

UNIVERSIDAD REY JUAN CARLOS
ESCUELA DE INGENIERÍA DE FUENLABRADA



MEMORIA FINAL
CAELO



Aitana Parreño Gómez
Aitziber Hermosa Salsamendi
Alejandro García Rodríguez
Álvaro Garcillán Martínez
Francisco José Jiménez López
Isabel María Calvo Romero
José María Pinilla Giménez
Sara Díaz Serrano

VEHÍCULOS ESPACIALES

GIAVA - URJC

2023 - 2024

Índice

1. Introducción	1
2. Gestión del proyecto	2
3. Análisis funcional	13
3.1. Misiones de referencia	13
3.1.1. Voyager 2	13
3.1.2. New Horizons	14
3.1.3. JUICE	15
3.1.4. Cassini-Huygens	16
3.1.5. Galileo	17
3.1.6. MarCO	18
3.1.7. Elementos principales	20
3.2. Elementos de misión	29
3.3. Objetivos, funcionalidades y parámetros de diseño	31
3.3.1. Objetivos de misión	31
3.3.2. Objetivos de diseño y científicos	32
3.3.3. Funcionalidades de diseño	34
3.3.4. Parámetros de diseño	36
3.3.5. CONOPS inicial	38
4. Análisis de requisitos	39
4.1. Cuerpos celestes estudiados	39
4.1.1. Urano	39
4.1.2. Titania	40
4.1.3. Oberón	40
4.1.4. Ariel	40
4.1.5. Umbriel	41
4.1.6. Miranda	42
4.1.7. Parámetros principales	43
4.2. Análisis de vehículos similares	44
4.3. Requisitos de diseño	45
4.3.1. Definición de los requisitos	46
4.3.2. Tablas de requisitos	50
5. Análisis de misión	54
5.1. Estimaciones iniciales de los parámetros de diseño	54
5.1.1. Estimación de la masa seca	54
5.1.2. Estimación de la masa propulsiva	56
5.1.3. Estimación del tamaño	57
5.1.4. Estimación de la potencia	58
5.1.5. Estimación del coste	59
5.1.6. Estimación del nivel de confianza	60
5.2. Perfil de la misión	60
5.2.1. Proceso de elección de la misión	60
5.2.2. Selección del vehículo lanzador	68
5.2.3. Entorno de lanzamiento	72
5.2.4. Adaptador	75
5.2.5. Fases del lanzamiento	75
5.2.6. Coste de Lanzamiento	76
5.3. Boceto de la trayectoria del vehículo durante las fases de la misión	77

5.4. Impulso específico total	78
5.4.1. Misión final	79
5.4.2. CONOPS de misión	85
6. Diseño de subsistemas	87
6.1. ADCS	92
6.1.1. Introducción	92
6.1.2. Requisitos y funciones del sistema	93
6.1.3. Modos de operación	96
6.1.4. Perturbaciones para cada fase de operación	97
6.1.5. Definición preliminar de sensores de actitud y controladores	100
6.1.6. Características instrumentación ADCS	108
6.1.7. Diagrama de bloques para las funciones	109
6.1.8. Interfaces	111
6.2. Propulsión	112
6.2.1. Proceso de Diseño	112
6.2.2. Requisitos y funciones del sistema	112
6.2.3. Fuerzas a superar	114
6.2.4. Impulso específico total y selección del sistema propulsivo	119
6.2.5. Masa total necesaria	121
6.2.6. Componentes del subsistema propulsivo	122
6.2.7. Sketch del subsistema propulsivo	124
6.2.8. Características del subsistema propulsivo	124
6.3. Control térmico	125
6.3.1. Introducción	125
6.3.2. Funciones y requisitos	125
6.3.3. Interfaces	130
6.3.4. Entorno térmico del vehículo espacial	130
6.3.5. Calor interno (potencia disipada en W) generado por el vehículo	133
6.3.6. Métodos pasivos	134
6.3.7. Temperatura de equilibrio	136
6.3.8. Métodos activos	136
6.4. Estructuras y mecanismos	137
6.4.1. Introducción	137
6.4.2. Requisitos, funciones e interfaces	138
6.4.3. Cargas sobre el vehículo	143
6.4.4. Diseño, materiales y carga crítica	158
6.4.5. Diseño de los tanques de combustible	171
6.4.6. Mecanismos adicionales	172
6.5. Potencia	173
6.5.1. Introducción	173
6.5.2. Funciones e interfaces	173
6.5.3. Requisitos clave del subsistema	174
6.5.4. Fuentes de energía	177
6.5.5. Sistema RTG	179
6.5.6. Requisitos de diseño	179
6.5.7. Diseño de los distintos subsistemas	180
6.5.8. Características de los subsistemas y misiones similares	181
6.5.9. Especificaciones técnicas	182
6.5.10. Interacción del sistema de potencia con respecto al resto de subsistemas	184
6.5.11. Estimación de dimensiones y pesos	184
6.5.12. Estimación del coste	185
6.6. Payload	186
6.6.1. Introducción	186

6.6.2. Requisitos del sistema	186
6.6.3. Componentes de la carga de pago	189
6.6.4. Budget de Masa, Potencia y Coste	199
6.6.5. Posicionamiento de la carga de pago	200
7. Estimación del budget: coste, masa y potencia	203
8. Arquitectura del vehículo	205
8.1. Bocetos de las diferentes arquitecturas preliminares	205
8.2. Diseño CAD de la arquitectura inicial	212
8.3. Estimación del MMOI del vehículo	213
8.4. Arquitectura final	217
9. Conclusiones	220
9.1. Verificación de requisitos	220
9.2. Lecciones aprendidas	226
9.3. Mejoras de futuro	226
Referencias	228

Índice de figuras

1.	Recreación de la nave Voyager 2.	13
2.	Recreación del vehículo espacial de la misión JUICE.	15
3.	La nave Cassini-Huygens durante la fase de pruebas.	16
4.	Despliegue de la misión Galileo desde la STS-34 Atlantis.	17
5.	Uno de los cubesats de la misión MarCO (EVE y WALL-E), durante un test de las células solares llevado a cabo por el ingeniero Joel Steinkraus.	19
6.	Diagrama de bloques para los elementos de la misión Voyager 2 y sus características.	26
7.	Diagrama de bloques para los elementos de la misión New Horizons y sus características.	26
8.	Diagrama de bloques para los elementos de la misión JUICE y sus características.	27
9.	Diagrama de bloques para los elementos de la misión Cassini-Huygens y sus características.	27
10.	Diagrama de bloques para los elementos de la misión Galileo y sus características.	28
11.	Diagrama de bloques para los elementos de la misión CAELO y sus características.	30
12.	Imagen infrarroja compuesta de Urano y sus anillos, desde le telescopio Keck. Lawrence Sromovsky, University of Wisconsin-Madison/W.W. Keck Observatory	39
13.	Mosaico creado mediante las cuatro imágenes de mayor resolución de Ariel tomadas por la Voyager 2.	41
14.	Imagen de Miranda tomada por la Voyager 2.	42
15.	División de la misión en segmento espacio, lanzador y segmento tierra.	45
16.	Estimación de la masa seca en función de la masa de la carga de pago.	54
17.	Estimación de la masa propulsiva en función de la masa seca.	56
18.	Estimación del tamaño en función de la masa de la carga de pago.	57
19.	Estimación de la potencia en función de la masa de la carga de pago.	58
20.	Estimación del coste en función de la masa seca.	59
21.	Trayectoria de CAELO para un flyby en Venus.	62
22.	Closeup de la trayectoria de CAELO para un flyby en Venus.	63
23.	Trayectoria de CAELO para un flyby en Júpiter.	64
24.	Closeup de la trayectoria de CAELO para un flyby en Júpiter.	64
25.	Diagrama preliminar de maniobras en el entorno de Urano.	67
26.	Órbita operacional alrededor de Miranda.	67
27.	Órbita operacional alrededor de Ariel.	68
28.	Dimensiones de la cofia del Ariane 6.	70
29.	Cargas cuasi-estáticas durante el lanzamiento.	72
30.	Excitación senoidal máxima en dirección axial.	73
31.	Excitación senoidal máxima en dirección lateral.	73
32.	Espectro acústico dentro del volumen de carga útil.	74
33.	Diagrama del espectro acústico dentro del volumen de carga útil.	74
34.	Espectro de impulsos para la separación en el Falcon 9 y Falcon Heavy	75
35.	Boceto del adaptador SpaceX 2624-mm.	75
36.	Perfil de ascenso típico del Falcon Heavy.	76
37.	Closeup de la trayectoria de CAELO para un flyby en Júpiter.	77
38.	Diagrama de llegada al entorno de Urano.	81
39.	Diagrama de llegada a Miranda.	82
40.	Diagrama de salida de Miranda.	83
41.	Diagrama de la órbita de transferencia entre Miranda y Ariel.	83
42.	Diagrama de llegada a Ariel.	84
43.	Infografía para el timeline de la misión CAELO.	86
44.	Diagrama de bloques e interfaces para los subsistemas principales del vehículo espacial Caelo.	87
45.	Diagrama de bloques e interfaces para el subsistema de ADCS del vehículo espacial Caelo.	87
46.	Diagrama de bloques e interfaces para el subsistema de Propulsión del vehículo espacial Caelo.	88
47.	Diagrama de bloques e interfaces para el subsistema Térmico vehículo espacial Caelo.	88
48.	Diagrama de bloques e interfaces para para el subsistema de Estructura vehículo espacial Caelo.	89
49.	Diagrama de bloques e interfaces para el subsistema de Potencia vehículo espacial Caelo.	89

50.	Diagrama de bloques e interfaces para la Carga de Pago vehículo espacial Caelo.	90
51.	Diagrama de bloques e interfaces para el subsistema de OBDH vehículo espacial Caelo.	90
52.	Diagrama de bloques e interfaces para el subsistema de Comunicaciones vehículo espacial Caelo. . .	91
53.	Efectos de perturbaciones externas	92
54.	Efectos de perturbaciones externas	98
55.	Diagrama de proceso de ADCS	99
56.	Sistema de referencia del tercer cuerpo	99
57.	Sensor solar.	101
58.	Magnetómetro NSS.	102
59.	Transpondedor de espacio profundo SDST.	103
60.	Configuraciones de los Reaction Wheels.	104
61.	Diferencias entre RW y CMG.	105
62.	Thrusters subsistema ADCS.	106
63.	SSOC-D60.	107
64.	SpaceStar.	107
65.	IMU STIM202.	107
66.	HSNS.	108
67.	ADCS Hardware.	110
68.	Diagrama de proceso de ADCS	111
69.	Aceleración gravitacional causada por el Sol durante la misión.	115
70.	Aceleración gravitacional causada por Urano durante la misión.	116
71.	Aceleración gravitacional causada por Miranda.	116
72.	Aceleración gravitacional causada por Ariel.	117
73.	Prototipo motor nuclear NERVA.	120
74.	Motor eléctrico BHT-1500.	121
75.	Esquema de los componentes de un motor de fisión nuclear	123
76.	Esquema de los componentes de un motor eléctrico de efecto Hall	124
77.	Interfaces del subsistema de Control Térmico	130
78.	Exterior del modelo térmico	135
79.	Interior del modelo térmico	135
80.	Relaciones básicas entre las cargas límite en diseño.	143
81.	Factores de seguridad de aceptación y certificación típicos para distintas clases de cargas.	144
82.	Factores de seguridad último y a fluencia para distintos tipos de estructuras y materiales.	145
83.	Factores de seguridad asociados a las cargas a pandeo.	146
84.	Cargas límite en función del medio de transporte para los ejes axial y laterales, tanto si ocurren simultáneamente en los 3 ejes (S) como si lo hacen independientemente (I).	147
85.	Cargas límite en función del medio de transporte para los ejes axial y laterales.	147
86.	Cargas armónicas e impulsivas debidas a los efectos de la calzada.	148
87.	Cargas cuasi-estáticas durante el lanzamiento del Falcon Heavy.	149
88.	Envolvente de las cargas cuasi-estacionarias.	149
89.	Sistema de 1 grado de libertad.	150
90.	Respuesta del sistema en el dominio de la frecuencia, para frecuencias adimensionadas con la frecuencia natural del sistema.	151
91.	Respuesta del sistema en el dominio de la frecuencia para 2 grados de libertad.	152
92.	Cargas armónicas axiales durante el lanzamiento del Falcon Heavy.	152
93.	Cargas armónicas laterales durante el lanzamiento del Falcon Heavy.	153
94.	Densidad de potencia espectral (PSD) por frecuencias para las cargas aleatorias durante el lanzamiento del Falcon Heavy.	153
95.	Cargas aleatorias durante el lanzamiento del Falcon Heavy y sus causas principales en función de la frecuencia.	154
96.	Cargas aleatorias durante el lanzamiento del Falcon Heavy y su aceleración equivalente.	155
97.	Niveles de presión de las cargas acústicas durante el lanzamiento del Falcon Heavy por frecuencia. . .	156
98.	Nivel de presión acústica (SPL) en función de la frecuencia para cargas acústicas durante el lanzamiento del Falcon Heavy.	156

99. Espectro de respuesta a impulso (SRS) para cargas impulsivas durante el lanzamiento del Falcon Heavy.	157
100. Límites del espectro de respuesta a impulso (SRS) para cargas impulsivas durante el lanzamiento del Falcon Heavy.	157
101. Estructura principal de la nave JUICE.	160
102. Diagrama de Ashby que relaciona el límite elástico y la densidad de los materiales escogidos: aluminios (verde), titanios (morado) y aleaciones base hierro (naranja).	164
103. Diagrama de Ashby que relaciona el precio y la resistencia específica de los materiales escogidos: aluminios (verde), titanios (morado) y aleaciones base hierro (naranja).	165
104. Diagrama de Ashby que relaciona la resistencia a fatiga a 10^7 ciclos y la huella de carbono de los materiales escogidos: aluminios (verde), titanios (morado) y aleaciones base hierro (naranja).	165
105. Diagrama de Ashby que relaciona la ductilidad y la tensión de rotura de los materiales escogidos: aluminios (verde), titanios (morado) y aleaciones base hierro (naranja).	166
106. Diagrama de Ashby que relaciona la soldabilidad y el módulo elástico de los materiales escogidos: aluminios (verde), titanios (morado) y aleaciones base hierro (naranja).	167
107. Diagrama de Ashby que relaciona el módulo a flexión y el módulo a torsión de los materiales escogidos: aluminios (verde), titanios (morado) y aleaciones base hierro (naranja).	168
108. Diagrama de Ashby que relaciona la dureza (Vickers) y la tenacidad a fractura de los materiales escogidos: aluminios (verde), titanios (morado) y aleaciones base hierro (naranja).	169
109. Diagrama de Ashby que relaciona la resistencia al choque térmico y la temperatura mínima de servicio de los materiales escogidos: aluminios (verde), titanios (morado) y aleaciones base hierro (naranja).	169
110. Tanque de combustible para el almacenamiento de hidrógeno.	171
111. Ejemplo del boom desplegable del JUICE.	172
112. Fuentes de energía	177
113.	178
114. NAC del instrumento científico ISS	193
115. WAC del instrumento científico ISS	193
116. Instrumento científico CIRS	194
117. Instrumento científico MAG	195
118. Instrumento científico VIMS	195
119. Instrumento científico MARSIS	196
120. Instrumento científico Caiman Imager	197
121. Instrumento científico ECAM-IR1	198
122. Instrumento científico Argus 1000 Extended	199
123. Vista 3D del primer diseño preliminar basado en la misión Voyager 2.	205
124. Vistas en 3D, planta, alzado y perfil del primer diseño preliminar.	206
125. Vista en 3D del segundo diseño preliminar.	206
126. Vistas en 3D, planta, alzado y perfil del segundo diseño preliminar.	207
127. Vista en 3D del tercer diseño preliminar.	207
128. Vistas en 3D, planta, alzado y perfil del tercer diseño preliminar.	208
129. Vistas del primer diseño preliminar de las antenas.	209
130. Vistas del diseño preliminar de la base de las antenas.	209
131. Vistas del diseño preliminar de la primera antena.	210
132. Vistas del diseño preliminar de la segunda antena.	210
133. Diseño final realista, basado en el Voyager2.	212
134. Vistas en 3D, planta, alzado y perfil del diseño final.	213
135. Valores de masas e inercia para el diseño preliminar calculadas en AutoCAD.	214
136. Estructura final del vehículo de la misión Caelo.	217
137. Diseño final de la arquitectura del Caelo.	218
138. Cotas del vehículo de la misión Caelo.	219
139. Detalle del interior del Caelo.	219

Índice de tablas

1.	Tareas definidas para la gestión del trabajo.	2
2.	Tareas definidas para el desarrollo de subsistemas.	3
3.	Tareas definidas para el desarrollo de subsistemas.	4
4.	Tareas definidas para el desarrollo de subsistemas (cont.).	5
5.	Tareas definidas para el desarrollo de subsistemas (cont. 2).	6
6.	Tareas definidas para el desarrollo de subsistemas (cont. 2).	7
7.	Reparto del trabajo para las tareas del diseño del vehículo.	8
8.	Reparto del trabajo para las tareas del diseño del vehículo.	9
9.	Reparto del trabajo para las tareas del diseño del vehículo.	10
10.	Reparto del trabajo para las tareas del diseño del vehículo.	11
11.	Reparto del trabajo para las tareas del diseño del vehículo.	12
12.	Tareas definidas para el diseño de la arquitectura.	12
13.	Reparto del trabajo para las tareas del diseño del vehículo.	12
14.	Comparación de los parámetros principales de los vehículos utilizados en las misiones de referencia.	20
15.	Elementos de misión para la Voyager 2.	21
16.	Elementos de misión para la New Horizons.	22
17.	Elementos de misión para la JUICE.	23
18.	Elementos de misión para la Cassini-Huygens.	24
19.	Elementos de misión para la Galileo.	25
20.	Elementos de misión y sus subsistemas asociados.	30
21.	Razón fundamental de la que surge cada objetivo de misión.	32
22.	Objetivos de diseño definidos para la misión Caelo.	33
23.	Objetivos científicos definidos para la misión Caelo.	34
24.	Parámetros de diseño de la misión obtenidos de los Top-Level Requirements.	36
25.	Parámetros de diseño de la misión identificados.	37
26.	Características principales de Urano y sus 5 lunas mayores.	43
27.	Parámetros orbitales de Urano y sus 5 lunas mayores.	43
28.	Comparación de los parámetros principales de los vehículos utilizados en las misiones de referencia.	44
29.	Parámetros principales del cubesat utilizado en la misión de referencia MarCO.	45
30.	Requisitos del segmento espacio (1).	51
31.	Requisitos del segmento espacio (2).	52
32.	Requisitos del lanzador.	53
33.	Requisitos del segmento tierra.	53
34.	Parámetros de la misión CAELO para un flyby en Venus.	62
35.	Parámetros orbitales de las órbitas de transferencia utilizadas en el CAELO para el flyby en Venus.	62
36.	Parámetros de la misión CAELO para un flyby en Júpiter.	63
37.	Parámetros orbitales de las órbitas de transferencia utilizadas en el CAELO para el flyby en Jupiter.	63
38.	Parámetros de la maniobra de escape terrestre para un flyby en Venus.	65
39.	Parámetros de la maniobra de escape terrestre para un flyby en Júpiter.	65
40.	Parámetros de la maniobra de flyby en Venus.	66
41.	Parámetros de la maniobra de flyby en Júpiter.	66
42.	Masas admisibles de las distintas versiones de los Ariane 6 y Falcon para determinadas órbitas	69
43.	Dimensiones de la cofia del Ariane 6 y de la cofia extendida del Falcon Heavy.	71
44.	Peso CAELO para flyby en Venus en función del tipo de propulsión.	78
45.	Peso CAELO para flyby en Jupiter en función del tipo de propulsión.	79
46.	Parámetros de la misión CAELO para un flyby en Júpiter.	79
47.	Parámetros de la maniobra de flyby en Júpiter.	80
48.	Parámetros de llegada a la esfera de influencia de Urano.	80
49.	Parámetros del cambio de plano en Urano.	81
50.	Parámetros de llegada a Miranda.	81
51.	Parámetros del cambio de plano en Miranda.	82

52.	Parámetros de salida de Miranda	82
53.	Parámetros de llegada a Ariel.	84
54.	Proceso de diseño del ADCS	93
55.	Funciones del subsistema de ADCS	93
56.	Requisitos del subsistema de ADCS	95
57.	Lista de perturbaciones externas	97
58.	Lista de perturbaciones internas	98
59.	Sensores y actuadores misiones semejantes	106
60.	Características instrumentación ADCS	109
61.	Proceso de diseño del subsistema propulsivo [51]	112
62.	Funciones del subsistema propulsivo	112
63.	Requisitos del subsistema propulsivo	114
64.	Lista de fuerzas a superar por el subsistema propulsivo	115
65.	Datos de cada cuerpo celeste para el cálculo de radiación solar.	118
66.	Radiación directa y de albedo correspondiente a cada cuerpo celeste.	118
67.	Fuerza de radiación solar en el entorno de cada cuerpo celeste	118
68.	Características del motor nuclear propuesto.	119
69.	Características del motor eléctrico propuesto.	120
70.	Masa de propelente total para cada motor.	122
71.	Lista de elementos que forman un reactor nuclear	122
72.	Lista de elementos que forman un sistema eléctrico	123
73.	Características de la propulsión	124
74.	Proceso de diseño del subsistema de Control Térmico. [51]	125
75.	Funciones del subsistema de Control Térmico	126
76.	Rangos de temperatura de operación requeridos de los componentes del satélite.	127
77.	Requisitos del subsistema de control térmico	129
78.	Datos del entorno térmico de la Tierra, Júpiter y Urano.	130
79.	Intensidad solar de la Tierra, Júpiter y Urano.	131
80.	Factor de forma de la Tierra, Júpiter y Urano.	132
81.	Flujo de albedo de la Tierra, Júpiter y Urano.	132
82.	Flujo planetario de la Tierra, Júpiter y Urano.	132
83.	Datos del caso caliente.	133
84.	Datos del caso frío.	133
85.	Potencia disipada de los componentes más significativos.	134
86.	Proceso de diseño del subsistema de Estructuras. [51]	137
87.	Funciones del subsistema de estructuras	138
88.	Requisitos del subsistema de estructuras y mecanismos.	141
89.	Requisitos del subsistema de estructuras y mecanismos.	142
90.	Cargas límite de diseño más críticas en la fase de transporte.	148
91.	Cargas quasi-estacionarias de diseño más críticas.	150
92.	Cargas aleatorias de diseño más críticas.	155
93.	Comparación de los distintos tipos de estructuras.	159
94.	Características principales de los materiales candidatos para el sistema de suspensión y rodado del rover.	162
95.	Comparación de las propiedades críticas para el diseño de los materiales candidatos.	170
96.	Proceso de diseño del sistema de potencia	173
97.	Parámetros vs necesidades sistema de potencia	174
98.	Dimensiones y Pesos de Componentes del Sistema de Potencia de CAELO	185
99.	Proceso de diseño de la carga de pago	186
100.	Requisitos del subsistema de Carga de Pago	188
101.	Instrumentos asociados a cámaras de imagen visual.	189
102.	Instrumento asociado a sistemas de emisión térmica.	189
103.	Instrumentos asociados a magnetómetros.	190
104.	Instrumentos asociados a sistemas (multi)espectrales.	190
105.	Instrumento asociado a radares de sondeo.	190

106. Instrumento radar de sondeo definitivo.	191
107. Instrumentos de los CubeSat.	191
108. Instrumentos del satélite CAELO.	192
109. Instrumentos y objetivos científicos asociados	192
110. Recopilación de los Budgets de Masa y Potencia de la carga de pago	199
111. Recopilación de los Budgets de Masa y Potencia de la carga de pago	200
112. Contribuciones al budget inicial de masa seca, potencia y coste para la misión Caelo por subsistema.	203
113. Budget inicial de masa seca, potencia y coste para la misión Caelo por subsistema.	203
114. Budget final de masa seca, potencia y coste para la misión Caelo por subsistema.	204
115. Ventajas y desventajas de las bases preliminares.	208
116. Ventajas y desventajas del diseño preliminar de las antenas.	211
117. Verificación de requisitos de la misión.	220
118. Verificación de requisitos del subsistema potencia.	220
119. Verificación de requisitos del subsistema ADCS	221
120. Verificación de requisitos del subsistema propulsivo	222
121. Verificación de requisitos del subsistema de control térmico	223
122. Verificación de requisitos del subsistema de estructuras y mecanismos.	224
123. Requisitos del subsistema de Carga de Pago	225

Siglas

ADCS Attitude Determination and Control System. 29

AOCS Attitude and Orbit Control System. 33

APE Absolute Pointing Error. 49, 187, 188, 225

ASI Agenzia Spaziale Italiana. 16

CMG Control Momentum Gyro. 104

CONOPS CONcept of OPerationS. 31

DSN Deep Space Network. 49

ECCS European Cooperation for Space Standardization. 47

EOM End of Mission. 29, 47, 138

ESA European Space Agency. 15, 16, 126

GEVS General Environmental Verification Standard. 49, 187, 188, 225

GNC Guidance Navigation and Control. 48, 49, 137, 187, 188, 225

GRS GRound Segment. 38

IMU Inertial Measurement Unit. 102

NASA National Aeronautics and Space Administration. 13, 14, 16, 17, 41, 49, 126, 187, 188, 225

NIR Near InfraRed. 34

OBDH On-Board Data Handling. 29, 48

RPE Relative Pointing Error. 49, 187, 188, 225

RTG Radioisotope Thermoelectric Generator. 20–22, 25, 47–49, 127, 129, 140, 142, 205

RW Reaction Wheel. 100, 104, 108, 226

SMART Specific Measurable Achievable Relevant/Realistic and Timely. 45

TBD To Be Determinated. 38, 47, 49, 85, 139–142, 187, 188, 225

TRL Technology Readiness Level. 35, 106, 109, 124

TTC : Telemetry, Tracking and Command System. 96

UA Unidad Astronómica. 14, 39

WBS Work Breakdown Structure. 2, 35

1. Introducción

La misión desarrollada se centra en el estudio de uno de los gigantes gaseosos del Sistema Solar: Urano. El vehículo tendrá un doble objetivo: un cuerpo principal del satélite se encargará de orbitar una de las lunas del planeta, mientras que un conjunto de cubesats lanzados por el vehículo principal estudiará otro satélite.

Los cubesats serán de un formato entre 3U y 12U y tendrán parte de la carga de pago, de manera que comuniquen sus datos al satélite principal, que los enviará a la Tierra junto con sus propias mediciones.

La payload del vehículo espacial contará con la siguiente instrumentación como requisito del cliente; cámaras de imagen visuales y de diferentes niveles del espectro, escáneres multiespectrales de las lunas (multi spectral earth scanners) capaces de operar desde el visible hasta el infrarrojo para capturar imágenes globales de la superficie de las lunas y un instrumento para medir temperaturas de superficie (temperatura sounder for surface) aplicable tanto para posibles masas de líquido congelado como zonas rocosas. Aunque como se verá a lo largo del trabajo, finalmente se hará uso de instrumentación adicional. Esta carga de pago, como se ha mencionado, se debe repartir equitativamente entre los cubesats y el satélite principal.

Se requiere a su vez un flyby por Venus, esto ayudará a aumentar la velocidad del satélite para poder llegar a las lunas de Urano en un tiempo menor y con un ahorro de combustible considerable. Aunque, finalmente se realizará en Júpiter por los beneficios que ofrece frente al que ofrece Venus.

Esta misión es interesante por dos motivos principalmente, el primero es que uno de los objetivos a medio plazo de la ESA es precisamente la exploración de las lunas de los grandes planetas gaseosos del sistema solar : Júpiter, Saturno, Urano Y Neptuno. Por otro lado, los cubesat son cada vez más valiosos para la exploración espacial, por lo que el despliegue de los cubesat es una tecnología que se está desarrollando. Por lo que el planteamiento de esta misión no está lejos de la realidad como podría parecer en primera instancia, y se asemeja a un trabajo real, más cercano al mundo laboral.

Se trata de un proyecto ambicioso y con mucho margen de decisión, debido a la novedad de la misión, no realizada hasta ahora, y que, con total seguridad, requiera de la tecnología de estado del arte o incluso aún en fase de desarrollo para poder ser llevada a cabo.

En esa misma línea, el objetivo académico de este proyecto es poner a prueba todo lo estudiado en la asignatura, para poder familiarizarse de como es el proceso de diseño de un vehículo espacial (aunque este lejos del diseño real). Para llevar a cabo el diseño de la manera más eficiente posible, la gestión del proyecto es indispensable, y es lo que se desarrolla en el siguiente apartado.

El equipo implicado en el desarrollo está formado por las siguientes personas:

- Aitana Parreño Gómez (**APG**)
- Aitziber Hermosa Salsamendi (**AHS**)
- Alejandro García Rodríguez (**AGR**)
- Álvaro Garcillán Martínez (**AGM**)
- Francisco José Jiménez López (**FJL**)
- Isabel María Calvo Romero (**ICR**)
- José María Pinilla Giménez (**JPG**)
- Sara Díaz Serrano (**SDS**)

2. Gestión del proyecto

Para el desarrollo de la misión, se distinguen 3 tipos de tareas:

- Fragmentos del *Work Package* (WP): tareas de alto nivel, como puede ser el diseño de un subsistemas completo.
- Tareas de desarrollo, investigación o cálculo (T): tareas específicas, asociadas a la generación de conocimiento, tomas de decisiones y cálculos.
- Tareas de *deriverables* (D): tareas destinadas a la generación de contenido dentro del informe, como redacción, tablas o inclusión de imágenes y diagramas.

Se establecen una serie de tareas centradas en la gestión del proyecto, recogidas en la Tabla 1.

ID	Tarea
T1.0.1	Desarrollar el WBS
T1.0.2	Desarrollar un diagrama de Gantt
T2.0.1	Definir subsistemas y sus interfaces
D2.0.2	Desarrollar un diagrama de bloques global de subsistemas
D2.0.3	Listado de tareas con sus responsables y carga de trabajo

Tabla 1: Tareas definidas para la gestión del trabajo.

Asimismo, se definen las tareas propias del análisis funcional, análisis de requisitos, análisis de misión, dimensionado inicial y diseño del vehículo, recogidas en las Tablas 2, 3, 4, 5 y 6.

A lo largo de todo el documento, se sigue un código de colores para identificar a qué subsistema pertenecen algunos elementos, como tablas o bloques dentro de los diagramas:

-  ADCS
-  Propulsión
-  Térmico
-  Estructura
-  Potencia
-  Payload
-  Comms.
-  OBDH

ID	Tarea
WP1.1	Análisis funcional
T1.1.1	Estudio de misiones espaciales semejantes
T1.1.2	Estudio de misiones con cubesats similares
T1.1.3	Estudio de las lunas de Urano
T1.1.4	Definición de los elementos de la misión
T1.1.5	Definición de objetivos
T1.1.6	Identificación de funcionalidades de diseño y payload
T1.1.7	Identificación de parámetros de diseño
D1.1.1	Tablas comparativas y diagramas del T1.1.1
D1.1.2	Tablas comparativas del T1.1.2
D1.1.3	Diagrama de bloques del T1.1.4
D1.1.4	Listados enumerados del T1.1.5
D1.1.5	Listados enumerados del T1.1.6
D1.1.6	Listados enumerados del T1.1.7
WP1.2	Análisis de requisitos
T1.2.1	Definición del objetivo científico
T1.2.2	Estudio de vehículos semejantes
T1.2.3	Identificación de requisitos de diseño
T1.2.4	Identificación de los "driving requirements"
D1.2.1	Tablas de los cuerpos celestes estudiados
D1.2.2	Tablas de los vehículos semejantes y sus misiones
D1.2.3	Lista detallada de los requisitos de diseño
WP1.3	Análisis de misión
T1.3.1	Estimaciones estadísticas
T1.3.2	Estimación preliminar de parámetros
T1.3.3	Elección del sistema propulsivo
T1.3.4	Estimación de impulso específico total
T1.3.5	Elección del lanzador
T1.3.6	Desarrollo del perfil de misión detallado y Conops
D1.3.1	Estimación de masas, potencia, nivel de confianza y coste
D1.3.2	Perfil de la misión completa y timeline
D1.3.3	Sketch gráfico de la trayectoria del vehículo
D1.3.4	Impulso específico por fases y total

Tabla 2: Tareas definidas para el desarrollo de subsistemas.

ID	Tarea
WP2.1a	ADCS
T2.1a.1	Definir requisitos, interfaces y funciones de subsistema
T2.1a.2	Definir los modos de operación del subsistema y su necesidad
T2.1a.3	Evaluuar las perturbaciones (int. y ext.) para cada fase de operación
T2.1a.4	Definición preliminar de sensores de actitud y controladores
T2.1a.5	Diagrama de bloques para las funciones
T2.1a.6	Masa, tamaño, coste, potencia y térmico
D2.1a.1	Tabla de requisitos, diagrama de interfaces y tabla funciones
D2.1a.2	Listado modos de operación, justificación y explicación
D2.1a.3	Cálculos y justificación de todas las perturbaciones
D2.1a.4	Cálculos y justificación de todos los sensores
D2.1a.5	Comentar diagrama de bloques para las funciones
D2.1a.6	Tablas masa, tamaño, coste, potencia y térmico
WP2.1b	Propulsión
T2.1b.1	Definir requisitos, interfaces y funciones de subsistema
T2.1b.2	Definir y cuantificar las fuerzas que el sistema debe superar
T2.1b.3	Revisar impulso específico total y elegir el sistema propulsivo
T2.1b.4	Evaluuar la masa total de combustible (propellant) con márgenes
T2.1b.5	Enumarar y caracterizar los componentes del sistema propulsivo
T2.1b.6	Sketch con número y localización de los componentes
T2.1b.7	Masa, tamaño, coste, potencia y térmico
D2.1b.1	Tabla de requisitos, diagrama de interfaces y tabla funciones
D2.1b.2	Cálculos y justificación de todas las fuerzas
D2.1b.3	Cálculos y justificación. Low vs High, diseño, combustible
D2.1b.4	Cálculos y justificación de la masa de combustible
D2.1b.5	Cálculos y justificación de los componentes
D2.1b.6	Sketch con cotas y suficiente detalle de cada componente
D2.1b.7	Tablas masa, tamaño, coste, potencia y térmico

Tabla 3: Tareas definidas para el desarrollo de subsistemas.

ID	Tarea
WP2.1c	Térmico
T2.1c.1	Definir requisitos, interfaces y funciones de subsistema
T2.1c.2	Definir el entorno térmico del vehículo espacial (caso caliente y frío)
T2.1c.3	Estimar el calor interno (potencia disipada en W) generado
T2.1c.4	Sistema de control térmico con solo métodos de control pasivo
T2.1c.5	Estimación de la temperatura de equilibrio del satélite y el RTG
T2.1c.6	Masa, tamaño, coste, potencia y térmico
D2.1c.1	Tabla de requisitos, diagrama de interfaces y tabla funciones
D2.1c.2	Todos los datos del entorno y los casos extremos
D2.1c.3	Cálculos y justificación del calor interno
D2.1c.4	Esquema y justificación del sistema de control térmico
D2.1c.5	Justificación y referencias de la temp. de equilibrio
D2.1c.6	Tablas masa, tamaño, coste, potencia y térmico
WP2.1d	Estructura
T2.1d.1	Definir requisitos, interfaces y funciones de subsistema
T2.1d.2	Definir cargas sobre el vehículo con márgenes de seguridad
T2.1d.3	Diseño con materiales. Carga más crítica
T2.1d.4	Dimensionar y diseñar el tanque de combustible y sus materiales
T2.1d.5	Diseño y dimens. y materiales de la estructura que soporta el RTG
T2.1d.6	Definir mecanismos adicionales indicando su uso
T2.1d.7	Masa, tamaño, coste, potencia y térmico
D2.1d.1	Tabla de requisitos, diagrama de interfaces y tabla funciones
D2.1d.2	Cálculos de las cargas
D2.1d.3	Justificación y cálculos del diseño y la carga crítica
D2.1d.4	Cálculos y justificaciones del tanque
D2.1d.5	Cálculos y justificaciones de la estructura del RTG
D2.1d.6	Justificar y explicar el uso de los mecanismos
D2.1d.7	Tablas masa, tamaño, coste, potencia y térmico

Tabla 4: Tareas definidas para el desarrollo de subsistemas (cont.).

ID	Tarea
WP2.1e	Potencia
T2.1e.1	Definir requisitos, interfaces y funciones de subsistema
T2.1e.2	Cuantificar la energía disponible de las fuentes existentes
T2.1e.3	Elegir fuente y justificar. Elaborar un dimensionado e interfaces
T2.1e.4	Props baterías: Energía esp., dens. energía, capac., masa, tam.
T2.1e.5	Diagrama de bloques: componentes, flujo de potencia y eficiencias
T2.1e.6	Masa, tamaño, coste, potencia y térmico
D2.1e.1	Tabla de requisitos, diagrama de interfaces y tabla funciones
D2.1e.2	Estudio bibliográfico de tipos de fuentes
D2.1e.3	Justificación, diagrama, sketch dimensionado
D2.1e.4	Justificación, datos clave
D2.1e.5	Diagrama y justificaciones de los datos
D2.1e.6	Tablas masa, tamaño, coste, potencia y térmico
WP2.1f	Payload
T2.1f.1	Carga de pago de entre los comerciales o de misiones
T2.1f.2	Definir posición, restricciones, interferencias... por componente
T2.1f.3	Verificar requisitos. Diagrama de bloques con subsistemas (potencia, térmico, ADCS)
D2.1f.1	Listado, precios, justificación
D2.1f.2	Para cada componente, explicar cómo funciona y restricciones
D2.1f.3	Diagrama y análisis de cómo afectan a los requisitos

Tabla 5: Tareas definidas para el desarrollo de subsistemas (cont. 2).

ID	Tarea
WP2.2	Budget y arquitectura
T2.2.1	Estimación del "mass, cost and budget"
T2.2.2	Elaboración de 3 sketches iniciales
T2.2.3	Elaboración de una arquitectura en CAD
T2.2.4	Cálculo del MMOI por arquitectura
T2.2.5	Definir el budget a partir de los subsistemas
T2.2.6	Comparar con los budgets obtenidos en la DR1
T2.2.7	Verificar que cumplen todos los requisitos
T2.2.8	Revisar e iterar los subsistemas
T2.2.9	Diagrama de componentes, interfaces, dimensiones y requisitos
D2.2.1	Tabla de budgets de potencia, coste y masa preliminares
D2.2.2	Sketches de las diferentes arquitecturas preliminares
D2.2.3	Diseño CAD
D2.2.4	Estimación del MMOI desplegado y no desplegado
D2.2.5	Tablas de budgets detallados
D2.2.6	Ánalysis y comparación con DR1

Tabla 6: Tareas definidas para el desarrollo de subsistemas (cont. 2).

Las Tablas 7, 8, 9, 10 y 11 resumen la contribución en porcentaje de cada miembro del grupo a cada tarea.

ID	APG [%]	AHS [%]	AGR [%]	AGM [%]	FJL [%]	ICR [%]	JPG [%]	SDS [%]
T1.1.1	10	10	10	10		10	40	10
T1.1.2						40	60	
T1.1.3			40					60
T1.1.4						50	50	
T1.1.5		30					70	
T1.1.6		80			20			
T1.1.7						100		
D1.1.1			20			20	60	
D1.1.2							100	
D1.1.3							100	
D1.1.4						50	50	
D1.1.5		30					70	
D1.1.6							100	
T1.2.1		50					50	
T1.2.2	10	10	10	10		10	10	40
T1.2.3		30					70	
T1.2.4		40					60	
D1.2.1							30	70
D1.2.2						20	80	
D1.2.3		90					10	
T1.3.1						100		
T1.3.2	100							
T1.3.3			34	33			33	
T1.3.4			34	33			33	
T1.3.5			50	50				
T1.3.6	10	10	35	35				10
D1.3.1						100		
D1.3.2			50	50				
D1.3.3			50	50				
D1.3.4			50	50				

Tabla 7: Reparto del trabajo para las tareas del diseño del vehículo.

ID	APG [%]	AHS [%]	AGR [%]	AGM [%]	FJL [%]	ICR [%]	JPG [%]	SDS [%]
T1.0.1							100	
T1.0.2							100	
T2.0.1	15	15	15	15		15	15	15
D2.0.2	10	10	10	10		10	40	10
D2.0.3							100	
T2.1a.1		70						30
T2.1a.2		100						
T2.1a.3								100
T2.1a.4		50						50
T2.1a.5		100						
T2.1a.6		50						50
D2.1a.1		70						30
D2.1a.2		100						
D2.1a.3								100
D2.1a.4		50						50
D2.1a.5		100						
D2.1a.6		50						50
T2.1b.1			50	50				
T2.1b.2			50	50				
T2.1b.3				100				
T2.1b.4				100				
T2.1b.5			100					
T2.1b.6								
T2.1b.7			100					
D2.1b.1			50	50				
D2.1b.2			50	50				
D2.1b.3				100				
D2.1b.4				100				
D2.1b.5			100					
D2.1b.6								
D2.1b.7			100					

Tabla 8: Reparto del trabajo para las tareas del diseño del vehículo.

ID	APG [%]	AHS [%]	AGR [%]	AGM [%]	FJL [%]	ICR [%]	JPG [%]	SDS [%]
T2.1c.1						100		
T2.1c.2						100		
T2.1c.3						100		
T2.1c.4				50		50		
T2.1e.5								
T2.1e.6								
D2.1c.1						100		
D2.1c.2						100		
D2.1c.3						100		
D2.1e.4								
D2.1e.5								
D2.1c.6				70		30		
T2.1d.1							100	
T2.1d.2							100	
T2.1d.3							100	
T2.1d.4							100	
T2.1d.5								
T2.1d.6							100	
T2.1d.7								
D2.1d.1							100	
D2.1d.2							100	
D2.1d.3							100	
D2.1d.4							100	
D2.1d.5								
D2.1d.6							100	
D2.1d.7								

Tabla 9: Reparto del trabajo para las tareas del diseño del vehículo.

ID	APG [%]	AHS [%]	AGR [%]	AGM [%]	FJL [%]	ICR [%]	JPG [%]	SDS [%]
T2.1e.1	33				33	34		
T2.1e.2	100							
T2.1e.3	30				40	30		
T2.1e.4					100			
T2.1e.5								
T2.1e.6					100			
D2.1e.1	34				33	33		
D2.1e.2						100		
D2.1e.3					100			
D2.1e.4					100			
D2.1e.5								
D2.1e.6					100			
T2.1f.1	50					50		
T2.1f.2	50					50		
T2.1f.3	50					50		
D2.1f.1	50					50		
D2.1f.2	50					50		
D2.1f.3	10					10	80	

Tabla 10: Reparto del trabajo para las tareas del diseño del vehículo.

ID	APG [%]	AHS [%]	AGR [%]	AGM [%]	FJL [%]	ICR [%]	JPG [%]	SDS [%]
T2.2.1						70		30
T2.2.2	70							30
T2.2.3	30				50			20
T2.2.4	50					50		
T2.2.5				34		33	33	
T2.2.6			34			33	33	
T2.2.7	16	16	16	16		17		17
T2.2.8				50		50		
T2.2.9				100				
D2.2.1			34			33	33	
D2.2.2	70							30
D2.2.3	40				60			
D2.2.4	50					50		
D2.2.5				34		33	33	
D2.2.6				34		33	33	

Tabla 11: Reparto del trabajo para las tareas del diseño del vehículo.

Por otra parte, se incluyen tareas relativas a la arquitectura del vehículo, en las Tablas 12 y 13.

ID	Tarea
T2.3.1	Definir arquitectura final detallada
T2.3.2	Diseñar en CAD con sus subsistemas
D2.3.1	Diseño 3D (CAD) de la arquitectura
D2.3.2	Cortes y vistas 2D de todos los subsistemas e interfaces

Tabla 12: Tareas definidas para el diseño de la arquitectura.

ID	APG [%]	AHS [%]	AGR [%]	AGM [%]	FJL [%]	ICR [%]	JPG [%]	SDS [%]
T2.3.1	10	10	10	10		10	40	10
T2.3.2	20						80	
D2.3.1	20						80	
D2.3.2							100	

Tabla 13: Reparto del trabajo para las tareas del diseño del vehículo.

3. Análisis funcional

3.1. Misiones de referencia

Antes de comenzar con el diseño de la misión, se estudia y analiza una serie de misiones pasadas o planeadas para el futuro, las cuales se cree que comparten características u objetivos con la misión Caelo y, por tanto, se consideran similares. Estas misiones son tomadas como referencia a la hora de realizar el diseño inicial de la misma, ya sea para decidir los elementos, subsistemas o instrumentación para llevar a cabo la misión, como para estimar valores para los parámetros principales que la definen.

3.1.1. Voyager 2

La nave Voyager 2 (Fig. 1) fue parte del programa desarrollado por la NASA para explorar los planetas exteriores del Sistema Solar. Fue lanzada en 1977, visitó los cuatro gigantes gaseosos y, a día de hoy, continúa viajando por el espacio profundo. [1]

Durante su recorrido por las inmediaciones de Urano mandó imágenes del planeta y de sus respectivas lunas y recopiló datos científicos relevantes de éste: investigó la circulación, dinámica, estructura y composición de su atmósfera observando la presencia de fuertes vientos y que la atmósfera estaba formada principalmente por hidrógeno y helio; caracterizó la morfología, geología y estado físico de sus satélites, como la observación de cráteres, cañones y fracturas; proporcionó valores más precisos para su masa, tamaño y forma; estudió sus satélites y sus anillos conocidos y descubrió 10 lunas y 2 anillos más. Además, descubrió que estos anillos están compuestos principalmente por partículas de hielo y polvo; determinó la estructura del campo magnético y caracterizó la composición y distribución de las partículas energéticas atrapadas y del plasma en el mismo. En otros planetas como la Tierra, Mercurio, Júpiter o Saturno, el campo magnético se alinea de forma aproximada con el eje de rotación, mas no sucede lo mismo con Urano, donde los polos se encuentran más cerca del ecuador. [2]



Figura 1: Recreación de la nave Voyager 2.

Se ha considerado esta misión como una referencia desde el punto de vista de los cuerpos celestes estudiados, pues si bien la operación en las proximidades de Urano es diferente, es una de las pocas misiones en alcanzar los planetas más alejados del Sistema Solar y, por tanto, en enfrentarse a las condiciones propias de esta región.

Los principales objetivos de la misión Voyager 2 son: [3]

- Realizar un flyby en Júpiter.
- Realizar un flyby en Saturno.
- Realizar un flyby en Urano.
- Realizar un flyby en Neptuno.
- Tomar imágenes de alta resolución de los planetas y sus satélites.
- Caracterizar la atmósfera y magnetosfera de los cuatro planetas.
- Caracterizar los anillos y lunas de los cuatro planetas.
- Explorar el espacio más allá del Sistema Solar.

3.1.2. New Horizons

La New Horizons se trata de una misión espacial destinada a la exploración y estudio de Plutón y sus satélites, así como diversos asteroides del cinturón de Kuiper. Buscaba recopilar datos de las atmósferas, superficies, interiores y entornos del sistema de dicho planeta.

Es una sonda no tripulada de forma triangular diseñada por la NASA, lanzada el 19 de enero de 2006 por el vehículo lanzador Atlas V desde Cabo Cañaveral. La nave viajó en primera instancia hacia Júpiter para tomar datos de los distintos cuerpos de sistema joviano y obtener el impulso gravitacional suficiente para viajar hasta Plutón. En marzo de 2015 comenzó con las maniobras de reconocimiento del planeta, y seis meses después puso rumbo al asteroide Ultima Thule del cinturón de Kuiper. Actualmente se encuentra en el cinturón, a unas 44 UA, a la espera de otros objetivos a detallar.

La misión New Horizons posee objetivos semejantes a los pretendidos por la misión Caelo, también en un planeta exterior del Sistema Solar, por lo que sus características pueden servir como referencia en la fase de diseño.

La misión comprende los siguientes objetivos: [2] [4]

- Realizar un flyby en Plutón.
- Realizar un flyby en el cinturón de Kuiper.
- Cartografiar la composición de la superficie de Plutón y Caronte.
- Caracterizar la geología y morfología de Plutón y Caronte.
- Caracterizar la atmósfera de Plutón.
- Cartografiar las temperaturas de la superficie de Plutón y Caronte.
- Obtener imágenes de Plutón y Caronte.
- Buscar anillos y satélites alrededor de Plutón.
- Realizar estudios similares a objetos del cinturón de Kuiper.

3.1.3. JUICE

La misión JUICE (Fig. 2) fue lanzada el 14 de Abril de 2023 a bordo del lanzador Ariane 5, esta misión realizada por la ESA es la más reciente entre todas las recopiladas. Tiene previsto su primer flyby alrededor de la Tierra en Agosto del próximo año y su entrada en la órbita de inserción de Júpiter está planeada en Julio de 2031 con el fin de observar y estudiar el planeta junto a sus lunas Calisto, Europa y Ganímedes, en busca de mundos habitables y conocer la formación del planeta. Se convertirá en el primer vehículo en orbitar un satélite natural que no sea la Luna. [5] [6]

Es importante destacar el uso de paneles solares como fuente de alimentación de potencia en comparación con las demás misiones semejantes.



Figura 2: Recreación del vehículo espacial de la misión JUICE.

Se toma como referencia en cuanto a objetivos, siendo en este caso, además, alrededor de otro gigante gaseoso, con unas características cercanas a las de Urano en cuanto a composición, si bien no existe ninguna misión de este tipo en ninguno de los gigantes helados: Urano y Neptuno.

Esta misión se diseñó con los siguientes propósitos: [7] [8]

- Caracterizar la atmósfera y campo magnéticos de Júpiter, Ganímedes, Calisto y Europa.
- Estudio de océanos y búsqueda de reserva de agua subterránea de Ganímedes, Calisto y Europa.
- Caracterizar la composición de la superficie hasta el núcleo de Ganímedes, Calisto y Europa.
- Cartografiar las superficies de Ganímedes, Calisto y Europa.
- Caracterizar la composición y dinámica de los anillos de Júpiter.
- Exploración de Ío.

3.1.4. Cassini-Huygens

Cassini-Huygens es otra misión destinada a estudiar un gigante gaseoso y sus lunas, al igual que Caelo, por lo que es una misión de la que puede extraerse información relevante, especialmente teniendo en cuenta que es una misión ya finalizada y que ha servido como referencia para otras misiones futuras como la Europa Clipper. [9]

Se desarrolló en conjunto por la NASA, la ESA y la ASI con el propósito de estudiar Saturno, sus lunas (principalmente Titán), su atmósfera, su magnetosfera y sus anillos. El vehículo espacial estaba compuesto por el satélite Cassini y la sonda atmosférica Huygens (Fig. 3). [10] [11]

Se lanzó el 15 de Octubre de 1997 por el lanzador Titan 4B/Centaur y tras unas asistencias gravitacionales en Venus, la Tierra y Júpiter, se logró insertar alrededor de Saturno en día 1 de Julio de 2004 para estudiar el sistema y dando comienzo a la misión principal. Huygens aterrizó en la superficie de Titán el 14 de Enero de 2005, logrando el primer descenso existente en el Sistema Solar exterior. Esta primera misión finalizó en Julio de 2008 tras la cual, tuvieron lugar dos misiones posteriores: la misión Equinoccio y la misión Solsticio. Tras completar esta última, el vehículo dejó de operar en el año 2017. [11] [12]



Figura 3: La nave Cassini-Huygens durante la fase de pruebas.

La consideración de esta misión como referente es debido a su estudio y operación sobre un planeta exterior del Sistema Solar y sus lunas, detectando objetivos similares a los de la misión Caelo.

Los objetivos marcados para esta misión fueron: [10]

- Determinar la estructura tridimensional y el comportamiento dinámico del sistema de anillos de Saturno.
- Determinar la composición y las superficies de los satélites.
- Determinar la naturaleza y el origen del material oscuro de la superficie de Japeto.
- Determinar la estructura tridimensional y el comportamiento dinámico de la atmósfera y de la magnetosfera de Saturno.
- Estudiar la variabilidad atmosférica de Titán.
- Cartografiar la superficie de Titán.
- Determinar la composición y distribución de la superficie de los satélites de Saturno.
- Estudiar las interacciones de los satélites con la magnetosfera de Saturno.
- Estudio sobre las auroras Saturno.

3.1.5. Galileo

La misión espacial de la NASA Galileo, lanzada en octubre de 1989, fue diseñada para estudiar Júpiter, sus lunas, atmósfera y magnetosfera. Su nombre proviene del científico renacentista Galileo Galilei, quien descubrió las cuatro lunas principales del planeta en 1610: Europa, Ganímedes, Calisto e Ío. La Figura 4 fue tomada durante el lanzamiento de la nave, seis años antes de que la nave alcanzara el gigante gaseoso.



Figura 4: Despliegue de la misión Galileo desde la STS-34 Atlantis.

Su misión científica inicial estaba planeada para una duración de 23 meses y comenzó en el momento en que,

en diciembre de 1995, la nave entró en la primera de sus 11 órbitas alrededor de los satélites galileanos y su sonda, lanzada 5 meses antes, alcanzó la atmósfera de Júpiter.

Finalmente, su misión fue extendida hasta tres veces, llegando a realizar hasta 35 pasadas en torno a las lunas galileanas, hasta su destrucción, el 21 de septiembre de 2003, al dejar caer la nave hacia Júpiter para sumergirse en su atmósfera. [13]

Una vez más, se encuentran semejanzas entre los fines para los cuales se desarrolló la misión Galileo y los perseguidos en el proyecto Caelo.

Los objetivos definidos para la misión Galileo eran: [14]

- Análisis dinámico de la atmósfera, magnetosfera, ionosfera y estructura interna de Júpiter.
- Caracterizar la morfología y geología de los satélites galileanos.
- Investigar la composición y distribución de los minerales sobre la superficie de los satélites galileanos.
- Determinar los campos gravitacionales y magnéticos y las propiedades dinámicas de los satélites galileanos.
- Estudiar la interacción de la magnetosfera con los satélites.
- Estudio de las erupciones volcánicas de Ío
- Caracterizar la atmósfera de Ío.
- Observación de los anillos de Júpiter.
- Estudio de la atmósfera y composición de las lunas menores.

3.1.6. MarCO

La misión MarCO merece una mención dentro de este estudio previo. Si bien no se considera como referencia en la fase de diseño del vehículo, sí sirve de inspiración para el diseño de los cubesats. Cabe mencionar que dichos cubesats no serán diseñados en detalle durante esta fase, quedando como un desarrollo externo; sin embargo, siendo la primera misión en desplegar satélites de estas características en el espacio profundo, cumplió su función al demostrar la viabilidad de este tipo de tecnología en otros planetas. [15] [16]

Su objetivo no fue otro que el de lanzar los cubesats de la Fig. 5 y utilizarlos como relay de comunicaciones, probando que la tecnología es lo bastante madura como para ser empleada en entornos lejanos a la Tierra. [17]

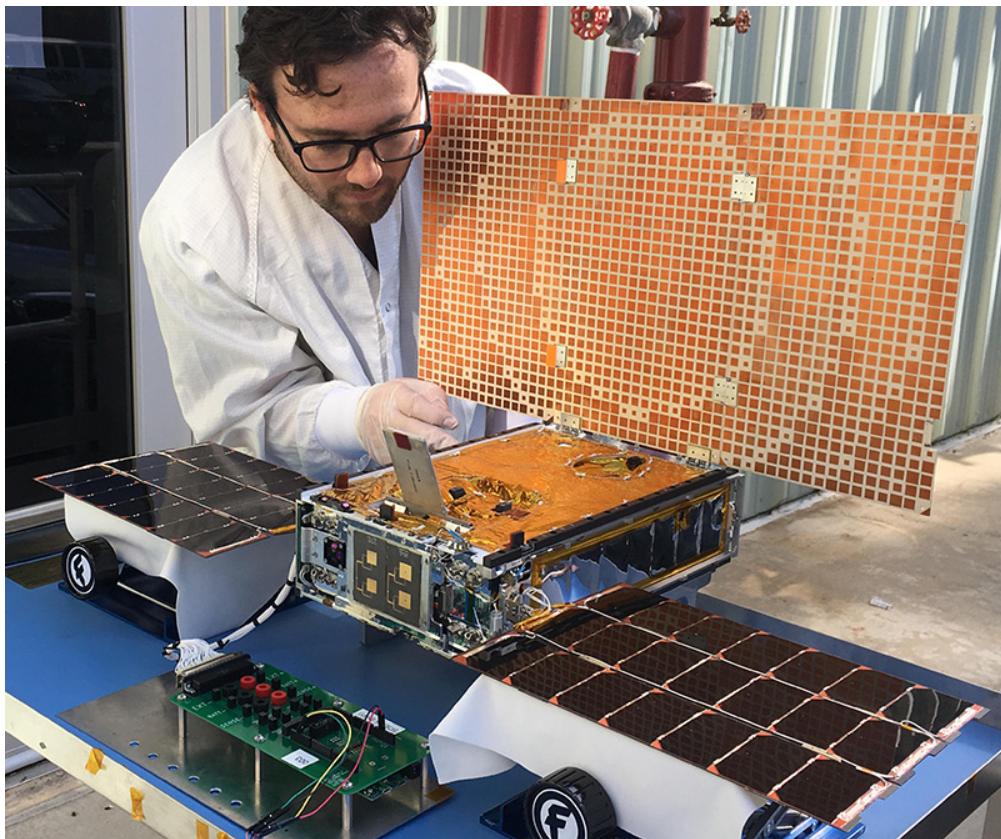


Figura 5: Uno de los cubesats de la misión MarCO (EVE y WALL-E), durante un test de las células solares llevado a cabo por el ingeniero Joel Steinkraus.

3.1.7. Elementos principales

Una vez analizados los objetivos de estas misiones y cómo son relevantes para el diseño de la misión Caelo, se estudian algunos de sus aspectos más relevantes desde el punto de vista de los elementos que las componen y las funciones realizadas por cada uno de ellos. La Tabla 14 recoge algunos de los parámetros más importantes para su análisis.

Parámetro	Voyager 2 [3] [18]	New Horizons [4] [19] [20]	JUICE [8] [5] [21] [22]	Cassini-Huygens [23] [24] [25]	Galileo [13] [26] [27]
Tipo	Sonda	Sonda	Satélite	Satélite	Satélite
Masa en lanzamiento (kg)	825	478	4800	5655	2223
Masa seca (kg)	721.9	401	2420	2125	1298
Masa carga de pago (kg)	105	30	280	336.2	118
Masa propulsante (kg)	103	77	3650	3132	925
Dimensiones (m)	0.47 x 0.89 (prisma octagonal)	0.7 x 2.1 x 2.7	4.09 x 2.86 x 4.35	6.7 x 4 (diám.)	5.3 de largo
Fuente de Potencia	RTGs	RTG	Paneles Solares	RTGs	RTGs
Área paneles solares (m²)	-	-	85	-	-
Potencia al despegue (W)	470 x 3	245	850	885	570
Nº y empuje máx. motores principales	1 motor de 400N	4 motores de 4.4N	1 motor de 425N	1 motor de 445N	1 motor de 400N
Nº y empuje máx. thrusters	16 motores de entre 0.5 y 5N	12 motores de 0.9N	20 motores de entre 10 y 22N	16 motores de 1N	12 motores de 10N
Diámetro antena (m)	3.66	1.05	2.5	4	4.8
Coste (M\$)	895	700	1600	3313	1354
Elementos de misión	Tablas 15, 16, 17, 18 y 19.				

Tabla 14: Comparación de los parámetros principales de los vehículos utilizados en las misiones de referencia.

