se desea obtener del modelo (que suelen ser los mismos o parecidos en la mayoría de los análisis de vibraciones aleatorias) y simplemente habrá que introducir el nombre del archivo “.bdf” del modelo en el comando ‘include’ del archivo, ahorrando de esta manera un tiempo considerable.

El cabecero es la parte inicial de cualquier fichero de entrada de MSC Nastran que indica un conjunto de parámetros relacionados con la forma de realizar el análisis, la aplicación de los casos de carga (fuerzas y restricciones) y los resultados exigidos. En esta sección se indican los parámetros que deben aparecer en un análisis estándar y se muestra posteriormente los cabeceros recomendados.

A continuación se describe los comandos usuales de un cabecero para un análisis de respuesta en frecuencia, que en este caso sirve para la primera fase del análisis de vibraciones aleatorias. Este cabecero es prácticamente igual al cabecero utilizado para los análisis de vibraciones sinusoidales, salvo por algunos detalles importantes.

Estos son los comandos del cabecero:

EXECUTIVE CONTROL

- Sol 111: especifica que la solución corresponde con un análisis de respuesta en frecuencia.
- Time 1000: Indica el tiempo máximo de ejecución del análisis en minutos. Es recomendable indicarlo explícitamente en aquellos análisis que requieran mucho tiempo de ejecución.
- CEND: el final del Executive Control.

CASE CONTROL

- AUTOSPC = YES: Establece que el programa imponga restricciones SPC de forma automática a aquellos DOF que necesiten ser restringidos.
    - Es útil para restringir los DOF rotacionales de los elementos sólidos.
    - Es recomendable que aparezca la lista de los DOF restringidos en las primeras fases del análisis para comprobar cuáles son los DOF que han sido restringidos y averiguar por qué.
    - En la fase final, cuando está todo correctamente, se recomienda no imprimir la lista de DOF restringidos
      AUTOSPC(NOPRINT)=YES
- LINES: Especifica el número de líneas por página del archivo de salida. Es recomendable darle un valor alto (50000) para el análisis de modos propios o de vibraciones aleatorias y evitar que los datos sean cortados por páginas distintas.
- TITLE: Indica el título del análisis.
- SUBTITLE: Indica el subtítulo del análisis.
- ECHO: Para establecer si se quiere o no y de qué manera los datos del Bulk Data en el fichero de salida del Nastran.
    - ECHO = NONE: No se quiere que aparezcan estos datos en el fichero de salida.

- SPC: Indica el ID de la condición de contorno.
  SPC = 1 (SPC para el nodo donde se aplica la carga).

- METHOD = n: Selecciona el set para análisis de autovalores reales (EIGRL).
- DLOAD = n: Selecciona el set de una entrada del Bulk Data DLOAD, RLOAD1, RLOAD2, TLOAD1, TLOAD2, o ACSRCE. Sirve para añadir la fuerza aplicada de tipo de carga dinámica o fuente acústica en problemas de respuesta en frecuencia.
- SDAMPING = n: Selecciona el set de una entrada del Bulk Data TABDMP1 o TABLEDi. Sirve para añadir amortiguamiento como función de la frecuencia.
- FREQUENCY = n: Selecciona el set de frecuencias forzadas (FREQi) para ser resueltas en problemas de respuesta en frecuencia.

- Set 99 = IDNMG: Indica la creación del set 99 para el nodo donde se aplica la carga. El ID de este nodo (IDNMG) debe ser lo suficientemente diferenciable de la numeración ordinaria de los nodos del modelo, es decir debe encontrarse fuera de todos los rangos de numeración definidos para los nodos del modelo.
- Set n: Indica la creación de un set con los nodos donde se desea medir las aceleraciones u otros parámetros.
- Set 102: Indica la creación de un set que agrupe todos los elementos CELAS2 que unen los DOF traslacionales de los nodos de la interfaz con sus duplicados. Este set servirá para solicitar las fuerzas en los elementos CELAS2. Además, para que los resultados de las fuerzas de los CELAS queden ordenados en el archivo de salida .f06, se debe incluir en este set uno de los CELAS de rotación por cada pareja de nodos.

- STRESS(PLOT, VONMISES) = ALL: Solicita las tensiones en todos los elementos.
    - PLOT: Para calcular los resultados, pero sin incluirlos en el archivo .f06.
    - VONMISES: Los resultados son las tensiones de Von Mises.

- ACCELERATION(SORT2, PRINT, PHASE) = n: Solicita el vector de la aceleración en los nodos del set n. Sirve para medir la aceleración en determinados puntos del modelo, donde se supone que es interesante conocer este valor para poder compararlo con el modelo real.
    - SORT2: Los resultados se presentan en forma de lista tabulada de frecuencias o tiempos por cada nodo.
    - PRINT: El medio de salida será el archivo .f06.
    - PHASE: Los resultados de números complejos se presentan con formato polar (magnitud y ángulo en grados).
- FORCES(SORT2, PRINT, PHASE) = n: Solicita la fuerza de los elementos pertenecientes al set n. Generalmente, este set corresponde con el set de los CELAS.
    - SORT2: Los resultados se presentan en forma de lista tabulada de frecuencias o tiempos por cada elemento.
    - PRINT: El medio de salida será el archivo .f06.
    - PHASE: Los resultados de números complejos se presentan con formato polar (magnitud y ángulo en grados).
- OUTPUT (XYPLOT): Solicita la creación e impresión de una gráfica X-Y con los resultados. Este comando es opcional.
    - XYPEAK, XYPUNCH, ACCE/: Son comandos adicionales que indican la forma de generar las gráficas.
    - XYPEAK: Imprime los valores máximos y mínimos de y para un rango especificado de x.
    - XYPUNCH: Genera un output con forma de tabla indicando los valores de x e y
    - ACCE: Los valores de y corresponde con el valor de la aceleración en un nodo especificado a continuación.
      OUTPUT(XYPLOT)
      XYPEAK,XYPUNCH,ACCE/ 859999(T1) (ejemplo)

BULK DATA

- BEGIN BULK: Define el comienzo del Bulk Data.
- PARAM POST 0: Para establecer que el output sea fichero apropiado compatibles con MSC Patran, en este caso, el 0 corresponde con un archivo .xdb.
- PARAM GRDPNT 0: Este parámetro sirve para el cálculo de la masa del modelo referenciado en el origen de coordenadas básico. Es un comando opcional.
- PARAM, RESVEC: Establece si se quiere la información del vector residual del análisis de modos propios.
- PARAM, PRTMAXIM, YES: Para imprimir los valores máximos de fuerzas, reacciones, MPC fuerzas y desplazamientos. Estos son los resultados:
    - MAXIMUM APPLIED LOADS
    - MAXIMUM SPCFORCES
    - MAXIMUM MPCFORCES
    - MAXIMUM DISPLACEMENTS

- SPC1: Crea la restricción de punto único localizado en el nodo donde se aplica la carga (en el ejemplo, ID = 859999) y se restringe todos los grados de libertad.
    - SPC1 1 123456 859999 (ejemplo)
- RLOAD2: Define una excitación dinámica dependiente de la frecuencia. Se compone de dos parámetros, el parámetro SPCD que define la dirección de la carga y el factor de escala de 9,81 y el parámetro TABLED1, que indica los valores dependientes de la frecuencia de la aceleración de entrada en g. La entrada RLOAD2 necesita la definición de las entradas SPCD y TABLED1 que se indican a continuación.
    - RLOAD2 10, 11, 12 (ejemplo)

- SPCD: Define el valor de la aceleración forzada (9.81 m/s^2) y su dirección (en el ejemplo dirección 1) para el análisis de respuesta en frecuencia. La dirección debe cambiarse cuando se quiera aplicar la carga según la dirección X (1), Y (2) o Z (3).
    - SPCD,11,859999,1,9.81 (ejemplo)
- TABLED1: Especifica los valores dependientes de la frecuencia de la carga de respuesta en frecuencia de entrada en g. Para este análisis, estos valores deben ser igual a 1 para todo el rango de frecuencias del test de vibraciones aleatorias.
    - TABLED1 12
        0. 1. 2000. 1. ENDT (ejemplo)

- TABDMP1: Define el amortiguamiento modal como función tabulada de la frecuencia natural. En el ejemplo, el amortiguamiento es crítico y constante con valor de 0.03.
    - TABDMP1 20 CRIT
        0. 0.03 2000. 0.03 ENDT (ejemplo)

- FREQ1: Define las divisiones en el rango de frecuencias para los resultados. En este caso, se trata de divisiones a intervalos regulares.
    - FREQ1 40 20. 1. 1980 (ejemplo)
- FREQ4: Define las divisiones en el rango de frecuencias para los resultados. En este caso, concentra más divisiones en las zonas cercanas a los picos de la solución.
    - FREQ4 40 20. 2000. 0.2 3 (ejemplo)
- EIGRL: Define el rango de frecuencias de la solución del análisis de modos propios con el método Lanczos. En el ejemplo, el rango es desde 0 hz hasta 2000 hz.
    - EIGRL 10 0. 2000. (ejemplo)

- GRID: Se debe definir los nodos adicionales al modelo. Se deben definir los siguientes nodos:
    - Los nodos duplicados de los nodos de la interfaz.
    - El nodo donde se aplica la aceleración forzada.

- CELAS2: Define los elementos elásticos que une cada pareja definida por un nodo de la I/F del modelo con su nodo duplicado.
    - En el caso de que la interfaz se defina mediante elementos de unión roscado (tornillos), se debe definir 5 CELAS2 por cada pareja de nodos, ya que debe unir todos los DOF salvo el giro de rotación sobre el eje de cada tornillo.

- RBE2: Se debe definir el elemento rígido que une el nodo donde se aplica la carga con los nodos duplicados de la I/F del modelo. Se puede definir más de un RBE2.

- INCLUDE: Es el comando que permite unir la cabecera con los datos del modelo (Bulk Data). El archivo es .bdf.
    INCLUDE 'Nombre_del_archivo_del_Bulk_Data.bdf’.
- ENDDAT

5.3.4.3.2 Ejemplos de cabeceros de análisis de respuesta en frecuencia para vibraciones aleatorias

```
NASTRAN DBCFACT=4
ASSIGN DBC='frequency_response_x.xbd',RECL=32768,uNIT=40,DELETE
ID SINE,TEST
SOL 111
TIME 1000
CEND
AUTOSPC(NOPRINT)=YES
LINES=50000
     TITLE = SINE VIBRATION
     SUBTITLE =
     LABEL = X-DIRECTION SINE INPUT
     ECHO = NONE
     SPC      = 1
     METHOD   = 1
     DLOAD    = 10
     SDAMPING = 20
     FREQ     = 40
     SET 99 = 859999
$set 104 = 94984,94983,94924,94963,95004,95043,94943,94964,95003,95024,
$94944,95023
set 102 = 2010,2011,2012,2013,2020,2021,2022,2023,2030,2031,2032,2033,
2040,2041,2042,2043,2050,2051,2052,2053,2060,2061,2062,2063,2070,2071,
2072,2073,2080,2081,2082,2083,2090,2091,2092,2093,2100,2101,2102,2103,
2012,2013,2110,2111,2112,2113,2120,2121,2122,2123
$set 111 = 4000000, THRU 4019651, 5000000, THRU 5016257, 6000000, THRU 6000735,
$6500000, THRU 6500133, 7000000, THRU 7008013, 7500000, THRU 7500198, 10000000,
$THRU 10006635
     STRESS(SORT1,PHASE,VONMISES,BILIN)=ALL
     $ACCELERATION(SORT1,PRINT,PHASE) = 99
     $FORCES(sort2,print,phase)=102
     $DISPLACEMENT(SORT1,REAL)=ALL
     $STRESS(SORT1,phase,VONMISES,BILIN)=111
     $OUTPUT(XYPLOT)
     $XYPEAK,XYPUNCH,ACCE/ 859999(T1)
BEGIN BULK
$
$PARAM,AUTOSPC,YES
PARAM,GRDPNT,0
PARAM,RESVEC,YES
PARAM,POST,0
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
SPC1           1  123456  859999
RLOAD2,10,11,,,12,,ACCE
SPCD,11,859999,1,9.81
$
TABLED1  12
        -4.5    1.      5.      1.      60.     1.      100.    1.
        500.    1.      1000.   1.      1200    1.      1500.   1.
        1800    1.      2000    1.      2001.   1.       ENDT
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
TABDMP1 20      CRIT
          -1.      0.03    2001.   0.03    ENDT
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
$FREQ1    40      95.        1.     5
FREQ1,40,20.0,4.0,495
FREQ4,40,20.,2000.,0.5,1
$
EIGRL         1      0.    2000.              0                    MASS
```

Figura 5.3-21: Ejemplo cabecero de un archivo Nastran para análisis de respuesta en frecuencia (Parte 1)

```
$ Definition of the nodes for SHAKER
GRID     859999         -4.19E-3-4.95E-4 2.25E-1
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
$ Definition of the I/Fs duplicated nodes. This is done to put a CELAS2 between
$ each pair, in order to recover the Force
GRID    11000100        -.083819-.083823-.046495
GRID    11000101        -.030925-.114361-.046656
GRID    11000102        .0301477-.114361-.047096
GRID    11000103        .0830379-.083823-.047697
GRID    11000104        .113572 -.030932-.048297
GRID    11000105        .113569 .0301418-.048737
GRID    11000106        .0830292.0830335-.048898
GRID    11000107        .0301359.113571 -.048737
GRID    11000108        -.030937.113571 -.048297
GRID    11000109        -.083819.0830243-.047697
GRID    11000110        -.114363.0301418-.047096
GRID    11000111        -.11436 -.030932-.046656
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
$ Elements and Element Properties for region : celas2.ca6.cb6
$CELAS2   2206   1.+10    859998  6       859999  6       0.      0.
$ CELAS2 joining 6 DOFs between I/F node and its duplicate one
CELAS2   2010    1.0E10 11000100    1   10000100   1
CELAS2   2011    1.0E10 11000100   2    10000100   2
CELAS2   2012    1.0E10 11000100   3    10000100   3
CELAS2   2013    1.0E10 11000100   4    10000100   4
CELAS2   2014    1.0E10 11000100   5    10000100   5
$CELAS2   2015    1.0E10 11000100   6    10000100   6
CELAS2   2020    1.0E10 11000101   1    10000101   1
CELAS2   2021    1.0E10 11000101   2    10000101   2
CELAS2   2022    1.0E10 11000101   3    10000101   3
CELAS2   2023    1.0E10 11000101   4    10000101   4
CELAS2   2024    1.0E10 11000101   5    10000101   5
$CELAS2   2025    1.0E10 11000101   6    10000101   6
CELAS2   2030    1.0E10 11000102   1    10000102   1
CELAS2   2031    1.0E10 11000102   2    10000102   2
CELAS2   2032    1.0E10 11000102   3    10000102   3
CELAS2   2033    1.0E10 11000102   4    10000102   4
CELAS2   2034    1.0E10 11000102   5    10000102   5
$CELAS2   2035    1.0E10 11000102   6    10000102   6
CELAS2   2120    1.0E10 11000111   1    10000111   1
CELAS2   2121    1.0E10 11000111   2    10000111   2
CELAS2   2122    1.0E10 11000111   3    10000111   3
CELAS2   2123    1.0E10 11000111   4    10000111   4
CELAS2   2124    1.0E10 11000111   5    10000111   5
$CELAS2   2125    1.0E10 11000111   6    10000111   6
$ Multipoint Constraints of the Entire Model
RBE2    860000  859999  123456  110001001100010111000102110001 03
                                110001041100010511000106110001 07
                                110001081100010911000110110001 11
$ Referenced Coordinate Frames
$
INCLUDE 'US2_rdn_v2.2_x_20140305.bdf'
$
ENDDATA
```

Figura 5.3-22: Ejemplo cabecero de un archivo Nastran para análisis de respuesta en frecuencia (Parte 2)

5.3.4.3.3 Análisis de resultados en MSC Patran

El objetivo de realizar el análisis de vibraciones aleatorias con el método de MSC Random es visualizar en el programa posprocesador MSC Patran las tensiones RMS, para poder encontrar más fácilmente los valores máximos de las tensiones y los elementos que presentan estos valores extremos. En este caso, no se necesita visualizar el archivo de salida “.f06”, debido a que corresponde con los resultados de un análisis de respuesta en frecuencia que sólo ha servido como paso previo para importar el fichero “.xdb” en el programa MSC Patran. Por lo tanto, en el archivo de salida de Nastran “.f06” no se encuentra ningún resultado determinante del análisis

de vibraciones aleatorias. Pero sí es importante saber si el análisis se ha ejecutado correctamente o no buscando los posibles mensajes de error y aviso.

En cambio, lo interesante de aquí es visualizar los resultados de las tensiones sobre el modelo y localizar la concentración de esfuerzos, las zonas donde se alcanzan las máximas tensiones y los elementos que soportan los mayores esfuerzos. Una vez realizado el análisis Nastran de respuesta en frecuencia, lo siguiente que se debe hacer es utilizar el programa MSC Patran de la siguiente manera:

- Abrir el programa MSC Patran.
- Crear la tabla de especificaciones random en el programa MSC Patran:
  ‘Loads/BCs / Fields / Create / Non Spatial / Tabular Input’ con Frequency como variable independiente.
  - La tabla es una lista con el valor de la frecuencia y el valor de la especificación en g^2/Hz.
- Importar los resultados en el programa posprocesador dentro del menú Random.
  ‘Tools/Random Analysis…/RMS Analysis’
  - Seleccionar el archivo .xdb.
  - Dentro del menú PSD Input, seleccionar el campo creado previamente con la información de la especificación dentro del caso de carga.
  - Introducir el valor de la escala igual a 3. Indica que los valores de las tensiones se multiplican por 3, debido a que se suele considerar el valor de 3-sigma para asegurar que el 99.7% de las tensiones que aparecen en la realidad sean menores o iguales a las aplicadas en el programa.
- Ejecutar el análisis con el programa MSC Patran.
- Visualizar los resultados una vez acabado el análisis.
  ‘Results/Create/Quick Plot’
- Comprobar que los resultados del análisis son los esperados.

Los resultados se visualizan como en la Figura 5.3-23:

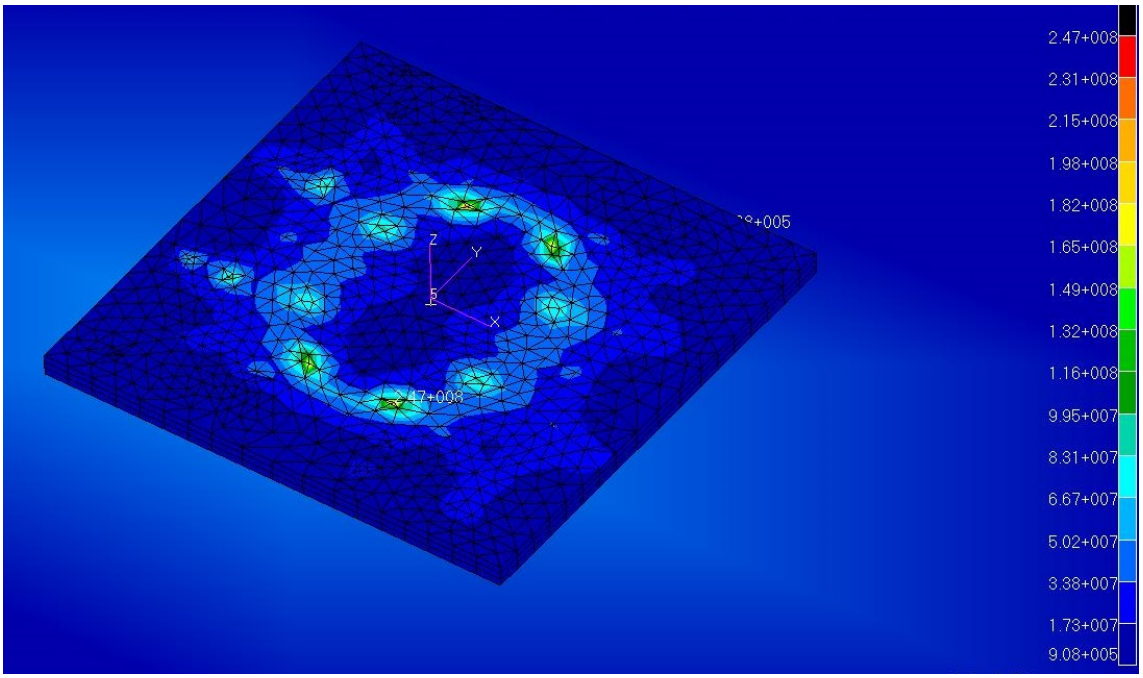


Figura 5.3-23: Resultados de un análisis aleatorio, visualizados con el programa MSC Patran

5.4 ANÁLISIS DE PANDEO

5.4.1 Teoría y fórmulas

El pandeo es un fenómeno no lineal de inestabilidad elástica que se produce bajo cargas de compresión, generando desplazamientos de la estructura trasversales a la dirección de compresión.

La estabilidad de estructuras es un tema muy extenso que puede consultarse en las referencias del documento (*Ref 20, J. Wijker: “Spacecraft Structures”*). En este apartado se limitará a dar un breve repaso a algunas de las aplicaciones directas de la misma que pueden afectar a las estructuras espaciales.

5.4.1.1 Pandeo de columna

Para todas las posibles condiciones de contorno, la carga crítica de Euler para una columna es como sigue:

$$F_{Euler} = C\frac{\pi^2 EI}{L^2}$$

Donde la constante C viene expresada en tablas según las condiciones de contorno (puede consultarse en las referencias (*Ref 20, J. Wijker: “Spacecraft Structures”*), L es la longitud de la columna, E es el módulo de Young e I es el momento de inercia de la sección genérica de la columna.

Una columna muy larga simplemente apoyada pandeará con una fuerza aplicada:

$$F_{Euler} = \frac{\pi^2 EI}{L^2}$$

La fuerza de compresión máxima permisible empírica de Rankine viene dada por la siguiente expresión:

$$\frac{1}{F} = \frac{1}{F_{SC}} + \frac{1}{F_{Euler}}$$

Donde $F_{SC} = A\sigma_{yield}$: es la fuerza de compresión máxima admisible que el material puede soportar sin deformaciones permanentes (fuerza de compresión sin pandeo).

La ecuación de columna de Johnson aproxima el módulo tangente en la región intermedia entre columnas cortas y columnas largas de Euler. La ecuación de Johnson proporciona la tensión crítica para columnas cortas:

$$\sigma_{Jc} = \sigma_y - \frac{\sigma_y^2\left(\frac{L}{\rho}\right)^2}{4C\pi^2 E}$$

Donde $\rho = \sqrt[2]{\frac{I}{A}}$ (m).
El esfuerzo de pandeo de Euler es igual al de Johnson cuando (L/ρ) es:

$$\left.\frac{L}{\rho}\right|_{crit} = \pi\sqrt{\frac{2CE}{\sigma_y}}$$

La fórmula de Johnson para la carga crítica a compresión de una columna finalmente será:

$$F_C = A\sigma_{Jc} \quad si\ \left(\frac{L}{\rho}\right) \leq \pi\sqrt{\frac{2CE}{\sigma_y}}$$

$$F_C = F_{Euler} \quad si\ \left(\frac{L}{\rho}\right) > \pi\sqrt{\frac{2CE}{\sigma_y}}$$

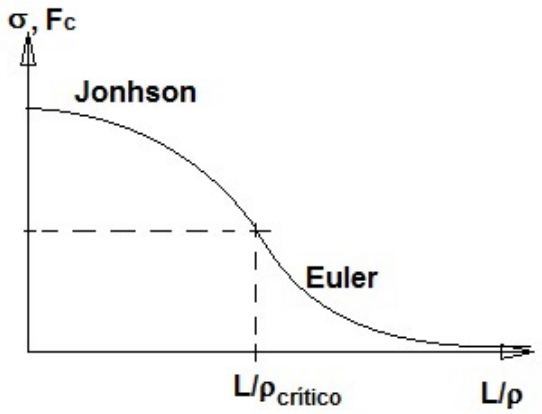


Figura 5.4-1: Gráfica de fuerza/tensión de pandeo - longitud específica para columnas

5.4.1.2 Pandeo local en tubos de pared delgada

El pandeo local en tubos metálicos con D/t se puede predecir con la siguiente expresión:

$$\sigma_{lb} = \frac{K_C E}{\frac{D}{t}}$$

Donde K_C teóricamente vale 1.2, pero debido a imperfecciones puede tomar un valor entre 0.4 y 0.8.
En el rango inelástico, la expresión anterior proporcionaría resultados conservativos, por lo que se convierte en:

$$\sigma_{lb} = \frac{K_C\sqrt{EE_t}}{\frac{D}{t}}$$

Siendo E_t el módulo tangente a la tensión σ_{lb}.

5.4.1.3 Pandeo de paneles

El esfuerzo de pandeo para una placa cuadrada puede escribirse de forma general como:

$$\sigma_{cr} = K_C E\left(\frac{t}{b}\right)^2$$

Donde K_C es una constante dependiente de las restricciones de borde, t es el espesor de la placa, b el ancho y L la longitud. Los valores para la constante K_C están tabulados y pueden encontrarse en las referencias (*Ref 20, J. Wijker: “Spacecraft Structures”*).

5.4.1.4 Estabilidad en cilindros

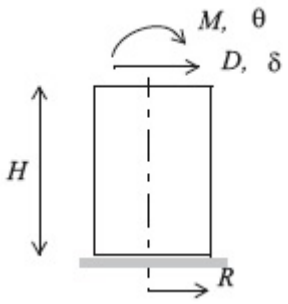


Figura 5.4-2: Descripción de los parámetros del cilindro

El pandeo simétrico axial para un cilindro isotrópico simplemente apoyado bajo carga axial, sigue la siguiente expresión:

$$N_{x,cr} = \frac{Et^2}{R\sqrt{3(1-\upsilon^2)}}$$

Para una longitud L:

$$L \geq \pi \left[\frac{R^2 t^2}{12(1-\upsilon^2)}\right]^{1/4}$$

Siendo R el radio del cilindro y t el espesor de la pared del mismo.
Sin embargo, es necesario incorporar un factor experimental (knock down factor –KDF) en todas las ecuaciones para corregir los valores teóricos con datos obtenidos experimentalmente.
El valor de la tensión introduciendo la modificación sería:

$$\sigma_{x,cr} = \frac{\gamma E t^2}{R\sqrt{3(1-\upsilon^2)}}$$

Donde para cargas de compresión, el valor de γ viene dado por:

$$\gamma = 1 - 0.901(1 - e^{-\Phi})$$

$$\Phi = \frac{1}{16}\sqrt{\frac{R}{t}}$$

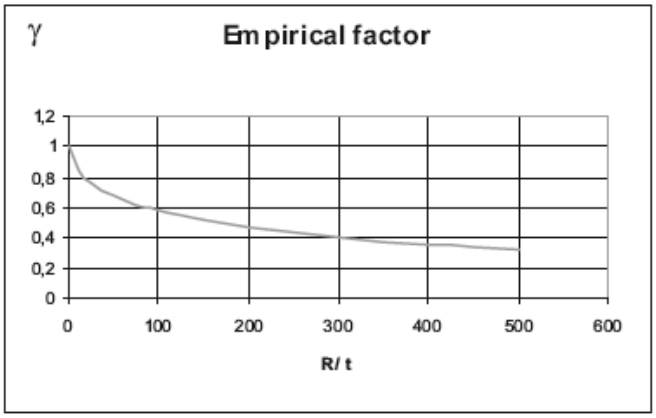


Figura 5.4-3: Valores del factor empírico γ en función de R/t

Los valores aquí aplicados son de uso habitual en la industria espacial y se obtienen de normas de la NASA.

5.4.1.5 Estabilidad en conos

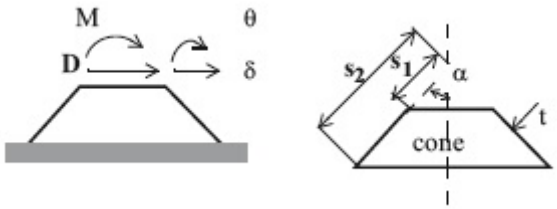


Figura 5.4-4: Descripción de los parámetros cono

La carga de pandeo clásica para conos isotrópicos vendrá dada por la siguiente expresión:

$$P_{cr} = \gamma \frac{2\pi E t^2 (cos\alpha)^2}{\sqrt{3(1-\upsilon^2)}}$$

Con $\rho_1 = \frac{R_1}{cos\alpha}$, el KDF γ es dado por la siguiente expresión (R1 es el radio más pequeño del cono y α es el ángulo del cono):

$$\gamma = \frac{0.83}{\sqrt{1 + 0.01\frac{\rho_1}{t}}} \quad para\ \frac{\rho_1}{t} \leq 212$$

$$\gamma = \frac{0.70}{\sqrt{0.1 + 0.01\frac{\rho_1}{t}}} \quad para\ \frac{\rho_1}{t} > 212$$

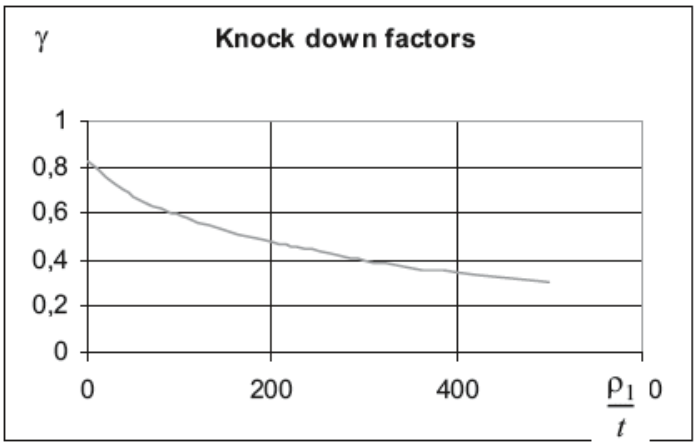


Figura 5.4-5: Factores Knock Down en función del parámetro ρ_1/t

En las normas de la NASA el knock down factor tiene un valor recomendado de 0.33. Este valor es aplicable para ángulos del cono comprendidos entre 10º y 75º.

5.4.2 Ensayo de pandeo

Uno de los objetivos del ensayo cuasi-estático es observar si la estructura estudiada pandeará al nivel de cargas aplicado a la misma. Por lo tanto en cualquier análisis de carga será importante y uno de los puntos críticos a tener en cuenta es estudiar si la estructura pandeará al nivel de carga aplicado.

5.4.3 Especificaciones

En general, no se suele poner especificaciones referentes exclusivamente al pandeo de las estructuras espaciales por parte de los lanzadores. De todas formas, es importante tener en cuenta este aspecto para evitar que se produzca cualquier tipo de fallo por pandeo cuando se aplican cargas de compresión.

Se debe comprobar, mediante análisis, que los niveles de las cargas de pandeo están bastante por encima de los niveles de las máximas cargas de diseño de la estructura.

5.4.4 Procedimiento de cálculo con MSC Nastran

El objetivo de este análisis es averiguar si la estructura panadeará. Los valores de entrada del análisis vendrán dados por las especificaciones. Normalmente los resultados obtenidos son una serie de valores, que indican la cantidad de veces que habrá que aplicar la carga del ensayo para que la estructura pandee. A los resultados obtenidos habrá que aplicarles la norma correspondiente para corregirlos (Norma de la NASA).

Para realizar un análisis de pandeo de cualquier modelo, se recomienda seguir los siguientes pasos:

- Crear el modelo de elementos finitos con un programa preprocesador (MSC Patran). Este modelo debe estar constituido por elementos cuyas propiedades materiales estén definidas. Para que este modelo sirva para cualquier tipo de análisis (estático, modos propios, random, etc…), se recomienda que no se defina inicialmente en el preprocesador ningún caso de carga ni ninguna restricción, ya que estos datos se introducirán en los cabeceros de los diferentes análisis.
- Configurar un análisis del modelo en el programa preprocesador con el objetivo de crear un fichero “.bdf” que contiene la información básica del modelo y que servirá

como input para el programa MSC Nastran. Para ello, se debe seguir la siguiente secuencia en el programa preprocesador:

- MSC Patran:
  ‘Analysis/Analyze/Entire Model/Analysis Deck’

- Abrir el fichero “.bdf” con un programa de texto y borrar las secciones iniciales (Executive Control, Case Control, el inicio de Bulk Data hasta antes de la definición de elementos o propiedades) y el comando final del archivo (ENDDATA). Estos elementos borrados son los que aparecen en el cabecero y, por lo tanto, no debe haber duplicidades.
- Copiar uno de los cabeceros (se recomienda que sean los que se indican en el apartado 5.4.4.2) en el mismo directorio que el archivo “.bdf”. Los cabeceros son archivos “.dat” que indican los parámetros necesarios para realizar el análisis en MSC Nastran, y donde se especifican el tipo de análisis, los casos de carga, las restricciones la solicitación de los resultados del análisis.
- Adaptar el cabecero para que sea compatible con el archivo “.bdf” (en el comando del cabecero ‘include’, debe aparecer a continuación el nombre completo del archivo “.bdf”).
- Completar y adaptar el cabecero a cada modelo incluyendo la siguiente información que varía en cada modelo:
  - Definición de los sets que agrupan los nodos o elementos donde se solicitarán los resultados de aceleraciones, tensiones, etc (opcional).
  - Definir los nodos las restricciones en los nodos de la interfaz del modelo.
- Abrir el programa MSC Nastran, seleccionar el archivo del cabecero (“.dat”) y ejecutar el análisis.
- Al finalizar el análisis, se crea un conjunto de archivos de salida. Para ver directamente los resultados numéricos del análisis, se puede abrir el archivo “.f06” donde se muestra en forma de listas de números los resultados solicitados en el cabecero.
- Se puede importar los resultados en el programa posprocesador para visualizar sobre el modelo determinados resultados del análisis (deformaciones, desplazamientos, tensiones, etc…).
  - MSC Patran:
    ‘Analysis/Access Results/Attach XDB/Result Entities’

- Comprobar que los resultados del análisis son los esperados.

5.4.4.1 Cabecero del análisis de pandeo

A medida que el usuario se va familiarizando con el manejo de MSC Nastran - MSC Patran, es una práctica recomendable modificar los análisis desde la propia tarjeta, que será un archivo “.dat”. De esta manera es más sencillo cambiar los parámetros que se desea obtener del modelo (que suelen ser los mismos o parecidos en la mayoría de los análisis de pandeo) y simplemente habrá que introducir el nombre del archivo “.bdf” del modelo en el comando ‘include’ del archivo, ahorrando de esta manera un tiempo considerable.

El cabecero es la parte inicial de cualquier fichero de entrada de MSC Nastran que indica un conjunto de parámetros relacionados con la forma de realizar el análisis, la aplicación de los casos de carga (fuerzas y restricciones) y los resultados exigidos. A continuación, se indican los parámetros que deben aparecer en un análisis estándar y se muestra posteriormente los cabeceros recomendados.

Estos son los comandos del cabecero:

EXECUTIVE CONTROL

- Sol 105: especifica que la solución corresponde con un análisis de pandeo.
- CEND: el final del Executive Control.

CASE CONTROL

- AUTOSPC = YES: Establece que el programa imponga restricciones SPC de forma automática a aquellos DOF que necesiten ser restringidos.
    - Es útil para restringir los DOF rotacionales de los elementos sólidos.
    - Es recomendable que aparezca la lista de los DOF restringidos en las primeras fases del análisis para comprobar cuáles son los DOF que han sido restringidos y averiguar por qué.
    - En la fase final, cuando está todo correctamente, se recomienda no imprimir la lista de DOF restringidos
      AUTOSPC(NOPRINT)=YES
- TITLE: Indica el título del análisis.
- ECHO: Para establecer si se quiere o no y de qué manera los datos del Bulk Data en el fichero de salida del Nastran.
    - ECHO = NONE: No se quiere que aparezcan estos datos en el fichero de salida.
- SUBCASE 1: Para introducir los subcasos de carga. Este subcaso aplica la carga de compresión.
    - SUBTITLE: Indica el subtítulo de cada subcaso.

    - SPC: Indica el ID de la condición de contorno.
      SPC = 2 (ejemplo).

    - LOAD = n: Selecciona el set de una entrada del Bulk Data GRAV para indicar las cargas aplicadas sobre el modelo.
      LOAD = 2 (ejemplo).

    - DISPLACEMENT(SORT1, REAL) = ALL: Solicita el vector de desplazamiento en todos los nodos del modelo.
        - SORT1: Los resultados se presentan en forma de lista tabulada de nodos por cada carga.
        - REAL: El valor complejo se presenta en forma de parte real y parte imaginaria.

    - SPCFORCES(SORT1, REAL) = ALL: Solicita las fuerzas de reacción de todas las restricciones del modelo.
        - SORT1 Los resultados se presentan en forma de lista tabulada de nodos por cada carga.
        - REAL: El valor complejo se presenta en forma de parte real y parte imaginaria.

- SUBCASE 2: Para introducir los subcasos de carga. Este subcaso calcula las frecuencias propias.
    - SUBTITLE: Indica el subtítulo de cada subcaso.

    - SPC: Indica el ID de la condición de contorno. Son las mismas restricciones que en el subcaso 1.
      SPC = 2 (ejemplo).

    - METHOD = n: Selecciona el set para análisis de autovalores reales (EIGRL).

    - VECTOR(SORT1, REAL) = ALL: Solicita el vector de desplazamiento en todos los nodos del modelo.

        - SORT1: Los resultados se presentan en forma de lista tabulada de nodos por cada carga.
        - REAL: El valor complejo se presenta en forma de parte real y parte imaginaria.

    - SPCFORCES(SORT1, REAL) = ALL: Solicita las fuerzas de reacción de todas las restricciones del modelo.
        - SORT1 Los resultados se presentan en forma de lista tabulada de nodos por cada carga.
        - REAL: El valor complejo se presenta en forma de parte real y parte imaginaria.

    - STATSUB = 1: Selecciona la solución estática usada para calcular la rigidez diferencial en el análisis de pandeo. El número 1 debe indicar el subcaso donde se aplica la carga estática, en este ejemplo corresponde con el subcaso 1.

BULK DATA

- BEGIN BULK: Define el comienzo del Bulk Data.
- PARAM GRDPNT 0: Este parámetro sirve para el cálculo de la masa del modelo referenciado en el origen de coordenadas básico. Es un comando opcional.
- PARAM POST 0: Para establecer que el output sea fichero apropiado compatibles con MSC Patran, en este caso, el 0 corresponde con un archivo .xdb.
- PARAM PRTMAXIM 0: Solicita que entre los resultados aparezcan las máximas cargas, los máximos desplazamientos, etc.
- MDLPRM OFFDEF LROFF: Indica que para los elementos (BEAM, QUAD, etc.) con offsets definidos, el cálculo de la rigidez diferencial utilice la formulación de Lagrange, similar a la de los elementos RBAR.

- EIGRL: Define el rango de frecuencias o el número de frecuencias propias de la solución del análisis de modos propios con el método Lanczos. En el ejemplo, se calculan las 3 primeras frecuencias propias.
    - EIGRL 1 3 0 (ejemplo)

- SPCADD: Define un set de SPC como una unión de sets SPC definidos con las entradas SPC o SPC1.
    - SPCADD 2 (ejemplo).
- LOAD: Indica el ID del caso de carga. Debe incluir los IDs de los sets de cargas (tipo GRAV, FORCE, MOMENT, PLOAD, etc.) que se indiquen a continuación.
    - LOAD 2 (ejemplo).

- SPC1: Crea la restricción de los nodos de la interfaz, y se restringe todos los grados de libertad salvo el DoF rotacional en la dirección del eje del tornillo.
    - SPC1 1 12345 101 102 103 104 (ejemplo)

- GRAV: Define la carga gravitacional o de inercia aplicada sobre el modelo. Se necesita definir una carga GRAV en cada eje principal para cada análisis de pandeo. En el ejemplo, se aplica en la dirección del eje x.
    - GRAV 1 0 9.81 1. 0. 0. (ejemplo).

- INCLUDE: Es el comando que permite unir la cabecera con los datos del modelo (Bulk Data). El archivo es .bdf.
    INCLUDE 'Nombre_del_archivo_del_Bulk_Data.bdf’.
- ENDDATA

5.4.4.2 Ejemplos de cabeceros de análisis de pandeo

```
$ NASTRAN input file created by the Patran 2012.2.1 64-Bit input file
$ translator on December  19, 2013 at 19:34:44.
$ ASSIGN DBC='Buckling_X.xdb', RECL=65536  $Por si necesitáis un xdb más grande
$ Direct Text Input for Nastran System Cell Section
$ Buckling Analysis, Database
SOL 105
CEND
autospc(noprint)=yes
ECHO = NONE
SUBCASE 1
$ Subcase name : Inertial_X
   SUBTITLE=Inertial_X
   SPC = 2
   LOAD = 2
   DISPLACEMENT(SORT1,REAL)=ALL
   SPCFORCES(SORT1,REAL)=ALL
SUBCASE 2
$ Subcase name : Inertial_X
   SUBTITLE=Inertial_X
   SPC = 2
   METHOD = 1
   VECTOR(SORT1,REAL)=ALL
   SPCFORCES(SORT1,REAL)=ALL
   STATSUB = 1
BEGIN BULK
PARAM    POST    0
PARAM   PRTMAXIM YES
MDLPRM  OFFDEF  LROFF $Éste es el parámetro que tienes que investigar para beams
con offset
EIGRL    1                       3       0
INCLUDE ''
$ Loads for Load Case : Inertial_X
SPCADD   2       1       3       4
LOAD     2      1.      1.       1
$ Displacement Constraints of Load Set : Foot_1
SPC1     1       12345   101     102     103     104
$ Displacement Constraints of Load Set : Foot_2
SPC1     3       12345   205     206     207     208
$ Displacement Constraints of Load Set : Foot_3
SPC1     4       12345   309     310     311     312
$ Gravity Loading of Load Set : Inertial_1g_X
GRAV     1       0      9.81    1.       0.      0.
$ Referenced Coordinate Frames
ENDDATA 2d091e35
```

Figura 5.4-6: Ejemplo del cabecero de un archivo Nastran para análisis de pandeo

5.4.4.3 Análisis de resultados

Cuando se ejecuta un análisis con el programa MSC Nastran, se genera un conjunto de archivos de salida. Algunos de ellos pueden abrirse mediante procesadores de texto que permiten ver los resultados numéricos directamente, mientras que otros archivos sirven como input para visualizar los resultados en los programas posprocesadores.

El archivo de salida que se utiliza para ver los resultados numéricos es el que termina en “.f06”. En él aparece una copia de los comandos y estamentos del cabecero y en algunos casos se puede solicitar que aparezca también una copia del Bulk data. Posteriormente, aparecen determinados mensajes de información, aviso o errores fatales. Finalmente, aparece el contenido con los resultados solicitados.

La primera revisión que se debe realizar es que no se haya producido ningún error en la ejecución del análisis. Para ello, se debe buscar si ha aparecido algún mensaje de error fatal (FATAL MESSAGE) en el archivo de salida “.f06”. En caso de encontrarlo, se debe identificar las causas del error y corregir ese error para que no vuelva a aparecer en la siguiente ejecución de análisis. Una vez identificado y corregido las causas de los errores fatales, se ejecuta de

nuevo el análisis hasta que no aparezca ningún mensaje de error fatal. En este caso, el análisis se ha ejecutado sin ninguna incidencia.

El siguiente paso es encontrar los mensajes de aviso (WARNING MESSAGE) y determinar si son importantes o que puedan indicar algún fallo que afecte seriamente a los resultados del análisis. En tal caso, se debe proceder igual que con los errores fatales. Se debe identificar las causas y corregir el error. Se ejecuta de nuevo y se verifica que los mensajes anteriores no vuelven a aparecer.

Llegados a este punto, se supone que el análisis ha sido ejecutado correctamente y lo que queda por ver es si los resultados obtenidos son los esperados.

Para los análisis de pandeo, el archivo de resultados “.f06” tiene los siguientes resultados:

- OLOAD RESULTANT: Resultante de las fuerzas y momentos aplicados referenciados en el origen del sistema de coordenadas básico.

OLOAD RESULTANT

SUBCASE/ DAREA ID	LOAD TYPE	T1	T2	T3	R1	R2	R3
1	FX	0.000000E+00	----	----	----	0.000000E+00	0.000000E+00
	FY	----	0.000000E+00	----	0.000000E+00	----	0.000000E+00
	FZ	----	----	-1.297924E-02	-2.586546E-09	2.581171E-09	----
	MX	----	----	----	0.000000E+00	----	----
	MY	----	----	----	----	0.000000E+00	----
	MZ	----	----	----	----	----	0.000000E+00
	TOTALS	0.000000E+00	0.000000E+00	-1.297924E-02	-2.586546E-09	2.581171E-09	0.000000E+00

Figura 5.4-7: OLOAD RESULTANT en un archivo .f06

- SPCFORCE RESULTANT: Resultante de las fuerzas y momentos de reacción del conjunto de restricciones SPC.

SPCFORCE RESULTANT

SUBCASE/ DAREA ID	LOAD TYPE	T1	T2	T3	R1	R2	R3
1	FX	7.860466E-19	----	----	----	0.000000E+00	1.691060E-12
	FY	----	-1.409463E-18	----	0.000000E+00	----	-1.691060E-12
	FZ	----	----	1.297924E-02	2.586591E-09	-2.581274E-09	----
	MX	----	----	----	-4.500813E-14	----	----
	MY	----	----	----	----	1.026782E-13	----
	MZ	----	----	----	----	----	0.000000E+00
	TOTALS	7.860466E-19	-1.409463E-18	1.297924E-02	2.586546E-09	-2.581172E-09	0.000000E+00

Figura 5.4-8: SPCFORCE RESULTANT en un archivo .f06

- MAXIMUM RESULTS: Máximos resultados de desplazamientos, fuerzas aplicadas y fuerzas de reacción.

MAXIMUM SPCFORCES

SUBCASE/ DAREA ID	T1	T2	T3	R1	R2	R3
1	1.9216284E-04	1.9216286E-04	1.6225411E-03	1.4485815E-07	1.4485813E-07	0.0000000E+00

JULY 7, 2014 MSC Nastran 11/27/13 PAGE 11

MAXIMUM DISPLACEMENTS

SUBCASE/ DAREA ID	T1	T2	T3	R1	R2	R3
1	4.8432439E-11	4.8432442E-11	4.2944834E-10	6.6525314E-09	6.6525310E-09	6.8203608E-13

JULY 7, 2014 MSC Nastran 11/27/13 PAGE 12

MAXIMUM APPLIED LOADS

SUBCASE/ DAREA ID	T1	T2	T3	R1	R2	R3
1	0.0000000E+00	0.0000000E+00	3.2450369E-04	0.0000000E+00	0.0000000E+00	0.0000000E+00

JULY 7, 2014 MSC Nastran 11/27/13 PAGE 13

Figura 5.4-9: MAXIMUM RESULTS en un archivo .f06

- DISPLACEMENT VECTOR: Lista con las 6 componentes del vector de desplazamiento para cada nodo del modelo.

D I S P L A C E M E N T V E C T O R

POINT ID.	TYPE	T1	T2	T3	R1	R2	R3
100500	G	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	2.236363E-14
100501	G	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	5.943513E-16
100502	G	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	-2.271408E-14
100503	G	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	3.387356E-14
100504	G	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	-2.250911E-14
100505	G	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	-9.053154E-16
100506	G	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	2.347202E-14
100507	G	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	-3.418251E-14
100508	G	4.842254E-11	-2.634614E-15	-1.487728E-10	3.256600E-13	6.651767E-09	-4.782814E-13
100509	G	3.423746E-11	3.423745E-11	-1.487711E-10	-4.703318E-09	4.703318E-09	-5.150291E-17
100510	G	-2.728147E-15	4.842254E-11	-1.487728E-10	-6.651767E-09	-3.378304E-13	4.801814E-13
100511	G	-3.422986E-11	3.423515E-11	-1.487694E-10	-4.703260E-09	-4.702608E-09	-6.819475E-13
100512	G	-4.843244E-11	-3.073601E-15	-1.487753E-10	3.827913E-13	-6.652531E-09	4.939560E-13
100513	G	-3.422748E-11	-3.422749E-11	-1.487676E-10	4.702549E-09	-4.702549E-09	1.298969E-16
100514	G	-3.252134E-15	-4.843244E-11	-1.487753E-10	6.652531E-09	-4.062470E-13	-4.960339E-13

Figura 5.4-10: DISPLACEMENT VECTOR en un archivo .f06

- FORCES SPC: Lista de las 6 componentes de las fuerzas de reacción de cada restricción SPC.

F O R C E S O F S I N G L E - P O I N T C O N S T R A I N T

POINT ID.	TYPE	T1	T2	T3	R1	R2	R3
100500	G	-1.920811E-04	-3.821991E-09	1.622341E-03	2.765656E-13	-1.448520E-07	0.0
100501	G	-1.358131E-04	-1.358133E-04	1.622513E-03	1.024386E-07	-1.024385E-07	0.0
100502	G	-3.720709E-09	-1.920811E-04	1.622341E-03	1.448520E-07	-2.549216E-13	0.0
100503	G	1.357770E-04	-1.357683E-04	1.622376E-03	1.024349E-07	1.024364E-07	0.0
100504	G	1.921628E-04	-3.342448E-09	1.622541E-03	1.851187E-13	1.448581E-07	0.0
100505	G	1.357299E-04	1.357295E-04	1.622207E-03	-1.024311E-07	1.024315E-07	0.0
100506	G	-3.145145E-09	1.921629E-04	1.622541E-03	-1.448581E-07	-1.411465E-13	0.0
100507	G	-1.357686E-04	1.357775E-04	1.622382E-03	-1.024368E-07	-1.024350E-07	0.0

Figura 5.4-11: FORCES OF SPC en un archivo .f06

- REAL EIGENVALUES: Lista con los autovalores reales obtenidos tras el análisis. Cada autovalor corresponde con el factor que hay que aplicar a la carga introducida (en este caso 1g) para obtener la carga de pandeo del modelo. Este es el resultado más importante para este análisis.

R E A L E I G E N V A L U E S

MODE NO.	EXTRACTION ORDER	EIGENVALUE	RADIANS	CYCLES	GENERALIZED MASS	GENERALIZED STIFFNESS
1	1	2.964231E+06	1.721694E+03	2.740161E+02	1.411010E-04	4.182558E+02
2	2	2.964236E+06	1.721696E+03	2.740164E+02	1.410961E-04	4.182421E+02
3	3	5.422436E+06	2.328613E+03	3.706102E+02	4.270304E-04	2.315545E+03

Figura 5.4-12: REAL EIGENVALUES en un archivo .f06

- REAL EIGEN VECTOR: Lista con los 6 componentes del autovector para cada nodo del modelo.

EIGENVALUE = 2.964231E+06

R E A L E I G E N V E C T O R N O . 1

POINT ID.	TYPE	T1	T2	T3	R1	R2	R3
100500	G	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	7.010433E-02
100501	G	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	9.913709E-02
100502	G	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	7.010748E-02
100503	G	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	1.584645E-05
100504	G	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	-7.014210E-02
100505	G	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	-9.908912E-02
100506	G	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	-7.014561E-02
100507	G	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	1.122031E-05
100508	G	1.650308E-03	-1.308042E-03	-1.307269E-03	6.925232E-01	7.325827E-01	9.804116E-02
100509	G	1.308097E-03	-1.308019E-03	-4.328641E-08	6.925214E-01	6.925557E-01	1.386891E-01
100510	G	1.308104E-03	-1.650232E-03	1.307211E-03	7.325487E-01	6.925555E-01	9.804559E-02

Figura 5.4-13: REAL EIGENVECTOR en un archivo .f06

5.5 ANÁLISIS TERMOELÁSTICO

5.5.1 Teoría y fórmulas

La variación de temperatura consigue que las dimensiones de un determinado material cambien. En general, un aumento de temperatura provoca un aumento del tamaño y una disminución de temperatura provoca una disminución de las dimensiones.

La formulación de este fenómeno para materiales elásticos homogéneos isótropos y lineales se describe a continuación.

Se define que el material, en ausencia de cargas externas aplicadas y con una temperatura de referencia (Tref) no presenta deformaciones. Si se produce un incremento positivo de temperatura, genera una deformación volumétrica positiva del material (y viceversa):

$$\varepsilon_{xx} = \alpha\Delta T$$
$$\varepsilon_{yy} = \alpha\Delta T$$
$$\varepsilon_{zz} = \alpha\Delta T$$
$$\varepsilon_{xy} = 0$$
$$\varepsilon_{xz} = 0$$
$$\varepsilon_{yz} = 0$$

Donde:
α: coeficiente de expansión térmica (K^{-1}).
$\Delta T = T - T_{ref}$: es la variación de temperatura (K).

Por lo tanto, el problema se plantea de la siguiente manera:

$$\bar{\bar{\varepsilon}} = \frac{1}{E}\left[(1+\nu)\bar{\bar{\sigma}} - \nu \cdot tr(\bar{\bar{\sigma}})\bar{\bar{I}}\right] + \alpha\Delta T\bar{\bar{I}}$$
$$\bar{\bar{\sigma}} = \lambda \cdot tr(\bar{\bar{\varepsilon}})\bar{\bar{I}} + 2\mu\bar{\bar{\varepsilon}} - \beta\Delta T\bar{\bar{I}}$$

Donde: $\beta = \frac{E}{1-2\nu}\alpha$ (pa/K).

A partir de aquí se realiza la analogía de Duhamel, donde la contribución de la variación de temperatura en la deformación se asemeja por la contribución de una tensión equivalente.

La tensión equivalente es:

$$\bar{\bar{\sigma}} = \overline{\overline{\sigma_m}} - \beta\Delta T\bar{\bar{I}}$$

Donde:
σ_m: es la tensión mecánica (pa).

La ecuación de equilibrio interno en un caso genérico es:

$$\nabla \cdot \bar{\bar{\sigma}} + \vec{b} = \vec{0}$$
$$\nabla \cdot \overline{\overline{\sigma_m}} - \beta\nabla(\Delta T) + \vec{b} = \vec{0}$$
$$\nabla \cdot \overline{\overline{\sigma_m}} + \overrightarrow{b_{eq}} = \vec{0}$$

Donde:
$\overrightarrow{b_{eq}} = -\beta\nabla(\Delta T) + \vec{b}$: es la fuerza másica equivalente.

Las condiciones de contorno estáticas quedan de la siguiente forma:

$$\bar{\bar{\sigma}} \cdot \vec{n} = \vec{t}$$

$$\overline{\overline{\sigma_m}} \cdot \vec{n} = \vec{t} + \beta \Delta T \vec{n} = \overrightarrow{t_{eq}}$$

Donde:
$\overrightarrow{t_{eq}} = \vec{t} + \beta \Delta T \vec{n}$: es la fuerza de superficie equivalente del contorno.

A partir de esta analogía, el problema termoelástico se resuelve igual que el problema estático (ver 4.5.1).

5.5.2 Especificaciones

Las especificaciones termoelásticas para los vehículos espaciales se establecen cuando se estudia los casos caliente y frío. En general, estos dos casos extremos (que corresponde a periodos de la misión donde se recibe más calor (caso caliente) o donde se recibe menos calor (caso frío) desde las fuentes externas e internas) definen las temperaturas más altas y más bajas que pueden darse en el vehículo espacial durante la misión. Realizando un estudio térmico en detalle, se puede obtener una distribución de la temperatura por las distintas zonas y componentes. Con estos datos, se puede realizar los análisis termoelásticos con el propósito de calcular las deformaciones en los componentes estructurales, provocadas por las máximas diferencias de temperatura entre los dos casos extremos.

5.5.3 Procedimiento de cálculo con MSC Nastran

5.5.3.1 Análisis termoelástico con datos del modelo térmico

El procedimiento de cálculo termoelástico con MSC Natran emplea el tipo de análisis estático (Sol 101) y se indica la distribución de temperatura en cada nodo o cada elemento, que es la causa que provoca tensiones y deformaciones termoelásticas.

Para realizar un análisis termoelástico de cualquier modelo, se recomienda seguir los siguientes pasos:

- Crear el modelo de elementos finitos con un programa preprocesador (MSC Patran). Este modelo debe estar constituido por elementos cuyas propiedades materiales estén definidas. Para que este modelo sirva para cualquier tipo de análisis (estático, modos propios, random, etc…), se recomienda que no se defina inicialmente en el preprocesador ningún caso de carga ni ninguna restricción, ya que estos datos se introducirán en los cabeceros de los diferentes análisis.
- Configurar un análisis del modelo en el programa preprocesador con el objetivo de crear un fichero “.bdf” que contiene la información básica del modelo y que servirá como input para el programa MSC Nastran. Para ello, se debe seguir la siguiente secuencia en el programa preprocesador:
    - MSC Patran:
      ‘Analysis/Analyze/Entire Model/Analysis Deck’

- Abrir el fichero “.bdf” con un programa de texto y borrar las secciones iniciales (Executive Control, Case Control, el inicio de Bulk Data hasta antes de la definición de elementos o propiedades) y el comando final del archivo (ENDDATA). Estos elementos borrados son los que aparecen en el cabecero y, por lo tanto, no debe haber duplicidades.
- Realizar los análisis térmicos sobre el modelo térmico correspondiente que representan los casos más severos (caso caliente y caso frío). Generalmente, esto se realiza con el programa ESATAN.
- Generar los ficheros de salida de cada análisis térmico que incluyen una lista de nodos del modelo térmico, con sus coordenadas y la temperatura obtenida.

- Realizar un proceso de equivalencia mediante un programa (“ESATAN TO NASTRAN”) o de forma manual que relacione los nodos del modelo térmico con los nodos o elementos del modelo FEM estructural. El objetivo de este paso es disponer de un archivo “.dat” que disponga de una lista de entradas TEMPRB, TEMPP1, etc que indica la temperatura para cada elemento y que sirve como parte separada del cabecero de análisis termoelástico.
- Copiar uno de los cabeceros (se recomienda que sean los que se indican en el apartado 5.5.3.1.2) en el mismo directorio que el archivo “.bdf” y que el anterior fichero. Los cabeceros son archivos “.dat” que indican los parámetros necesarios para realizar el análisis en MSC Nastran, y donde se especifican el tipo de análisis, los casos de carga, las restricciones la solicitación de los resultados del análisis.
- Adaptar el cabecero para que sea compatible con el archivo .bdf (en el comando del cabecero ‘include’, debe aparecer a continuación el nombre completo del archivo “.bdf”) y para que tenga las restricciones adecuadas para el modelo y las cargas definidas para el análisis. Además, debe incorporar un segundo comando ‘include’ que haga referencia al fichero con los datos de temperatura para cada elemento.
- Abrir el programa MSC Nastran, seleccionar el archivo del cabecero (“.dat”) y ejecutar el análisis.
- Al finalizar el análisis, se crea un conjunto de archivos de salida. Para ver directamente los resultados numéricos del análisis, se puede abrir el archivo “.f06” donde se muestra en forma de listas de números los resultados solicitados en el cabecero.
- Se puede importar los resultados en el programa posprocesador para visualizar sobre el modelo determinados resultados del análisis (deformaciones, desplazamientos, tensiones, etc…).
    - MSC Patran:
      ‘Analysis/Access Results/Attach XDB/Result Entities’

- Comprobar que los resultados del análisis son los esperados.

5.5.3.1.1 Cabecero del análisis termoelástico

A medida que el usuario se va familiarizando con el manejo de MSC Nastran - MSC Patran, es una práctica recomendable modificar los parámetros de análisis desde la propia tarjeta, que será un archivo “.dat”. De esta manera es más sencillo cambiar los parámetros que se desea obtener del modelo (que suelen ser los mismos o parecidos en la mayoría de los análisis termoelásticos) y simplemente habrá que introducir el nombre del archivo “.bdf” del modelo en el comando ‘include’ del archivo, ahorrando de esta manera un tiempo considerable.

El cabecero es la parte inicial de cualquier fichero de entrada de MSC Nastran que indica un conjunto de parámetros relacionados con la forma de realizar el análisis, la aplicación de los casos de carga (fuerzas y restricciones) y los resultados exigidos. A continuación, se indican los parámetros que deben aparecer en un análisis estándar y se muestra posteriormente los cabeceros recomendados.

Para los análisis termoelásticos con este método, se dispone del cabecero propiamente dicho y de un archivo adicional “.dat” con una lista de comandos de temperatura que indica las temperaturas correspondientes a cada elemento o nodo.

Cuando se ejecuta un análisis de Nastran, se debe especificar en el cabecero los siguientes parámetros:

EXECUTIVE CONTROL

- Sol 101: especifica que la solución corresponde con un análisis estático.
- CEND: el final del Executive Control.

CASE CONTROL

- TITLE: es el título del análisis.
- ECHO: Para establecer si se quiere o no y de qué manera los datos del Bulk Data en el fichero de salida del Nastran.
    - ECHO = NONE: No se quiere que aparezcan estos datos en el fichero de salida.
- AUTOSPC = YES: Establece que el programa imponga restricciones SPC de forma automática a aquellos DOF que necesiten ser restringidos.
    - Es útil para restringir los DOF rotacionales de los elementos sólidos.
    - Es recomendable que aparezca la lista de los DOF restringidos en las primeras fases del análisis para comprobar cuáles son los DOF que han sido restringidos y averiguar por qué.
    - En la fase final, cuando está todo correctamente, se recomienda no imprimir la lista de DOF restringidos.
      AUTOSPC(NOPRINT)=YES (Ejemplo)
- SUBCASE: Para introducir los subcasos de carga. En cada subcaso, debe aparecer los siguientes parámetros.
    - SPC: Indica el ID de la condición de contorno.
      SPC = 2 (ejemplo)
    - TEMPERATURE (LOAD): Indica el ID del caso de carga. En este caso, se trata de una distribución de temperatura que provoca efectos termoelásticos.
      TEMPERATURE (LOAD) = 1 (ejemplo)
    - SET: Define un conjunto de elementos. Sirve para indicar que sólo se quiere saber las fuerzas y/o tensiones en este conjunto de elementos.
      SET n = EID1, THRU EID2 (ejemplo)
    - DISPLACEMENT(SORT1, REAL) = n: Solicita que el output muestre los desplazamientos de los nodos pertenecientes al set definido anteriormente con la identificación ‘n’.
        - SORT1: Los resultados se presentan en forma de lista tabulada de nodos por cada caso de carga.
        - REAL: El formato es el de un número real.
    - SPCFORCES(SORT1, REAL) = ALL: Solicita que el output muestre todas las fuerzas de reacción SPC.
        - SORT1: Los resultados se presentan en forma de lista tabulada de nodos por cada caso de carga.
        - REAL: El formato es el de un número real.
    - FORCES(SORT1, REAL) = n: Solicita que el output muestre las fuerzas internas de los elementos pertenecientes al set definido anteriormente con la identificación ‘n’.
        - SORT1: Los resultados se presentan en forma de lista tabulada de elementos por cada caso de carga.
        - REAL: El formato es el de un número real.
    - GPFORCES (SORT1, PHASE) = ALL: Solicita que el output muestre todas las fuerzas referidas a los nodos.
        - SORT1: Los resultados se presentan en forma de lista tabulada de nodos por cada caso de carga.
        - REAL: El formato es el de un número real.
    - STRESS(SORT1, REAL, VONMISES, BILIN) = ALL: Solicita que el output muestre las tensiones en todos los elementos.
        - SORT1: Los resultados se presentan en forma de lista tabulada de elementos por cada caso de carga.
        - REAL: El formato es el de un número real.
        - VONMISES: El resultado es la tensión de Von Mises.

- BILIN: Se solicita además las tensiones en los nodos (además de en el centro de cada elemento) para los elementos CQUAD4, CQUADR y CTRIAR usando extrapolación bilineal.

BULK DATA (del cabecero)

- BEGIN BULK: Define el comienzo del Bulk Data.
- PARAM POST 0: Para establecer que el output sea ficheros apropiados compatibles con MSC Patran, en este caso, el 0 corresponde con un archivo .xdb.
- PARAM PRTMAXIM YES: Para imprimir los valores máximos de fuerzas, reacciones, MPC fuerzas y desplazamientos. Estos son los resultados:
    - MAXIMUM APPLIED LOADS
    - MAXIMUM SPCFORCES
    - MAXIMUM MPCFORCES
    - MAXIMUM DISPLACEMENTS
- SPCADD: Define un set de SPC como una unión de sets SPC definidos con las entradas SPC o SPC1.
    - SPCADD 2 (ejemplo)
- SPC1: Define un set de restricción de punto único.
    - Se recomienda restringir el modelo los nodos duplicados de los puntos de interfaz.
    - Para tornillos o elementos de unión cilíndricos, no se restringe el DOF de giro del tornillo; en el ejemplo corresponde con el DOF 6:
      SPC1 1 12345 (ejemplo)
- GRID: Se debe definir los nodos adicionales al modelo. Se deben definir los siguientes nodos:
    - Los nodos duplicados de los nodos de la interfaz.

- CELAS2: Define los elementos elásticos que une cada pareja definida por un nodo de la I/F del modelo con su nodo duplicado.
    - En el caso de que la interfaz se defina mediante elementos de unión roscado (tornillos), se debe definir 5 CELAS2 por cada pareja de nodos, ya que debe unir todos los DOF salvo el giro de rotación sobre el eje de cada tornillo.

- INCLUDE: Es el comando que permite unir el cabecero con los datos del modelo (Bulk Data). El archivo es .bdf.
  INCLUDE 'Nombre_del_archivo_del_Bulk_Data.bdf’.
- INCLUDE: Es el comando que permite incluir en el cabecero los datos de la distribución de temperatura del modelo. El archivo es .dat.
  INCLUDE 'Nombre_del_archivo_con_datos_térmicos.dat’.

- ENDDATA

Dentro del archivo .dat con la distribución de temperaturas, típicamente se encuentran las siguientes entradas:

- TEMPRB: Indica la temperatura en las dos secciones extremas de los elementos 1D (BEAM, BAR).
- TEMPP1: Indica la temperatura en los elementos 2D.