Voyager 2

Elemento	Funciones	Características
Vehículo Espacial	Proteger la carga de pago y los sistemas. Proporcionar rigidez y resistencia. Actuar como medio de transmisión de las cargas.	Plataforma decaédrica, con una antena parabólica de alta ganancia; consta de 3 brazos donde se sitúan los distintos instrumentos científicos y los 3 RTG.
Payload	Cumplir los objetivos científicos	ISS: sistema científico de imágenes. UVS: espectrómetro ultravioleta. IRIS: espectrómetro interferométrico infrarrojo. PRA: radioastronomía planetaria. PPS: fotopolarímetro. MAG: magnetómetro de flujo triaxial. PLS: espectrómetro de plasma. LECP: experimento de partículas cargadas de baja energía. PWS: experimento de ondas de plasma. CRS: telescopio de rayos cósmicos. RSS: sistema radioceítico.
Órbita	Explorar los gigantes gaseosos. Emplear la asistencia gravitatoria para continuar el viaje.	Flyby en Júpiter. Flyby en Saturno. Flyby en Urano. Flyby en Neptuno. Entrada al espacio interestelar.
Segmento Lanzador	Impulsar al satélite fuera de la influencia gravitatoria terrestre.	Titan IIIE-Centaur (TC-7/ Titan no. 2E-7/ Centaur D-1T). Lanzamiento 20 de agosto de 1977 desde Cabo Cañaveral.
Segmento Tierra	Mantener la comunicación. Descargar datos de la payload. Monitorización de sistemas.	DNS (Canberra, Australia/ Goldstone, California/ Madrid, España).
Sujeto	-	Júpiter, Saturno, Urano, Neptuno. Espacio interestelar.
Operaciones de misión	Realizar flyby, tomar imágenes y datos relevantes.	-
Arquitectura de comunicaciones	Mantener la transmisión de datos con el Segmento Tierra.	Una antena de 4.8m de diámetro y un despliegue de estaciones en tierra.

Tabla 15: Elementos de misión para la Voyager 2.

New Horizons

Elemento	Funciones	Características
Vehículo Espacial	Proteger la carga de pago y los sistemas. Proporcionar rigidez y resistencia. Actuar como medio de transmisión de las cargas.	El cuerpo es un triángulo estabilizador. Un tubo de aluminio forma la columna principal, donde se encuentra el depósito de combustible de titanio, RTG. Compuesto por una antena parabólica de alta ganancia. El resto del triángulo está formado por paneles sándwich.
Payload	Cumplir los objetivos científicos	Ralph: Espectrómetro visible e infrarrojo de imágenes. Alice: Espectrómetro de imágenes ultravioletas. REX: Experimento radiocientífico. LORRI: Generador de imágenes de reconocimiento de largo alcance. SWAP: Espectrómetro de viento solar y plasma. PEPSSI: Espectrómetro de partículas energéticas. VBSCD: Detector de granos de polvo microscópicos.
Órbita	Explorar el sistema de Plutón y objetos del cinturón de Kuiper. Emplear la asistencia gravitatoria para continuar el viaje.	Inserción Trans-Joviana para una trayectoria de escape. Órbita elíptica heliocéntrica de transición hacia el cinturón de asteroides. Asistencia gravitatoria con Júpiter. Órbita heliocéntrica de transición hasta llegar a Plutón. Fly-by Plutón. Fly-by en el cinturón de Kuiper.
Lanzador	Impulsar al satélite fuera de la influencia gravitatoria terrestre.	Atlas V 559 (AV-010). Lanzamiento 19 de enero de 2006 desde Cabo Cañaveral.
Segmento Tierra	Mantener la comunicación. Descargar datos de la payload. Monitorización de sistemas.	DSN (California / Canberra, Argentina/ Madrid, España) JPL (California) APL (Maryland)
Sujeto	-	Exploración y estudio de atmósferas, superficies, interiores y entornos de Plutón y sus satélites. Exploración y estudio de objetos o asteroides del cinturón de Kuiper.
Operaciones de misión	Envío a tierra de imágenes y datos cartográficos.	-
Arquitectura de comunicaciones	Mantener la transmisión de datos con el Segmento Tierra.	Datarate: 38 kb/s (Júpiter), 600-1200 bit/s (Plutón) Banda X

Tabla 16: Elementos de misión para la New Horizons.

JUICE

Elemento	Funciones	Características
Vehículo Espacial	Proteger la carga de pago y los sistemas. Proporcionar rigidez y resistencia. Actuar como medio de transmisión de las cargas.	La nave JUICE es una plataforma estabilizada en tres ejes. Es cuboidal, con dos grandes alas en forma de cruz con 5 paneles solares a cada lado y baterías de iones de litio. Posee varios brazos extensibles y antenas, y una antena de alta ganancia que utiliza bandas X y Ka. El sistema de propulsión consiste en un motor bipropulsante y un conjunto de 10 propulsores .
Payload	Cumplir los objetivos científicos	JANUS: Sistema de cámara óptica. UVS: Espectrómetro de imágenes UV. MAJIS: Espectrómetro de imágenes hiperespectrales visible-infrarrojo. SWI: Instrumento de ondas submilimétricas. GALA: Altímetro laser. RIME: Radar de penetración en el hielo. J-MAG: Instrumento magnetométrico. PEP: Paquete ambiental de partículas. RPWI: Instrumento de ondas de radio y plasma. 3GM: Gravedad y geofísica de Júpiter y sus lunas. PRIDE: Radio interferómetro y experimento Doppler. RADEM: Monitor de radiación.
Órbita	Explorar Júpiter y sus lunas galileanas. Emplear las asistencias gravitatorias para continuar el viaje con mínimo consumo.	Flyby Luna-Tierra, Venus y 2 en la Tierra. Inserción en la órbita de Júpiter. Transferencia a Calisto. Fase Europa: 2 Fly-bys en Europa y 3 Fly-bys Calisto. Fase Júpiter Alta Latitud: 9 Fly-bys de Calisto. Transferencia e inserción en Ganímedes. Órbita circular baja altitud (500km).
Segmento Lanzador	Impulsar al satélite fuera de la influencia gravitatoria terrestre.	Ariane-5 ECA + EVEE Cruise. Lanzamiento el 14 de abril de 2023 desde Kourou, Guayana Francesa.
Segmento Tierra	Mantener la comunicación. Descargar datos de la payload. Monitorización de sistemas.	MOC (ESA), ESOC (Darmstadt, Alemania), SOC (ESA), ESAC (Madrid, España).
Sujeto	-	Júpiter, Europa, Calisto, Ganímedes e Ío.
Operaciones de misión	Realizar flybys, tomar imágenes y datos relevantes.	-
Arquitectura de comunicaciones	Mantener la transmisión de datos con el Segmento Tierra.	Antena principal de 2,5m de diámetro. Antena de ganancia media para los flybys. Bandas Ka (26.4 to 40 gigahertz) y X (8.2-12.4 GHz). Estaciones en España (Cebreros), Argentina (Malargüe) y Australia (New Norcia).

Tabla 17: Elementos de misión para la JUICE.

Cassini-Huygens

Elemento	Funciones	Características
Vehículo Espacial	Proteger la carga de pago y los sistemas. Proporcionar rigidez y resistencia. Actuar como medio de transmisión de las cargas.	Cassini-Huygens presentaba una forma de decágono y tenía 1630 componentes electrónicos interconectados, 22000 conexiones de cables y 14km de cableado. Estaba compuesta por tres módulos. Contenía una antena parabólica de alta ganancia.
Payload	Cumplir los objetivos científicos	CDA: Analizador de polvo cósmico. RADAR: VIMS/INMS/RPMS/CAPS/CIRS: Espectrómetros. UVIS: Espectrógrafo de imágenes ultravioletas. MIMI: Instrumento de imágenes magnetosféricas. MAG: Magnetómetro de doble técnica. RSS: Subsistema radiocentífico. HASI: Instrumento de estructura atmosférica. GC/ MS: Cromatógrafo de gases y espectrómetro de masas neutro. ACP: Colector y pirolizador de aerosoles. DISR: Generador de imágenes de descenso/radiómetro espectral. SSP: Paquete científico de superficie. DWE: Experimento de viento Doppler.
Órbita	Explorar Saturno y Titán. Emplear la asistencia gravitatoria para continuar el viaje.	2 Fly-by Venus. Fly-by Tierra. Fly-by asteroide 2685 Masursky. Fly-by Júpiter. Órbita elíptica de elevada excentricidad en Saturno.
Segmento Lanzador	Impulsar al satélite fuera de la influencia gravitatoria terrestre.	Titan 401B-Centaur(TC-21/Titan 401 no. 4B-33). Lanzamiento 15 de octubre de 1997 desde Cabo Cañaveral.
Segmento Tierra	Mantener la comunicación. Descargar datos de la payload. Monitorización de sistemas.	DSN(Goldstone, California /Madrid, España/ Canberra, Australia).
Sujeto	-	Saturno. Titán.
Operaciones de misión	Realizar flyby, despliegue de la sonda Huygens, tomar imágenes y datos relevantes.	-
Arquitectura de comunicaciones	Mantener la transmisión de datos con el Segmento Tierra.	Una antena de 4m de diámetro y un despliegue de estaciones en tierra.

Tabla 18: Elementos de misión para la Cassini-Huygens.

Galileo

Elemento	Funciones	Características
Vehículo Espacial	Proteger la carga de pago y los sistemas. Proporcionar rigidez y resistencia. Actuar como medio de transmisión de las cargas.	Galileo se divide en 2 partes una rotatoria y una fija. La rotatoria incluye electrónica y sistema propulsor. En los brazos se tiene RTG e instrumentos científicos y la antena de alta ganancia. La parte fija contiene instrumentos que requieren actitud estable.
Payload	Cumplir los objetivos científicos	SSI: Generador de imágenes de estado sólido NIMS/UVS/EUV: Espectrómetros. PPR: Fotopolarímetro-radiómetro. MAG: Magnetómetro. EPD: Detector de partículas energéticas. PLS/PWS: Subsistemas de plasma. HIC: Contador de iones pesados. DDS: Subsistema detector de polvo. HGA: Antena parabólica de alta ganancia. ASI: Instrumento de estructura atmosférica. NMS: Espectrómetro de masas neutras. HAD: Detector de abundancia de helio. NEP: Nefelómetro. NFR: Radiómetro de flujo neto. LRD: Detector de rayos y emisiones de radio. DWE: Instrumento de viento Doppler.
Órbita	Explorar el entorno de Júpiter y sus lunas. Emplear la asistencia gravitatoria para continuar el viaje.	Fly-bys Venus, Tierra y asteroides (5). Inserción en Júpiter. 35 Fly-bys en las lunas.
Segmento Lanzador	Impulsar al satélite fuera de la influencia gravitatoria terrestre.	STS-34R Atlantis. Lanzamiento 18 de octubre de 1989 en Kennedy Space Center, Merritt Island, Florida.
Segmento Tierra	Mantener la comunicación. Descargar datos de la payload. Monitorización de sistemas.	MCC (Pasadena, California). DNS (Canberra, Australia/Madrid, España).
Sujeto	-	Júpiter, Europa, Calisto, Ganímedes e Ío.
Operaciones de misión	Realizar flyby, tomar imágenes y datos relevantes.	-
Arquitectura de comunicaciones	Mantener la transmisión de datos con el Segmento Tierra.	Una antena de 3.66m de diámetro y un despliegue de estaciones en tierra.

Tabla 19: Elementos de misión para la Galileo.

De manera más esquemática, las Figuras 6, 7, 8, 9 y 10 muestran los diagramas de bloques para los elementos identificados en cada misión.

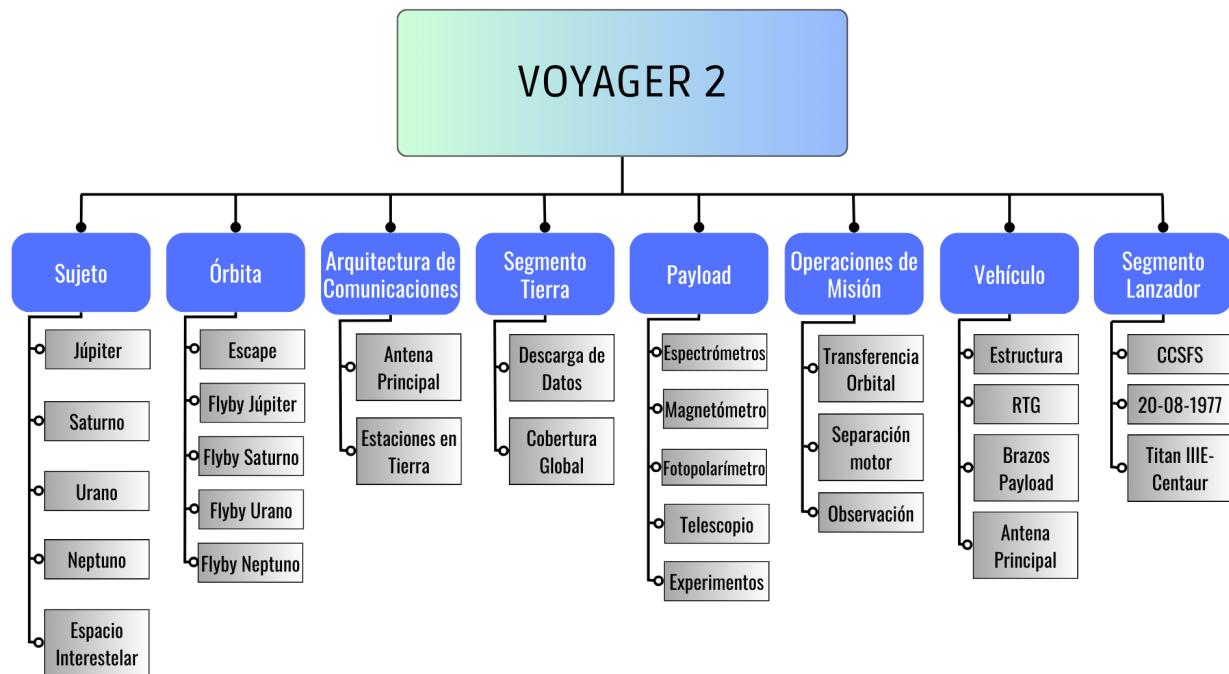


Figura 6: Diagrama de bloques para los elementos de la misión Voyager 2 y sus características.

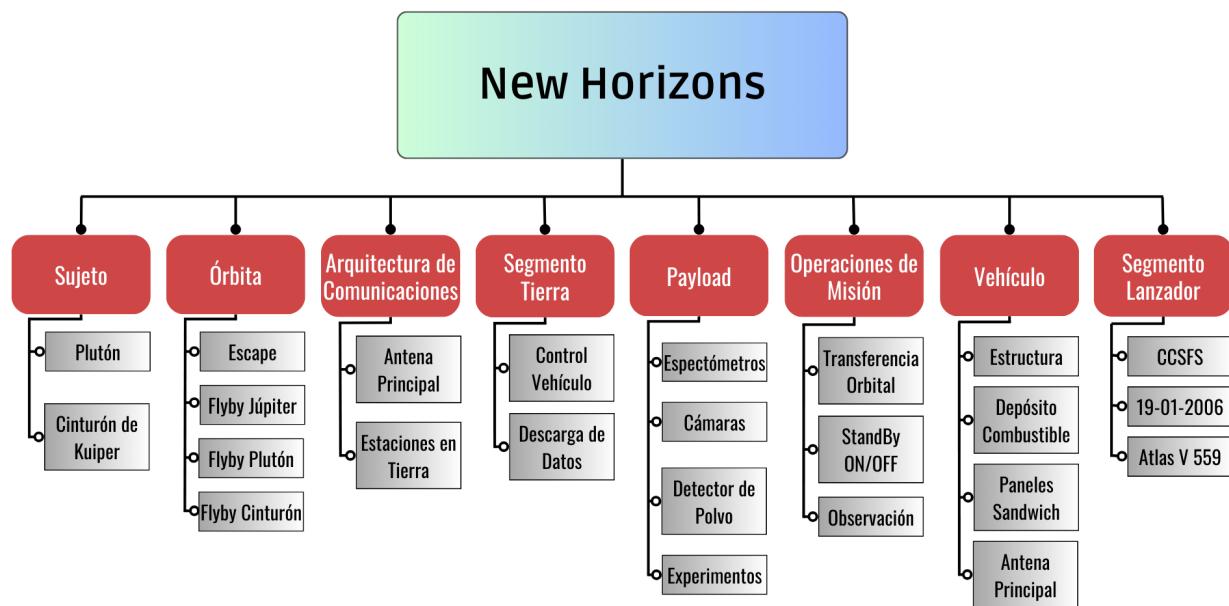


Figura 7: Diagrama de bloques para los elementos de la misión New Horizons y sus características.

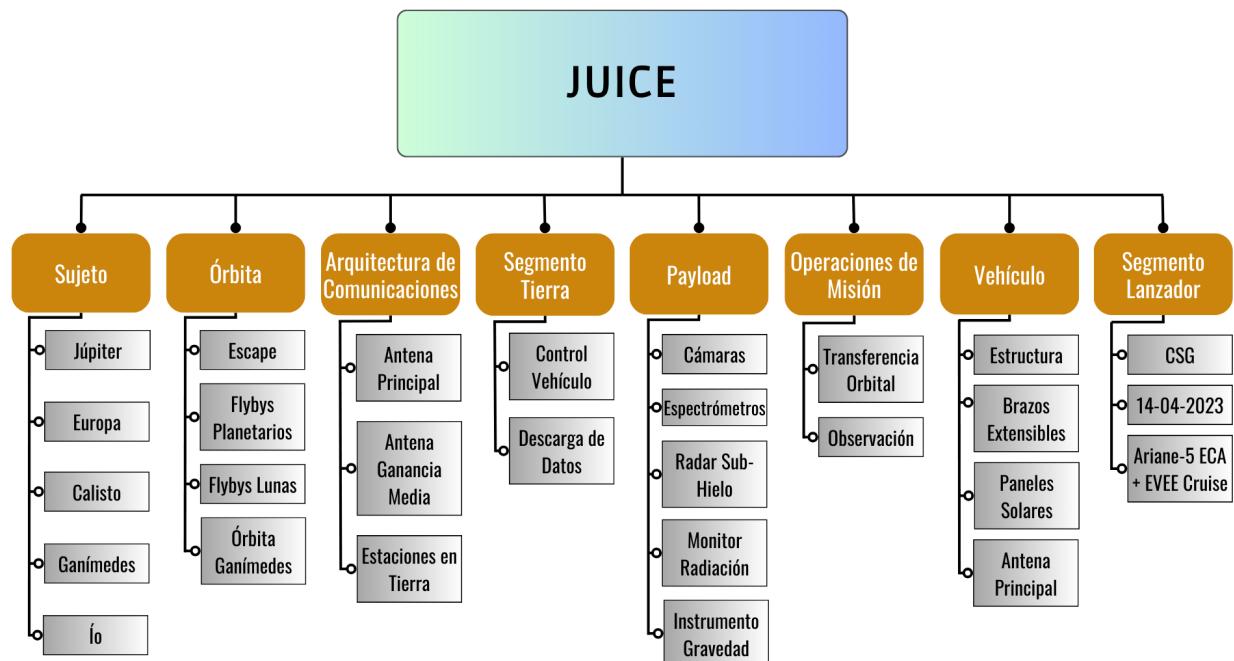


Figura 8: Diagrama de bloques para los elementos de la misión JUICE y sus características.

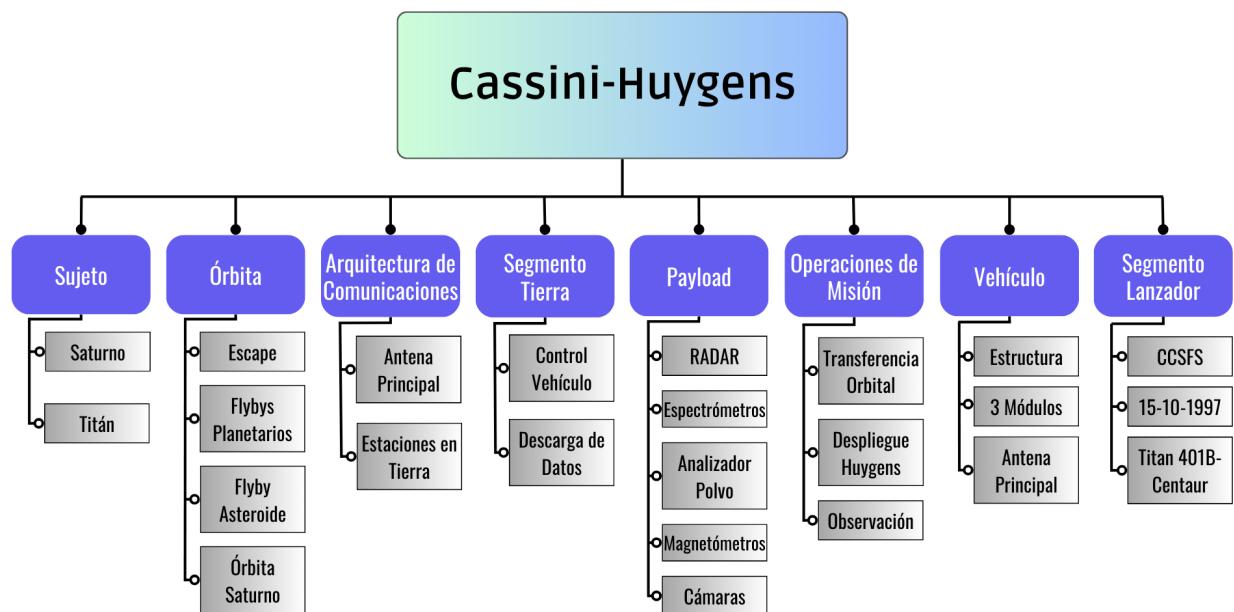


Figura 9: Diagrama de bloques para los elementos de la misión Cassini-Huygens y sus características.

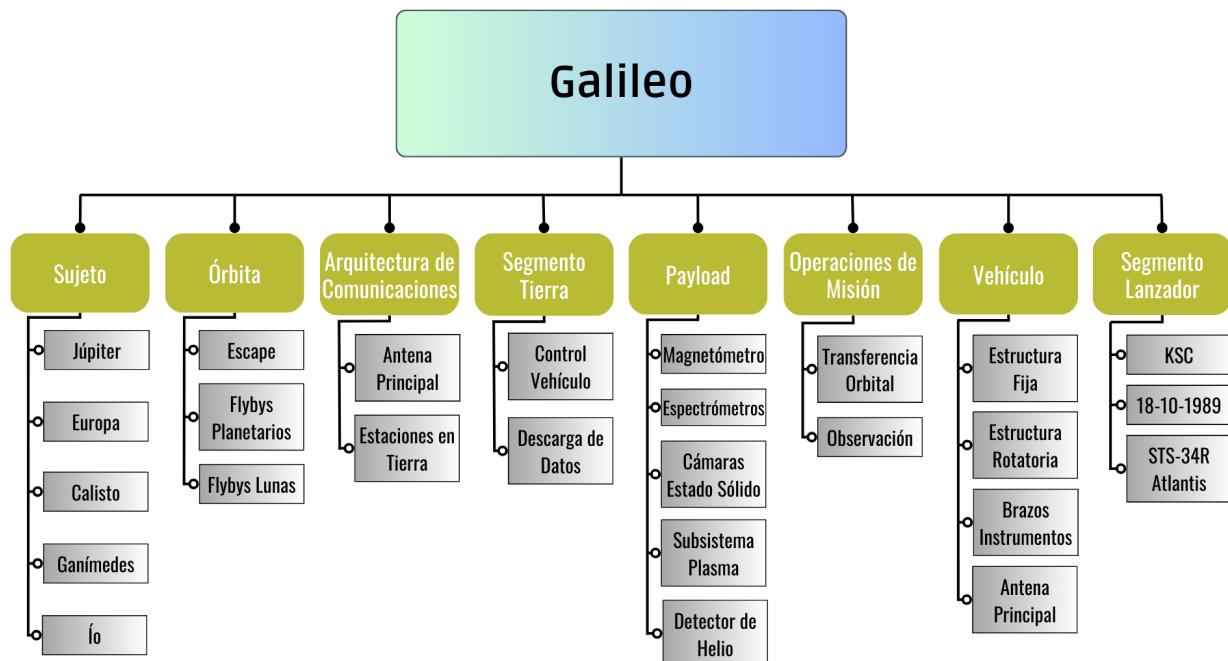


Figura 10: Diagrama de bloques para los elementos de la misión Galileo y sus características.

3.2. Elementos de misión

En base al análisis realizado, se identifican los elementos de misión de la Tabla 20, relacionados con los posibles subsistemas a los que se prevé que afectan durante la fase de diseño y cuyos requisitos derivan de un modo u otro de las características de estos elementos. Los subsistemas con los que se trabaja inicialmente son: Estructura, Térmico, Actitud y Control (ADCS), Potencia, Propulsión, Comunicaciones, Gestión de Datos de a Bordo (OBDH), Segmento Tierra (GRS), Segmento Lanzador (LAS) y Payload.

Los elementos identificados son:

- **Vehículo Espacial:** todo lo relacionado con la estructura principal del vehículo, así como sus mecanismos y protecciones para los sistemas de a bordo.
- **Payload:** aquellos instrumentos destinados a cumplir los objetivos científicos de la misión, de entre ellos destacan:
 - Espectrómetro interferométrico infrarrojo
 - Magnetómetro
 - Sistema de radiocientífico
 - Infrarrojo de imágenes
 - Radar de penetración de hielo
 - Cámara multiespectral
 - Escáner multiespectral
 - Sensores de temperatura
 - Cubesats
- **Órbita:** trayectoria desde el momento de salida de la Tierra hasta el EOM.
- **Launch Segment (LAS):** lanzador, estación y fecha de lanzamiento y todo aquello derivado de los mismos.
- **Ground Segment (GRS):** estaciones en tierra destinadas al seguimiento de la misión y descarga de datos.
- **Sujeto:** objetos de estudio u observación cuyo interés justifica el desempeño de la misión.
- **Operaciones de Misión:** todo modo de operación por los que el vehículo pasa a lo largo de la misión.
- **Arquitectura de Comunicaciones:** sistema de comunicaciones entre el vehículo y el GRS u otros vehículos.

	Estruct.	Térmico	ADCS	Power	Prop.	Comms	OBDH	GRS	LAS	Payload
Vehículo										
Payload										
Órbita										
LAS										
GRS										
Sujeto										
Operaciones										
Comms.										

Tabla 20: Elementos de misión y sus subsistemas asociados.

De forma esquemática, la Fig. 11 muestra en detalle los elementos descritos y algunas de sus características de más bajo nivel, desde un punto de vista conceptual, que tendrán que ser definidas a lo largo del diseño.

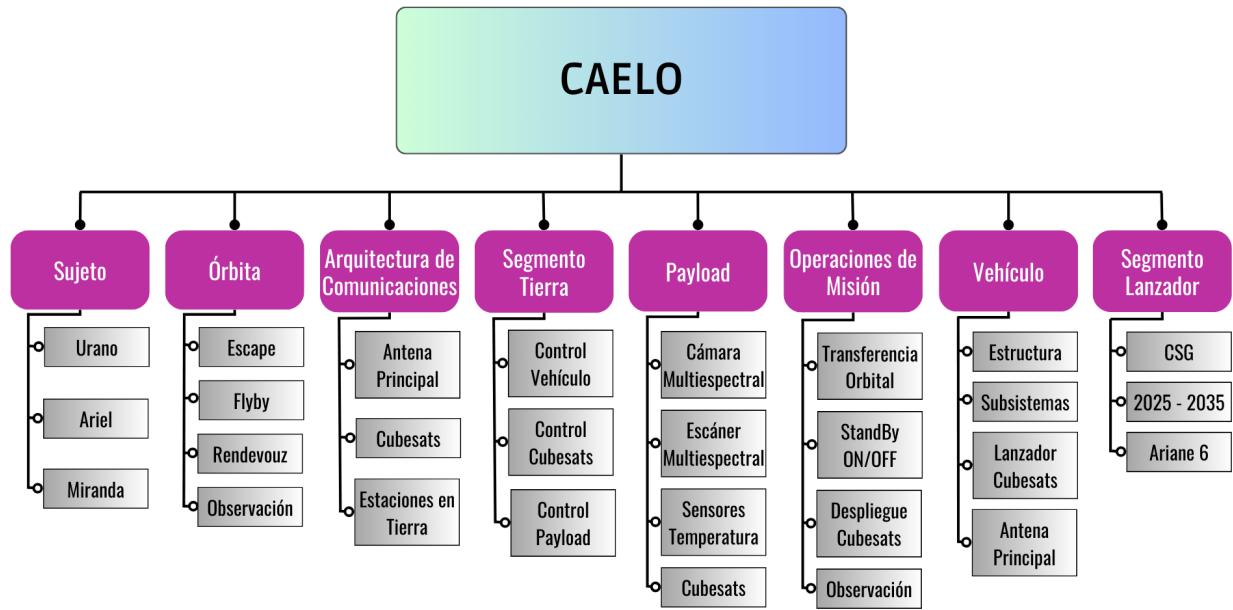


Figura 11: Diagrama de bloques para los elementos de la misión CAELO y sus características.

3.3. Objetivos, funcionalidades y parámetros de diseño

Para definir una serie de objetivos asociados a la misión, es importante comprender de dónde nace la necesidad de llevarla a cabo. Urano es un planeta singular con características únicas, como la inclinación de su ecuador, cuya causa no ha sido aún probada a día de hoy. Comprender el origen de este fenómeno, además de la naturaleza y comportamiento de los satélites que lo orbitan, podría ser un descubrimiento clave a la hora de entender cómo el Sistema Solar adquirió su actual estructura y, quizás, explicar cómo llegaron a los planetas interiores como la Tierra cometas ricos en agua. [28]

Para cubrir dicha necesidad, se proponen una serie de objetivos para la misión Caelo, así como un boceto de CONOPS inicial para cubrirlas. Los objetivos de misión se identifican con las siglas **OM-**.

3.3.1. Objetivos de misión

En base a la descripción inicial de la misión se establecen una serie de objetivos de misión. La Tabla 21 relacionan dichos objetivos con las necesidades de las cuales surgen. Los objetivos de más bajo nivel, asimismo, surgen de un refinamiento progresivo de estos objetivos iniciales.

- OM-010** Interceptar la órbita de Urano, realizando un vuelo en sus inmediaciones que permita recoger nuevos datos acerca del planeta y su atmósfera.
- OM-020** Alcanzar un primer satélite y desplegar una constelación de cubesats específicos para su estudio y observación.
- OM-030** Alcanzar un segundo satélite y orbitar durante el tiempo necesario para obtener datos relevantes acerca del mismo.
- OM-040** Observar y recoger datos de la mayor cantidad de superficie, completa si es posible, de los cuerpos estudiados, con una duración de al menos un año.
- OM-050** Asegurar la vida útil de todos los elementos críticos para el éxito de la misión, de acuerdo al tiempo de misión esperado.
- OM-060** Garantizar la seguridad de la misión en todas sus fases.
- OM-070** Realizar la misión dentro de los límites de tiempo definidos al inicio del proceso de diseño de la misión.
- OM-080** Garantizar el lanzamiento del vehículo en la fecha asignada, escogiendo un lanzador adecuado y el mejor lugar de lanzamiento para alcanzar una órbita que minimice la necesidad de cambios de plano.
- OM-090** Efectuar la misión sin exceder en costes el presupuesto disponible para la misma. Se define una jerarquía entre efectividad, tiempo y coste, de manera que el objetivo más crítico sería el llevar a cabo la misión, el segundo más importante es realizar la misión dentro del tiempo asignado y, finalmente, el coste es considerado como el factor más flexible, al considerarse que el presupuesto asignado inicialmente no fue determinado para la misión que, en última instancia, será realizada.
- OM-100** Asegurar durante el proceso de diseño que la misión se efectuará con éxito con un nivel de confianza igual o superior al establecido con el cliente.
- OM-110** Cumplir con los requisitos críticos fijados con el cliente para el éxito de la misión.
- OM-120** Hacer entrega de la documentación necesaria dentro de los plazos asignados, cumpliendo con todos los hitos hasta el final del diseño.

Objetivo	Justificación
OM-010	Basado, por un lado, en los requisitos del cliente para la misión científica y, por otro, en una decisión del equipo de desarrollo, por interés científico, al ser un planeta poco explorado hasta la fecha.
OM-020	Proviene de los requisitos de cliente para la misión científica.
OM-030	Proviene de los requisitos de cliente para la misión científica.
OM-040	Definido, íntegramente, por el equipo de desarrollo de la misión, por el interés científico que despierta el poder observar la superficie total, algo que no ha sido posible realizar en misiones anteriores.
OM-050	Derivado de las necesidades para asegurar el éxito de la misión.
OM-060	Derivado de las necesidades para asegurar el éxito de la misión.
OM-070	Basado en la importancia de cumplir con las expectativas del cliente, definido por el equipo de desarrollo para asegurar el éxito de la misión.
OM-080	Determinado a partir de los requisitos del cliente, así como un análisis técnico previo de la misión.
OM-090	Proviene de los requisitos de cliente y sus expectativas.
OM-100	Proviene de los requisitos de cliente y de ingeniería para asegurar el éxito de la misión.
OM-110	Basado en la importancia de cumplir con las expectativas del cliente, definido por el equipo de desarrollo para asegurar el éxito de la misión.
OM-120	Derivado de las necesidades para asegurar el éxito de la misión.

Tabla 21: Razón fundamental de la que surge cada objetivo de misión.

3.3.2. Objetivos de diseño y científicos

Estos objetivos, a su vez, se desglosan a más bajo nivel en objetivos de diseño y científicos. En las Tablas 22 y 23 se describen dichos objetivos con las siglas **OD-** y **OS-**, respectivamente, y su trazabilidad hacia arriba con los objetivos de misión.

ID	Descripción	Dependencias
OD-010	Asegurar que la estructura es capaz de soportar los esfuerzos estimados para toda la operación, incluyendo tanto los asociados al transporte, los impulsos, vibraciones o perturbaciones, así como los propios de la carga de pago y la misión, como es el despliegue de los cubesats.	OM-050, OM-060
OD-020	Dotar a la estructura de un sistema ligero capaz de almacenar y desplegar una constelación de cubesats en el espacio, sin que este penalice al satélite en exceso una vez ya no sea necesario su uso.	OM-020, OM-090, OM-110
OD-030	Limitar el peso y tamaño de la estructura y todo sistema no directamente relacionado con la misión científica para maximizar la carga de pago disponible, sin comprometer su eficacia.	OM-040, OM-090
OD-040	Garantizar una comunicación robusta con el segmento de tierra, de manera que todos los datos recogidos por el satélite y los cubesats sean accesibles.	OM-040, OM-110
OD-050	Garantizar una gestión efectiva de los datos recogidos durante la misión, asegurando que puedan analizarse en un momento futuro al de su adquisición.	OM-040, OM-110
OD-060	Dotar al vehículo de capacidad propulsiva suficiente para realizar los impulsos esperados y correcciones en caso de ser necesarias.	OM-010, OM-020, OM-030
OD-070	Dotar al vehículo de capacidad de maniobra y orientación, de manera que sea capaz de controlar el apuntamiento de la carga de pago u otros sistemas.	OM-040
OD-080	Diseñar una órbita que optimice el uso de combustible sin comprometer los plazos de tiempo fijados y que permita el correcto desarrollo de la misión.	OM-010, OM-020, OM-030, OM-070, OM-080, OM-090, OM-100
OD-090	Proveer al vehículo de un sistema de AOCS con el cual sea capaz de trazar la órbita definida a lo largo de toda la operación.	OM-010, OM-060, OM-070
OD-100	Proteger los sensores para evitar que sufran daños hasta que sean necesarios.	OM-050, OM-060
OD-110	Proteger térmicamente al vehículo para que su temperatura interior se encuentre dentro de los límites de diseño.	OM-050, OM-060
OD-120	Garantizar la compatibilidad electromagnética de todos los sistemas del vehículo, con especial atención al funcionamiento de la antena.	OM-040, OM-050, OM-060
OD-130	Mantener la potencia dentro de los límites de diseño, así como la potencia consumida por la carga de pago.	OM-110
OD-140	Mantener el peso de la carga de pago dentro de los límites de diseño.	OM-110
OD-150	Diseñar un correcto tamaño del vehículo para garantizar su contención en el vehículo lanzador y su acoplamiento.	OM-080, OM-110
OD-160	Poner en funcionamiento los cubesats una vez desplegados en su órbita final.	OM-040, OM-110

Tabla 22: Objetivos de diseño definidos para la misión Caelo.

ID	Descripción	Dependencias
OS-010	Obtener imágenes de la superficie (UV, Visible y NIR) de Urano.	OM-010, OM-040
OS-020	Mapear la temperatura en la superficie de Urano.	OM-010, OM-040
OS-030	Caracterizar la atmósfera de Urano.	OM-010, OM-040
OS-040	Interceptar Miranda y desplegar una constelación de cubesat.	OM-020, OM-040
OS-050	Obtener imágenes de la superficie (UV, Visible y NIR) de las 2 lunas.	OM-020, OM-030, OM-040
OS-060	Mapear la temperatura en la superficie de las 2 lunas.	OM-020, OM-030, OM-040
OS-070	Estudiar los océanos y buscar agua subterránea en Ariel.	OM-020, OM-030, OM-040
OS-080	Caracterizar la geología y morfología de Ariel.	OM-020, OM-030, OM-040
OS-090	Cartografiar la composición de la superficie de las 2 lunas.	OM-020, OM-030, OM-040
OS-100	Determinar el campo magnéticos de Ariel.	OM-020, OM-030, OM-040
OS-110	Actuar como relay de comunicaciones entre los cubesats y la Tierra.	OM-020, OM-040

Tabla 23: Objetivos científicos definidos para la misión Caelo.

Estos objetivos científicos, son derivados de los objetivos de las misiones que se han estudiado y también de las particularidades de la misión asignada.

En primer lugar, la toma de imágenes en diferentes espectros (OS-010 y OS-050), mapear la temperatura de las superficies (OS-020 y OS-060), cartografiar la composición de la superficie (OS-090) y determinar los campos gravitatorios y magnéticos (OS-100), es algo común en las misiones, como se ve en la payload que llevan las misiones anteriormente estudiadas. Además, los satélites de Urano no han sido cartografiados en su totalidad, por lo que se cree conveniente definir estos objetivos.

Por otro lado, caracterizar la composición y las capas de la atmósfera de Urano (OS-040) sería interesante.

Con los requisitos establecidos por el cliente, el despliegue de los cubesat (OS-040) es fundamental para el éxito de misión, además de poder actuar como relay para la transmisión y recepción de datos (OS-110).

Por último, el objetivo OS-070, se debe a que se la elegido como objetivo el satélite Ariel, se cree que este satélite puede tener un océano subterráneo, por lo que un objetivo es poder comprobarlo; similar a uno de los objetivos de la misión JUICE. El objetivo OS-080, va referido a Miranda, ya que su superficie indica que ha tenido una fuerte actividad geológica, y se tienen varias teorías al respecto, por lo que se ha considerado conveniente ver si esta misión pudiera entender mejor el por qué de esta superficie.

3.3.3. Funcionalidades de diseño

Las funcionalidades van directamente ligadas con los objetivos de la misión, por lo que por cada objetivo se pondrá la funcionalidad correspondiente. Éstas definen cómo debe ser el diseño para que el satélite o los subsistemas sean capaces de cumplir los objetivos:

OM-010 Subsistemas que permitan alcanzar la órbita de Urano y capturar el vehículo en una órbita alrededor del planeta, además de la planificación de la trayectoria incluyendo flyby en Venus (o Júpiter). Y disponer de instrumentación para la recogida de datos. Para ello será necesario disponer de motor principal y secundarios (además del propio lanzador) y la carga de pago escogida.

OM-020 Planificación de órbita alrededor de Urano que intercepte la del satélite y que el/los cubesat destinados

al estudio de este lo capturen. Además la nave nodriza deberá contar con un subsistema que consiga desplegar los cubesat y que éstos dispongan de sensores ópticos para la observación de este satélite de Urano, además de otros sensores que se requieran. Serán necesarios los dispensadores de cubesat.

OM-030 Al igual que en la otra luna, el/los cubesat o el satélite principal tiene que contar con la planificación e instrumentación necesaria para capturar e investigar el segundo satélite escogido. Para ello, el sistema propulsivo y la carga de pago serán los subsistemas necesarios.

OM-040 Disponer de una estructura e instrumentación que permita estar por lo menos un año tomando datos.

OM-050 Seleccionar un conjunto de instrumentos que garanticen la durabilidad requerida además de la realización de ensayos y certificación que lo confirmen.

OM-060 Para llevar a cabo una misión segura, se necesita una adecuada gestión de riesgos y contar con medidas específicas para monitorizarlos, prevenirlos y mitigarlos.

OM-070 Realizar un calendario acorde con el diagrama de Gantt de manera que se realice una buena estimación temporal de todas las fases requeridas (diseño, fabricación, ensayos, operación...)

OM-080 Realizar una buena estimación de la fecha de lanzamiento así como del lugar, para poder minimizar maniobras de cambio de plano.

OM-090 Contar con una gestión de costes efectiva realizando un seguimiento de los mismos a lo largo del proyecto.

OM-100 Emplear tecnologías con alto TRL, y redundancia en lo que sea necesario y posible.

OM-110 Establecer una relación continua y consensuada con el cliente.

OM-120 Realización de WBS y emplear recursos en la gestión de proyectos.

3.3.4. Parámetros de diseño

Para la elección de un conjunto de parámetros de diseño se ha realizado un análisis de necesidades relacionado directamente con los Top-Level Requirements (Tabla 24) y los objetivos (Tabla 25). Su identificación es importante para el desarrollo de los requisitos de diseño.

PARÁMETROS DE DISEÑO	NECESIDAD / LIMITACIÓN
Obtenidos de los Top-Level Requirements	
Masa de la carga de pago	Limitación para la elección de la instrumentación de la misión, el bus del satélite y el lanzador.
Tamaño del satélite	Está limitado por el lanzador, los objetivos y la carga de pago. Es necesario para la elección y distribución de la instrumentación dentro de la carga de pago y para su contención en la cofia del lanzador.
Potencia consumida por la carga de pago	Limitación para la elección de la instrumentación.
Potencia total del satélite	Limitación para abastecer a la carga de pago y para la transmisión de datos.
Rango de temperaturas en el interior del satélite	Necesario para el correcto funcionamiento del satélite y de los instrumentos en la carga de pago.
Duración de la misión	Necesario para efectuar los objetivos de la misión.
Fecha de lanzamiento	Necesaria para la elección de la trayectoria orbital.
Presupuesto	Limitación para la elección de los componentes de todos los sistemas de la misión sin sobrepasar un máximo disponible.
Nivel de confianza	Limitación para cumplir los objetivos de la misión.
Lanzador	Necesario para colocar el satélite en una órbita de aparcamiento. Limita las dimensiones del satélite.

Tabla 24: Parámetros de diseño de la misión obtenidos de los Top-Level Requirements.

PARÁMETROS DE DISEÑO	NECESIDAD / LIMITACIÓN
Identificados	
Masa seca del satélite	Necesaria para establecer el sistema de propulsión del vehículo y el cálculo del empuje necesario en el cambio de órbitas.
Instrumentalización de la carga de pago	Necesario para llevar a cabo los objetivos de la misión. Está limitada por el tamaño del satélite y el coste de la misión.
Sistema de propulsión del satélite	Necesario para desplazar el satélite durante el tiempo estimado de la misión.
Alimentación del satélite	Necesario para suministrar y distribuir la energía eléctrica al satélite durante la misión.
Almacenamiento de la energía	Necesario para satisfacer la demanda de energía cuando no se genera la suficiente o durante un eclipse.
Lugar de lanzamiento	Necesario para establecer las órbitas de aparcamiento más óptimas para el lanzamiento del vehículo lanzador.
Órbita de aparcamiento	Necesaria para impulsar el satélite mediante el vehículo lanzador hasta entrar en la órbita de transferencia deseada.
Órbita de transferencia	Necesaria para alcanzar la órbita final cumpliendo la duración estimada de la misión.
Órbita final	Necesaria para realizar los objetivos de la misión (exploración, obtención de datos, etc).
Transmisión y recepción de datos	Necesarios para cumplir los objetivos de misión.
Tamaño de las antenas	Necesario para la transmisión de datos entre la estación en tierra y el satélite.
Frecuencia	Nº de repeticiones de ondas de radio necesario para la transmisión de datos.
Ancho de banda	Cantidad de datos que pueden ser transmitidos necesaria para la transmisión de datos.
Alcance	Máxima distancia que una señal puede recorrer necesaria para la transmisión de datos.
Interferencias	Limitan la disposición lo más alejada posible de los instrumentos de la carga de pago afectados por ellas.
Altura órbita	Necesaria para la elección de los instrumentos científicos en relación a sus alcances.
Ángulo apuntamiento	Necesario para orientar los instrumentos científicos necesarios pertenecientes a la carga de pago hacia su objetivo.

Tabla 25: Parámetros de diseño de la misión identificados.

3.3.5. CONOPS inicial

Despegue y escape

El vehículo abandonará la Tierra entre los años **2025 y 2035** en una órbita de escape que lo dirija hacia un fly-by en el planeta *TBD*. Durante esta etapa, los sistemas deben estar operando en **modo standby**, por lo que la payload estará apagada y protegida, ya sea con tapas u otros mecanismos. El consumo de combustible será el mínimo indispensable para hacer que esta maniobra sea viable.

Durante todo el trayecto, el vehículo debe ser capaz de controlar su actitud, **orientando su antena principal** hacia la Tierra, a fin de mantener la comunicación y asegurar el correcto seguimiento de la operación.

Fly-by

El vehículo alcanzará el planeta asignado para el **fly-by** en un **tiempo inferior a 3 años**, donde realizará la maniobra, aprovechando la asistencia gravitatoria para ganar velocidad y poner rumbo a Urano. Se procurará que el fly-by pueda ser efectuado con un uso mínimo del sistema propulsor.

Llegada a Urano

Llegará a Urano en **menos de 10 años** desde el inicio de la misión. Al inicio de esta fase, el vehículo retirará las protecciones de la payload que limiten su operación y comenzará a actuar en **modo operativo**, tomando datos durante su órbita alrededor de Urano. Este modo se mantendrá activo durante el resto de la operación nominal, pudiendo cambiar ante eventos críticos o casos de error.

Durante el viaje desde el fly-by hasta Urano se deberá activar, de manera periódica a intervalos de *TBD* el **modo test**, que realizará una serie de pruebas para corroborar que la payload se enciende y envía datos correctamente, antes de volver al modo standby.

Durante su vuelo alrededor de Urano, el satélite alcanzará la órbita de la primera luna, donde realizará el primer rendevouz.

Operación en la primera luna

Una vez se encuentre orbitando la primera luna, el satélite **desplegará TBD cubesats** a lo largo de un máximo de 2 períodos. Tras el despliegue, realizará una órbita de transferencia hasta la segunda luna.

Operación en la segunda luna

La operación desde la llegada a Urano hasta alcanzar la segunda luna debe llevarse a cabo en un **máximo de 3 años**. Tras este tiempo, se espera que tanto los cubesats como el satélite sean capaces de mantenerse en **operación durante al menos 1 año**.

A lo largo de este tiempo, el satélite debe continuar enviando los datos al GRS, incluyendo los datos que reciba desde los cubesats.

EOM

Una vez agotada su vida útil, el satélite debe caer sobre la superficie de la luna.

4. Análisis de requisitos

4.1. Cuerpos celestes estudiados

La misión tiene como objetivo el estudio de Urano y dos de sus lunas. A continuación, se describen las características principales de todos ellos.

4.1.1. Urano

Urano es uno de los gigantes gaseosos del Sistema Solar, formando, junto a Neptuno, el dúo de los planetas de hielo. Es un planeta frío y con fuertes vientos, cuya inclinación lo hace rotar de una manera singular, tumbado sobre su órbita alrededor del Sol. Cuenta con 27 lunas y un grupo de anillos, visibles en la Fig. 12. [29]

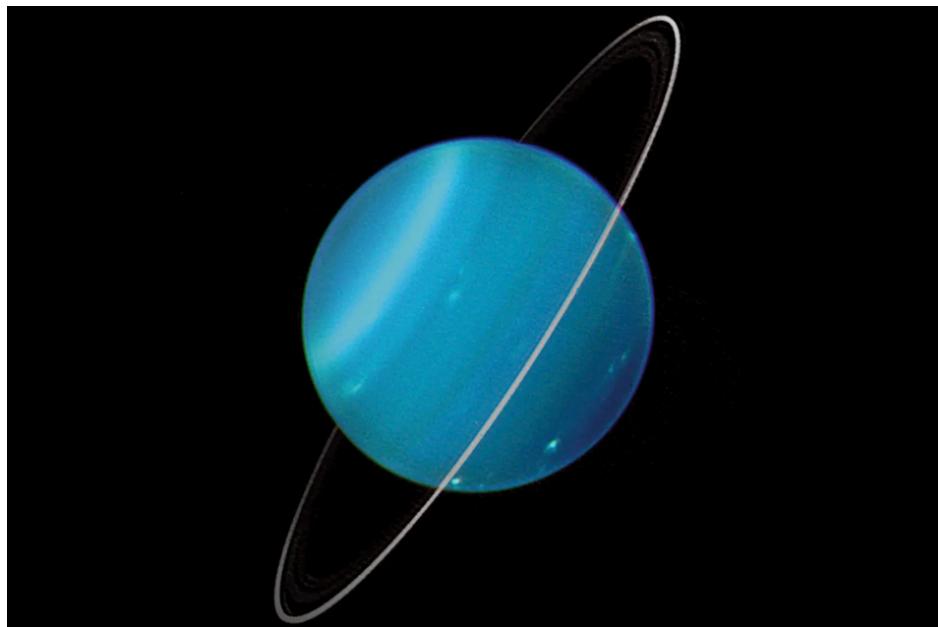


Figura 12: Imagen infrarroja compuesta de Urano y sus anillos, desde le telescopio Keck. Lawrence Sromovsky, University of Wisconsin-Madison/W.W. Keck Observatory

Su atmósfera está formada, principalmente, por hidrógeno y helio, con cantidades significativas de agua, amoníaco y metano. [30]

Su tamaño es 4 veces mayor que el de la Tierra, encontrándose casi en los confines del Sistema Solar, a 19,8 UA. Su día tiene una duración de 17 horas terrestres, mientras que su periodo orbital son 84 años. Una particularidad muy importante de cara a la planificación de una misión es la consecuencia de contar con su ecuador a 97,77 grados de inclinación respecto de su órbita, sumado con el largo periodo orbital. Mientras el planeta se encuentra en su apocentro o pericentro, sólo una mitad del planeta permanece iluminada, mientras que la otra se sume en el largo invierno, cuya duración son 21 años terrestres. Durante este tiempo, la mitad del planeta y de sus lunas no ven la luz del Sol, lo cual limita las observaciones posibles. [31]

Esta es la razón por la cual, en los últimos años, algunos miembros de la comunidad científica presionan a las grandes agencias para destinar parte del presupuesto a una misión a Urano. El próximo equinoccio tendrá lugar cerca del año 2050, momento en el cual será posible observar la superficie completa del planeta, pero durará sólo unos años, antes de volver a oscurecerse. Dado el tiempo necesario para alcanzar Urano, se calcula que la ventana para alcanzarlo

en este equinocio terminará en torno al año 2032, exigiendo una decisión en este momento para que exista tiempo suficiente para el desarrollo de la misión. [28] [32]

Con la posible existencia de océanos subterráneos en sus lunas mayores, el interés acerca de Urano ha crecido en la última década, convirtiéndolo en uno de los temas principales en cartera para las agencias espaciales. [33]

4.1.2. Titania

Titania es la luna más grande de Urano y la octava luna más grande del sistema solar. Tiene un diámetro de 1578 kilómetros y está cubierta de cráteres y cañones. Algunos de los cráteres son bastante grandes y antiguos. Titania también tiene un cañón gigante llamado Messina Chasma que se extiende por más de 1500 kilómetros.

La masa de Titania es de aproximadamente 3.4×10^{21} kilogramos. Su densidad es de alrededor de 1.71 gramos por centímetro cúbico, con una gravedad en la superficie de aproximadamente 0.379 m/s^2 . Las temperaturas superficiales pueden descender a unos -210 grados. Está compuesta principalmente de hielo, rocas y otros materiales volátiles. Titania orbita a Urano a una distancia promedio de aproximadamente 436270 kilómetros y completa una órbita en alrededor de 8.7 días terrestres. La luna está en rotación sincronizada con Urano, lo que significa que su período de rotación es igual a su período orbital, manteniendo siempre la misma cara hacia el planeta.

4.1.3. Oberón

Oberón es la segunda luna más grande de Urano y tiene un diámetro de 1523 kilómetros. Tiene un terreno variado con cráteres y una superficie fracturada, es una de las lunas más antiguas del sistema solar y está ubicada a una distancia promedio de 584000 kilómetros de Urano, completando una órbita alrededor del planeta en aproximadamente 13,5 días terrestres. Se cree que Oberón está compuesta principalmente de hielo, rocas y otros materiales volátiles, al igual que Titania. Del mismo modo, está en rotación sincronizada con Urano, mostrando la misma cara al planeta siempre (su órbita es ecuatorial).

La masa de Oberón es de alrededor de 3.0×10^{21} kilogramos, posee una densidad de aproximadamente 1.63 gramos por centímetro cúbico y cuenta con una gravedad en la superficie de 0.346 m/s^2 . Las temperaturas superficiales pueden descender a unos -220 grados.

4.1.4. Ariel

Ariel (Fig. 13) es la tercera luna más grande de Urano, con un diámetro de 1157 kilómetros. Tiene una superficie que muestra signos de actividad geológica, como fracturas y cañones, así como cráteres de impacto. La masa de Ariel es de aproximadamente 1.27×10^{21} kilogramos, su densidad es de alrededor de 1.59 gramos por centímetro cúbico. La gravedad en la superficie de Ariel es bastante baja, en torno a 0.28 m/s^2 .

Su composición es similar a la de otras lunas, con temperaturas superficiales que pueden descender a unos -210 grados. Ariel orbita a Urano a una distancia promedio de aproximadamente 191020 kilómetros y completa una órbita en cerca de 2.5 días terrestres, en rotación sincronizada con Urano.

Ya hace tiempo se sugirió que las lunas más grandes de Urano podrían tener importantes cantidades de amoniaco. El amoniaco es un magnífico anticongelante, y, teniendo en cuenta que las lunas de Urano tienen una corteza exterior de hielo de agua, el amoniaco habría permitido que estos satélites mantuviesen un océano subterráneo en estado líquido durante mucho más tiempo de lo que se pensaba. En los años 80 se comprobó que Ariel en concreto tenía zonas muy jóvenes, es decir, con pocos cráteres, con una edad de tan solo mil o dos mil millones de años. Esta juventud podría deberse a actividad criovolcánica, por la acción de volcanes que habrían expulsado lava formada por agua y amoniaco.

Si este escenario es correcto, la superficie de Ariel debería presentar depósitos de hielo de amoniaco mezclado con hielo de agua y sales de amoniaco (como el carbonato de amonio).

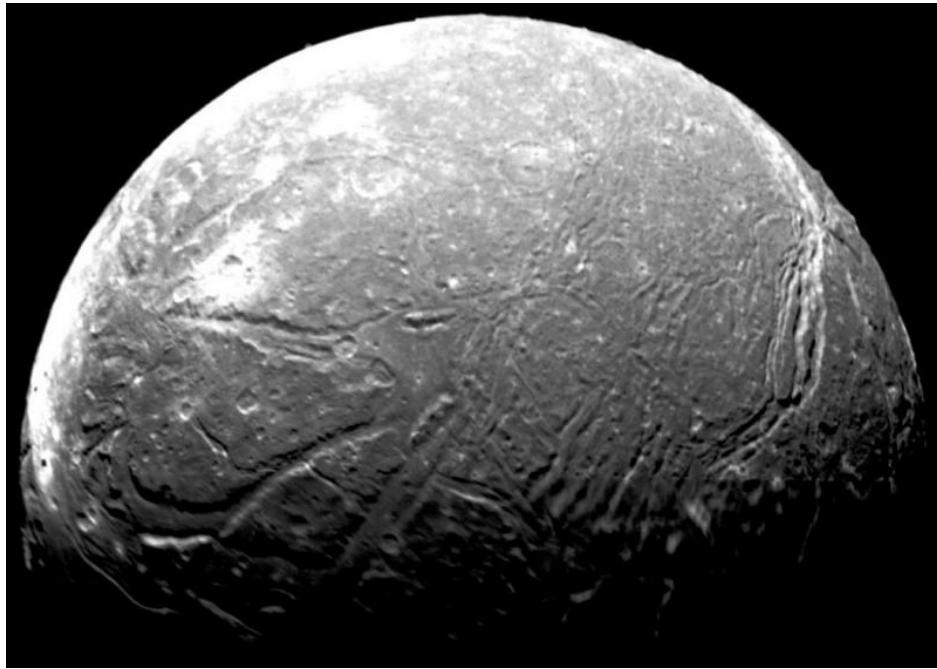


Figura 13: Mosaico creado mediante las cuatro imágenes de mayor resolución de Ariel tomadas por la Voyager 2.

Un equipo de investigadores, con Richard Cartwright a la cabeza, ha observado Ariel en el infrarrojo cercano con el telescopio IRTF de la NASA en Hawaii, buscando la firma espectral del amoniaco y sus sales y, efectivamente, la han encontrado. No es la primera vez, pero en esta ocasión la resolución espacial y la banda espectral usadas sí son novedosas. Ahora bien, antes de cantar victoria, hay que recordar que el amoniaco puede venir del exterior, por ejemplo, a lomos de cuerpos menores que han colisionado con la superficie de Ariel. No obstante, las observaciones muestran que los depósitos de amoniaco son independientes de la distribución de hielos de agua y dióxido de carbono, así como del material orgánico rojizo proveniente de los satélites retrógrados exteriores. La distribución de estos hielos en Ariel refleja la división entre el hemisferio de avance en la órbita y el opuesto, ya que el hemisferio de avance recibe más impactos todo tipo. Si el amoniaco no presenta esta división, significa que, probablemente, es de origen interno. O lo que es lo mismo, que Ariel ha tenido actividad (crio)volcánica durante al menos la mitad de la historia del sistema solar. [34]

Esto implica que Ariel podría tener un océano subterráneo en la actualidad, es decir, que sería un candidato a mundo océano como Europa, Titán o Plutón. Y, quizás, otros satélites de Urano como Titania también podrían tener, o han tenido en el pasado, un océano global. De ser así, Urano y sus lunas subirían muchos puntos a la hora de convertirse en una de las prioridades de la exploración del Sistema Solar.

4.1.5. Umbriel

Umbriel es la cuarta luna más grande de Urano y tiene un diámetro de 1169 kilómetros. Su superficie está cubierta de cráteres y muestra menos signos de actividad geológica en comparación con algunas de las otras lunas de Urano. Su masa es de aproximadamente 1.27×10^{21} kilogramos, posee una densidad de alrededor de 1.39 gramos por centímetro cúbico. La gravedad en su superficie es de 0.23 m/s^2 . Umbriel se compone principalmente de hielo de agua y rocas.

Las temperaturas superficiales pueden descender a unos -213 grados. Umbriel orbita a Urano a una distancia pro-

medio de aproximadamente 266000 kilómetros y completa una órbita en alrededor de 4.1 días terrestres en rotación sincronizada.

4.1.6. Miranda

Miranda es la quinta luna más grande de Urano, con un diámetro de 472 kilómetros. Es conocida por su terreno extremadamente variado, que incluye cañones, acantilados y crestas, exhibiendo una geología compleja y única, como se observa en la Fig. 14.

La masa de Miranda es de aproximadamente 6.4×10^{19} kilogramos, con una densidad de 1.2 gramos por centímetro cúbico. La gravedad en la superficie de Miranda es muy baja, con un valor de 0.079 m/s^2 .

Las temperaturas pueden descender a alrededor de -187 grados, orbita a Urano a una distancia promedio de aproximadamente 129860 kilómetros y completa una órbita en 1.4 días terrestres. A diferencia de muchas otras lunas de Urano, Miranda no está en rotación sincronizada con el planeta, lo que significa que tiene un período de rotación propio. La característica más intrigante de Miranda es su terreno y variabilidad geográfica.

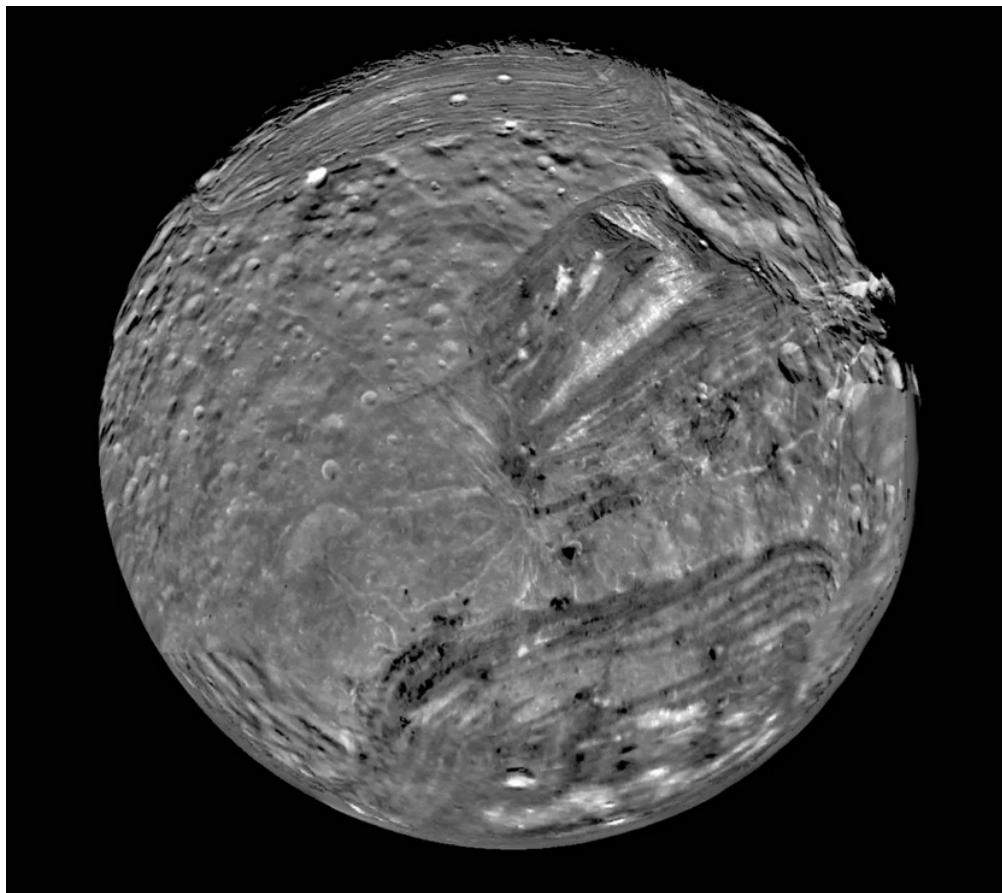


Figura 14: Imagen de Miranda tomada por la Voyager 2.

4.1.7. Parámetros principales

La Tabla 26 contiene algunos de los valores característicos para los cuerpos estudiados, mientras que la Tabla 27 proporciona los parámetros orbitales.

Cuerpo celeste	Masa (10^{20} kg)	Radio (km)	Densidad (km/m^3)	Albedo
Urano [35]	868110	25559	1.270	0.488
Titania [36]	34.2	788.9	1.66	0.27
Oberón [36]	28.8	761.4	1.56	0.23
Ariel [36]	12.9	577.9	1.59	0.39
Umbriel [36]	12.2	584.7	1.46	0.21
Miranda [36]	0.66	234.2	1.20	0.32

Tabla 26: Características principales de Urano y sus 5 lunas mayores.

Cuerpo celeste	Semieje mayor (10^3 km)	Periodo orbital (días)	Inclinación (grados)	Excentricidad
Urano [35]	2867043	30685.4	0.770	0.0469
Titania [36]	436.30	8.705867	0.08	0.0011
Oberón [36]	583.50	13.463234	0.07	0.0014
Ariel [36]	190.90	2.520379	0.04	0.0012
Umbriel [36]	266.00	4.144176	0.13	0.0039
Miranda [36]	129.90	1.413479	4.34	0.0013

Tabla 27: Parámetros orbitales de Urano y sus 5 lunas mayores.

Finalmente, se decide que las lunas exploradas serán Ariel y Miranda, por las características tan interesantes de cada uno de ellos: Ariel por su alta probabilidad de tener océanos subterráneos y Miranda por su geografía variable y llena de incógnitas. Además, son los dos satélites con mayor albedo dentro de las lunas mayores de Urano, por lo que se espera una mejor visibilidad durante el equinoccio.

4.2. Análisis de vehículos similares

Para llevar a cabo el estudio de los cuerpos de interés, es necesario diseñar un vehículo acorde a las necesidades de la misión. La Tabla 28 incluye una comparación de las características más importantes de las misiones de referencia, que sirven como base para realizar una primera aproximación. También se incluye la Tabla 29 con los datos de la misión MarCO, como guía a la hora de estimar los parámetros relativos a los cubesats.

Parámetro	Voyager 2 [3] [18]	New Horizons [4] [19] [20]	JUICE [8] [5] [21] [22]	Cassini-Huygens [23] [24] [25]	Galileo [13] [26] [27]
Tipo	Sonda	Sonda	Satélite	Satélite	Satélite
Masa en lanzamiento (kg)	825	478	4800	5655	2223
Masa seca (kg)	721.9	401	2420	2125	1298
Masa carga de pago (kg)	105	30	280	336.2	118
Masa propulsante (kg)	103	77	3650	3132	925
Dimensiones (m)	0.47 x 0.89 (prisma octagonal)	0.7 x 2.1 x 2.7	4.09 x 2.86 x 4.35	6.7 x 4 (diám.)	5.3 de largo
Potencia al despegue (W)	470 x 3	245	850	885	570
Nº y empuje máx. motores principales	1 motor de 400N	4 motores de 4.4N	1 motor de 425N	1 motor de 445N	1 motor de 400N
Nº y empuje máx. thrusters	16 motores de entre 0.5 y 5N	12 motores de 0.9N	20 motores de entre 10 y 22N	16 motores de 1N	12 motores de 10N
Diámetro antena (m)	3.66	1.05	2.5	4	4.8

Tabla 28: Comparación de los parámetros principales de los vehículos utilizados en las misiones de referencia.

Parámetro	MarCO [15] [37] [38]
Tipo	Cubesat
Masa seca (kg)	13.5
Dimensiones (m)	0.336 x 0.243 x 0.118 (6U)
Fuente de Potencia	Paneles Solares y batería
Potencia al despegue (W)	35 (1 AU) + 153,6 Wh ¹
Coste (M\$)	18.5

Tabla 29: Parámetros principales del cubesat utilizado en la misión de referencia MarCO.

4.3. Requisitos de diseño

Definidos los objetivos de la misión y tras estudiar diferentes misiones similares, la determinación de los requisitos de diseño es fundamental. Estos requisitos sirven para especificar con la mayor precisión posible las propiedades que se quieren satisfacer y a su vez establecer las limitaciones. Estos deben seguir las características Specific Measurable Achievable Relevant/Realistic and Timely (SMART).

La misión se puede separar en diferentes segmentos; segmento espacio, lanzador y segmento tierra. A su vez el segmento espacio se compone de la plataforma por un lado, y de la carga de pago por otra. La plataforma también cuenta con diferentes subsistemas. Estas divisiones se pueden observar mejor en la siguiente figura:

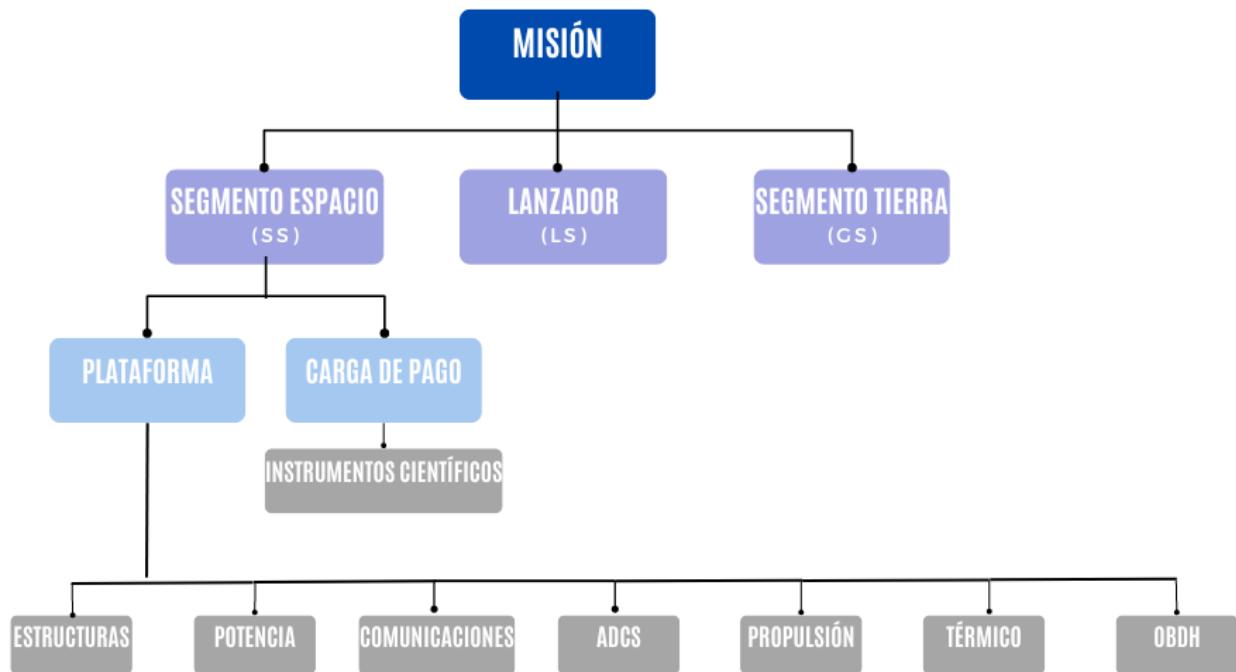


Figura 15: División de la misión en segmento espacio, lanzador y segmento tierra.

La manera de denominar los requisitos dependerá, en primer lugar, de a qué segmento pertenezcan (SS- Si pertenece

al segmento espacio, LS- Si pertenece al lanzador y GS- Si pertenece al segmento tierra). En segundo lugar, tendrán una designación según el sistema al que pertenezca el requisito. En último lugar, se utilizan 3 dígitos para cada requisito y se señalan en rojo los *driving requirements*.

4.3.1. Definición de los requisitos

Top-level requirements

- Payload: Entre 250 kg - 450 kg
- Tamaño: Libre siempre y cuando no supere la capacidad máxima de llenado del vehículo lanzador Ariane 6
- Potencia consumida por la Payload (en total): 700 W – 1000 W
- Potencia total del satélite (en total): 3000 W – 4000 W
- Rango de temperaturas en el interior del satélite: 150 K – 450 K
- Órbita: Los puntos de separación de los diferentes elementos deben estar claramente definidos en la órbita
- Duración de la Misión: entre 5 y 9 años.
- Fecha de lanzamiento: 2025
- Coste máximo: 500 M€
- Nivel de confianza: 0.97

Segmento 1: Segmento espacio

Plataforma

Misión

SS-MIS-010 El coste de la misión debe ser igual o inferior a 500 M€, incluyendo todas las fases de la misma.

SS-MIS-020 El lanzamiento de los cubesats a uno de los satélites de Urano debe realizarse entre los años 2035 y 2045.

SS-MIS-030 La misión tiene que ser compatible, en todos los sentidos, con oportunidad de lanzamiento que admite hacer flyby en Júpiter.

SS-MIS-040 La duración de la misión debe ser inferior a 9 años.

SS-MIS-050 El nivel de confianza debe ser mayor o igual a 0.97.

Maniobras

SS-MNV-010 Todas las maniobras necesarias para llegar al destino deben ser definidas y cuantificadas (momento y punto en el que se inicia cada maniobra y ΔV necesario).

SS-MNV-020 La operación de despliegue de los cubesat desde el satélite debe estar definida en tiempo y lugar.

SS-MNV-030 La órbita tiene que incluir un flyby en Venus (o Júpiter).

Estructuras

SS-STR-010 El satélite debe tener una vida útil mínima de 12 años en el espacio, sumado a las actividades antes del despegue (2 años más).

SS-STR-020 La estructura debe estar preparada para soportar cargas mecánicas estáticas y dinámicas *TBD* a lo largo de toda su vida útil (fabricación, transporte, ensayos, lanzamiento y operaciones en órbita).

SS-STR-030 El entorno de fabricación y transporte del satélite y sus componentes tiene que ser no contaminante y estéril.

SS-STR-040 El tamaño del satélite debe ser suficiente para poder transportar y proteger la carga de pago e instrumentación de a bordo.

SS-STR-050 Los materiales tienen que ser adecuados para todas las fases de la misión.

SS-STR-060 La estructura tiene que estar preparada para el entorno espacial (plasma, partículas de alta energía, oxígeno monoatómico).

SS-STR-070 La estructura debe ser capaz de permitir el despliegue de los cubesat.

SS-STR-080 El contenedor del RTG tiene que ser seguro (la probabilidad de fuga cercana a la Tierra debe ser inferior a un *TBD* %).

SS-STR-090 Cada cubesat tiene que emplear un mecanismo para fomentar la separación de los cubesat vecinos dentro del dispensador. [39]

Potencia

SS-POW-010 El subsistema de potencia debe suministrar un máximo de 3000 W - 4000 W.

SS-POW-020 La potencia debe ser suministrada de manera continua desde el inicio de la misión hasta el EOM.

SS-POW-030 Al hacer uso de un RTG, el sistema potencia debe estar sobredimensionado en un *TBD* % para tener en cuenta la pérdida de potencia a lo largo de los años. [40]

SS-POW-040 Los cubesats tienen que utilizar baterías certificadas según las normas de seguridad, de tipo UL.

SS-POW-050 Las baterías de los cubesat deben ser diseñadas para el eclipse más largo posible.

Comunicaciones

SS-COM-010 La arquitectura de comunicaciones debe cumplir con los estándares de telecomunicaciones de ESA ECCS.

SS-COM-020 El sistema de comunicaciones tiene que tomar mediciones de alcance y Doppler en todas las fases de la misión.

SS-COM-030 Los cubesat deben comunicarse con el satélite principal durante su operación.

SS-COM-040 Los datos a tiempo real tienen que ser proporcionados directamente a tierra durante la fase de observación.

SS-COM-050 Las mediciones científicas tienen que ser transmitidas en la banda X.

SS-COM-060 El apuntamiento de las antenas tiene que ser monitorizado durante toda la misión.

Sistema de control de actitud y órbita

SS-ADCS-010 El vehículo espacial debe ser capaz de gobernar su actitud y controlar su órbita.

SS-ADCS-020 La identificación de los objetivos (Ariel y Miranda) debe ser realizada antes de empezar con las operaciones de aproximación.

SS-ADCS-030 El sistema GNC tiene que modificar su comportamiento en función del modo de operación, para tener en cuenta la fase de operación en la que se encuentra a la hora de establecer las desviaciones máximas de actitud y órbita.

Propulsión

SS-PROP-010 El sistema de propulsión debe ser capaz de completar todas las operaciones nominales, así como operaciones de emergencia.

SS-PROP-020 El sistema propulsivo debe ser capaz de operar en el entorno espacial.

SS-PROP-030 Los sistemas auxiliares de propulsión deben ser compatibles con las operaciones de control de actitud que pueda tomar el satélite.

Térmico

SS-THE-010 La temperatura dentro del satélite debe ser superior a 150 K e inferior a 450 K.

SS-THE-020 Todos los subsistemas deben contar con protección frente al flujo de calor radiado externa e internamente.

SS-THE-030 El vehículo debe contar con protección específica frente al flujo de calor y radiación del RTG.

Gestión de datos

SS-OBDH-010 El OBDH debe disponer de capacidad suficiente de almacenamiento para los datos recogidos por los diferentes instrumentos a lo largo de toda la misión.

SS-OBDH-020 El ordenador de abordo debe estar preparado para el entorno espacial.

SS-OBDH-030 El ordenador de abordo debe ser capaz de gestionar las comunicaciones con el segmento tierra, tanto en transmisión como recepción de datos.

Carga de pago

Instrumentación científica

SS-PLD-010 La carga de pago del satélite y de los cubesat debe contar con instrumentos para conseguir imágenes de la superficie de Urano en diferentes espectros.

SS-PLD-020 La carga de pago del satélite y de los cubesat deben conseguir un mapa de temperaturas con la instrumentación necesaria.

SS-PLD-030 La carga de pago del satélite debe contar con la instrumentación requerida para caracterizar la atmósfera de Urano.

SS-PLD-040 La carga de pago debe llevar instrumentación para el estudio de océanos internos de Ariel.

SS-PLD-050 La carga de pago del satélite debe llevar instrumentación para poder caracterizar la geología y morfología de Ariel.

SS-PLD-060 La carga de pago del satélite y de los cubesat debe contar con instrumentos para cartografiar la composición de las superficies de los 2 satélites de Urano.

SS-PLD-070 La carga de pago del satélite debe contar con un magnetómetro para determinar el campo magnético de Ariel.

SS-PLD-080 La carga de pago debe tener un peso superior a 250 kg e inferior a 450 kg.

SS-PLD-090 La potencia consumida por la carga de pago, cuándo está operativa, debe ser inferior al límite impuesto entre 700 W y 1000 W.

SS-PLD-100 La potencia consumida por la carga de pago cuándo no está operativa tiene que ser inferior a 380W. [41]

SS-PLD-110 El sistema de GNC debe ser capaz de operar sin emplear los instrumentos científicos como referencia.

SS-PLD-120 El error absoluto de apuntamiento (APE) de la carga de pago debe estar definido para ángulos de guiñada, alabeo y cabeceo. *TBD*

SS-PLD-130 El error relativo de apuntamiento (RPE) de la carga de pago debe estar definido para ángulos de guiñada, alabeo y cabeceo. *TBD*

SS-PLD-140 La carga de pago debe contar con protección frente al entorno espacial.

SS-PLD-150 El satélite debe transportar al menos 3 cubesats para llevar a cabo la misión.

SS-PLD-160 Los cubesat tiene que funcionar como un vehículo espacial simple con la carga de pago correspondiente. [42]

SS-PLD-170 Los cubesat tienen que cumplir los requisitos medioambientales establecidos en GEVS de la NASA. [42]

Segmento 2: Lanzador

LS-LAS-010 El lanzador debe ser adecuado para la órbita de escape o parking escogida.

LS-LAS-020 El volumen del vehículo debe ser inferior o igual al máximo disponible en la cofia del Ariane 6.

LS-LAS-030 La masa del vehículo debe permitir al lanzador Ariane 64 insertar al vehículo en la órbita hiperbólica de escape definida.

LS-LAS-040 El lanzador debe ser compatible con el transporte y lanzamiento de RTG.

Segmento 3: Segmento tierra

GS-GRS-010 La misión debe usar y ser compatible con los estándares e instalaciones del espacio profundo (DSN) de la ESA y de la NASA.

GS-GRS-020 El segmento en tierra debe ser capaz de estar en contacto continuo con el satélite.

4.3.2. Tablas de requisitos

Además de el listado de los requisitos, se ha considerado conveniente hacer las siguientes tablas donde se muestra si la prioridad de los requisitos, si son driving requirement o no, cuales son los objetivos a los que se asocian, el responsable del requisito (pudiendo ser el cliente, el equipo de diseño, la autoridad o lo correspondiente al lanzador) y por último, el método de verificación del requisito (análisis, demostración, inspección o prueba). [43]

La prioridad de los requisitos de diferenciaran en dos; obligatorio o meta. Los requisitos obligatorios, utilizan 'debe' en los requisitos. Este tipo de requisitos son los que se deben cumplir para cumplir los objetivos de la misión. Los requisitos de meta, en cambio, utilizan 'tiene que', el objetivo de estos es mejorar el desempeño o resultado de la misión y pueden se pueden reconsiderar si su implementación tiene conflictos con la aplicación de los requisitos obligatorios.

Los métodos de verificación como se ha mencionado pueden ser análisis, demostración, inspección y prueba. La diferencia de estos es la siguiente: [44]

- Análisis: Se hace de manera analítica, esto es, mediante cálculos y modelos.
- Inspección: Es la prueba que se hace utilizando los sentidos básicos, lo que es un examen de manera física o en el caso de software que tenga todos los campos exigidos.
- Demostración: Se hace una prueba del sistema tal y como para el cual esta diseñado, y se observa si el producto cumple con lo que tiene que hacer.
- Prueba: Es una extensión de la demostración, siendo más precisa. Se hacen diferentes pruebas para ver si cumple con su objetivo en diferentes condiciones de ensayo. Verifica el rendimiento del sistema.

ID	Prioridad	Driving	Objetivo asociado	Responsable	Verificación
SS-MIS-010	Alta	X	OM-090, OM-110	Cliente	Análisis
SS-MIS-020	Alta	X	OM-080, OM-110	Cliente	Análisis
SS-MIS-030	Baja		OD-080	Diseño	Análisis
SS-MIS-040	Alta	X	OM-050, OM-110	Cliente	Análisis
SS-MIS-050	Alta	X	OM-100	Cliente	Inspección
SS-MNV-010	Alta	X	OD-060, OD-070	Diseño	Análisis
SS-MNV-020	Alta	X	OD-010, OD-020, OD-160, OS-040	Cliente/Diseño	Análisis
SS-MNV-030	Baja		OD-070, OD-080	Cliente	Análisis
SS-STR-010	Alta	X	OM-050, OM-110, OD-010	Cliente	Análisis
SS-STR-020	Alta	X	OD-010	Diseño	Análisis
SS-STR-030	Baja		OD-010	Diseño	Prueba
SS-STR-040	Alta	X	OD-030, OD-050	Diseño	Análisis
SS-STR-050	Baja		OD-010, OD-110	Diseño	Análisis
SS-STR-060	Alta		OD-010	Diseño	Análisis
SS-STR-070	Alta	X	OD-010, OD-160, OD-200	Cliente	Análisis
SS-STR-080	Baja		OD-010	Cliente/Autoridad/Diseño	Análisis
SS-STR-090	Baja		OD-020, OD-160, OD-040	Diseño	Prueba
SS-POW-010	Alta	X	OD-130	Cliente	Análisis
SS-POW-020	Alta	X	OD-040	Diseño	Inspección
SS-POW-030	Alta		OD-010	Diseño	Análisis
SS-POW-040	Baja		OD-160, OS-040	Autoridad/Diseño	Análisis
SS-POW-050	Alta		OD-160, OS-040	Diseño	Análisis
SS-COM-010	Alta	X	OS-110	Autoridad	Análisis
SS-COM-020	Baja		OD-080, OS-110	Diseño	Demostración
SS-COM-030	Alta	X	OD-040	Cliente/Diseño	Prueba
SS-COM-040	Baja		OD-040	Diseño	Análisis
SS-COM-050	Baja		OM-040, OD-040, OD-120	Diseño	Análisis
SS-COM-060	Baja		OD-070, OD-120	Diseño	Análisis

Tabla 30: Requisitos del segmento espacio (1).

ID	Prioridad	Driving	Objetivo asociado	Responsable	Verificación
SS-ADCS-010	Alta	X	OD-060, OD-090	Diseño	Análisis
SS-ADCS-020	Alta		OS-040	Diseño	Análisis
SS-ADCS-030	Baja		OD-060, OD-090	Diseño	Análisis
SS-PROP-010	Alta	X	OD-010, OD-060, OD-070, OS-040	Diseño	Análisis
SS-PROP-020	Alta		OD-010	Diseño	Análisis
SS-PROP-030	Alta		OD-060, OD-070	Diseño	Análisis
SS-THE-010	Alta	X	OD-010, OD-110	Cliente	Análisis
SS-THE-020	Alta		OD-010, OD-110	Diseño	Análisis
SS-THE-030	Alta		OD-010, OD-110	Diseño	Análisis
SS-OBDH-010	Alta	X	OD-040, OD-050, OS-010 - OS-110	Diseño	Prueba
SS-OBDH-020	Alta		OD-010	Diseño	Análisis
SS-OBDH-030	Alta		OD-040, OS-110	Diseño	Análisis
SS-PLD-010	Alta	X	OS-010, OS-050	Cliente	Análisis
SS-PLD-020	Alta	X	OS-020, OS-060	Cliente	Análisis
SS-PLD-030	Alta	X	OS-030	Cliente	Análisis
SS-PLD-040	Alta	X	OS-070	Cliente	Análisis
SS-PLD-050	Alta	X	OS-080	Cliente	Análisis
SS-PLD-060	Alta	X	OS-090	Diseño	Prueba
SS-PLD-070	Alta	X	OS-100	Diseño	Prueba
SS-PLD-080	Alta	X	OD-140	Cliente	Análisis
SS-PLD-090	Alta	X	OD-130	Cliente	Análisis
SS-PLD-100	Baja		OD-130	Diseño	Demostración
SS-PLD-110	Alta		OD-070, OD-140	Diseño	Análisis
SS-PLD-120	Alta		OD-070, OD-140	Diseño	Prueba
SS-PLD-130	Baja		OD-020, OD-160, OS-040	Diseño	Prueba
SS-PLD-140	Alta		OD-010, OD-100	Diseño	Análisis
SS-PLD-150	Alta	X	OS-010 - OS-110	Diseño	Prueba
SS-PLD-160	Baja		OD-020, OD-160, OS-040	Diseño	Análisis
SS-PLD-170	Baja		OD-020, OD-160, OS-040	Autoridad	Análisis

Tabla 31: Requisitos del segmento espacio (2).

ID	Prioridad	Driving	Objetivo asociado	Responsable	Verificación
LS-LAS-010	Alta	X	OM-010, OM-080	Diseño	Análisis
LS-LAS-020	Alta	X	OD-150	Lanzador	Análisis
LS-LAS-030	Alta		OD-150	Lanzador	Análisis
LS-LAS-040	Alta		OD-010	Diseño/Lanzador	Análisis

Tabla 32: Requisitos del lanzador.

ID	Prioridad	Driving	Objetivo asociado	Responsable	Verificación
GS-GRS-010	Alta	X	-	Autoridad	Análisis
GS-GRS-020	Alta	X	OD-040	Diseño/Cliente	Análisis

Tabla 33: Requisitos del segmento tierra.

5. Análisis de misión

5.1. Estimaciones iniciales de los parámetros de diseño

Los datos recopilados de las misiones semejantes (WP1 sec. 4.2) en las Tablas 28 y 29, se han empleado para calcular varias de las estimaciones realizando una regresión lineal en función de la masa de la carga de pago o de la masa seca.

En la estimación del nivel de confianza, se ha descartado este método al no disponer de dichos datos.

Pese a no distinguirse las barras de error en algunos de los datos puntuales representados en las gráficas de estimación (Figs. 16, 17, 18, 19 y 20), dicha cuantía de error figura en todos los puntos en forma de un porcentaje del 5 %.

5.1.1. Estimación de la masa seca

La recta obtenida por regresión lineal se representa en la siguiente gráfica (Fig. 16) en relación con la masa de la carga. Se excluye de la regresión la masa seca del vehículo Cassini, logrando un Coeficiente de Determinación (R^2) mayor.

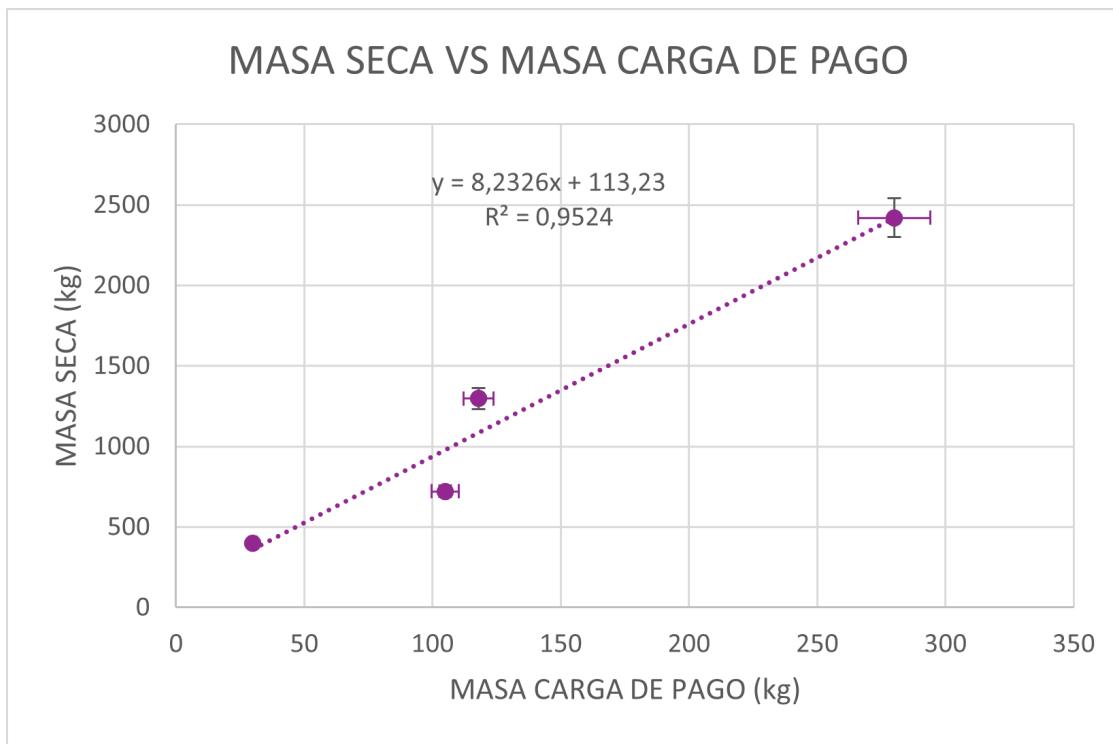


Figura 16: Estimación de la masa seca en función de la masa de la carga de pago.

Dicha línea de tendencia es:

$$M_{dry} = 8,2326 \cdot M_{payload} + 113,23 \quad (1)$$

Escogiendo una masa de la carga de pago de $M_{payload} = 350$ kg, el cual es un valor intermedio entre los límites de

dicha masa, se calcula el valor de la masa seca empleando la Ecuación 1.

$$M_{dry} = 2995 \pm 237 \text{ kg} \quad (2)$$

El intervalo de la masa seca en función de la masa de la carga de pago entre su límite mínimo (250 kg) y su máximo (450 kg) corresponde a la Ecuación 3.

$$[2171 \text{ kg} < M_{dry} < 3818 \text{ kg}] \quad (3)$$

Dada la naturaleza de la misión, se puede observar que ninguna de las misiones semejantes ha llegado a realizar una inserción en un planeta exterior del Sistema Solar, lo que puede hacer estas estimaciones poco realistas. Dado que el sistema propulsivo necesario será más pesado que el de estas misiones, se ajusta el valor con un factor de 1,25, obteniendo el resultado de la ecuación 4.

$$M_{dry} = 3743 \pm 297 \text{ kg} \quad (4)$$

5.1.2. Estimación de la masa propulsiva

En este caso, se procede de manera similar al caso anterior, escogiendo la masa seca de referencia (Fig. 17) y aproximando por una ecuación cuadrática.

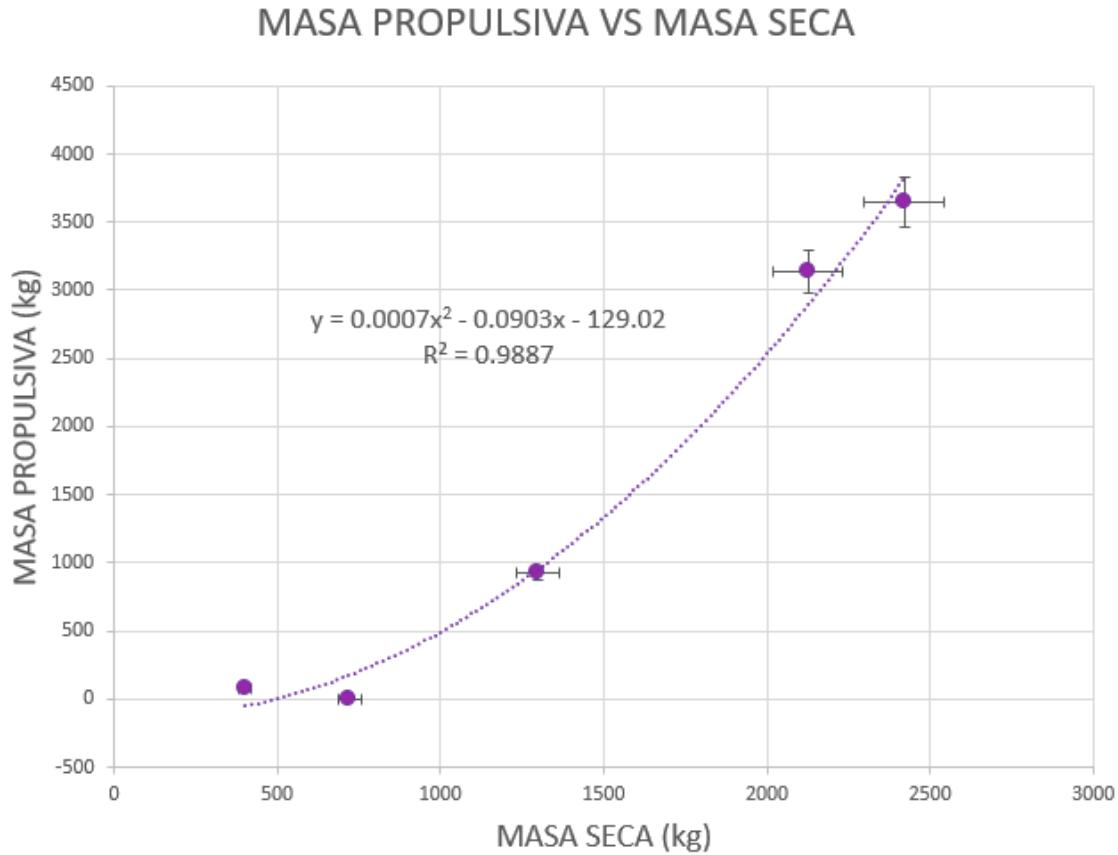


Figura 17: Estimación de la masa propulsiva en función de la masa seca.

La línea de tendencia es:

$$M_{prop} = 0,0007 \cdot M_{dry}^2 - 0,0903 \cdot M_{dry} - 129,02 \quad (5)$$

La masa propulsiva estimada mediante la ecuación 5 es:

$$M_{prop} = 4659 \pm 162 \text{ kg} \quad (6)$$

Una vez más, se aplica un factor de corrección de 1,35 para tener en consideración las diferentes necesidades de la misión respecto de las utilizadas como referencia, llegando al resultado de la ecuación 7.

$$M_{prop} = 12611 \pm 227 \text{ kg} \quad (7)$$

5.1.3. Estimación del tamaño

Para la estimación del tamaño, se va a descartar el volumen del vehículo Galileo y el New Horizons, por la inexactitud de sus medidas encontradas, que descuadra la línea de regresión disminuyendo la desviación típica. Se decide estimar en función de la masa de la carga de pago (Fig. 18) en vez de en función de la masa seca, al obtenerse un Coeficiente de Determinación (R^2) mayor en este caso.

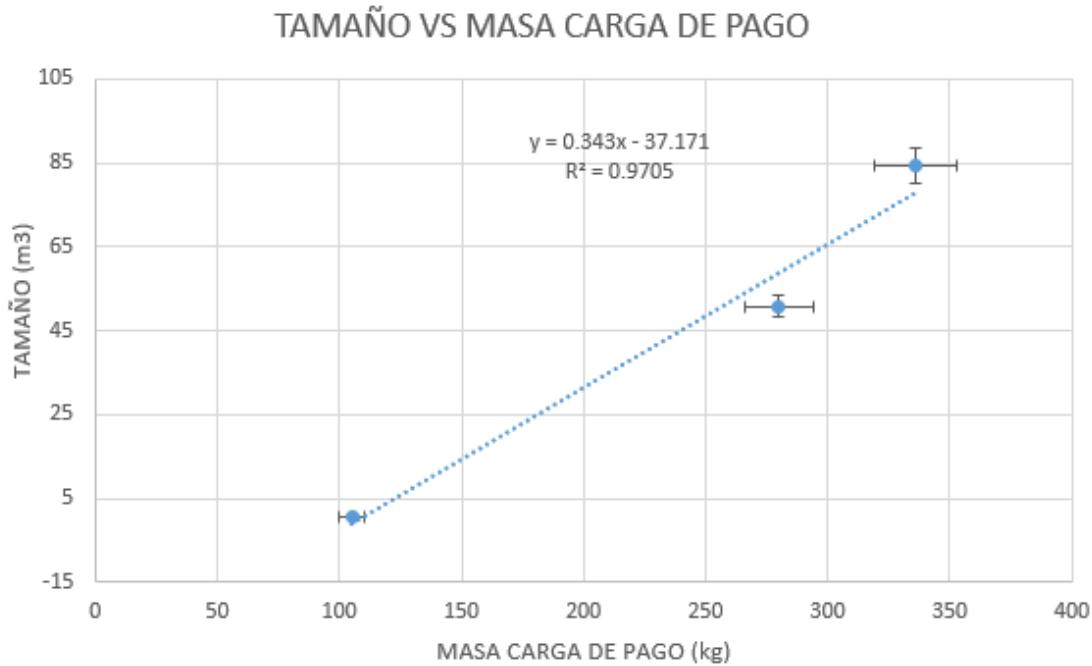


Figura 18: Estimación del tamaño en función de la masa de la carga de pago.

La línea de tendencia es:

$$Vol = 0,343 \cdot M_{payload} - 37,171 \quad (8)$$

El volumen obtenido a partir de la Ecuación 8 es:

$$Vol = 82,9 \pm 8,3 \text{ m}^3 \quad (9)$$

El intervalo del volumen en función de la masa de la carga de pago se representa en la Ecuación 10.

$$[51 \text{ m}^3 < Vol < 104 \text{ m}^3] \quad (10)$$

5.1.4. Estimación de la potencia

La regresión lineal de la potencia se ha realizado añadiendo la potencia solar respectiva a los cubesats, teniendo en cuenta la misión de referencia MarCO, a la potencia de cada vehículo al despegue (Fig. 19).

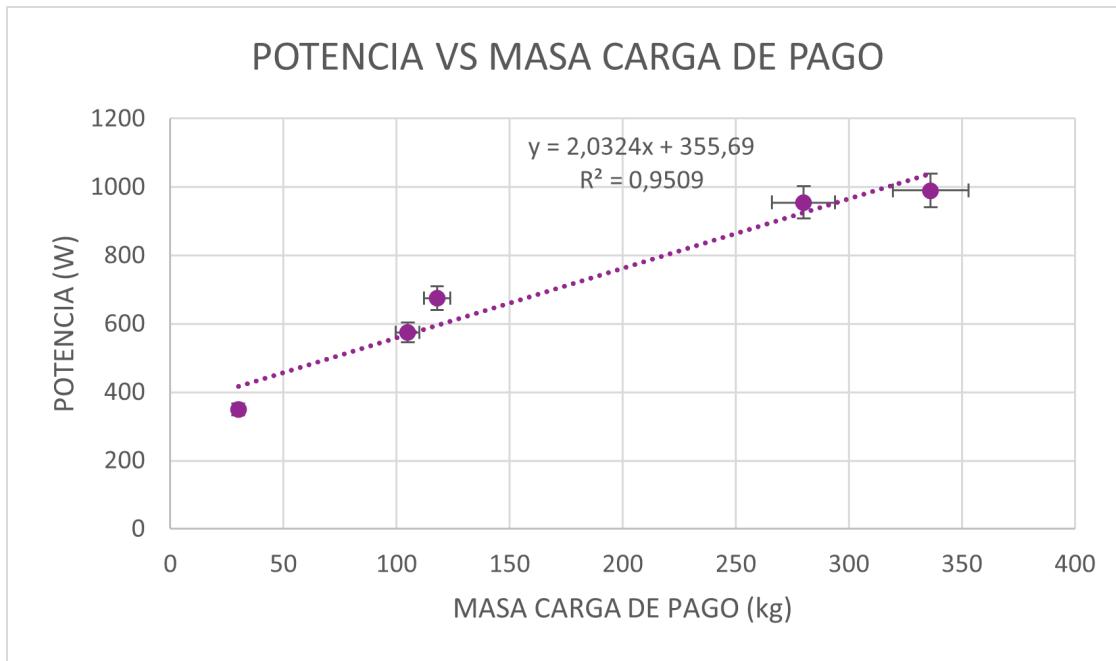


Figura 19: Estimación de la potencia en función de la masa de la carga de pago.

La línea de tendencia es:

$$P = 2,0324 \cdot M_{payload} + 355,69 \quad (11)$$

La potencia obtenida a partir de la Ecuación 11 es:

$$P = 1067 \pm 27 W \quad (12)$$

El intervalo de la potencia en función de la masa de la carga de pago se representa en la Ecuación 13.

$$[864 W < P < 1270 W] \quad (13)$$

Para tener en cuenta el uso de los motores tipo Hall, se añade un offset de 2000W, ya que estos consumen una potencia muy superior a los de apogeo, usados como referencia, obteniendo el valor de la ecuación 14.

$$P = 3067 \pm 27 W \quad (14)$$

Adicionalmente, el consumo de la energía de las baterías de los cubesats tiene un valor aproximado al de la Ecuación 15 asumiendo un error del 5 %.

$$E_{batteries} = 461 \pm 23 \text{ Wh}$$

(15)

5.1.5. Estimación del coste

Debido a que el coste del vehículo aumenta conforme el vehículo es mas pesado y complejo, se estima el coste en función de la masa seca. Los gastos de la misión Cassini son descartados al ser muy elevados en comparación con las otras misiones, mejorando R^2 en la representación. Para obtener el coste total, se le añade al coste de cada misión semejante el coste de la misión MarCO, correspondiente al desarrollo de los cubesats.

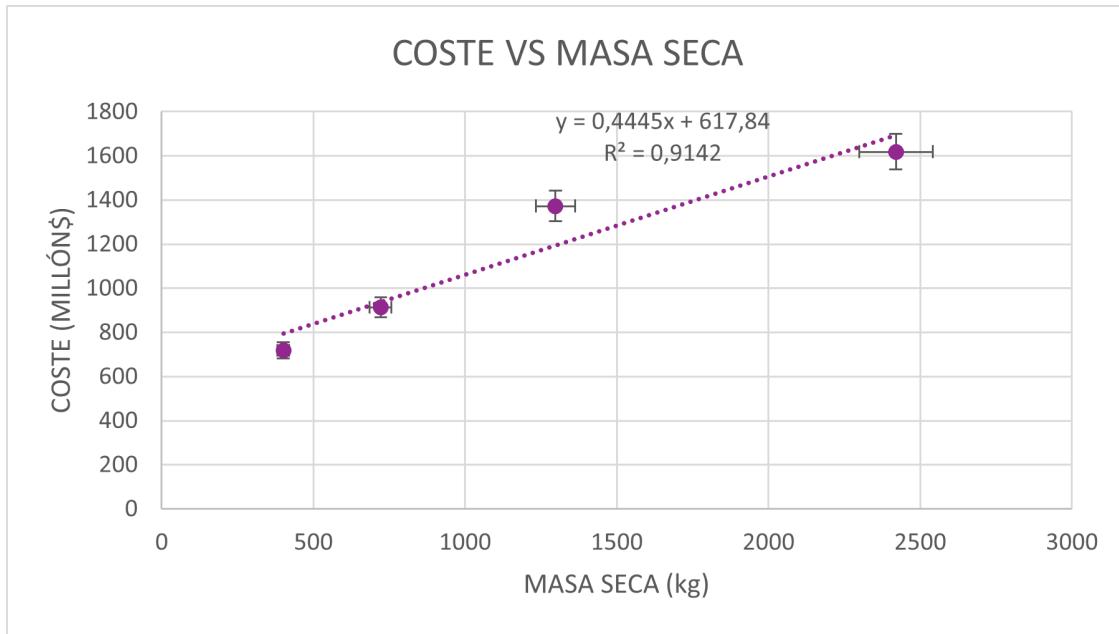


Figura 20: Estimación del coste en función de la masa seca.

La línea de tendencia es:

$$\text{Coste} = 0,4445 \cdot M_{dry} + 617,84 \quad (16)$$

El coste obtenido a partir de la Ecuación 16 es:

$$\text{Coste} = 2281 \pm 509 \text{ millones \$} \quad (17)$$

Esta cuantía expresada en Euros equivale a:

$$\text{Coste (2023)} = 2091 \pm 467 \text{ millones €}$$

(18)

Este cálculo sobrepasa desproporcionadamente el presupuesto máximo de la misión. Se ha considerado inviable llevar a cabo una misión de estas magnitudes con un presupuesto tan bajo como $500\$M$, teniendo en cuenta que ninguna misión hasta ahora se ha insertado en una órbita elíptica alrededor de Urano, especialmente considerando su lejanía y sus características orbitales.

5.1.6. Estimación del nivel de confianza

Al no poderse obtener datos de reliability de las misiones semejantes, para la estimación del nivel de confianza se emplea una valoración general para todos los vehículos espaciales (Ecuación 19) expresada en el apartado apéndice C del “Documento Colaborativo de Consulta”.

$$R = e^{(-\lambda \cdot t)} \quad (19)$$

Donde:

- λ es la probabilidad de fallo.
- t equivale a la vida útil de la misión, siendo en esta misión $t = 9$ años como máximo.

Empleando la fórmula $\lambda = 0,667 \cdot \lambda_{bus}$ donde la probabilidad de fallo de la estructura primaria del vehículo presenta un valor mínimo equivalente a 0,009 y otro máximo a 0,053, se obtienen dos resultados: $R_1 = 0,93$ y $R_2 = 0,65$.

La media de ambos valores es el nivel de confianza estimado (Ecuación 20).

$$R = 0,79 \pm 0,13 \quad (20)$$

Se observa que el nivel de confianza estimado es inferior al requerido en la misión ($R = 0,97$), por lo que se tomará en gran consideración la minimización de la probabilidad de fallo a lo largo del proyecto para acercarnos a dicho valor escogiendo los elementos que conforman los subsistemas más óptimos de manera que proporcionen las mejores prestaciones y la mayor fiabilidad, además del uso de redundancias.

Se considera, también, que el nivel de confianza requerido no es realista para una misión que requiere al menos 10 años para llevarse a cabo. Por ello, se marca como objetivo un 0,9, lo cual exige disminuir la probabilidad de fallo equivalente hasta un 0,013.

5.2. Perfil de la misión

En este apartado se definirán de forma preliminar los parámetros orbitales necesarios para llevar a cabo la misión. Para ello estudiaremos cada una de las etapas de la misión. Además, se estudiará la posibilidad de desarrollar la misión haciendo un flyby en Venus o en Júpiter.

5.2.1. Proceso de elección de la misión

Para elegir las fechas en las que se va a desarrollar cada etapa se ha resuelto el problema de Lambert dos veces. Una primera para un trayecto de la Tierra al planeta en el que realizaremos el flyby y una segunda para ir de ese planeta a la esfera de influencia de Urano.

Por ello se ha implementado un código en MATLAB que utiliza la solución de Gooding para el problema de Lambert [45]. Este procedimiento es considerado como uno de los más eficientes, al conseguir una alta precisión con un bajo coste computacional. Además, el problema de Lambert se ha incluido dentro de un código que permite propagar y analizar las órbitas y condiciones obtenidas.

Como primer input, es necesario fijar una fecha de inicio de la misión así como una fecha de llegada al planeta del flyby, pues se necesitan las posiciones de los planetas al inicio y final de cada maniobra para poder iniciar el estudio. Para ello se ha utilizado una web [46] que utiliza una base de datos para maniobras impulsivas calculadas con el problema de Lambert. Esta web solo tiene almacenados datos de maniobras entre la Tierra y otro planeta, por lo que se utilizará para la resolución del primer problema de Lambert propuesto.

Se han estudiado todas las oportunidades de lanzamiento almacenadas en la web para un viaje de la Tierra a Venus/Júpiter entre 2025 y 2035, generando un archivo de texto que utilizará MATLAB. Además, para estudiar otras posibles oportunidades no recogidas anteriormente, se ha generado un archivo de texto con fechas de salida desde 2025 a 2035 equi-espaciadas 4 días, resultando en un total de 748 fechas que se estudiarán tanto para ir a Venus como para ir a Júpiter.

La función creada utiliza las fechas de los archivos de texto anteriores y resuelve el problema de Lambert para obtener las condiciones de llegada al planeta del flyby. Por otro lado, utiliza la fecha de llegada al planeta del flyby y resuelve de nuevo el problema de Lambert para obtener las condiciones de salida del planeta del flyby. Como fecha de llegada a la esfera de influencia de Urano, toma todas las fechas que hay para los próximos 35 años equi-espaciadas 1 mes. Una vez calculados todos estos datos, la función selecciona aquellas fechas que cumplan con unos requisitos determinados y las almacena. Los requisitos que se deben de cumplir para que las fechas sean consideradas para la misión son:

- La fecha de salida de la Tierra debe estar entre 2025 y 2035.
- La velocidad de exceso hiperbólico a la llegada y a la salida del planeta del flyby debe tener el mismo módulo para las primeras dos componentes de la velocidad. Esta es una propiedad de las maniobras de flyby en la que la velocidad no cambia de módulo sino que cambia de dirección. La tercera componente puede variar a la llegada y a la salida, pero eso requerirá realizar una maniobra de cambio de inclinación.
- Ninguna maniobra realizada debe necesitar un ΔV superior a 10 km/s. Este valor además de por optimización de la misión, también se elige para reducir las cargas a las que estará sometida la estructura y el motor.

Para la misión con flyby en Venus, obtenemos 80 posibles fechas en las que se puede realizar la misión, cada una con un ΔV total y una duración asociada.

Para la misión con flyby en Júpiter, obtenemos 36 posibles fechas en las que se puede realizar la misión, cada una con un ΔV total y una duración asociada.

A la hora de elegir la fecha final en la que realizaremos la misión, se ha utilizado un “parámetro de optimización” basado en la multiplicación de la duración de la misión por el ΔV total utilizado. Aquella fecha para la que tengamos un parámetro de optimización más bajo será la fecha utilizada.

Para el ΔV utilizado no se ha podido tener en cuenta las maniobras de inserción y salida de las lunas por lo que se tomará como ΔV de cada maniobra en el entorno de Urano el ΔV de inserción a Urano que viene calculado en la web de la base de datos, aproximadamente 2 km/s.

Finalmente, se muestran los principales parámetros de la misión tanto para un flyby en Venus como para uno en Júpiter, junto con una representación de la trayectoria.

Misión con flyby en Venus

Misión	Fecha salida	Duración (años)	ΔV_{total} (km/s)
CAELO Vflyby	15-Jun-2031	11	20

Tabla 34: Parámetros de la misión CAELO para un flyby en Venus.

Parámetro	Órbita de Transferencia 1	Órbita de Transferencia 2
a (km)	1.1442e+11	1.5270e+12
e	0.3436	0.9290
i (grados)	3.5523	10.8231
RAAN (grados)	83.7435	131.9922
AoP (grados)	347.8083	189.2937
tof (días)	64	4140

Tabla 35: Parámetros orbitales de las órbitas de transferencia utilizadas en el CAELO para el flyby en Venus.

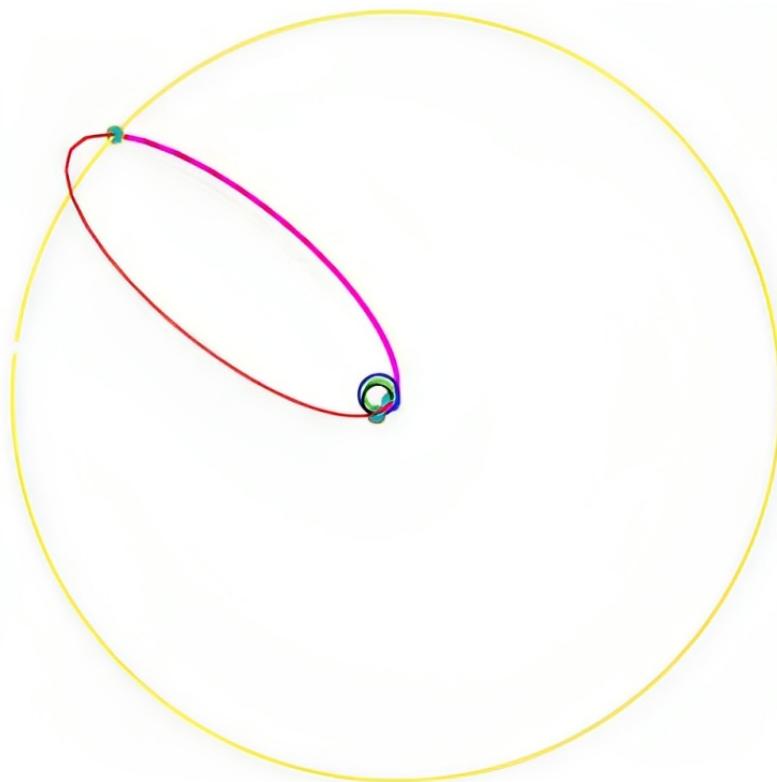


Figura 21: Trayectoria de CAELO para un flyby en Venus.

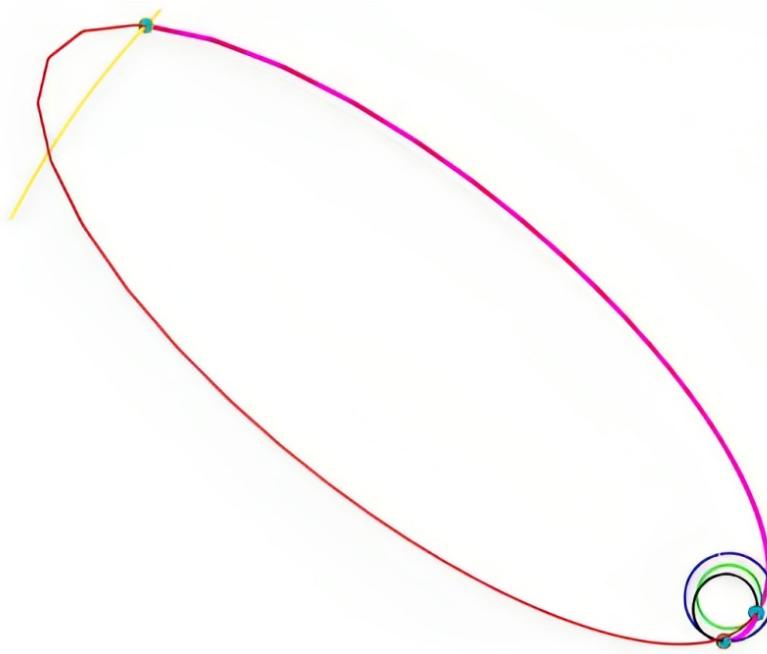


Figura 22: Closeup de la trayectoria de CAELO para un flyby en Venus.

Misión con flyby en Júpiter

Misión	Fecha salida	Duración (años)	ΔV_{total} (km/s)
CAELO Jflyby	7-Jun-2034	9	16.3

Tabla 36: Parámetros de la misión CAELO para un flyby en Júpiter.

Parámetro	Órbita de Transferencia 1	Órbita de Transferencia 2
a (km)	5.0896e+11	4.8925e+12
e	0.7018	0.8711
i (grados)	2.8074	1.2146
RAAN (grados)	76.3580	104.7080
AoP (grados)	182.5214	264.4372
tof (días)	656	2831

Tabla 37: Parámetros orbitales de las órbitas de transferencia utilizadas en el CAELO para el flyby en Jupiter.

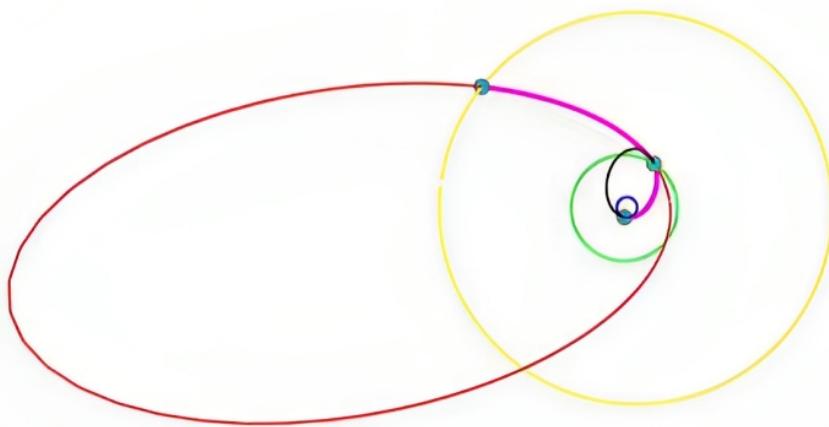


Figura 23: Trayectoria de CAELO para un flyby en Júpiter.

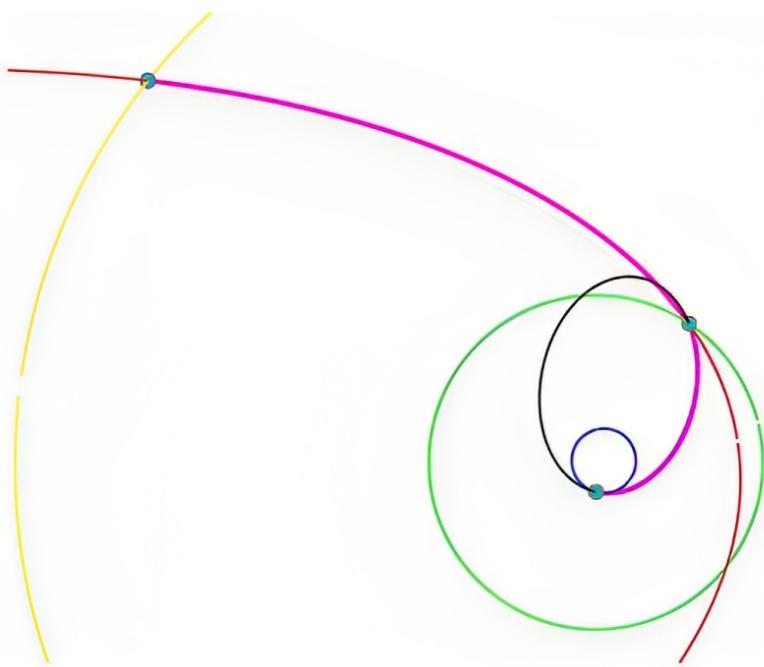


Figura 24: Closeup de la trayectoria de CAELO para un flyby en Júpiter.

Escape de la Tierra

A la hora de escapar de la atracción gravitacional de la Tierra, el vehículo debe llegar a la esfera de influencia con una velocidad de exceso hiperbólico determinada, mayor que cero. Para calcular esta velocidad es necesario conocer la velocidad heliocéntrica del planeta de salida y la velocidad heliocéntrica del vehículo en el borde de la esfera de influencia, es decir, en la trayectoria de transferencia.

Es importante destacar que el satélite no recibe el impulso de los motores cuando cruza la esfera de influencia de la Tierra, sino que lo hace desde la órbita de parking para llegar a ese punto con la velocidad de exceso hiperbólico necesaria. Para minimizar el ΔV , es común realizar la maniobra en el periapsis de la hipérbola.

El cálculo del ΔV necesita de la elección de un radio de la órbita de parking, que tendrá influencia en el vehículo lanzador utilizado. Las principales órbitas utilizadas son las siguientes: -LEO (Low Earth Orbit): altitud por debajo de los 2000 km. -GEO (Geostationary Orbit): altitud de 35786 km. -GTO (Geostationary Transfer Orbit): órbita elíptica donde el perigeo está a la altitud de una órbita LEO y el apogeo a la altitud de una órbita GEO.

También hay que tener en cuenta la posición de los cinturones de Van Allen, una zona de partículas cargadas energéticamente provenientes de los vientos solares que pueden ser negativas para el satélite. Tenemos un cinturón interior que se encuentra aproximadamente entre 1000-12000 km de altitud y un cinturón exterior que se encuentra aproximadamente entre 25000-60000 km de altitud. Este último cinturón no tiene consecuencias graves para el vehículo por lo que no será primordial evitarlo.

A continuación se muestra una tabla con el ΔV necesario para entrar a la órbita de transferencia y el ángulo η que determina la posición de la órbita de parking en donde realizaremos el impulso. Los datos han sido calculados en MATLAB.

CAELO Vflyby		
Altitud (km)	ΔV (km/s)	η (grados)
LEO - 250	4.8	127.8
GEO - 35786	4.4	101.5
GTO - 35786	5.9	127.8

Tabla 38: Parámetros de la maniobra de escape terrestre para un flyby en Venus.