5.5.3.1.2 Ejemplos de cabecero de análisis termoelástico

```
SOL 101
CEND
$ Direct Text Input for Global Case Control Data
TITLE = THERMOELASTIC
ECHO = NONE
AUTOSPC(NOPRINT) = YES
SUBCASE 1
$ Subcase name : Homog_Temp
   SUBTITLE=MODEL_Thermoelastic_coldcase
   SPC = 2
   TEMPERATURE(LOAD) = 1
   SET 102 = 2001,2002,2003,2004,2011,2012,2013,2014,
             2021,2022,2023,2024
   SET 103 = 3005589,3005578,3005600,3005456,
             3005434,3005445,3005301,3005313,3005289,3005013,3005025,
             3005001,5013049,5013026,5013090,5019517,5019505,5019528,
             6011048,6011061,6011038,6014156,6014169,6014145,6015012,
             6015025,6015001,6015120,6015133,6015109,7011485,7011501,
             7011475,7006822,7006878,7006843,7000805,7000829,7000816
   SET 104 = 6016035,6016037,THRU 6016058,6016060,THRU 6016062
   DISPLACEMENT(SORT1,REAL)=103
   SPCFORCES(SORT1,PHASE)=ALL
   FORCES(SORT1,PHASE)=102
   GPFORCES(SORT1,PHASE)=104
   STRESS(SORT1,REAL,VONMISES,BILIN)=ALL
BEGIN BULK
$ Direct Text Input for Bulk Data
PARAM    POST    0
PARAM   PRTMAXIM YES
$Para los nodos sin temperatura utilizar TEMPD, el los encontrará
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
$ Loads for Load Case :Thermoelastic_coldcase
$ Bar Element Temperatures of Load Set : tempRef1D50C
SPCADD   2       1       2       3
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
$ Displacement Constraints of Load Set : Foot1
SPC1     1       123     201
$ Displacement Constraints of Load Set : Foot2
SPC1     2       123     202
$ Displacement Constraints of Load Set : Foot3
SPC1     3       123     203
$ GRID definition for duplicated nodes at SPCS (for CELAS2)
$--------------$$-------------$$--------------$$--------------$$--------------$$
GRID*    201             0               -.02857877193407.016503623449463
*       -2.66524189804-4
GRID*    202             0               -3.5034446-8    -.03298997930418
*       5.32797451296-4
GRID*    203             0               .028578906026487.016503506962975
*       -2.66522308548-4
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
$ CELAS2 definition, for load recovery
CELAS2   2001    1.0E10   201      1     101      1
CELAS2   2002    1.0E10   201      2     101      2
CELAS2   2003    1.0E10   201      3     101      3
CELAS2   2004    1.0E10   201      4     101      4
CELAS2   2005    1.0E10   201      5     101      5
$CELAS2   2006    1.0E10   201      6     101      6
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
CELAS2   2011    1.0E10   202      1     102      1
CELAS2   2012    1.0E10   202      2     102      2
CELAS2   2013    1.0E10   202      3     102      3
CELAS2   2014    1.0E10   202      4     102      4
CELAS2   2015    1.0E10   202      5     102      5
$CELAS2   2016    1.0E10   202      6     102      6
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
CELAS2   2021    1.0E10   203      1     103      1
CELAS2   2022    1.0E10   203      2     103      2
CELAS2   2023    1.0E10   203      3     103      3
CELAS2   2024    1.0E10   203      4     103      4
CELAS2   2025    1.0E10   203      5     103      5
$CELAS2   2026    1.0E10   203      6     103      6
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
INCLUDE 'MODEL_NAME.bdf'
INCLUDE 'MODEL_thermaldata_coldcase.dat'
ENDDATA
```

Figura 5.5-1: Ejemplo del cabecero de un archivo Nastran para análisis termoelástico

```
TEMPRB   1      10025772 -50.56  -50.56
TEMPRB   1      10025773 -50.56  -50.56
TEMPRB   1      10025774 -50.56  -50.56
TEMPRB   1      10025775 -50.63  -50.63
TEMPRB   1      10025776 -50.63  -50.63
TEMPRB   1      10025777 -50.63  -50.63
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
TEMPP1   1       1000000 -50.63
TEMPP1   1       1000001 -51.44
TEMPP1   1       1000002 -51.44
TEMPP1   1       1000003 -51.44
TEMPP1   1       1000004 -51.44
TEMPP1   1       1000005 -51.44
TEMPP1   1       1000006 -51.44
TEMPP1   1       1000007 -51.44
```

Figura 5.5-2: Ejemplo de un archivo Nastran con los datos térmicos para análisis termoelástico

5.5.3.1.3 Análisis de resultados

Cuando se ejecuta un análisis con el programa MSC Nastran, se genera un conjunto de archivos de salida. Algunos de ellos pueden abrirse mediante procesadores de texto que permiten ver los resultados numéricos directamente, mientras que otros archivos sirven como input para visualizar los resultados en los programas posprocesadores.

El archivo de salida que se utiliza para ver los resultados numéricos es el que termina en “.f06”. En él aparece una copia de los comandos y estamentos del cabecero y en algunos casos se puede solicitar que aparezca también una copia del Bulk data. Posteriormente, aparecen determinados mensajes de información, aviso o errores fatales. Finalmente, aparece el contenido con los resultados solicitados.

La primera revisión que se debe realizar es que no se haya producido ningún error en la ejecución del análisis. Para ello, se debe buscar si ha aparecido algún mensaje de error fatal (FATAL MESSAGE) en el archivo de salida “.f06”. En caso de encontrarlo, se debe identificar las causas del error y corregir ese error para que no vuelva a aparecer en la siguiente ejecución de análisis. Una vez identificado y corregido las causas de los errores fatales, se ejecuta de nuevo el análisis hasta que no aparezca ningún mensaje de error fatal. En este caso, el análisis se ha ejecutado sin ninguna incidencia.

El siguiente paso es encontrar los mensajes de aviso (WARNING MESSAGE) y determinar si son importantes o que puedan indicar algún fallo que afecte seriamente a los resultados del análisis. En tal caso, se debe proceder igual que con los errores fatales. Se debe identificar las causas y corregir el error. Se ejecuta de nuevo y se verifica que los mensajes anteriores no vuelven a aparecer.

Llegados a este punto, se supone que el análisis ha sido ejecutado correctamente y lo que queda por ver es si los resultados obtenidos son los esperados.

Para los análisis termoelásticos, el archivo de resultados “.f06” tiene los siguientes resultados:

- OLOAD RESULTANT: Resultante de las fuerzas y momentos aplicados referenciados en el origen del sistema de coordenadas básico.

```
                                                OLOAD    RESULTANT
SUBCASE/    LOAD
DAREA ID    TYPE       T1            T2            T3            R1            R2            R3
       1     FX   -7.112533E-12     ----          ----          ----      -3.055609E+01 -3.563097E+01
             FY       ----      -5.798029E-11     ----      -1.842810E+01     ----       3.563097E+01
             FZ       ----          ----       4.931910E-11  1.842810E+01  3.055609E+01     ----
             MX       ----          ----          ----      -8.673617E-19     ----          ----
             MY       ----          ----          ----          ----       6.505213E-19     ----
             MZ       ----          ----          ----          ----          ----       0.000000E+00
           TOTALS -7.112533E-12 -5.798029E-11  4.931910E-11 -9.201528E-13  1.406875E-12  5.115908E-13
```

Figura 5.5-3: OLOAD RESULTANT en un archivo .f06

- SPCFORCE RESULTANT: Resultante de las fuerzas y momentos de las restricciones de punto único referenciadas en el origen del sistema de coordenadas básico.

SPCFORCE RESULTANT

SUBCASE/ DAREA ID	LOAD TYPE	T1	T2	T3	R1	R2	R3
1	FX	-2.313527E-10	----	----	----	4.708817E-04	2.915676E-02
	FY	----	-9.026735E-10	----	7.159915E-01	----	-2.915676E-02
	FZ	----	----	-9.408474E-12	-7.159915E-01	-4.708824E-04	----
	MX	----	----	----	0.000000E+00	----	----
	MY	----	----	----	----	0.000000E+00	----
	MZ	----	----	----	----	----	0.000000E+00
	TOTALS	-2.313527E-10	-9.026735E-10	-9.408474E-12	8.625995E-10	-7.004312E-10	1.396216E-12

Figura 5.5-4: SPCFORCE RESULTANT en un archivo .f06

- MAXIMUM SPCFORCES: Componentes de la máxima fuerza de restricción de punto único.

MAXIMUM SPCFORCES

SUBCASE/ DAREA ID	T1	T2	T3	R1	R2	R3
1	7.4373919E+02	8.9574996E+02	1.4466361E+01	0.0000000E+00	0.0000000E+00	0.0000000E+00

Figura 5.5-5: MAXIMUM SPCFORCES en un archivo .f06

- MAXIMUM DISPLACEMENTS: Componentes del máximo desplazamiento nodal.

MAXIMUM DISPLACEMENTS

SUBCASE/ DAREA ID	T1	T2	T3	R1	R2	R3
1	2.2707653E-05	2.3976682E-05	5.4755931E-05	4.0305258E-03	6.8948889E-03	2.5980598E-03

Figura 5.5-6: MAXIMUM DISPLACEMENTS en un archivo .f06

- MAXIMUM APPLIED LOADS: Componentes de la máxima fuerza aplicada.

MAXIMUM APPLIED LOADS

SUBCASE/ DAREA ID	T1	T2	T3	R1	R2	R3
1	1.4234608E+03	2.3160506E+03	1.0332319E+03	8.5661411E-04	8.5425405E-04	0.0000000E+00

Figura 5.5-7: MAXIMUM APPLIED LOADS en un archivo .f06

- DISPLACEMENT VECTOR: Componentes del desplazamiento (traslación y rotación) de los nodos solicitados.

D I S P L A C E M E N T V E C T O R

POINT ID.	TYPE	T1	T2	T3	R1	R2	R3
3005001	G	-5.142219E-06	9.321972E-06	-4.044552E-05	9.634483E-05	-3.925859E-04	-8.174393E-06
3005013	G	5.062807E-07	7.402943E-06	-4.065795E-05	2.495771E-04	1.829123E-04	4.423979E-05
3005025	G	-1.191535E-06	1.290631E-05	-4.054652E-05	-4.053053E-04	1.132091E-04	3.175517E-05
3005289	G	-8.461481E-06	8.577405E-06	-4.297369E-05	2.601334E-04	-1.278344E-03	2.327808E-05
3005301	G	2.569706E-06	5.041772E-06	-4.313627E-05	9.116706E-04	8.178593E-04	-9.077765E-06
3005313	G	-3.616031E-07	1.622015E-05	-4.313552E-05	-1.281062E-03	3.140128E-04	-1.500046E-05
3005434	G	-5.673007E-06	8.714609E-06	-4.416016E-05	5.642414E-05	-1.770735E-05	-1.274208E-04
3005445	G	-4.787371E-07	8.044064E-06	-4.328926E-05	9.886047E-05	1.597944E-04	-7.681315E-05
3005456	G	-1.303320E-06	1.309983E-05	-4.383023E-05	-6.690442E-05	1.317803E-04	3.805456E-05
3005578	G	-5.709340E-06	8.553442E-06	-4.564498E-05	5.518307E-05	-1.391202E-05	-1.880100E-04
3005589	G	-1.841489E-07	7.880557E-06	-4.476759E-05	1.872260E-05	8.296882E-05	-8.436240E-05
3005600	G	-9.966890E-07	1.320575E-05	-4.531547E-05	-3.665759E-05	1.216891E-04	9.176906E-05

Figura 5.5-8: DISPLACEMENT VECTOR en un archivo .f06

- ELEMENT FORCES: Componentes de las fuerzas de los elementos para los elementos solicitados.

F O R C E S I N S C A L A R S P R I N G S (C E L A S 2)

ELEMENT ID.	FORCE	ELEMENT ID.	FORCE	ELEMENT ID.	FORCE	ELEMENT ID.	FORCE
2001	-7.437392E+02	2002	4.483867E+02	2003	-7.241445E+00	2004	0.0
2011	5.873526E-01	2012	-8.957500E+02	2013	1.446636E+01	2014	0.0
2021	7.431518E+02	2022	4.473633E+02	2023	-7.224916E+00	2024	0.0

Figura 5.5-9: ELEMENT FORCES en un archivo .f06

- FORCES OF SINGLE-POINT CONSTRAINT: Componentes de las fuerzas de restricción en los nodos seleccionados.

F O R C E S O F S I N G L E - P O I N T C O N S T R A I N T

POINT ID.	TYPE	T1	T2	T3	R1	R2	R3
201	G	-7.437392E+02	4.483867E+02	-7.241445E+00	0.0	0.0	0.0
202	G	5.873526E-01	-8.957500E+02	1.446636E+01	0.0	0.0	0.0
203	G	7.431518E+02	4.473633E+02	-7.224916E+00	0.0	0.0	0.0

Figura 5.5-10: FORCES OF SINGLE-POINT CONSTRAINT en un archivo .f06

- ELEMENT STRESSES: Componentes de la tensión en los elementos solicitados.

S T R E S S E S I N Q U A D R I L A T E R A L E L E M E N T S (Q U A D 4) OPTION = BILIN

ELEMENT ID	GRID-ID	FIBER DISTANCE	STRESSES IN ELEMENT COORD SYSTEM NORMAL-X	NORMAL-Y	SHEAR-XY	PRINCIPAL STRESSES (ZERO SHEAR) ANGLE	MAJOR	MINOR	VON MISES
1000000	CEN/4	-5.000000E-04	2.525295E+05	-4.521183E+05	1.046519E+04	0.8507	2.526849E+05	-4.522737E+05	6.186145E+05
		5.000000E-04	-6.159485E+05	-2.636335E+05	7.012703E+04	79.1464	-2.501880E+05	-6.293940E+05	5.488752E+05
	1000225	-5.000000E-04	4.278026E+04	-6.952037E+05	8.880955E+03	0.6894	4.288712E+04	-6.953106E+05	7.177158E+05
		5.000000E-04	-8.929783E+05	-2.415787E+05	6.932512E+04	83.9920	-2.342825E+05	-9.002745E+05	8.089895E+05
	1000312	-5.000000E-04	5.560612E+04	-2.141649E+05	1.073115E+04	2.2744	5.603232E+04	-2.145911E+05	2.474126E+05
		5.000000E-04	-8.760477E+05	-2.852284E+05	6.921503E+04	83.4067	-2.772281E+05	-8.840479E+05	7.831432E+05
	1000311	-5.000000E-04	4.523711E+05	-2.036795E+05	1.203790E+04	1.0509	4.525919E+05	-2.039003E+05	5.819781E+05
		5.000000E-04	-3.520047E+05	-2.861741E+05	7.088532E+04	57.4538	-2.409348E+05	-3.972441E+05	3.466158E+05
	1000223	-5.000000E-04	4.651831E+05	-7.056807E+05	1.019076E+04	0.4986	4.652718E+05	-7.057694E+05	1.021256E+06
		5.000000E-04	-3.350728E+05	-2.406219E+05	7.111073E+04	61.7943	-2.024836E+05	-3.732112E+05	3.236001E+05

Figura 5.5-11: ELEMENT STRESSES en un archivo .f06

- GP FORCES: Componentes de las fuerzas referidas a los nodos solicitados.

G R I D P O I N T F O R C E B A L A N C E

POINT-ID	ELEMENT-ID	SOURCE	T1	T2	T3	R1	R2	R3
6011048	6011012	QUAD4	3.110948E-01	1.691352E+00	-2.830834E-01	-4.563104E-04	-3.639033E-04	-9.544319E-06
6011048	6013011	QUAD4	-4.557096E+00	-1.790622E+00	1.652280E-01	4.718172E-04	2.537478E-04	-1.672754E-04
6011048	6013012	QUAD4	4.273176E+00	3.813748E+00	3.893024E-01	5.000984E-04	3.986826E-04	1.336221E-04
6011048	6012031	TRIA3	9.987511E+00	4.791242E+00	7.264219E-03	1.471109E-06	-5.532758E-06	-1.965279E-08
6011048	6012032	TRIA3	-4.570732E+00	-4.905190E+00	-4.252648E-03	2.997084E-06	3.043454E-07	5.147685E-08
6011048	6012033	TRIA3	-3.932501E+00	-4.134036E+00	-8.390324E-03	3.283221E-06	-1.617136E-06	1.791981E-08
6011048		*TOTALS*	-2.797762E-13	2.575717E-13	5.177664E-13	-2.862971E-18	5.895349E-19	3.152666E-17
6011061	6011024	QUAD4	8.838343E-01	-1.491165E+00	-1.176295E-01	5.841901E-04	-1.898204E-04	2.542566E-05
6011061	6011025	QUAD4	-1.307344E+00	-1.063694E+00	-1.413478E-01	6.351086E-04	-8.607500E-05	-7.282990E-05
6011061	6013024	QUAD4	5.029011E+00	-2.185410E+00	1.278029E-01	-6.537159E-04	2.122066E-04	1.353956E-05
6011061	6013025	QUAD4	-5.467674E+00	-8.101508E-02	1.334270E-01	-5.620215E-04	7.592456E-05	3.385140E-05
6011061	6012049	TRIA3	5.573857E+00	-1.169431E-02	1.048200E-02	9.215505E-07	-6.050539E-06	1.191768E-08
6011061	6012077	TRIA3	-5.140775E+00	2.383209E+00	-1.021514E-02	-2.996242E-06	-3.895197E-06	7.657335E-09
6011061	6012078	TRIA3	4.290904E-01	2.449769E+00	-2.519435E-03	-1.486612E-06	-2.290045E-06	-6.291013E-09
6011061		*TOTALS*	-7.513989E-13	6.306067E-14	-6.318123E-14	-2.261811E-17	-2.120123E-18	-9.458857E-18

Figura 5.5-12: GPFORCES en un archivo .f06

5.6 ANÁLISIS DE CHOQUE

5.6.1 Teoría y fórmulas

La separación de etapas y la separación del satélite de la última etapa del lanzador inducirán cargas de muy corta duración con respecto a las frecuencias naturales de un sistema mecánico cargado.

Los efectos de las cargas son representados generalmente por un espectro de respuesta de choque (SRS). El SRS es sencillamente un diagrama o figura que muestra la respuesta de un número de sistemas de un grado de libertad a una excitación. La excitación es normalmente una aceleración transitoria en función del tiempo.

El vehículo espacial sufrirá cargas mayores normalmente cuando se separe la cofia y cuando se produzca la separación entre el satélite y la última etapa del lanzador, mientras que sufrirá cargas de choque menores durante la combustión y encendido de cada etapa.

La autoridad de lanzamiento especifica normalmente una carga de choque mediante un espectro de choque (SRS). Un ejemplo, para el ARIANE 4 se muestra en la siguiente figura.

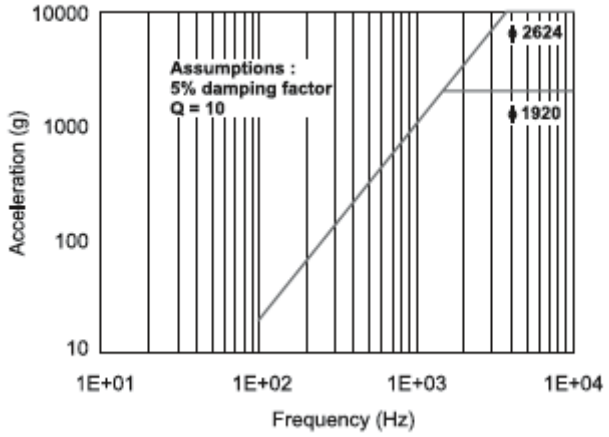


Figura 5.6-1: Valores de aceleración provocada por las cargas de choque especificados por el Ariane 4

Un SRS se genera calculando la máxima respuesta de un sistema de un grado de libertad a una excitación transitoria. Muchos sistemas de un grado de libertad son evaluados al mismo tiempo. Se debe seleccionar una relación de amortiguamiento para el análisis.

El SRS final muestra la mayor respuesta absoluta encontrada para un sistema particular en cualquier lugar durante el análisis temporal realizado. La respuesta se muestra en el dominio de la frecuencia. Para calcular esta respuesta, se sigue el siguiente procedimiento.

5.6.1.1 Cálculo de una curva SRS

Comenzando con un análisis modal transitorio, la aproximación general para una cantidad de respuesta u_k, es:

$$u_k(t) = \sum_i \phi_{ik}\xi_i(t)$$

Donde ϕ es el modo y ξ es el desplazamiento generalizado.

Las ecuaciones modales reales son:

$$\ddot{\xi}_i + g_i\omega_i\dot{\xi}_i + \omega_i{}^2\xi_i = \lfloor\phi\rfloor^T\{P(t)\}$$

Donde P es el vector de las funciones de carga. Para cargas debidas a las aceleraciones en la base, las fuerzas equivalentes de inercia son:

$$\{P(t)\} = -[M_{aa}][D_{ar}]\{\ddot{u}_r(t)\}$$

Donde las columnas de la matriz $[D_{ar}]$ representa los vectores de los movimientos como sólido rígido de la estructura completa y las aceleraciones correspondientes con los movimientos de la base. De las anteriores ecuaciones se puede separar las cantidades modales de las soluciones transitorias.

Las respuestas son:

$$\ddot{x_r} + g\omega\dot{x_r} + \omega^2 x_r = \ddot{u_r}(t)$$

Donde x_r es la función de respuesta en la dirección r, y es una función de las variables ω, g y t. Los valores de pico de x_r, obtenidos sobre un rango de frecuencias y factores de amortiguamiento se denominan espectro de respuesta para la excitación $\overline{u_r}$.

Por otra parte, del análisis de modos propios, se definen los factores de participación modal ψ_{ir}, para el modo ‘i’ y en la dirección ‘r’, como:

$$\psi_{ir} = -[\phi_i]^T[M_{aa}]\{D_{ar}\}$$

De la ecuación primera, la respuesta real transitoria en un punto físico es:

$$u_k(t) = \sum_i\sum_r \phi_{ik}\psi_{ir}x_r(\omega_i, g_i, t)$$

Esta fórmula se puede aproximar por distintos métodos.

- Método absoluto: Asume el peor escenario de cargas donde se asume que las cargas de distinta frecuencia aparecen a la vez.
$$\overline{u_k} \cong \sum_i\sum_r |\phi_{ik}||\psi_{ir}x_{ri}(\omega_i, g_i)|$$
- Método SRSS: Realiza el cálculo como una función de probabilidad. Es un cálculo que subestima los resultados, y por lo tanto, necesita aumentar esos resultados por un factor de seguridad de entre 1.5 y 2.
$$\overline{u_k} \cong \sqrt{\sum_i(\phi_{ik}\overline{\xi_i})^2}$$
$$\overline{\xi_i} = \sqrt{\sum_r(\psi_{ir}x_r(\omega_i, g_i))^2}$$
- Método NRL: Es un compromiso entre los anteriores métodos, donde se tiene en cuenta el modo de mayor magnitud, $\phi_{jk}\overline{\xi_j}$, que lo calcula como en el método absoluto, y el resto de modos que se calculan como en el método SRSS. Los resultados se sitúan entre los dos anteriores métodos.
$$\overline{u_k} \cong \left|\phi_{jk}\overline{\xi_j}\right| + \sqrt{\sum_{i\neq j}(\phi_{ik}\overline{\xi_i})^2}$$

$$\bar{\xi}_i = \sqrt{\sum_r (\psi_{ir} x_r(\omega_i, g_i))^2}$$

$$\bar{\xi}_j = \sqrt{\sum_r (\psi_{jr} x_r(\omega_j, g_j))^2}$$

Para aquellos modos cuyas frecuencias se sitúan cerca, se debe asumir que actúan a la vez y en la misma fase. Por esta razón, los métodos SRSS y NRL empleados con Nastran tienen provisiones para calcular este tipo de modos con el método absoluto con el parámetro CLOSE.

$$f_{i+1} < CLOSE \cdot f_i$$

- Método CQC (Complete Quadratic Combination): Este método debería usarse cuando un modelo tiene varias parejas de modos juntos, ya que los anteriores métodos ofrecen resultados pobres y poco precisos. Este método emplea los principios empleados en las vibraciones aleatorias e involucra el cálculo de los modos cruzados o coeficientes de covarianzas para parejas de modos. La respuesta de pico para N modos usando este método es dado por la siguiente ecuación:

$$d = \sqrt{\sum_{i=1}^{N} \sum_{j=1}^{N} R_i \, p_{ij} R_j}$$

Donde:

$R_i =$ Respuesta del modo i
$R_j =$ Respuesta del modo j
$p_{ij} =$ Coeficiente de modo cruzado

El coeficiente de modo cruzado se aproxima por la ecuación 9-1 del manual MSC Nastran 2013.1: Dynamic Analysis User’s Guide [*Ref 5*]. Este coeficiente es 1 cuando i=j, y es 0 cuando el factor de amortiguamiento es 0, en cuyo caso, la solución sería igual que en el método SRSS. Para un par de modos suficientemente separados, el coeficiente p_{ij} tiende a 0; en cambio, para un par de modos juntos, tiende a 1 cuanto más cercanas sean las frecuencias entre sí.

El método CQC sólo se usa para una combinación de modos a través de respuestas, y se activa con la definición de PARAM,CQC,1 o PARAM,CQC,2 en la sección Case Control de un archivo de entrada del programa MSC Nastran. En ambos casos, se usa un método idéntico para calcular los picos de respuesta, pero usando PARAM,CQC,2 es posible obtener la matriz de coeficientes CQC como output.
El valor por defecto de este parámetro es -1 y desactiva esta opción.

En la siguiente figura se muestra un ejemplo de historia temporal de aceleración y su SRS asociado.

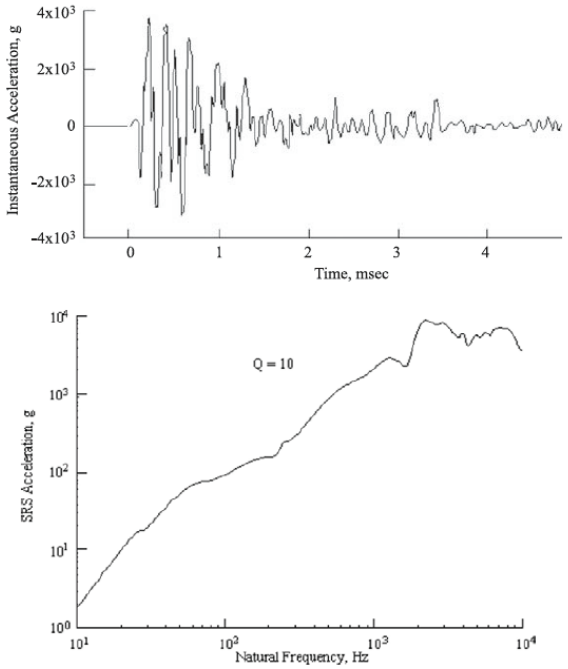


Figura 5.6-2: Ejemplo de representación temporal de aceleraciones instantáneas y del espectro SRS asociado

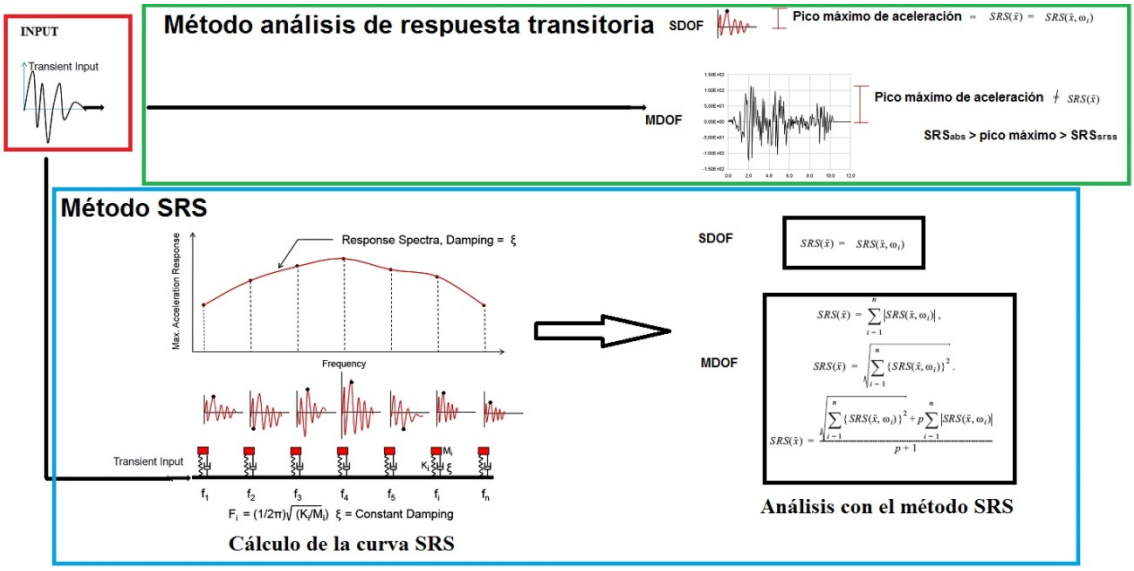


Figura 5.6-3: Diagrama de los métodos de cálculo de choque

5.6.2 Ensayo de choque

En ensayo de choque es un test ambiental. Se trata de aplicar cargas instantáneas que simulan los choques que producen los dispositivos pirotécnicos en el momento en el que el satélite se separa del vehículo lanzador. El propósito de estos ensayos es demostrar que la estructura es capaz de soportar debidamente la aplicación de la carga en los niveles especificados y que los equipos que van dentro del satélite no hayan sufrido ningún tipo de daño que pueda afectar a su integridad.

Para la realización de los test se debe activar cada dispositivo pirotécnico que vaya a actuar durante la misión. Se debe verificar también que se produce la separación de forma correcta y sin ningún imprevisto.

En el caso de que se disponga de dispositivos primarios y secundarios, la activación se debe realizar según la secuencia prevista, tanto para los dispositivos primarios como para los secundarios.

Si se tiene previsto que algún equipo vaya a estar activo cuando se produzca la activación del explosivo durante la misión, en los ensayos deben estar igualmente activos y verificar su correcto funcionamiento.

Normalmente se emplearán cuando sea posible dummies en lugar de los equipos del satélite con la intención de evitar que estos puedan sufrir cualquier tipo de daño durante la aplicación de esta carga.

Los niveles de la aplicación de la carga de choque son obtenidos del manual de usuario del lanzador.

5.6.3 Especificaciones

Los lanzadores especifican los métodos que se deben emplear y los márgenes que se deben aplicar para el estudio del comportamiento de la estructura de los satélites frente a las cargas de choque provocadas por el lanzador (separación de etapas, separación de la cofia, etc.). Además, presentan las envolventes de los espectros de choque que recogen todos los choques que se pueden producir durante la fase de ascenso.

Por otra parte, se debe tener en cuenta las cargas de choque producidas por la activación de dispositivos pirotécnicos o de otro tipo en aquellos vehículos espaciales que tengan elementos desplegables. En este caso, las especificaciones provienen de los propios responsables de los vehículos espaciales.

5.6.3.1 Ariane 5

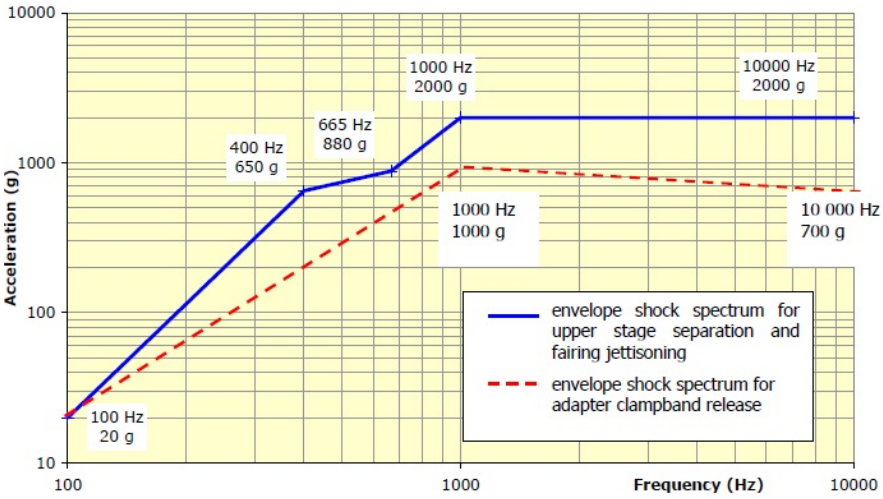


Figura 5.6-4: Envolvente del espectro de choque del lanzador Ariane 5 (Ref 30)

5.6.3.2 Soyuz

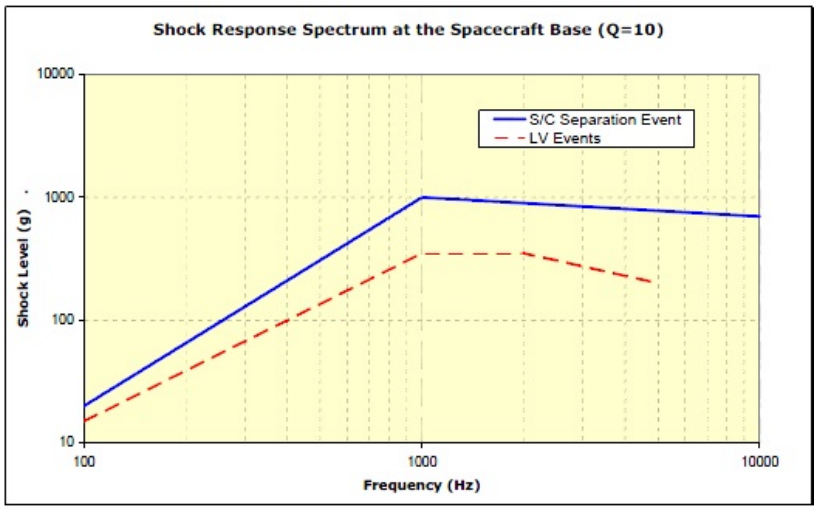


Figura 5.6-5: Envolvente del espectro de choque del lanzador Soyuz (Ref 31)

5.6.3.3 Vega

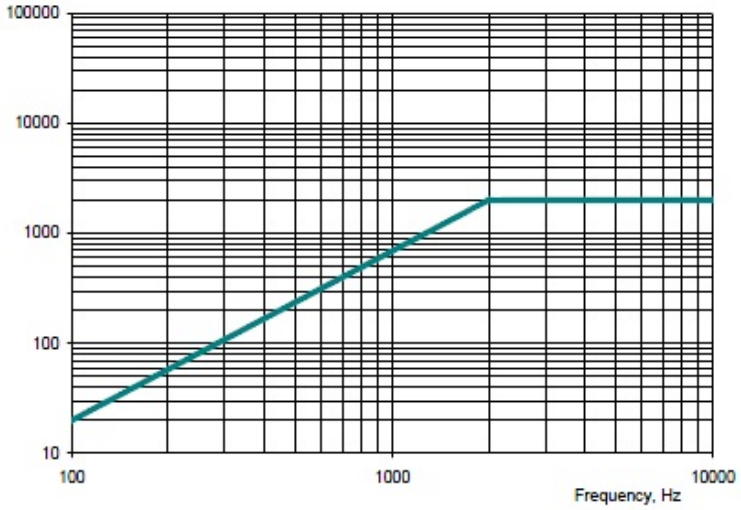


Figura 5.6-6: Envolvente del espectro de choque del lanzador Vega (Ref 32)

5.6.4 Procedimiento de cálculo con MSC Nastran

Para el análisis de choque se distingue dos metodologías (ver Figura 5.6-3):

- Análisis de respuesta transitoria modal
- Análisis de espectro de choque

El análisis de respuesta transitoria modal (sol 112) consiste en conocer la función de la aceleración dependiente del tiempo que se aplica al modelo (input), y realizar un análisis transitorio para obtener las aceleraciones, tensiones, etc… del modelo como funciones de tiempo (generalmente, tanto el input como el output son funciones irregulares). Este tipo de análisis involucra cargas o aceleraciones dependientes del tiempo (cargas transitorias). La ventaja de este método, es que si se conoce bien la curva temporal de la aceleración de entrada, se obtienen valores precisos de las funciones temporales de los resultados (tensiones, aceleraciones, etc…). Las desventajas son que se necesita conocer bien la función temporal de entrada y que requiere más tiempo y coste de cálculo en comparación con el otro método.

El análisis de espectro de choque se divide en dos etapas:

1. Generación del espectro de choque (SRS). (Sol 109 o Sol 112).

A partir de una carga transitoria (aceleración de entrada), se puede generar un espectro de respuesta del choque (SRS) como una función que relaciona los picos máximos de carga con la frecuencia natural. Esta etapa es opcional debido a que las especificaciones suelen dar directamente el SRS. El cabecero de análisis de esta etapa es igual o muy semejante al del análisis de respuesta transitoria modal.

2. Aplicación del espectro de choque. (Sol 103)
   Consiste en un análisis modal de la estructura y el cálculo de la respuesta que combina las propiedades modales del modelo con los datos del espectro de las cargas aplicadas.

La ventaja de este segundo método (SRS) es la simplicidad y facilidad de cálculo. La desventaja es la falta de precisión de resultados, pudiendo ser en ocasiones que el análisis transitorio sea más preciso, fácil y rápido.

Existen varios métodos para sumar los picos de respuesta de cada modo en la etapa de aplicación del espectro de choque.

- Valor absoluto.
  Asume el peor caso donde se asume que todos los picos van a ocurrir a la vez. Esta es la fórmula que debería utilizarse para las vibraciones estables o de larga duración (terremotos). No es recomendable para choques repentinos de corta duración.
- Valor SRSS.
  Este enfoque (la raíz cuadrada de la suma de cuadrados) se utiliza para modelizar las cargas instantáneas. Se asume que los valores de pico por cada frecuencia propia ocurrirán en diferentes tiempos. Este método subestima los picos reales, por lo tanto debe utilizarse con un factor de seguridad de 1.5 a 2.0.
- Método NRL.
  Es un método que se sitúa entre los dos anteriores y que combina ambos conceptos.
- Método CQC.
  Este método se emplea cuando existen modos que sean próximos entre sí en frecuencia.

5.6.4.1 Aplicación de espectro de choque (Método de la masa grande)

La utilización del espectro de choque (SRS) consiste en aplicar la carga de choque al modelo. Esta carga está representada en forma de espectro que relaciona la intensidad del choque (normalmente en g) con la frecuencia natural.
El método de la masa grande, al igual que para los análisis de vibraciones aleatorias, consiste en definir mediante el cabecero un elemento másico localizado en un nodo que se crea cerca del centro de masas del modelo. La masa de este elemento másico debe ser exageradamente grande en comparación con la masa del modelo (por ejemplo, se toma un valor de 10^8 kg).
Se elimina cualquier restricción del modelo que limite su movimiento como sólido rígido, y se define (en el cabecero) una única restricción que afecta a todos los DOF del nodo donde se sitúa la masa grande, salvo el de aplicación de la carga. De forma adicional, se crean nodos duplicados de los nodos de la interfaz (donde el modelo recibe las aceleraciones de choque) y se crea el nodo duplicado del nodo de la masa grande. Estos nodos se unen mediante celas con sus respectivos nodos coincidentes y se crea un elemento rígido (RBE2) que une todos los DOF del conjunto de nodos duplicados con el nodo duplicado de la masa grande.
La aceleración se aplica en la dirección del DOF no restringido del nodo de la masa grande y se ejecuta el análisis.

Para realizar un análisis de aplicación del espectro de choque de cualquier modelo, se recomienda seguir los siguientes pasos:

- Crear el modelo de elementos finitos con un programa preprocesador (MSC Patran). Este modelo debe estar constituido por elementos cuyas propiedades materiales estén definidas. Para que este modelo sirva para cualquier tipo de análisis (estático, modos propios, random, etc…), se recomienda que no se defina inicialmente en el

preprocesador ningún caso de carga ni ninguna restricción, ya que estos datos se introducirán en los cabeceros de los diferentes análisis.

- Configurar un análisis del modelo en el programa preprocesador con el objetivo de crear un fichero “.bdf” que contiene la información básica del modelo y que servirá como input para el programa MSC Nastran. Para ello, se debe seguir la siguiente secuencia en el programa preprocesador:
    - MSC Patran:
      ‘Analysis/Analyze/Entire Model/Analysis Deck’

- Abrir el fichero “.bdf” con un editor de texto y borrar las secciones iniciales (Executive Control, Case Control, el inicio de Bulk Data hasta antes de la definición de elementos o propiedades) y el comando final del archivo (ENDDATA). Estos elementos borrados son los que aparecen en el cabecero y, por lo tanto, no debe haber duplicidades.
- Copiar uno de los cabeceros (se recomienda que sean los que se indican en el apartado 5.6.4.1.2) en el mismo directorio que el archivo “.bdf”. Los cabeceros son archivos “.dat” que indican los parámetros necesarios para realizar el análisis en MSC Nastran, y donde se especifican el tipo de análisis, los casos de carga, las restricciones la solicitación de los resultados del análisis.
- Adaptar el cabecero para que sea compatible con el archivo “.bdf” (en el comando del cabecero ‘include’, debe aparecer a continuación el nombre completo del archivo “.bdf”).
- Completar y adaptar el cabecero a cada modelo incluyendo la siguiente información que varía en cada modelo:
    - Definición de los sets que agrupan los nodos o elementos donde se solicitarán los resultados de aceleraciones, tensiones, etc.
    - Definir el factor de amortiguamiento dependiente de la frecuencia (TABDMP1).
    - Definir los valores de la especificación de entrada (TABLED1). Definir el amortiguamiento del SRS (DTI, SPECSEL).
    - Definir la dirección de la aplicación de la carga (En SUPORT se define el DOF de aplicación de la carga y en SPC1 se definen el resto de DOFs).
    - Definir los elementos rígidos RBE2 que unen los elementos duplicados de la interfaz con el nodo duplicado de la masa grande.
    - Definir los nodos duplicados de los nodos de la interfaz. Se debe copiar las coordenadas de los nodos de la interfaz e incluirlas en el cabecero como coordenadas de sus nodos duplicados.
    - Definir los CELAS que unen los nodos duplicados con los de la interfaz.
- Abrir el programa MSC Nastran, seleccionar el archivo del cabecero (“.dat”) y ejecutar el análisis.
- Al finalizar el análisis, se crea un conjunto de archivos de salida. Para ver directamente los resultados numéricos del análisis, se puede abrir el archivo “.f06” donde se muestra en forma de listas de números los resultados solicitados en el cabecero.
- Se puede importar los resultados en el programa posprocesador para visualizar sobre el modelo determinados resultados del análisis (deformaciones, desplazamientos, tensiones, etc…).
    - MSC Patran:
      ‘Analysis/Access Results/Read Output2/Result Entities’

- Comprobar que los resultados del análisis son los esperados.

5.6.4.1.1 Cabecero del análisis del espectro de choque (SRS)

A medida que el usuario se va familiarizando con el manejo de MSC Nastran - MSC Patran, es una práctica recomendable modificar los análisis desde la propia tarjeta, que será un archivo

“.dat”. De esta manera es más sencillo cambiar los parámetros que se desea obtener del modelo (que suelen ser los mismos o parecidos en la mayoría de los análisis de cargas de choque) y simplemente habrá que introducir el nombre del archivo “.bdf” del modelo en el comando ‘include’ del archivo, ahorrando de esta manera un tiempo considerable.

El cabecero es la parte inicial de cualquier fichero de entrada de MSC Nastran que indica un conjunto de parámetros relacionados con la forma de realizar el análisis, la aplicación de los casos de carga (fuerzas y restricciones) y los resultados exigidos. A continuación, se indican los parámetros que deben aparecer en un análisis estándar y se muestra posteriormente los cabeceros recomendados.

Estos son los comandos del cabecero:

EXECUTIVE CONTROL

- TIME 2000: Indica el tiempo máximo de ejecución del análisis en minutos. Es recomendable indicarlo explícitamente en aquellos análisis que requieran mucho tiempo de ejecución.
- SOL 103: especifica que la solución es de un problema de análisis en de modos propios. En este caso, este tipo de análisis sirve como análisis de respuesta de espectro de choque (SRS).
- CEND: Indica el final del Executive Control.

CASE CONTROL

- ECHO: Para establecer si se quiere o no y de qué manera los datos del Bulk Data en el fichero de salida del Nastran.
    - ECHO = NONE: No se quiere que aparezcan estos datos en el fichero de salida.
- LINES: Especifica el número de líneas por página del archivo de salida. Es recomendable darle un valor alto (por ejemplo 99999) para el análisis de modos propios o de vibraciones aleatorias y evitar que los datos sean cortados por páginas distintas.
- AUTOSPC = YES: Establece que el programa imponga restricciones SPC de forma automática a aquellos DOF que necesiten ser restringidos.
    - Es útil para restringir los DOF rotacionales de los elementos sólidos.
    - Es recomendable que aparezca la lista de los DOF restringidos en las primeras fases del análisis para comprobar cuáles son los DOF que han sido restringidos y averiguar por qué.
    - En la fase final, cuando está todo correctamente, se recomienda no imprimir la lista de DOF restringidos
      AUTOSPC(NOPRINT)=YES
- TITLE: Indica el título del análisis.
- SUBTITLE: Indica el subtítulo del análisis.

- SPC: Indica el ID de la condición de contorno.
  SPC = 2 (SPC para la masa grande).
- METHOD = n: Selecciona el set para análisis de autovalores reales (EIGRL).
- DLOAD = n: Selecciona el set de una entrada del Bulk Data DLOAD, RLOAD1, RLOAD2, TLOAD1, TLOAD2, o ACSRCE. Sirve para añadir la fuerza aplicada de tipo de carga dinámica o fuente acústica en problemas de respuesta en frecuencia.
- SDAMPING = n: Selecciona el set de una entrada del Bulk Data TABDMP1 o TABLEDi. Sirve para añadir amortiguamiento como función de la frecuencia.
- PARAM,OPTION: Es la opción que permite el cálculo de la respuesta según el método que se indique a continuación:
    - ABS: Este método calcula la respuesta como la suma de los valores absolutos de cada respuesta modal. Este enfoque obtiene los resultados más altos porque asume el peor escenario.

$$\overline{u_k} \cong \sum_i \sum_r |\phi_{ik}||\psi_{ir} x_{ri}(\omega_i, g_i)|$$

PARAM OPTION ABS

- SRSS: Este método calcula la respuesta como la raíz cuadrada de la suma de los cuadrados de las respuestas modales. Es el enfoque más optimista, y por lo tanto se recomienda amplificar los resultados por un factor de seguridad de 1.5.

$$\overline{u_k} \cong \sqrt{\sum_i (\phi_{ik} \overline{\xi_i})^2}$$

$$\overline{\xi_i} = \sqrt{\sum_r (\psi_{ir} x_r(\omega_i, g_i))^2}$$

PARAM OPTION SRSS

- NRL: Este método es un compromiso de los dos anteriores. Los modos importantes (indicados con el subíndice j) se calculan con el método absoluto y el resto con el método SRSS. Se obtiene resultados aceptables.

$$\overline{u_k} \cong \left|\phi_{jk} \overline{\xi_j}\right| + \sqrt{\sum_{i \neq j} (\phi_{ik} \overline{\xi_i})^2}$$

$$\overline{\xi_i} = \sqrt{\sum_r (\psi_{ir} x_r(\omega_i, g_i))^2}$$

$$\overline{\xi_j} = \sqrt{\sum_r (\psi_{jr} x_r(\omega_j, g_j))^2}$$

PARAM OPTION NRL

- PARAM CLOSE: Es un parámetro adicional que se debe usar si se ha elegido la opción SRSS o NRL en el anterior parámetro. Con este parámetro se indica el valor de la relación máxima que debe tener dos frecuencias propias consecutivas para que sean sumadas con el método ABS. De esta forma, se consigue una mayor precisión en los resultados. En el ejemplo, las parejas de modos consecutivos que se diferencian menos de un 5% deben sumarse con el método ABS.

$$f_{i+1} < CLOSE \cdot f_i$$

  - PARAM CLOSE 1.05 (ejemplo)
- PARAM CQC 1: Este parámetro es opcional. Activa el método CQC (combinación cuadrática completa) que se recomienda usar cuando un modelo presenta frecuencias propias muy próximas entre sí. Para este tipo de modelos, el método SRSS obtiene resultados pobres y el NRL depende de la definición arbitraria del PARAM,CLOSE.
- DTI CQC: Sólo se usa este comando si se ha especificado el comando PARAM CQC 1 o PARAM CQC 2. Se usa este comando para combinar con el método CQC un determinado número de modos, mientras que el resto de modos se calcula con cualquiera de los métodos indicados con PARAM,OPTON. En este comando, se especifica una lista con los números que representa los modos propios (ordenados de menor a mayor frecuencia) que se verán afectados por el método CQC. En el ejemplo, el número 1 indica el número de registro de la tabla, mientras que los números 3, 4, 5 y 7 son los modos (identificados por el orden de frecuencias) que va a ser calculados por el método CQC. El resto de modos serán calculados por el método SRSS.
  - PARAM CQC 1
    PARAM OPTION SRSS
    DTI CQC 1 3 4 5 7 (ejemplo)

- Set n: Indica la creación de un set con los nodos donde se desea medir las aceleraciones u otros parámetros.
- Set 102: Indica la creación de un set que agrupe todos los elementos CELAS2 que unen los DOF de traslación de los nodos de la interfaz con sus duplicados. Además se incluyen los CELAS2 que une el nodo de la masa grande con su duplicado. Este set servirá para solicitar las fuerzas en los elementos CELAS2. Se suele pedir estos valores para los CELAS que unen los DOF de traslación de los nodos de la interfaz con sus nodos duplicados. Para que queden ordenados correctamente en el archivo de salida .f06, se suele pedir además las fuerzas en uno de los CELAS de rotación por cada pareja de nodos.

- ACCELERATION(SORT2) = ALL: Solicita el vector de la aceleración en todos los nodos.
    - SORT2: Los resultados se presentan en forma de lista tabulada de frecuencias o tiempos por cada nodo.
- ACCELERATION(SORT2) = n: Solicita el vector de la aceleración en los nodos del set n. Sirve para medir la aceleración en determinados puntos del modelo, donde se supone que es interesante conocer este valor para poder compararlo con el modelo real.
    - SORT2: Los resultados se presentan en forma de lista tabulada de frecuencias o tiempos por cada nodo.
- STRESS(SORT2, VONMISES) = ALL: Solicita las tensiones en todos los elementos.
    - SORT2: Los resultados se presentan en forma de lista tabulada de frecuencias o tiempos por cada elemento.
    - VONMISES: Los resultados son las tensiones de Von Mises.
- FORCES(SORT2) = n: Solicita la fuerza de los elementos pertenecientes al set n.
    - SORT2: Los resultados se presentan en forma de lista tabulada de frecuencias o tiempos por cada elemento.

BULK DATA

- BEGIN BULK: Define el comienzo del Bulk Data.
- PARAM GRDPNT 0: Este parámetro sirve para el cálculo de la masa del modelo referenciado en el origen de coordenadas básico.
- PARAM POST -1: Para establecer que el output sea fichero apropiado compatibles con MSC Patran, en este caso, el -1 corresponde con un archivo .op2. Es el tipo de archivo que se recomienda para el análisis de choque.
- PARAM SCRSPEC 0: Es el parámetro que solicita que los resultados sean calculados como espectro de respuesta en análisis de modos propios.

- EIGRL: Define el rango de frecuencias de la solución del análisis de modos propios o vibraciones aleatorias con el método Lanczos. En el ejemplo, el rango es desde 0 hz hasta 10000 hz (normalmente, las especificaciones de SRS se dan hasta los 10000 Hz).
    - EIGRL 10 0. 10000. (ejemplo)

- SPC1: Crea la restricción de punto único localizado en el nodo donde se sitúa la masa grande (en el ejemplo, ID = 999999) y se restringe todos los grados de libertad salvo la dirección donde se aplica la carga (en este ejemplo 1).
    - SPC1 1 23456 999999 (ejemplo)
- SUPORT: Define los DOF que permiten el movimiento como sólido rígido del modelo. El DOF que se indica es el que no se ha restringido con el anterior SPC1 (en el ejemplo, el DOF 1).
    - SUPORT 999999 1 (ejemplo)

- CONM2: Define la masa grande con un valor arbitrariamente grande. En el ejemplo, m = 10^8 kg.
    - CONM2 9999 999999 1.0+8 (ejemplo)

- DLOAD: Define una condición dinámica como combinación lineal de sets de cargas definidas con entradas como RLOAD1, RLOAD2, TLOAD1, TLOAD2, etc. La entrada DLOAD se limita a introducir todos los IDs de los sets de cargas que se van a aplicar simultáneamente al modelo para el análisis. En esta entrada, se puede indicar el factor de escala de 9.81 cuando la SRS viene especificada en g. En el ejemplo, se especifica como “71” el ID de la entrada Dti, Specsel que se define a continuación.
    - Dload 20 1.0 1.0 71 (ejemplo)
- Dti, Specsel: Relaciona los valores tabulados de la entrada (SRS, en función de la frecuencia) con los valores del amortiguamiento correspondiente. Es decir, empareja el ID de la entrada (TABLED1) con el valor del amortiguamiento. En el ejemplo, identifica la entrada TABLED1 con ID = 2 como una tabla donde se especifica las aceleraciones (A) del SRS correspondientes al amortiguamiento de 0.05.
    - Dti, Specsel, 71, , A, 2, 0.05 (ejemplo)
- TABLED1: Especifica la función SRS que depende de la frecuencia como una tabla de valores. En esta tabla, se especifica por parejas el valor de la frecuencia y el valor del SRS correspondiente a esta frecuencia.
    - TABLED1 2
      40.4233 147.626 94.0432 342.867 151.601 550.884 218.165 788.212 ENDT (ejemplo)

- TABDMP1: Define el amortiguamiento modal como función tabulada de la frecuencia natural. En el ejemplo, el amortiguamiento es constante con valor de 0.05.
    - TABDMP1 30 CRIT
      0. 0.05 10000. 0.05 ENDT (ejemplo)

- GRID: Se debe definir los nodos adicionales al modelo. Se deben definir los siguientes nodos:
    - Los nodos duplicados de la interfaz.
    - El nodo donde se sitúa la masa grande.
    - El nodo duplicado de la masa grande.
- CELAS2: Define los elementos elásticos que une cada pareja definida por un nodo de la I/F del modelo con su nodo duplicado.
    - En el caso de que la interfaz se defina mediante elementos de unión roscado (tornillos), se debe definir 5 CELAS2 por cada pareja de nodos, ya que debe unir todos los DOF salvo el giro de rotación sobre el eje de cada tornillo.
- CELAS2: Define los elementos elásticos que une el nodo de la masa grande con su nodo duplicado. En este caso, se define 6 CELAS2, uno por cada DOF.
- RBE2: Se debe definir el elemento rígido que une el nodo duplicado de la masa grande con los nodos duplicados de la I/F del modelo. Se puede definir más de un RBE2.
- INCLUDE: Es el comando que permite unir la cabecera con los datos del modelo (Bulk Data). El archivo es .bdf.
  INCLUDE 'Nombre_del_archivo_del_Bulk_Data.bdf’.
- ENDDATA

5.6.4.1.2 Ejemplos de cabeceros de análisis de choque

```
$ Response Spectra Application_Shock
$
sol 103
$c
cend
echo=none
line=99999
subcase 1
   subtitle = Shock Spectrum Analysis
   spc = 2
   method = 10
   dload = 20
   sdamp = 30
   param,option,abs
   accel(sort2) = all
   stress(sort2, VONMISES)      = all
   set 102 = 2011, 2012, 2013, 2014, 2111, 2112, 2113, 2114,
             5, 6, 7, 8
   force(sort2) = 102
$
begin bulk
$
param,grdpnt,0
param,post,-1
param, scrspec, 0
$
eigrl,10,0.0,10000.0,
$
spc1,2,23456,9999,2,3,4,5
suport, 9999, 1
conm2,  9999, 9999, , 1.e8
$
$ If the input load are expresed in gs, it's necesary
$ indicate a 9.81 scale factor in DLOAD
Dload, 20, 1.0, 1.0, 71
$
Dti, Specsel, 71, , A, 2, 0.05
$
TABLED1        2
         40.4233 147.626 94.0432 342.867 151.601 550.884 218.165 788.212
         ENDT
$
tabdmp1, 30, crit
+, 0.0, 0.05, 10000., 0.05, endt
$
$ Duplicate I/F nodes
GRID     10              0.      0.      0.
$
$ Large mass node
GRID     9999            0.      0.      0.
$ Large mass duplicate node
GRID     9998            0.      0.      0.
```

Figura 5.6-7: Ejemplo cabecero de un archivo Nastran para análisis de choque (Parte 1)

```
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
$ CELAS2 joining 6 DOFs between I/F node and its duplicate one
CELAS2   2011    1.0E15  1        1       10      1
CELAS2   2012    1.0E15  1        2       10      2
CELAS2   2013    1.0E15  1        3       10      3
CELAS2   2014    1.0E15  1        4       10      4
CELAS2   2015    1.0E15  1        5       10      5
CELAS2   2016    1.0E15  1        6       10      6
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
$ CELAS2 joining 6 DOFs between latge mass node and its duplicate one
CELAS2   2111    1.0E15  9998        1    9999       1
CELAS2   2112    1.0E15  9998        2    9999       2
CELAS2   2113    1.0E15  9998        3    9999       3
CELAS2   2114    1.0E15  9998        4    9999       4
CELAS2   2115    1.0E15  9998        5    9999       5
CELAS2   2116    1.0E15  9998        6    9999       6
$ Multipoint Constraints of the Entire Model
RBE2        1    9998    123456  10
$
INCLUDE '4masas_modos.bdf'
ENDDATA
```

Figura 5.6-8: Ejemplo cabecero de un archivo Nastran para análisis de choque (Parte 2)

5.6.4.1.3 Análisis de resultados

Cuando se ejecuta un análisis con el programa MSC Nastran, se genera un conjunto de archivos de salida. Algunos de ellos pueden abrirse mediante procesadores de texto que permiten ver los resultados numéricos directamente, mientras que otros archivos sirven como input para visualizar los resultados en los programas posprocesadores.

El archivo de salida que se utiliza para ver los resultados numéricos es el que termina en “.f06”. En él aparece una copia de los comandos y estamentos del cabecero y en algunos casos se puede solicitar que aparezca también una copia del Bulk data. Posteriormente, aparecen determinados mensajes de información, aviso o errores fatales. Finalmente, aparece el contenido con los resultados solicitados.

La primera revisión que se debe realizar es que no se haya producido ningún error en la ejecución del análisis. Para ello, se debe buscar si ha aparecido algún mensaje de error fatal (FATAL MESSAGE) en el archivo de salida “.f06”. En caso de encontrarlo, se debe identificar las causas del error y corregir ese error para que no vuelva a aparecer en la siguiente ejecución de análisis. Una vez identificado y corregido las causas de los errores fatales, se ejecuta de nuevo el análisis hasta que no aparezca ningún mensaje de error fatal. En este caso, el análisis se ha ejecutado sin ninguna incidencia.

El siguiente paso es encontrar los mensajes de aviso (WARNING MESSAGE) y determinar si son importantes o que puedan indicar algún fallo que afecte seriamente a los resultados del análisis. En tal caso, se debe proceder igual que con los errores fatales. Se debe identificar las causas y corregir el error. Se ejecuta de nuevo y se verifica que los mensajes anteriores no vuelven a aparecer.

Llegados a este punto, se supone que el análisis ha sido ejecutado correctamente y lo que queda por ver es si los resultados obtenidos son los esperados.

Para los análisis de espectro de respuesta de choque, realizados con este método, el archivo de resultados “.f06” tiene los siguientes resultados:

- OLOAD RESULTANT: Resultante de las fuerzas y momentos aplicados referenciados en el origen del sistema de coordenadas básico.

```
                                                OLOAD    RESULTANT
SUBCASE/    LOAD
DAREA ID    TYPE       T1            T2            T3            R1            R2            R3
       1     FX    0.000000E+00     ----          ----          ----       0.000000E+00  0.000000E+00
             FY       ----       0.000000E+00     ----       0.000000E+00     ----       0.000000E+00
             FZ       ----          ----       0.000000E+00  0.000000E+00  0.000000E+00     ----
             MX       ----          ----          ----       0.000000E+00     ----          ----
             MY       ----          ----          ----          ----       0.000000E+00     ----
             MZ       ----          ----          ----          ----          ----       0.000000E+00
           TOTALS  0.000000E+00  0.000000E+00  0.000000E+00  0.000000E+00  0.000000E+00  0.000000E+00
```

Figura 5.6-9: OLOAD RESULTANT en un archivo .f06

- REAL EIGENVALUES: Lista con los autovalores reales obtenidos tras el análisis.

```
                                   R E A L   E I G E N V A L U E S
   MODE    EXTRACTION      EIGENVALUE          RADIANS           CYCLES          GENERALIZED        GENERALIZED
    NO.       ORDER                                                                  MASS             STIFFNESS
      1         1        5.862365E-10       2.421232E-05      3.853510E-06      1.000000E+00       5.862365E-10
      2         2        6.450955E+04       2.539873E+02      4.042333E+01      1.000000E+00       6.450955E+04
      3         3        3.491522E+05       5.908911E+02      9.404323E+01      1.000000E+00       3.491522E+05
      4         4        9.073241E+05       9.525356E+02      1.516007E+02      1.000000E+00       9.073241E+05
      5         5        1.879014E+06       1.370771E+03      2.181650E+02      1.000000E+00       1.879014E+06
```

Figura 5.6-10: REAL EIGENVALUES en un archivo .f06

- MATRIX FN: Lista con las frecuencias naturales de los modos que se usan para el análisis. Es posible que en un análisis de este tipo no se requiera todos los modos para el cálculo de la respuesta.

```
                                                                                                SUBCASE 1
     MATRIX FN       (GINO NAME 101 ) IS A DB  PREC          1 COLUMN X          5 ROW RECTANG  MATRIX.
COLUMN        1      ROWS        1 THRU        5     ------------------------------------------------
   ROW
      1)   3.8535D-06  4.0423D+01  9.4043D+01  1.5160D+02  2.1817D+02
THE NUMBER OF NON-ZERO TERMS IN THE DENSEST COLUMN =       5
THE DENSITY OF THIS MATRIX IS 100.00 PERCENT.
```

Figura 5.6-11: MATRIX FN (frecuencias naturales) en un archivo .f06

- MATRIX PSIT: Lista los factores de participación modal que se usa en el cálculo de la respuesta.

```
                                                                                                SUBCASE 1
                PSIT
   POINT           VALUE     POINT           VALUE     POINT           VALUE     POINT           VALUE     POINT           VALUE


COLUMN           1
      9999 T1  1.00000E+04

COLUMN           2
      9999 T1  3.93721E+00

COLUMN           3
      9999 T1 -1.69236E+00

COLUMN           4
      9999 T1  1.04983E+00

COLUMN           5
      9999 T1 -7.29516E-01
```

Figura 5.6-12: Factores de participación modal en un archivo .f06

- MATRIX UHVR: Lista los picos de la respuesta modal para cada subcaso. La primera columna son los picos de desplazamiento por cada modo, la segunda son los picos de velocidad por cada modo y la tercera son los picos de aceleración por cada modo.

```
                                                                                                SUBCASE 1
     MATRIX UHVR     (GINO NAME 101 ) IS A REAL              3 COLUMN X          5 ROW RECTANG  MATRIX.
COLUMN        1      ROWS        1 THRU        5     ------------------------------------------------
   ROW
      1)  -7.4461E+12 -9.0100E-03 -1.6619E-03 -6.3741E-04 -3.0602E-04
COLUMN        2      ROWS        1 THRU        5     ------------------------------------------------
   ROW
      1)  -1.8029E+08 -2.2884E+00 -9.8200E-01 -6.0715E-01 -4.1948E-01
COLUMN        3      ROWS        1 THRU        5     ------------------------------------------------
   ROW
      1)  -4.3652E+03 -5.8123E+02 -5.8025E+02 -5.7833E+02 -5.7501E+02
THE NUMBER OF NON-ZERO TERMS IN THE DENSEST COLUMN =       5
THE DENSITY OF THIS MATRIX IS 100.00 PERCENT.
```

Figura 5.6-13: Máximos picos de desplazamiento, velocidad y aceleración en un archivo .f06

- ACCELERATION VECTOR: Lista con los 6 componentes de las aceleraciones de cada nodo.

```
                                                                                                                                SUBCASE 1
SCALED SPECTRAL RESPONSE, ABS  OPTION
                                        A C C E L E R A T I O N   V E C T O R

POINT ID.   TYPE          T1            T2            T3            R1            R2            R3
       1      G      4.365569E-01   0.0           0.0           0.0           0.0           0.0
       2      G      4.578338E+02   0.0           0.0           0.0           0.0           0.0
       3      G      5.031143E+02   0.0           0.0           0.0           0.0           0.0
       4      G      4.834077E+02   0.0           0.0           0.0           0.0           0.0
       5      G      4.144254E+02   0.0           0.0           0.0           0.0           0.0
      10      G      4.365587E-01   0.0           0.0           0.0           0.0           0.0
    9998      G      4.365587E-01   0.0           0.0           0.0           0.0           0.0
    9999      G      4.365606E-01   0.0           0.0           0.0           0.0           0.0
```

Figura 5.6-14: ACCELERATION VECTOR en un archivo .f06

- FORCES IN SCALAR SPRINGS: Lista de la fuerza total (en Newtons) para cada CELAS. Cada CELAS corresponde con una dirección (de traslación o de rotación).

```
                                                                                                                                SUBCASE 1
SCALED SPECTRAL RESPONSE, ABS  OPTION
                                        F O R C E S   I N   S C A L A R   S P R I N G S      ( C E L A S 2 )
ELEMENT          FORCE            ELEMENT          FORCE            ELEMENT          FORCE            ELEMENT          FORCE
  ID.                               ID.                               ID.                               ID.
   2011      4.297069E+03           2012      0.0                     2013      0.0                     2014      0.0
   2111      4.297069E+03           2112      0.0                     2113      0.0                     2114      0.0
```

Figura 5.6-15: FORCES IN SCALAR SPRINGS en un archivo .f06

- ELEMENT STRESSES: Componentes de la tensión (en pa) en los elementos solicitados.

```
                                                                                                                                SUBCASE 1
SCALED SPECTRAL RESPONSE, ABS  OPTION
                                        S T R E S S E S   I N   S C A L A R   S P R I N G S      ( C E L A S 2 )
ELEMENT          STRESS           ELEMENT          STRESS           ELEMENT          STRESS           ELEMENT          STRESS
  ID.                               ID.                               ID.                               ID.
   2011      0.0                    2012      0.0                     2013      0.0                     2014      0.0
   2015      0.0                    2016      0.0                     2111      0.0                     2112      0.0
   2113      0.0                    2114      0.0                     2115      0.0                     2116      0.0
                                                                                   MAY  12, 2014  MSC Nastran 11/27/13   PAGE    20
SHOCK SPECTRUM ANALYSIS
                                                                                                                                SUBCASE 1
SCALED SPECTRAL RESPONSE, ABS  OPTION
                                        S T R E S S E S   I N   R O D   E L E M E N T S      ( C R O D )
 ELEMENT       AXIAL       SAFETY      TORSIONAL     SAFETY       ELEMENT       AXIAL       SAFETY      TORSIONAL     SAFETY
   ID.        STRESS       MARGIN        STRESS      MARGIN         ID.        STRESS       MARGIN        STRESS      MARGIN
      5    4.305502E+09              0.0                              6    3.311213E+09              0.0
      7    2.762513E+09              0.0                              8    2.072273E+09              0.0
```

Figura 5.6-16: STRESSES IN ELEMENTS en un archivo .f06

5.6.4.2 Análisis de respuesta transitoria modal a una carga de choque

El análisis de respuesta transitoria modal a una carga de choque consiste en la aplicación de la carga representada en función del tiempo al modelo para averiguar la respuesta (aceleraciones, desplazamientos, tensiones, etc) como funciones temporales.
Se emplea en este análisis el método de la masa grande, que al igual que para los análisis de vibraciones aleatorias, consiste en definir en el cabecero de análisis un elemento másico localizado en un nodo que se crea cerca del centro de masas del modelo. La masa de este elemento másico debe ser exageradamente grande en comparación con la masa del modelo (por ejemplo, se toma un valor de 10^8 kg).
Se elimina cualquier restricción del modelo que limite su movimiento como sólido rígido, y se define (en el cabecero) una única restricción que afecta a todos los DOF del nodo donde se sitúa la masa grande, salvo el DOF de aplicación de la carga. De forma adicional, se crean nodos duplicados de los nodos de la interfaz (donde el modelo recibe las aceleraciones de choque). Estos nodos se unen mediante elementos CELAS con sus respectivos nodos coincidentes y se crea un elemento rígido (RBE2) que une todos los DOF del conjunto de nodos duplicados con el nodo de la masa grande.
La aceleración de entrada se aplica en la dirección del DOF no restringido del nodo de la masa grande y se ejecuta el análisis.

Para realizar un análisis de respuesta transitoria modal de cualquier modelo, se recomienda seguir los siguientes pasos:

- Crear el modelo de elementos finitos con un programa preprocesador (MSC Patran). Este modelo debe estar constituido por elementos cuyas propiedades materiales estén

definidas. Para que este modelo sirva para cualquier tipo de análisis (estático, modos propios, random, etc…), se recomienda que no se defina inicialmente en el preprocesador ningún caso de carga ni ninguna restricción, ya que estos datos se introducirán en los cabeceros de los diferentes análisis.