CAELO Jflyby		
Altitud (km)	ΔV (km/s)	η (grados)
LEO - 250	6.7	113.8
GEO - 35786	7	95.5
GTO - 35786	8.7	113.8

Tabla 39: Parámetros de la maniobra de escape terrestre para un flyby en Júpiter.

Para realizar una transferencia a Venus, la órbita de parking deberá tener la misma inclinación que la órbita de transferencia Tierra-Venus, $i=3.5523$ grados respecto del Sol. Lo que corresponde a $i=27.0523$ grados respecto al ecuador de la Tierra. Si lo que se busca es minimizar el ΔV necesario, una órbita GEO es la mejor opción.

Para realizar una transferencia a Júpiter, la órbita de parking deberá tener la misma inclinación que la órbita de transferencia Tierra-Júpiter, $i=2.8074$ grados respecto del Sol. Lo que corresponde a $i=26.3074$ grados respecto al ecuador de la Tierra. Para este caso la órbita LEO es la que menos ΔV requiere.

La elección de una órbita u otra dependerá también de la capacidad del vehículo lanzador.

Al tratarse de órbitas prógradas ($0^\circ \leq i \leq 90^\circ$), la inyección a la hipérbola de escape será en sentido antihorario. La ubicación de lanzamiento deberá ser tal que permita realizar lanzamientos con las inclinaciones requeridas y operar con el vehículo lanzador seleccionado. Tanto el CSG como el CCK permiten lanzamientos para esas inclinaciones.

Otra posibilidad es utilizar el propio vehículo lanzador para llegar a la esfera de influencia de la tierra con la velocidad de escape necesaria para realizar la transferencia, que depende también del lanzador.

Flyby

Al realizar un flyby sobre un planeta, el vehículo entra a la esfera de influencia del planeta con una determinada velocidad de exceso hiperbólico y sale de ella con una velocidad diferente. Ambas velocidades, la de entrada y la de salida tienen la misma magnitud, pero el efecto de la atracción gravitacional del planeta ha cambiado la dirección.

De esta manera, se consigue un aumento de velocidad que se puede calcular como:

$$\text{incremento } V = v_{\infty 2} - v_{\infty 1} \quad (21)$$

Ambas velocidades se obtienen al resolver el problema de Lambert.

Como se ha explicado anteriormente, el tercer componente de la velocidad puede variar como consecuencia de un cambio de inclinación para insertarse correctamente a la órbita de transferencia a Urano.

A continuación se recogen los principales parámetros de interés de la maniobra de flyby para cada planeta, la fecha en la que se realiza, la altitud que se alcanza, el incremento de velocidad conseguido y el ΔV necesario para el cambio de inclinación.

CAELO Vflyby			
Fecha	Altitud (km)	incremento V (km/s)	ΔV (km/s)
18-Agosto-2031	2064.5	16.7	7.8

Tabla 40: Parámetros de la maniobra de flyby en Venus.

CAELO Jflyby			
Fecha	Altitud (km)	incremento V (km/s)	ΔV (km/s)
24-Marzo-2036	912031.6	12	0.03

Tabla 41: Parámetros de la maniobra de flyby en Júpiter.

Inserción en las lunas

Para llevar a cabo la inserción en las lunas, se realizará primero una inserción en Urano que permitirá orbitar alrededor de él hasta que las condiciones de llegada a las lunas sean las adecuadas. El plano orbital de las lunas de Urano, al igual que el propio planeta, se encuentra inclinado 98 grados respecto del plano solar, de esta manera las órbitas alrededor de Urano permitirán una inserción directa en las lunas.

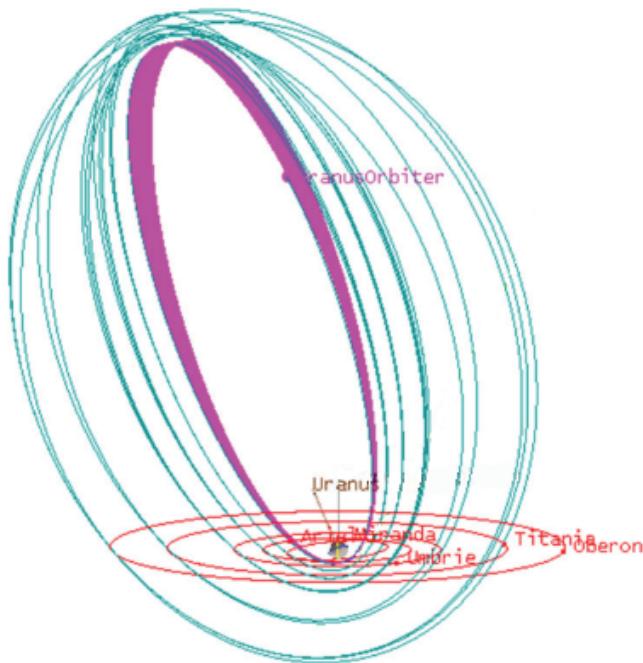


Figura 25: Diagrama preliminar de maniobras en el entorno de Urano.

Esta etapa todavía no se ha podido estudiar por problemas a la hora de encontrar las efemérides de las lunas de Urano, por lo que se ha tomado el ΔV de inserción a Urano como coste para cada una de las maniobras a realizar: inserción a Urano, inserción a Miranda, salida de Miranda e inserción a Ariel.

A la hora de definir la órbita alrededor de Miranda, esta dependerá de las condiciones de llegada a la luna para minimizar el gasto de combustible. Aun así, se procurará que la órbita sea cercana a la superficie lunar para facilitar la toma de datos por parte de los cubesats lanzados, aproximadamente 100-250 km de altitud.

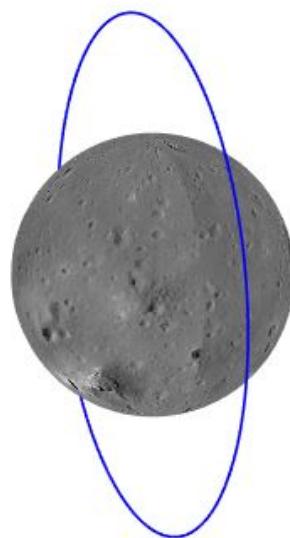


Figura 26: Órbita operacional alrededor de Miranda.

En cuanto a Ariel, esta luna puede tener signos de agua por lo que la altitud de la órbita de operación estará marcada por la capacidad de medición del radar de penetración de hielo. Este necesita permitir una distancia de 100 km sobre la superficie del planeta por lo que utilizaremos esa altitud.

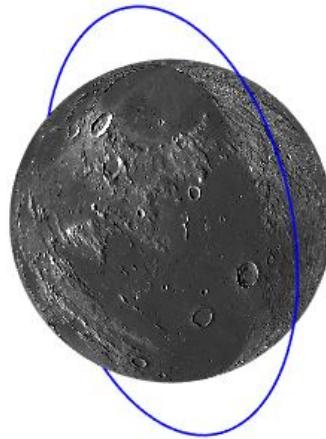


Figura 27: Órbita operacional alrededor de Ariel.

La inclinación de las órbitas de operación estarán sujetas a cambios pero de manera preliminar se tomarán como polares por la inclinación relativa entre las órbitas alrededor de Urano y el plano de las lunas.

5.2.2. Selección del vehículo lanzador

En base a los requerimientos de la misión, la elección del lanzador se ve acotado por aquellos que permiten realizar misiones de escape de la Tierra. Entre estos se encuentran los lanzadores europeos de la familia Ariane, los Falcon americanos, el Soyuz ruso, o en su defecto, los Long March chinos los cuales pueden ser una solución factible si se opta por realizar una primera órbita de parking en vez de un escape directo.

En una primera iteración se ha decidido descartar los lanzadores rusos y chinos debido a la situación geopolítica que rodea a dichos países actualmente, además de unas menores prestaciones en términos principalmente de masa en un lanzamiento de escape.

Por otro lado, entre los Ariane y los Falcon la primera opción era el fabricante europeo, ya que su base de lanzamiento de Kourou nos permitía aprovechar en mayor medida la velocidad de rotación de la tierra por su baja latitud. Además uno de los requisitos de alto nivel era la limitación de las dimensiones del vehículo a la cofia del Ariane 6, por lo que se buscaba evitar tener que adaptarlo a la cofia de otros lanzadores. Sin embargo, observando la multitud de maniobras que se deben realizar para completar la misión, se prevé que la cantidad de propelente necesaria va a ser bastante elevada, por lo que se ha optado por priorizar un lanzador con la mayor masa de carga de pago posible.

Dicho esto, la tabla siguiente muestra las masas de carga de pago admisibles de las distintas versiones del Ariane 6 y Falcon para diferentes órbitas (42):

Orbitas	Ariane 62 [47]	Ariane 64 [47]	Falcon 9 [48]	Falcon Heavy [48]
LEO	7000 kg	15000 kg	22800 kg	63800 kg
GTO	4500 kg	11500 kg	8300 kg	26700 kg
Escape directo	2000 kg	5500 kg	4020 kg	16800 kg

Tabla 42: Masas admisibles de las distintas versiones de los Ariane 6 y Falcon para determinadas orbitas

Se puede ver como para las órbitas de parking no habría mucho problema en términos de masa (exceptuando Ariane 62 en GTO), pero para el escape directo la opción que nos da más margen de maniobra es el Falcon Heavy, el cual llega a triplicar el valor de la versión más potente del Ariane. Si a lo largo de las distintas fases de diseño se observara la viabilidad de otros lanzadores de menores capacidades (conllevando un menor coste), se reconsideraría la elección, pero en esta primera etapa, el lanzador seleccionado será el Falcon Heavy de la empresa norteamericana SpaceX.

Volumen útil para la carga de pago

Como se ha mencionado anteriormente, uno de los requisitos de alto nivel de la misión limita las dimensiones del vehículo al volumen del adaptador del Ariane 6, que a pesar de no ser el lanzador que vamos a emplear, nos condicionará su geometría y distribución.

Todas las versiones del Ariane 6 llevan un adaptador con un volumen útil cilíndrico acabado en forma troncocónica de 4.6 m de diámetro por 18 m de alto:

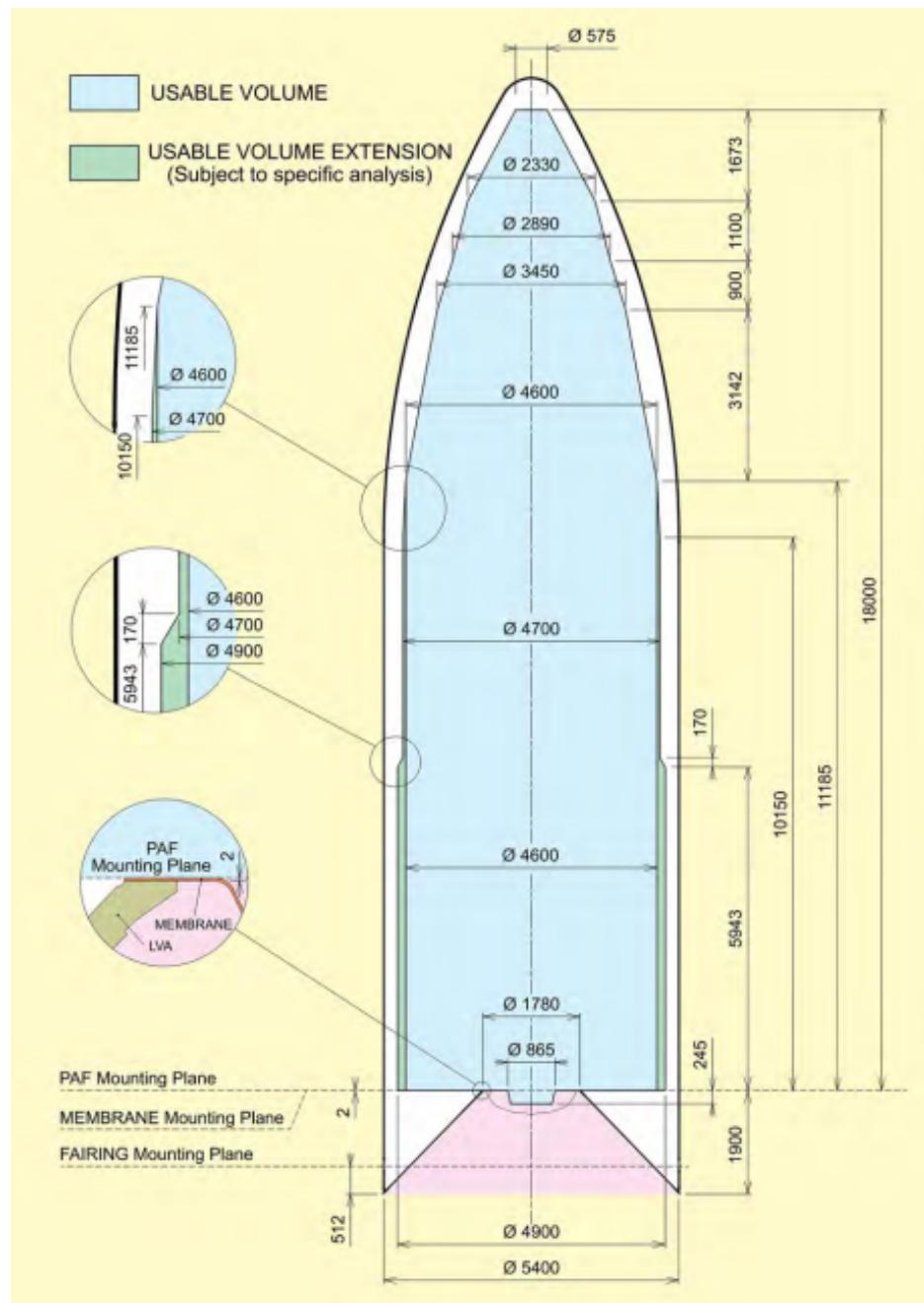


Figura 28: Dimensiones de la cofia del Ariane 6.

Para una primera aproximación del volumen del vehículo, vamos a coger como límite la parte cilíndrica y dejaremos la parte troncocónica como margen por si es necesario añadir algún elemento durante el proceso de diseño.

Las medidas más relevantes de las cofias de ambos lanzadores son:

Dimensión [m]	Ariane 6 [47]	Falcon Heavy [48]
Radio del cilindro (D_{cil})	4.5	4.6
Radio menor del troncocono (d_{tc})	0.57	0.62
Altura del cilindro (h_{cil})	11.19	12.14
Altura del trococono (h_{tc})	6.82	4.45

Tabla 43: Dimensiones de la cofia del Ariane 6 y de la cofia extendida del Falcon Heavy.

Se observa que todas las dimensiones de la cofia del Falcon son superiores al Ariane excepto la altura del troncocono. Al haber considerado la parte trococónica como margen, las dimensiones que más nos interesan son el radio y la altura del cilindro, que al ser ambas mayores en el caso de Falcon, y por ende su volumen útil, la limitación dimensional la impondrá el Ariane 6. Para el margen del troncocono cogeremos las más restrictivas, en este caso, las del Falcon.

Con estos datos podemos hacer una primera estimación de la limitación volumétrica que tendrá el vehículo:

$$V_{cil} = \pi \cdot \left(\frac{D_{cilA}}{2} \right)^2 \cdot h_{cilA} = 185,88m^3 \quad (22)$$

$$V_{tc} = \frac{\pi \cdot h_{tcF}}{3} \cdot \left(\left(\frac{D_{cilF}}{2} \right)^2 + \left(\frac{d_{tcF}}{2} \right)^2 + \frac{D_{cilF}}{2} \cdot \frac{d_{tcF}}{2} \right) = 28,41m^3 \quad (23)$$

$$V_{tot} = 214,29m^3 \quad (24)$$

5.2.3. Entorno de lanzamiento

Durante el lanzamiento, el vehículo espacial se ve sometido a diferentes tipos de cargas y vibraciones de diversa procedencia. Este aspecto hay que tenerlo en consideración ya que condicionará el diseño estructural de vehículo. A continuación, se muestran dichas cargas, obtenidas del manual de usuario del Falcon. [48].

Cargas cuasi-estáticas

Se refieren a las cargas longitudinales y laterales estáticas y dinámicas de origen aerodinámico o propulsivo que suceden en la interfaz entre el vehículo espacial y el adaptador.

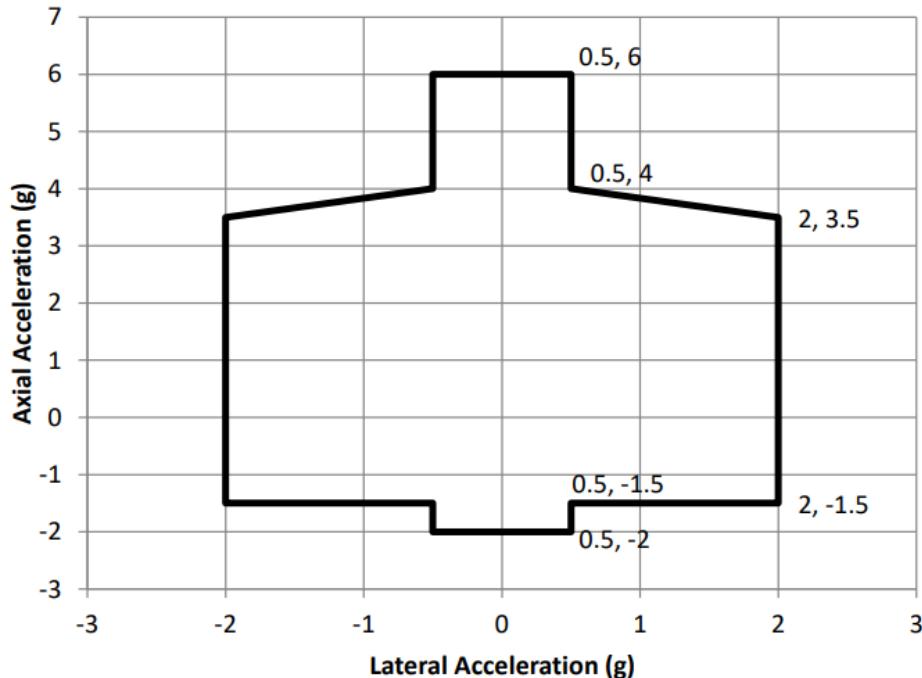


Figura 29: Cargas cuasi-estáticas durante el lanzamiento.

Cargas dinámicas seno-equivalentes

Excitaciones sinusoidales empleadas para modelar las aceleraciones sobre la base del vehículo. Estas excitaciones no deben superar ni axial ni lateralmente los valores de las figuras (30) y (31):

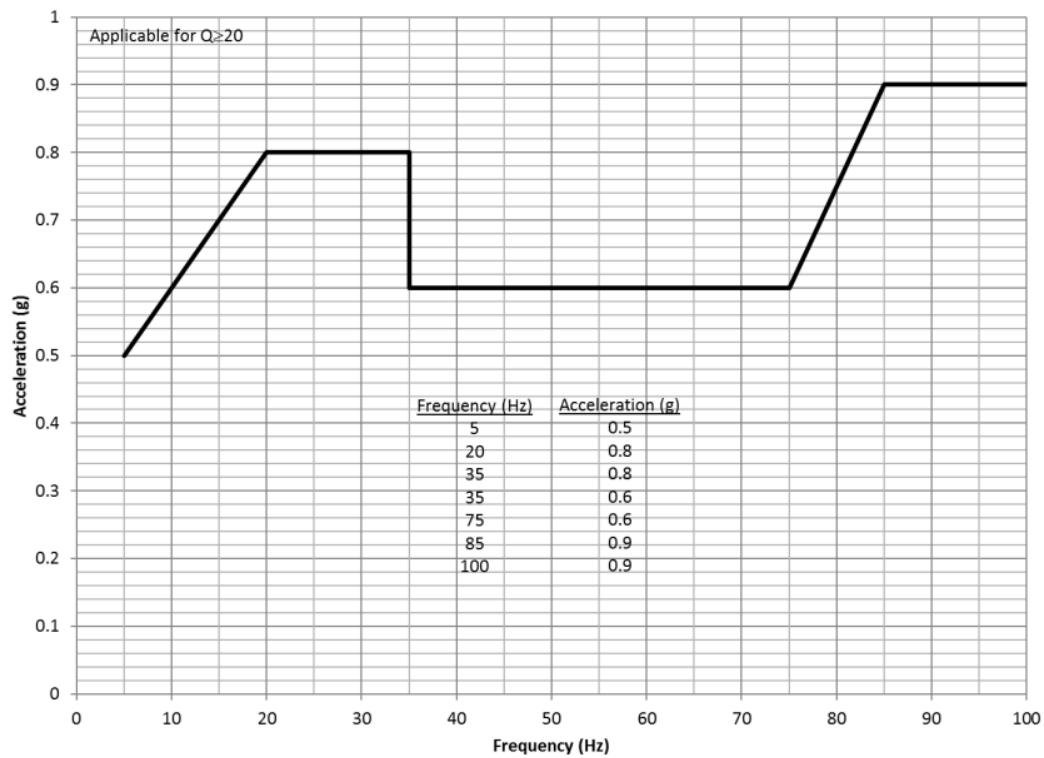


Figura 30: Excitación senoidal máxima en dirección axial.

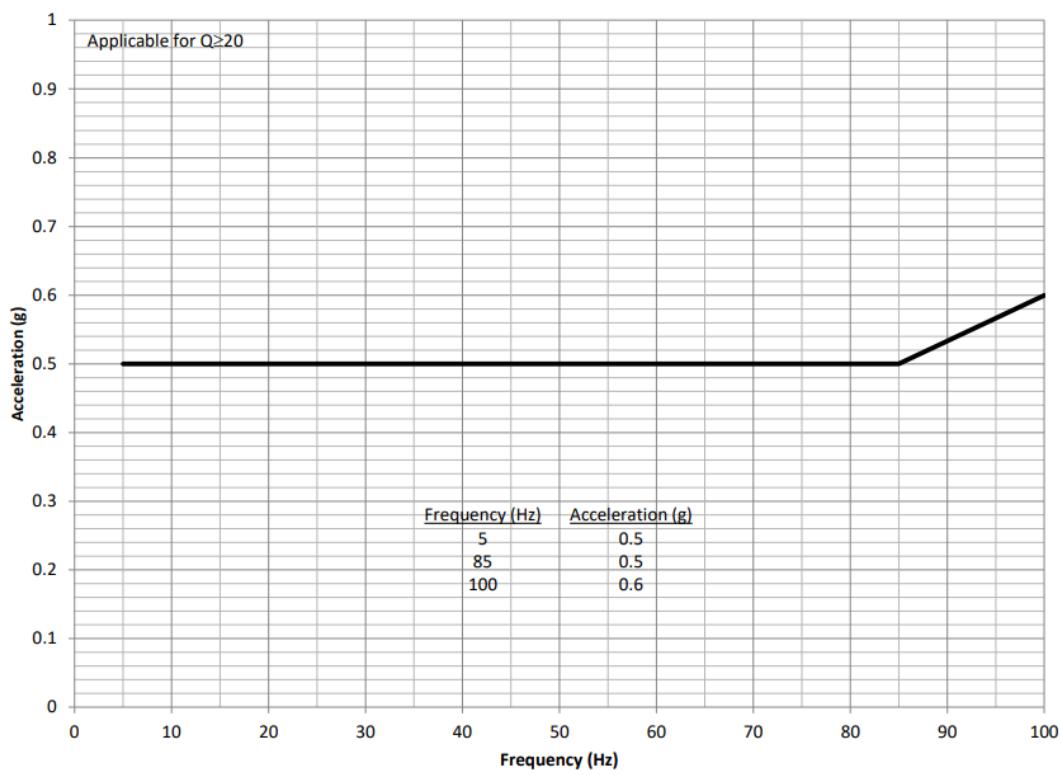


Figura 31: Excitación senoidal máxima en dirección lateral.

Vibraciones acústicas

Este fenómeno tiene tanto origen propulsivo por efecto del motor, como origen aerodinámico por la aparición de ondas de choque y turbulencias en la capa límite durante el vuelo atmosférico.

Frequency	Acoustic Limit Levels (P95/50), 60% Fill-Factor (Full Octave)
31.5	130.3
63	130.5
125	128.8
250	126.7
500	121.6
1000	114.9
2000	110.8
4000	107.8
8000	104.8
OASPL (dB)	135.6

Figura 32: Espectro acústico dentro del volumen de carga útil.

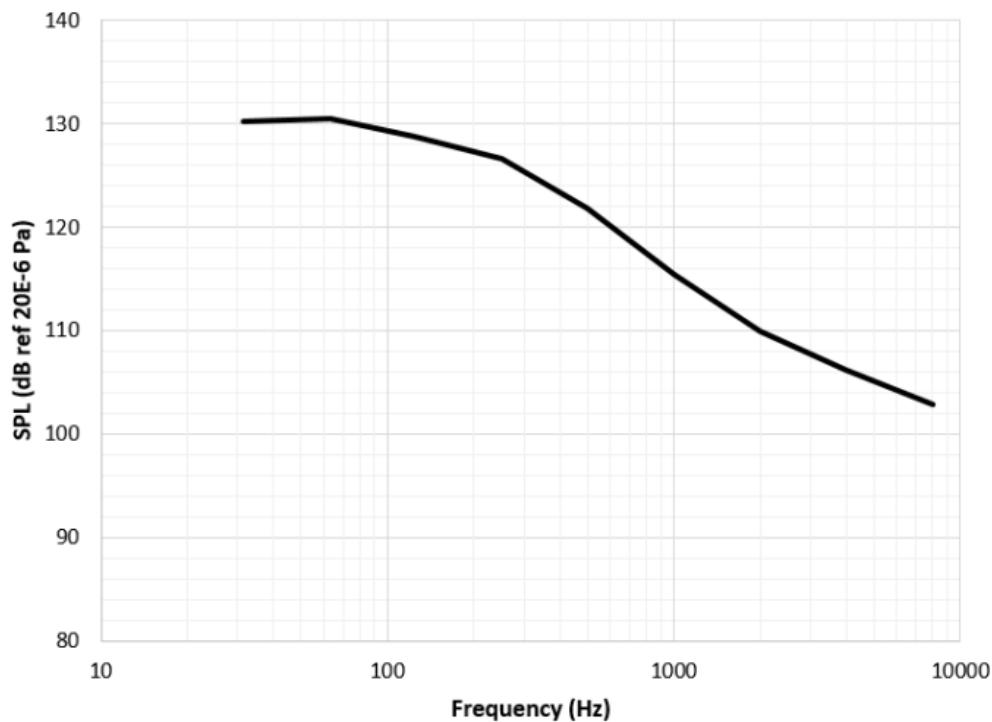


Figura 33: Diagrama del espectro acústico dentro del volumen de carga útil.

Cargas impulsivas

Estas cargas se producen en las etapas de separación durante el lanzamiento. Se miden en base a la frecuencia alcanzada en esos puntos de separación.

Frequency (Hz)	SRS (g)
100	30
1000	1,000
10000	1,000

Figura 34: Espectro de impulsos para la separación en el Falcon 9 y Falcon Heavy

5.2.4. Adaptador

Los Falcon, tanto el 9 como el Heavy, disponen de dos modelos de adaptadores para la carga de pago. Estos adaptadores difieren en la masa de carga de pago para la que están diseñados. En primer lugar tenemos el modelo de 1575 mm de diámetro, diseñado para masas de hasta 9500 kg, y por el otro lado el modelo de 2624 mm, que permite una masa cercana a los 19000 kg.

Ya que la opción del Falcon Heavy es debido a una estimación de alta masa de lanzamiento, la elección del adaptador seguirá el mismo criterio, por lo que el elegido será el de 2624 mm.

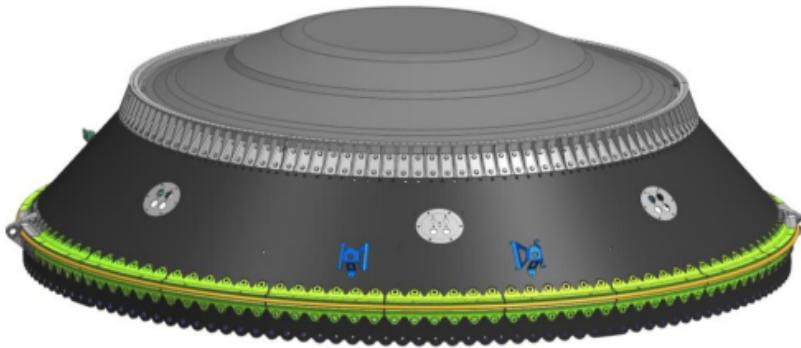


Figura 35: Boceto del adaptador SpaceX 2624-mm.

5.2.5. Fases del lanzamiento

Como se ha comentado anteriormente el lanzamiento se producirá en la Estación de la Fuerza Espacial de Cabo Cañaveral (CCFCS). A continuación, se define el perfil de ascenso [48] que llevará a cabo el lanzador hasta alcanzar la órbita de destino:

1. La primera etapa tiene una duración de tres minutos y consiste en el apagado comandado de los nueve motores de esta primera etapa, basándose en los niveles restantes de propulsante.
2. La segunda etapa tiene una duración de entre cinco y seis minutos y se basa en alcanzar la órbita inicial deseada.
3. Una vez alcanzada la órbita y actitud de inyección del vehículo espacial, se produce la separación del mismo.

4. Una vez realizada la separación, el lanzador realiza una maniobra de reentrada determinada por los requisitos de prevención de colisiones y contaminación.

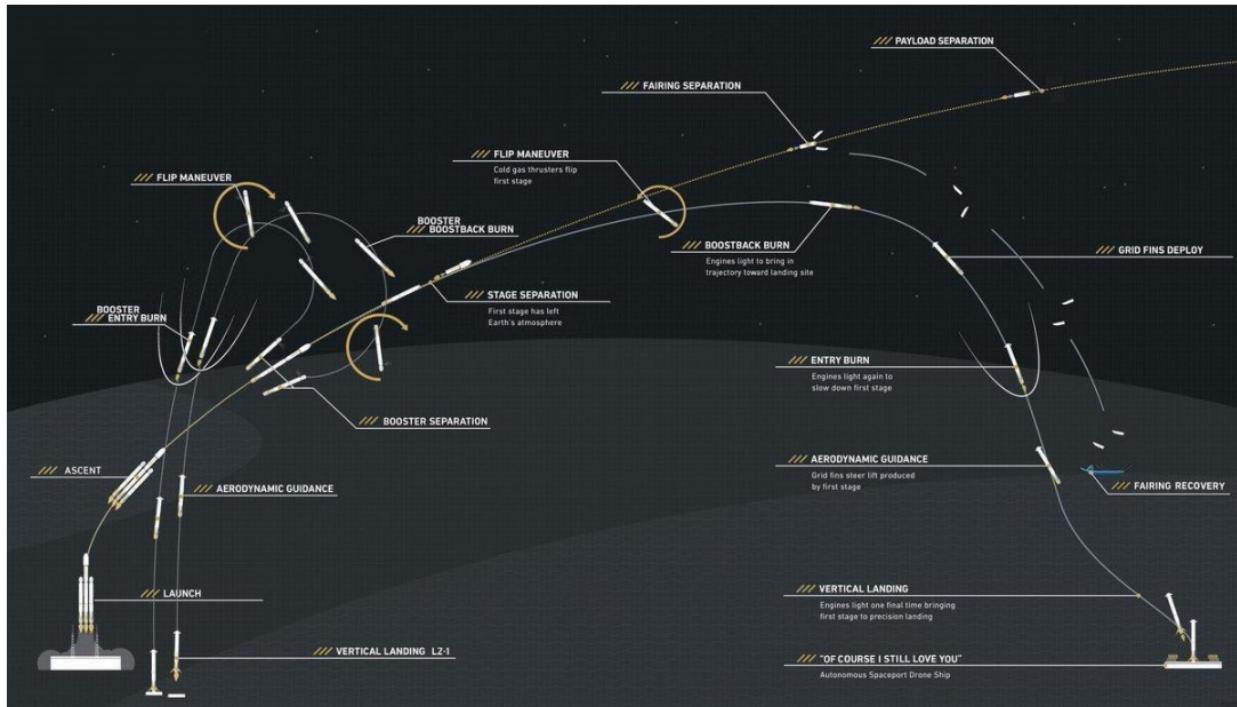


Figura 36: Perfil de ascenso típico del Falcon Heavy.

5.2.6. Coste de Lanzamiento

El coste de lanzamiento varía en función de la masa de carga de pago que se desee llevar y de la órbita de destino. Estos precios en el caso del Falcon Heavy han rondado entre los 80 y 130 millones de dólares (74-120 millones de euros), siendo mayores para órbitas de mayor tamaño. Al necesitar probablemente nuestra misión un escape directo, supondremos en esta primera estimación 120 millones de euros de coste de lanzamiento, lo que corresponde al 24 % de los 500 millones que se disponen de presupuesto inicial.

5.3. Boceto de la trayectoria del vehículo durante las fases de la misión

La trayectoria a realizar se corresponde con la propuesta pasando por Júpiter. Por tanto, la trayectoria es la vista en el proceso de elección de la misión, cuyo detalle se observa en la Figura 37.

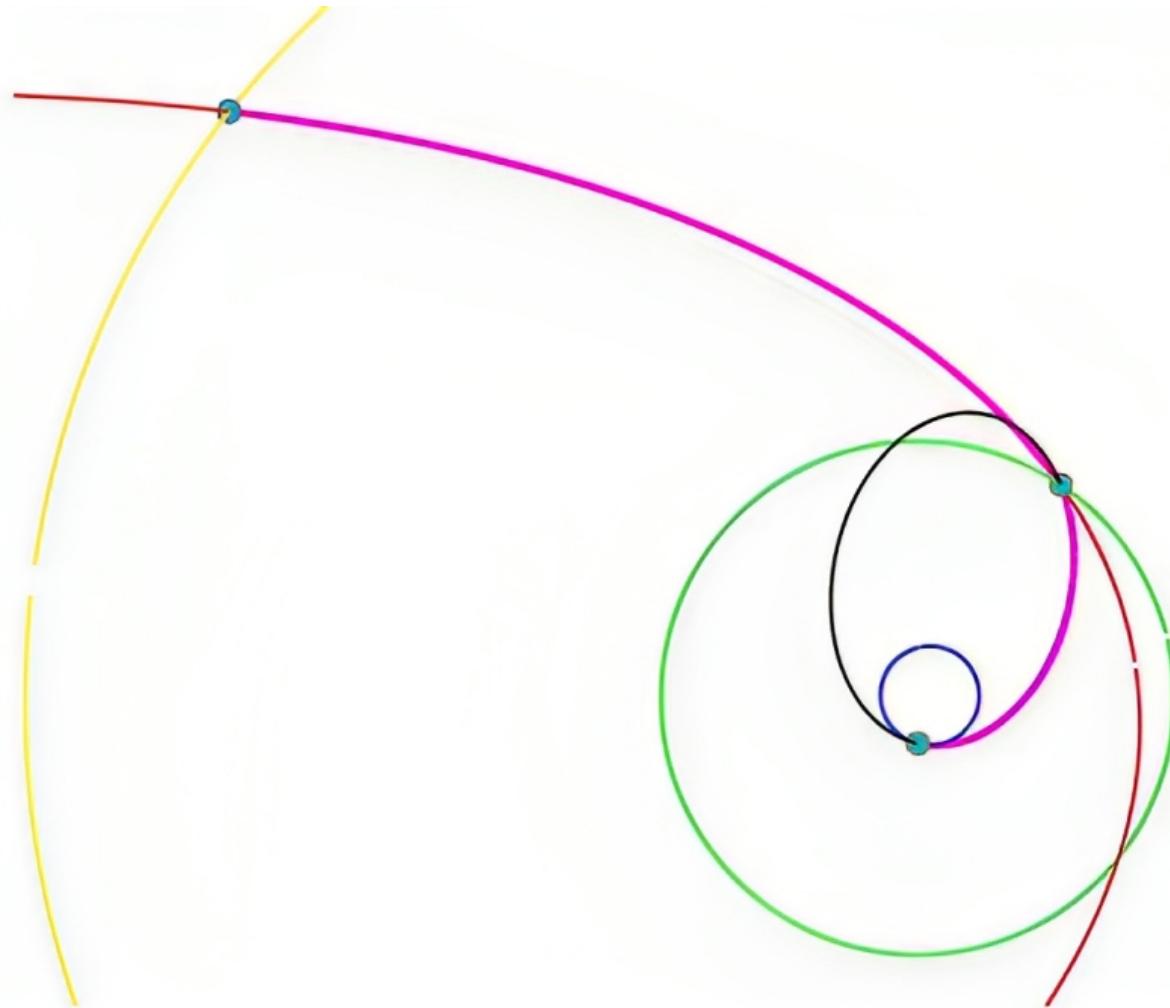


Figura 37: Closeup de la trayectoria de CAELO para un flyby en Júpiter.

5.4. Impulso específico total

La masa de propelente necesaria dependerá del tipo de motor utilizado, y puesto que todavía no se ha decidido ese detalle, se estimará la masa para distintas opciones [49]. De esta manera se tendrá una estimación de la masa total de propulsante para cada misión y por lo tanto una masa final para el vehículo espacial. Para ello utilizamos la ecuación de Tsiolkovski:

$$\Delta V = g \cdot Isp \cdot \ln \left(\frac{m_{dry} + m_{prop}}{m_{dry}} \right) \quad (25)$$

Como masa seca tomaremos los 2995 ± 119 kg estimados anteriormente y como ΔV el total correspondiente a cada misión.

Dentro de la propulsión química, se estudiará el cohete de bipropelente líquido al ser el que ofrece valores más altos de impulso específico y empuje. Cuenta con un impulso específico entre 220-325 s y un rango de empuje que puede ir desde los 5 a los 4000 N, además de contar con toberas de bajo peso.

En la propulsión nuclear, la energía se consigue a través de las transformaciones que sufre el núcleo del átomo. La fisión permite obtener un impulso específico alrededor de 900 s y un empuje superior a los 40000 N. Sin embargo, estos cohetes todavía no se consideran completamente desarrollados y ninguno ha sido probado en una misión.

Para la propulsión eléctrica analizaremos tanto los Hall Effect Thruster como los Magneto Plasma Dynamic Thruster, ambos con propulsión electromagnética. Los Hall Effect Thruster cuentan con un impulso específico entre 1500-2500 s y un empuje entre 0.2-20 N, además de haber sido probados en más de 120 misiones. Los Magneto Plasma Dynamic Thruster cuentan con un impulso específico entre 4000-10000 s y un empuje entre 0.1-100 N, aunque han sido probados en muy pocas misiones.

Para el caso de Venus se analizará la inserción desde una órbita LEO pues permite un aumento de carga significativo del vehículo lanzador a cambio de un pequeño incremento de ΔV .

CAELO Vflyby				
	Sin Escape Directo (20.4 km/s)		Con Escape Directo (15.6 km/s)	
Propulsión (Isp[s])	Masa Propulsante (kg)	Masa total (kg)	Masa Propulsante (kg)	Masa total (kg)
Bipropelente (325)	1796000 ± 71000	1798000 ± 71000	396300 ± 15700	399200 ± 71000
Fisión Nuclear (900)	27100 ± 1000	30000 ± 1000	14530 ± 570	17520 ± 570
Hall Effect Thruster (2000)	5470 ± 210	8460 ± 210	3630 ± 140	6620 ± 140
Magneto Plasma Dynamic Thruster (4000)	2040 ± 80	5035 ± 80	1460 ± 50	4450 ± 50

Tabla 44: Peso CAELO para flyby en Venus en función del tipo de propulsión.

CAELO Jflyby				
	Sin Escape Directo (16.3 km/s)		Con Escape Directo (9.6 km/s)	
Propulsión (Isp[s])	Masa Propulsante (kg)	Masa total (kg)	Masa Propulsante (kg)	Masa total (kg)
Bipropelente (325)	494400 ± 19600	497300 ± 19600	57800 ± 2200	60700 ± 2200
Fisión Nuclear (900)	15980 ± 630	18970 ± 630	5880 ± 230	8870 ± 230
Hall Effect Thruster (2000)	3870 ± 150	6860 ± 150	1890 ± 70	4880 ± 70
Magneto Plasma Dynamic Thruster (4000)	1540 ± 60	4530 ± 60	830 ± 30	3820 ± 30

Tabla 45: Peso CAELO para flyby en Jupiter en función del tipo de propulsión.

5.4.1. Misión final

La CAELO Vflyby presenta pocas opciones de motor para realizar un escape directo de la Tierra al superar la capacidad de carga del Ariane 6. Y en el caso de partir de una órbita de parking, tanto las maniobras de cambio de plano en el flyby como la de salida de la órbita de parking requerirían un ΔV elevado.

La CAELO Jflyby necesita más ΔV para salir de la Tierra, sin embargo, esta misión presenta poco gasto de combustible para el resto de etapas por lo que permite efectuar un escape directo con varias opciones propulsivas, llegando a ahorrar cerca de la mitad de masa de propelente para todos los propulsantes estudiados en el caso de escape directo en comparación con su versión con flyby en Venus. Esta misión además presenta un ΔV total y una duración más baja, lo que también tendrá un efecto positivo en la fiabilidad.

A partir del estudio de los parámetros orbitales, posibles vehículos lanzadores y masa propulsiva, se determina que la misión que finalmente se llevará a cabo será aquella que realiza una maniobra de flyby en Júpiter, utilizando el Falcon Heavy como vehículo lanzador para un escape directo.

A continuación se hará un desarrollo completo de la misión elegida con los valores finales de ΔV .

Escape de la Tierra

Para realizar el escape se utilizará el Falcon Heavy gracias a su alta capacidad de carga. La fecha de salida de la misión será la obtenida en el apartado de elección de la misión.

Misión	Fecha salida	Duración (años)	ΔV_{total} (km/s)
CAELO Jflyby	7-Jun-2034	11	17

Tabla 46: Parámetros de la misión CAELO para un flyby en Júpiter.

Júpiter flyby

A continuación se recogen los principales parámetros de interés de la maniobra de flyby en Júpiter, la fecha en la

que se realiza, la altitud que se alcanza, el incremento de velocidad conseguido y el ΔV necesario para el cambio de inclinación obtenidos en el apartado de perfil de la misión.

CAELO Jflyby			
Fecha	Altitud (km)	incremento V (km/s)	ΔV (km/s)
24-Marzo-2036	912031.6	12	0.03

Tabla 47: Parámetros de la maniobra de flyby en Júpiter.

Urano

Llegada a Urano		
Fecha de llegada a Urano	Distancia offset (km)	V hiperbólica de llegada (km/s)
24 de Marzo de 2043	244801	8.18

Tabla 48: Parámetros de llegada a la esfera de influencia de Urano.

Debido a la diferencia entre el plano de la órbita de transferencia de llegada a Urano y el propio plano orbital en el que se encuentran las lunas de Urano, se requiere un cambio de inclinación previo a la inserción en las lunas. Una maniobra de esa magnitud supondría un dV asociado muy elevado, por lo que se estudiará el uso de un motor de bajo empuje para reducir la masa de propelente utilizada. Para la modelización de la maniobra de bajo empuje, se ha implementado un código en Matlab que utiliza la reformulación de Kechichian del Método de Edelbaum para transferencias de bajo empuje entre órbitas circulares no coplanares. De esta manera podemos cambiar la altitud de la órbita al mismo tiempo que cambiamos la inclinación de la misma. Este método asume que la aceleración del empuje es constante durante la órbita de transferencia y que la magnitud del empuje es lo suficientemente pequeña como para que todas las órbitas de transferencia intermedias sean circulares. Este método numérico permite cambios de inclinación entre $0 \leq \Delta i \leq 114.6$ grados. [72]

Tal y como se explica anteriormente, este método permite la transferencia entre órbitas circulares, por lo que será necesario realizar una inserción en una órbita circular alrededor de Urano. La velocidad hiperbólica de llegada a Urano es de 8.18 km/s, lo que limita las órbitas de inserción a aquellas con un perigeo bajo. A continuación se enumeran las opciones exploradas a la hora de la inserción en el entorno de Urano:

- Entrar a una órbita de perigeo 0.99RSOI de Urano: al estar limitados a entrar a perigeos bajos, el consumo de combustible para ir a la esfera de influencia es muy elevado.
- Entrar a la órbita circular óptima, de perigeo bajo: el ΔV necesario para insertarse es de 5.78 km/s.
- Llegar a la órbita óptima de excentricidad 0.9 y circularizar: los sucesivos frenados acabar consumiendo una cantidad de combustible similar a insertarse directamente a una órbita circular.
- Llegar a una órbita de excentricidad 0.9 que intercepta a la luna: el hecho de estar en un plano tan distinto hace que, en la insercción, la velocidad relativa a la luna sea muy elevada y por lo tanto la inserción en la luna requiere un ΔV alrededor de 14 km/s.
- Realizar una maniobra de broken plane previa a la inserción: al estar el plano orbital de las lunas inclinado 98 grados con respecto al plano de llegada, el punto de unión entre ambos planos para hacer la maniobra se sitúa al cruzar Urano. El cambio de inclinación por lo tanto es de 98 grados, con un ΔV de 6.6 km/s.

Entre todas las opciones estudiadas, finalmente se ha seleccionado la entrada directa a una órbita circular óptima.

Esta órbita tiene un ΔV de 5.78 km/s y un perigeo a una altitud de 147773 km sobre Urano. A continuación se muestra un diagrama de la llegada a Urano donde en verde se muestra la hipérbola de llegada, en azul la órbita de inserción y en negro las órbitas de las lunas a visitar.

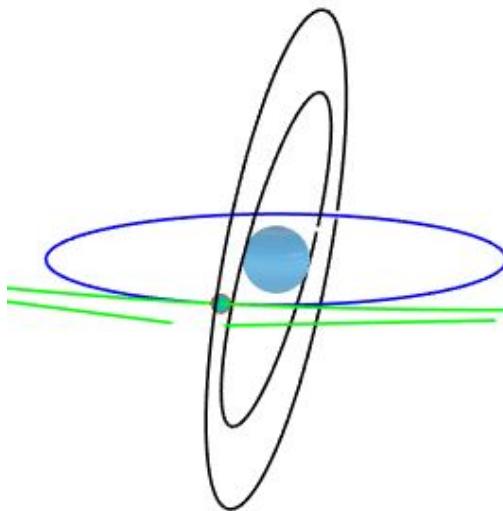


Figura 38: Diagrama de llegada al entorno de Urano.

Una vez el satélite se encuentra en la órbita circular, se lleva a cabo edelbaum para cambiar la inclinación y el semieje mayor de la órbita de parking a la de la órbita de Miranda. Al ser una maniobra de bajo empuje tiene una duración elevada y un ΔV necesario elevado, que se compensa con el alto impulso específico del motor eléctrico.

Cambio de plano Urano (Edelbaum)					
a inicial (km)	a final (km)	i inicial (grados)	i final (grados)	ΔV (km/s)	Duración (días)
147773	129900	0	77	10.037	333

Tabla 49: Parámetros del cambio de plano en Urano.

Miranda

Para realizar una inserción en Miranda, el empuje suministrado por el motor eléctrico puede variar para coincidir con la luna una vez acabada la maniobra.

La inserción en Miranda se lleva a cabo bajo las siguientes condiciones:

Llegada a Miranda		
ΔV de inserción (km/s)	Distancia offset (km)	V hiperbólica de llegada (km/s)
0.0348	8626	0.0087

Tabla 50: Parámetros de llegada a Miranda.

La órbita de inserción será una órbita circular a 400 km de altitud, de esta manera el satélite se encuentra dentro de

la esfera de influencia de la luna y dentro del rango operacional de los sensores que portan los cubesats. La inclinación de esta órbita será de 0 grados, pues el cambio de inclinación anterior ha colocado el vehículo en el plano orbital de esta luna.

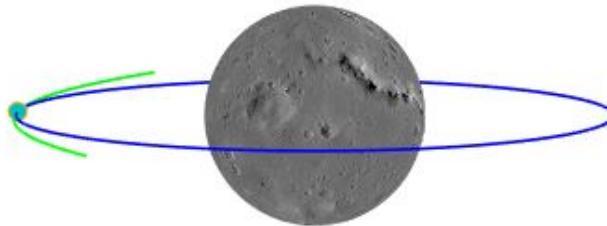


Figura 39: Diagrama de llegada a Miranda.

Dado que el plano orbital de Miranda se encuentra inclinado 4 grados con respecto al resto de lunas, será necesario realizar un cambio de inclinación para que la órbita de parking en la que se encuentra el satélite se alinee con el plano orbital de Ariel. Para llevar a cabo el cálculo de esta maniobra se utilizará de nuevo el método de Edelbaum.

Cambio de plano Miranda (Edelbaum)					
a inicial (km)	a final (km)	i inicial (grados)	i final (grados)	ΔV (km/s)	Duración (días)
634	634	0	4.3	0.0084	0.277

Tabla 51: Parámetros del cambio de plano en Miranda.

La duración de la maniobra corresponde con 1.05 veces el periodo orbital para la órbita de parking en la que se encuentra el vehículo. Durante este tiempo se aprovechará para llevar a cabo la expulsión de los cubesats, uno al inicio, otro a media maniobra y otro al finalizar, de esta manera cada una de las órbitas de los cubesats cubrirá una parte de la superficie de la luna.

En esta parte del proyecto no se ha podido contar con las efemérides de las lunas, por lo que para llevar a cabo la salida de Miranda hacia Ariel se tomará una maniobra de Hohmann de perigeo a apogeo. El tiempo de phasing para llevar a cabo esta maniobra no se ha podido calcular. Se ha elegido una transferencia de perigeo a apogeo al ser la que menos coste tiene para este tipo de transferencias, también se consideró realizar una transferencia de Homann bi-elíptica pero la distancia entre Ariel y Miranda no es suficientemente grande.

Salida de Miranda		
ΔV de salida (km/s)	Eta (grados)	V hiperbólica de llegada (km/s)
0.727	90.621	0.802

Tabla 52: Parámetros de salida de Miranda.

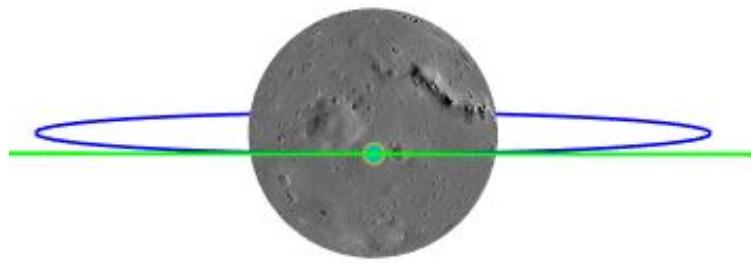


Figura 40: Diagrama de salida de Miranda.

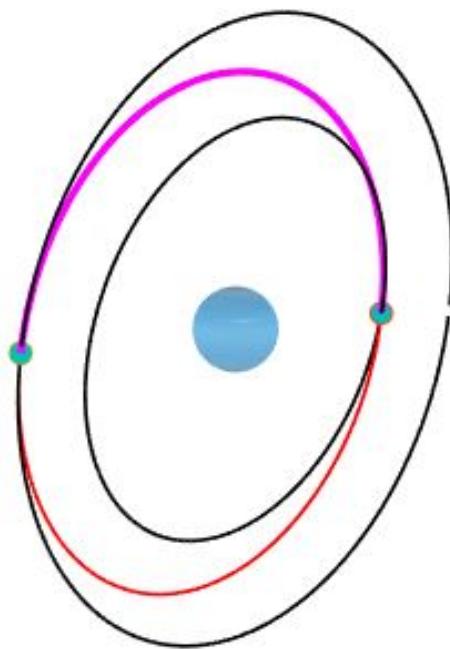


Figura 41: Diagrama de la órbita de transferencia entre Miranda y Ariel.

Ariel

Tras 0.97 días terrestres de trayecto a Ariel, el satélite llega a la esfera de influencia de la luna en el momento que esta se encuentra en el apogeo de su órbita, en este momento el motor de alto empuje se enciende y realiza una maniobra de inserción.

Llegada a Ariel		
ΔV de inserción (km/s)	Distancia offset (km)	V hiperbólica de llegada (km/s)
0.396	1228	0.551

Tabla 53: Parámetros de llegada a Ariel.

La órbita de inserción será una órbita circular a 400 km de altitud, de esta manera el satélite se encuentra dentro de la esfera de influencia de la luna y dentro del rango operacional de los sensores que portan los cubesats. La inclinación de esta órbita será de 0 grados.

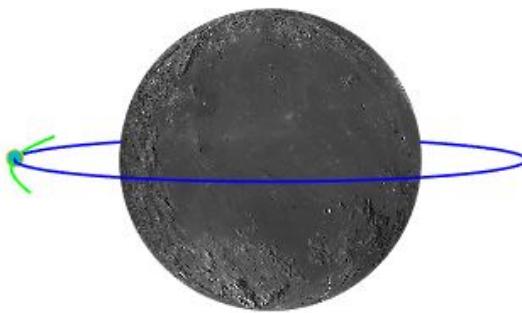


Figura 42: Diagrama de llegada a Ariel.

5.4.2. CONOPS de misión

Despegue y escape

El vehículo abandonará la Tierra el **7 de junio de 2034**, en una órbita de escape que lo dirija hacia un fly-by en Júpiter. Durante esta etapa, los sistemas deben estar operando en **modo standby**, por lo que la payload estará apagada y protegida, ya sea con tapas u otros mecanismos. El **escape se llevará a cabo directamente** desde el vehículo lanzador.

Durante todo el trayecto, el vehículo será capaz de controlar su actitud, orientando su antena principal hacia la Tierra, a fin de mantener la comunicación y asegurar el correcto seguimiento de la operación. Dicho control de actitud se realizará mediante los motores auxiliares.

Fly-by en Júpiter

El vehículo alcanzará **Júpiter el 24 de marzo de 2036**, realizará un **fly-by**, aprovechando la asistencia gravitatoria para ganar velocidad y poner rumbo a Urano. Durante esta maniobra, se aplicará un ΔV de 0.0271 km/s, utilizando 7.915 kg de propelente.

Llegada a Urano

El vehículo **llegará a la esfera de influencia de Urano el 24 de diciembre de 2043** tras 9 años y casi 6 meses de misión. Al inicio de esta fase, el vehículo retirará las protecciones de la payload que limiten su operación y comenzará a actuar en **modo operativo**, tomando datos durante su órbita alrededor de Urano. Este modo se mantendrá activo durante el resto de la operación nominal, pudiendo cambiar ante eventos críticos o casos de error.

Durante el viaje desde el fly-by hasta Urano se deberá activar, de manera periódica a intervalos de *TBD* el **modo test**, que realizará una serie de pruebas para corroborar que la payload se enciende y envía datos correctamente, antes de volver al modo standby.

Durante su vuelo alrededor de Urano, el satélite alcanzará la órbita de Miranda, donde realizará el primer rendevouz.

Operación en la primera luna

A lo largo del año **2043**, el satélite alcanzará **Miranda y desplegará 3 cubesats** a lo largo de un máximo de 2 períodos. Tras el despliegue, realizará una órbita de transferencia hasta Ariel.

Operación en la segunda luna

La llegada a Ariel se realizará a lo largo del año **2043**. A partir de dicho momento, se espera que tanto los cubesats como el satélite sean capaces de mantenerse en **operación durante al menos 1 año**.

A lo largo de este tiempo, el satélite debe continuar enviando los datos al GRS, incluyendo los datos que reciba desde los cubesats.

EOM

Una vez agotada su vida útil, el satélite debe caer sobre la superficie de Ariel de manera controlada.

La infografía de la Figura 43 muestra un resumen del CONOPS de la misión CAELO.

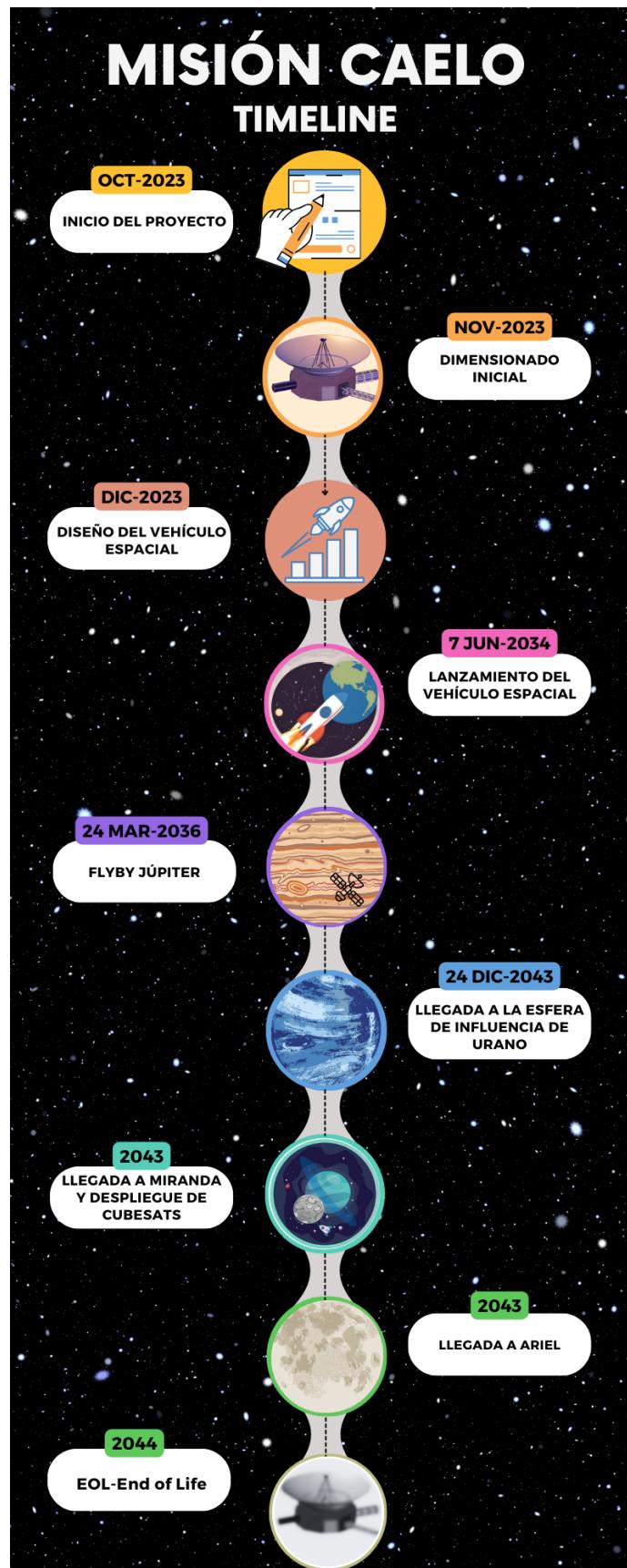


Figura 43: Infografía para el timeline de la misión CAELO.

6. Diseño de subsistemas

El satélite principal de la misión Caelo cuenta con 8 subsistemas interrelacionados entre sí. La Figura 44 establece las relaciones más importantes entre ellos. A su vez, se presentan diagramas de bloques con las interfaces para todos los subsistemas: ADCS (Fig. 45), Propulsión (Fig. 46), Térmico (Fig. 47), Estructura (Fig. 48), Potencia (Fig. 49), Payload (Fig. 50), Comms. (Fig. 52), OBDH (Fig. 51).