- Configurar un análisis del modelo en el programa preprocesador con el objetivo de crear un fichero “.bdf” que contiene la información básica del modelo y que servirá como input para el programa MSC Nastran. Para ello, se debe seguir la siguiente secuencia en el programa preprocesador:
    - MSC Patran:
      ‘Analysis/Analyze/Entire Model/Analysis Deck’

- Abrir el fichero “.bdf” con un programa de texto y borrar las secciones iniciales (Executive Control, Case Control, el inicio de Bulk Data hasta antes de la definición de elementos o propiedades) y el comando final del archivo (ENDDATA). Estos elementos borrados son los que aparecen en el cabecero y por lo tanto, no debe haber duplicidades.
- Copiar uno de los cabeceros (se recomienda que sean los que se indican en el apartado 5.6.4.2.2) en el mismo directorio que el archivo “.bdf”. Los cabeceros son archivos “.dat” que indican los parámetros necesarios para realizar el análisis en MSC Nastran, y donde se especifican el tipo de análisis, los casos de carga, las restricciones la solicitación de los resultados del análisis.
- Adaptar el cabecero para que sea compatible con el archivo “.bdf” (en el comando del cabecero ‘include’, debe aparecer a continuación el nombre completo del archivo “.bdf”).
- Completar y adaptar el cabecero a cada modelo incluyendo la siguiente información que varía en cada modelo:
    - Definición de los sets que agrupan los nodos o elementos donde se solicitarán los resultados de aceleraciones, tensiones, etc. Además, se deben definir uno a uno los nodos donde se quiera calcular el espectro de aceleración en la entrada DTI,Spesel,1.
    - Definición de los nodos y tipos de resultados que se requiera calcular en la sección del cabecero que viene a continuación de la entrada output (xyout) (ver 5.6.4.2.1).
    - Definir el rango de frecuencias en donde el espectro de cada nodo será calculado en las entradas freq2 y freq4.
    - Definir el amortiguamiento de los SRS de salida en la entrada freq.
    - Definir los pasos temporales y el número de intervalos para mostrar las funciones de respuesta (aceleración, tensiones) en función del tiempo (en la entrada tstep).
    - Definir la dirección de la aplicación de la carga (En SUPORT se define el DOF de aplicación de la carga y en SPC1 se definen el resto de DOFs).
    - En la entrada DAREA, definir el factor de escala de la especificación (si los valores en TABLEDi están en g, se debe indicar como factor 9.81) y de nuevo la dirección de aplicación de la carga que debe coincidir con la indicada en la entrada SUPORT.
    - Definir los valores de la especificación de entrada (TABLED1) Suele ser la aceleración en función del tiempo.
    - Definir el factor de amortiguamiento dependiente de la frecuencia (TABDMP1) del modelo.
    - Definir los nodos duplicados de los nodos de la interfaz. Se debe copiar las coordenadas de los nodos de la interfaz e incluirlas en el cabecero como coordenadas de sus nodos duplicados.
    - Definir los CELAS que unen los nodos duplicados con los de la interfaz.
    - Definir los elementos rígidos RBE2 que unen los elementos duplicados de la interfaz con el nodo duplicado de la masa grande.

- Abrir el programa MSC Nastran, seleccionar el archivo del cabecero (“.dat”) y ejecutar el análisis.
- Al finalizar el análisis, se crea un conjunto de archivos de salida. Para ver directamente los resultados numéricos del análisis, se puede abrir el archivo “.f06” donde se muestra en forma de listas de números los resultados solicitados en el cabecero.
- Si se ha solicitado, se crea de forma adicional un archivo PCH donde viene el valor de la SRS de entrada que ha sido calculada para poder copiarla en el cabecero del análisis de choque por el método SRS (ver 5.6.4.1.1).
- Se puede importar los resultados en el programa posprocesador para visualizar sobre el modelo determinados resultados del análisis (deformaciones, desplazamientos, tensiones, etc…).
    - MSC Patran:
      ‘Analysis/Access Results/ Attach XDB /Result Entities’

- Comprobar que los resultados del análisis son los esperados.

5.6.4.2.1 Cabecero del análisis de respuesta transitoria modal para carga de choque

A medida que el usuario se va familiarizando con el manejo de MSC Nastran - MSC Patran, es una práctica recomendable modificar los análisis desde la propia tarjeta, que será un archivo “.dat”. De esta manera es más sencillo cambiar los parámetros que se desea obtener del modelo (que suelen ser los mismos o parecidos en la mayoría de los análisis de cargas de choque) y simplemente habrá que introducir el nombre del archivo “.bdf” del modelo en el comando ‘include’ del archivo, ahorrando de esta manera un tiempo considerable.

El cabecero es la parte inicial de cualquier fichero de entrada de MSC Nastran que indica un conjunto de parámetros relacionados con la forma de realizar el análisis, la aplicación de los casos de carga (fuerzas y restricciones) y los resultados exigidos. A continuación, se indican los parámetros que deben aparecer en un análisis estándar y se muestra posteriormente los cabeceros recomendados.

Estos son los comandos del cabecero:

EXECUTIVE CONTROL

- TIME 2000: Indica el tiempo máximo de ejecución del análisis en minutos. Es recomendable indicarlo explícitamente en aquellos análisis que requieran mucho tiempo de ejecución.
- SOL 112: especifica que la solución es de un problema de análisis de respuesta transitoria modal. En este caso, este tipo de análisis sirve para calcular la respuesta en función del tiempo y transformarla en SRS para cargas de choque.
- CEND: Indica el final del Executive Control.

CASE CONTROL

- ECHO: Para establecer si se quiere o no y de qué manera los datos del Bulk Data en el fichero de salida del Nastran.
    - ECHO = NONE: No se quiere que aparezcan estos datos en el fichero de salida.
- LINES: Especifica el número de líneas por página del archivo de salida. Es recomendable darle un valor alto (por ejemplo 99999) y evitar que los datos sean cortados por páginas distintas.
- AUTOSPC = YES: Establece que el programa imponga restricciones SPC de forma automática a aquellos DOF que necesiten ser restringidos.
    - Es útil para restringir los DOF rotacionales de los elementos sólidos.

  - Es recomendable que aparezca la lista de los DOF restringidos en las primeras fases del análisis para comprobar cuáles son los DOF que han sido restringidos y averiguar por qué.
  - En la fase final, cuando está todo correctamente, se recomienda no imprimir la lista de DOF restringidos
    AUTOSPC(NOPRINT)=YES
- TITLE: Indica el título del análisis.
- SUBTITLE: Indica el subtítulo del análisis.

- SPC: Indica el ID de la condición de contorno.
  SPC = 2 (SPC para la masa grande).
- METHOD = n: Selecciona el set para análisis de autovalores reales (EIGRL).
- DLOAD = n: Selecciona el set de una entrada del Bulk Data DLOAD, RLOAD1, RLOAD2, TLOAD1, TLOAD2, o ACSRCE. Sirve para añadir la fuerza aplicada de tipo de carga dinámica o fuente acústica en problemas de respuesta en frecuencia.
- SDAMPING = n: Selecciona el set de una entrada del Bulk Data TABDMP1 o TABLEDi. Sirve para añadir amortiguamiento como función de la frecuencia.
- TSTEP = n: Selecciona el set de una entrada del Bulk Data TSTEP que indica el valor de los pasos temporales de integración de las respuestas (aceleraciones, tensiones, etc) de los análisis transitorios.

- Set n: Indica la creación de un set con los nodos donde se desea medir las aceleraciones u otros parámetros.
- Set 103: Indica la creación de un set que agrupe todos los elementos CELAS2 que unen los DOF de traslación de los nodos de la interfaz con sus duplicados. Este set servirá para solicitar las fuerzas en los elementos CELAS2. Se suele pedir estos valores para los CELAS que unen los DOF de traslación de los nodos de la interfaz con sus nodos duplicados. Para que queden ordenados correctamente en el archivo de salida .f06, se suele pedir además las fuerzas en uno de los CELAS de rotación por cada pareja de nodos.

- ACCELERATION(PLOT,SORT2,REAL) = ALL: Solicita el vector de la aceleración en todos los nodos.
  - PLOT: Para calcular los resultados, pero sin incluirlos en el archivo .f06.
  - SORT2: Los resultados se presentan en forma de lista tabulada de frecuencias o tiempos por cada nodo.
- ACCELERATION(PLOT,SORT2) = n: Solicita el vector de la aceleración en los nodos del set n. Sirve para medir la aceleración en determinados puntos del modelo, donde se supone que es interesante conocer este valor para poder compararlo con el modelo real.
  - PLOT: Para calcular los resultados, pero sin incluirlos en el archivo .f06.
  - SORT2: Los resultados se presentan en forma de lista tabulada de frecuencias o tiempos por cada nodo.
- STRESS(SORT2, VONMISES,BILIN) = ALL: Solicita las tensiones en todos los elementos.
  - SORT2: Los resultados se presentan en forma de lista tabulada de frecuencias o tiempos por cada elemento.
  - VONMISES: Los resultados son las tensiones de Von Mises.
  - BILIN: Se solicita además las tensiones en los nodos (además de en el centro de cada elemento) de los elementos CQUAD4, CQUADR y CTRIAR usando extrapolación bilineal.
- FORCES(SORT2) = n: Solicita la fuerza de los elementos pertenecientes al set n.
  - PLOT: Para calcular los resultados, pero sin incluirlos en el archivo .f06.
  - SORT2: Los resultados se presentan en forma de lista tabulada de frecuencias o tiempos por cada elemento.

- OUTPUT(XYOUT): Solicita que los resultados sean mostrados como tabla o gráfica. Este comando debe ir antes de los comandos de control X-Y PLOT, que se indican a continuación.
    - xaxis = yes: Dibuja el eje x de las gráficas.
    - xgrid = yes: Dibuja las líneas de la cuadrícula de la gráfica paralelas al eje x.
    - yaxis = yes: Dibuja el eje y de las gráficas.
    - ygrid = yes: Dibuja las líneas de la cuadrícula de la gráfica paralelas al eje y.
    - xtitle: Define el rótulo del título de la gráfica, que es lo que aparece a continuación de esta entrada.
      xtitle = Acceleration T.H. at base (ejemplo)
    - xyplot,xyprint,acce,resp / n (t1): Genera la gráfica X-Y. En este caso, la gráfica representa la respuesta de la componente x (t1) de la aceleración del nodo ‘n’. En este caso, la tabla se muestra en el archivo .f06.
    - xlog = yes: Define el eje x con escala logarítmica.
    - xmax = 10000: Especifica el valor máximo del eje x de la gráfica. En este caso, el eje x representa frecuencia y se solicita que el valor máximo sea 10000 Hz.
    - xmin = 1: Especifica el valor mínimo del eje x de la gráfica. En este caso, el eje x representa frecuencia y se solicita que el valor mínimo sea 1 Hz
    - xyplot,xyprint,xypunch,spectral / n (t1rm): Genera la gráfica X-Y. En este caso, la gráfica o tabla representa la respuesta espectral (SRS) del valor real de la componente x (t1rm) de la aceleración del nodo ‘n’.

BULK DATA

- BEGIN BULK: Define el comienzo del Bulk Data.
- PARAM GRDPNT 0: Este parámetro sirve para el cálculo de la masa del modelo referenciado en el origen de coordenadas básico.
- PARAM RSPECTRA 0: El valor 0 solicita que el espectro de la respuesta sea calculado para el análisis transitorio.
- PARAM RSPRINT 1: Este parámetro controla la impresión de los resultados. Está relacionado con el parámetro RSPECTRA.
- PARAM POST 0: Para establecer que el output sea fichero apropiado compatibles con MSC Patran, en este caso, el 0 corresponde con un archivo .xdb.

- DTI,SPESEL,0: Indica el título o encabezamiento del DTI (Tabla de datos).
- DTI,SPESEL,1: Selecciona los ID de las entradas FREQi donde se especifican del rango de frecuencias y el valor de amortiguamiento para calcular los espectros de frecuencia. Se debe indicar los nodos donde se requiere calcular estos espectros (SRS). En el ejemplo, el valor 1 indica la numeración de la entrada, los valores 91 y 92 son las identificaciones de las entradas FREQi y el resto de números son los nodos donde se requiere calcular los espectros de la respuesta.
  dti,spsel,1,91, 92,190004,190010,190016,160229,
  160230 (ejemplo)
- FREQ,91,0.05: Entrada que indica que los espectros de las respuestas están asociados al valor de amortiguamiento de 0.05 en este caso.
- FREQ2, 92, 1.0, 10000.0, 10000: Entrada que indica que los espectros de cada respuesta se determinen entre 1 Hz hasta 10000 Hz y con 10000 intervalos.
- FREQ4, 92, 1.0, 10000.0, 0.2, 3: Entrada que indica que en las zonas de la respuesta donde se concentren picos, se definan intervalos más pequeños (de 0.2 Hz en este caso) para afinar los resultados.

- EIGRL: Define el rango de frecuencias de la solución del análisis de modos propios con el método Lanczos. En el ejemplo, el rango es desde 0 hz (en principio, se debe incluir los 0 Hz obligatoriamente, a diferencia del análisis SRS de choque) hasta 10000 hz (normalmente, las especificaciones de SRS se dan hasta los 10000 Hz).

- EIGRL 10 0. 10000. (ejemplo)

- TSTEP: Define el valor del intervalo temporal y el número de intervalos en que la solución será generada para los análisis transitorios. En el ejemplo, el valor 123 indica el ID de esta entrada que debe coincidir con el indicado en el CASE CONTROL para TSEP, y se define 1000 intervalos de 0.00001 segundos.
  - tstep, 123, 1000, 0.00001, 1 (ejemplo)

- SPC1: Crea la restricción de punto único localizado en el nodo donde se sitúa la masa grande (en el ejemplo, ID = 859999) y se restringe todos los grados de libertad salvo la dirección donde se aplica la carga (en este ejemplo 1).
  - SPC1 1 23456 859999 (ejemplo)
- SUPORT: Define los DOF que permiten el movimiento como sólido rígido del modelo. El DOF que se indica es el que no se ha restringido con el anterior SPC1 (en el ejemplo, el DOF 1).
  - SUPORT 859999 1 (ejemplo)

- CONM2: Define la masa grande con un valor arbitrariamente grande. En el ejemplo, m = 10^8 kg.
  - CONM2 9999 859999 1.0+8 (ejemplo)

- TLOAD1: Define una carga dinámica o forzada dependiente del tiempo. En esta entrada se indica los IDs de las entradas DAREA y TABLEDi que indican la dirección, factor de escala y valores tabulados de la carga en función del tiempo.
  - Tload1, 20, 44, , acce, 99 (ejempo)
- DAREA: Especifica el conjunto de nodos donde se aplica la carga dinámica (normalmente son los nodos de la interfaz del modelo), la dirección de aplicación y el factor de escala (normalmente 9.81 si los valores del input (TABLED1 vienen especificados en g)
  - darea, 44, 859999, 1, 9.81e8
- TABLED1: Especifica la función de la aceleración de entrada que depende del tiempo como una tabla de valores. En esta tabla, se especifica por parejas el valor del tiempo y el valor de la aceleración correspondiente a este paso temporal.

  Tabled1 99
  0.00E+0 0.00E+001.00E-05 7.53E+01 2.00E-05 1.50E+02 3.00E-05 2.25E+02
  ENDT (ejemplo)

- TABDMP1: Define el amortiguamiento modal como función tabulada de la frecuencia natural. En el ejemplo, el amortiguamiento es constante con valor de 0.015.
  - TABDMP1 30 CRIT
    0. 0.05 10000. 0.05 ENDT (ejemplo)

- GRID: Se debe definir los nodos adicionales al modelo. Se deben definir los siguientes nodos:
  - Los nodos duplicados de la interfaz.
  - El nodo donde se sitúa la masa grande.
- CELAS2: Define los elementos elásticos que une cada pareja definida por un nodo de la I/F del modelo con su nodo duplicado.
  - En el caso de que la interfaz se defina mediante elementos de unión roscado (tornillos), se debe definir 5 CELAS2 por cada pareja de nodos, ya que debe unir todos los DOF salvo el giro de rotación sobre el eje de cada tornillo.
- RBE2: Se debe definir el elemento rígido que une el nodo de la masa grande con los nodos duplicados de la I/F del modelo. Se puede definir más de un RBE2.

- INCLUDE: Es el comando que permite unir la cabecera con los datos del modelo (Bulk Data). El archivo es .bdf.
  INCLUDE 'Nombre_del_archivo_del_Bulk_Data.bdf’.
- ENDDATA

5.6.4.2.2 Ejemplos de cabeceros de análisis de choque

```
$ Shock Spectrum Generating
$
sol 112
cend
echo=none
line=99999
Subcase 11
   subtitle = Transient Analysis_x
   spc = 2
   method = 10
   dload = 20
   sdamp = 30
   tstep = 123
   set 55 = 190004,190010,190016,160229,160230
$   set 103 = 2002,2003,2004,2005,2012,2013,2014,2015,2022,2023,2024,
$             2025,2032,2033,2034,2035,2042,2043,2044,2045,2052,2053,
$            2054,2055
   acce(plot,sort2,real) = 55
   disp(plot,sort2,real) = 55
   velo(plot,sort2,real) = 55
$   force(plot,sort2,real) = 103
$   stress(plot,sort2,real,vonmises,bilin) = all
output(xyout)
xaxis = yes
xgrid = yes
yaxis = yes
ygrid = yes
xmax = 0.1
$ Print input acceleration vs time
xtitle = Acceleration T.H. at base
xyplot,xyprint,acce,resp/190004(t1)
xtitle = Acceleration T.H. at base
xyplot,xyprint,acce,resp/190010(t1)
xtitle = Acceleration T.H. at base
xyplot,xyprint,acce,resp/190016(t1)
$ Print output acceleration vs time
xtitle = Acceleration T.H. at tip
xyplot,xyprint,acce,resp/160229(t1)
xtitle = Acceleration T.H. at tip
xyplot,xyprint,acce,resp/160230(t1)
xtitle = Acceleration T.H. at tip
xyplot,xyprint,acce,resp/160231(t1)
xlog = yes
xmax = 10000.
xmin = 1.
ylog = yes
$ ymin = 250.
$ response spectra generation
$ note: rm -- real, magnitude -- is absolute
$ Print input acceleration SRS
xtitle = Shock Spectrum at Base - Damping = 0.05
xyplot,xyprint,xypunch acce,spectral/190004(t1rm)
xtitle = Shock Spectrum at Tip - Damping = 0.05
xyplot,xyprint,acce,spectral/190010(t1rm)
xtitle = Shock Spectrum at Tip - Damping = 0.05
xyplot,xyprint,acce,spectral/190016(t1rm)
```

Figura 5.6-17: Ejemplo cabecero de un archivo Nastran para análisis transitorio para carga de choque (Parte 1)

```
xlog = yes
xmax = 10000.
xmin = 1.
ylog = yes
$ ymin = 250.
$ response spectra generation
$ note: rm -- real, magnitude -- is absolute
$ Print input acceleration SRS
xtitle = Shock Spectrum at Base - Damping = 0.05
xyplot,xyprint,xypunch acce,spectral/190004(t1rm)
xtitle = Shock Spectrum at Tip - Damping = 0.05
xyplot,xyprint,acce,spectral/190010(t1rm)
xtitle = Shock Spectrum at Tip - Damping = 0.05
xyplot,xyprint,acce,spectral/190016(t1rm)
$
$ Print output acceleration SRS
xtitle = Shock Spectrum at Base - Damping = 0.05
xyplot,xyprint,acce,spectral/160229(t1rm)
xtitle = Shock Spectrum at Tip - Damping = 0.05
xyplot,xyprint,acce,spectral/160230(t1rm)
$xtitle = Shock Spectrum at Tip - Damping = 0.05
$xyplot,xyprint,acce,spectral/5(t1rm)
$
begin bulk
$
$param,grdpnt,0
param,rspectra,0
param,rsprint,1
param,post,0
$
dti,spsel,0
dti,spsel,1,91, 92,190004,190010,190016,160229,
160230,
$
$  set 91 selects damping of oscilator and set 92 selects the
$  frequencies at which spectra will be calcuated.
$
freq,  91, 0.05
freq2, 92, 1.0, 10000.0, 10000
freq4, 92, 1.0, 10000.0, 0.2, 3
$
eigrl, 10,0.0,10000.0,
tstep, 123, 1000, 0.00001, 1
$
spc1,2,23456,859999
suport, 859999, 1
$ Large mass
conm2,  859999, 859999, , 1.e8
$
$ Dinamic load
Tload1, 20, 44, , acce, 99
darea, 44, 859999, 1, 9.81e8
```

Figura 5.6-18: Ejemplo cabecero de un archivo Nastran para análisis transitorio para carga de choque (Parte 2)

```
Tabled1 99
        0.00E+000.00E+001.00E-057.53E+012.00E-051.50E+023.00E-052.25E+02
        4.00E-052.98E+025.00E-053.71E+026.00E-054.42E+027.00E-055.11E+02
        8.00E-055.78E+029.00E-056.43E+021.00E-047.05E+021.10E-047.65E+02
        1.20E-048.21E+021.30E-048.75E+021.40E-049.25E+021.50E-049.71E+02
        1.60E-041.01E+031.70E-041.05E+031.80E-041.09E+031.90E-041.12E+03
        2.00E-041.14E+032.10E-041.16E+032.20E-041.18E+032.30E-041.19E+03
        2.40E-041.20E+032.50E-041.20E+032.60E-041.20E+032.70E-041.19E+03
        2.80E-041.18E+032.90E-041.16E+033.00E-041.14E+033.10E-041.12E+03
        3.20E-041.09E+033.30E-041.05E+033.40E-041.01E+033.50E-049.71E+02
        3.60E-049.25E+023.70E-048.75E+023.80E-048.21E+023.90E-047.65E+02
        4.00E-047.05E+024.10E-046.43E+024.20E-045.78E+024.30E-045.11E+02
        4.40E-044.42E+024.50E-043.71E+024.60E-042.98E+024.70E-042.25E+02
        4.80E-041.50E+024.90E-047.53E+015.00E-040.00E+005.10E-040.00E+00
        endt
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
$
tabdmp1, 30, crit
+, 0.0, 0.05, 10000., 0.05, endt
$
$ Large mass node
GRID     859999          -.0775  -.0855   -.100
$ Duplicate I/F nodes
GRID*    190004          1               0.             -1.54585-16
*        0.              1
GRID*    190010          1              -4.51028-17     -.171
*        0.              1
GRID     190016  1      -.115   -.171    0.      1
GRID*    190022          1              -.115           -3.59847-16
*        0.              1
GRID*    190028          1              -4.51028-17     -.0855
*        0.              1
GRID     190035  1      -.114849-.085474 0.      1
$ CELAS2 definition, for load recovery
CELAS2   2001    1.0E20   190004   1     100004   1
CELAS2   2002    1.0E20   190004   2     100004   2
CELAS2   2003    1.0E20   190004   3     100004   3
CELAS2   2004    1.0E20   190004   4     100004   4
CELAS2   2005    1.0E20   190004   5     100004   5
CELAS2   2011    1.0E20   190010   1     100010   1
CELAS2   2012    1.0E20   190010   2     100010   2
CELAS2   2013    1.0E20   190010   3     100010   3
CELAS2   2014    1.0E20   190010   4     100010   4
CELAS2   2015    1.0E20   190010   5     100010   5
$ Multipoint Constraints to join I/Fs to the Shaker
RBE2     860000  859999  12345   190004  190010  190016  190022  190028
         190035
$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$$------$
INCLUDE 'STEP2_2014_04_02_1133.bdf'
Enddata
```

Figura 5.6-19: Ejemplo cabecero de un archivo Nastran para análisis transitorio para carga de choque (Parte 3)

5.6.4.2.3 Análisis de resultados

Cuando se ejecuta un análisis con el programa MSC Nastran, se genera un conjunto de archivos de salida. Algunos de ellos pueden abrirse mediante procesadores de texto que permiten ver los resultados numéricos directamente, mientras que otros archivos sirven como input para visualizar los resultados en los programas posprocesadores.

El archivo de salida que se utiliza para ver los resultados numéricos es el que termina en “.f06”. En él aparece una copia de los comandos y estamentos del cabecero y en algunos casos se puede solicitar que aparezca también una copia del Bulk data. Posteriormente, aparecen determinados mensajes de información, aviso o errores fatales. Finalmente, aparece el contenido con los resultados solicitados.

La primera revisión que se debe realizar es que no se haya producido ningún error en la ejecución del análisis. Para ello, se debe buscar si ha aparecido algún mensaje de error fatal

(FATAL MESSAGE) en el archivo de salida “.f06”. En caso de encontrarlo, se debe identificar las causas del error y corregir ese error para que no vuelva a aparecer en la siguiente ejecución de análisis. Una vez identificado y corregido las causas de los errores fatales, se ejecuta de nuevo el análisis hasta que no aparezca ningún mensaje de error fatal. En este caso, el análisis se ha ejecutado sin ninguna incidencia.

El siguiente paso es encontrar los mensajes de aviso (WARNING MESSAGE) y determinar si son importantes o que puedan indicar algún fallo que afecte seriamente a los resultados del análisis. En tal caso, se debe proceder igual que con los errores fatales. Se debe identificar las causas y corregir el error. Se ejecuta de nuevo y se verifica que los mensajes anteriores no vuelven a aparecer.

Llegados a este punto, se supone que el análisis ha sido ejecutado correctamente y lo que queda por ver es si los resultados obtenidos son los esperados.

Para los análisis respuesta transitoria de choque, el archivo de resultados “.f06” muestra los siguientes resultados:

- OLOAD RESULTANT: Resultante de las fuerzas y momentos aplicados referenciados en el origen del sistema de coordenadas básico.

OLOAD RESULTANT

SUBCASE/ DAREA ID	LOAD TYPE	T1	T2	T3	R1	R2	R3
44	FX	9.810000E+08	----	----	----	-9.810000E+07	8.387550E+07
	FY	----	0.000000E+00	----	0.000000E+00	----	0.000000E+00
	FZ	----	----	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	----
	MX	----	----	----	0.000000E+00	----	----
	MY	----	----	----	----	0.000000E+00	----
	MZ	----	----	----	----	----	0.000000E+00
	TOTALS	9.810000E+08	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	-9.810000E+07	8.387550E+07

Figura 5.6-20: OLOAD RESULTANT en un archivo .f06

- REAL EIGENVALUES: Lista con los autovalores reales obtenidos tras el análisis.

R E A L E I G E N V A L U E S
(BEFORE AUGMENTATION OF RESIDUAL VECTORS)

MODE NO.	EXTRACTION ORDER	EIGENVALUE	RADIANS	CYCLES	GENERALIZED MASS	GENERALIZED STIFFNESS
1	1	0.0	0.0	0.0	1.000000E+00	0.0
2	2	2.792486E+06	1.671073E+03	2.659596E+02	1.000000E+00	2.792486E+06
3	3	2.843922E+06	1.686393E+03	2.683978E+02	1.000000E+00	2.843922E+06
4	4	2.926582E+06	1.710726E+03	2.722704E+02	1.000000E+00	2.926582E+06
5	5	3.939354E+06	1.984781E+03	3.158876E+02	1.000000E+00	3.939354E+06
6	6	5.664420E+06	2.380004E+03	3.787894E+02	1.000000E+00	5.664420E+06
7	7	5.736392E+06	2.395077E+03	3.811883E+02	1.000000E+00	5.736392E+06

Figura 5.6-21: REAL EIGENVALUES en un archivo .f06

- XY- OUTPUT SUMMARY (RESPONSE): Es la tabla de los valores de la respuesta de cada nodo solicitado en función del tiempo. Normalmente, suele ser el valor de la aceleración representado en m/s^2.

TRANSIENT ANALYSIS_X

SUBCASE 11

ACCELERATION CURVE ID = 190004 COMPONENT = 3 WHOLE FRAME

PRINT NUMBER	X-VALUE	Y-VALUE	CARD NUMBER
1	0.000000E+00	0.000000E+00	
2	1.000000E-05	7.386931E+02	
3	2.000000E-05	1.471500E+03	
4	3.000000E-05	2.207250E+03	
5	4.000000E-05	2.923380E+03	
6	5.000000E-05	3.639510E+03	
7	6.000000E-05	4.336020E+03	
8	6.999999E-05	5.012910E+03	
9	8.000000E-05	5.670180E+03	
10	9.000000E-05	6.307830E+03	
11	1.000000E-04	6.916050E+03	
12	1.100000E-04	7.504650E+03	
13	1.200000E-04	8.054010E+03	
14	1.300000E-04	8.583750E+03	
15	1.400000E-04	9.074250E+03	
16	1.500000E-04	9.525510E+03	
17	1.600000E-04	9.908100E+03	
18	1.700000E-04	1.030050E+04	

Figura 5.6-22: XY – OUTPUT SUMMARY (RESPONSE) en un archivo .f06

- COMPLEX DISPLACEMENT VECTOR: Lista con las 6 componentes complejas (en este caso parte real y parte imaginaria) del vector de desplazamiento en función de la frecuencia por cada nodo solicitado.

POINT-ID = 190004

C O M P L E X D I S P L A C E M E N T V E C T O R
(REAL/IMAGINARY)

FREQUENCY	TYPE	T1	T2	T3	R1	R2	R3
1.000000E+00	G	1.344563E-04	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
		3.639390E-02	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
1.100525E+00	G	1.504582E-04	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
		3.637790E-02	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
1.201158E+00	G	1.669300E-04	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
		3.636142E-02	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
1.301368E+00	G	1.837822E-04	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
		3.634457E-02	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
1.402168E+00	G	2.011858E-04	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
		3.632717E-02	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
1.502450E+00	G	2.189494E-04	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
		3.630940E-02	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
1.602507E+00	G	2.371193E-04	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
		3.629123E-02	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
1.702942E+00	G	2.558054E-04	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
		3.627255E-02	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0

Figura 5.6-23: COMPLEX DISPLACEMENT VECTOR en un archivo .f06

- COMPLEX VELOCITY VECTOR: Lista con las 6 componentes complejas (en este caso parte real y parte imaginaria) del vector de velocidad en función de la frecuencia por cada nodo solicitado.

POINT-ID = 190004

C O M P L E X V E L O C I T Y V E C T O R
(REAL/IMAGINARY)

FREQUENCY	TYPE	T1	T2	T3	R1	R2	R3
1.000000E+00	G	2.988145E-02	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
		3.745904E+00	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
1.100525E+00	G	3.364794E-02	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
		3.745844E+00	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
1.201158E+00	G	3.755713E-02	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
		3.745783E+00	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
1.301368E+00	G	4.158755E-02	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
		3.745723E+00	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
1.402168E+00	G	4.578007E-02	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
		3.745662E+00	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
1.502450E+00	G	5.008846E-02	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
		3.745601E+00	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
1.602507E+00	G	5.452357E-02	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
		3.745541E+00	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
1.702942E+00	G	5.911218E-02	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
		3.745480E+00	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
1.803018E+00	G	6.382034E-02	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
		3.745419E+00	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
1.903706E+00	G	6.869413E-02	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
		3.745358E+00	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
2.004472E+00	G	7.370868E-02	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
		3.745296E+00	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0

Figura 5.6-24: COMPLEX VELOCITY VECTOR en un archivo .f06

- COMPLEX ACCELECRATION VECTOR: Lista con las 6 componentes complejas (en este caso parte real y parte imaginaria) del vector de aceleración en función de la frecuencia por cada nodo solicitado.

POINT-ID = 190004

C O M P L E X A C C E L E R A T I O N V E C T O R
(REAL/IMAGINARY)

FREQUENCY	TYPE	T1	T2	T3	R1	R2	R3
1.000000E+00	G	3.771992E+00	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
		0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
1.100525E+00	G	4.306754E+00	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
		0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
1.201158E+00	G	4.870271E+00	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
		0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
1.301368E+00	G	5.459367E+00	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
		0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
1.402168E+00	G	6.079987E+00	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
		0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
1.502450E+00	G	6.725253E+00	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
		0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
1.602507E+00	G	7.396661E+00	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
		0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
1.702942E+00	G	8.098236E+00	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
		0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
1.803018E+00	G	8.824739E+00	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0
		0.0	0.0	0.0	0.0	0.0	0.0

Figura 5.6-25: COMPLEX ACCELERATION VECTOR en un archivo .f06

- XY – OUTPUT SUMMARY (SRS): Es la tabla de los valores del espectro de la respuesta (SRS) en función de la frecuencia por cada nodo solicitado. Normalmente, suele ser el espectro de la aceleración medido en m/s^2.

```
                    P R I N T E D   D A T A   F O R   T H I S   C U R V E   F O L L O W S
                                                                MAY  16, 2014  MSC Nastran 11/27/13   PAGE    37

  TRANSIENT ANALYSIS_X

  ACCELERATION    CURVE   ID =   190004     COMPONENT =  3     WHOLE FRAME
                       PRINT NUMBER          X-VALUE              Y-VALUE              CARD NUMBER
                                  1          1.000000E+00         3.771992E+00              3
                                  2          1.100525E+00         4.306754E+00              4
                                  3          1.201158E+00         4.870271E+00              5
                                  4          1.301368E+00         5.459367E+00              6
                                  5          1.402168E+00         6.079987E+00              7
                                  6          1.502450E+00         6.725253E+00              8
                                  7          1.602507E+00         7.396661E+00              9
                                  8          1.702942E+00         8.098236E+00             10
                                  9          1.803018E+00         8.824739E+00             11
                                 10          1.903706E+00         9.583257E+00             12
                                 11          2.004472E+00         1.036993E+01             13
                                 12          2.104748E+00         1.118008E+01             14
                                 13          2.205972E+00         1.202542E+01             15
                                 14          2.307810E+00         1.290368E+01             16
                                 15          2.409905E+00         1.381205E+01             17
                                 16          2.511886E+00         1.474716E+01             18
                                 17          2.613364E+00         1.570511E+01             19
                                 18          2.713938E+00         1.668142E+01             20
```

Figura 5.6-26: XY – OUTPUT SUMMARY (SRS) en un archivo .f06

A parte del archivo .f06, se suele obtener una archivo adicional .pch (archivo punch) donde se halla una función TABLED1 con la función SRS del nodo o nodos solicitado. Habitualmente, se suele pedir este archivo para obtener el SRS input que sirve para copiarlo directamente en el cabecero del análisis de espectro de choque (ver 5.6.4.1.1). El archivo .pch tiene el aspecto mostrado a continuación:

```
$SUBCASE       1                                                                1
$ACCE          7  190004       3       1                                       2
$   5.000000E-02
TABLED1        2
          1.0   3.77199 1.10053 4.30675 1.20116 4.87027 1.30137 5.45937
      1.40217 6.07999 1.50245 6.72525 1.60251 7.39666 1.70294 8.09824
      1.80302 8.82474 1.90371 9.58326 2.00447 10.3699 2.10475 11.1801
      2.20597 12.0254 2.30781 12.9037 2.40991 13.8121 2.51189 14.7472
      2.61337 15.7051 2.71394 16.6814 2.81579 17.6973 2.91608 18.7243
      3.01717 19.786  3.11889 20.8812 3.22107 22.0083 3.32353 23.1657
      3.4261  24.3512 3.52858 25.5625 3.63078 26.7971 3.7325  28.0522
      3.83354 29.3246 3.93369 30.6111 4.03645 31.9571 4.13809 33.3141
      4.23838 34.6781 4.3411  36.1007 4.44222 37.5262 4.54569 39.0106
      4.64729 40.4931 4.75116 42.0344 4.85289 43.5686 4.95678 45.1609
      5.05825 46.7404 5.16179 48.3769 5.2626  49.9942 5.36537 51.6671
      5.47016 53.3976 5.57186 55.1009 5.67545 56.8598 5.77564 58.584
      5.8776  60.3614 5.98136 62.1938 6.08695 64.0826 6.18871 65.9257
      6.29216 67.8225 6.39735 69.7744 6.4983  71.6699 6.60085 73.6171
      6.70502 75.6175 6.81083 77.6724 6.91194 79.6574 7.01455 81.6931
      7.11869 83.7806 7.22437 85.9211 7.32487 87.9771 7.42677 90.0819
      7.53009 92.2363 7.63484 94.4416 7.74105 96.6988 7.84152 98.8532
      7.94328 101.055 8.04637 103.304 8.1508  105.602 8.25658 107.95
      8.36373 110.349 8.46447 112.622 8.56643 114.941 8.66962 117.306
      8.77405 119.717 8.87973 122.176 8.98669 124.684 9.09494 127.24
      9.19602 129.644 9.29822 132.091 9.40156 134.582 9.50605 137.118
      9.6117  139.698 9.71852 142.323 9.82653 144.995 9.92659 147.486
      10.0277 150.016 10.1298 152.586 10.2329 155.197 10.3371 157.85
      10.4424 160.544 10.5487 163.28  10.6561 166.058 10.7647 168.88
      10.8743 171.745 10.9749 174.388 11.0764 177.067 11.1789 179.783
      11.2824 182.537 11.3868 185.328 11.4921 188.156 11.5985 191.023
      11.7058 193.929 11.8141 196.873 11.9234 199.856 12.0337 202.878
```

Figura 5.6-27: SRS de entrada en un archivo PUNCH (.pch)

5.7 ANÁLISIS DE CARGA ACÚSTICA

5.7.1 Teoría y fórmulas

El origen de las cargas acústicas puede ser muy diverso, aunque los factores más importantes son los siguientes: desprendimiento de corriente alrededor del vehículo, ruido de turbulencias atmosféricas y ruido de motores.

El rango de frecuencias para estas cargas es de 20 a 10000 Hz. El pico de máximo ruido se alcanza en régimen transónico. Una carga acústica se define por su dirección y su intensidad. Un campo acústico es difuso o reverberante si tiene la misma intensidad en todas las direcciones. Normalmente se estudian campos acústicos difusos, por lo que la dirección del sonido carece de importancia, siendo el parámetro importante su intensidad.

La intensidad de un campo acústico se mide por SPL (Nivel de presión acústica).

$$SPL = 10log\frac{P^2}{P_{ref}^2}dB$$

A continuación se indican a modo de ejemplo algunos valores típicos de intensidad del campo acústico: ruido de tráfico (70 dB), ruido de fábrica (90db), ruido de martillo neumático (100 dB), ruido de moto acelerando (110 dB), ruido concierto (120 dB) y ruido de cohete al despegue (140 dB).

Si se usan bandas de 1/3 de octava para definir los valores de intensidad acústicas, por cada octava hay tres bandas de 1/3, por lo que la discretización es mucho más fina que empleando bandas de 1 octava.

La frecuencia central de cada banda será la media geométrica de las frecuencias mínimas y máximas de la banda:

$$f_{central} = \sqrt{f_{min}f_{max}}$$

El ancho de banda se define como:

$$\Delta f = f_{max} - f_{min} = \frac{f_{central}}{\sqrt{2}} \text{ (octavas)}$$

En tercios de octava, el ancho de banda queda como:

$$\Delta f = 0.2396\, f_{central} \text{ (1/3 octava)}$$

La densidad espectral de potencia del campo acústico se define en un intervalo de frecuencias Δf es:

$$W = \frac{P_{rms}^2}{\Delta f} \text{ (Pa2/Hz)}$$

La presión efectiva (P_k) en el ancho de banda k se calcula como:

$$10log\frac{P_k^2}{P_{ref}^2} = SPK_k \quad \rightarrow \quad P_k^2 = P_{ref}^2 10^{\frac{SPL_k}{10}}$$

La presión acústica rms se obtiene como:

$$(P_{rms})_{OA} = \sqrt{\int_{fmin}^{fmax} W(f)df} = \sqrt{\sum_k W_k \Delta f_k} = \sqrt{\sum_k (P_{rms}^2)_k}$$

El nivel de intensidad acústica total OASPL se obtiene como:

$$OASPL = 10log\frac{(P_{rms})_{OA}^2}{(P_{ref})^2}$$

Si se quiere pasar de 1/3 de octavas a octava, se parte de que el ancho de banda de 1 octava contiene tres anchos de banda de 1/3 de octava.

$$\frac{P_{rms_{octava}}^2}{P_{ref}^2} = \sum_{k=1}^{3} \frac{(P_{rms})_{1/3,k}}{P_{eq}^2}$$

Se llega finalmente a una expresión de la forma:

$$SPL_{octava} = 10\left[log\sum_{k=1}^{3} 10^{\frac{SPL_{\frac{1}{3}cotava,k}}{10}}\right]$$

Y en el sentido contrario:

$$SPL_{\frac{1}{3}octava} = SPL_{octava} + 10log\left[\frac{\Delta f_{\frac{1}{3}octava}}{\Delta f_{octava}}\right]$$

Por último se va a comentar brevemente el efecto de la carga de pago en la intensidad acústica. El vehículo lanzador ofrece los SPL con la cofia vacía. El efecto de la carga de pago en el SPL se puede estimar con el facto por vehículo lleno, que se obtiene de la siguiente fórmula:

$$FF(t) = 10log\left[\frac{1+\frac{c}{2fH}}{1+\left(\frac{c}{2fH}(1-V_{ratio})\right)}\right] \text{dB}$$

Donde c es la velocidad del sonido, f la frecuencia central de 1/3 de octava, H la distancia de la cargo de pago a la cofia y V la fracción de volumen con carga de pago libre frente al volumen total de la cofia. El FF obtenido de esta forma servirá para corregir adecuadamente el valor del SPL del vehículo lanzador con la cofia vacía.

5.7.2 Ensayo acústico

El ensayo acústico consiste en la introducción del satélite o del componente de un satélite que va a ser ensayado dentro de una cámara acústica reverberante. El satélite deberá montarse con la configuración de lanzamiento. Se aplica la carga acústica con las intensidades especificadas para el ensayo y se comprueba que la estructura, tanto primaria como secundaria, puede soportar correctamente este entorno de cargas. El ensayo acústico es recomendado para satélites de gran envergadura o que contengan apéndices, elementos desplegables o paneles solares extensos.

El test ensayo o test acústico se puede suprimir en el caso de que se haya realizado el ensayo de vibraciones aleatorias y viceversa. Es más importante realizar el ensayo acústico en satélites extensos o con apéndices o paneles de gran superficie. Para los satélites pequeños o compactos,

los ensayos acústicos no proporcionan la simulación adecuada y por lo tanto, éste tipo de satélites deberán ser sometidos a los ensayos de vibraciones aleatorias.

Si algún equipo debe estar operativo cuando aparezcan este tipo de cargas durante el vuelo, se le debe realizar el ensayo funcional al mismo tiempo que el ensayo acústico.

Si durante estos ensayos hay equipos que vayan a ser sustituidos por dummies, se debe medir las vibraciones entre cada dummy y su interfaz con la estructura para compararlo con el espectro de calificación de cada equipo sustituido.

5.7.3 Especificaciones

Los lanzadores especifican los valores que deben soportar los vehículos espaciales que viajen como carga de pago. Las especificaciones suelen venir en forma de tablas que muestran los máximos niveles de intensidad para cada rango de frecuencia (especificada por la frecuencia central del rango) y diferenciando entre valores de calificación y valores de aceptación.

A continuación se muestra las especificaciones para las cargas acústicas de los diferentes lanzadores.

5.7.3.1 Ariane 5

Octave band centre frequency (Hz)	Qualification Level (dB)	Protoflight Level (dB)	Acceptance level (flight) (dB)
	ref: 0 dB = 2 x 10^{-5} Pascal		
31.5	131	131	128
63	134	134	131
125	139	139	136
250	136	136	133
500	132	132	129
1000	126	126	123
2000	119	119	116
Overall level	142.5	142.5	139.5
Test duration	2 minutes	1 minute	1 minute

Figura 5.7-1: Especificaciones de las cargas acústicas del lanzador Ariane 5 (Ref 30)

5.7.3.2 Soyuz

Octave Center Frequency (Hz)	Flight Limit Level (dB) (reference: 0 dB = 2 x 10^{-5} Pa)	
	filling factor ≤ 50%	50% < filling factor ≤ 70%
31.5	125	126
63	132	133
125	134	136
250	136	138
500	134	134
1000	125	125
2000	121	121
OASPL(1) (20 – 2828 Hz)	140.5	141.9

Figura 5.7-2: Especificaciones de las cargas acústicas del lanzador Soyuz (Ref 31)

5.7.3.3 Vega

Octave Center Frequency (Hz)	Flight Limit Level (dB) (reference: 0 dB = 2 x 10^{-5} Pa)
31.5	124
63	129
125	135
250	132
500	131
1000	120
2000	100
OASPL (20 – 2828 Hz)	138.5

Figura 5.7-3: Especificaciones de las cargas acústicas del lanzador Vega (Ref 32)

5.7.4 Procedimiento de cálculo con MSC Nastran

El procedimiento del análisis acústico por MSC Nastran es similar al análisis de vibraciones aleatorias, pero su explicación detallada queda fuera de los objetivos de este manual.

5.8 VERIFICACIÓN DE INTERFACES

5.8.1 Tornillos y uniones roscadas

5.8.1.1 Introducción

Las uniones son áreas críticas en las estructuras que deben ser tratadas aparte y analizadas cuidadosamente, ya que en ellas suelen producirse concentraciones de esfuerzos y a través de ellas se transmite la carga entre distintas partes de las estructuras unidas.

En este capítulo se tratan los aspectos teóricos generales de uniones estructurales en estructuras espaciales, presentando para los diferentes tipos de uniones y solicitaciones existentes las expresiones de los márgenes de seguridad correspondientes, que permiten aseguran la integridad de la unión en cada caso.

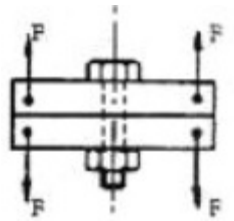
La bibliografía sobre el tema es amplia, pero destaca principalmente el handbook ECSS-E-HB-32-23A, en la cual se basa principalmente este capítulo.

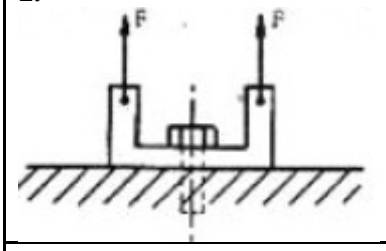
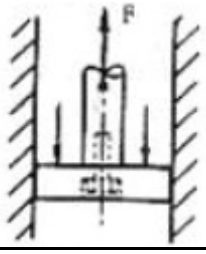
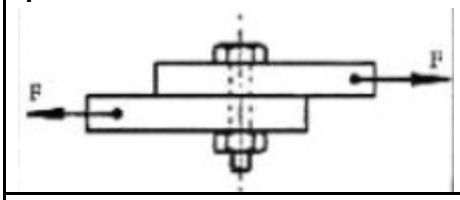
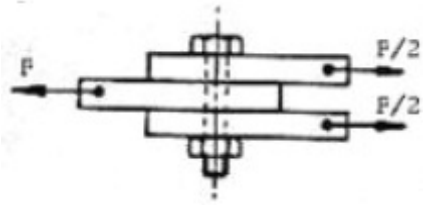
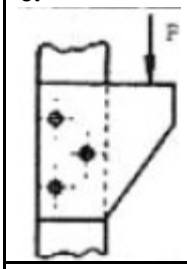
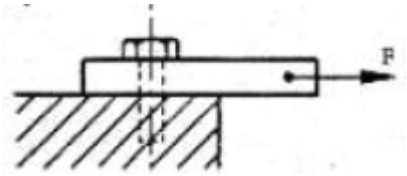
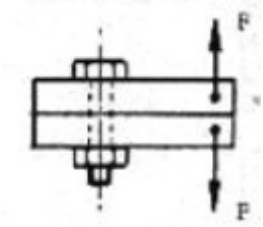
Aspectos de interés como pueden ser la fatiga, corrosión o conceptos de fabricación no son tratados en este manual, pero pueden consultarse en la norma y en la bibliografía disponible.

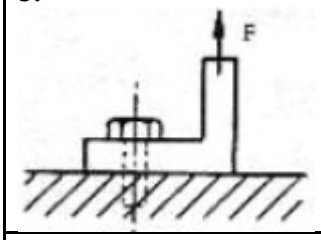
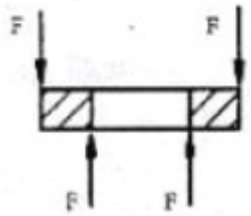
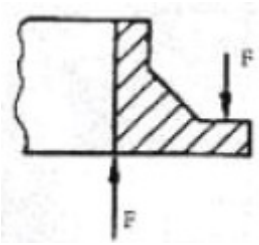
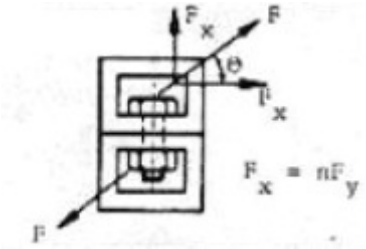
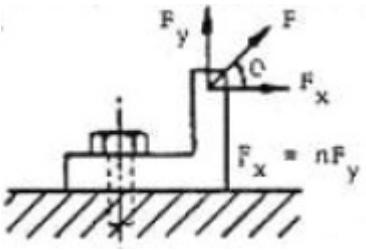
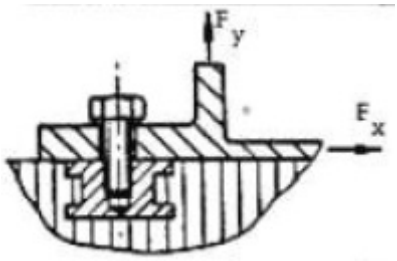
Consideraciones generales:

Los diferentes tipos de uniones existentes se pueden clasificar en las siguientes cinco categorías principales:

- Uniones concéntricas axiales: la línea de acción de la carga aplicada a la unión es paralela y coincidente con el eje de la unión.
- Uniones excéntricas: la línea de acción de la carga es paralela pero no coincidente con el eje de la unión. El resultado es un efecto palanca entre las partes unidas que generará cargas de flexión debajo de la cabeza de la unión y en la caña.
- Uniones a cortadura: la línea de acción de la carga aplicada está en el plano de los elementos unidos, adyacente a la unión y por lo tanto es perpendicular al eje de la misma.
- Uniones combinadas: más de un sistema de cargas actúa sobre la unión. En un caso general, características de las diferentes categorías vistas se combinarán.
- Uniones de baja solicitación: aunque muchas veces podría incluirse en alguna de las categorías anteriores, las uniones incluidas en esta categoría se caracterizan por tener una carga externa pequeña respecto a la resistencia de la unión.

Geometría	Notas	Categoría de la unión
1. 	Unión simple o múltiple	Axial concéntrica

2. 	Unión simple o múltiple	Axial concéntrica
3. 	Unión simple o múltiple	Axial concéntrica
4 	Unión simple o múltiple Transferencia de carga de rodamiento Transferencia de carga de agarre por fricción	Cortadura simétrica
5. 	Unión simple o múltiple Transferencia de carga de rodamiento Transferencia de carga de agarre por fricción	Cortadura simétrica
6. 	Transferencia de carga de rodamiento Transferencia de carga de agarre por fricción	Cortadura excéntrica
7. 	Unión simple o múltiple Transferencia de carga de rodamiento Transferencia de carga de agarre por fricción	Cortadura de placa
8. 	Unión simple o múltiple	Excéntrica

9. 	Unión simple o múltiple	Excéntrica
10. 	Pestaña plana	Excéntrica
11. 	Pestaña soldada	Excéntrica
12. 	Unión simple o múltiple Relaciones de carga	Axial concéntrica Cortadura asimétrica Cargas combinadas
13. 	Unión simple o múltiple Relaciones de carga a) $0 < n < 0.1$ b) $9 < n < \infty$ c) $0.1 < n < 9$	Axial concéntrica Cortadura simétrica Cargas combinadas Baja solicitación (low duty)
14. 	Unión simple o múltiple Montaje a panel de sándwich con inserto potted Puede ser parte de la trayectoria de conducción de calor	Baja solicitación (low duty)

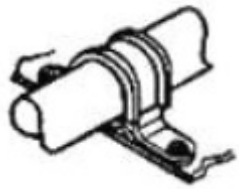
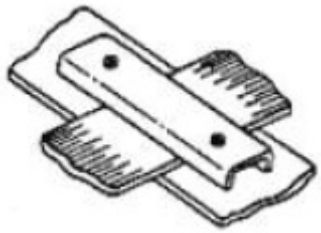
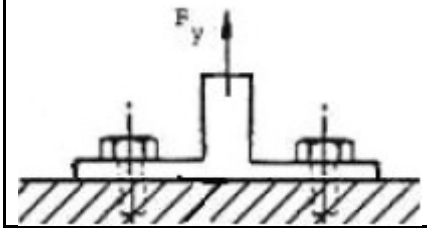
15. 	Normalmente atornillado único	Baja solicitación (low duty)
16. 	Normalmente unión múltiple	Baja solicitación (low duty)
17. 	Las pestañas delgadas pueden deformarse independientemente Se debe considerar el apalancamiento	Analizar como uniones excéntricas independientes

Tabla 5.8-1: Clasificación de uniones atornilladas

5.8.1.2 Procedimiento de análisis

El cálculo de una unión comienza con la definición del estado de carga, incluyendo carga axial F_A, carga de cortadura F_Q, momento flector M_B y momento torsor M_T.

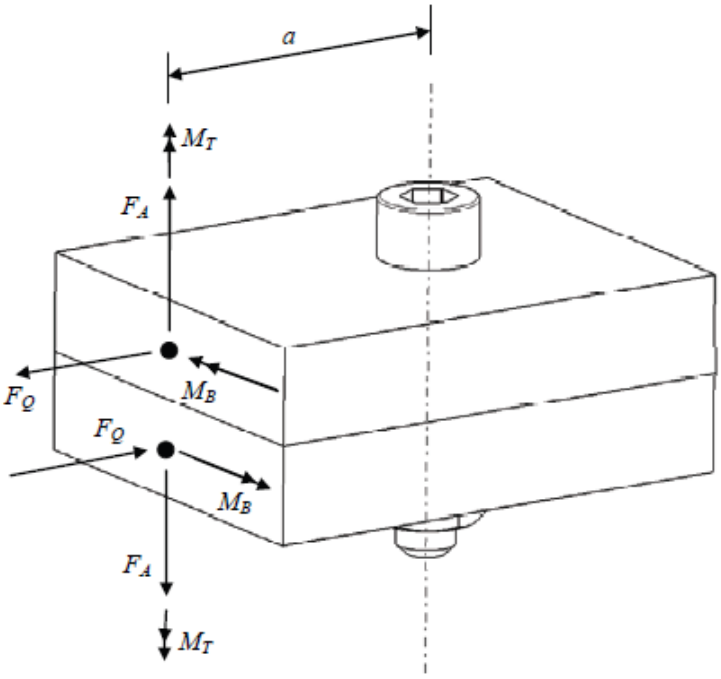


Figura 5.8-1: Definiciones de las fuerzas y momentos que actúan en una unión

- Márgenes de seguridad:

Deben demostrarse valores positivos para los diferentes MoS aplicables en cada caso.
La expresión genérica de un margen de seguridad es la siguiente:

$$MoS = \frac{Allowable\ Load}{Limit\ Load * sf} - 1$$

Donde la carga admisible es la carga a la cual se producirá el modo de fallo, la carga límite es la carga máxima esperada en servicio determinada por análisis y el factor de seguridad (sf) variará según el modo de fallo considerado.

Para cada modo de fallo existen diferentes expresiones de MoS que se irán viendo a lo largo de este capítulo.

- Geometría de la unión:

Las principales dimensiones a considerar en una unión pueden verse en las siguientes figuras.

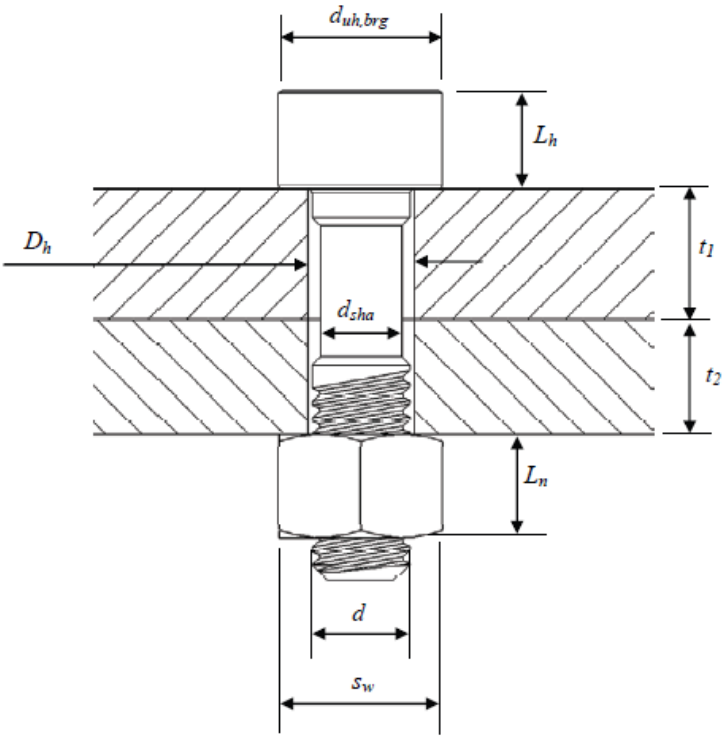


Figura 5.8-2: Principales dimensiones del elemento de unión

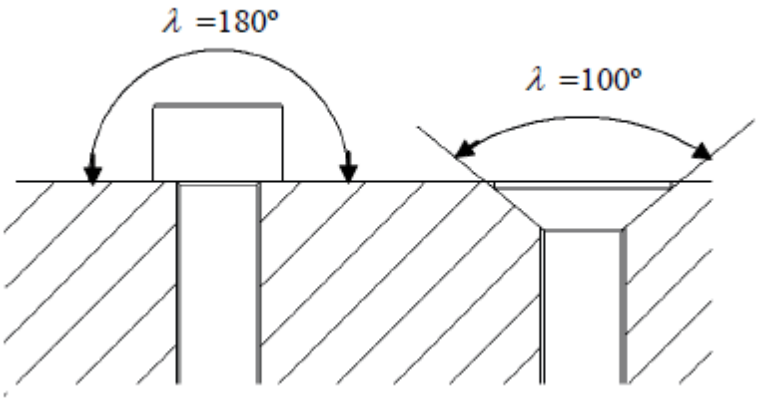


Figura 5.8-3: Representación del ángulo de la cabeza del elemento de unión

En la siguiente tabla se muestra la definición de las principales magnitudes físicas de una unión empleadas en este capítulo.

Variable	Definición	Notas
p	Paso de la rosca	
h	Altura de la rosca básica	
d	Diámetro nominal de la unión	Diámetro exterior de la rosca
D0	Diámetro de la sección menor de la caña	
D3	Diámetro menor de la rosca	Para la rosca verdadera, no perfil básico
dsha	Diámetro de la caña	
Duh,brg	Diámetro exterior del área de soporte	Bajo la cabeza o bajo la tuerca
Dh	Diámetro nominal del agujero de la pestaña	
A0	Menor sección de la caña	
A3	Área de la sección en el menor diámetro de la rosca	
λ	Ángulo bajo la cabeza	Siempre 100º para uniones aeroespaciales estándar avellanadas
sw	Tamaño de llave inglesa	A través de dimensiones planas para cabeza o tuerca

Tabla 5.8-2: Dimensiones físicas de los elementos de unión

- Geometría de rosca:

La siguiente figura muestra la definición de la métrica de una rosca. Tanto la masculina como la hembra están basadas en el conocido como perfil base, que define la máxima envolvente espacial de la parte roscada macho y la mínima envolvente de la parte hembra.

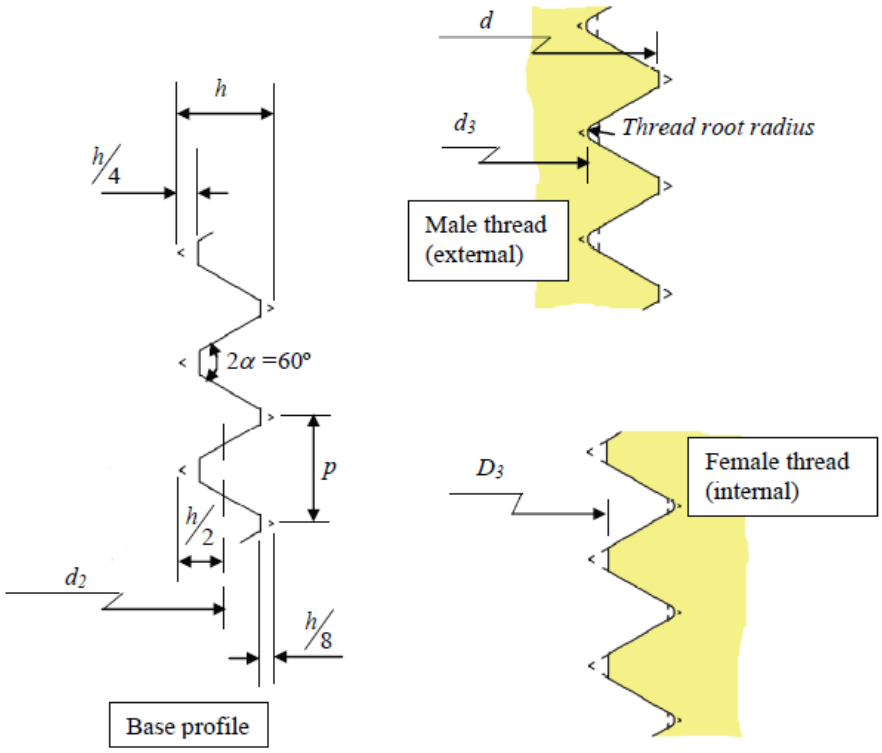


Figura 5.8-4: Geometría de la rosca

La siguiente tabla muestra la definición de los diferente variables de unión empleadas en este capítulo.

Variable	Notación	Ecuación
Diámetro de paso	D2	=d – 0.64952p
Menor diámetro	D3	=d – 1.22687p
Diámetro empleado para calcular tensiones	Ds	=0.5(d2+d3) (para roscas M) =ver área de tensión (paraMJ)
Diámetro empleado para cálculos de rigidez	Dsm	=d3
Diámetro efectivo de fricción bajo la cabeza o tuerca	Duh	=0.5(Dhead+ Dh)
Área de tensión	As	=0.25πds2 (para rosa M) =0.25π(ds)2[2-(de/d2)2] (para MJ) =0.25πd02 (para caña reducida)
Área de rigidez	Asm	=0.25πdsm2
Menor sección de la caña	A0	=0.25πd02

Tabla 5.8-3: Dimensiones físicas de elementos de unión

- Factores de seguridad:

En la siguiente tabla se muestran los factores de seguridad recomendados por la ESA para proyectos espaciales.

Estos valores pueden disminuirse notablemente si se han llevado a cabo ensayos. Los valores presentados son aplicables a estructuras metálicas e incluyen incertidumbres en la predicción de la carga y las condiciones del material. El factor de ensayos multiplica a las cargas aplicadas durante el ensayo y depende del enfoque de la verificación.

Enfoque de verificación	Tipo de ensayo	Factor de ensayos	Factor de seguridad para límite elástico	Factor de seguridad para tensión última	Factor de seguridad para separación (gapping)	
					Seguridad crítica	Otra
Análisis	N/A	N/A	1.25	2.0	1.4	1.2
Análisis y ensayo de prototipo	Calificación	1.4	1.0	1.4	1.4	1.2
Análisis y ensayo de vuelo	Aceptación o prueba	1.2	1.0	1.4	1.4	1.2

Tabla 5.8-4: Factores de seguridad para análisis de tornillos (ECSS-E-HB-32-23A)

- Factor de ajuste de unión:

Se empleará en uniones donde es difícil predecir la distribución de cargas y su valor será de 1.15, debiendo ser aplicado adicionalmente a los coeficientes de seguridad. Deberá emplearse en cargas límite y última para uniones roscadas cuya resistencia no ha sido probada mediante ensayos.

5.8.1.3 Precarga

- Introducción

La integridad de una unión roscada, tanto a tensión como a cortadura, es mantenida por la precarga de la unión. Es importante conocer de manera precisa el valor de la precarga.

El cálculo de uniones atornilladas puede resultar complejo. Los valores teóricos sufren múltiples imprecisiones, tanto en las propiedades de los materiales como en los parámetros geométricos, que requieren recurrir a ensayos para asegurar la precisión. En las siguientes gráficas se muestran valores típicos de los coeficientes de fricción para diferentes materiales. La dispersión en estas propiedades tiene una gran influencia en los resultados obtenidos, por lo que sería necesario conoces los mismos con la máxima precisión que sea posible.

Fastener	Type of nut or threaded hole	$\mu_{th,max}$	$\mu_{th,min}$	$\mu_{uh,max}$ [4]	$\mu_{uh,min}$ [4]
M4, LN 29949 (A-286)	Anchor nut (floating), LN 29693	-	-	-	-
	Helicoil, bronze CuSn6, LN 9499[1]	-	-	-	-
	Nut, LN 9161	-	-	-	-
M5, LN 29949 (A-286)	Anchor nut (floating), LN 29693	0.199	0.129	0.294	0.226
	Helicoil, bronze CuSn6, LN 9499[1]	0.176	0.118	0.335	0.222
	Nut, LN 9161	0.112	0.046	0.120	0.081
M6 , LN 29949 (A-286)	Anchor nut (floating), LN 29693	0.176	0.086	0.296	0.179
	Helicoil, bronze CuSn6, LN 9499[1]	0.119	0.062	0.302	0.222
	Nut, LN 9161	0.140	0.074	0.140	0.069
M8, LN 29949 (A-286)	Anchor nut (floating), LN 29693	-	-	-	-
	Helicoil, bronze CuSn6, LN 9499[1]	0.162	0.131	0.335	0.268
	Nut, LN 9161	-	-	-	-
Ti (3.7164) LN 29950, ox blank[2]	Steel Nut (1.4944.4), ox silver-plated, LN 9161	0.26	0.10	-[3]	-
	Steel Insert (1.4301), LN 9499	0.34	0.18	-	-
	Steel Captive Nut (1.4301), LN 9499	0.34	0.18	-	-

NOTE 1: LN 9499 is only applicable for CRES helicoils. For aerospace joints DIN 65536-1 should be used
NOTE 2: Steel (1.4944.4) ENN 399 washer was used with this fastener
NOTE 3: No data available
NOTE 4:Flange material AA 7075 T7351

Tabla 5.8-5: Coeficientes de rozamiento para el cálculo de precarga

Material combination	Static friction coefficient	
	Dry	Lubricated
Steel – steel/cast steel	0,1 to 0,23	0,07 to 0,12
Steel – gray cast iron	0,12 to 0,24	0,06 to 0,1
Gray cast iron – gray cast iron	0,15 to 0,3	0,2
Bronze – steel	0,12 to 0,28	0,18
Gray cast iron – bronze	0,28	0,15 to 0,2
Steel – copper alloy	0,07	-
Steel – aluminum alloy	0,1 to 0,28	0,05 to 0,18
Aluminum – aluminum	0,21	-
NOTE: Table taken from Reference VDI		

Tabla 5.8-6: Coeficientes de fricción estática de contactos de piezas metálicas

Friction coefficient class	Range for μ_{th} and μ_{tot}	Selection of typical examples	
		Material surfaces	Lubricants
A	0.04 to 0.10	metallically bright black oxide phosphated galvanic coatings such as Zn, Zn/Fe, Zn/Ni Zinc laminated coatings	solid lubricants, such as MoS2, graphite, PTFE, PA, PE, PI in lubricating varnishes, as top coats or in pastes; liquefied wax wax dispersions
B	0.08 to 0.16	metallically bright black oxide phosphated galvanic coatings such as Zn, Zn/Fe, Zn/Ni Zinc laminated coatings Al and Mg alloys	solid lubricants, such as MoS2, graphite, PTFE, PA, PE, PI in lubricating varnishes, as top coats or in pastes; LIQUEFIED WAX; wax dispersions, greases; oils; delivery state
		hot-galvanized	MoS2; graphite; wax dispersions
		organic coatings	with integrated solid lubricant or wax dispersion
		austenitic steel	solid lubricants or waxes; pastes

Tabla 5.8-7: Categorías del coeficiente de fricción (Parte 1)

Friction coefficient class	Range for μ_{th} and μ_{tot}	Selection of typical examples	
		Material surfaces	Lubricants
C	0.14 to 0.24	austenitic steel	wax dispersions, pastes
		metallically bright phosphated	delivery state (lightly oiled)
		galvanic coatings such as Zn, Zn/Fe, Zn/Ni Zinc laminated coatings	none
D	0.20 to 0.35	austenitic steel	oil
		galvanic coatings such as Zn, Zn/Fe; hot-galvanized	none
E	≥ 0.30	galvanic coatings such as Zn/Fe, Zn/Ni austenitic steel Al, Mg alloys	none
NOTE: Table taken from Reference VDI			

Tabla 5.8-8: Categorías del coeficiente de fricción (Parte 2)

En este apartado se muestra el método del par de apriete, el más común para uniones atornilladas roscadas. Este método emplea la relación entre el par aplicado y la precarga inducida en el elemento de unión. La relación depende de la geometría y los coeficientes de ficción en la rosca y en la zona soporte bajo la cabeza.