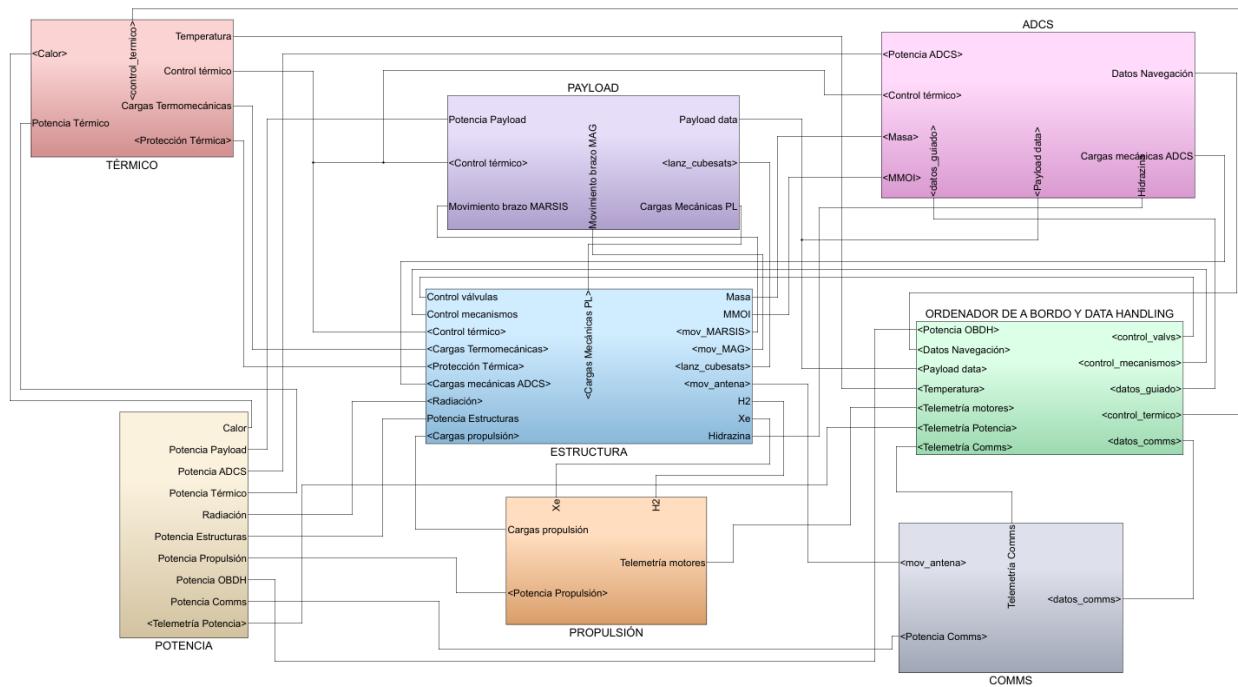


Figura 44: Diagrama de bloques e interfaces para los subsistemas principales del vehículo espacial Caelo.

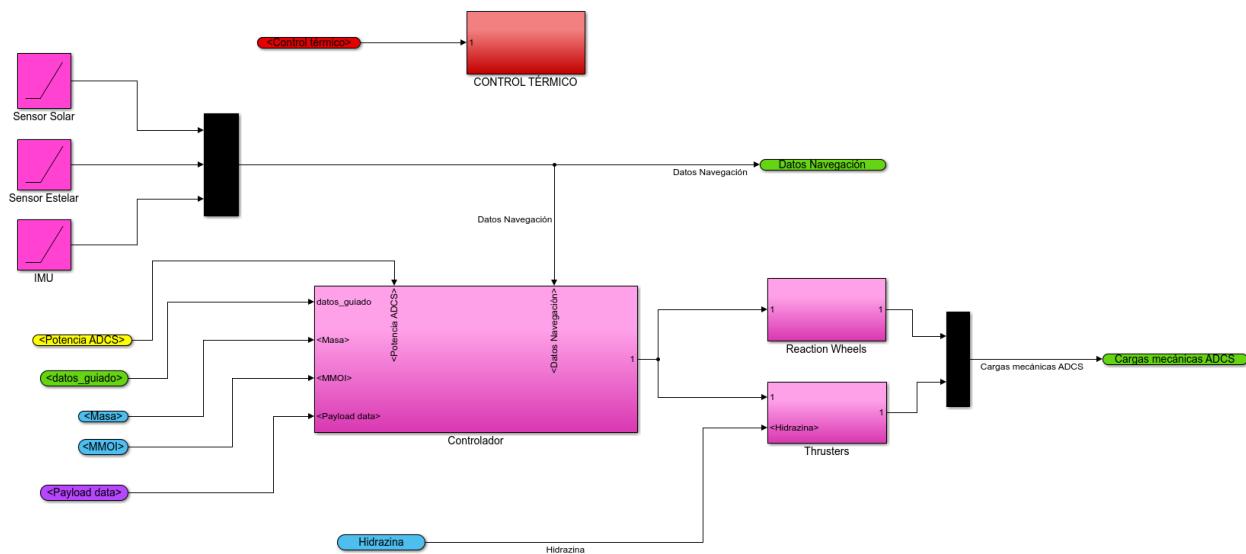


Figura 45: Diagrama de bloques e interfaces para el subsistema de ADCS del vehículo espacial Caelo.

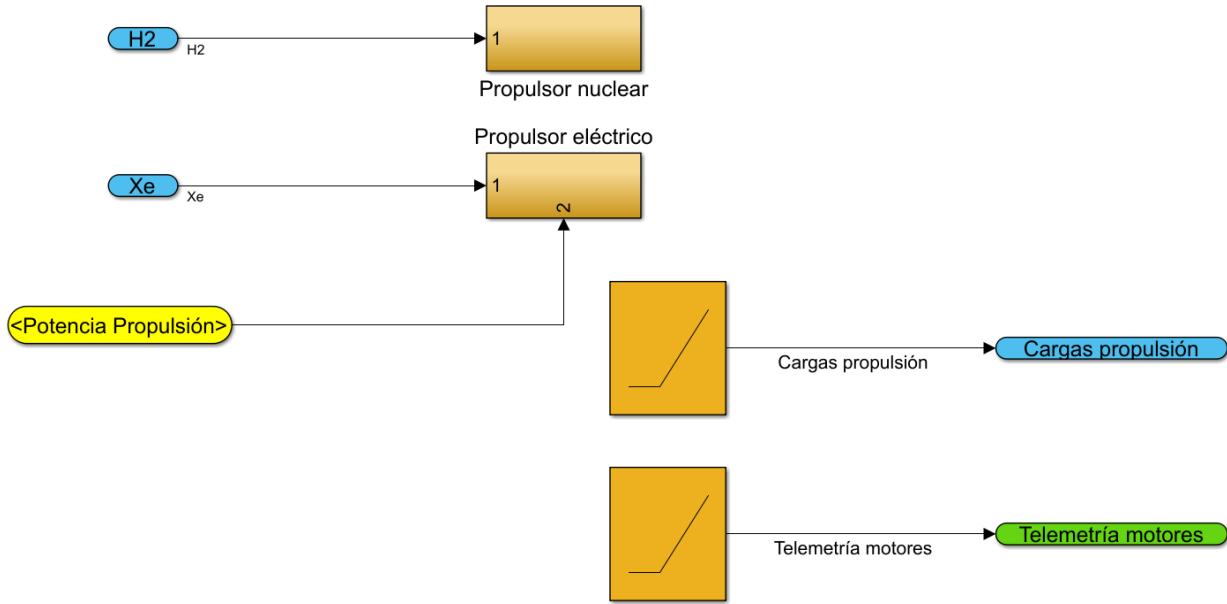


Figura 46: Diagrama de bloques e interfaces para el subsistema de Propulsión del vehículo espacial Caelo.

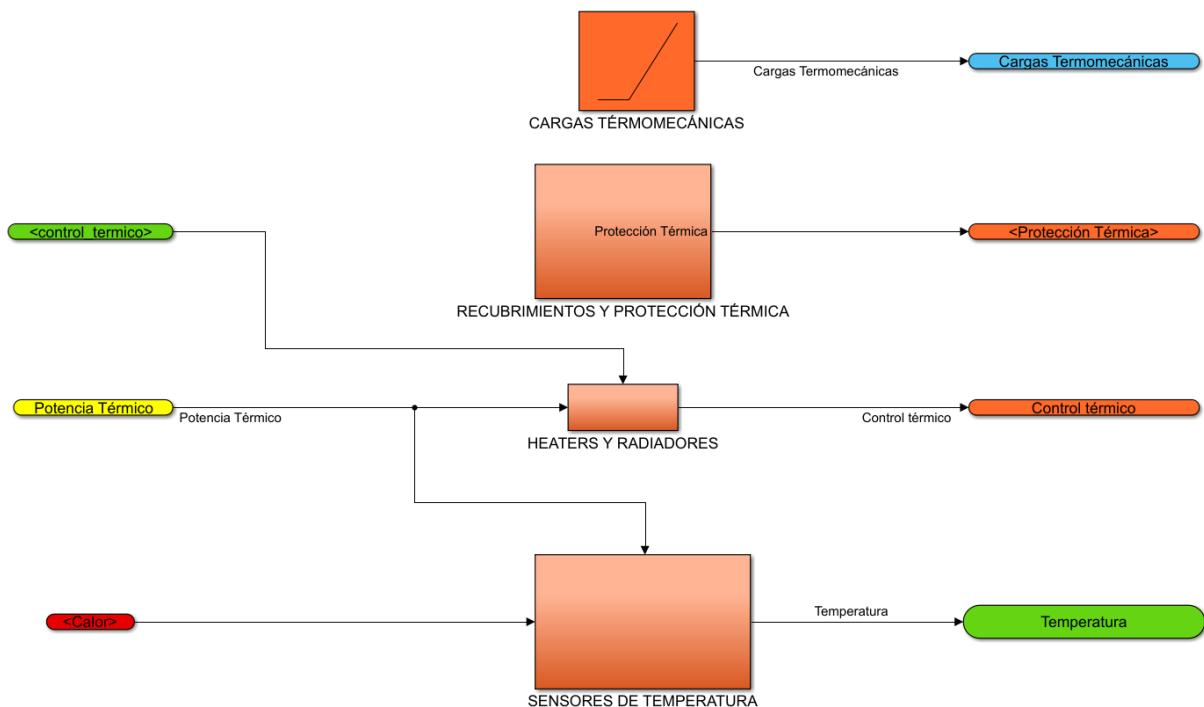


Figura 47: Diagrama de bloques e interfaces para el subsistema Térmico vehículo espacial Caelo.

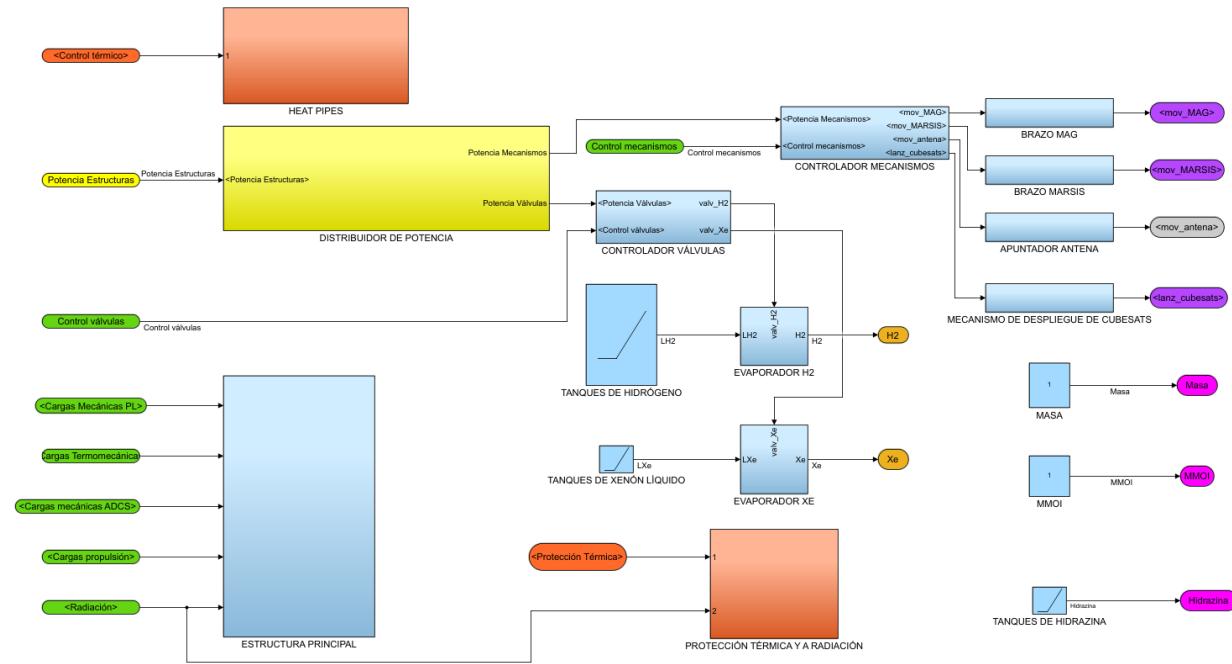


Figura 48: Diagrama de bloques e interfaces para el subsistema de Estructura vehículo espacial Caelo.

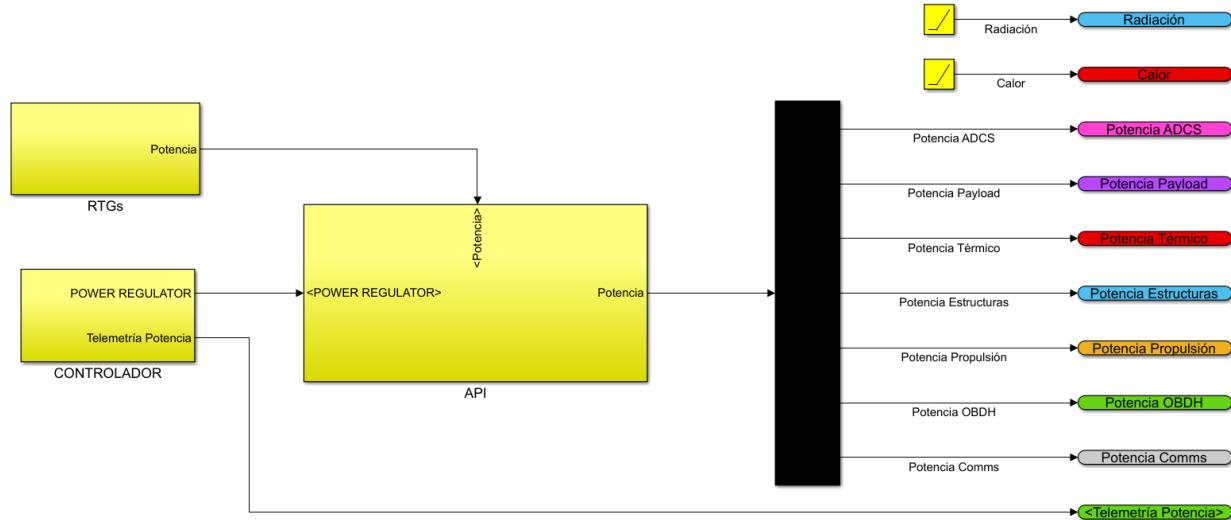


Figura 49: Diagrama de bloques e interfaces para el subsistema de Potencia vehículo espacial Caelo.

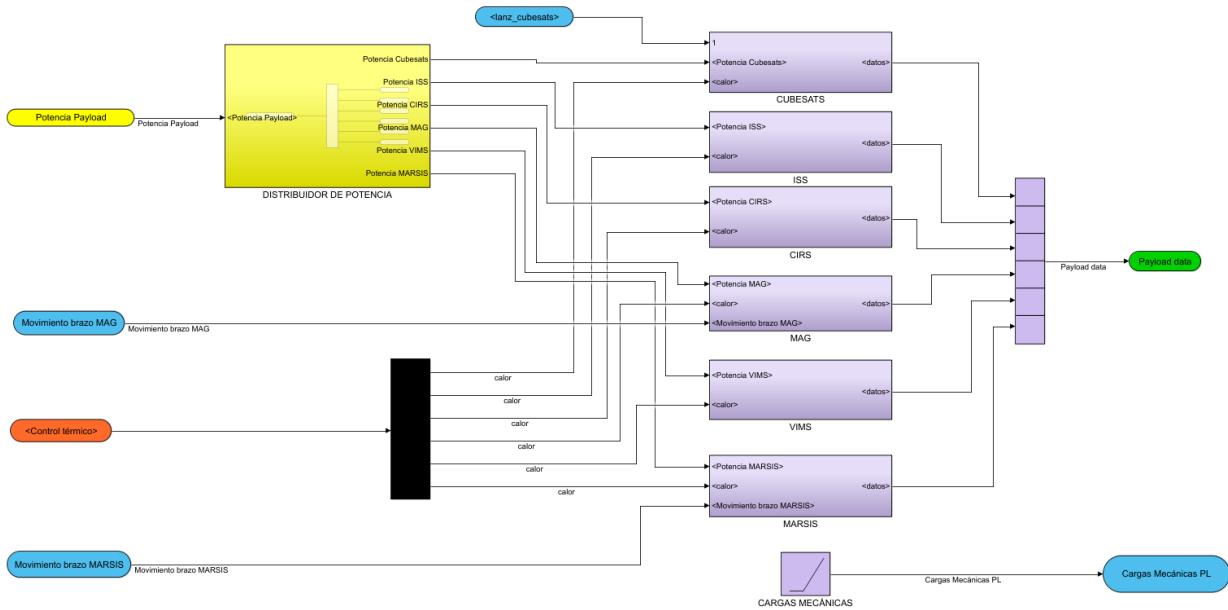


Figura 50: Diagrama de bloques e interfaces para la Carga de Pago vehículo espacial Caelo.

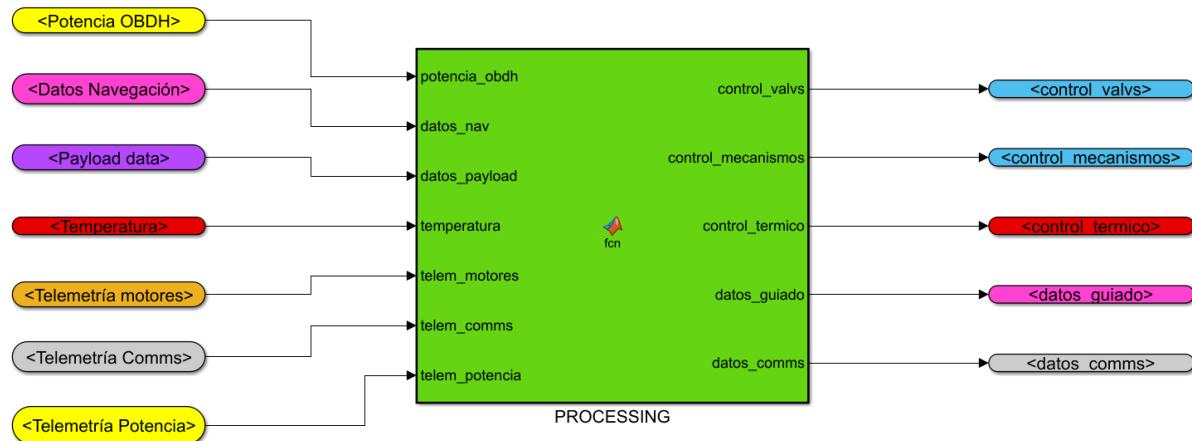


Figura 51: Diagrama de bloques e interfaces para el subsistema de OBDH vehículo espacial Caelo.

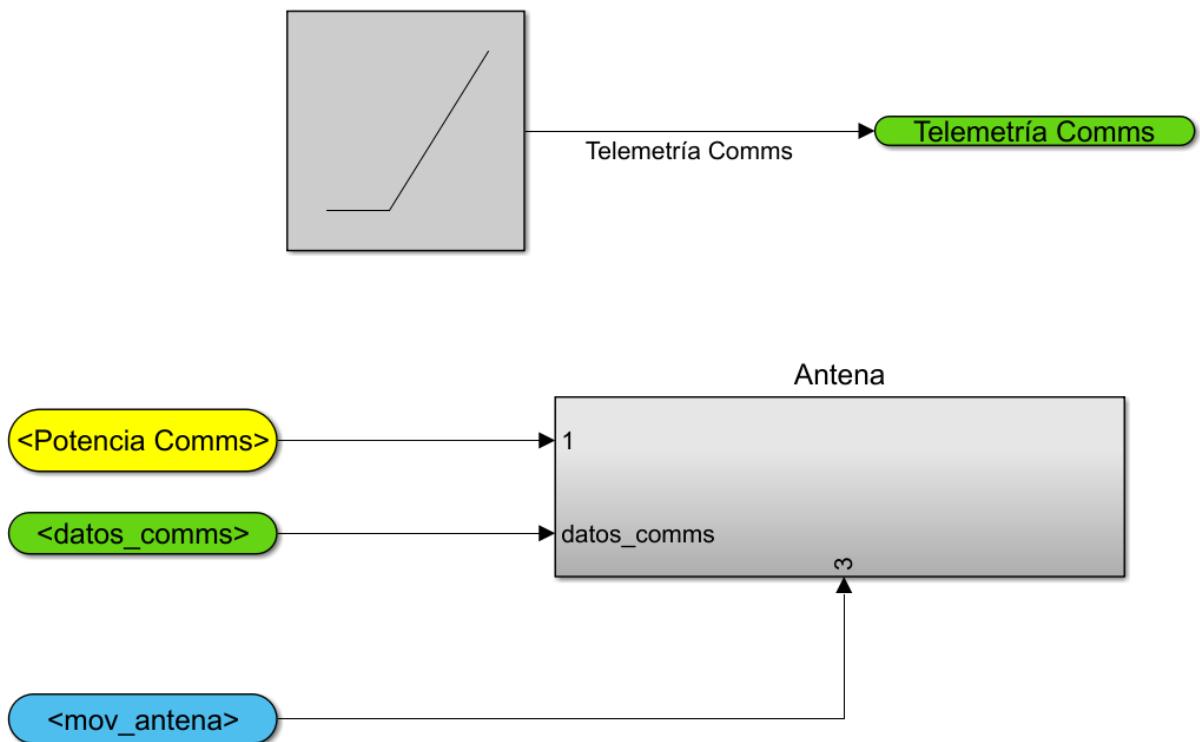


Figura 52: Diagrama de bloques e interfaces para el subsistema de Comunicaciones vehículo espacial Caelo.

6.1. ADCS

6.1.1. Introducción

El subsistema de Determinación y Control de Actitud (ADCS), es un subsistema vital de los satélites, ya que es el responsable de controlar y mantener la actitud y orientación del satélite. La actitud hace referencia a la orientación tridimensional del vehículo respecto a un sistema de referencia determinado. El ordenador de abordo (OBE), es una de las partes principales de este subsistema, ya que es el que ejecuta los algoritmos de determinación y control. Además, también cuenta con sensores, actuadores, aviónica y el equipamiento en tierra. [50]. En la siguiente imagen se muestran las relaciones funcionales que tiene con los demás subsistemas :

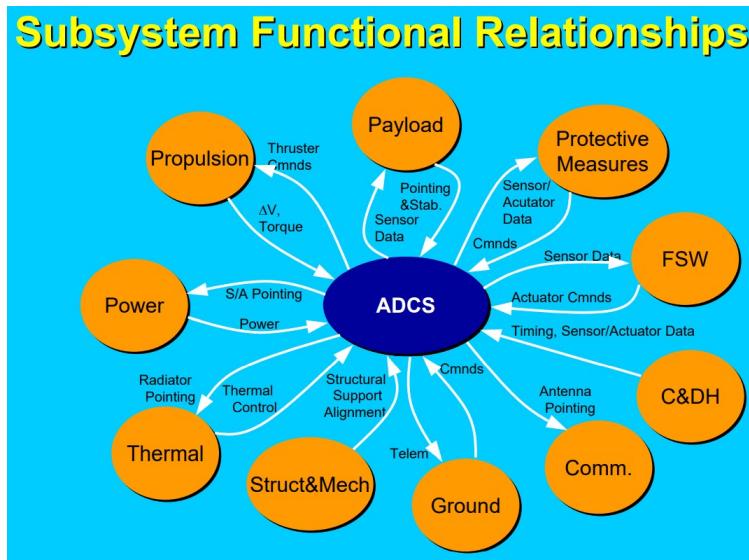


Figura 53: Efectos de perturbaciones externas

Para conseguir el apuntamiento requerido por nuestro vehículo en las direcciones definidas necesitaremos una estabilización de los 3 ejes. Para el sistema ADCS se necesitará un sensor de horizonte para la referencia vertical y local terrestre, un sensor de referencia solar/estelar, ruedas de reacción precisas, un sistema de control a reacción, torques magnéticos y una medida inercial para maniobras y determinación de actitud.

Para el diseño del ADCS, se seguirá el proceso iterativo mostrado en la siguiente tabla [51]:

Paso	Entradas	Salidas
Definición de los modos de control y los requisitos	Requisitos de misión, perfil de misión	Modos de control durante las diferentes fases de la misión, requisitos y limitaciones
Cuantificar las perturbaciones del entorno	Geometría del vehículo, órbita, modelos solares y magnéticos y el perfil de la misión	Valores de los torques externos e internos
Seleccionar el tipo de control del satélite con los modos de control de actitud	Necesidades de carga de pago, subsistema térmico y potencia, dirección de apuntamiento según órbita, perturbaciones del entorno y precisión de los requisitos	Método de estabilización y control, gradiente gravitacional y giro en 3 ejes
Seleccionar y dimensionar el Hardware del ADCS	Propiedades de masa y geometría del vehículo, precisión requerida, órbita, tiempo de vida, entorno, dirección de apuntamiento, velocidades de giro, detección de fallo y redundancia	Sensores, actuadores y aviónica de gestión de datos
Definición de los algoritmos de determinación y control	Consideraciones de rendimiento con limitaciones de sistema (necesidades de potencia y control térmico, capacidad del procesador)	Algoritmos y parámetros para cada modo de determinación y control, cambios lógicos entre ellos
Iterar y documentar	Todo lo anterior	Requisitos refinados del subsistema, diseño detallado del ADCS y especificaciones de los componentes

Tabla 54: Proceso de diseño del ADCS

6.1.2. Requisitos y funciones del sistema

Las funciones que tiene este subsistema se muestran en la siguiente tabla :

Funciones ADCS
Conseguir el apuntamiento requerido por la carga de pago en términos de dirección, estabilidad y precisión
Proporcionar el apuntamiento requerido en todas las fases de la misión para el house-keeping
Cumplir con los requisitos y rendimientos de maniobras
Gestionar el momento angular del satélite
Realizar maniobras de corrección para ajustar la orientación y la actitud del vehículo cuando sea necesario (incluyendo perturbaciones)

Tabla 55: Funciones del subsistema de ADCS

En cuanto a la definición de requisitos se tienen 2 niveles diferentes, primero los requisitos más generales y después los de menor nivel que son de mayor precisión. En primera instancia, se consideraron tan solo 3 requisitos (SS-ADCS-010, SS-ADCS-020 y SS-ADCS-030), pero al hilar más fino, se ha visto que estos no son suficientes. Los requisitos de este subsistema son finalmente los siguientes:

SS-ADCS-010 . El vehículo espacial debe ser capaz de gobernar su actitud y controlar su órbita.

- **SS-ADCS-011.** El subsistema debe ser capaz de mantener y controlar la actitud deseada lo que implica la capacidad de aplicar torques y fuerzas para corregir cualquier desviación de esta.
- **SS-ADCS-012.** El subsistema debe controlar la actitud del vehículo con una precisión de 0.25° (3σ) respecto al sistema de referencia inercial.

SS-ADCS-020. La identificación de los objetivos (Ariel y Miranda) debe ser realizada antes de empezar con las operaciones de aproximación.

SS-ADCS-030. El sistema GNC tiene que modificar su comportamiento en función del modo de operación, para tener en cuenta la fase de operación en la que se encuentra a la hora de establecer las desviaciones máximas de actitud y órbita.

SS-ADCS-040 . El subsistema debe ser capaz de determinar su actitud en todas las fases de la misión.

- **SS-ADCS-041.** El subsistema debe ser capaz de determinar con precisión la actitud del satélite lo que implica medir y registrar los parámetros de Euler-Rodrigues (quaterniones).
- **SS-ADCS-042.** El subsistema debe determinar la orientación del vehículo respecto a una referencia absoluta con una precisión de 0.25° (3σ) (puede ser en tiempo real o postprocesado).
- **SS-ADCS-043.** El ADCS debe determinar el rango del movimiento angular sobre el que debe alcanzarse una precisión de actitud menor a 30° del nadir solar.

SS-ADCS-050. La fiabilidad del subsistema debe asegurarse para todas las fases.

SS-ADCS-060 . La potencia consumida debe ser inferior a 40 W.

SS-ADCS-070 . El ADCS debe ser resistente para soportar las perturbaciones externa e internas.

- **SS-ADCS-071.** Los actuadores escogidos deben ser capaces de contrarrestar estas perturbaciones.

SS-ADCS-080 . El subsistema ADCS debe garantizar el correcto apuntamiento de las antenas para permitir la comunicación con Tierra.

SS-ADCS-090 . El ADCS debe poder conectarse con los subsistemas necesarios del satélite.

- **SS-ADCS-091.** El ADCS debe conectarse con subsistema de carga de pago.
- **SS-ADCS-092.** El ADCS debe conectarse con el subsistema de comunicaciones.
- **SS-ADCS-093.** El ADCS debe conectarse con el subsistema de potencia.
- **SS-ADCS-094.** El ADCS debe conectarse con el subsistema de propulsión.
- **SS-ADCS-095.** El ADCS debe conectarse con el subsistema de OBDH.
- **SS-ADCS-096.** El ADCS debe conectarse con el subsistema de control térmico.

SS-ADCS-100 . Los datos del subsistema se deben almacenar en el OBDH para poder transmitirlos a Tierra.

En la tabla 56 se muestran los requisitos con sus dependencias:

ID	Descripción		Dependencias
SS-ADCS-010	El vehículo espacial debe ser capaz de gobernar su actitud y controlar su órbita.		OM-050, OM-060
→ SS-ADCS-011	El subsistema debe ser capaz de mantener y controlar la actitud deseada lo que implica la capacidad de aplicar torques y fuerzas para corregir cualquier desviación de esta.		SS-AOCS-010
→ SS-ADCS-012	El subsistema debe controlar la actitud del vehículo con una precisión de 0.25° (3σ) respecto al sistema de referencia inercial.		SS-AOCS-010
SS-ADCS-020	La identificación de los objetivos (Ariel y Miranda) debe ser realizada antes de empezar con las operaciones de aproximación.		OS-040
SS-ADCS-030	El sistema GNC tiene que modificar su comportamiento en función del modo de operación, para tener en cuenta la fase de operación en la que se encuentra a la hora de establecer las desviaciones máximas de actitud y órbita.		OD-060, OD-090
SS-ADCS-040	El subsistema debe ser capaz de determinar su actitud en todas las fases de la misión.		OD-070, OD-090
→ SS-ADCS-041	El subsistema debe ser capaz de determinar con precisión la actitud del satélite lo que implica medir y registrar los ángulos de este, los parámetros de Euler-Rodrigues (quaterniones).		SS-AOCS-040
→ SS-ADCS-042	El subsistema debe determinar la orientación del vehículo respecto a una referencia absoluta con una precisión de 0.25° (3σ) (puede ser en tiempo real o postprocesado)		SS-AOCS-040
→ SS-ADCS-043	El ADCS debe determinar el rango del movimiento angular sobre el que debe alcanzarse una precisión de actitud menor a 30 grados del nadir solar.		SS-AOCS-040
SS-ADCS-050	La fiabilidad del subsistema debe asegurarse para todas las fases.		OM-050
SS-ADCS-060	La potencia consumida debe ser inferior a 40 W.		OD-130
SS-ADCS-070	El ADCS debe ser resistente para soportar las perturbaciones externa e internas.		OD-010
→ SS-ADCS-071	Los actuadores escogidos deben ser capaces de contrarrestar estas perturbaciones.		SS-AOCS-070
SS-ADCS-080	El subsistema ADCS debe garantizar el correcto apuntamiento de las antenas para permitir la comunicación con Tierra.		OD-040, OD-070, OD-120, OS-110
SS-ADCS-090	El ADCS debe poder conectarse con los subsistemas necesarios del satélite.		OD-070, OD-060, OD-090
→ SS-ADCS-091	El ADCS debe conectarse con subsistema de carga de pago.		SS-AOCS-090
→ SS-ADCS-092	El ADCS debe conectarse con el subsistema de comunicaciones.		SS-AOCS-090
→ SS-ADCS-093	El ADCS debe conectarse con el subsistema de potencia.		SS-AOCS-090
→ SS-ADCS-094	El ADCS debe conectarse con el subsistema de propulsión.		SS-AOCS-090
→ SS-ADCS-095	El ADCS debe conectarse con el subsistema de OBDH.		SS-AOCS-090
→ SS-ADCS-096	El ADCS debe conectarse con el subsistema de control térmico.		SS-AOCS-090

Tabla 56: Requisitos del subsistema de ADCS

6.1.3. Modos de operación

Los modos ADCS corresponden a las diferentes responsabilidades a largo plazo de ADCS. Cuando el sistema de tratamiento de datos del satélite se pone en marcha, el subsistema se enciende en modo de reposo. Este modo está diseñado para reducir el consumo de energía , y aún de este modo, es capaz de proporcionar datos del sensor a otros subsistemas. Los modos de operación se muestran en el siguiente listado, donde se especifican 6 modos y se desarrollan según especificaciones [51] [52]:

1. **Adquisition mode.** Este modo es el que determina inicialmente la actitud y estabiliza el vehículo para permitir la comunicación con Tierra.
 - Init mode. Este modo es en el que el subsistema de potencia (el primer subsistema que inicia sus operaciones al ser el responsable de gestionar las necesidades de todos los demás subsistemas) arranca y así se forma este modo de operación.
 - EPS-OBC boot up sequence. El subsistema de potencia hace el encendido del ordenador de abordo.
 - Detumbling mode. El principal objetivo de este modo es estabilizar el satélite, dejando de dar tumbos. Al darse la separación del vehículo lanzador, el satélite tiene elevada velocidad angular (está dando tumbos), por lo que el objetivo principal es disminuir su velocidad angular. Interesa que el satélite esté estable para poder realizar de la manera más precisa posible las operaciones que requieran de apuntamiento y seguimiento.
 - Downlink. El objetivo principal de este modo de operación es mandar los datos a la estación en tierra.
2. **Orbit Insertion.** Es el periodo durante y después del impulso mientras el vehículo es llevada a su órbita final.
 - Basic mode. Este modo hace referencia a cuando EPS y OBC están en funcionamiento realizando sus funcionalidades básicas.
 - Idle mode. Modo en el que el TTC inicia sus funciones básicas, en el que todos subsistemas del satélite funcionan a un nivel básico.
3. **On-Station.** Modo utilizado en la gran mayoría de la misión. Los requisitos de este modo tienen que dirigir el diseño.
 - Image compression. En este modo el objetivo es realizar la compresión de las imágenes recolectadas hasta el momento. La necesidad de este modo viene de que las imágenes recogidas por la carga de pago tienen que ser comprimidas antes de transmitirlas.
 - Sun-tracking. Modo en el que el satélite rastrea el sol.
 - Payload execution. Modo en el que la carga de pago está operando, tomando datos.
4. **Slew.** Reorientación del vehículo cuando se requiera.
 - Pointing. Este modo hace que el satélite apunte en la dirección requerida por la fase de la misión en la que se encuentre.
5. **Contingency or safe.** Usado en emergencias si el modo regular falla. Suele requerir menos potencia y menos componentes para satisfacer unas necesidades térmicas mínimas
6. **Special.** Los requisitos son especiales con objetivos y períodos, como puede ser el paso por la sombra de un cuerpo celeste.

Cabe aclarar que la ejecución de la carga de pago y el modo de enlace, no se pueden combinar. Uno de los motivos es que ambos modos requieren de mucha potencia, además de que la toma de datos se realizará en una parte determinada de la órbita, y el envío de datos a tierra en otra, y no son partes cercanas.

Por otra parte, el diseño del proceso de conmutación de los modos es esencial. La conmutación se realiza comprobando cada cierto tiempo ciertos parámetros.

6.1.4. Perturbaciones para cada fase de operación

Las perturbaciones se refieren a un cambio o alteración de las ecuaciones del movimiento del vehículo cambiando la solución inicial que es considerada la solución óptima. Las perturbaciones que ocurren en cada fase de vuelo de un satélite que viaja al espacio exterior pueden ser tanto internas como externas.

Perturbaciones externas

Las perturbaciones externas están causadas por factores o influencias externas que pueden afectar al vuelo de nuestro satélite.

A continuación definiremos una lista con las perturbaciones externas que van a afectar a nuestro vehículo:

Perturbación	Efecto
Radiación solar	Esta radiación puede afectar los sistemas electrónicos y los materiales de la nave espacial, lo que puede requerir medidas de protección adicionales para garantizar el funcionamiento adecuado y la seguridad de la nave.
Tormentas solares	Estas tormentas liberan partículas cargadas y radiación intensa que pueden causar perturbaciones en los sistemas de comunicación y navegación de la nave espacial.
Cambios en la ionosfera	Pueden afectar la propagación de las señales de comunicación y navegación utilizadas.
Radiación cósmica	Esta radiación está compuesta por partículas de alta energía, como protones y núcleos atómicos, que viajan a través del espacio a velocidades cercanas a la velocidad de la luz y puede causar daños en los sistemas electrónicos y los materiales de la nave.
Atracción por otros cuerpos celestes	La atracción gravitacional de otros cuerpos celestes puede alterar la trayectoria de un vehículo en el espacio. Dependiendo de la masa y la proximidad de los cuerpos celestes, la gravedad puede influir en la dirección y la velocidad del vehículo.
Ondas gravitacionales	La atracción gravitacional de otros cuerpos celestes puede afectar a la órbita de un vehículo alrededor de un planeta o una luna modificando la altitud, la inclinación o la forma de la órbita para mantener la estabilidad en ella.
Presión de la radiación solar	La presión de la radiación solar puede generar pequeñas fuerzas que afectan la orientación del vehículo
Fuerzas de atracción magnética producidas por los campos magnéticos	Los sistemas de navegación y control del vehículo pueden verse afectados por los campos magnéticos de diferentes planetas, como Júpiter o Urano.

Tabla 57: Lista de perturbaciones externas

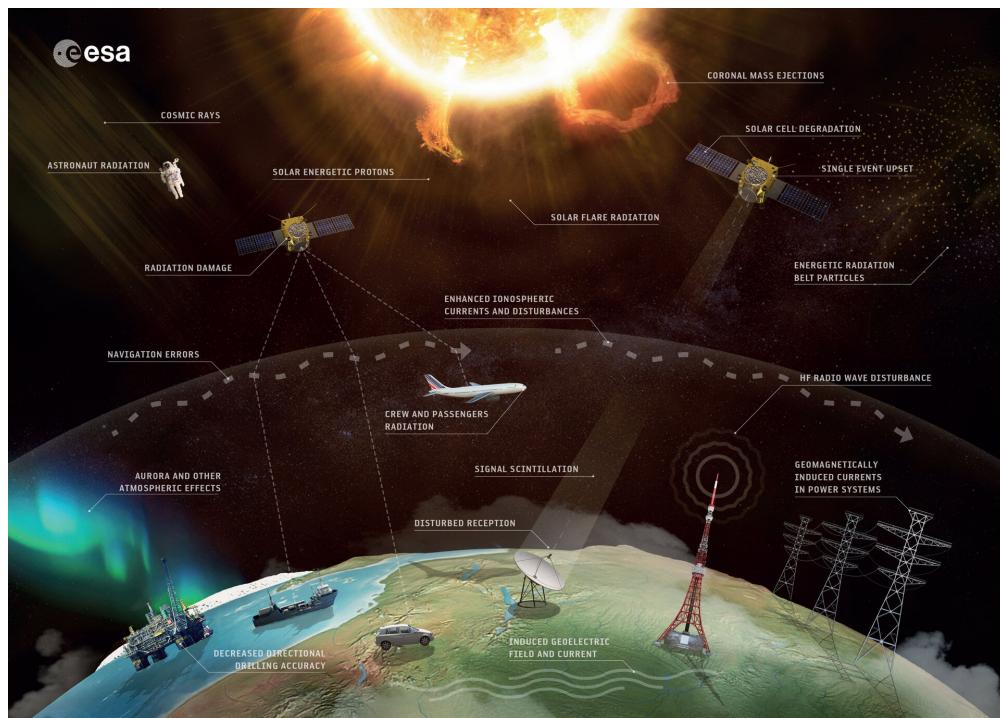


Figura 54: Efectos de perturbaciones externas

Perturbaciones internas

Las perturbaciones internas de un vehículo espacial son las variaciones y vibraciones no deseadas que ocurren dentro del vehículo que afectan a su funcionamiento, estabilidad y desempeño.

A continuación definiremos una lista con las perturbaciones externas que van a afectar a nuestro vehículo:

Perturbación	Efecto
Respuesta dinámica de los componentes del vehículo	Causadas por las irregularidades presentes en el entorno espacial pueden afectar a los instrumentos internos de nuestro satélite y afectar a su estabilidad y control
Vibraciones internas	Pueden afectar la precisión de los instrumentos y equipos a bordo
Variación interna de la presión y el flujo de combustible	Pueden afectar a la eficiencia de la combustión y el empuje generado por los motores

Tabla 58: Lista de perturbaciones internas

Según las etapas de nuestro satélite tendremos:

- Durante el lanzamiento desde la Tierra, el satélite está sujeto a varias fuerzas y perturbaciones. Algunas de estas perturbaciones incluyen la resistencia del aire, la presión atmosférica y la gravedad terrestre.
- Durante la fase de trayectoria, el satélite puede verse afectado por la gravedad de otros cuerpos celestes.
- Durante la fase de entrada a Urano y sus lunas, las perturbaciones gravitatorias de estos cuerpos pueden afectar su trayectoria. Además, tuvimos en cuenta el estudio de si afectaría la resistencia aerodinámica al integrarnos en las lunas, pero debido a la distancia en la que nos encontramos de Urano no nos afectaría.

- Durante la fase de órbita, las perturbaciones pueden estar relacionadas con la radiación cósmica y las condiciones atmosféricas en el espacio exterior.

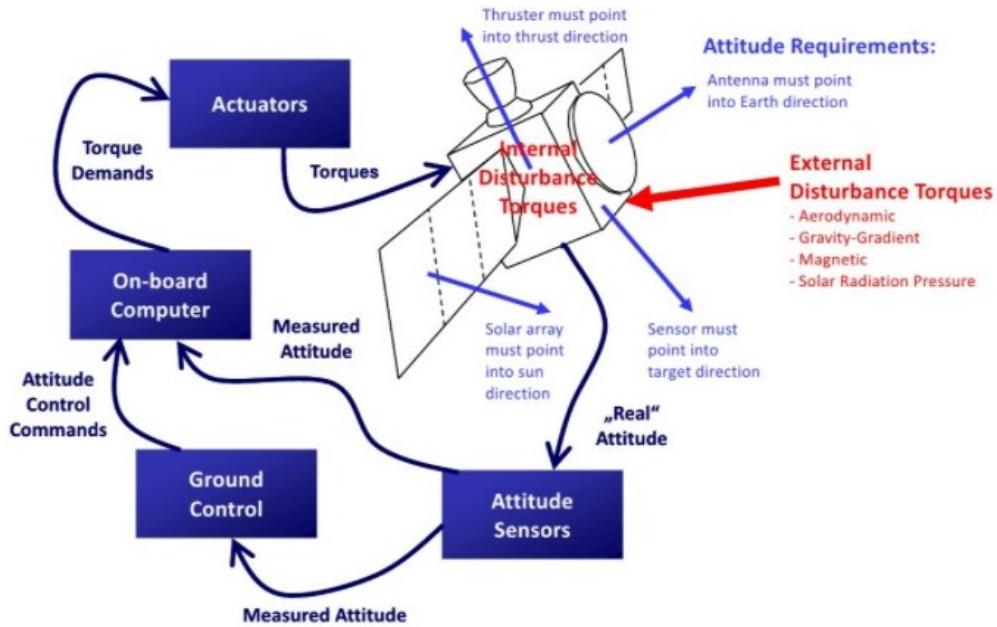


Figura 55: Diagrama de proceso de ADCS

A continuación se van a desarrollar de forma matemática algunas de las perturbaciones más importantes que afectan a nuestro vehículo. [53]

- Presión de radiación solar:

$$\gamma_P = -(F/m_v) * e_0 \quad (26)$$

donde γ_P será la fuerza de mi perturbación, la F será la fuerza de una placa plana (como un espejo, o un panel solar), m_v será la masa de nuestro vehículo y e_0 apunta en la dirección del sol desde nuestro vehículo.

- Perturbación por un tercer cuerpo:

$$\gamma_P = (\mu_c * (\bar{r}_c - \bar{r}) / |\bar{r}_c - \bar{r}|^3) - (\mu_c - \bar{r}_c / \bar{r}_c^3) \quad (27)$$

Siguiendo el siguiente esquema:

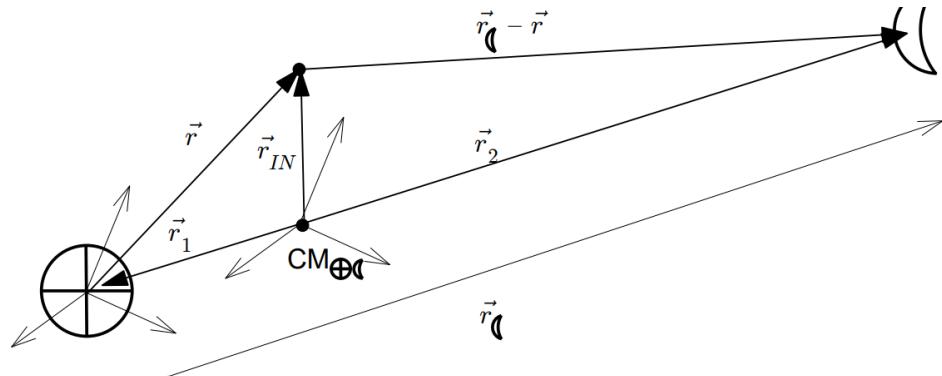


Figura 56: Sistema de referencia del tercer cuerpo

En este esquema estaría representado cómo afectaría la Luna a un vehículo espacial que orbita en torno a la Tierra. Relacionándolo con nuestro caso en concreto, la Tierra sería la representación de las lunas respectivas donde orbitaremos y la Luna sería la influencia de Urano sobre estas.

6.1.5. Definición preliminar de sensores de actitud y controladores

Para poder determinar y controlar la actitud del vehículo, hacen falta sensores y actuadores de actitud. En los requisitos, se ha definido la precisión requerida como 0.25° (3σ). Esto implica lo siguiente. Lo primero es que se debe utilizar la técnica de control de actitud en tres ejes. Esta técnica viene dada por la combinación de ruedas de inercia, gyros, thrusters, y torques magnéticos. Lo segundo es que se combinarán Reaction Wheel con thrusters para descarga de impulso y control grueso. Y por último, se considerarán los nagnetic torques (además del magnetómetro). En las siguientes secciones se desarrollarán en mayor profundidad estos sensores y actuadores. [51]

Sensores de actitud

Para tener el conocimiento de como es la actitud del vehículo respecto a un sistema inercial, se utilizan objetos externos; Tierra, Sol o estrellas, para tener información directa. Además, también se suelen utilizar giroscopios para obtener información indirecta (sin sistema inercial).

En el caso de CAELO, los sensores que utilizan sistemas iniciales, utilizarán el Sol y las estrellas. Utilizar la Tierra como referencia no sería muy útil en esta misión. [54]

■ **Sun sensor.** Un sistema de referencia solar para el control de actitud de un vehículo espacial es un marco de coordenadas celestiales basado en la observación de la posición aparente del Sol. En este sistema el Sol nos sirve como un punto de referencia estable en el espacio. Los sensores no nuestro vehículo, como sensores solares o cámaras solares, van a detectar la posición del Sol y la información recopilada se va a utilizar para calcular nuestra orientación en términos de ángulos de Euler o de otras condiciones angulares. Este sensor compara las posiciones observadas del Sol con su posición conocida de un modelo celestial y a medida que nuestra nave espacial se mueve o gira los cambios en la posición aparente del Sol se utilizan para determinar nuestra actitud del vehículo. Se utilizan teniendo en cuenta el vector solar, esto es, el ángulo con el que los rayos del Sol alcanzan el vehículo. Una de las ventajas más significativas de este sensor es que al ser el Sol muy brillante, es fácil de distinguirlo, lo que se traduce en menor potencia y masa requerida pero son inapropiados en caso de eclipse. Hemos seleccionado este sensor para nuestra misión debido a las siguientes ventajas que nos proporciona:

1. El sol es prácticamente visible en todas las regiones del espacio lo que facilita su uso como referencia.
2. A diferencia de los sistemas de referencia basados en estrellas, el sistema de referencia al sol no requiere de un catálogo estelar.
3. Permite que la nave espacial realice operaciones de navegación autónoma utilizando la posición del Sol como guía.
4. Reduce la dependencia de sensores terrestres debido a que por su distancia y por su limitada visibilidad no nos serían de gran utilidad.
5. Reducción de dependencia de sensores externos y es más directo y menos susceptible a interferencias.
6. En misiones de larga duración mantener una orientación precisa a lo largo del tiempo es crucial sin depender de correcciones desde la Tierra.

Dentro de los sensores solares, existen dos tipos: los sensores de presencia solar y los sensores solares.

Sensores solares.

Los sensores solares son dispositivos que utilizan la presencia del sol para obtener información binaria, indicando cuando el sol está en contacto con el campo visual del sensor. Dentro de los sensores solares tenemos los siguientes tipos [55]:

1. Sensores Solares Analógicos: Los sensores solares analógicos emiten una señal continua que varía en proporción a la intensidad de la luz solar que reciben.
2. Sensores Solares Digitales: Los sensores solares digitales convierten la intensidad de la luz solar en una señal digital utilizable. Estos sensores detectan cambios en el entorno, como la temperatura, la presión o las ondas sonoras, y convierten esta información en un formato digital.

Sensores de presencia solar. Los sensores de presencia solar son aquellos que detectan la presencia del sol y se utilizan en sistemas de control de posición angular de satélites artificiales para determinar su posición con respecto al sol.

1. Sensor de barra de sombra: Este tipo de sensor utiliza una barra de sombra para detectar la presencia del sol. Cuando el sol está bloqueado por la barra de sombra, el sensor indica la presencia del sol.
2. Sensor fine sun: Este sensor utiliza tecnología avanzada para detectar la presencia del sol. Proporciona una respuesta escalonada que indica cuando el sol está dentro del campo de visión del sensor.
3. Sensor de doble ranura: Este tipo de sensor se utiliza en naves espaciales giratorias. Cuando el sol se encuentra en el plano formado por las rendijas de entrada y la retícula y forma un ángulo con la normal a la cara del sensor, la fotocélula indica la presencia del sol. Cuando dos de estos sensores se colocan en una configuración en V, el tiempo entre los pulsos solares es una medida del ángulo solar.



Figura 57: Sensor solar.

- **Star tracker.** Los sensores de estrellas son cámaras digitales con sensores de tipo CCD, con un ordenador donde se almacena un mapa con las estrellas más brillantes. Estos sensores son dispositivos utilizados en el control de actitud de vehículos y naves espaciales para determinar la orientación en el espacio utilizando imágenes de estrellas. Estos sensores capturan imágenes del cielo estrellado y utilizan algoritmos para identificar y rastrear las estrellas en las imágenes. [56] En este sistema las estrellas sirven como puntos de referencia fijos y estables lo que nos permite establecer un marco de referencia tridimensional. Los diferentes sensores de nuestro vehículo detectan la posición de determinadas estrellas en relación con el vehículo y, a partir de estas observaciones, se puede calcular la orientación de nuestro vehículo en función de los ángulos de Euler o de otras coordenadas angulares. Es decir, se van a comparar las posiciones observadas de las estrellas con sus posiciones respectivas integradas en un catálogo estelar y a medida que nuestro vehículo se mueve o gira los cambios en las posiciones de las estrellas se utilizarán para determinar la actitud actual de nuestro cohete. Este sistema es particularmente útil en determinados entornos espaciales como por ejemplo donde no hay puntos de referencia terrestres y de donde se requiere una gran precisión en términos del control de actitud del vehículo, aunque también presentan desventajas como el mayor requerimiento de potencia o el mayor peso. Además, este sensor es muy resistente a la radiación, es muy compacto y ligero, y está integrado en un solo módulo. [57]

Hemos seleccionado este sensor para nuestra misión debido a las siguientes ventajas que nos proporciona:

1. Tiene una orientación muy precisa debido al sistema de coordenadas tridimensional estable y global que permite conocer nuestra posición con gran precisión.
2. Permite que nuestro vehículo realice operaciones de navegación autónoma sin depender de señales externas.
3. Reduce la dependencia de sensores terrestres debido a que por su distancia y por su limitada visibilidad no nos serían de gran utilidad.
4. Es un sensor empleado en misiones de larga duración donde los cohetes suelen estar lejos de la tierra debido a su gran capacidad para mantener una orientación correcta sin depender de correcciones desde la Tierra.

- **Magnetómetros.** Los magnetómetros son dispositivos que miden la intensidad y la dirección del campo magnético en su entorno. En el contexto del control de actitud de una nave espacial, los magnetómetros se utilizan para proporcionar información sobre la orientación de la nave en relación con el campo magnético terrestre o cualquier otro campo magnético presente en el espacio. Puede detectar cambios en el campo magnético y se utiliza en diversas aplicaciones, desde la navegación hasta la investigación geofísica. Los magnetómetros detectan la fuerza y la dirección del campo magnético mediante el uso de sensores magnéticos. Pueden ser basados en tecnologías como efecto Hall, magnetorresistencia, o magnetómetros superconductores.

El estudio del magnetómetro se hará en el subsistema de payload, como muestra la tabla 103.



Figura 58: Magnetómetro NSS.

- **Inertial Measurement Unit (IMU).** Una IMU es un dispositivo electrónico que mide e informa de la aceleración, la orientación, la velocidad angular y otras fuerzas gravitatorias. Utiliza una combinación de acelerómetros y giróscopos para recopilar datos. Se compone de 3 acelerómetros, 3 giroscopios y, en algunos casos, 3 magnetómetros. Esta composición se debe a que cada uno se emplea en cada eje del vehículo: alabeo, cabeceo y guiñada.

Un giroscopio es un dispositivo que mide o mantiene la orientación y la rotación angular de un objeto. Consiste en un rotor que gira a alta velocidad y que mantiene su eje de rotación constante, incluso cuando el objeto al que está unido se mueve o gira. El giroscopio utiliza el principio de conservación del momento angular para detectar y medir los cambios en la orientación y la rotación. El desarrollo del mecanismo implica diseñar y construir un dispositivo que pueda mantener su eje de rotación constante y resistir las influencias externas, como las vibraciones y las variaciones de temperatura. Los giroscopios proporcionan información sobre la orientación y la rotación del vehículo, lo que permite ajustar los motores y los sistemas de control para mantener la actitud deseada. [58]

Algunos de los tipos comunes de giroscopios utilizados en vehículos espaciales incluyen:

1. Giroscopios mecánicos: Estos giroscopios utilizan un rotor mecánico que gira a alta velocidad para mantener su eje de rotación constante. Son robustos y confiables, pero pueden ser más grandes y pesados en comparación con otros tipos de giroscopios.
2. Giroscopios vibratorios de efecto Coriolis: Estos giroscopios utilizan un sensor que detecta las fuerzas de

Coriolis generadas por la rotación del rotor. Estos giroscopios son más pequeños y livianos en comparación con los giroscopios mecánicos, lo que los hace adecuados para aplicaciones espaciales donde el peso y el tamaño son críticos.

3. Giroscopios ópticos: Estos giroscopios utilizan tecnología óptica para medir la rotación angular. Utilizan interferometría óptica para detectar cambios en la fase de la luz que pasa a través de un sistema de fibra óptica. Los giroscopios ópticos son altamente precisos y se utilizan en aplicaciones espaciales que requieren una alta precisión de navegación.
 4. Giroscopios de velocidad. Miden la velocidad angular de rotación. Proporciona información sobre la velocidad de rotación en un eje determinado, pero no proporciona información sobre la orientación absoluta del objeto. Estos giroscopios son útiles para mantener la estabilidad y la dirección durante el vuelo de los cohetes, ya que permiten ajustar los motores y las toberas para mantener el cohete en la trayectoria deseada. Los giroscopios de velocidad miden la velocidad angular de rotación y son utilizados para mantener la estabilidad y la dirección durante el vuelo de los cohetes. Proporcionan información sobre la velocidad de rotación en un eje determinado, pero no proporcionan información sobre la orientación absoluta del objeto.
 5. Giroscopios integradores: Mide la velocidad angular y realiza una integración continua de la velocidad angular para obtener la orientación absoluta del objeto. Estos giroscopios son capaces de proporcionar información sobre la orientación precisa del cohete en el espacio. Son utilizados para controlar la actitud y la estabilización durante el lanzamiento y la separación de etapas de los cohetes. Por otro lado, los giroscopios integradores también miden la velocidad angular, pero realizan una integración continua de la velocidad angular para obtener la orientación absoluta del objeto. Estos giroscopios son capaces de proporcionar información precisa sobre la orientación del cohete en el espacio.
 6. Giroscopios de momento de control: También conocidos como giroscopios de momento angular, son dispositivos que utilizan el principio del momento angular para controlar y mantener la orientación de un vehículo espacial o aéreo. Se emplea un giroscopio para generar un momento angular y, por lo tanto, un momento de control. Este momento de control se utiliza para contrarrestar cualquier fuerza o momento externo que pueda afectar la orientación del vehículo.
- **Sensor de horizonte:** Los sensores de horizonte son dispositivos diseñados para medir la posición de un objeto en relación con el horizonte para controlar la orientación de nuestra nave respecto a este. Este dispositivo nos puede ser de gran ayuda a la hora de la llegada Urano y a sus lunas para que, a partir de ellos, nuestro satélite es capaz de posicionarse respecto a su horizonte respectivo y lo usa de referencia para su trayecto hasta ellos.
 - **Transpondedor de espacio profundo.** En el espacio profundo, la navegación se realiza mediante transpondedores de radio junto con la Red del Espacio Profundo (DSN). El único transpondedor de espacio profundo con herencia de vuelo adecuado para naves espaciales pequeñas era el transpondedor de espacio profundo pequeño (SDST) diseñado por JPL y fabricado por General Dynamics.



Figura 59: Transpondedor de espacio profundo SDST.

Controladores de actitud

El objetivo de los controladores de actitud es cambiar/controlar el momento angular del vehículo. Esto se consigue de dos maneras: produciendo un torque externo o intercambiando momento con el vehículo.

Los dispositivos que intercambian momento, esto es, en los que el momento angular se mantiene constante en el vehículo, son los siguientes:

- **Reaction and Momentum Wheels (RW, MW).** Las ruedas de reacción/momento son volantes (un volante de inercia es un dispositivo que contiene energía rotacional, almacenada mediante la conservación del momento angular) que se utilizan para proporcionar autoridad de control de actitud y estabilidad en las naves espaciales. La diferencia entre una rueda de momento y una de reacción es que la primera, tiene un momento fijo, mientras que el segundo, tiene nominalmente un momento cero. Al agregar o quitar energía del volante, se aplica torque a un solo eje de la nave, lo que hace que este reaccione girando. Al mantener la rotación del volante, llamada impulso, se estabiliza un solo eje del vehículo. Se pueden utilizar varias ruedas de reacción/momento para proporcionar estabilidad y control total de actitud en tres ejes. [59]

Las ventajas de estas ruedas es que proporcionan una respuesta rápida y precisa, se tiene un feedback continuo, tiene un control lógico por eje y no usa propulsante. Aunque también presentan las siguientes desventajas: tiene partes móviles, proporciona solo torque interno, requieren alta potencia (lo que se traduce en aumento de peso y coste)

Se tienen dos configuraciones distintas: diagonal y de tres ejes en la derecha y piramidal en la izquierda de la siguiente imagen :

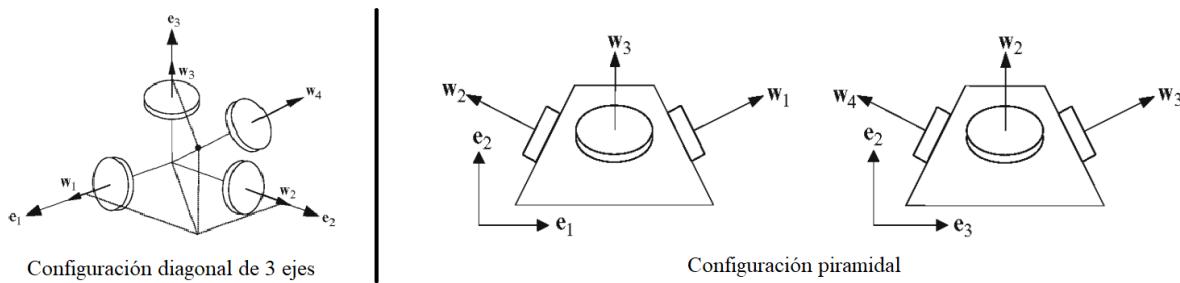


Figura 60: Configuraciones de los Reaction Wheels.