- Coeficiente de utilización

El tamaño y la resistencia de una unión deben elegirse teniendo en cuenta el coeficiente de utilización, que es el esfuerzo de pretensión dividido por el límite elástico del material.

$$\gamma = \frac{\sigma_V}{\sigma_y}$$

Donde σ_V es el esfuerzo pre-tensión nominal y σ_y es el límite elástico del material.
γ puede variar en orden al ajustar el rendimiento de la unión, pero estar en un rango de 0.5 a 0.8. El valor recomendado para el comienzo del proceso de diseño es de 0.65.

La precarga nominal del tornillo se calcula mediante la siguiente expresión:

$$F_V = \gamma\, \sigma_Y\, A_S$$

En la práctica la precarga que se alcanza en servicio varía según la fricción, la imprecisión del par aplicado y las cargas térmicas.

- Formulación teórica

Se utiliza un modelo idealizado denominado “de cuña” para describir el sistema de fuerzas durante el momento del apriete. Se muestra en las siguientes figuras los distintos tipos de modelizaciones para el proceso.

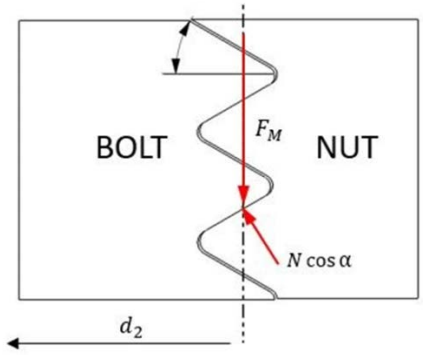


Figura 5.8-5: Representación del modelo real de pasador y tuerca

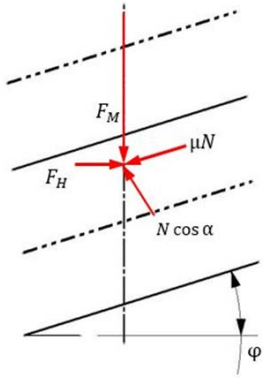


Figura 5.8-6: Modelización idealizada de las fuerzas que actúan durante el proceso de apriete

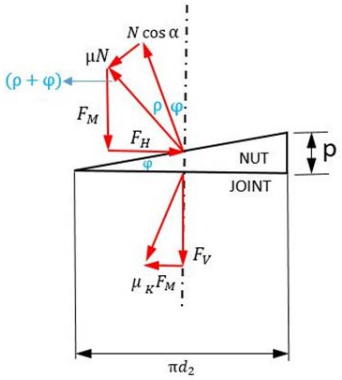


Figura 5.8-7: Modelo de fuerzas tuerca y pasador.

Las principales variables que intervienen en este proceso son:

- F_H: fuerza aplicada para que deslice la cuña
- φ: es el ángulo de hélice de la rosca
- ρ: ángulo de fricción local en el interfaz de rosca
- μ_{th}: es el coeficiente de fricción de la rosca
- θ: es el ángulo mitad del diente de rosca
- μ_{uh}: es el coeficiente de fricción entre la cabeza del tornillo y la pieza adyacente
- M_{uh}: Momento torsor transmitido por fuerzas de fricción en la parte inferior de la cabeza o la tuerca
- M_{th}: Momento torsor transmitido por la rosca debido a la fricción entre la cabeza del tornillo y la superficie de soporte

Las principales relaciones entre estas variables son:

$$F_H = F_V \ \tan(\varphi + \rho)$$
$$\tan\rho = \frac{\mu_{th}}{\cos\theta}$$
$$M_{th} = F_V \tan(\varphi + \rho)\frac{d_2}{2}$$
$$M_{uh} = F_V \frac{\mu_{uh} d_{uh}}{2} \frac{1}{\sin(\lambda/2)}$$

Combinando estas expresiones se obtiene el par de instalación, M_{app}, que es el par máximo aplicado al elemento de fijación o a la rosca durante el proceso de apriete.

$$M_{app} = M_{th} + M_{uh} + M_p = F_V \left[\frac{d_2}{2}\tan(\varphi + \rho) + \mu_{uh}\frac{d_{uh}}{2\sin(\lambda/2)}\right] + M_p$$

Donde Mp es el par de autobloqueo del dispositivo donde se rosca el tornillo, y pueden encontrarse algunos valores típicos en tabla que se muestra a continuación.

Fastener Type	Type of Nut or Insert	Size	$M_{p,min}$	$M_{p,max}$	$M_{p,av}$
Cylinder-head fastener, LN 29949	Helicoil (screwlock) bronze (not cadmium plated), LN 9499 [1]	M4	-[2]	-	-
		M5	1.10	1.60	1.28
		M6	2.60	4.60	3.36
		M8	4.40	5.60	4.91
	Anchornut, LN 29693	M4	-	-	-
		M5	-	-	-
		M6	0.40	2.00	1.47
		M8	-	-	-
	Nut, LN 9161-M	M4	-	-	-
		M5	1.10	2.00	1.56
		M6	0.50	1.00	0.66

1. LN 9499 is only applicable for CRES helicoils. DIN 65536-1 is the correct standard for bronze helicoils.

2. Missing data can be provided on request

Tabla 5.8-9: Valores de los momentos de dispositivos de cierre en uniones no lubricadas

La expresión anterior puede ser escrita como:

$$M_{app} = F_V \left[\frac{p}{\pi} + d_2 \frac{\mu_{th}}{cos\frac{\theta}{2}} + \mu_{uh} \frac{d_{uh}}{2\sin(\frac{\lambda}{2})} \right] + M_p$$

Donde el primer término representa el par absorbido en estirar el tornillo, el segundo término representa el par absorbido en la fricción en la interfaz con la rosca, el tercer término el par absorbido en la fricción en la cabeza o tuerca y por último, como se ha dicho Mp representa el par de autobloqueo.

Una distribución típica del par en los componentes mencionados es la siguiente:

- 10% alargamiento del tornillo
- 30% absorbido por ficción en la rosca
- 50% absorbido por fricción en la cabeza o tuerca
- 10% autobloqueo

La expresión anterior, de forma simplificada tiene la siguiente forma:

$$M_{app} = F_V \left[0.16p + 0.58\mu_{th} d_2 + \mu_{uh} \frac{d_{uh}}{2} \right] + M_p$$

El valor de M_{app} dependerá en la práctica fundamentalmente de μ_{th} y μ_{uh}, por lo que es importante conocer con exactitud estos valores.

Valores excesivamente altos de par de apriete pueden llevar a un fallo del tornillo, mientras que valores excesivamente bajos pueden llevar a una inadecuada compresión de las partes unidas, llevando a un fallo por gapping o slipping.
Es necesario calcular los valores máximos y mínimos del par de apriete, $M_{app,max}$ y $M_{app,min}$ teniendo en cuenta la precisión en la medida.

Para calcular la precarga de la unión existen dos métodos:

- Método del coeficiente experimental: cuando la precarga es crítica.
- Método del coeficiente típico: cuando el control de la precarga no es crítico.

El cálculo de la precarga se realizará normalmente mediante el método del coeficiente experimental. Mediante las expresiones que se muestran a continuación, que se derivan de forma sencilla de las expresiones vistas anteriormente para el par, se pueden obtener los valores de la precarga máxima y mínima, conociendo la geometría y las propiedades de la unión. Estas magnitudes son de gran importancia para el cálculo posterior de los tornillos.

$$F_{V,\max} = \frac{\left(M_{app,\max} - M_{P,\min}\right)}{\frac{1}{2}d_2\left(\tan\phi + \frac{\mu_{th,\min}}{\cos\frac{\alpha}{2}}\right) + \frac{1}{2}d_{uh}\mu_{uh,\min}} + F_{\Delta T^+}$$

$$F_{V,\min} = \frac{\left(M_{app,\min} - M_{P,\max}\right)}{\frac{1}{2}d_2\left(\tan\phi + \frac{\mu_{th,\max}}{\cos\frac{\alpha}{2}}\right) + \frac{1}{2}d_{uh}\mu_{uh,\max}} + F_{\Delta T^-} - F_Z$$

- Métodos de pérdida de precarga

Existen cinco métodos que producen la pérdida de precarga en uniones atornilladas:

- Incrustación
- Interacción entre grupos de uniones
- Arrastre de la arandela (por fluencia lenta)
- Arrastre del metal (por fluencia lenta)
- Relajación de tensiones

La explicación de estos mecanismos y sus efectos están ampliamente explicados en la bibliografía.
Margen de seguridad “tightening”.

La capacidad del tornillo para soportar el par de apriete debe ser comprobada. Las tensiones producidas durante el proceso de apriete se componen por las tensiones provocadas por la precarga y las tensiones y la tensiones de cortadura producidas por el apriete. Estas dos tensiones se combinan de acuerdo a la expresión de Von Mises:

$$\sigma_{v.m} = \sqrt{{\sigma_{V,max}}^2 + 3{\tau_{max}}^2}$$

Donde $\sigma_{V,max}$ es la máxima carga axial en el tornillo y τ_{max} es la máxima tensión de cortadura debida a la torsión en el tornillo.

El par total aplicado al tornillo durante el apriete se divide a su vez en dos componentes: el momento de las fuerzas de fricción en la rosca y el momento de las fuerzas de fricción bajo la cabeza o rosca.

La máxima tensión de cortadura en el tornillo seguirá la siguiente expresión:

$$\tau_{max} = \frac{M_{app,max} - M_{uh,min}}{Wp}$$

Donde el mínimo momento bajo la cabeza es:

$$M_{uh,min} = \frac{d_{uh}}{2}(F_{V,max} - F_{\Delta T+})\mu_{uh,min}$$

Y el módulo de la sección polar es:

$$W_P = \frac{\pi d_0^3}{16}$$

Si la tensión de cortadura supera el límite elástico se alcanza un estado de deformación plástica, donde las tensiones de torsión en la sección transversal son constantes. Para incluir este efecto, el módulo de la sección polar se corrige de la siguiente manera:

$$W_P = \frac{\pi d_0^3}{12}$$

Para la tensión máxima debida a la pretensión se tiene la siguiente expresión:

$$\sigma_{V,max} = \frac{F_{V,max} + F_{\Delta T+}}{A_0}$$

Finalmente la expresión del margen de seguridad para límite elástico y carga última será respectivamente:

$$MoS_{ti,y} = \frac{\sigma_y}{\sigma_{v.m.}} - 1$$

$$MoS_{ti,ult} = \frac{\sigma_{ult}}{\sigma_{v.m.}} - 1$$

No se aplican factores de seguridad en estas expresiones debido a que ya han sido tenidos en cuenta para $F_{V,max}$. Normalmente si el MoS para límite elástico es positivo lo será también para carga última.

5.8.1.4 Uniones cargadas concéntricamente

En este apartado se describen los métodos recomendados de análisis en los que el tornillo está sometido a carga axial pura.

Para que se cumplan esto, deben cumplirse tres condiciones:

- El eje de la carga pasa por el del tornillo o el del centroide del grupo de tornillos.
- Las pestañas son simétricas respecto a la carga.
- Las pestañas son lo suficientemente rígidas para que no se deformen.

Los aspectos generales teóricos no son el objetivo de este documento y pueden encontrarse en la bibliografía. Se introducirá en este apartado el método de análisis empleado normalmente para asegurar el correcto funcionamiento de las uniones atornilladas, consistente en calcular una serie de márgenes de seguridad. Se aclarará también siempre brevemente algunas de las magnitudes más importantes que influyen en estos parámetros.

- Relación de fuerzas

El factor de fuerzas φ se define como la relación entre la carga externa y el incremento en la carga inducida visto por el tornillo. En otras palabras, define la cantidad de fuerza que se lleva el tornillo. Viene dado por la siguiente expresión:

$$\varphi = \frac{\Delta F_{b,A}}{F_A}$$

En el caso más general, donde la carga externa está aplicada en puntos entre las pestañas, se introduce el factor n (factor de carga en el plano), de forma que la expresión queda de la siguiente forma:

$$\Phi_n = n\varphi = n(\frac{\delta_c}{\delta_c + \delta_b})$$

Siento δ_c y δ_b respectivamente las inversas de la rigidez de las partes unidas y del tornillo.

Para el tornillo se empleará la siguiente expresión:

$$\delta_b = \frac{1}{E_b}\sum\frac{L_i}{A_i}$$

Donde E_b es el módulo del material del tornillo y A_i y L_i son el área local de la sección y la longitud de cada una de las partes del tornillo.

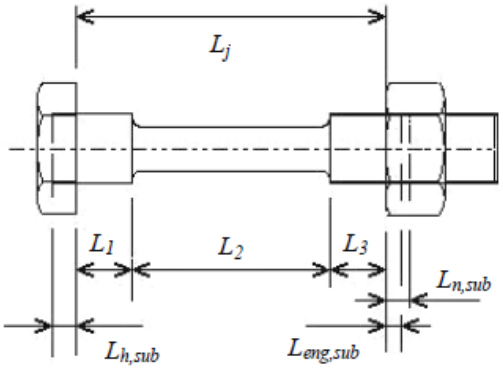


Figura 5.8-8: Dimensiones de un elemento de unión

El cálculo de δ_c es más complejo, debido a los efectos tridimensionales que aparecen en la unión debido a la precarga. Se calcula empleando la siguiente expresión:

$$\delta_c = \frac{1}{E_c}\int_{z=0}^{z=Lc}\frac{dz}{A(z)}$$

Donde A(z) es el área transversal de la zona de compresión entre las partes unidas, z es la distancia a través de las partes unidas, Lc la longitud de las partes unidas y Ec su módulo elástico.

Cuando en la unión se emplean varios materiales se emplea una expresión más general:

$$\delta_c = \int_{z=0}^{z=Lc}\frac{dz}{E_c(z)A(z)}$$

La explicación detallada del cálculo de esta magnitud para diferentes casos puede encontrarse en la bibliografía.

- Cálculo del factor de carga en el plano

El factor de carga en el plano depende de la deformación de la unión causada por la precarga. Existen varios métodos de cálculo de este parámetro, tanto experimentales como analíticos, que pueden consultarse en la bibliografía. Sin embargo, para uniones simples es habitual emplear un valor de 0.5.

- Margen de seguridad de separación

Bajo cargas externas de tensión se requiere normalmente que no se produzca separación entre las partes unidas. Además pueden existir otros requisitos de sellado que hacen necesario que no se produzca separación. El modo de separación ocurrirá cuando la fuerza de sujeción se reduzca a un valor crítico de $F_{K,req}$.

El margen de seguridad apropiado viene dado por la siguiente expresión.

$$MoS_g = \frac{F_{V,min} - F_{K,req}}{(1 - \Phi_n)F_A sf_g} - 1$$

Donde sf_g es el factor de seguridad adecuado y φ la relación de fuerzas. $F_{K,req}$ será un valor mayor o igual que cero. En el caso de que el valor sea cero se tendrá la siguiente expresión:

$$MoS_g = \frac{F_{V,min}}{(1 - \Phi_n)F_A sf_g} - 1$$

- Fallo del tornillo por tensión

El cálculo de los MoS para carga axial depende de cómo la unión transmite las cargas externas de cortadura. Se consideran dos modos de transferencia: fricción o “bearing”.
El criterio por carga externa solo es relevante cuando se produce gapping, lo que lleva a la unión a transmitir toda la carga externa.

Los márgenes de seguridad para la carga total son:

$$MoS_{tot,y} = \frac{A_S\,\sigma_y}{F_{V,max} + \Phi_n\,F_A sf_y} - 1$$

$$MoS_{tot,u} = \frac{A_S\,\sigma_u}{F_{V,max} + \Phi_n\,F_A sf_u} - 1$$

Mientras que para carga externa se tiene:

$$MoS_{A,y} = \frac{A_S\,\sigma_y}{F_A sf_y} - 1$$

$$MoS_{A,u} = \frac{A_S\,\sigma_u}{F_A sf_u} - 1$$

- Fallo por Pull-Out

Para garantizar la resistencia a Pull-Out de la rosca se necesita una cierta longitud de rosca. Es recomendable emplear roscas con menor rigidez que el tornillo de forma que se produzca una más uniforme transferencia de carga en la interfaz.

La carga crítica del tornillo para roscas hembra o macho sigue la siguiente expresión:

$$F_{ult,th} = \tau_{ult} A_{th} c_1 c_2$$

Donde τ_{ult} es la tensión última a cortadura del material en la rosca, A_{th} es el área de fallo de la rosca y c_1 y c_2 son constantes.

El margen de seguridad de Pull-Out para carga total es:

$$MoS_{th,tot} = \frac{F_{th,crit}}{F_{V,max} + \Phi_n F_A sf_{ult}} - 1$$

Mientras que para carga externa es:

$$MoS_{th,A} = \frac{F_{th,crit}}{F_A sf_{ult}} - 1$$

- Aplaste de las pestañas

El margen de seguridad de aplastamiento de las pestañas se calcula con las siguientes expresiones:

$$MoS_{crush,y} = \frac{\sigma_{br,y}}{\sigma_{uh,max} sf_y} - 1$$
$$MoS_{crush,y} = \frac{\sigma_{br,ult}}{\sigma_{uh,max} sf_{ult}} - 1$$

Donde $\sigma_{uh,max}$ es la máxima tensión de compresión bajo la cabeza o tuerca.

5.8.1.5 Uniones cargadas excéntricamente

En este tipo de uniones existen tres ejes:

- El eje de la unión
- El eje del tornillo
- El eje de la carga axial

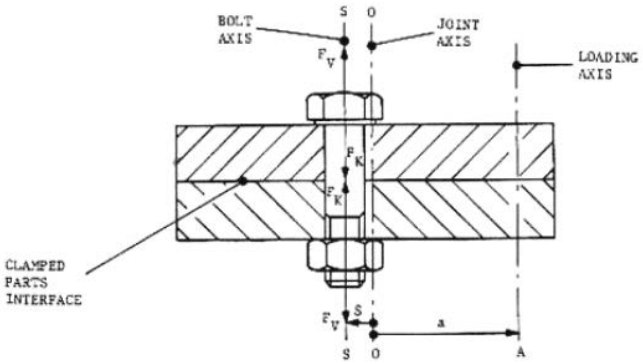


Figura 5.8-9: Típica unión excéntrica

Los aspectos teóricos de este tipo de uniones pueden consultarse en la bibliografía.

5.8.1.6 Uniones cargadas a cortadura

Uniones a cortadura se emplean para unir láminas y normalmente tienen varios tornillos.

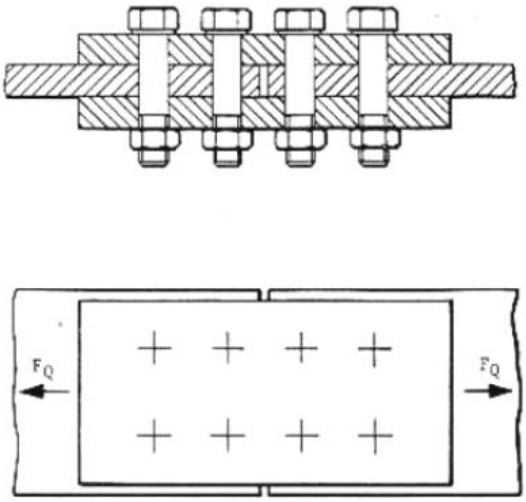


Figura 5.8-10: Típica representación de unión cargada a cortadura

De nuevo los aspectos teóricos fundamentales que reguardan a este tipo de uniones pueden consultarse en la bibliografía, pasando a continuación a comentar brevemente los aspectos fundamentales en el análisis de este tipo de uniones.

- Fallo por “sliding”

El fallo por sliding consiste en que una lámina deslice sobre la otra debido a la carga transversal. El margen de seguridad para sliding o slipping se obtiene teniendo en cuenta el mínimo valor posible de la precarga y el factor de seguridad correspondiente para carga última.

$$MoS_{slip} = \frac{(F_{V,min} - (1 - \Phi_n)F_A)\mu x}{F_Q s f_{ult}} - 1$$

Si el margen de seguridad por slipping es positivo entonces el MoS por gapping visto anteriormente también lo será.

- Fallo por cortadura pura

El margen de seguridad para el fallo de un tornillo a cortadura es como sigue:

$$MoS_{S,y} = \frac{\tau_y A_s}{F_Q s f_y} - 1$$

$$MoS_{S,ult} = \frac{\tau_{ult} A_s}{F_Q s f_{ult}} - 1$$

Siendo τ_y y τ_{ult} las tensiones a cortadura límite y última respectivamente, y A_s el área de cortadura plana.

- Fallo por carga combinada de cortadura y axial

Los márgenes a emplear en este caso tendrán en cuenta las cargas a cortadura y axiales y serán los siguientes:

- Uniones roscadas

$$MoS_{comb,y} = \frac{1}{\sqrt{\left(\frac{F_Q\ sf_y}{\tau_y\ A_s}\right)^2 + \left(\frac{F_{V,max} + \Phi_n\ F_A\ sf_y}{A_s\ \sigma_y}\right)^2}} - 1$$

$$MoS_{comb,ult} = \frac{1}{\sqrt{\left(\frac{F_Q\ sf_{ult}}{\tau_{ult}\ A_s}\right)^2 + \left(\frac{F_{V,max} + \Phi_n\ F_A\ sf_{ult}}{A_s\ \sigma_{ult}}\right)^2}} - 1$$

- Uniones con tuerca

$$MoS_{comb,y} = \frac{1}{\left(\frac{F_Q\ sf_y}{\tau_y\ A_s}\right)^3 + \left(\frac{F_{V,max} + \Phi_n\ F_A\ sf_y}{A_s\ \sigma_y}\right)^2} - 1$$

$$MoS_{comb,ult} = \frac{1}{\left(\frac{F_Q\ sf_{ult}}{\tau_{ult}\ A_s}\right)^3 + \left(\frac{F_{V,max} + \Phi_n\ F_A\ sf_{ult}}{A_s\ \sigma_{ult}}\right)^2} - 1$$

5.8.1.7 Resumen final: Procedimiento general de cálculo

Una vez estudiada toda la teoría concerniente a uniones se comenta brevemente y de forma esquemática en este apartado el proceso a seguir en el análisis de tornillos de una estructura espacial.

- Del modelo de elementos finitos se obtienen las fuerzas en la unión y se calculan las fuerzas en el plano y fuera del plano (ver 4.3.14.4.3).
- Conociendo la geometría, el par de apriete y el material del tornillo, se calcula la precarga de la unión de la manera que se ha visto previamente.
- Se calculan los márgenes de seguridad necesarios para verificar la integridad de la unión en el caso de cargas estudiado.
- En el caso en que un tornillo presenta el margen de deslizamiento (sliding) negativo, se debe verificar que su margen de cortadura combinada sea positivo.

En un informe estructural típicamente los márgenes de seguridad que suelen requerirse son:

- Fallo de tensión
- Gapping
- Tightening
- Pull-Out
- Sliding
- Cortadura pura
- Combinada cortadura-axial

Tipo de fallo	MoS
Fallo por tensión	$MoS_{tot,y} = \frac{A_S\ \sigma_y}{F_{V,max} + \Phi_n\ F_A sf_y} - 1$

	$$MoS_{tot,u} = \frac{A_S\ \sigma_u}{F_{V,max} + \Phi_n\ F_A sf_u} - 1$$
Gapping	$$MoS_g = \frac{F_{V,min} - F_{K,req}}{(1 - \Phi_n\ )F_A sf_g} - 1$$
Tightening	$$MoS_{ti,y} = \frac{\sigma_y}{\sigma_{v.m.}} - 1$$ $$MoS_{ti,ult} = \frac{\sigma_{ult}}{\sigma_{v.m.}} - 1$$
Pull-Out	$$MoS_{th,tot} = \frac{F_{th,crit}}{F_{V,max} + \Phi_n F_A sf_{ult}} - 1$$
Sliding	$$MoS_{slip} = \frac{(F_{V,min} - (1 - n\varphi)F_A)\mu x}{F_Q sf_{ult}}$$
Cortadura pura	$$MoS_{S,y} = \frac{\tau_y A_s}{F_Q sf_y} - 1$$ $$MoS_{S,ult} = \frac{\tau_{ult} A_s}{F_Q sf_{ult}} - 1$$
Combinación cortadura axial	• Uniones roscadas $$MoS_{comb,y} = \frac{1}{\sqrt{\left(\frac{F_Q\ sf_y}{\tau_y\ A_s}\right)^2 + \left(\frac{F_{V,max} + \Phi_n\ F_A\ sf_y}{A_s\ \sigma_y}\right)^2}} - 1$$ $$MoS_{comb,ult} = \frac{1}{\sqrt{\left(\frac{F_Q\ sf_{ult}}{\tau_{ult}\ A_s}\right)^2 + \left(\frac{F_{V,max} + \Phi_n\ F_A\ sf_{ult}}{A_s\ \sigma_{ult}}\right)^2}} - 1$$ • Uniones con tuerca $$MoS_{comb,y} = \frac{1}{\left(\frac{F_Q\ sf_y}{\tau_y\ A_s}\right)^3 + \left(\frac{F_{V,max} + \Phi_n\ F_A\ sf_y}{A_s\ \sigma_y}\right)^2} - 1$$ $$MoS_{comb,ult} = \frac{1}{\left(\frac{F_Q\ sf_{ult}}{\tau_{ult}\ A_s}\right)^3 + \left(\frac{F_{V,max} + \Phi_n\ F_A\ sf_{ult}}{A_s\ \sigma_{ult}}\right)^2} - 1$$

Tabla 5.8-10: Resumen de márgenes de seguridad

6 ELABORACIÓN DE INFORMES ESTRUCTURALES

La tarea final de los ingenieros de estructuras es elaborar informes técnicos que recogen toda la información referente a la construcción de modelos FEM y a los resultados de los análisis realizados. En esta sección se describe cuáles son los apartados habituales y cuál debe ser el contenido en cada uno de ellos.

6.1 INFORMES DE ANÁLISIS ESTRUCTURAL (RESISTENCIA Y RIGIDEZ)

Los informes de análisis estructurales debe presentar una primera parte que describe el modelo FEM creado (número de nodos y elementos, tipos de elementos, etc…), así como sus características másicas comparándolas con la referencia (Mass Budget y modelo CAD). La segunda parte de estos informes contiene los resultados de cada análisis estructural realizado, resaltando los valores máximos de tensiones por cada material, las fuerzas en los puntos de interfaz y el cálculo de los márgenes de seguridad correspondientes.

El título de estos documentos debe ser:
“*NOMBRE DEL MODELO* Structural Analysis Report: strength and stiffness”

Las secciones son:

1. Scope
2. Documents
   - 2.1. Applicable Documents
   - 2.2. Reference Documents
3. Glossary and definitions
   - 3.1. Acronyms and Abbreviations
4. Model Description
   - 4.1. Overall description
   - 4.2. Unit system
   - 4.3. Coordinate system
   - 4.4. Mass and CoM Budget
   - 4.5. Material Characteristics
5. FEM Model
   - 5.1. FEM Code and Pre/Post Processors
   - 5.2. FEM Units
   - 5.3. FEM Coordinate Systems
   - 5.4. FEM Model Descriptions
     - 5.4.1. Assumptions and idealizations
     - 5.4.2. Geometry
     - 5.4.3. Interface and Boundary Conditions
     - 5.4.4. Properties and Materials
     - 5.4.5. Mass Distribution Summary
     - 5.4.6. Non linearity
   - 5.5. FEM Model Checks
     - 5.5.1. Pre-run checks
     - 5.5.2. Gravity load check
     - 5.5.3. Strain energy check
     - 5.5.4. Rigid-body frequency check
6. Analyses
   - 6.1. Normal Modes Analysis
   - 6.2. Quasi-Static Analysis
   - 6.3. Sine Vibration Analysis

6.4. Random Vibration Analysis
6.5. Thermoelastic Analysis
7. Analyses Results
7.1. Eigenfrequencies
7.2. Strength Analyses
7.2.1. Quasi-Static Analysis
7.2.2. Sine Vibration Analysis
7.2.3. Random Vibration Analysis
7.2.4. Thermoelastic Analysis
7.3. Interface Loads
7.4. Bolt Analysis
7.5. Buckling Analysis
7.6. Fail-Safe Analysis
8. Conclusions

Es importante destacar que las secciones de los análisis y sus resultados dependen de los análisis solicitados para cada modelo particular, es decir, aquí se ha presentado todos los análisis pero es posible que el número de análisis realizados para un modelo sea menor y por tanto, no se deben incluir en el informe.

6.1.1 Contenido del informe estructural

El contenido de estos informes es el siguiente:

6.1.1.1 Scope

En esta sección se incluye un breve párrafo explicando que el propósito del documento es presentar los resultados de los análisis estructurales.

6.1.1.2 Documents

En esta sección se debe incluir dos tablas, una con la lista de documentos aplicables (documentos más importantes que suelen recoger especificaciones generales o sobre el modelo particular), y otra con la lista de documentos de referencia (documentos menos importantes, pero que han servido de alguna manera para crear el modelo y el informe).

6.1.1.3 Glossary and definitions

Se indica una lista de abreviaturas y definiciones usadas en el documento.

6.1.1.4 Model description

Se realiza una descripción del modelo (se suele adjuntar una imagen CAD junto con la imagen FEM para realizar la comparativa visual) y se indica el sistema de unidades empleado (casi siempre el Sistema Internacional), el sistema de coordenadas, el Mass Budget del producto (se suele indicar la referencia) y una tabla con los parámetros de los materiales estructurales del modelo.

6.1.1.5 FEM model

Esta sección sirve para describir aspectos técnicos sobre cómo se ha creado el modelo y qué elementos presenta. Se debe indicar lo siguiente:

- Programas utilizados como pre/post procesador y código de análisis

Se debe indicar el programa y su versión (año) utilizado para pre/post procesar el modelo (MSC Patran generalmente). También se debe indicar el programa utilizado para los análisis (MSC Nastran).

- Sistema de unidades del modelo FEM
  Se debe indicar que se ha utilizado el Sistema Internacional de medidas.

- Sistema de coordenadas del modelo FEM
  En la mayoría de los casos suele coincidir con el utilizado en el modelo CAD. Si no es así, se debe hacer una breve descripción de su localización y orientación.

- Descripción del modelo FEM
  Esta sección hace una descripción detallada de los elementos y cantidad de nodos utilizados en el modelo FEM.
  - Assumptions and Idealizations
    Esta sección sirve para describir qué partes han sido modelizados con elementos 1D, 2D o 3D, cómo se ha modelizado las uniones (RBE2, RBE3, etc…), cómo se ha modelizado los equipos no estructurales (CONM2), etc…
  - Geometry
    Aquí se suele incluir imágenes que compara el diseño CAD con el FEM correspondiente para cada pieza.
  - Interfaces and Boundary conditions
    Se realiza una lista con los nodos utilizados como puntos de interfaz y se incluye alguna imagen del modelo FEM detallando esta zona. Se debe describir que elementos de unión (métrica del tornillo) se emplean para unir el producto con el resto de la estructura.
  - Properties and Materials
    Se incluyen tablas con todas las propiedades del modelo, indicando el rango de numeración, espesor, sección, NSM y cualquier otra información relevante. Se suele incluir alguna imagen con la distribución de masa no estructural o de espesores sobre el modelo FEM.
  - Mass Distribution Summary
    Se incluye una tabla con el desglose del modelo por partes, e indicando para cada una la masa de referencia (CAD), la masa correspondiente del modelo FEM, los momentos de inercia y las coordenadas del centro de gravedad. Finalmente, se presenta los valores másicos de todo el conjunto.
  - Non linearity
    Se debe indicar cualquier no linealidad (materiales, contacto) que presenta el modelo. Habitualmente, no se incluyen no linealidades en el modelo y, por tanto, se indica que el modelo es lineal.
- Chequeos del modelo FEM
  Se debe indicar que el modelo ha pasado satisfactoriamente una serie de chequeos antes de realizar cualquier análisis
  - Pre-run checks
    Se indica que el modelo ha pasado satisfactoriamente los siguientes chequeos iniciales:
    1. Free nodes: there are no unconnected nodes.
    2. Free Edges: there is no disconnection between model parts.
    3. Element coincidence: there are no coincident elements.
    4. Element shrink: there are no missing elements.
    5. Element distortion: all element types are compliant with maximum distortion requirements.
    6. Spring elements: none
    7. Rigid elements: mathematical relations between DoF correct
    8. Material properties: correctly simulated

9. Material orientation: correctly orientated
10. Lumped masses: correctly located and no off-set
11. Pressure loads: none

- Gravity load check
  Se debe realizar los resultados del chequeo por carga gravitatoria (ver sección 4.3.2.11.4 y 4.3.12.3), que consiste en comparar los resultados de las fuerzas aplicadas con la masa del modelo.
- Strain energy check
  Se indica los resultados del chequeo de energía de deformación (ver 4.3.2.11.3 y 4.3.12.5) que consisten en lo siguiente:
  - Chequeo de matriz K_{GG} (G-Set)
  - Chequeo de matriz K_{NN} (N-Set)
  - Chequeo de matriz K_{FF} (F-Set)
  - Chequeo de matriz K_{AA} (A-Set)
  - Chequeo de energía de deformación Suport.
- Rigid-body frequency check
  Se indica los resultados de las 6 primeras frecuencias propias como sólido rígido (sin restricciones) (ver 4.3.2.11.6 y 4.3.12.4), que deben ser cercanas a 0 hz.

6.1.1.6 Analyses

Esta sección se divide en secciones dedicadas a cada análisis especificado y se incluye en cada sección las tablas de las especificaciones correspondientes impuestas al modelo (fuerzas aplicadas al modelo).

6.1.1.7 Analyses Results

Esta sección incluye los mismos apartados que la anterior, con la adición de los apartados correspondientes al análisis de tornillo, pandeo y fail-safe según corresponda. Cada sección contiene los resultados de los análisis realizados, que normalmente se presentan con tablas, gráficas e imágenes con la distribución de tensiones.

En la sección de “modos propios” se debe incluir lo siguiente:

- Tablas con la lista de las frecuencias propias ordenadas, incluyendo la masa modal efectiva para cada dirección (tanto de traslación como de rotación).
- Gráficas indicando en el eje horizontal el valor de la frecuencia propia, y en el eje vertical el valor del MEM y MEM acumulado correspondiente (son equivalentes a las tablas anteriores).
- Imágenes de Patran de los primeros modos relevantes.

En los apartados de “análisis de esfuerzos”, se debe incluir la siguiente información para cada análisis involucrado (ver 4.3.14.4.2):

- Una tabla con las máximas tensiones de Von Mises por cada dirección de carga y para cada material.
- Una tabla con los valores de MOS relativos a los anteriores valores (por cada dirección y para cada material). Se debe indicar las fórmulas correspondientes y los valores de los factores de carga implicados.
- Imágenes con la distribución de Von Mises. Se suele incluir una o más imágenes (dependiendo de la complejidad del modelo) por cada dirección de aplicación de la carga.

La sección de “fuerzas de interfaz” se puede dividir en apartados según el tipo de análisis efectuado. Para cada uno, se debe incluir una tabla enumerando los nodos de interfaz del modelo e indicando para cada nodo el valor de las fuerzas obtenidas mediante los elementos

CELAS según su dirección. El análisis más severo (el que implica mayores valores en las fuerzas de la interfaz) será tenido en cuenta en la sección de análisis de tornillo.

En la sección “análisis de tornillos” debe tomarse como fuerzas de interfaz los valores máximos obtenidos teniendo en cuenta los principales análisis. Para estos valores, se calcula los márgenes de seguridad correspondientes a los tornillos según las fórmulas estándares (ver Tabla 5.8-10). En principio, estos márgenes deberían ser positivos. En caso de que existan márgenes negativos de sliding o separación para determinados puntos de la interfaz, se debe realizar el margen de seguridad de cortadura combinada sólo a estos puntos.

En la sección de “análisis de pandeo” se debe indicar los resultados (imágenes con el primer modo de pandeo, factor de carga de pandeo) para cada eje. Se suele aplicar 1 g de aceleración (ver 5.4.4) en cada eje y comprobar que el factor de carga (en g) obtenido supera la carga cuasi estática aplicada y la carga estática equivalente del random.

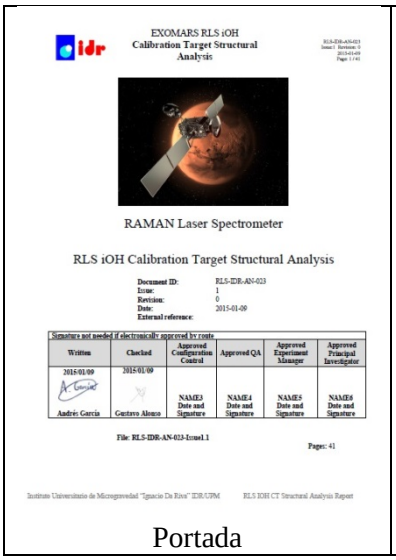
La sección “Fail-Safe” consiste en repetir el análisis más severo con la interfaz (suele ser cuasi estático o random), pero en esta ocasión quitando las restricciones al punto de la interfaz que presentaba los valores más críticos del análisis de tornillos previo. De esta manera, se vuelve a realizar el análisis de tornillos al resto de puntos de la interfaz y comprobar que en caso de fallo, sus márgenes de seguridad continúan siendo positivos (lógicamente los márgenes de seguridad se reducen).

6.1.1.8 Conclusions

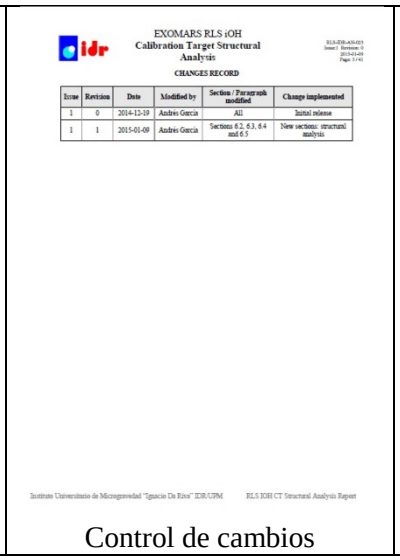
Se comenta brevemente si el modelo cumple o no con las especificaciones. Se debe comentar las incidencias o problemas que presente el modelo si no ha superado algún análisis.

6.1.2 Ejemplo de informe estructural

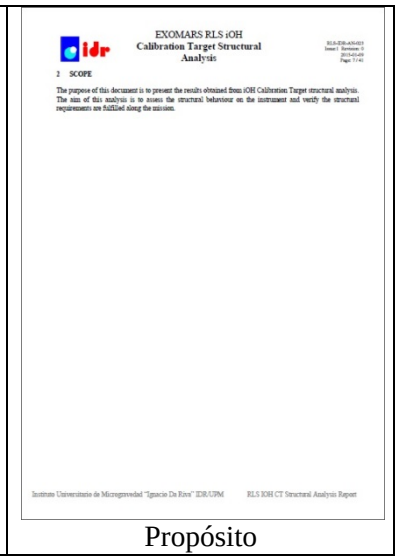
A continuación se muestra como ejemplo las partes esenciales de un informe estructural (no se muestran todas las páginas).



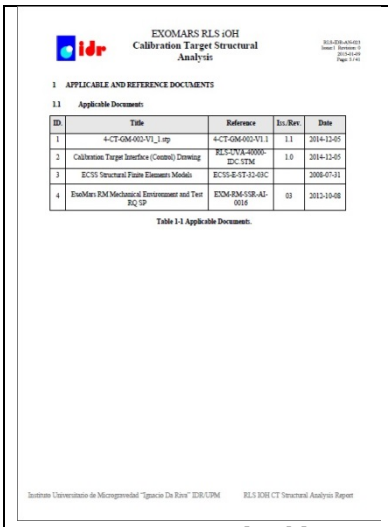
Portada



Control de cambios



Propósito



EXOMARS RLS iOH
Calibration Target Structural Analysis

RLS-IDR-ASG-023
Issue: 1 Revision: 0
2015-01-09
Page: 11 / 41

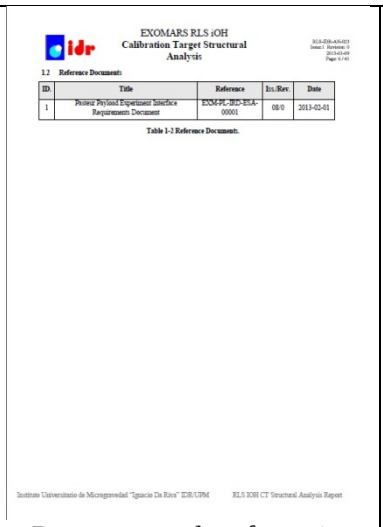
1 APPLICABLE AND REFERENCE DOCUMENTS

1.1 Applicable Documents

ID.	Title	Reference	Iss./Rev.	Date
1	4-CT-GM-002-V1_1.stp	4-CT-GM-002-V1.1	1.1	2014-12-05
2	Calibration Target Interface (Control) Drawing	RLS-UVA-00005-IDC-STM	1.0	2014-12-05
3	EC55 Structural Finite Elements Models	EC55-E-ST-32-03C		2008-07-31
4	ExoMars RM Mechanical Environment and Test RQ SP	EXM-RM-SIR-AI-0016	03	2012-10-08

Table 1-1 Applicable Documents.

Documentos aplicables



EXOMARS RLS iOH
Calibration Target Structural Analysis

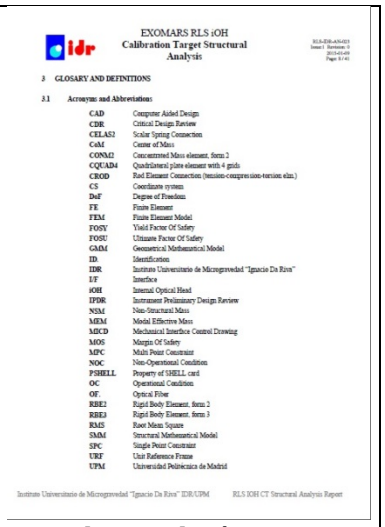
RLS-IDR-ASG-023
Issue: 1 Revision: 0
2015-01-09
Page: 12 / 41

1.2 Reference Documents

ID.	Title	Reference	Iss./Rev.	Date
1	Protoss Payload Experiment Interface Requirements Document	EXM-PL-IRD-ESA-00001	08/0	2013-02-01

Table 1-2 Reference Documents.

Documentos de referencia



EXOMARS RLS iOH
Calibration Target Structural Analysis

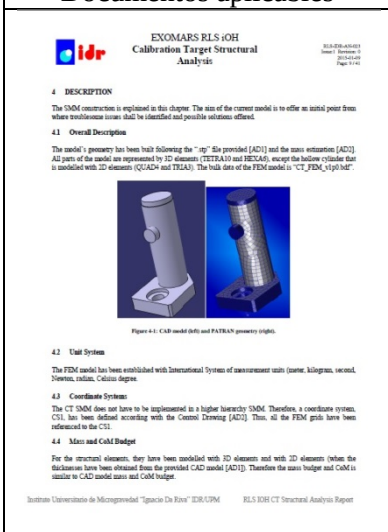
RLS-IDR-ASG-023
Issue: 1 Revision: 0
2015-01-09
Page: 8 / 41

3 GLOSARY AND DEFINITIONS

3.1 Acronym and Abbreviation:

CAD	Computer Aided Design
CDR	Critical Design Review
CELAS2	Scalar Spring Connection
CoM	Center of Mass
CONM2	Concentrated Mass element, form 2
CQUAD4	Quadrilateral plate element with 4 grids
CROD	Rod Element Connection (tension-compression-torsion elm.)
CS	Coordinate system
DoF	Degree of Freedom
FE	Finite Element
FEM	Finite Element Model
FOSY	Yield Factor Of Safety
FOSU	Ultimate Factor Of Safety
GMM	Geometrical Mathematical Model
ID.	Identification
IDR	Instituto Universitario de Microgravedad “Ignacio Da Riva”
I/F	Interface
iOH	Internal Optical Head
IPDR	Instrument Preliminary Design Review
NSM	Non-Structural Mass
MEM	Modal Effective Mass
MICD	Mechanical Interface Control Drawing
MOS	Margin Of Safety
MPC	Multi Point Constraint
NOC	Non-Operational Condition
PSHELL	Property of SHELL card
OC	Operational Condition
OF.	Optical Fiber
RBE2	Rigid Body Element, form 2
RBE3	Rigid Body Element, form 3
RMS	Root Mean Square
SMM	Structural Mathematical Model
SPC	Single Point Constraint
URF	Unit Reference Frame
UPM	Universidad Politécnica de Madrid

Glosario de términos



EXOMARS RLS iOH
Calibration Target Structural Analysis

RLS-IDR-ASG-023
Issue: 1 Revision: 0
2015-01-09
Page: 11 / 41

4 DESCRIPTION

The SMM construction is explained in this chapter. The aim of the current model is to offer an initial point from where troublesome issues shall be identified and possible solutions offered.

4.1 Overall Description

The model’s geometry has been built following the “.stp” file provided [AD1] and the mass estimation [AD3]. All parts of the model are represented by 3D elements (TETRA10 and HEXA8), except the hollow cylinder that is modelled with 2D elements (QUAD4 and TRIA3). The bulk data of the FEM model is “CT_FEM_v1p0.bdf”.

Figure 4-1: CAD model (left) and PATRAN geometry (right).

4.2 Unit System

The FEM model has been established with International System of measurement units (meter, kilogram, second, Newton, radian, Celsius degree.

4.3 Coordinate System:

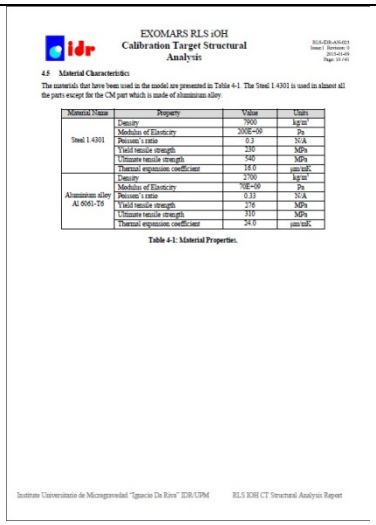
The CT SMM does not have to be implemented in a higher hierarchy SMM. Therefore, a coordinate system, CS1, has been defined according with the Control Drawing [AD2]. Thus, all the FEM grids have been referenced to the CS1.

4.4 Mass and CoM Budget

For the structural elements, they have been modelled with 3D elements and with 2D elements (when the thicknesses have been obtained from the provided CAD model [AD1]). Therefore the mass budget and CoM is similar to CAD model mass and CoM budget.

Instituto Universitario de Microgravedad “Ignacio Da Riva” IDR/UPM RLS IOH CT Structural Analysis Report

Descripción (1)



EXOMARS RLS iOH
Calibration Target Structural Analysis

RLS-IDR-ASG-023
Issue: 1 Revision: 0
2015-01-09
Page: 10 / 41

4.5 Material Characteristics

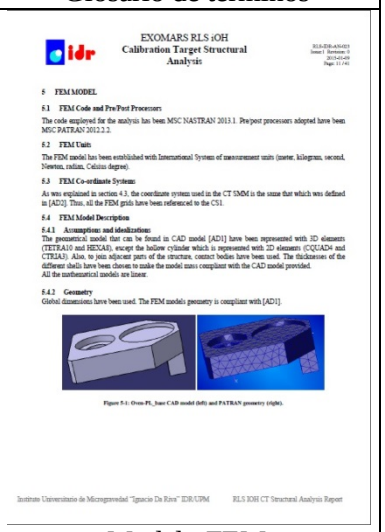
The materials that have been used in the model are presented in Table 4-1. The Steel 1.4301 is used in almost all the parts except for the CM part which is made of aluminium alloy.

Material Name	Property	Value	Units
Steel 1.4301	Density	7900	kg/m³
	Modulus of Elasticity	200E+09	Pa
	Poisson’s ratio	0.3	N/A
	Yield tensile strength	230	MPa
	Ultimate tensile strength	540	MPa
	Thermal expansion coefficient	16.0	µm/mK
Aluminium alloy Al 6061-T6	Density	2700	kg/m³
	Modulus of Elasticity	70E+09	Pa
	Poisson’s ratio	0.33	N/A
	Yield tensile strength	276	MPa
	Ultimate tensile strength	310	MPa
	Thermal expansion coefficient	24.0	µm/mK

Table 4-1: Material Properties.

Instituto Universitario de Microgravedad “Ignacio Da Riva” IDR/UPM RLS IOH CT Structural Analysis Report

Descripción (2)



EXOMARS RLS iOH
Calibration Target Structural Analysis

RLS-IDR-ASG-023
Issue: 1 Revision: 0
2015-01-09
Page: 11 / 41

5 FEM MODEL

5.1 FEM Code and Pre/Post Processors

The code employed for the analysis has been MSC NASTRAN 2013.1. Pre/post processors adopted have been MSC PATRAN 2012.2.2.

5.2 FEM Units

The FEM model has been established with International System of measurement units (meter, kilogram, second, Newton, radian, Celsius degree).

5.3 FEM Co-ordinate System:

As was explained in section 4.3, the coordinate system used in the CT SMM is the same that which was defined in [AD2]. Thus, all the FEM grids have been referenced to the CS1.

5.4 FEM Model Description

5.4.1 Assumptions and idealizations:

The geometrical model that can be found in CAD model [AD1] have been represented with 3D elements (TETRA10 and HEXA8), except the hollow cylinder which is represented with 2D elements (CQUAD4 and CTRIA3). Also, to join adjacent parts of the structure, contact bodies have been used. The thicknesses of the different shells have been chosen to make the model mass compliant with the CAD model provided. All the mathematical models are linear.

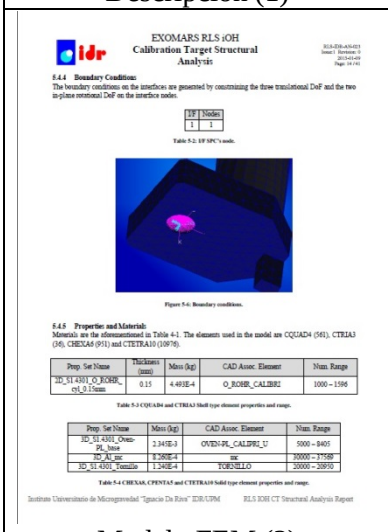
5.4.2 Geometry

Global dimensions have been used. The FEM models geometry is compliant with [AD1].

Figure 5-1: Oven-PL_base CAD model (left) and PATRAN geometry (right).

Instituto Universitario de Microgravedad “Ignacio Da Riva” IDR/UPM RLS IOH CT Structural Analysis Report

Modelo FEM



EXOMARS RLS iOH
Calibration Target Structural Analysis

RLS-IDR-ASG-023
Issue: 1 Revision: 0
2015-01-09
Page: 14 / 41

5.4.4 Boundary Condition:

The boundary conditions on the interfaces are generated by constraining the three translational DoF and the two in-plane rotational DoF on the interface nodes.

IF	Nodes
1	1

Table 5-2: IF SPC’s node.

Figure 5-6: Boundary conditions.

5.4.5 Properties and Materials:

Materials are the aforementioned in Table 4-1. The elements used in the model are CQUAD4 (561), CTRIA3 (38), CHEXA8 (951) and CTETRA10 (10976).

Prop. Set Name	Thickness (mm)	Mass (kg)	CAD Assoc. Element	Num. Range
2D_S1.4301_O_ROHR_cyl_0.15mm	0.15	4.493E-4	O_ROHR_CALIBR1	1000 – 1596

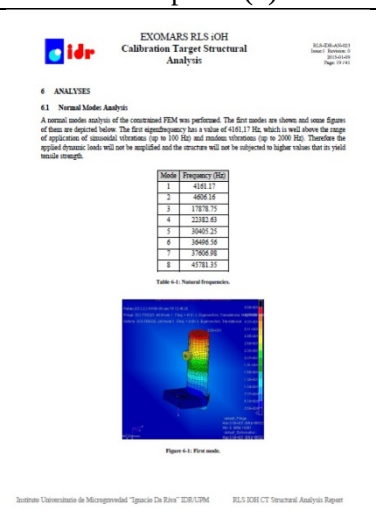
Table 5-3 CQUAD4 and CTRIA3 Shell type element properties and range.

Prop. Set Name	Mass (kg)	CAD Assoc. Element	Num. Range
3D_S1.4301_Oven-PL_base	2.345E-3	OVEN-PL_CALIBR2_U	5000 – 8405
3D_Al_nsc	8.280E-4	nsc	30000 – 37589
3D_S1.4301_Tornillo	1.348E-4	TORNILLO	20000 – 28950

Table 5-4 CHEXA8, CPENTA5 and CTETRA10 Solid type element properties and range.

Instituto Universitario de Microgravedad “Ignacio Da Riva” IDR/UPM RLS IOH CT Structural Analysis Report

Modelo FEM (2)



EXOMARS RLS iOH
Calibration Target Structural Analysis

RLS-IDR-ASG-023
Issue: 1 Revision: 0
2015-01-09
Page: 19 / 41

6 ANALYSES

6.1 Normal Modes Analysis

A normal modes analysis of the constrained FEM was performed. The first modes are shown and some figures of them are depicted below. The first eigenfrequency has a value of 4161.17 Hz, which is well above the range of application of sinusoidal vibrations (up to 100 Hz) and random vibrations (up to 2000 Hz). Therefore the applied dynamic loads will not be amplified and the structure will not be subjected to higher values that its yield tensile strength.

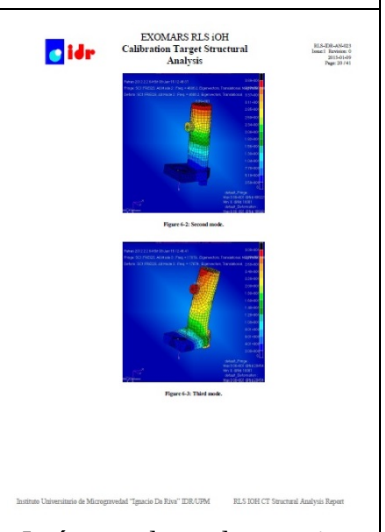
Mode	Frequency (Hz)
1	4161.17
2	4606.16
3	17878.75
4	22382.63
5	30405.25
6	36486.56
7	37606.98
8	45781.35

Table 6-1: Natural frequencies.

Figure 6-1: First mode.

Instituto Universitario de Microgravedad “Ignacio Da Riva” IDR/UPM RLS IOH CT Structural Analysis Report

Input modos propios



EXOMARS RLS iOH
Calibration Target Structural Analysis

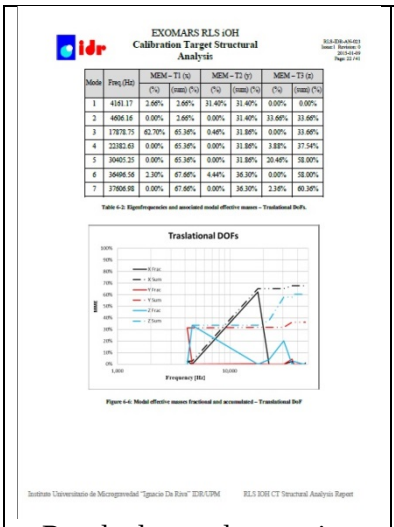
RLS-IDR-ASG-023
Issue: 1 Revision: 0
2015-01-09
Page: 20 / 41

Figure 6-2: Second mode.

Figure 6-3: Third mode.

Instituto Universitario de Microgravedad “Ignacio Da Riva” IDR/UPM RLS IOH CT Structural Analysis Report

Imágenes de modos propios



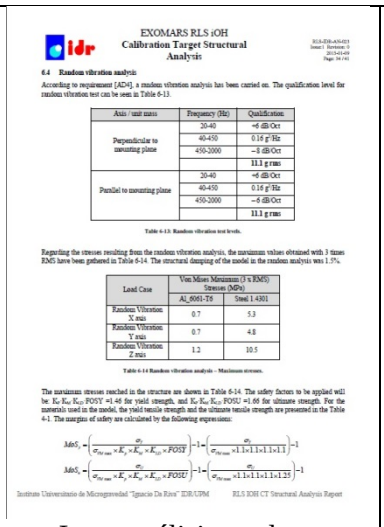
EXOMARS RLS iOH
Calibration Target Structural Analysis

Mode	Freq. (Hz)	MEM – T1 (x)		MEM – T2 (y)		MEM – T3 (z)	
		(%)	(mm) (%)	(%)	(mm) (%)	(%)	(mm) (%)
1	4161.17	2.66%	2.66%	31.40%	31.40%	0.00%	0.00%
2	4656.16	0.00%	2.66%	0.00%	31.40%	33.66%	33.66%
3	17878.75	62.70%	65.36%	0.46%	31.86%	0.00%	33.66%
4	22382.63	0.00%	65.36%	0.00%	31.86%	3.88%	37.54%
5	30405.25	0.00%	65.36%	0.00%	31.86%	20.46%	58.00%
6	36496.56	2.30%	67.66%	4.44%	36.30%	0.00%	58.00%
7	37806.98	0.00%	67.66%	0.00%	36.30%	2.34%	60.36%

Table 6-2: Eigenfrequencies and associated modal effective masses – Traslational DoFs.

Figure 6-6: Modal effective masses fractional and accumulated – Translational DoF

Resultados modos propios



EXOMARS RLS iOH
Calibration Target Structural Analysis

6.4 Random vibration analysis

According to requirement [AD4], a random vibration analysis has been carried on. The qualification level for random vibration test can be seen in Table 6-13.

Axis / unit mass	Frequency (Hz)	Qualification
Perpendicular to mounting plane	20-40	+6 dB/Oct
	40-450	0.16 g²/Hz
	450-2000	−6 dB/Oct
		11.1 g rms
Parallel to mounting plane	20-40	+6 dB/Oct
	40-450	0.16 g²/Hz
	450-2000	−6 dB/Oct
		11.1 g rms

Table 6-13: Random vibration test levels.

Regarding the stresses resulting from the random vibration analysis, the maximum values obtained with 3 times RMS have been gathered in Table 6-14. The structural damping of the model in the random analysis was 1.5%.

Load Case	Von Mises Maximum (3 x RMS) Stresses (MPa)	
	Al_6061-T6	Steel 1.4301
Random Vibration X axis	0.7	5.3
Random Vibration Y axis	0.7	4.8
Random Vibration Z axis	1.2	10.5

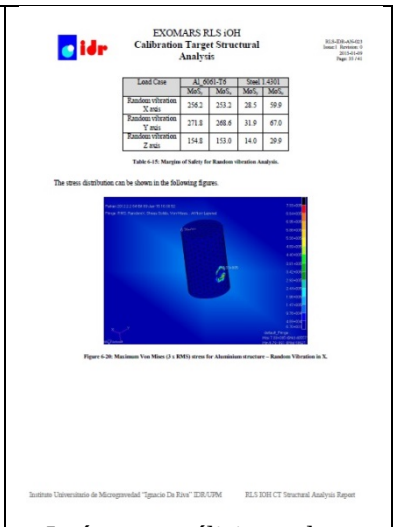
Table 6-14 Random vibration analysis – Maximum stresses.

The maximum stresses reached in the structure are shown in Table 6-14. The safety factors to be applied will be: K_T, K_M, K_{SU}: POST =1.45 for yield strength, and K_T, K_M, K_{SU}: POSU =1.66 for ultimate strength. For the materials used in the model, the yield tensile strength and the ultimate tensile strength are presented in the Table 4-1. The margins of safety are calculated by the following expressions:

$$MoS_y = \left(\frac{\sigma_y}{\sigma_{3V\,max} \times K_T \times K_M \times K_{SU} \times POST}\right) - 1 = \left(\frac{\sigma_y}{\sigma_{3V\,max} \times 1.1 \times 1.1 \times 1.1 \times 1.1}\right) - 1$$

$$MoS_u = \left(\frac{\sigma_U}{\sigma_{3V\,max} \times K_T \times K_M \times K_{SU} \times POSU}\right) - 1 = \left(\frac{\sigma_U}{\sigma_{3V\,max} \times 1.1 \times 1.1 \times 1.1 \times 1.25}\right) - 1$$

Input análisis random



EXOMARS RLS iOH
Calibration Target Structural Analysis

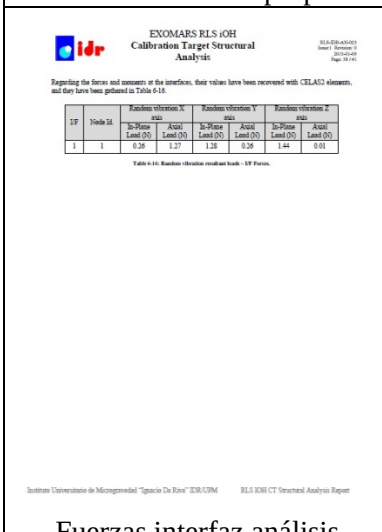
Load Case	Al_6061-T6		Steel 1.4301	
	MoS_y	MoS_u	MoS_y	MoS_u
Random vibration X axis	256.2	253.2	28.5	59.9
Random vibration Y axis	271.8	268.6	31.9	67.0
Random vibration Z axis	154.8	153.0	14.0	29.9

Table 6-15: Margins of Safety for Random vibration Analysis.

The stress distribution can be shown in the following figures.

Figure 6-20: Maximum Von Mises (3 x RMS) stress for Aluminium structure – Random Vibration in X.

Imágenes análisis random



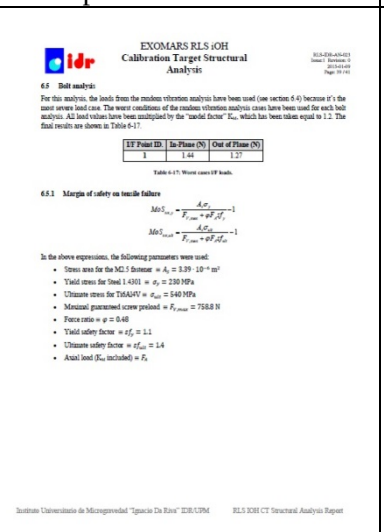
EXOMARS RLS iOH
Calibration Target Structural Analysis

Regarding the forces and moments at the interfaces, their values have been recovered with CELAS2 elements, and they have been gathered in Table 6-16.

I/F	Node Id.	Random vibration X axis		Random vibration Y axis		Random vibration Z axis	
		In-Plane Load (N)	Axial Load (N)	In-Plane Load (N)	Axial Load (N)	In-Plane Load (N)	Axial Load (N)
1	1	0.26	1.27	1.28	0.26	1.44	0.01

Table 6-16: Random vibration resultant loads – I/F Forces.

Fuerzas interfaz análisis random



EXOMARS RLS iOH
Calibration Target Structural Analysis

6.5 Bolt analysis

For this analysis, the loads from the random vibration analysis have been used (see section 6.4) because it's the most severe load case. The worst conditions of the random vibration analysis cases have been used for each bolt analysis. All load values have been multiplied by the "model factor" K_{SU}, which has been taken equal to 1.2. The final results are shown in Table 6-17.

I/F Point ID.	In-Plane (N)	Out of Plane (N)
1	1.44	1.27

Table 6-17: Worst cases I/F loads.

6.5.1 Margin of safety on tensile failure

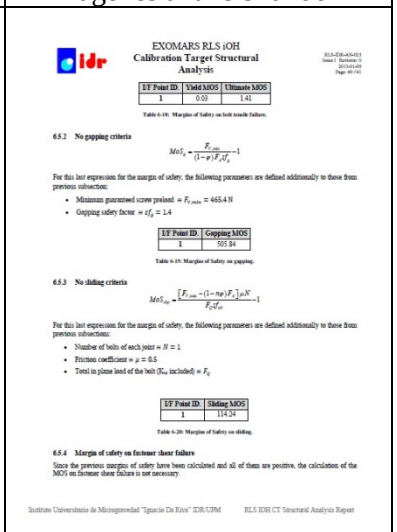
$$MoS_{tot,y} = \frac{A_s \sigma_y}{F_{y,max} + \varphi F_x A_s} - 1$$

$$MoS_{tot,ult} = \frac{A_s \sigma_{ult}}{F_{y,max} + \varphi F_x A_s} - 1$$

In the above expressions, the following parameters were used:

- Stress area for the M2.5 fastener $= A_s = 3.39 \cdot 10^{-6}\ m^2$
- Yield stress for Steel 1.4301 $= \sigma_y = 230$ MPa
- Ultimate stress for TiAl4V $= \sigma_{ult} = 540$ MPa
- Minimal guaranteed screw preload $= F_{y,max} = 758.8$ N
- Force ratio $= \varphi = 0.48$
- Yield safety factor $= \varepsilon f_y = 1.1$
- Ultimate safety factor $= \varepsilon f_{ult} = 1.4$
- Axial load (K_M included) $= F_x$

Análisis de tornillos (1)



EXOMARS RLS iOH
Calibration Target Structural Analysis

I/F Point ID.	Yield MOS	Ultimate MOS
1	0.03	1.41

Table 6-18: Margins of Safety on bolt tensile failure.

6.5.2 No gapping criteria

$$MoS_g = \frac{F_{y,min}}{(1-\varphi) F_x \varepsilon f_g} - 1$$

For this last expression for the margin of safety, the following parameters are defined additionally to those from previous subsection:

- Minimum guaranteed screw preload $= F_{y,min} = 465.4$ N
- Gapping safety factor $= \varepsilon f_g = 1.4$

I/F Point ID.	Gapping MOS
1	505.84

Table 6-19: Margins of Safety on gapping.

6.5.3 No sliding criteria

$$MoS_{slip} = \frac{\left[F_{y,min} - (1-\varphi) F_x\right] \mu N}{F_S \varepsilon f_{slip}} - 1$$

For this last expression for the margin of safety, the following parameters are defined additionally to those from previous subsections:

- Number of bolts of each joint $= N = 1$
- Friction coefficient $= \mu = 0.5$
- Total in plane load of the bolt (K_M included) $= F_S$

I/F Point ID.	Sliding MOS
1	114.24

Table 6-20: Margins of Safety on sliding.

6.5.4 Margin of safety on fastener shear failure

Since the previous margins of safety have been calculated and all of them are positive, the calculation of the MOS on fastener shear failure is not necessary.

Análisis de tornillos (2)

Figura 6.1-1: Ejemplo de documento de análisis estructurales