- **Control Moment Gyro (CMG).** Un giroscopio de momento de control es un dispositivo de control de actitud utilizado generalmente en los sistemas de control de actitud de las naves espaciales. Un CMG consiste en un rotor giratorio y uno o más cardanes motorizados que inclinan el momento angular del rotor. A medida que el rotor se inclina, el cambio de momento angular provoca un par giroscópico que hace girar el vehículo. Las CMG tienen un funcionamiento diferente de las RW, ya que estas últimas aplican el par cambiando la velocidad de giro del rotor, mientras que las primeras inclinan el eje de giro del rotor sin cambiar necesariamente su velocidad de giro.

Una de las ventajas más significativas frente a las anteriores es que ofrecen un torque superior. No obstante, también requieren de mayor potencia, y son más pesados y más complejos, mecánicamente hablando.

Se suelen utilizar en estructuras grandes y cuando se requiere de alta agilidad.

En la siguiente imagen se puede observar las diferencias entre RW y CMG, en cuanto al torque específico [Nm] que generan y el ratio de potencia [Nm/W]:

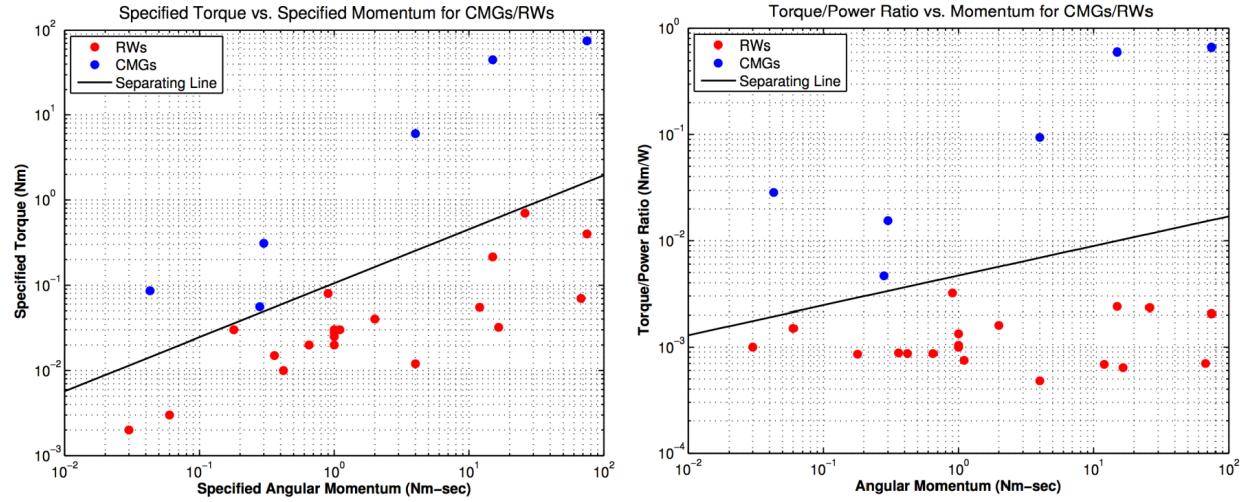


Figura 61: Diferencias entre RW y CMG.

Por otro lado, se tienen los dispositivos que no mantienen el momento angular constante:

- **Thrusters.** Estos generadores de empuje se utilizan para proporcionar estabilización en los tres ejes, se suelen utilizar al menos 2 propulsores en cada eje para proporcionar par de torsión y evitar que el vehículo sufra una traslación. Estos propulsores pueden ser químicos o eléctricos, aunque como se muestra en la figura 62, se pueden dividir en subsistemas [60]:
 - **Chemical thruster.** Estos utilizan reacciones químicas para liberar energía y así acelerar los gases, lo que genera empuje. Estos propulsores generan altos empujes de manera rápida con una no demasiada alta potencia requerida, además se consideran más simples que los eléctricos. En contra, se pueden utilizar para controlar la actitud, pero a costa de consumir propulsante, la redundancia es necesaria y esto implica mayor coste y mayor complejidad, no es simple controlar la magnitud de la fuerza y a menudo introduce una acoplación de actitud/traslación.

Los propulsores químicos pueden utilizar propelente líquido/gaseoso, sólido o una hibridación de estos.

- **Electric propulsion thruster.** Los propulsores eléctricos se basan en la aceleración electrodinámica de un propulsor ionizado. Estos sistemas consumen muy eficientemente el combustible, pero sólo pueden acelerar relativamente pocas partículas de gas a la vez, lo que da como resultado empujes muy pequeños, pero altos impulsos específicos. A menudo, se trata de motores ideales para la exploración del espacio profundo, donde los tiempos de tránsito pueden ser muy largos y no se requieren maniobras rápidas. Hay que tener en cuenta que demandan mucha potencia.

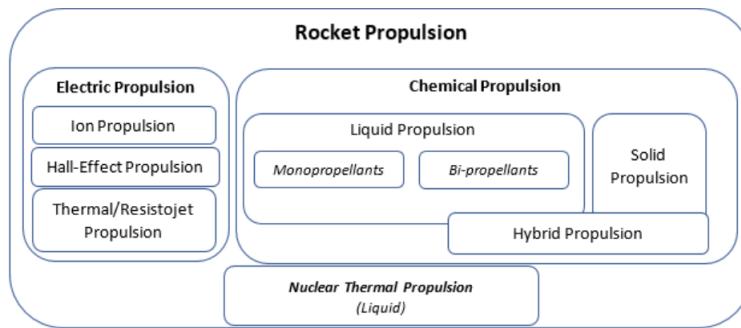


Figura 62: Thrusters subsistema ADCS.

- **Magneto-Torquers.** Se trata de una instrumentación que sirve para el control de actitud, el despegue y la estabilización construido a partir bobinas electromagnéticas. Este sistema crea un dipolo magnético que interactúa con un campo magnético ambiente (normalmente el de la Tierra) en este caso, de Urano, de manera que las contrafuerzas proporcionan un par útil.

En este caso, al no tener determinado como es el campo magnético de Urano, no se puede hacer uso de estos.

Sensores y controladores de actitud en misiones semejantes

Para poder hacer la selección de sensores y controladores, se va hacer una tabla comparativa de las misiones semejantes:

Misión	Sensores				Actuadores		
	Solares	Estelares	Magnetómetro	IMU	RW,MW	CMG	Thruster
New Horizons [61]	★	★		★			★
JUICE [62]	★	★		★	★		★
Galileo [63]	★	★	★	★	★		★
Cassini-Huygens [64]	★	★	★	★	★		★
→ CAELO	★	★	★	★	★		★

Tabla 59: Sensores y actuadores misiones semejantes

Sensores y controladores de actitud CAELO

Una vez vistos los diferentes sensores y actuadores existentes en este subsistema, además de cuáles utilizan las misiones semejantes, y cuales se utilizarán en una primera iteración en CAELO, se hará una elección de estos. En la tabla 60 se muestran sus características : Uno de los factores más influyentes al elegir dispositivos es el nivel de madurez tecnológica (TRL).

Sun sensor: Se decide utilizar un sensor digital, ya que el fabricante, SOLARMEMS, indica que son más precisos que los análogos. Se deciden utilizar 2 por redundancia. El modelo es SSOC-D60. Es del tipo 2 ejes ortogonales.



Figura 63: SSOC-D60.

Star tracker: Se decide usar un star tracker. El modelo elegido es el SpaceStar.



Figura 64: SpaceStar.

IMU. STIM202 SAFRAN.



Figura 65: IMU STIM202.

Sistema de horizonte Solar MEMS HSNS

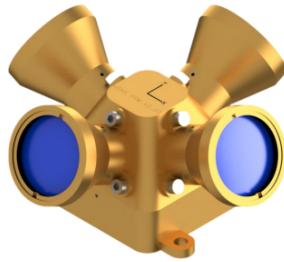


Figura 66: HSNS.

RW. Para poder elegir un reaction wheel, lo primero que se debe hacer es dimensionarlo. Las ecuaciones utilizadas son las siguientes:

- Torque del RW para compensar las perturbaciones:

$$T_C = T_D \cdot FactorMargen = 2,22 \cdot 10^{-6} Nm \quad (28)$$

Donde T_D es el torque de la perturbación más significativa. $T_D = 2 \cdot 10^{-5}$; FactorMargen = 1,1

- Torque de giro de RW :

$$T = 4 \cdot \theta \cdot \frac{I}{t^2} = 2,9 \cdot 10^{-4} Nm \quad (29)$$

Donde $\theta = 30$ deg ; $I = 50$ kg/m² ; $t = 600$ s

- Almacenamiento de impulso en RW:

$$h_{Miranda} = T_D \cdot P \cdot \frac{0,707}{4} = 0,43 Nms; h_{Ariel} = T_D \cdot P \cdot \frac{0,707}{4} = 0,77 Nms \quad (30)$$

Donde P es el período orbital: $P_{Miranda} = 122124,6$ s ; $P_{Ariel} = 217760,7$ s.

Se llevarán 4 unidades CubeWheelM (1 por eje más uno más por redundancia) y se colocarán en forma piramidal, esta configuración ayuda a que si falla algún RW, el cuarto redundante sea capaz de compensarlo. Se pondrán lo más centrado posible.

Thrusters. Estos propulsores también hay que dimensionarlos antes de escoger cuales llevará CAELO.

- Fuerza del thruster para compensar perturbaciones externas :

$$F = \frac{T_D}{L} = 1,1 \cdot 10^{-6} N \quad (31)$$

Donde L = 6 m es el brazo del momento que generará el thruster, $T_D = 6 \cdot 10^{-6}$, el torque de perturbación en el peor de los casos. Este valor es tan pequeño porque solo se considera el mantenimiento de órbita.

El thruster elegido es el de Group Ariane 20N hydrazine. En principio se contará con 4 motores con 3 toberas, es decir, 12. Aunque también se valora el llevar 24. Tienen que ser suficientes para poder rotar en 3 ejes y la traslación también en los 3 ejes.

6.1.6. Características instrumentación ADCS

Una vez escogidos los sensores de actitud y controladores, se mostrará en la siguiente tabla características de masa, tamaño, potencia requerida, rango de temperaturas y coste unitario.

Nombre	Masa	Tamaño	Potencia requerida	Rango de temperaturas	Coste unitario	Unidades	TRL
SSOC-D60 [65]	35 g	60 x 30 x 12 mm	125 mW	-30° a 85° C	13.890 €	2	9
ST400 STAR TRACKER [66]	280 g	53.8 x 53.8 x 90.5 mm	1 W	-20° a 40° C	-	3	-
STIM202 [67]	52 g	< 33 cm ³	1,2 - 1,5 W	-40° a 85° C	-	2	-
20N hydrazine Thruster [68]	650 g	416 mm ² x 195 mm	0	-	-	12	-
CubeWheelM [69]	150 g	46 x 46 x 31.5 mm	190 mW	-10° a 60° C	6.870 €	4	9
HSNS [70]	120 g	90 x 92 x 50 mm	0,15W	-30° a 70° C	-	2	8

Tabla 60: Características instrumentación ADCS

De algunos instrumentos se ha obtenido el precio unitario del propio fabricante, otros en cambio, no lo proporcionaban. Estos últimos se han intentado calcular utilizando modelos de costes, por ejemplo, en el SMAD se puede encontrar el modelo "SSCM Earth orbiting Total Non-recurring cost CERs in FY2010 Thousands of Dollars" [51] (sería una aproximación, ya que está pensado para utilizar en satélites de menor peso seco de 500 kg y alrededor de la Tierra):

$$Y = 1850 + 11,7X^2 X[kg] \quad (32)$$

Se ha probado con el SSOC-D60, del que se conoce el precio real y el coste se aleja mucho del real (al tratarse de instrumentación con peso muy reducido, los costes no son realistas).

También se ha valorado utilizar el Small Satellite Cost Model (SSCM), que es un modelo paramétrico realizado por The Aerospace Corporation. Pero para ello había que contactar con ellos.

6.1.7. Diagrama de bloques para las funciones

Para poder visualizar mejor como funciona el subsistema ADCS, se hace un diagrama de bloques 67 [71]:

DIAGRAMA DE BLOQUES ADCS

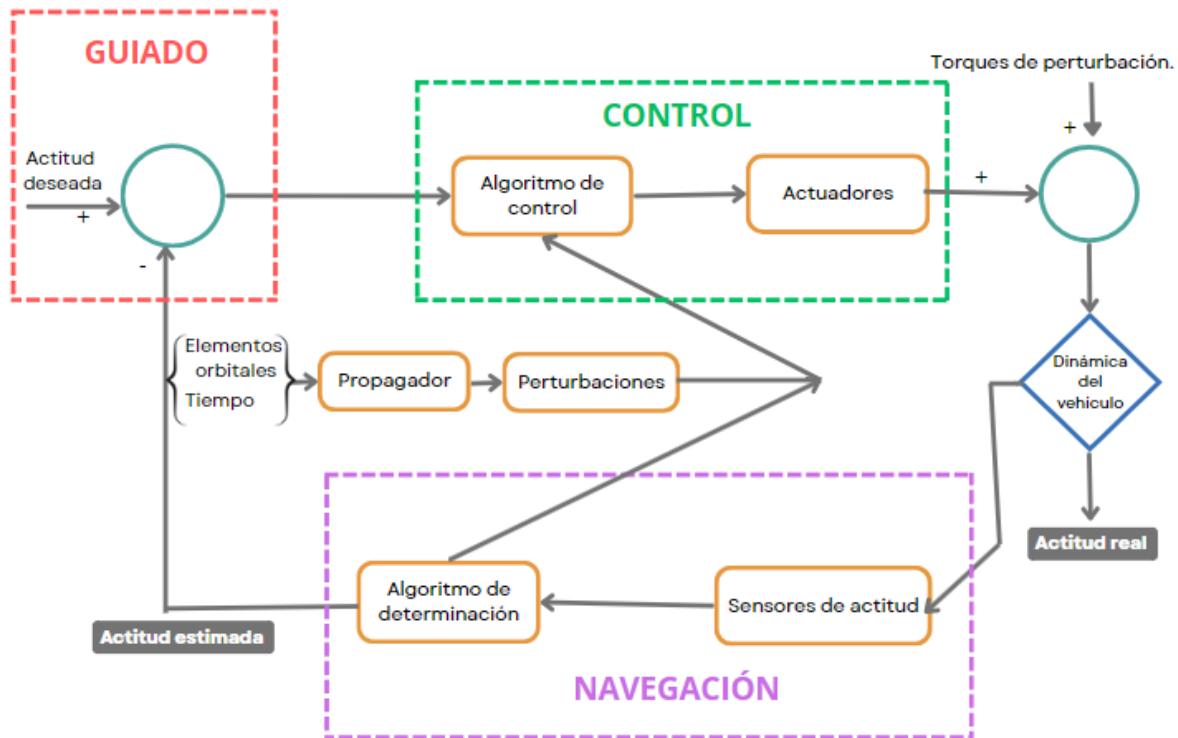


Figura 67: ADCS Hardware.

Como se observa, se han definido 3 divisiones: el guiado, la navegación y el control.

- **Guiado.** El guiado se refiere a la trayectoria deseada desde un punto definido a otro. También incluye los cambios de velocidad, rotación y aceleración.
- **Navegación.** La navegación hace referencia a la determinación de la localización, velocidad y actitud del vehículo en un punto determinado.
- **Control.** El control es el hacer uso de diferentes dispositivos (actuadores) para manipular las fuerzas y momentos según se requiera.

En el diagrama se observa como la navegación incluye los sensores de actitud y el algoritmo de determinación. Los sensores, como se ha mencionado anteriormente, son los encargados de proporcionar la información sobre la localización, velocidad y actitud que tiene el vehículo. Estas mediciones, pasan al llamado "Algoritmo de determinación" ahí es donde se determina la actitud. Los algoritmos para estimar la actitud en tres ejes puede ser de dos clases: métodos determinista y algoritmos de estimación recursiva. En este caso se utiliza los algoritmos de estimación recursiva, ya que se usa las medidas anteriores y actuales para determinar la actitud. Se pueden utilizar para ello, el filtro de Kalman y el filtro de Kalman extendido.

En cuanto al control, tiene como entradas la actitud deseada (que llega desde navegación) y la actitud estimada (guiado). El algoritmo de control, compara las dos entradas y calcula los pares de control que son necesarios para que el error entre estas dos tenga el mínimo valor posible. De aquí, sale el comando a los actuadores de cómo deben de actuar en un momento determinado.

El guiado, por otro lado, proporciona una estimación de la actitud deseada, depende por lo tanto más del escenario que las dos anteriores. Tiene en cuenta la actitud estimada proporcionada por la parte de navegación.

Por último, en mitad del diagrama, se observa que se tiene un propagador, que va haciendo una estimación de como será la órbita a medida que pasa el tiempo, considerando las perturbaciones, para tenerla en cuenta en el control. Este propagador no se incluye en el guiado porque no determina como tiene que ser la actitud del vehículo.

6.1.8. Interfaces

Cómo se ha visto, este subsistema tiene relación con otros subsistemas. Por lo que las interfaces son:

- **Carga de pago:** Tiene relación directa con el ADCS, puesto que cada instrumento requiere de una actitud y precisión determinada para poder cumplir su objetivo con éxito.
- **Comunicaciones:** Las comunicaciones con segmento Tierra requieren de un apuntamiento y precisión específicos.
- **Potencia:** El ADCS tiene que recibir la alimentación eléctrica necesaria para su funcionamiento. Los sensores y actuadores exigirán una potencia específica.
- **Estructuras:** Este subsistema es el encargado de albergar y proteger a los componentes necesarios del ADCS.
- **Térmico:** El subsistema térmico es fundamental para el ADCS, ya que la instrumentación de este subsistema requiere de unas especificaciones de temperatura para el desempeño de determinación y control. Además tiene influencia en el centro de gravedad y en el tensor de inercia.
- **Propulsión:** Esta interfaz se debe a que se cuenta con motores para llevar a cabo el control de actitud. Considerando, por ejemplo, el tamaño y el empuje de éstos.

Para poder visualizarlo mejor, se representa de manera gráfica en la siguiente figura:



Figura 68: Diagrama de proceso de ADCS

6.2. Propulsión

6.2.1. Proceso de Diseño

Una determinado las maniobras orbitales, tanto interplanetarias como de inserción, que debe realizar el vehículo, vamos a proceder con el proceso de diseño del sistema propulsivo que deberá llevarlas a cabo.

Las fases del diseño habituales para este subsistema se definen según la Tabla 61.

Paso	Entradas	Salidas
Determinar todas las funciones que debe realizar el sistema de propulsión.	Inserción orbital, mantenimiento de la órbita, control de actitud, re-entrada o de-órbita controlada, esperanza de vida esperada de la misión.	Dimensionado de los requerimientos del sistema propulsivo.
Determinar el ΔV y el empuje necesarios para la inserción y el mantenimiento de la órbita.	Trayectoria, maniobras orbitales necesarias.	Datos de velocidad de trayectoria y empujes necesarios.
Determinar el nivel de impulso total requerido para la autoridad de control y los ciclos de trabajo para el control de actitud.	Maniobras de orientación y apuntado.	Datos de impulsos necesarios para control de actitud.
Listar opciones del sistema de propulsión.	Tipos de sistema propulsivo existentes tanto para maniobras orbitales como de actitud y control	Sistema propulsivo preliminar
Estimar los parámetros clave para cada opción.	Impulso específico, empuje, requisitos de potencia, volumen de los distintos componentes (tanques, válvulas...)	Caracterización completa del sistema propulsivo.
Realizar estudios comerciales.	Sistema propulsivo de partida, resultado comercial	Comparativa de distintos sistemas propulsivos y elección del mismo.

Tabla 61: Proceso de diseño del subsistema propulsivo [51]

6.2.2. Requisitos y funciones del sistema

Las funcionalidades del subsistema propulsivo se muestran en la siguiente tabla (62)

Funciones Propulsión
Proporcionar el empuje necesario para llevar a cabo las maniobras requeridas por la misión.
Proporcionar el empuje necesario para vencer las fuerzas y perturbaciones propias del entorno espacial.
Proporcionar el impulso específico necesario para llevar a cabo las maniobras requeridas por la misión.

Tabla 62: Funciones del subsistema propulsivo

Al igual que se ha visto en anteriores subsistemas, en el dimensionado inicial se definieron 3 requisitos principales

(SS-PROP-010, SS-PROP-020 y SS-PROP-030), pero al profundizar más tanto en el alcance y requerimientos de la misión como en el propio subsistema, ha sido necesario ampliar estas lista. Los requisitos de este subsistema son finalmente los siguientes:

SS-PROP-010 El sistema de propulsión debe ser capaz de completar todas las operaciones nominales, así como operaciones de emergencia.

- **SS-PROP-011.** El sistema propulsivo debe permitir realizar maniobras interplanetarias.
- **SS-PROP-012.** El sistema propulsivo debe permitir realizar maniobras de inserción y escape planetarias.
- **SS-PROP-013.** El sistema propulsivo debe permitir el re-encendido de los motores.
- **SS-PROP-014.** El sistema propulsivo debe permitir realizar maniobras de cambio de plano al menos de la inclinación entre el plano orbital de Urano y el de las lunas.

SS-PROP-020 El sistema propulsivo debe ser capaz de operar en el entorno espacial.

- **SS-PROP-021.** El sistema propulsivo debe ser capaz de operar a las temperaturas del entorno espacial.
- **SS-PROP-022.** El sistema propulsivo debe ser capaz de vencer las fuerzas gravitatorias de los cuerpos celestes en los cuales el satélite entre en su esfera de influencia.
- **SS-PROP-023.** El sistema propulsivo debe ser capaz de lidiar con la fuerza la presión procedente de la radiación emitida por el Sol.
- **SS-PROP-024.** El sistema propulsivo debe ser capaz de vencer la fuerza de arrastre generada por el rozamiento con la atmósfera de los cuerpos celestes con los cuales el satélite entre en contacto.

SS-PROP-030 El sistema propulsivo debe ser capaz de operar una duración mínima de 12 años, sumado a las actividades antes del despegue (2 años más).

SS-PROP-040 Todos los elementos del sistema propulsivo deberán poder ser transportados en el vehículo junto al resto de subsistemas.

- **SS-PROP-041.** El sistema propulsivo deberá utilizar una cantidad de combustible que pueda ser transportada en el vehículo junto con los demás subsistemas.
- **SS-PROP-042.** El sistema de alimentación y la cámara de combustión deberán poder ser transportados en el vehículo junto con los demás subsistemas.

SS-PROP-050 El propelente utilizado debe ser compatible con los materiales del tanque del combustible, las tuberías y los motores seleccionados.

SS-PROP-060 El sistema propulsivo debe ser compatible con la fuente de potencia empleada.

ID	Descripción	Dependencias
SS-PROP-010	El sistema de propulsión debe ser capaz de completar todas las operaciones nominales, así como operaciones de emergencia.	OD-010, OD-060, OD-070, OS-040
→ SS-PROP-011	El sistema propulsivo debe permitir realizar maniobras interplanetarias.	SS-PROP-010
→ SS-PROP-012	El sistema propulsivo debe permitir realizar maniobras de inserción planetaria.	SS-PROP-010
→ SS-PROP-013	El sistema propulsivo debe permitir el re-encendido de los motores.	SS-PROP-010
→ SS-PROP-014	El sistema propulsivo debe permitir realizar maniobras de cambio de plano al menos de la inclinación entre el plano orbital de Urano y el de las lunas.	SS-PROP-010
SS-PROP-020	El sistema propulsivo debe ser capaz de operar en el entorno espacial.	OD-010
→ SS-PROP-021	El sistema propulsivo debe ser capaz de operar a las temperaturas del entorno espacial.	SS-PROP-020
→ SS-PROP-022	El sistema propulsivo debe ser capaz de vencer las fuerzas gravitatorias de los cuerpos celestes en los cuales el satélite entre en su esfera de influencia.	SS-PROP-020
→ SS-PROP-023	El sistema propulsivo debe ser capaz de lidiar con la fuerza la presión procedente de la radición emitida por el Sol.	SS-PROP-020
→ SS-PROP-024	El sistema propulsivo debe ser capaz de vencer la fuerza de arrastre generada por el rozamiento con la atmósfera de los cuerpos celestes con los cuales el satélite entre en contacto.	SS-PROP-020
SS-PROP-030	El sistema propulsivo debe ser capaz de operar un mínimo de 12 años, sumado a las actividades antes del despegue (2 años más).	OM-050, OM-110, OD-010
SS-PROP-040	Todos los elementos del sistema propulsivo deberán poder ser transportados en el vehículo junto al resto de subsistemas.	OD-010
→ SS-PROP-041	El sistema propulsivo deberá utilizar una cantidad de combustible que pueda ser transportada en el vehículo junto con los demás subsistemas.	SS-PROP-050
→ SS-PROP-042	El sistema de alimentación y la cámara de combustión deberán poder ser transportados en el vehículo junto con los demás subsistemas.	SS-PROP-050
SS-PROP-050	El propelante utilizado debe ser compatible con los materiales del tanque del combustible, las tuberías y los motores seleccionados.	OD-110
SS-PROP-060	El sistema propulsivo debe ser compatible con la fuente de potencia empleada.	OD-130

Tabla 63: Requisitos del subsistema propulsivo

6.2.3. Fuerzas a superar

La misión del sistema propulsivo es enfrentarse a las fuerzas que se oponen al movimiento del vehículo espacial. Estas fuerzas son el resultado de la interacción del vehículo espacial con el radio de acción de los cuerpos celestes que se encuentran en su trayectoria.

Las principales fuerzas que nos podremos encontrar durante el transcurso de la misión y los efectos que producirán sobre el vehículo, en relación al subsistema propulsivo, se muestran a continuación (64):

Fuerza	Efecto
Fuerzas gravitatorias	Aceleración que sufre el vehículo debido a la atracción de la masa del cuerpo que lo lleva a seguir una trayectoria determinada alrededor de este
Presión de radiación solar	Pequeña fuerza que sufre el vehículo provocada por la absorción o reflexión de fotones. La aceleración que experimentará el vehículo depende de la masa y la superficie del mismo.
Resistencia atmosférica	Fuerza de arrastre que experimenta el vehículo al entrar en contacto con las partículas que conforman la atmósfera de un cuerpo celeste.

Tabla 64: Lista de fuerzas a superar por el subsistema propulsivo

Para observar con mayor detalle la magnitud de las fuerzas que tendrá que hacer frente el sistema, se van a realizar una serie de estimaciones que determinaran las capacidades requeridas por el mismo.

Fuerzas gravitatorias

El cálculo de las fuerzas gravitatorias se ha llevado a cabo estudiando la distancia que presentará el vehículo con el cuerpo seleccionado a lo largo de la misión. Para ello se han utilizado tanto los datos de anomalía verdadera como los parámetros orbitales de cada órbita seguida en la misión.

Para las fuerzas gravitacionales causadas por el Sol partimos de la distancia desde la Tierra, que será la mínima distancia al Sol, y comenzamos a alejarnos para aproximarnos a Urano. El cambio de tendencia que observamos en la gráfica de fuerza se debe al cambio de trayectoria generado por la maniobra de flyby en Júpiter. Aproximadamente a los 9 años se produce la inserción en el entorno de Urano, donde se producen variaciones pequeñas de la distancia con respecto al Sol, por ello la fuerza gavitacional causada por el sol pasa a ser constante.

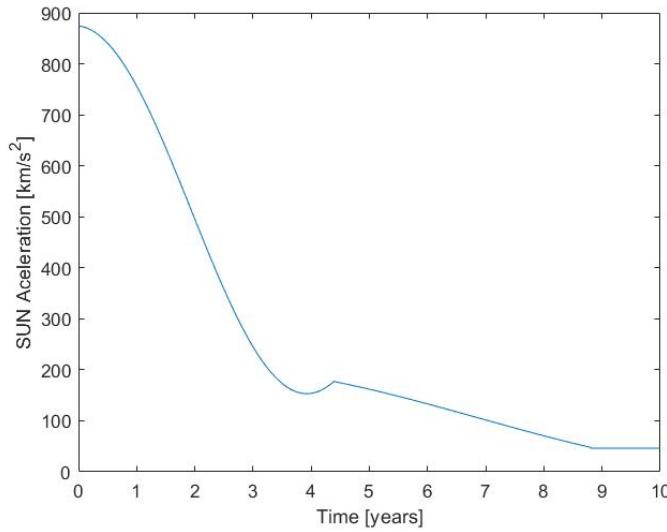


Figura 69: Aceleración gravitacional causada por el Sol durante la misión.

Las fuerzas gravitacionales causadas por Urano se han estudiado desde el momento en el que se produce la aproximación al planeta, previo a ese momento la fuerza gravitacional es prácticamente nula. Tras la inserción se lleva a cabo durante cerca de un año la maniobra de bajo empuje para el cambio de plano hasta que el vehículo alcanza el punto más cercano a Urano al insertarse en Miranda. Tras unos pocos días en los que se lleva a cabo otro cambio de

plano y la expulsión de los cubesats, se realiza una transferencia de Hohmann con destino a la luna final, Ariel. La fuerza gravitacional cuando el vehículo se encuentra orbitando las lunas aparece como constante en la gráfica, aunque realmente tendría pequeñas variaciones debido al cambio de distancia durante la órbita alrededor de las lunas.

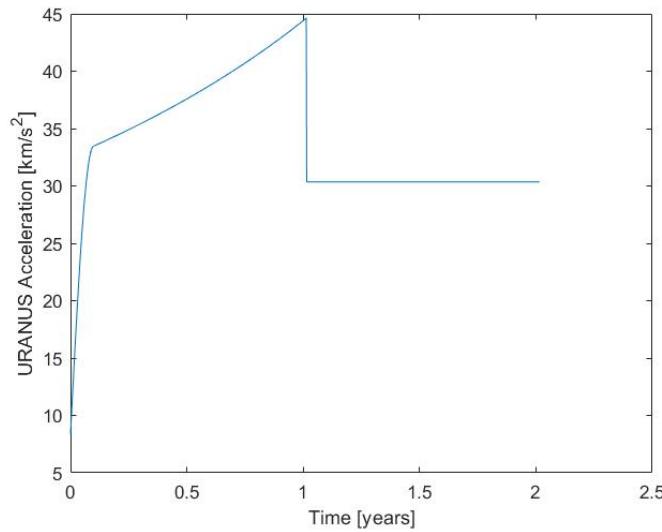


Figura 70: Aceleración gravitaional causada por Urano durante la misión.

Para las fuerzas gravitacionales de las lunas tendremos solo en cuenta las fuerzas a partir de la aproximación al planeta con la hipérbola de llegada. En el caso de Miranda, durante 0.27 días se realiza el cambio de plano para posteriormente realizar una maniobra de transferencia a Ariel.

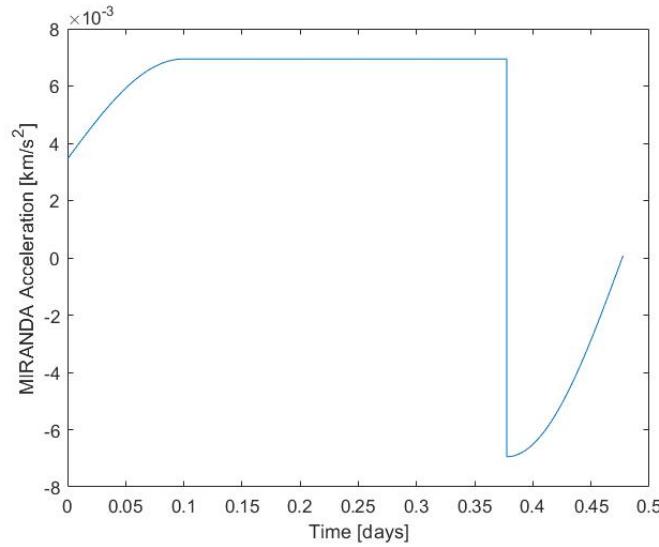


Figura 71: Aceleración gravitaional causada por Miranda.

En cuanto a Ariel, una vez nos insertamos en la órbita de operación se procede al estudio de la luna durante el siguiente año.

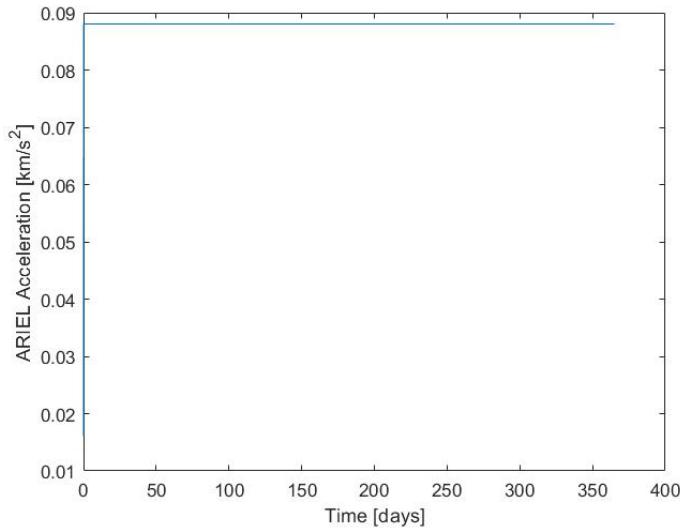


Figura 72: Aceleración gravitacional causada por Ariel.

Presión de radiación solar

La radiación solar depende, en parte, de la superficie que vea el cuerpo emisor (en este caso, el Sol), por lo que, debido a la trayectoria de nuestra misión, esta se irá reduciendo conforme nos alejamos de la Tierra y nos acercamos Urano. Debido a esto, el punto de mayor exposición a este fenómeno será al inicio ya que estaremos a la menor distancia del Sol de toda la misión.

A parte de la radiación directa del Sol, también debemos considerar la radiación del albedo, producida por la reflexión de esta radiación sobre un cuerpo celeste o su atmósfera. En el transcurso de la misión, este efecto lo tendremos en mayor medida al inicio de la misma, donde tendremos la reflejada por la Tierra, durante el flyby con la reflejada en Júpiter, y en el entorno de Urano con la reflejada en el mismo (la radiación de albedo procedente de las lunas de Urano la consideraremos despreciable por su pequeño tamaño).

Por lo tanto, tendremos en cuenta en los puntos de interés de la trayectoria, correspondientes a los tres entornos planetarios comentados previamente. Por lo tanto, la resultante en cada caso será la radiación directa (Ec. 33) más la de albedo (Ec. 34).

El cálculo de estas radiaciones se realiza de la siguiente manera:

$$\Phi_s = C_s \cdot \cos \theta \quad (33)$$

$$\Phi_a = a \cdot C_s \cdot F_a \quad (34)$$

Donde C_s es la constante solar de cada planeta, a la constante de albedo de cada planeta, θ el ángulo entre el vector normal a la superficie y la dirección de la radiación emitida por el Sol, y F_a el factor de forma.

Dato	Tierra [73]	Júpiter [74]	Urano [35]
Constante Solar (C_s) [W/m^2]	1361.00	50.26	3.69
Albedo (a)	0.30	0.52	0.49
Ángulo de incidencia (θ) [rad]	0	0	0
Factor de forma (F_a)	1	1	1

Tabla 65: Datos de cada cuerpo celeste para el cálculo de radiación solar.

Cabe destacar que el ángulo θ y el factor de forma se han fijado en 0 y 1, respectivamente, a modo de límite para encontrar los valores máximos y por tanto los más restrictivos.

Con todo esto, los resultados correspondientes a la radiación directa y de albedo de cada cuerpo celeste son los siguientes:

Tierra		Júpiter		Urano	
Rad. Dir. [W/m^2]	Rad. Alb. [W/m^2]	Rad. Dir. [W/m^2]	Rad. Alb. [W/m^2]	Rad. Dir. [W/m^2]	Rad. Alb. [W/m^2]
1361.00	408.30	50.26	23.14	3.69	1.80

Tabla 66: Radiación directa y de albedo correspondiente a cada cuerpo celeste.

Finalmente, para el cálculo de la fuerza de presión la expresión es la siguiente:

$$F_{Sun} = \frac{\Phi_s + \Phi_a}{c} \cdot A \quad (35)$$

Donde c es la velocidad de luz en el vacío y A el área lateral del vehículo.

Tierra	Jupiter	Urano
Fuerza de radiación solar [km/s^2]		
$1.18 \cdot 10^{-5}$	$5.07 \cdot 10^{-7}$	$3.64 \cdot 10^{-8}$

Tabla 67: Fuerza de radiación solar en el entorno de cada cuerpo celeste

Observando los resultados, se confirma previsión anterior, en la que le mayor punto de incidencia era fase más cercana a la Tierra e iba disminuyendo conforme nos acercábamos a Urano.

Resistencia atmosférica

Observando las distintas órbitas que se realizan durante el transcurso de la misión, vemos que en ningún momento entramos en el territorio atmosférico de los dos cuerpos celestes principales que se encuentran en nuestras trayectoria, Júpiter y Urano.

Si bien es cierto que las órbitas alrededor de las lunas Miranda y Ariel son relativamente bajas, estos cuerpos carecen de atmósfera, por lo que tampoco experimentaremos esta fuerza en esta fase.

6.2.4. Impulso específico total y selección del sistema propulsivo

El desarrollo de la misión requiere que el vehículo sea capaz de llevar a cabo maniobras tanto de alto empuje, que se toman como instantáneas, como maniobras de bajo empuje, que llegan a tener duraciones de varios días.

Para realizar las maniobras de alto empuje, debemos utilizar un motor capaz de operar para un ΔV de maniobra máximo de 5.8 km/s. El hecho de requerir un ΔV de esa magnitud tiene asociado una alta cantidad de propulsante, por lo que se utilizará un motor de alto empuje con el máximo empuje específico disponible. Los motores de apogeo, de Isp entre 300-400s dan como resultado masas de propulsante imposibles de implementar en la misión, por lo que la única opción posible es el uso de un motor de fisión nuclear. El motor de fisión nuclear es una extensión de un motor de propulsante líquido en el que el calentamiento del gas se consigue con la energía derivada de la fisión del uranio. En la fisión, el núcleo inestable se divide liberando neutrones que generan una reacción en cadena.

Los motores nucleares hasta la fecha no han sido probados en ninguna misión espacial, con un TRL de 6, por lo que la compra de uno de ellos no es posible. Actualmente la NASA en conjunto con el Department of Energy (DOE) se encuentran desarrollando y testando esta clase de motores para el futuro uso en la exploración del espacio profundo. Para 2027 se pretende demostrar la viabilidad de la propulsión nuclear para el desarrollo del programa DRACO. [75]

Motor nuclear [76]	
Empuje (N)	50000
Isp (s)	900
Flujo másico (g/s)	5663
Potencia (W)	0
Masa (kg)	2000
Propulsante	Hidrógeno

Tabla 68: Características del motor nuclear propuesto.



Figura 73: Prototipo motor nuclear NERVA.

Para realizar las maniobras de bajo empuje, que serán las maniobras de cambio de plano llevadas a cabo con el método de Edelbaum, se escogerá un motor eléctrico capaz de aportar una buena relación entre empuje e impulso específico. Se ha elegido el motor Hall-effect por maximizar esta relación para las opciones eléctricas, además de por ser el método de propulsión más exitoso entre los vehículos probados. Los motores Hall-effect ionizan y aceleran el propulsante mediante un campo magnético. Se usará el BHT-1500 del fabricante Busek, que provee el sistema completamente integrado: cátodo, unidad de procesamiento de potencia, unidad de control digital y el sistema de gestión de propulsante. Además, es uno de los que más impulso específico ofrece dentro del mercado.

BHT-1500 [77]	
Empuje (N)	0.087
Isp (s)	1895
Flujo másico (g/s)	4.67e-3
Potencia (W)	1500
Masa (kg)	6.8
Propulsante	Xenón

Tabla 69: Características del motor eléctrico propuesto.



Figura 74: Motor eléctrico BHT-1500.

6.2.5. Masa total necesaria

El cálculo de la masa total de combustible requerida en la misión se ha llevado a cabo utilizando la ecuación del cohete de Tsiolkovski que relaciona la masa incial, la masa final, el ΔV de la maniobra y el impulso específico del motor utilizado.

$$\Delta V = g \cdot Isp \cdot \ln \left(\frac{m_{dry} + m_{prop}}{m_{dry}} \right) \quad (36)$$

Se ha calculado la masa asociada a cada maniobra detallada anteriormente, partiendo de la última de ellas y añadiendo la masa obtenida a la masa seca de la siguiente maniobra para aumentar así la precisión del cálculo obtenido. Como masa seca se han utilizado los 3743 ± 297 kg.

Motor nuclear (Isp = 900s)			
Maniobra	ΔV necesario (km/s)	Masa de propulsante (kg)	Tiempo de encendido
Flyby Júpiter	0.0088	14.1±1	2.68 s
Inserción Urano	5.785	6800±539	21.62 min
Inserción Miranda	0.0348	16.8±1	3.21 s
Escape Miranda	0.727	336±26	64.17 s
Inserción Ariel	0.396	172±13	32.8 s
Total	6.952	7340±582	23.32 min
Motor eléctrico (Isp = 1895s)			
Cambio de plano Urano	10.074	3070±243	333 días
Escape Miranda	0.0084	1.92±0.15	0.277 días
Total	10.082	3070±243	333 días

Tabla 70: Masa de propulsante total para cada motor.

La masa total de propulsante utilizada será de 10420 ± 826 para una misión que requiere un ΔV de 17.035 km/s. La masa total del satélite será pues de 14100 ± 1200 .

6.2.6. Componentes del subsistema propulsivo

Como se ha visto anteriormente, el subsistema está dividido en propulsión nuclear y propulsión eléctrica dependiendo de la fase de la misión en la que nos encontramos. Por lo tanto, para definir los componentes del sistema debemos diferenciar los correspondientes a cada uno de los motores.

Propulsión nuclear

Motor nuclear	
Elemento	Función
Tanques de propulsante	Almacenan la cantidad necesaria de combustible destinado a este motor. En este caso, albergarán hidrógeno en estado líquido.
Bombas	Se emplean para transportar el combustible de los tanques al reactor nuclear.
Tambores de Control	Unidades rotatorias alrededor del núcleo compuestos por un material absorbente de neutrones, generalmente carburo de boro, que se encargan de controlar la reactividad.
Reflector	Recubrimiento en todo reactor nuclear que retiene y devuelve al núcleo los neutrones que tienden a escapar, aumentando de esta forma el rendimiento del reactor. Uno de los materiales más comunes, es el grafito.
Tobera	Se encarga de expandir y acelerar el flujo de salida transformando la energía térmica generada en el núcleo en energía cinética.

Tabla 71: Lista de elementos que forman un reactor nuclear

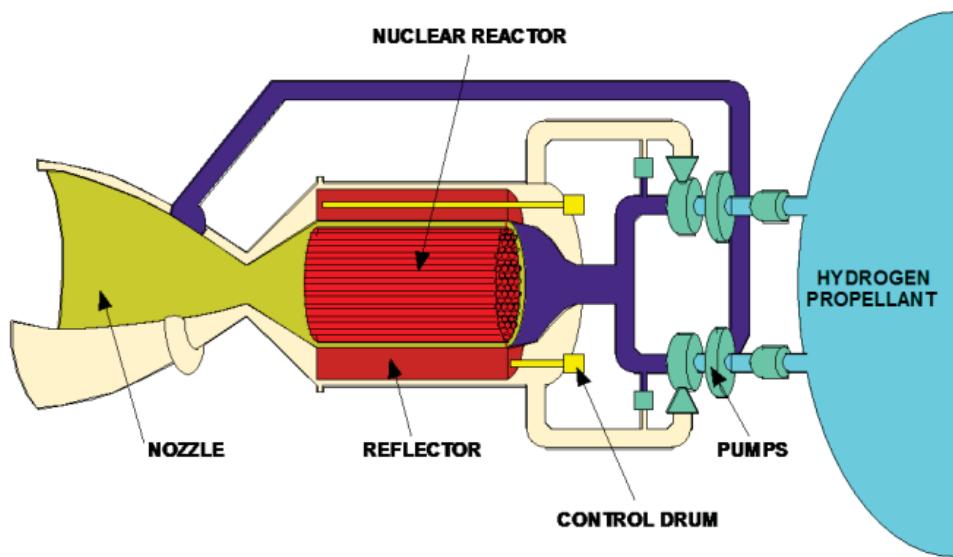


Figura 75: Esquema de los componentes de un motor de fisión nuclear

Propulsión eléctrica

Motor efecto Hall	
Elemento	Función
Bobinas	Dentro del motor se encuentran varios juegos de bobinas repartidas de manera determinada. Las bobinas internas, situadas en la parte central, y las externas, situadas a ambos extremos del motor. Contribuyen a la formación del campo magnético necesario para que se lleve a cabo el efecto Hall.
Circuito magnético	Recubre gran parte del motor y se encarga de conectar las bobinas repartidas por el interior.
Ánodo	El ánodo, por el cual se alimenta el propulsante, posee numerosos agujeros pequeños para servir de distribuidor de gas.
Cátodo	Junto al ánodo, se encarga de generar el campo eléctrico que acelera los iones del propulsante en cuestión.

Tabla 72: Lista de elementos que forman un sistema eléctrico

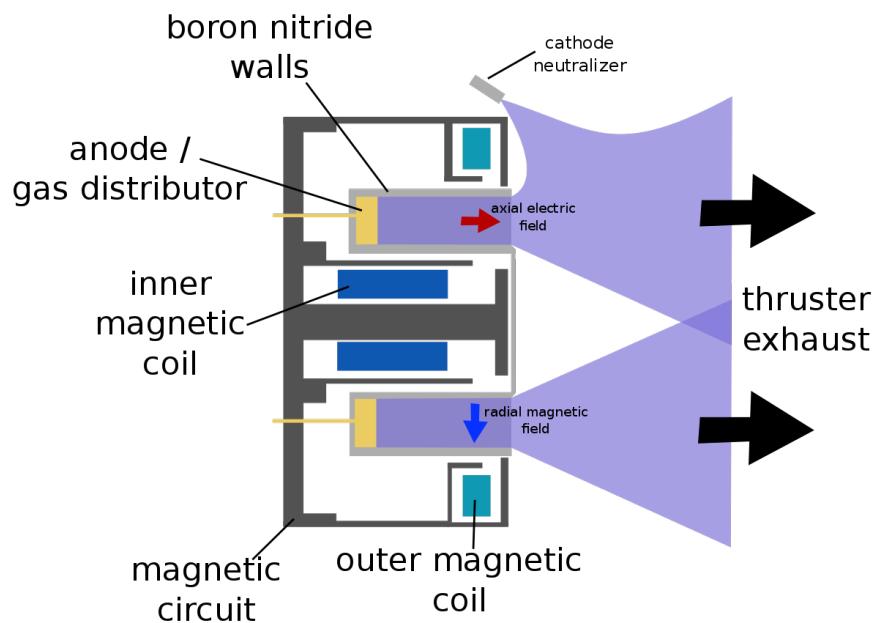


Figura 76: Esquema de los componentes de un motor eléctrico de efecto Hall

6.2.7. Sketch del subsistema propulsivo

6.2.8. Características del subsistema propulsivo

Nombre	Masa	Tamaño	Potencia requerida	Rango de temperaturas	Coste unitario	Unidades	TRL
Motor nuclear	2000 kg	2.8 x 0.94 m	0	2600-2800 °C	5000000 €	1	6
BHT-1500	6.8 kg	0.3 x 0.3 x 0.15 m	1500 W	-	-	1	9

Tabla 73: Características de la propulsión

6.3. Control térmico

6.3.1. Introducción

Los componentes del vehículo espacial funcionan dentro de unos límites de temperaturas establecidos para su buen funcionamiento entre una temperatura mínima que no se debe descender y una temperatura máxima que no se debe sobrepasar. Se suelen definir dos clases de límites que garantizan el rendimiento y la durabilidad en diversos entornos:

- **Límite de temperaturas operativas:** Rango de temperaturas para el funcionamiento óptimo de un dispositivo.
- **Límite de temperaturas de supervivencia:** Rango de temperaturas en el cual el dispositivo puede resistir sin daños permanentes.

Entre ellos, el que más restringe es el operativo, por lo que será el escogido para la definición de los requisitos térmicos.

El subsistema de control térmico se encarga de mantener los subsistemas y los componentes dentro de los límites de temperatura requeridos durante las fases de la misión.

Las fases del proceso de diseño del subsistema de control térmico se definen en la Tabla 74.

Paso	Entradas	Salidas
Definición del problema	Temperaturas de operación, gradientes de temperatura, perfil de la misión, localización y orientación, configuración del satélite	Requisitos de temperatura, entorno térmico
Análisis del entorno térmico	Propiedades superficiales estimadas, potencia disipada, condiciones térmicas máximas y mínimas	Caso caliente y caso frío
Diseño preliminar	Métodos de control pasivo	Diseño de control pasivo
Análisis multinodo	Niveles de potencia de nodos individuales, propiedades superficiales, red de conexiones de nodos	Modelo térmico multinodo
Actualización del diseño	Potencia disipada, propiedades externas, acoplamientos de conducción y radiación	Recolocación de los componentes, elementos de control térmicos activos
Análisis final	Acoplamientos, propiedades superficiales, potencia disipada, cargas del entorno	Resiliencia del diseño
Validación y verificación	Obtención y verificación del equilibrio térmico	Verificación del diseño y la performance

Tabla 74: Proceso de diseño del subsistema de Control Térmico. [51]

6.3.2. Funciones y requisitos

Las funciones del subsistema se describen en la Tabla 75.

Funciones del subsistema de Control Térmico
Establecer y mantener el rango de temperatura requerido por vehículo espacial.
Establecer y mantener el rango de temperatura de operación y supervivencia requerido por los componentes y equipos de los demás subsistemas.
Equilibrar el flujo de energía térmica a través de las interfaces del vehículo espacial.

Tabla 75: Funciones del subsistema de Control Térmico

Es necesaria la obtención del rango de las temperaturas de operación de los componentes del satélite para definir los requisitos de temperatura de cada uno. La mayoría de temperaturas operaciones se han extraído de las fichas técnicas de cada componente o de la información proporcionada por la ESA o la NASA. A algunos componentes, en concreto la Antena, los Thrusters, los Mecanismos, los Ordenadores y los Transpondedores/Transmisores/Receptores, se les ha asignado un rango de temperatura operacional típico al no disponer de sus límites mínimos y máximos. Los rangos de temperatura se han concentrado en la Tabla 76.

Componente	$T_{min}[^{\circ}C]$	$T_{max}[^{\circ}C]$
Caiman Imager	10	30
ECAM-IR1 Long Wave Infrared Camera	-40	50
Argus 1000 Extended Range	-20	40
ISS	-10	18
CIRS	-193	30
MAG	-20	110
VIMS	-25	35
MARSIS	-20	50
MARSIS (contenedor)	-20	50
RTG	-	-
Antena [51]	-100	100
Tanques de H2	-	-
Tanques de He	-	-
Motor Hall	-	-
Motor nuclear	-	-
SSOC-D60	-30	85
ST400 STAR TRACKER	-20	40
STIM202	-40	85
20 N Hydrazine Thruster [78]	7	65
CubeWheelM	-10	60
HSNS	-30	70
Mecanismos [78]	0	50
Ordenadores [78]	-10	50
Transpondedores, Transmisores, Receptores [78]	-20	60

Tabla 76: Rangos de temperatura de operación requeridos de los componentes del satélite.

Los requisitos a nivel de subsistema se definen a partir del análisis del subsistema y derivando los de la fase inicial, incluyendo requisitos de segundo nivel. Se tienen en consideración las temperaturas operacionales y los gradientes de temperatura de los componentes.

SS-THE-010 La temperatura dentro del satélite debe ser superior a 150 K e inferior a 450 K.

SS-THE-020 Todos los subsistemas deben contar con protección frente al flujo de calor radiado externa e internamente.

SS-THE-030 El vehículo debe contar con protección específica frente al flujo de calor y radiación del RTG.

SS-THE-040 La temperatura de todos los componentes debe mantenerse dentro de los límites de operación durante todas las fases de la misión: Peor caso caliente y frío.

- **SS-THE-041A** El rango de temperatura operacional del instrumento ISS debe ser entre -10 °C y 18 °C.
- **SS-THE-042A** El rango de temperatura operacional del instrumento CIRS debe ser entre -193 °C y 30 °C.
- **SS-THE-043A** El rango de temperatura operacional del instrumento MAG debe ser entre -20 °C y 110 °C.
- **SS-THE-044A** El rango de temperatura operacional del instrumento VIMS debe ser entre -25 °C y 35 °C.
- **SS-THE-045A** El rango de temperatura operacional del instrumento MARSIS y su contenedor debe ser entre -20 °C y 50 °C.
- **SS-THE-046A** El rango de temperatura operacional de la antena debe ser entre -100 °C y 100 °C.
- **SS-THE-047A** El rango de temperatura operacional del sun sensor SSOC-D60 debe ser entre -30 °C y 85 °C.
- **SS-THE-048A** El rango de temperatura operacional del star sensor ST400 STAR TRACKER debe ser entre -20 °C y 40 °C.
- **SS-THE-049A** El rango de temperatura operacional del STIM202 debe ser entre -40 °C y 85 °C.
- **SS-THE-041B** El rango de temperatura operacional de los 20N Hydrazine Thrusters debe ser entre 7 °C y 65 °C.
- **SS-THE-042B** El rango de temperatura operacional del reaction wheel CubeWheelM debe ser entre -10 °C y 60 °C.
- **SS-THE-043B** El rango de temperatura operacional del HSNS debe ser entre -30 °C y 70 °C.
- **SS-THE-044B** El rango de temperatura operacional de los mecanismos debe ser entre 0 °C y 50 °C.
- **SS-THE-045B** El rango de temperatura operacional de los ordenadores a bordo debe ser entre -10 °C y 50 °C.
- **SS-THE-046B** El rango de temperatura operacional de los transpondedores, transmisores y receptores debe ser entre -20 °C y 60 °C.

SS-THE-050 La distribución de los componentes debe favorecer la evacuación y la absorción del calor mediante caminos conductivos.

Los requisitos con sus dependencias se muestran en la Tabla 77.

ID	Descripción	Dependencias
SS-THE-010	La temperatura dentro del satélite debe ser superior a 150 K e inferior a 450 K.	OD-010, OD-110
SS-THE-020	Todos los subsistemas deben contar con protección frente al flujo de calor radiado externa e internamente.	OD-010, OD-110
SS-THE-030	El vehículo debe contar con protección específica frente al flujo de calor y radiación del RTG.	OD-010, OD-110
SS-THE-040	La temperatura de todos los componentes debe mantenerse dentro de los límites de operación durante todas las fases de la misión: Peor caso caliente y frío.	OD-010, OD-110
→ SS-THE-41A	El rango de temperatura operacional del instrumento ISS debe ser entre -10 °C y 18 °C.	SS-THE-40
→ SS-THE-42A	El rango de temperatura operacional del instrumento CIRS debe ser entre -193 °C y 30 °C.	SS-THE-40
→ SS-THE-43A	El rango de temperatura operacional del instrumento MAG debe ser entre -20 °C y 110 °C.	SS-THE-40
→ SS-THE-44A	El rango de temperatura operacional del instrumento VIMS debe ser entre -25 °C y 35 °C.	SS-THE-40
→ SS-THE-45A	El rango de temperatura operacional del instrumento MARSIS y su contenedor debe ser entre -20 °C y 50 °C.	SS-THE-40
→ SS-THE-46A	El rango de temperatura operacional de la antena debe ser entre -100 °C y 100 °C.	SS-THE-40
→ SS-THE-47A	El rango de temperatura operacional del sun sensor SSOC-D60 debe ser entre -30 °C y 85 °C.	SS-THE-40
→ SS-THE-48A	El rango de temperatura operacional del star sensor ST400 STAR TRACKER debe ser entre -20 °C y 40 °C.	SS-THE-40
→ SS-THE-49A	El rango de temperatura operacional del STIM202 debe ser entre -40 °C y 85 °C.	SS-THE-40
→ SS-THE-41B	El rango de temperatura operacional de los 20N Hydrazine Thrusters debe ser entre 7 °C y 65 °C.	SS-THE-40
→ SS-THE-42B	El rango de temperatura operacional del reaction wheel CubeWheelM debe ser entre -10 °C y 60 °C.	SS-THE-40
→ SS-THE-43B	El rango de temperatura operacional del HSNS debe ser entre -30 °C y 70 °C.	SS-THE-40
→ SS-THE-44B	El rango de temperatura operacional de los mecanismos debe ser entre 0 °C y 50 °C.	SS-THE-40
→ SS-THE-45B	El rango de temperatura operacional de los ordenadores a bordo debe ser entre -10 °C y 50 °C.	SS-THE-40
→ SS-THE-46B	El rango de temperatura operacional de los transpondedores, transmisores y receptores debe ser entre -20 °C y 60 °C.	SS-THE-40
SS-THE-050	La distribución de los componentes debe favorecer la evacuación y la absorción del calor mediante caminos conductivos.	OD-010, OD-110

Tabla 77: Requisitos del subsistema de control térmico

6.3.3. Interfaces

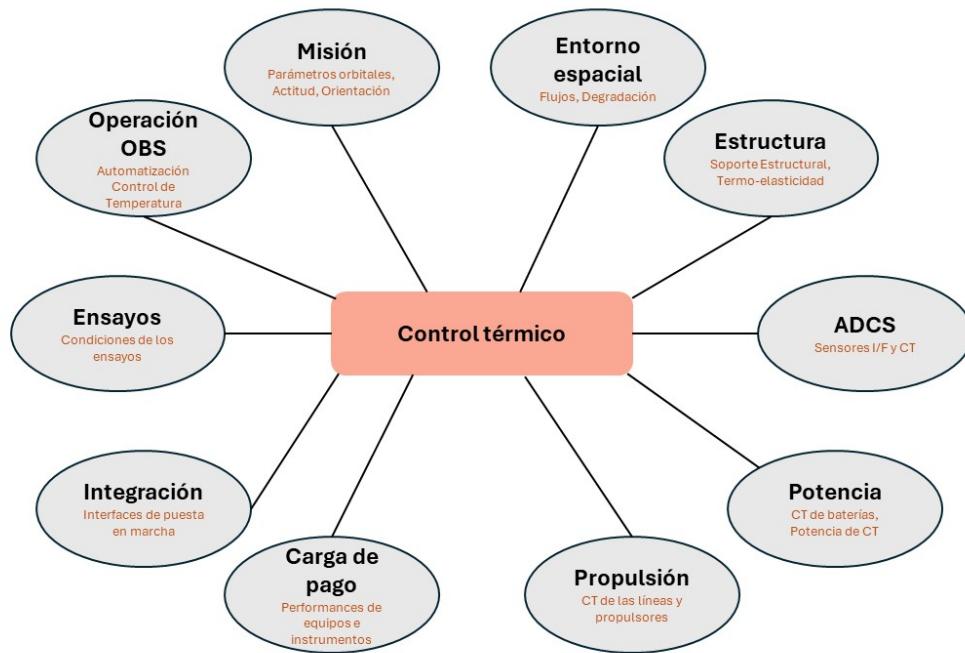


Figura 77: Interfaces del subsistema de Control Térmico

6.3.4. Entorno térmico del vehículo espacial

El entorno térmico está condicionado por las transferencias de calor que le ocurren al vehículo espacial en órbita, ocasionadas principalmente por la radiación directa del Sol, el Albedo y la radiación emitida por los planetas u otros cuerpos.

El diseño del vehículo pretende controlar el calentamiento proveniente de las fuentes de calor para que el satélite pueda operar de forma óptima sin sobrepasar ningún límite térmico. Es importante analizar el entorno e identificar los casos más críticos: Caso caliente y Caso frío.

Para su obtención, se emplean los datos del entorno térmico a lo largo de la misión detallados en la Tabla 78.

Dato	Tierra [73]	Júpiter [74]	Urano [35]
Afelio [10^6 km]	152,1	816,363	3001,39
Perihelio [10^6 km]	147,095	740,595	2732,696
Albedo (a)	0,434	0,538	0,499
$R_{planeta}$ [km]	6371	69911	25362
Altitud órbita [km]	16800	912031,6	147773
T_{IR} (K)	255	109,5	58,1

Tabla 78: Datos del entorno térmico de la Tierra, Júpiter y Urano.

Intensidad Solar: La intensidad solar depende de la distancia del satélite respecto al Sol. Se obtiene a partir de la ecuación 37.

$$\phi_s = C_s \cdot \cos\theta \quad (37)$$

donde θ equivale al ángulo de incidencia, cuyo valor se asume que es 0 rad, y C_s es la Constante Solar expresada en la ecuación 38.

$$C_s = \frac{P}{4\pi d^2} \quad (38)$$

donde la potencia total emitida por el Sol es P , con un valor constante de $3,856 \cdot 10^{26}$ W, y d es la distancia entre el satélite y el Sol.

Intensidad solar [W/m ²]		
Tierra	Máxima	1418,18
	Media	1361
	Mínima	1326,38
Júpiter	Máxima	46,04
	Media	50,26
	Mínima	55,95
Urano	Máxima	4,11
	Media	3,69
	Mínima	3,41

Tabla 79: Intensidad solar de la Tierra, Júpiter y Urano.

Considerando que la fase del lanzamiento del vehículo ocurre durante el solsticio de verano terrestre, donde la Tierra se encuentra en la posición mas alejada de su órbita respecto del Sol, la única intensidad solar en la Tierra valorada es la mínima. El fly-by en Júpiter, ocurre en una posición cercana al afelio del planeta y se considera la intensidad solar mínima también. En el caso de Urano, se valora la intensidad solar media respecto a la máxima y la mínima.

Albedo: El flujo de albedo es dado por la ecuación 39.

$$\phi_a = a \cdot C_s \cdot F \quad (39)$$

donde a equivale al albedo geométrico del planeta, C_s a la Constante Solar y F al Factor de Forma.

El Factor de Forma es un parámetro que equivale a un valor nulo cuando el propio satélite sufre un eclipse y a un valor positivo cuando orbita en la zona en la que la luz solar es reflejada por el propio planeta, cuyo valor equivale a $F = \frac{R_{planeta}}{R_{orbita}}$. Se ha calculado dependiendo del planeta en la Tabla 80.

Planeta	Factor de Forma	
Tierra	En sombra	0
	En lado iluminado	0,076
Júpiter	En sombra	0
	En lado iluminado	0,005
Urano	En sombra	0
	En lado iluminado	0,021

Tabla 80: Factor de forma de la Tierra, Júpiter y Urano.

Con la ecuación 39, se calculan los diferentes flujos de albedo concentrados en la Tabla 81.

Flujo de albedo [W/m ²]		
Tierra	En sombra	0
	En lado iluminado	43,52
Júpiter	En sombra	0
	En lado iluminado	0,13
Urano	En sombra	0
	En lado iluminado	0,04

Tabla 81: Flujo de albedo de la Tierra, Júpiter y Urano.

Flujo planetario: El flujo planetario se calcula a partir de la ecuación 40.

$$\phi_p = J_{IR} \cdot F \quad (40)$$

donde F es el Factor de Forma y J_{IT} equivale a la emitancia expresada en la ecuación 41.

$$J_{IR} = \sigma \cdot T_{IR}^4 \quad (41)$$

La constante de Stefan-Boltzmann σ tiene un valor de $5,67 \cdot 10^{-8} W/m^2 K$ y TIR equivale a la temperatura de cuerpo negro.

Los flujos planetarios se expresan en la Tabla 82.

Flujo planetario [W/m ²]	
Tierra	18,24
Júpiter	0,04
Urano	0,01

Tabla 82: Flujo planetario de la Tierra, Júpiter y Urano.

Caso caliente:

El caso caliente se da en el afelio de la Tierra, durante la etapa de despegue del vehículo y escape de la esfera de influencia del planeta en verano. Sus datos se definen en la Tabla 83.

Caso caliente	
Intensidad solar [W/m ²]	1326,38
Flujo de albedo [W/m ²]	43,52
Flujo planetario [W/m ²]	18,24

Tabla 83: Datos del caso caliente.

Caso frío:

El caso frío ocurre dentro de la influencia de Urano, definiéndose en la Tabla 84.

Caso frío	
Intensidad solar [W/m ²]	3,69
Flujo de albedo [W/m ²]	0
Flujo planetario [W/m ²]	0,01

Tabla 84: Datos del caso frío.

6.3.5. Calor interno (potencia disipada en W) generado por el vehículo

La potencia disipada de cada componente eléctrico equivale a:

$$P_{dis} = I \cdot V = I^2 \cdot R$$

Asumiendo que todos los dispositivos actúan como elementos resistivos, se emplean sus potencias nominales asumiendo que toda la potencia consumida se transforma en calor. El cálculo del calor interno generado equivale al sumatorio de las potencias disipadas:

$$\sum P_{dis}$$

Se consideran las potencias disipadas de los componentes con más relevancia, pertenecientes a los subsistemas de la Carga de Pago, Propulsión y ADCS listados en la Tabla 85.

Componente	Unidades	Potencia total disipada [W]
Cubesat (con Caiman Imager)	1	30
Cubesat (con ECAM-IR1 y Argus 1000)	2	29,75
ISS	2	111,8
CIRS	1	32,89
MAG	1	3,10
VIMS	1	27,20
MARSIS	1	60
Motor Hall	1	1500
SSOC-D60	2	0,25
ST400 STAR TRACKER	3	3
STIM202	2	2,4
20 N Hydrazine Thruster	12	0
CubeWheelM	4	0,38
HSNS	2	0,3
RTG	10	2571,81 W

Tabla 85: Potencia disipada de los componentes más significativos.

El valor de la potencia disipada individual de cada RTG se obtiene a partir de la ecuación 42 considerando el plutonio como combustible ($\tau_{1/2} = 90$) y un tiempo de operación de 20 años.

$$P = P_0 \cdot e^{\frac{-0,693}{\tau_{1/2}} t} = 257,18W \quad (42)$$

El sumatorio de dichas potencias da lugar al valor calculado en la ecuación 43.

$$\sum P_{dis} = 4372,88W \quad (43)$$

6.3.6. Métodos pasivos

Mediante las medidas y la distribución de componentes del diseño, se ha realizado un modelo para el análisis térmico empleando el software Radian.

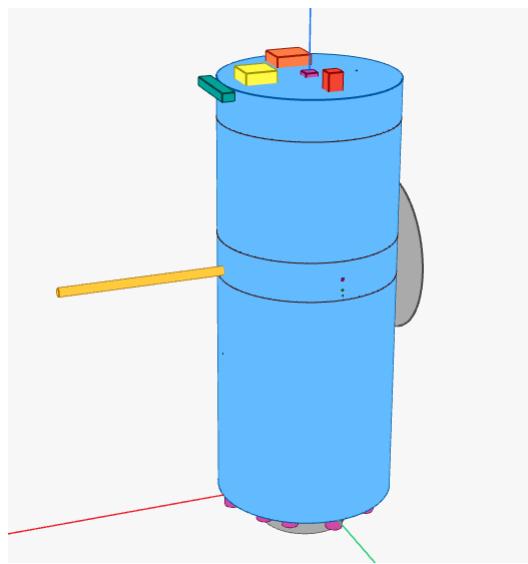


Figura 78: Exterior del modelo térmico

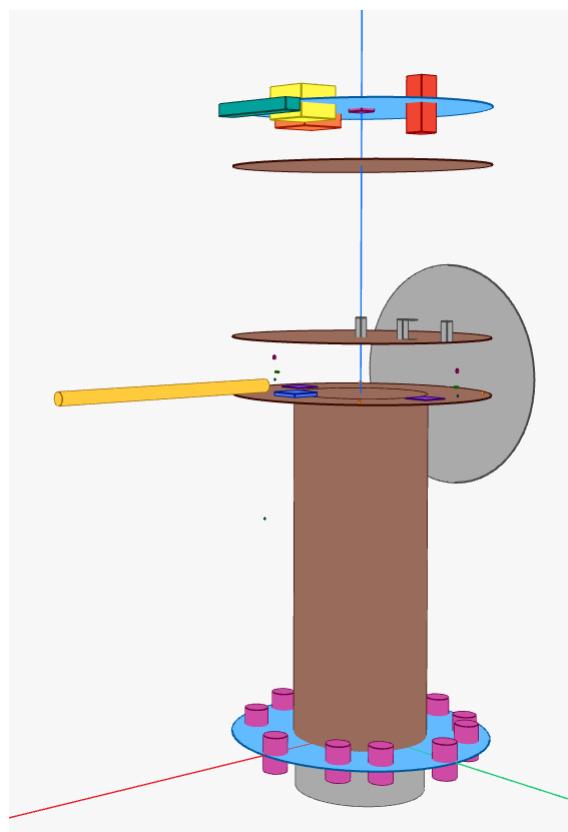


Figura 79: Interior del modelo térmico

Se quiso modelar tanto el caso frío como el caliente simulando los entornos pertinentes. Debido a problemas con el SW y por falta de tiempo, no ha sido posible.

Como métodos pasivos se utilizarán recubrimientos y pinturas con valores de emisividad y absorptancia que permitan

una temperatura de equilibrio adecuada. Los principales focos de calor irán colocados sobre doublers de tal manera que se distribuya el calor hacia las superficies radiativas para su correcta evacuación.

6.3.7. Temperatura de equilibrio

Para el cálculo de la temperatura de equilibrio, se emplea la siguiente ecuación 44:

$$\dot{Q}_{in} = \dot{Q}_{out} = \dot{Q}_{absorbed} + \sum P_{dissipated} = \dot{Q}_{emitted} \quad (44)$$

donde:

$$\dot{Q}_{absorbed} = \alpha_s \cdot J_s \cdot A_i + \alpha_s \cdot J_a \cdot A_i + \epsilon_{IR} \cdot J_{IR} \cdot A_i \quad (45)$$

$$\dot{Q}_{emitted} = \epsilon_{IR} \cdot \sigma \cdot A_e \cdot T^4 \quad (46)$$

De modo que, la temperatura de equilibrio para el satélite se obtiene a partir de:

$$T^4 = \frac{\alpha_s \cdot J_s \cdot A_i + \alpha_s \cdot J_a \cdot A_i + \alpha_{IR} \cdot J_{IR} \cdot A_i + \sum P_{dissipated}}{\epsilon_{IR} \cdot \sigma \cdot 2A_i} \quad (47)$$

Considerando el caso caliente, se han tenido en cuenta el flujo solar, el flujo por albedo y el flujo planetario.

6.3.8. Métodos activos

Con el fin de mantener en el rango de temperaturas operacionales a los dispositivos que no se han conseguido mediante elementos de control pasivos, se ha optado por la implementación de métodos activos que permiten generar o disipar calor dependiendo de las necesidades de los componentes en ciertos momentos.

Entre las diferentes técnicas de control activo, se ha valorado por encima de las demás la implementación de heaters.

6.4. Estructuras y mecanismos

6.4.1. Introducción

El subsistema de estructura y mecanismos para un satélite de espacio profundo debe considerar factores como la durabilidad, la resistencia a las condiciones extremas del espacio, la eficiencia en el uso de materiales y la capacidad para soportar las cargas dinámicas asociadas con las operaciones en Tierra, el lanzamiento y la operación en el espacio.

Es fundamental tener en cuenta los requisitos de la caja de pago, ya que ésta es la razón por la que se realiza la misión, pero también los del subsistema térmico, Guidance Navigation and Control (GNC), el lanzador y el equipo de integración y pruebas, ya que todos ellos tendrán una gran influencia en las necesidades estructurales del vehículo. [51]

Las fases del diseño habituales para este subsistema se definen según la Tabla 86.

Fase	Entradas	Salidas
Concepto inicial	Objetivos de misión, requisitos de alto nivel, características generales del entorno	Idea previa de los requisitos más relevantes y las interfaces
Definición de los requisitos y restricciones	Requisitos de misión, perfil de misión, requisitos de payload	Requisitos y limitaciones del subsistema de estructura
Definición de concepto y diseño	Geometría del vehículo, subsistemas necesarios	Configuración de los elementos, modelos, diseños preliminares, materiales
Análisis preliminar	Requisitos, diseño base, propiedades básicas de los materiales	Propiedades mecánicas y térmicas de la estructura
Validación y verificación	Requisitos, propiedades de la estructura, pruebas y figuras de mérito	Aprobación del diseño, correcciones
Diseño de mecanismos	Requisitos estructurales y de otros subsistemas, diseño preliminar	Diseños detallados de los mecanismos

Tabla 86: Proceso de diseño del subsistema de Estructuras. [51]

Con el objetivo de diseñar este subsistema según dichas directrices, se identifican una serie de elementos clave a tener en cuenta:

1. Requisitos de misión y subsistema: resulta indispensable conocer claramente los objetivos del satélite, su misión, duración de vida esperada y todos los requisitos específicos de la misión, como los derivados de la carga de pago.
2. Cargas ambientales y mecánicas: las condiciones ambientales a las que estará expuesto el satélite en el espacio profundo limitan el diseño. Entre ellas, se enfrentará a radiación, fluctuaciones de temperatura, microgravedad, y las cargas durante la integración, el transporte, el lanzamiento y las maniobras espaciales.
3. Materiales: los materiales deben ser ligeros pero robustos, capaces de soportar las tensiones y condiciones del espacio. Destacan los materiales compuestos avanzados y las aleaciones de aluminio, titanio u otros materiales específicos para aplicaciones espaciales.
4. Análisis estructural: son necesarios análisis estructurales para garantizar que la estructura puede soportar las cargas estáticas y dinámicas a lo largo de la misión.
5. Mecanismos de despliegue: algunos componentes de la carga de pago exigen componentes desplegables, como antenas o brazos que ayuden a cumplir sus restricciones de posición y orientación y minimizar las interferencias que puedan afectar a su correcto funcionamiento. Dichos mecanismos deben ser robustos y altamente fiables,

ya que un error en su despliegue puede comprometer el éxito de la misión. Además, el despliegue de cubesats requiere de un sistema de resortes, aunque pueden ser necesarios también motores eléctricos o actuadores pirotécnicos.

6. Redundancia y fiabilidad: se utilizarán redundancias siempre que sea posible para garantizar la continuidad de la misión en caso de fallos y el cumplimiento de los requisitos de confianza.
7. Alineación y control de vibraciones: el sistema debe minimizar las vibraciones y asegurar una correcta alineación de los instrumentos y equipos sensibles, utilizando sistemas de amortiguamiento.
8. Compatibilidad electromagnética: como se ha comentado, los equipos son sensibles a interferencias, por lo que la estructura no debe causar interferencias electromagnéticas y debe ser capaz de proveer de aislamiento a los componentes que así lo requieran.
9. Normativas y Estándares: por supuesto, las normativas y estándares espaciales establecidos por agencias espaciales y organismos internacionales son de obligado cumplimiento.
10. Diseño térmico eficiente: es necesario implementar un diseño térmico eficiente para mantener los componentes a temperaturas operativas y evitar cambios bruscos de temperatura en los mismos.
11. Estabilidad y control de órbita: la estructura debe garantizar una órbita estable alrededor de Ariel durante al menos 1 año.

6.4.2. Requisitos, funciones e interfaces

En primer lugar, se identifican las funciones que debe cumplir este subsistema, recogidas en la Tabla 87.

Funciones del subsistema de estructuras
Proporcionar una forma y esqueleto al vehículo, de acuerdo con el diseño considerado.
Actuar como interfaz con el adaptador del vehículo lanzador, en este caso el Falcon Heavy.
Soportar todas las cargas, incluyendo estáticas, acústicas, vibraciones, impulsivas, etc. durante todas la vida del vehículo, desde la integración de componentes en tierra hasta su EOM.
Servir de soporte al resto de subsistemas, conteniéndolos y manteniéndolos en las posiciones asignadas.
Dotar al vehículo de rigidez, resistencia y estabilidad para asegurar que los componentes mantienen su posición relativa dentro de los márgenes necesarios para su correcto funcionamiento.
Servir como medio de transferencia de cargas desde otros subsistemas, para garantizar que es la estructura primaria quien soporta las mismas.
Proveer, a los instrumentos que lo requieran, de un mecanismo de despliegue robusto y fiable, incluyendo el sistema de despliegue de cubesats, y siendo capaz de soportar las cargas asociadas a estas operaciones.
Soportar y proteger al resto de componentes de las inclemencias del ambiente espacial, como la radiación, shock térmico o microgravitación.
Asegurar un equilibrio en cuanto a distribución de masas y momentos de inercia que permitan una adecuada maniobrabilidad, de acuerdo con los requisitos del subsistema de ADCS.

Tabla 87: Funciones del subsistema de estructuras

Una vez identificadas las funciones, se obtienen los requisitos asociados al subsistema que permitan su adecuado cumplimiento. A nivel de subsistema, se definen los siguientes requisitos, algunos de ellos derivados de la fase inicial de diseño, mientras que otros se desarrollan a partir del análisis del subsistema.

SS-STR-010 El satélite debe tener una vida útil mínima de 12 años en el espacio, sumado a las actividades antes del despegue (2 años más).

SS-STR-020 La estructura debe estar preparada para soportar cargas mecánicas estáticas y dinámicas *TBD* a lo largo de toda su vida útil (fabricación, transporte, ensayos, lanzamiento y operaciones en órbita).

- **SS-STR-021** La estructura debe ser capaz de soportar las cargas últimas (UL) quasi-estáticas definidas en la Tabla 91 para durante la totalidad de su vida útil, tanto en tierra como en el espacio, sin recibir daños ni comprometer el correcto funcionamiento de los demás componentes y sin sufrir deformaciones mayores a *TBD*.
- **SS-STR-022** La estructura debe estar preparada para soportar las cargas armónicas asociadas al lanzamiento sin sufrir efectos de resonancia, siendo diseñada con un adecuado control de los modos de vibración.
- **SS-STR-023** La estructura debe ser capaz de amortiguar y soportar las cargas asociadas a vibraciones aleatorias definidas en la Tabla 92 sin recibir daños ni comprometer el correcto funcionamiento de los demás componentes y sin sufrir deformaciones mayores a *TBD*.
- **SS-STR-024** La estructura debe ser capaz de amortiguar y soportar las cargas asociadas a vibraciones acústicas sin recibir daños ni comprometer el correcto funcionamiento de los demás componentes y sin sufrir deformaciones mayores a *TBD*.
- **SS-STR-025** La estructura debe ser capaz de amortiguar y soportar las cargas impulsivas definidas por la envolvente de la Figura 100 sin recibir daños ni comprometer el correcto funcionamiento de los demás componentes y sin sufrir deformaciones mayores a *TBD*.
- **SS-STR-026** La estructura debe ser capaz de operar tanto en microgravedad como en el entorno gravitatorio terrestre, sin recibir daños ni comprometer el correcto funcionamiento de los demás componentes y sin sufrir deformaciones mayores a *TBD*.
- **SS-STR-027** La estructura debe ser capaz de amortiguar y soportar las cargas dinámicas asociadas a la propulsión y el sistema de ADCS, sin recibir daños ni comprometer el correcto funcionamiento de los demás componentes y sin sufrir deformaciones mayores a *TBD*.
- **SS-STR-028** La estructura debe ser estandarizada para soportar su propio peso, así como el de los tanques de combustible y todos los subsistemas que contiene, sin sufrir un fallo estructural por pandeo.

SS-STR-030 El entorno de fabricación y transporte del satélite y sus componentes tiene que ser no contaminante y estéril.

SS-STR-040 El tamaño del satélite debe ser suficiente para poder transportar y proteger la carga de pago e instrumentación de a bordo.

- **SS-STR-041** Las dimensiones del vehículo deben ser inferiores a las de la cofia del lanzador Falcon Heavy.

SS-STR-050 Los materiales tienen que ser adecuados para todas las fases de la misión.

SS-STR-060 La estructura debe estar preparada para el entorno espacial (plasma, partículas de alta energía, oxígeno monoatómico).

- **SS-STR-061** La estructura debe proteger a los componentes internos de las radiaciones propias del entorno, evitando que interfieran en su correcto funcionamiento o sufran daños críticos, a lo largo de toda la misión.
- **SS-STR-062** La estructura debe contar con protección a choque térmico y mantener unas condiciones de

temperatura en el interior adecuada para el correcto funcionamiento de los componentes durante toda la misión, siendo esta superior a $-20^{\circ}C$ e inferior a $50^{\circ}C$.

- **SS-STR-063** La estructura debe proteger a los componentes internos de las partículas cargadas, evitando que interfieran en su correcto funcionamiento o sufran daños críticos, a lo largo de toda la misión.
- **SS-STR-064** La estructura debe soportar las cargas ambientales sin sufrir un fallo crítico durante al menos 12 años.

SS-STR-070 La estructura debe ser capaz de permitir el despliegue de los cubesat.

SS-STR-080 El contenedor del RTG tiene que ser seguro (la probabilidad de fuga cercana a la Tierra debe ser inferior a un *TBD* %).

SS-STR-090 Cada cubesat tiene que emplear un mecanismo para fomentar la separación de los cubesat vecinos dentro del dispensador. [39]

SS-STR-100 La estructura tiene que permitir la orientación de las antenas para garantizar una comunicación robusta y fiable.

SS-STR-110 La estructura debe contar con redundancia en los sistemas críticos para asegurar un nivel de confianza igual o superior a 0,9.

Las Tablas 88 y 89 recogen los requisitos y sus dependencias.

ID	Prioridad	Descripción	Dependencias
SS-STR-010	Alta	El satélite debe tener una vida útil mínima de 12 años en el espacio, sumado a las actividades antes del despegue (2 años más).	OM-050, OM-110, OD-010
SS-STR-020	Alta	La estructura debe estar preparada para soportar cargas mecánicas estáticas y dinámicas <i>TBD</i> a lo largo de toda su vida útil (fabricación, transporte, ensayos, lanzamiento y operaciones en órbita).	OD-010
→ SS-STR-021	Alta	La estructura debe ser capaz de soportar las cargas últimas (UL) cuasi-estáticas definidas en la Tabla 91 para durante la totalidad de su vida útil, tanto en tierra como en el espacio, sin recibir daños ni comprometer el correcto funcionamiento de los demás componentes y sin sufrir deformaciones mayores a <i>TBD</i> .	SS-STR-020
→ SS-STR-022	Alta	La estructura debe estar preparada para soportar las cargas armónicas asociadas al lanzamiento sin sufrir efectos de resonancia, siendo diseñada con un adecuado control de los modos de vibración.	SS-STR-020
→ SS-STR-023	Alta	La estructura debe ser capaz de amortiguar y soportar las cargas asociadas a vibraciones aleatorias definidas en la Tabla 92 sin recibir daños ni comprometer el correcto funcionamiento de los demás componentes y sin sufrir deformaciones mayores a <i>TBD</i> .	SS-STR-020
→ SS-STR-024	Alta	La estructura debe ser capaz de amortiguar y soportar las cargas asociadas a vibraciones acústicas sin recibir daños ni comprometer el correcto funcionamiento de los demás componentes y sin sufrir deformaciones mayores a <i>TBD</i> .	SS-STR-020
→ SS-STR-025	Alta	La estructura debe ser capaz de amortiguar y soportar las cargas impulsivas definidas por la envolvente de la Figura 100 sin recibir daños ni comprometer el correcto funcionamiento de los demás componentes y sin sufrir deformaciones mayores a <i>TBD</i> .	SS-STR-020
→ SS-STR-026	Alta	La estructura debe ser capaz de operar tanto en microgravedad como en el entorno gravitatorio terrestre, sin recibir daños ni comprometer el correcto funcionamiento de los demás componentes y sin sufrir deformaciones mayores a <i>TBD</i> .	SS-STR-020
→ SS-STR-027	Alta	La estructura debe ser capaz de amortiguar y soportar las cargas dinámicas asociadas a la propulsión y el sistema de ADCS, sin recibir daños ni comprometer el correcto funcionamiento de los demás componentes y sin sufrir deformaciones mayores a <i>TBD</i> .	SS-STR-020
→ SS-STR-028	Alta	La estructura debe ser estar preparada para soportar su propio peso, así como el de los tanques de combustible y todos los subsistemas que contiene, sin sufrir un fallo estructural por pandeo.	SS-STR-020

Tabla 88: Requisitos del subsistema de estructuras y mecanismos.

ID	Prioridad	Descripción	Dependencias
SS-STR-030	Baja	El entorno de fabricación y transporte del satélite y sus componentes tiene que ser no contaminante y estéril.	OD-010
SS-STR-040	Alta	El tamaño del satélite debe ser suficiente para poder transportar y proteger la carga de pago e instrumentación de a bordo.	OD-030, OD-050
→ SS-STR-041	Alta	Las dimensiones del vehículo deben ser inferiores a las de la cofia del lanzador Falcon Heavy.	SS-STR-040
SS-STR-050	Baja	Los materiales tienen que ser adecuados para todas las fases de la misión.	OD-010, OD-110
SS-STR-060	Alta	La estructura debe estar preparada para el entorno espacial (plasma, partículas de alta energía, oxígeno monoatómico).	OD-010
→ SS-STR-061	Alta	La estructura debe proteger a los componentes internos de las radiaciones propias del entorno, evitando que interfieran en su correcto funcionamiento o sufran daños críticos, a lo largo de toda la misión.	SS-STR-060
→ SS-STR-062	Alta	La estructura debe contar con protección a choque térmico y mantener unas condiciones de temperatura en el interior adecuada para el correcto funcionamiento de los componentes durante toda la misión, siendo esta superior a -20°C e inferior a 50°C .	SS-STR-060
→ SS-STR-063	Alta	La estructura debe proteger a los componentes internos de las partículas cargadas, evitando que interfieran en su correcto funcionamiento o sufran daños críticos, a lo largo de toda la misión.	SS-STR-060
→ SS-STR-064	Alta	La estructura debe soportar las cargas ambientales sin sufrir un fallo crítico durante al menos 12 años.	SS-STR-060
SS-STR-070	Alta	La estructura debe ser capaz de permitir el despliegue de los cubesat.	OD-010, OD-160, OD-200
SS-STR-080	Baja	El contenedor del RTG tiene que ser seguro (la probabilidad de fuga cercana a la Tierra debe ser inferior a un <i>TBD %</i>).	OD-010
SS-STR-090	Baja	Cada cubesat tiene que emplear un mecanismo para fomentar la separación de los cubesat vecinos dentro del dispensador.	OD-020, OD-160, OD-040
SS-STR-100	Baja	La estructura tiene que permitir la orientación de las antenas para garantizar una comunicación robusta y fiable.	OD-040
SS-STR-110	Alta	La estructura debe contar con redundancia en los sistemas críticos para asegurar un nivel de confianza igual o superior a 0,9.	OM-100

Tabla 89: Requisitos del subsistema de estructuras y mecanismos.

6.4.3. Cargas sobre el vehículo

A continuación, se caracterizan las cargas más relevantes para el diseño de la estructura. Estas cargas pueden ser de diversa naturaleza y provenir de distintas etapas de la misión, siendo fundamentales a la hora de establecer las cargas límite que admite la estructura. Las cargas límite más importantes se describen a continuación:

1. Carga límite de vuelo (FLL): carga máxima que se podrá encontrar en una condición de diseño, con una probabilidad de ocurrencia de 2sigma (97,7 %), cuyo esfuerzo asociado se denomina esfuerzo límite.
2. **Carga límite de diseño (DLL):** resultante de multiplicar la FLL por un factor de diseño que garantice la integridad del vehículo durante la fase de diseño y pruebas.
3. **Carga última (UL):** a su vez, proviene de aplicar un nuevo factor de seguridad a la DLL, siendo la carga más crítica para una condición de diseño.
4. Carga de pandeo (BL): se obtiene de multiplicar la DLL por un factor de seguridad específico para pandeo.
5. Carga de fluencia (YL): también se obtiene a partir de la DLL y un factor concreto para este tipo de esfuerzo.
6. Carga de pruebas de aceptación (AL): carga asociada a la fase de ensayos, que a menudo coincide con la FLL.
7. **Carga de certificación (QL):** carga asociada a la certificación de los componentes, derivada del producto de la FLL por un factor de seguridad.

La relación entre estas cargas se ilustra en la Figura 80, mientras que las Figuras 81, 82 y 83 muestran algunos de los factores de seguridad utilizados en la industria. [80]

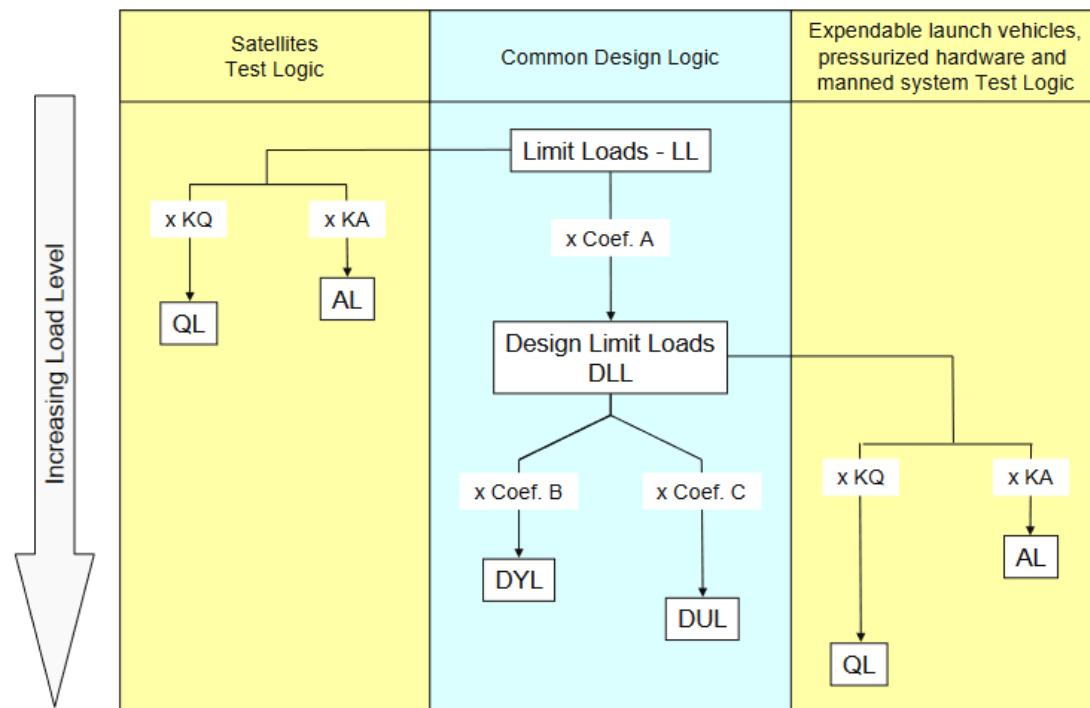


Figura 80: Relaciones básicas entre las cargas límite en diseño.

Load type	Requirements			Comments
	Vehicle	KQ	KA	
Global flight loads	Satellite	1,25 ^a	1	Typical value to be considered for dimensioning are $J_p=1,05$ to 1,1
	Launch vehicle	1,25 _{corrected} ^b	1 or J_p ^c	
	Man-rated S/C	Launch loads	1,4	
		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	2	N/A	
	-other transportation loads	1,4		
Thermal loads ^h	Satellite	1	1	
	Launch vehicle	1	1	

Figura 81: Factores de seguridad de aceptación y certificación típicos para distintas clases de cargas.

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	1,25 ^d	2,0 2,0 ^d
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	5,0 ^e

Figura 82: Factores de seguridad último y a fluencia para distintos tipos de estructuras y materiales.

Vehicle	Requirements			
	FOSY	FOSU	FOSY verification by analysis only	FOSU verification by analysis only
Satellite	See Note ^a	1,25	See Note ^a	2,0
Launch vehicle				
- Global	N/A	1,25	See Note ^a	2,0
- Local	1,1	1,25		2,0
Man-rated S/C	See Note ^a	1,4	See Note ^a	N/A

^a No commonly agreed value within the space community can be provided.

Figura 83: Factores de seguridad asociados a las cargas a pandeo.

Para la misión Caelo, se escogen los siguientes factores de seguridad: [80]

$$\begin{aligned}
 K_A &= 1 \\
 K_Q &= 1,25 \\
 K_{Q,T} &= 2 \\
 A &= K_Q \cdot K_{P,M} = 1,25K_Q = 1,5625 \\
 A_T &= K_{Q,T} \cdot K_{P,M} = 1,25K_{Q,T} = 2,5 \\
 C(FOSU) &= 2
 \end{aligned}$$

donde $K_{Q,T}$ es el factor de certificación en transporte, $K_{P,M}$ es un coeficiente del modelo para corregir los errores debidos a la imprecisión del modelo matemático utilizado y $FOSU$ es el factor de seguridad último para todos los esfuerzos, incluyendo pandeo.

Cargas de integración y transporte

Durante la manipulación del vehículo en tierra, éste es sometido a cargas importantes, que deben ser tenidas en cuenta para asegurar la integridad de la estructura. Las Figuras 84 y 85 muestran las cargas límite en función del tipo de transporte empleado, según los estándares de la NASA. [81] [82]

Transportation Mode/Vehicle	Load Occurrence	Fore/Aft g's	Lateral g's	Vertical g's
Water Craft	S	± 0.75	± 1.0	+2.5, -0.5
NASA Barge (MAF to KSC) ⁽¹²⁾	S	± 0.75	± 1.0	+2.25, -0.25
NASA Barge Inland Waterway	S	± 0.5	± 0.5	+1.4, +0.6
Airplane ⁽¹¹⁾	S	± 3.0	± 1.5	+3.0, -1.0
Crash Landing ⁽¹¹⁾	I	+3.0, -1.5	± 1.5	+4.5, -2.0
Ground:				
Truck or Air Ride Trailer	S	± 2.0	± 2.0	+3.0, -1.0
Rail (Humping) ⁽¹³⁾	S	± 30.0	± 5.0	± 15.0
Rail (Normal Operation)	S	± 3.0	± 1.5	+3.0, -1.0
Dolly (Max Velocity, 5 mph) ⁽⁹⁾	I	± 1.0	± 0.75	+1.5, +0.5
Dolly (Hand Operated) ⁽¹⁰⁾	I	$\pm 0.2V$	$\pm 0.15V$	+1.0
Forklift	S	± 1.0	± 0.5	+2.0, 0.0
Hoist	S	0	0	+1.33
Hoist (Heritage Hardware)	S	0	0	+1.0

Figura 84: Cargas límite en función del medio de transporte para los ejes axial y laterales, tanto si ocurren simultáneamente en los 3 ejes (S) como si lo hacen independientemente (I).

Medium/mode	Longitudinal load factors, g	Lateral load factors, g	Vertical load factors, g
Water	± 0.5	± 2.5	+2.5
Air	± 3.0	± 1.5	± 3.0
Ground			
Truck	± 3.5	± 2.0	+6.0
Rail (humping shocks)	± 6.0 to ± 30.0	± 2.0 to ± 5.0	+4.0 to +15.0
Rail (rolling)	± 0.25 to ± 3.0	± 0.25 to ± 0.75	+0.2 to +3.0
Slow-moving dolly	± 1.0	± 0.75	+2.0

Figura 85: Cargas límite en función del medio de transporte para los ejes axial y laterales.

También es posible definir una serie de cargas armónicas e impulsivas^o, derivadas del estado de las carreteras en transporte por tierra, como se muestra en la Figura 86.

Type of road encountered	Low probability of occurrence (a)		High probability of occurrence (b)	
	Sinusoidal washboard amplitude, cm (c) (d)	Single bump amplitude, cm (c) (d)	Sinusoidal washboard amplitude, cm (c) (d)	Single bump amplitude, cm (d)
Primary and secondary roads with rigid or flexible pavement that are well constructed and maintained	1.91	3.81	0.95	2.54
Paved primary and secondary roads with average maintenance; or well constructed unpaved roads with good maintenance	2.54	5.08	1.29	3.81
Secondary roads that are flexibly paved and poorly maintained, and unpaved roads	5.08	10.16 (chuckhole)	3.81	7.62 (chuckhole)

Figura 86: Cargas armónicas e impulsivas debidas a los efectos de la calzada.

Para esta fase del diseño, se tendrán en cuenta únicamente las cargas cuasi-estacionarias y se descarta el tren como medio de transporte. Además, dado que el satélite es aproximadamente simétrico respecto del eje axial, las aceleraciones verticales serán consideradas laterales.

Por tanto, aplicando los factores $K_{Q,T} = 2$, $A_T = 2,5$ y $DOSU = 2$, se obtiene el punto más crítico, correspondiente con un aterrizaje forzoso, según se muestra en la Tabla 90.

Carga	Carga axial [g's]	Carga lateral [g's]
Aterrizaje forzoso (DLL)	+7,5, -3,75	+11,25, -5,0
Aterrizaje forzoso (UL)	+15,0, -7,5	+22,5, -10,0

Tabla 90: Cargas límite de diseño más críticas en la fase de transporte.

Cargas debidas al lanzador

Durante la fase de lanzamiento, el vehículo sufre algunas de las cargas más críticas a las que se enfrentará a lo largo de la misión, que pueden ser clasificadas en función de su frecuencia y su origen. Todas las cargas se obtienen del manual de usuario del Falcon Heavy. [48]

Cargas cuasi-estacionarias

Las cargas cuasi-estáticas se caracterizan por su envolvente, como en la Figura 87, dentro de la cual el satélite debe ser capaz de mantener su integridad.

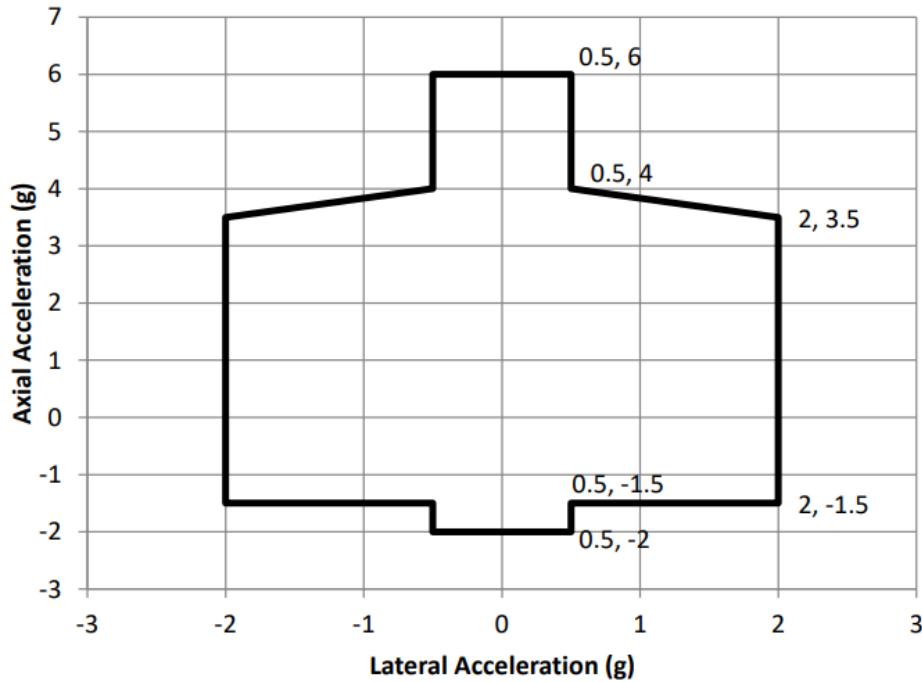


Figura 87: Cargas cuasi-estáticas durante el lanzamiento del Falcon Heavy.

Si se analizan estas cargas junto con las cuasi-estacionarias debidas al transporte, test e integración, se obtiene la envolvente de la Figura 88.

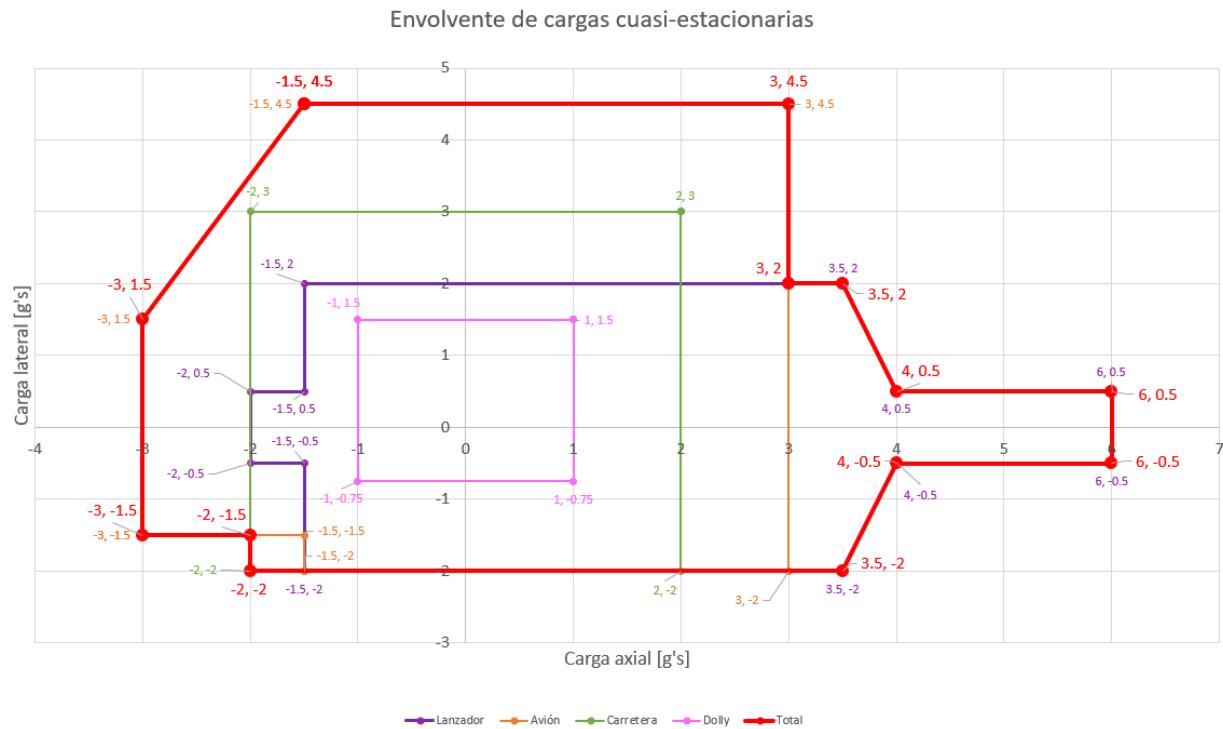


Figura 88: Envolvente de las cargas cuasi-estacionarias.

En la Tabla 91 se resumen las cargas cuasi-estacionarias más críticas según la envolvente construida.

Carga	Carga axial [g's]	Carga lateral [g's]
DLL	+15,0, -7,5	+11,25, -5,0
UL	+30,0, -15,0	+22,5, -10,0

Tabla 91: Cargas cuasi-estacionarias de diseño más críticas.

Cargas armónicas

Las cargas armónicas o sinusoidales son un tipo de carga dinámica, caracterizada por su baja frecuencia ($< 100\text{Hz}$), que, aunque no se comportan de manera periódica, se pueden descomponer en excitaciones tipo seno. Ocurren como resultado de la respuesta dinámica del lanzador a las fuerzas externas, como la generación de empuje, y su consiguiente transferencia al vehículo a través de la interfaz, excitando sus frecuencias bajas.

Las Figuras 92 y 93 muestran la aceleración sufrida por la estructura en función de la frecuencia para los ejes axial y lateral, respectivamente.

Para analizar el efecto de estas cargas, es posible plantear un análisis para 1 ó 2 grados de libertad.

Para 1 grado de libertad, se tiene el sistema de la Figura 89.

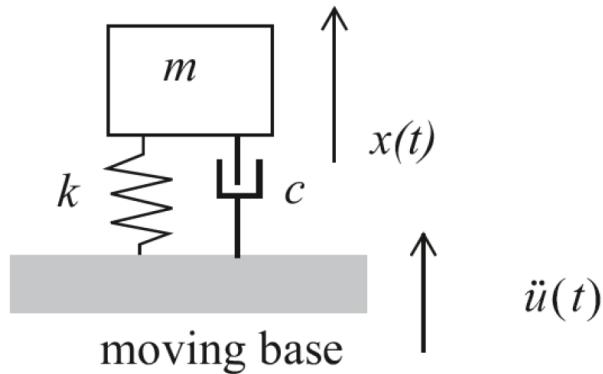


Figura 89: Sistema de 1 grado de libertad.

Para un sistema de estas características, se obtienen dos respuestas para la posición del vehículo en función del tiempo: la amortiguada del sistema, que desaparece con el tiempo, y la respuesta particular, que es la más importante en este estudio.

La función de transferencia del sistema en frecuencias se representa en la Figura 90, donde se distinguen tres regiones:

- $\frac{\omega}{\omega_n} < 1$: región dominada por la región estructural.
- $\frac{\omega}{\omega_n} \approx 1$: región dominada por el amortiguamiento estructural.
- $\frac{\omega}{\omega_n} > 1$: región dominada por la masa estructural.

Teniendo en cuenta que la frecuencia natural viene dada por la expresión $\omega_n = \sqrt{\frac{k}{m}}$, para la masa estimada del vehículo, del orden de $16t$, se puede esperar que la respuesta del sistema se encuentre en la región dominada por la masa estructural.

En caso de que los distintos elementos del vehículo tengan respuestas muy espaciadas en el rango de frecuencias, como en el caso de la Figura 91, se deberá estudiar el sistema desacoplado, considerando más grados de libertad.

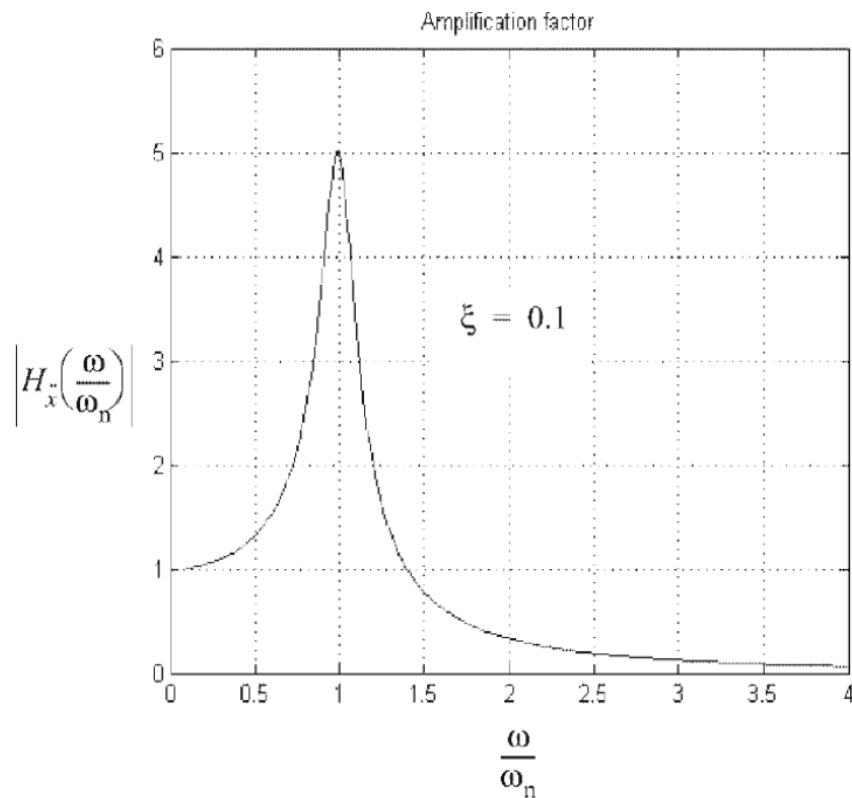


Figura 90: Respuesta del sistema en el dominio de la frecuencia, para frecuencias adimensionalizadas con la frecuencia natural del sistema.

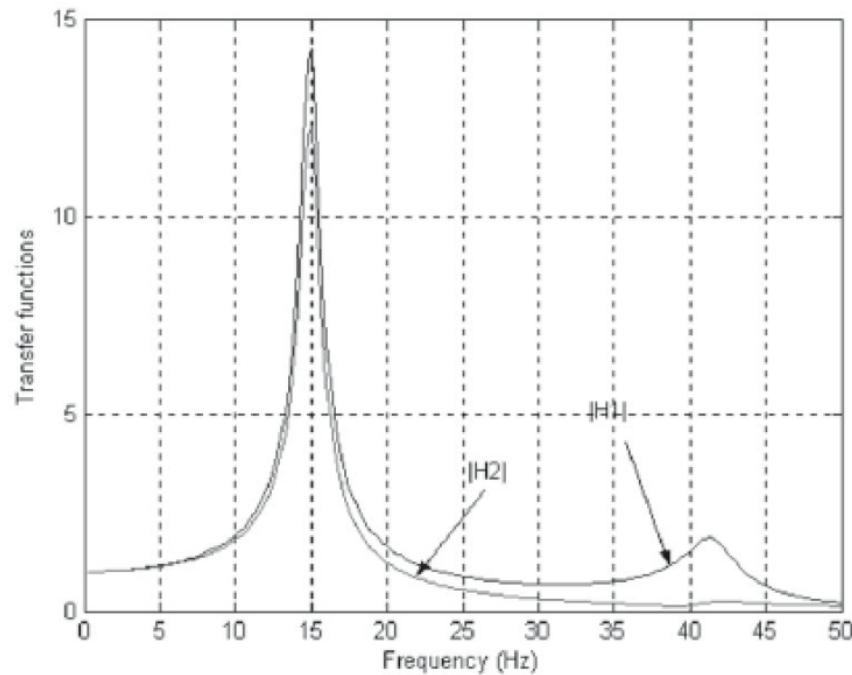


Figura 91: Respuesta del sistema en el dominio de la frecuencia para 2 grados de libertad.

Para el Falcon Heavy, se proporciona el espectro de cargas armónicas en el eje axial (Fig. 92) y lateral (Fig. 93).

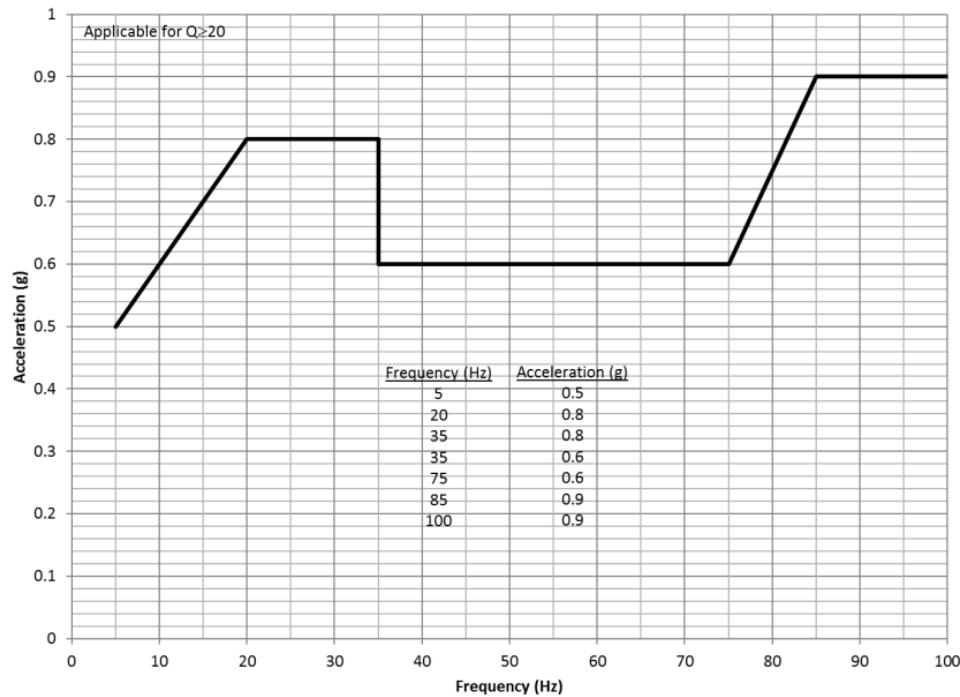


Figura 92: Cargas armónicas axiales durante el lanzamiento del Falcon Heavy.

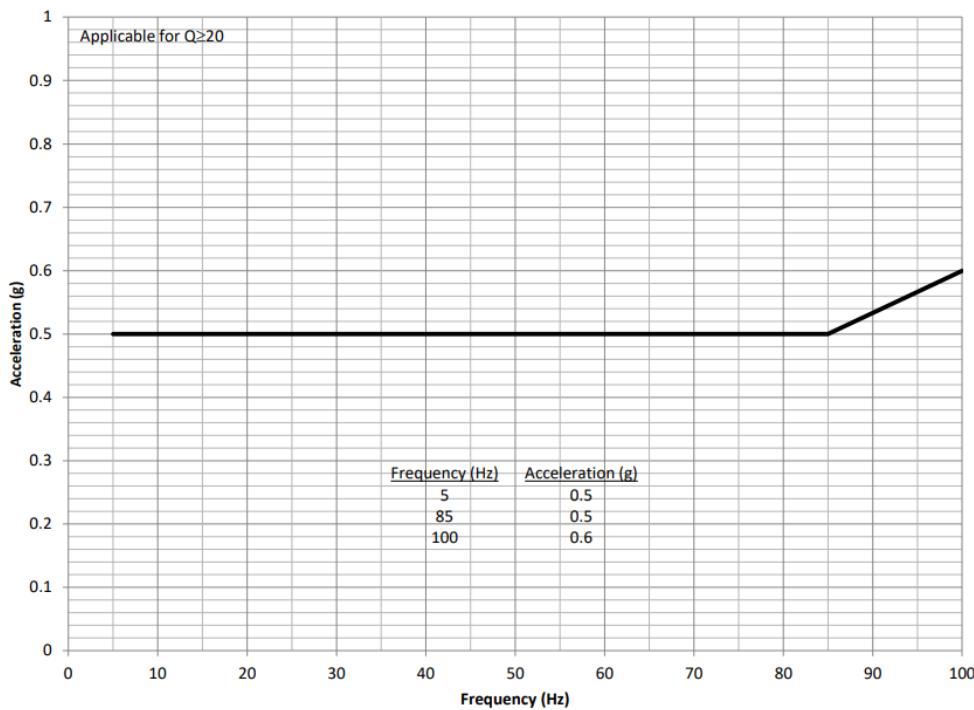


Figura 93: Cargas armónicas laterales durante el lanzamiento del Falcon Heavy.

Cargas aleatorias

El lanzador se encuentra sometido al espectro de cargas en frecuencia de la Figura 94.

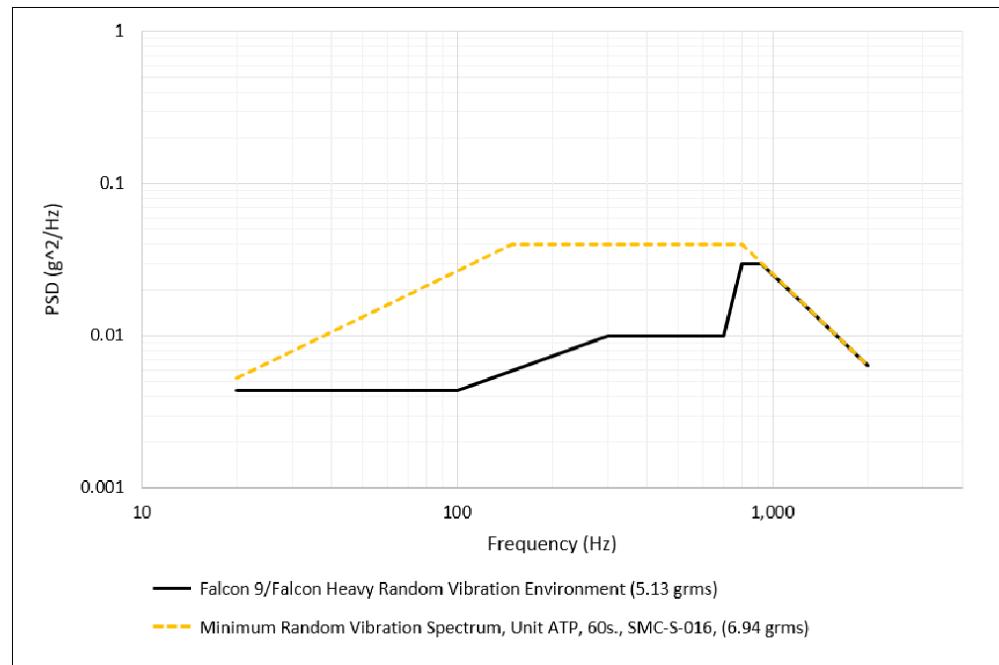


Figura 94: Densidad de potencia espectral (PSD) por frecuencias para las cargas aleatorias durante el lanzamiento del Falcon Heavy.

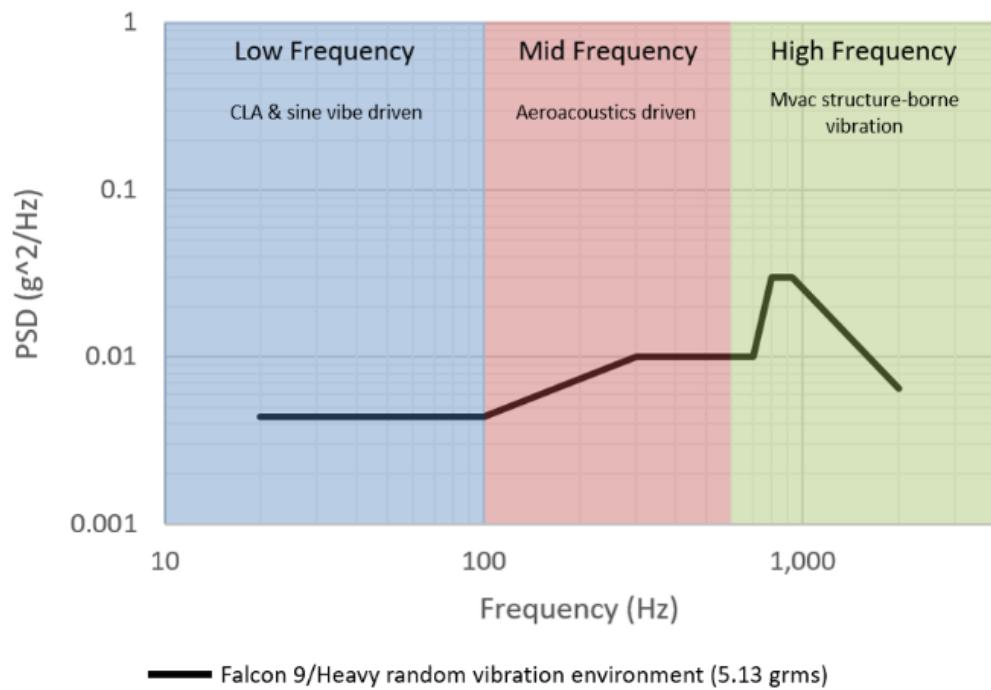


Figura 95: Cargas aleatorias durante el lanzamiento del Falcon Heavy y sus causas principales en función de la frecuencia.

Asimismo, la Figura 95 muestra las principales causas de las cargas, en función de la frecuencia, siendo las más bajas debidas a las excitaciones tipo seno y el acoplamiento de cargas, las de frecuencias intermedias por causas aeroacústicas y las de alta frecuencia por vibraciones estructurales.

La contribución total de estas vibraciones se calcula a partir de las áreas bajo la función de la densidad de potencia espectral (PSD) en base logarítmica, siendo su aceleración equivalente $g_{rms} = 5,13 \text{ g's}$, como se muestra en la Figura 96. Aplicando los factores de seguridad, se obtienen los resultados de la Tabla 92.

Frequency	Falcon 9/Heavy Payload Vibration MPE, (P95/50), 5.13 GRMS
20	0.0044
100	0.0044
300	0.01
700	0.01
800	0.03
925	0.03
2000	0.00644
GRMS	5.13

Figura 96: Cargas aleatorias durante el lanzamiento del Falcon Heavy y su aceleración equivalente.

Carga	Carga límite [g's]
g_{rms} (DLL)	+12,83
g_{rms} (UL)	+25,66

Tabla 92: Cargas aleatorias de diseño más críticas.

Cargas acústicas

Se definen los niveles de presión acústica (SPL) de la Tabla 97 para la fase de lanzamiento, con un nivel total de $OASPL = 135,6\text{dB}$, y cuya representación en el dominio de la frecuencia se observa en la Figura 98.

Frequency	Acoustic Limit Levels (P95/50), 60% Fill-Factor (Full Octave)
31.5	130.3
63	130.5
125	128.8
250	126.7
500	121.6
1000	114.9
2000	110.8
4000	107.8
8000	104.8
OASPL (dB)	135.6

Figura 97: Niveles de presión de las cargas acústicas durante el lanzamiento del Falcon Heavy por frecuencia.

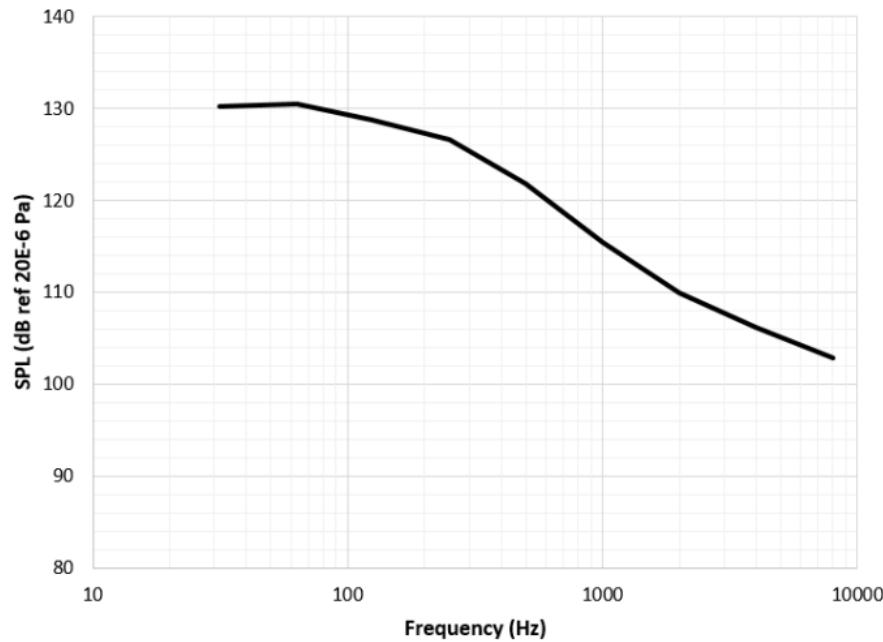


Figura 98: Nivel de presión acústica (SPL) en función de la frecuencia para cargas acústicas durante el lanzamiento del Falcon Heavy.

$$OASPL = 10 \log p_{rms}^2 + 94 \quad (48)$$

La presión acústica total puede obtenerse de la expresión 48 que, al despejar la presión total, da como resultado

$p_{rms} = 120,2 \text{ Pa}$. Teniendo en cuenta un área para la base del vehículo de $A = 5,36 \text{ m}^2$ y una masa aproximada de $m = 16t$, la aceleración resultante será $a_{ac} = 1,4 \times 10^{-4} \text{ g}$, por lo que las cargas acústicas tendrán un efecto muy bajo sobre la estructura.

Cargas impulsivas

El espectro de respuesta al impulso (SRS) de las cargas impulsivas asociadas al lanzamiento se muestra en la Figura 99. A partir de estos datos, se construye la envolvente de la Figura 100, que determina los límites de operación para el vehículo, siendo la zona sombreada la permitida.

Frequency (Hz)	SRS (g)
100	30
1000	1,000
10000	1,000

Figura 99: Espectro de respuesta a impulso (SRS) para cargas impulsivas durante el lanzamiento del Falcon Heavy.

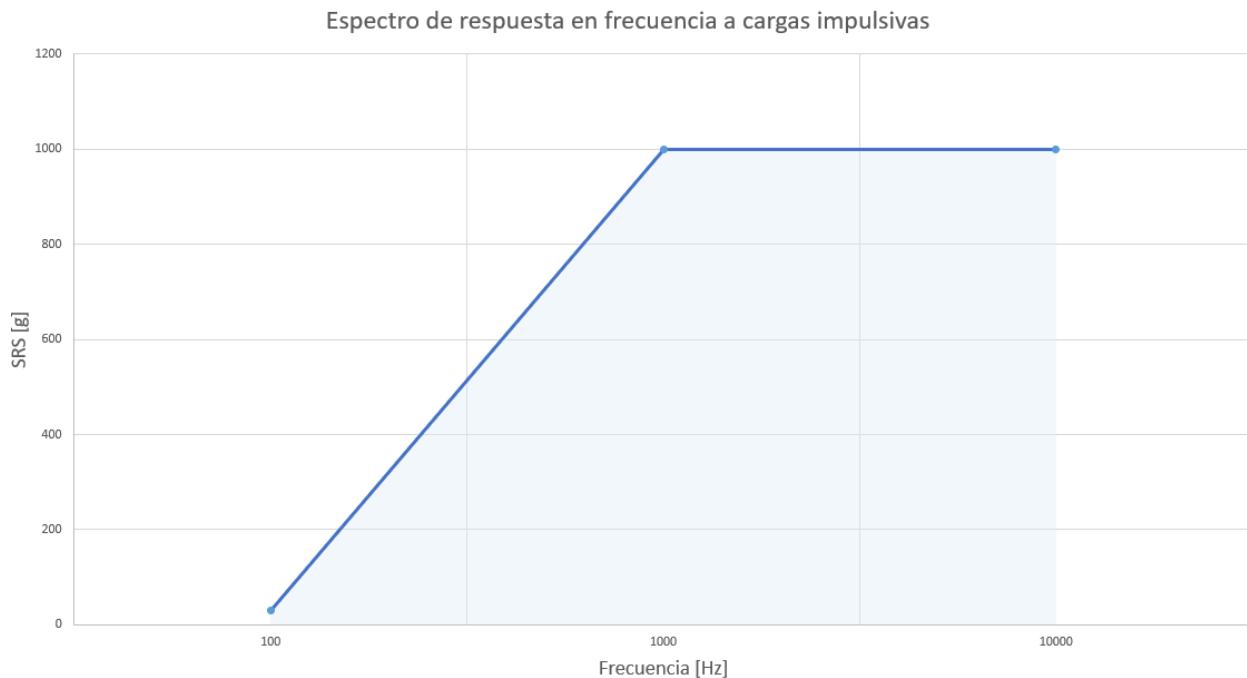


Figura 100: Límites del espectro de respuesta a impulso (SRS) para cargas impulsivas durante el lanzamiento del Falcon Heavy.

Otras cargas de misión

A continuación, se identifican otras cargas significativas durante la misión:

1. Radiación espacial: algunos componentes son sensibles a la radiación espacial, que tanto Júpiter como Urano emiten en forma de radiación electromagnética, por lo que la estructura deberá protegerlos durante el viaje y la permanencia en la órbita en las inmediaciones de Urano. La radiación puede causar daño acumulativo a lo largo del tiempo, por lo que se debe tener en cuenta en la vida útil del satélite, que debe alcanzar cerca de 12 años.
2. Interacción con partículas cargadas: las partículas cargadas en el espacio profundo pueden interactuar con la estructura, causando daño o interferencias eléctricas, por lo que los componentes más sensibles deben llevar protección especial.
3. Temperaturas extremas: especialmente en la cercanía de Urano, donde las temperaturas son muy bajas y pueden alcanzar los -224°C , siendo la temperatura máxima la de escape de la Tierra, donde se puede considerar una temperatura máxima de 40°C . [31]
4. Gravedad variable: a lo largo de la misión, la gravedad sufrida por el satélite variará desde fases de microgravedad en el espacio, lo cual puede afectar el comportamiento de los fluidos y la estabilidad estructural, hasta fases donde sufrirá la gravedad de la Tierra, Júpiter, Urano y sus lunas.
5. Vibraciones y cargas dinámicas derivadas de la propulsión y las maniobras: la estructura debe ser capaz de resistir las cargas dinámicas asociadas con las maniobras, incluyendo la de inserción en Urano, donde el empuje será más alto, el fly-by en Júpiter y el despliegue de los cubesats.
6. Cargas asociadas al despliegue de la carga de pago: algunos instrumentos deben desplegarse y operar eficientemente, lo que exige que la estructura absorba las cargas correspondientes.

6.4.4. Diseño, materiales y carga crítica

Elección de la estructura

El diseño de la estructura puede basarse en 3 tipos:

Estructuras de Barras

Las estructuras de barras o celosías están compuestas por una red de barras y nodos interconectados, siendo capaces de crear estructuras de diversas formas y tamaños. Suelen ser ligeras, manteniendo un nivel aceptable de rigidez.

Se deben amortiguar, para controlar las vibraciones no deseadas, y es importante considerar la topología, de cara a utilizar el mínimo número necesario de barras para alcanzar las propiedades mecánicas requeridas, aunque esto puede aumentar la complejidad del ensamblaje.

Estructuras Monocasco

Las estructuras tipo membrana o monocasco están formadas por un único cuerpo continuo, presentando una buena relación resistencia-peso, aunque pueden presentar inestabilidades elásticas y fallo a pandeo, lo que obliga al uso de costillas rigidizadoras o paneles tipo honeycomb.

Estructuras Tipo Panel

Están compuestas por paneles conectados entre sí, son sencillas de configurar y permiten instalar equipos directamente sobre ellas, abriendo caminos eléctricos y térmicos. Su fabricación y ensamblaje puede ser más sencillo, aunque pueden ser más pesadas y sus formas son más limitadas.

La Tabla 93 recoge una comparación entre los tres tipos de estructuras, estableciendo sus debilidades y fortalezas.

Característica	Barras	Monocasco	Paneles
Peso	Bajo	Medio	Medio-Alto
Propiedades específicas	Medias	Excelentes	Bajas
Coste	Bajo	Alto	Medio
Resistencia a la corrosión	Media	Excelente	Media
Rigidez	Media	Alta	Alta
Respuesta a vibraciones	Mala	Buena	Buena
Fabricación	Sencilla	Compleja	Muy sencilla
Respuesta a pandeo	Buena	Mala	Buena
Integración	Media	Buena	Excelente

Tabla 93: Comparación de los distintos tipos de estructuras.

Cada modelo es capaz de aportar distintas capacidades al vehículo, mientras que necesitará de soluciones que permitan hacer frente a sus inconvenientes. Por este motivo, se decide realizar una estructura que combine los tres estilos, con una estructura primaria de monocasco reforzada con rigidizadores, una estructura de barras que ayude a mejorar el comportamiento a compresión y una estructura exterior de paneles, que servirá de interfaz primaria con la carga de pago.

Este estilo se corresponde con el empleado en la misión JUICE, cuya estructura puede observarse en la Figura 101.



Figura 101: Estructura principal de la nave JUICE.

Elección de materiales

Las estructuras de barras y paneles deben compensar las debilidades de la fibra de carbono del monocasco, por lo que los materiales utilizados serán metálicos.

Los dos principales requisitos a los que se enfrentará el satélite son la durabilidad y la respuesta a temperaturas criogénicas, además de las cargas mecánicas. Es necesario tener en cuenta que las temperaturas pueden alcanzar los -224°C , lo que fragiliza los materiales, aunque no a todos en la misma medida. Esto resulta fundamental, puesto que una rotura frágil es más propensa a resultar catastrófica que una dúctil, lo que obliga a buscar materiales cuya ductilidad no caiga en exceso a bajas temperaturas.

Las estructuras cúbicas centradas en las caras, tales como el cobre, el níquel y el aluminio, son las menos afectadas por este tipo de problemas, conservando valores de ductilidad adecuados incluso a bajas temperaturas. Las hexagonales compactas son estructuras con cierta fragilidad a cualquier temperatura, si bien el titanio destaca frente a otros como el magnesio y el zinc por mantener mayor ductilidad, siempre que se haya seguido un exhaustivo control de las impurezas

y los elementos intersticiales como el oxígeno y el carbono. Las estructuras cúbicas centradas en el cuerpo fragilizan enormemente al disminuir la temperatura, lo que hace menos aptas las aleaciones basadas en cromo, molibdeno y hierro, aunque este último puede ser aleado con níquel para reducir la temperatura de fragilización y alcanzar menores temperaturas de operación. [83]

La durabilidad vendrá también influenciada por la resistencia a fatiga y a corrosión, fundamentales en una misión en la que no existe oportunidad de cambiar las partes dañadas. Además, se deben obtener unas propiedades altas en cuanto a dureza, límite elástico y módulos de Young y cortadura, sin tener un aumento en peso ni precio excesivo.

Los tres materiales de mayor interés son los aceros, por su alta resistencia; las aleaciones de titanio, por sus propiedades específicas y resistencia a corrosión; y las aleaciones de aluminio, por su ligereza, propiedades criogénicas y buena respuesta a corrosión. Cabe destacar que el acero es, con creces, más pesado que los otros dos y tiene problemas de corrosión, mientras que el titanio es casi dos veces más denso que el aluminio, pero su alta resistencia específica hace que sea necesario menor volumen de material para obtener un mismo valor de resistencia.

La Tabla 94 ilustra los datos más relevantes de algunos de los materiales que pueden encajar con las características buscadas para la misión. [83]

Material	Densidad (g/cm ³)	HV	Tensión a rotura (MPa)	Módulo Young (GPa)	Tensión a Fatiga (MPa)	Módulo cizalladura (GPa)
Al 2014-T6	2.8	155	483	73.1	124	28
Al 2024-T6	2.78	142	427	72.4	124	27
Al 2219-T62	2.84	130	414	73.1	103	27
Al 2219-T87	2.84	149	476	73.1	103	27
Al 2124-T851	2.78	146	483	73.1	125	27
Al 5052-H38	2.68	87	290	70.3	138	25.9
Al 5456-H343	2.66	101	435	71.0	-	26
Al 6063-T6	2.7	83	241	68.9	68.9	25.8
Al 6061-T6	2.7	107	310	68.9	96.5	26
Al 6082-O	2.7	35	130	70	-	-
Al 6082-T4	2.7	75	260	70	-	-
Al 6082-T6	2.7	100	340	70	-	-
Al 7039-T6	2.74	140	400	69.6	160	26
Al 7075-T6	2.81	175	572	71.7	159	26.9
Al 7075-T7351	2.81	155	505	72	150	26.9
Al 7475-T7651	2.81	162	531	71.7	-	27
AISI 304 (INOX)	8	129	505	193	-	86
ASTM 310 (INOX)	7.89	222	550	196	-	-
A-286 (Fe-Ni)	7.92	-	620	-	-	-
Ti-5Al-2.5Sn	4.48	349	861	110-125	290-530	48
Ti-6Al-4V	4.43	349	950	113.8	240 ó 510	44

Tabla 94: Características principales de los materiales candidatos para el sistema de suspensión y rodado del rover.

Se comprueba que las aleaciones de titanio presentan propiedades muy interesantes; no obstante, su mayor resistencia los hace menos maleables, volviendo su proceso de conformado extremadamente caro en comparación con los aluminios. Es necesario alcanzar un compromiso entre unas propiedades altas, un precio razonable y un conformado factible, ya que algunas de las piezas son de pequeño tamaño y geometrías complejas.

Dentro de las aleaciones de aluminio existen también importantes diferencias: mientras que la serie 2000 presenta una conformabilidad excelente y buenas propiedades mecánicas, su resistencia a corrosión es menor debido a los aleantes empleados (Cu); las series 5000 y 6000, por el contrario, cuentan con propiedades mecánicas más bajas, pero la adición de magnesio y silicio mantienen un buen comportamiento a corrosión y un conformado adecuado; finalmente, la serie 7000 es la mejor en cuanto a respuesta mecánica y es resistente a corrosión, a cambio de sacrificar cierta maleabilidad, con lo que su conformado será el más caro y complejo.

Una vez entendidas las características generales de los materiales candidatos, con el objetivo de analizar más en profundidad sus propiedades y, en especial, su respuesta a temperaturas criogénicas, se escogen los más interesantes

para la misión:

- **Aluminios de la serie 2000:** por sus buenas propiedades mecánicas dentro de los aluminios y su alta conformabilidad, se proponen el **Al 2014-T6** y el **Al 2219-T87**, con unas propiedades mecánicas algo inferiores, como posible alternativa.
- **Aluminios de alta conformabilidad:** pese a sus bajas propiedades mecánicas, el **Al 6061-T6** puede resultar de utilidad para piezas de geometría compleja.
- **Aluminios de alta resistencia:** dentro de los aluminios, son los más interesantes, por lo que merece la pena estudiar varios de la serie 7000: **Al 7075-T6**, **Al 7075-T7351** y **Al 7475-T7651**.
- **Aceros inoxidables:** dadas sus propiedades mecánicas tan elevadas, puede ser interesante evaluar su respuesta en frío. Tanto **AISI 304** como **ASTM 310** son candidatos para el diseño.
- **Superaleaciones de Hierro-Níquel:** como se ha comentado, la presencia de níquel en las aleaciones basadas en hierro mejora su respuesta a bajas temperaturas, por lo que un material como el **A-286** podría llegar a demostrar cierta utilidad.
- **Titanios:** poseen un conjunto de propiedades muy completo, por lo que, a pesar de su difícil conformado, son los de mayor interés para la estructura. Dos aleaciones de titanio habituales en la industria aeroespacial son el **Ti-5Al-2.5Sn** y el **Ti-6Al-4V**.

Mediante el uso de una serie de diagramas de Ashby, que reflejan una comparación de las principales propiedades de los materiales escogidos como candidatos para la misión, es posible determinar cuáles de estos materiales son los más adecuados para el diseño del Caelo.

En primer lugar, se debe asegurar que los componentes trabajan en régimen elástico para que la estructura mantenga la forma con la que fue diseñada, por lo que deben utilizarse materiales cuyo límite elástico permita asegurar que las deformaciones son reversibles. El diagrama de la Figura 102 establece una comparación entre los once materiales del estudio en función de la relación entre su límite elástico y su densidad. Desde este punto de vista, los aceros son los materiales menos interesantes, con un peso elevado y un límite elástico bajo; la superaleación de Fe-Ni y, en especial, los titanios, muestran un elevado límite elástico frente a los aluminios; sin embargo, la diferencia en cuanto a densidad de los estos compensa el comportamiento mecánico. Para determinar qué material es más adecuado, será importante conocer los esfuerzos a los que se verá sometido el vehículo, a fin de conocer el valor mínimo del límite elástico necesario.

En lo que concierne al límite elástico, las aleaciones de titanio son las más aptas para propósitos de alta exigencia, mientras que las de aluminio de las series 2000 y 7000 resultan prometedoras como material ligero.

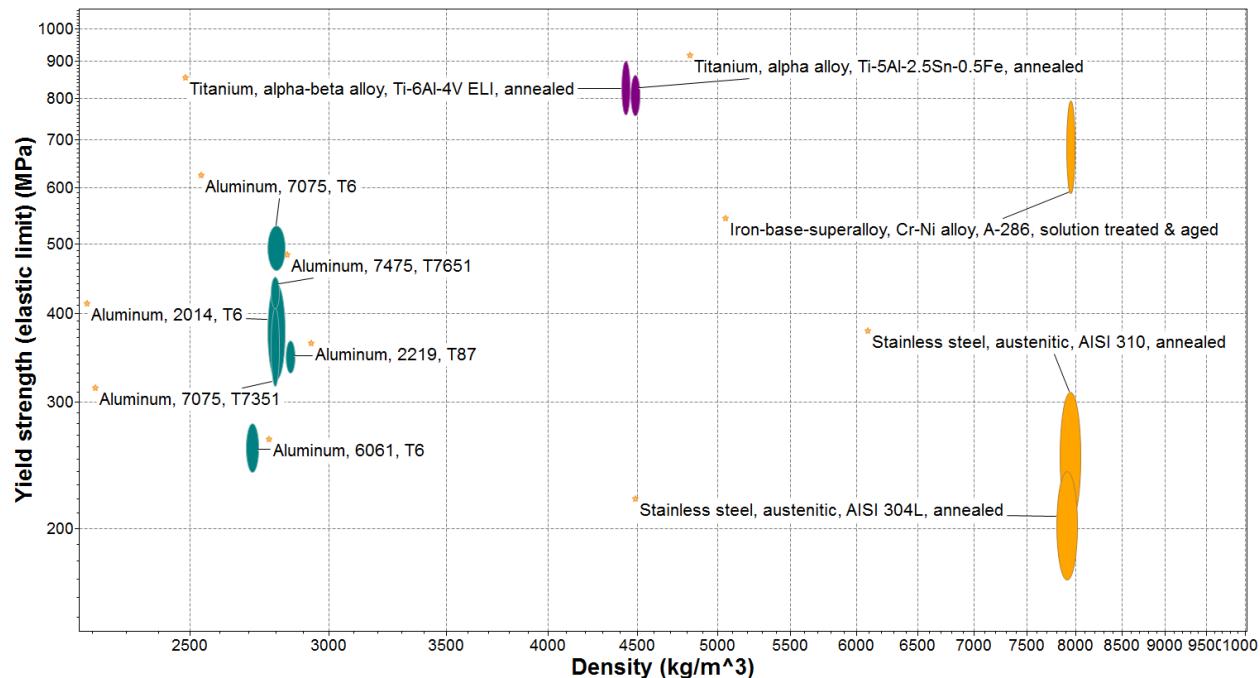


Figura 102: Diagrama de Ashby que relaciona el límite elástico y la densidad de los materiales escogidos: aluminios (verde), titanios (morado) y aleaciones base hierro (naranja).

La Figura 103 representa un diagrama donde se compara el precio frente a la resistencia específica de los materiales. En este caso, vuelven a destacar las mismas familias: el titanio cuenta con una resistencia específica más alta, pero su precio es hasta cuatro veces mayor que el de los aluminios, que mecánicamente pueden mantener valores no muy inferiores al del titanio. Esto refuerza la idea de que el Caelo contará con aluminio, siempre que se obtengan aleaciones adecuadas para su uso en el espacio.

En el diagrama de la Figura 104 se analiza una de las propiedades más importantes, la resistencia a fatiga a alto número de ciclos. También se compara la huella de carbono en la producción de cada uno de ellos, puesto que las restricciones medioambientales son uno de los grandes retos de la industria aeroespacial. En estos apartados, los aceros y la superaleación de Fe-Ni A-286 son los materiales más destacados, gracias a unos niveles de emisiones más bajos, aunque el titanio, a cambio de una huella de carbono muy alta, compite en resistencia a fatiga con la A-286. Dentro de los aluminios, vuelve a destacar la serie 7000 con un comportamiento a fatiga aceptable y una huella de carbono moderada.

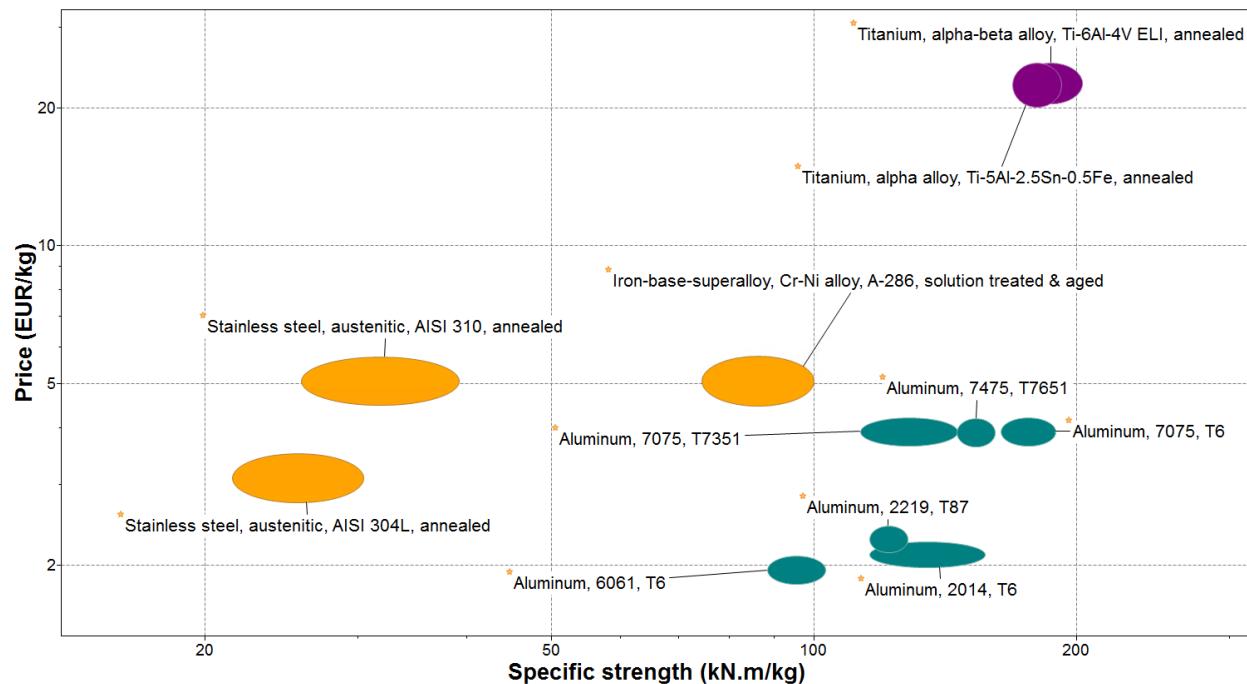


Figura 103: Diagrama de Ashby que relaciona el precio y la resistencia específica de los materiales escogidos: aluminios (verde), titanios (morado) y aleaciones base hierro (naranja).

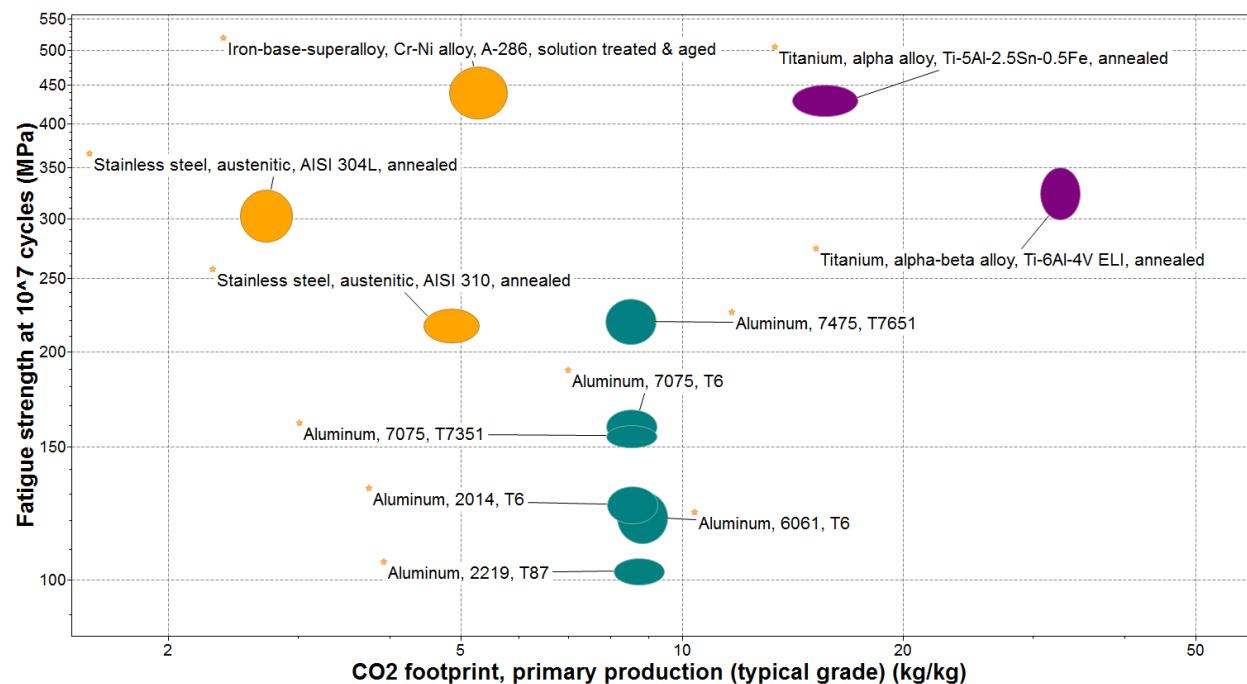


Figura 104: Diagrama de Ashby que relaciona la resistencia a fatiga a 10^7 ciclos y la huella de carbono de los materiales escogidos: aluminios (verde), titanios (morado) y aleaciones base hierro (naranja).

La Figura 105 permite analizar la deformación plástica de los materiales frente a la máxima tensión que son capaces de soportar antes del fallo. Ya se ha visto que no interesa trabajar en régimen plástico; sin embargo, también se ha

puesto de manifiesto la importancia de asegurar que, en caso de rotura, ésta sea dúctil, puesto que una rotura frágil tiene más probabilidades de resultar catastrófica. Por ello, es vital asegurar una cierta ductilidad en el material, sin ser necesario un valor muy alto. Las aleaciones de titanio y hierro no tienen problemas, al menos a temperatura ambiente en la Tierra, pero de entre los aluminios cabe destacar que algunos de ellos presentan un rango demasiado alto, lo que supone una baja reproducibilidad, que puede hacer que su uso suponga un riesgo, como son el Al 2014-T6 y el Al 7075-T6. En cuanto a la resistencia a rotura, para aquellas aplicaciones de necesidades mecánicas altas, son de nuevo el titanio y la A-286 las que destacan.

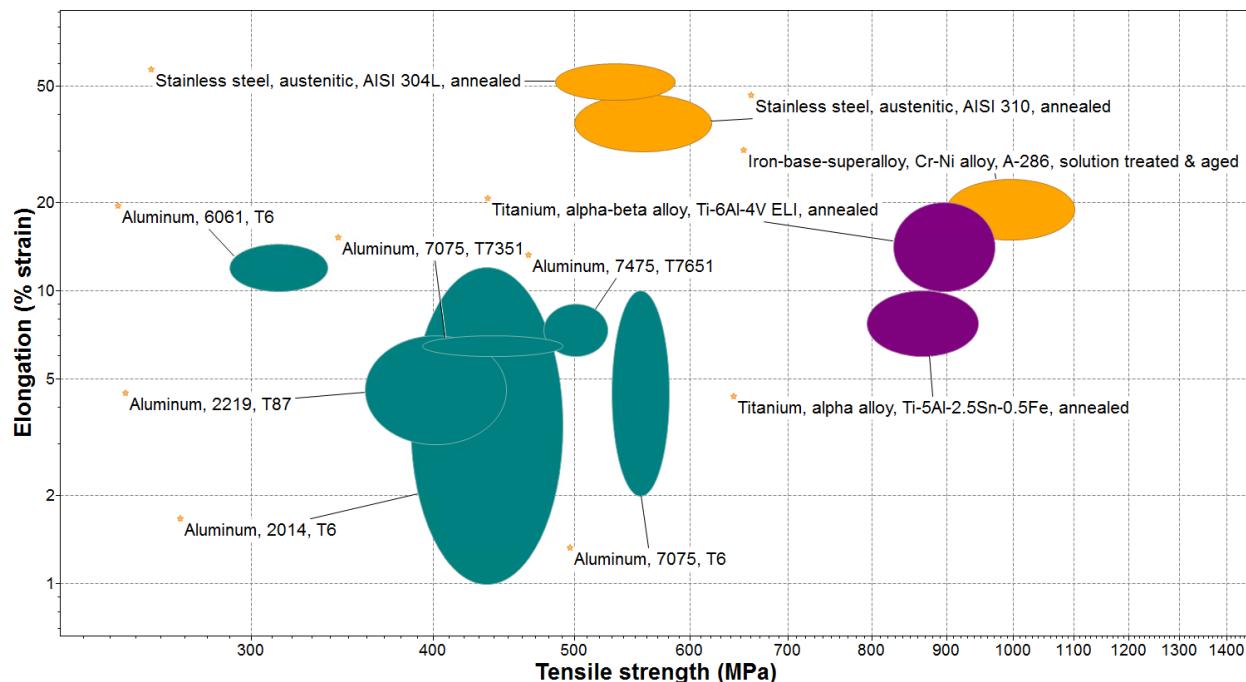


Figura 105: Diagrama de Ashby que relaciona la ductilidad y la tensión de rotura de los materiales escogidos: aluminios (verde), titanios (morado) y aleaciones base hierro (naranja).

Un aspecto importante a tener en cuenta es la absorción de energía por parte de la estructura ante las cargas externas, ya que debe asegurarse que los componentes no sufran daños, para lo cual se requiere una estructura flexible, pero con la rigidez suficiente para no deformar descontroladamente, lo cual podría comprometer el funcionamiento de la carga de pago. La energía que sea capaz de absorber dicha estructura está relacionada con la tenacidad, que está relacionada, a su vez, con tres de las propiedades ya vistas: límite elástico, ductilidad y resistencia a rotura. Con los datos analizados, los materiales que poseen una combinación de estas tres propiedades que da lugar a una tenacidad relativamente alta son el titanio y la A-286, puesto que el límite elástico y la tensión máxima a rotura de los aceros es más reducida.

Para una estructura de barras unidas entre sí, es importante considerar la tecnología de unión y la respuesta de las barras a momentos flectores y torsores.

La Figura 106 permite obtener una idea de la rigidez de los materiales, así como su soldabilidad, que es una de las tecnologías factibles para este tipo de uniones. La serie 7000 del aluminio, así como los aceros, resultan poco prácticos para una unión soldada, destacando una vez más las aleaciones de titanio, además del acero AISI 304, con altos valores de rigidez, si bien merece la pena recordar que la estructura debe contar con cierta flexibilidad, lo que hace a este último menos adecuado.

Esta misma premisa cobra importancia al comprobar los resultados de la Figura 107, donde se reflejan los módulos de flexión y cortadura de cada material. Los aluminios poseen valores muy bajos, por lo que no son adecuados para la estructura; por otro lado, las aleaciones de titanio se perfilan como las más razonables en cuanto al compromiso

entre rigidez y una flexibilidad relativa que permita soportar adecuadamente las maniobras de despliegue de la carga de pago científica.

La superaleación A-286, que posee algunas propiedades muy interesantes según las etapas anteriores del estudio, se ve limitada por una mala soldabilidad. Además, su módulo elástico es el más alto de los materiales estudiados, lo que puede descartarlo para la aplicación de la suspensión.

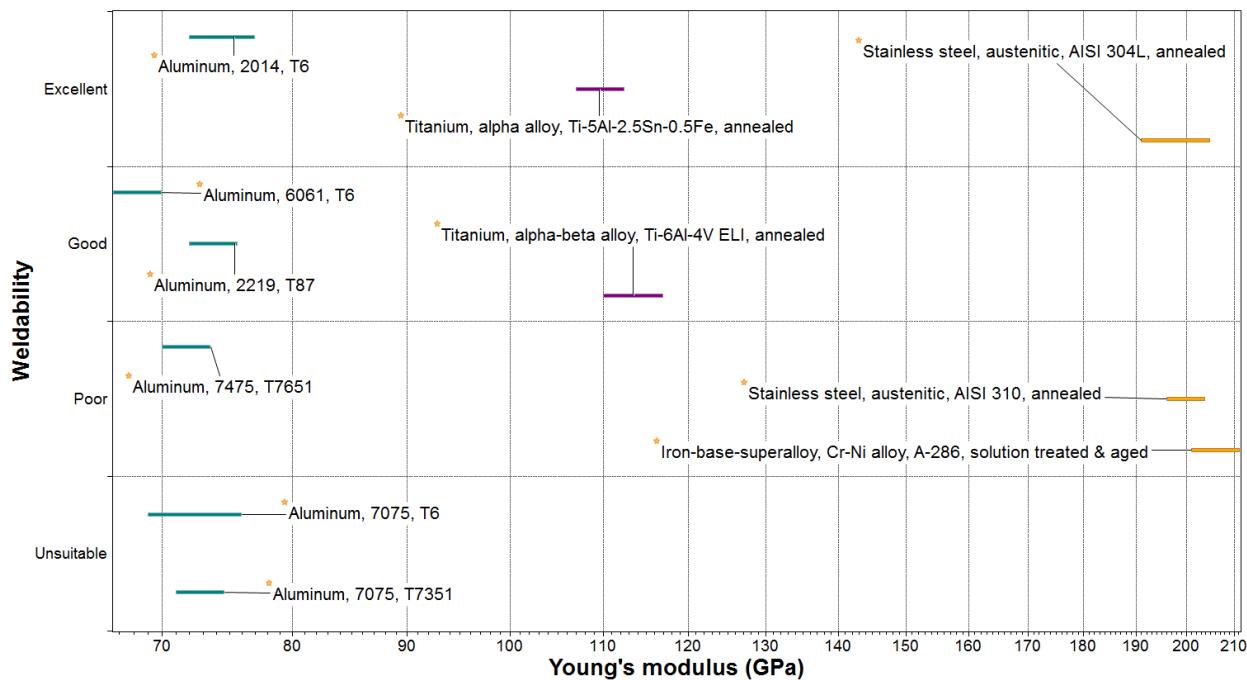


Figura 106: Diagrama de Ashby que relaciona la soldabilidad y el módulo elástico de los materiales escogidos: aluminios (verde), titanios (morado) y aleaciones base hierro (naranja).

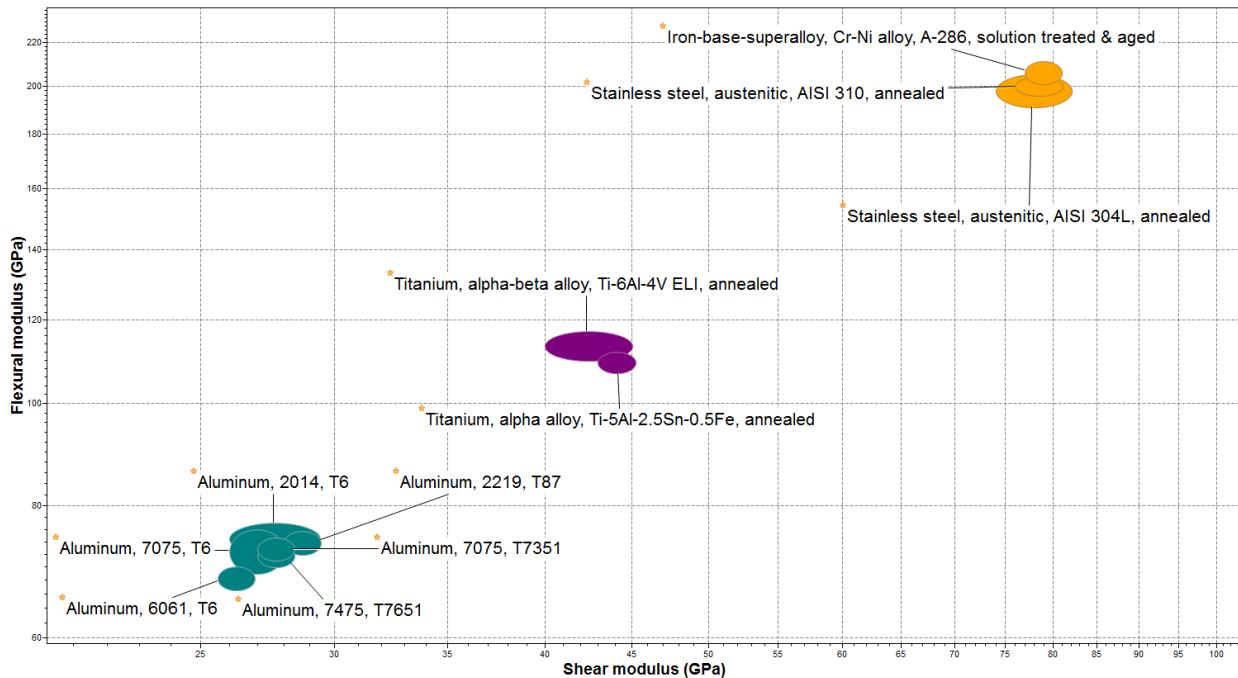


Figura 107: Diagrama de Ashby que relaciona el módulo a flexión y el módulo a torsión de los materiales escogidos: aluminios (verde), titanios (morado) y aleaciones base hierro (naranja).

Finalmente, se estudian dos aspectos fundamentales para la operación y la durabilidad del Caelo: el comportamiento a fractura y la respuesta térmica. En la Figura 108 se analizan las propiedades relacionadas con la resistencia a formación de nuevas grietas, que en este caso es la dureza tipo Vickers, y la resistencia a la rotura por propagación de grietas, estimada a partir de la tenacidad a fractura o energía que es capaz de absorber antes de que éstas den lugar a un fallo catastrófico. Es deseable que ambos valores sean altos para asegurar una buena respuesta al fallo, poniendo énfasis en la tenacidad a fractura, que es otra variable que favorece que el hipotético fallo sea dúctil y, por tanto, menos crítico. Destacan la aleación Al 7475-T651, dentro del grupo de los aluminios, y las aleaciones de titanio y la A-286, de entre los metales de alta resistencia.

En el aspecto térmico, la mínima temperatura de servicio y la resistencia al choque térmico son propiedades críticas, teniendo en cuenta las condiciones del espacio profundo. Las temperaturas pueden sufrir oscilaciones de hasta 270°C de amplitud, con mínimos de -224°C ; observando el diagrama de la Figura 109, se comprueba que las aleaciones base hierro tienen problemas para soportar estas condiciones, mientras que las aleaciones de titanio cuentan con las propiedades adecuadas para trabajar en el entorno marciano. Dentro de los aluminios, la serie 6000 es la más comprometida, al tener una resistencia al choque térmico más limitada.

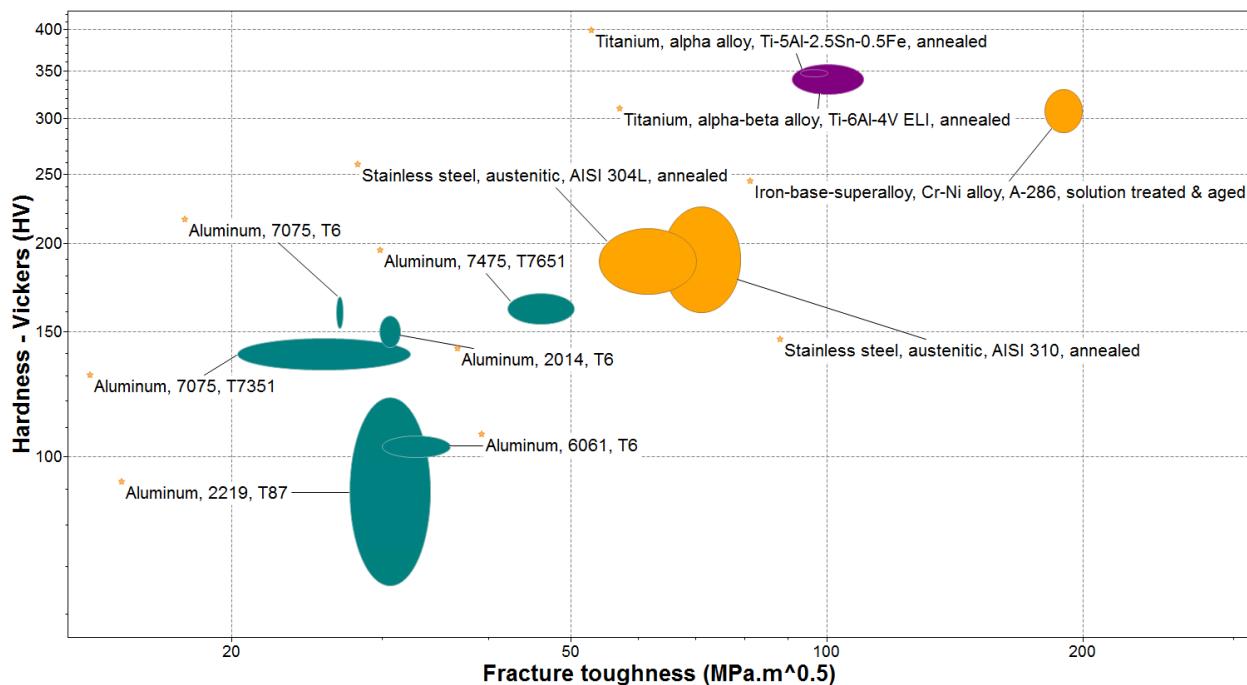


Figura 108: Diagrama de Ashby que relaciona la dureza (Vickers) y la tenacidad a fractura de los materiales escogidos: aluminios (verde), titanios (morado) y aleaciones base hierro (naranja).

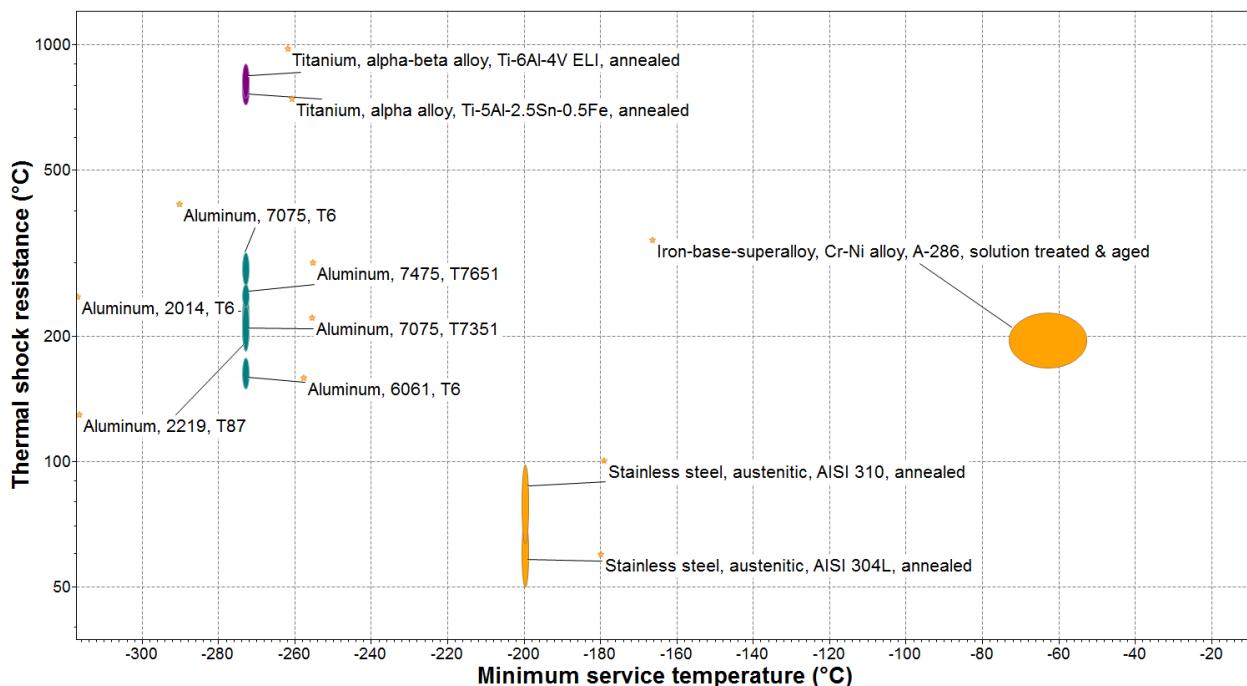


Figura 109: Diagrama de Ashby que relaciona la resistencia al choque térmico y la temperatura mínima de servicio de los materiales escogidos: aluminios (verde), titanios (morado) y aleaciones base hierro (naranja).

Una vez se conocen los aspectos más relevantes de cada uno de los materiales, se establece una comparación de los aspectos más críticos de la misión en la Tabla 95, que permite descartar aquellos cuyas propiedades no son aptas para

las aplicaciones de las estructuras de barras y paneles.

Material	Mín. temperatura de servicio	Resist. térmico	choque	Soldabilidad	Reproducibilidad
Al 2014-T6	Excelente	Aceptable	Excelente	Insuficiente	
Al 2219-T87	Excelente	Aceptable	Bueno	Aceptable	
Al 6061-T6	Excelente	Insuficiente	Bueno	Excelente	
Al 7075-T6	Excelente	Bueno	Insuficiente	Insuficiente	
Al 7075-T7351	Excelente	Aceptable	Insuficiente	Aceptable	
Al 7475-T7651	Excelente	Bueno	Aceptable	Excelente	
AISI 304 (INOX)	Bueno	Insuficiente	Excelente	Aceptable	
ASTM 310 (INOX)	Bueno	Insuficiente	Insuficiente	Aceptable	
A-286 (Fe-Ni)	Insuficiente	Bueno	Insuficiente	Aceptable	
Ti-5Al-2.5Sn	Excelente	Excelente	Excelente	Excelente	
Ti-6Al-4V	Excelente	Excelente	Bueno	Buena	

Tabla 95: Comparación de las propiedades críticas para el diseño de los materiales candidatos.

En primer lugar, aquellos materiales cuyas propiedades en mínima temperatura de servicio o resistencia a choque térmico son inferiores a los valores requeridos por la misión, quedan descartados.

Por otro lado, se valora la reproducibilidad de cada material, es decir, si sus propiedades tienen, en general, valores bien acotados o resulta difícil obtener las mismas propiedades en cada pieza de dicho material. Esto es de especial importancia para determinadas propiedades como la ductilidad, por lo que las aleaciones de aluminio Al 2014-T6 y Al 7075-T6 son eliminadas del proceso de selección.

Además, se valora la soldabilidad para la aplicación de la suspensión, para la que se emplearán materiales de alta resistencia. Esta característica no permite escoger entre las dos aleaciones de titanio, para lo cual es necesario emplear una visión más global.

Analizando la información de las Tablas 94 y 95 y de los diagramas de las Figuras 102, 103, 104, 105, 106, 107, 108 y 109, se escogen los siguientes materiales para la misión:

- **Aluminio Al-2219-T87:** similar al Al-2024, ampliamente usado en la industria aeroespacial, con algunas propiedades mecánicas algo mayores. Es ligero, resistente a fatiga y adecuado para este tipo de entornos, por lo que se utilizará en la estructura de paneles, aportando una rigidez alta dentro de la familia del aluminio.
- **Aluminio Al 7475-T7651:** gracias a sus excelentes propiedades mecánicas, su comportamiento a bajas temperaturas y su resistencia a fatiga, será el material que componga las estructura de barras del satélite.

Una vez escogidos los materiales, hace falta analizar los modos más críticos para entender en base a qué cargas se debe diseñar la estructura. Existen tres estilos de diseño en función de qué carga se considera más crítica:

- Diseño por rigidez: en este modo el enfoque se centra en la resistencia a deformaciones y desplazamientos, proporcionando alta rigidez para asegurar que la estructura cumple con requisitos funcionales.
- Diseño por compresión: se centra en la capacidad de la estructura para soportar cargas de compresión, siendo especialmente crítico en estructuras sensibles a pandeo, por lo que suelen emplearse rigidizadores u otras estructuras que aumenten la resistencia a estas cargas.

- Diseño por presión interna: muy importante en estructuras que contienen fluidos o gases bajo presión interna, como tanques de hidrógeno. Para estas estructuras, es fundamental controlar los fallos que den lugar a fugas o deformaciones.

Estos enfoques no son mutuamente excluyentes, siendo habitual considerar múltiples aspectos simultáneamente. Mediante simulaciones por métodos de elementos finitos, es posible estimar qué efecto tiene cada tipo de carga y determinar el diseño más adecuado para la estructura.

6.4.5. Diseño de los tanques de combustible

Se deben considerar dos tanques de combustible: el tanque de Hidrógeno para el motor nuclear y los tanques de Xenón del motor tipo Hall. Estos segundos pueden adquirirse de entre los existentes en el catálogo actual. [84]

El tanque de Hidrógeno será la estructura central del satélite y está diseñado para que sus dimensiones se ajusten a las de la cofia, considerando la estructura externa y ciertos márgenes. El requisito principal del tanque de combustible es que tenga capacidad para almacenar los 10420kg de H_2 , que almacenado líquido, posee una densidad de $70,8\text{kg/m}^3$. Esto supone $147,2\text{m}^3$ de combustible, que obligan a diseñar un tanque exclusivo para esta aplicación.

El diseño está hecho en fibra de carbono, una tecnología novedosa pero prometedora, que ahorra en el peso del sistema de estructuras. [85] [86]

La Figura 110 muestra el diseño del tanque de combustible con su válvula de control, cuyas medidas pueden encontrarse en la arquitectura final.

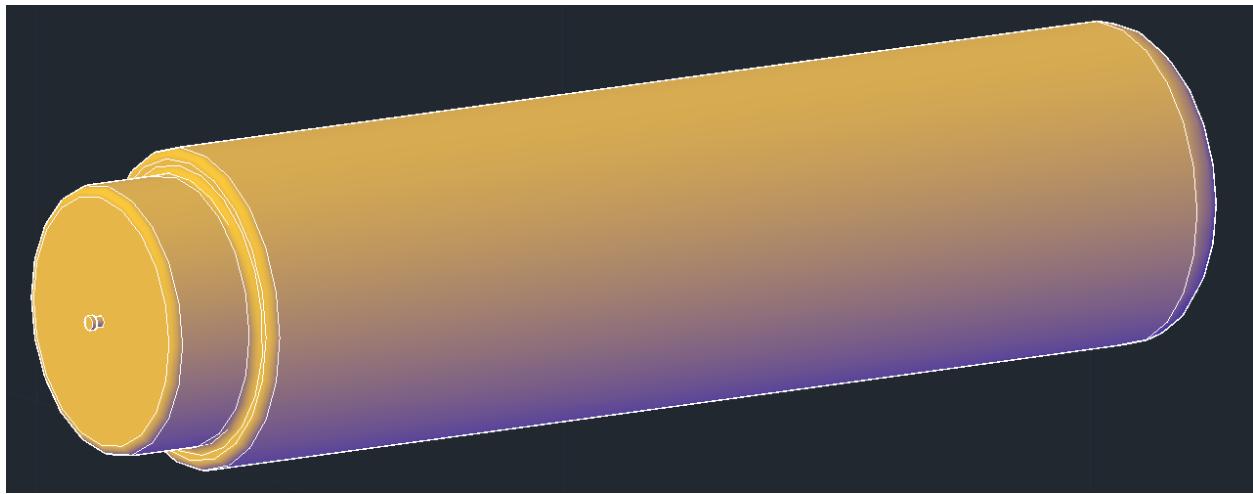


Figura 110: Tanque de combustible para el almacenamiento de hidrógeno.

6.4.6. Mecanismos adicionales

Es necesario y habitual emplear estructuras desplegables o boom para mejorar la eficacia de algunos de los instrumentos, como es el caso del magnetómetro, mostrado en la Figura 111. [87]

Para el Caelo, se utilizará una estructura desplegable para el magnetómetro y el MARSIS, teniendo un brazo similar al ya utilizado en la misión JUICE.

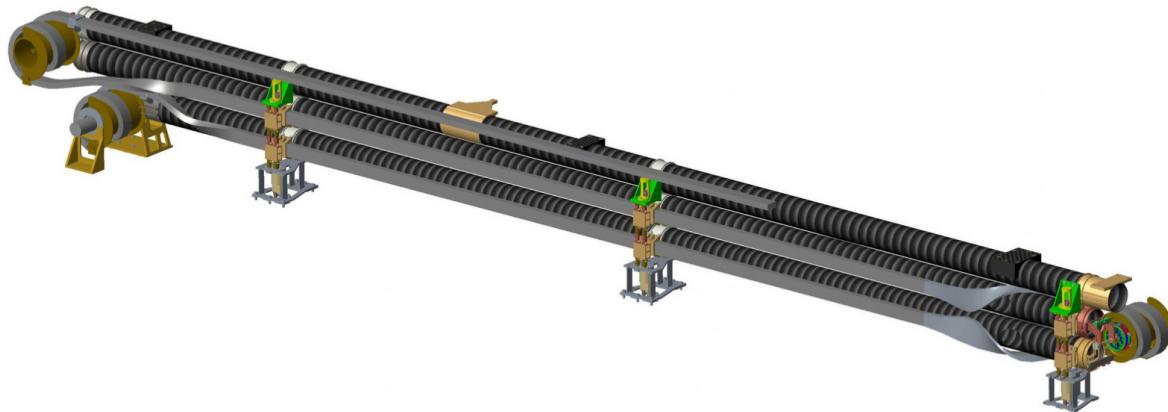


Figura 111: Ejemplo del boom desplegable del JUICE.

6.5. Potencia

6.5.1. Introducción

El sistema de potencia se encarga de suministrar al vehículo espacial y a sus subsistemas la energía eléctrica necesaria durante la misión, siendo de gran importancia la suministración de la carga de pago. Se compone de una fuente de energía primaria, equipamientos de conversión, control y distribución de la potencia y de un sistema de almacenamiento de potencia.

Las fases del proceso de diseño a seguir en el subsistema de potencia se detallan en la Tabla 96. [51]

Paso	Entradas	Salidas
Identificación de los requisitos	Requisitos de alto nivel, tipo de misión, configuración del satélite, vida de la misión, definición de la carga de pago	Requisitos de diseño, perfil de la potencia eléctrica del vehículo espacial (media y pico)
Selección y dimensionado de la fuente de energía	Tipo de misión, configuración del satélite, requisitos de la carga eléctrica media	Requisitos de potencia al EOL, tipo de fuente de potencia, masa y volumen de la fuente
Selección y dimensionado del almacenamiento de energía	Parámetros orbitales de la misión, requisitos de las cargas eléctricas media y pico	Requisitos de la capacidad de la batería, masa y volumen de la batería, tipo de batería
Identificación de la regulación, control y distribución de la potencia	Selección de la fuente de potencia, vida de la misión, requisitos para la regulación de la carga de misión, requisitos de control térmico	Rastreador de la potencia pico, sistema de transferencia de energía directa, requisitos de control térmico, calidad de la tensión del bus, algoritmos de control de potencia
Estimación de la masa, requisitos de potencia media y pico	Budget de la potencia del sistema, masa condicionada por la generación y el almacenamiento de la potencia	Potencia media y pico

Tabla 96: Proceso de diseño del sistema de potencia

6.5.2. Funciones e interfaces

Funciones del sistema:

Este subsistema debe cumplir unas determinadas funciones denominadas como funciones de alto nivel.

- Suministrar una fuente continua de potencia eléctrica a las cargas del vehículo espacial a lo largo de su vida útil.
- Controlar y distribuir la potencia eléctrica.
- Proporcionar convertidores para la alimentación eléctrica en corriente continua y alterna, en caso de ser necesario.
- Cumplir los requisitos de potencia para cargas eléctricas medias y máximas.
- Adaptarse a las diferentes condiciones ambientales (eclipse, luz solar, ...) a lo largo de la misión.

- Proporcionar capacidad de mando y telemetría para la salud y el estado del sistema de potencia, así como el control mediante estaciones en tierra o un sistema autónomo.
- Suprimir las tensiones transitorias, asegurar la estabilidad transitoria frente a grandes perturbaciones y proteger frente a fallos de la alimentación eléctrica.
- Proteger la carga de pago de fallos en el sistema de potencia.

Interfaces con otros subsistemas:

Es necesario el suministro de potencia eléctrica para alimentar:

- Subsistema de Carga de Pago: Los instrumentos de la carga de pago.
- Subsistema ODBH: Ordenador a bordo.
- Subsistema de Comunicación y telemetría (TT&C): Receptores y transmisores de radiofrecuencia de telemetría y mando.
- Subsistema de Propulsión: Válvulas/reguladores de presión.
- Subsistema de Control Térmico: Calefactores.
- Subsistema de Control y Determinación de Actitud (ADCS): Sensores (giroscopios, acelerómetros, etc) y actuadores (ruedas de reacción, ruedas de impulso, etc).
- Subsistema de Propulsión: Motores eléctricos.

6.5.3. Requisitos clave del subsistema

Los requisitos clave del sistema de potencia están relacionados principalmente con los siguientes parámetros de diseño: nivel de potencia (energía por unidad de tiempo) necesario en cada fase de la misión y la duración del suministro de energía de la misión necesaria. Es importante diferenciar la implicación de la potencia de carga pico y la potencia media dependiendo de la fuente de energía empleada.

Parámetros de diseño	Necesidades / limitaciones
Potencia eléctrica pico	Necesaria para la alimentación de los subsistemas y sus componentes y para la definición de una fuente de potencia.
Potencia eléctrica media	Necesaria para la alimentación de los subsistemas y sus componentes durante los eclipses y para la definición de una fuente de potencia.
Duración de la misión	Limita el tiempo necesario en el que se tiene que proporcionar potencia eléctrica a los subsistemas.
Parámetros orbitales	Limita la energía solar incidente dependiendo de la distancia al Sol y eclipses.

Tabla 97: Parámetros vs necesidades sistema de potencia

Asimismo, es necesario identificar la potencia durante la órbita de transferencia, al inicio de la vida (BOL) y al final

de la vida (EOL) de la misión. La potencia producida al EOL se trata de la más restrictiva, de modo que los requisitos de potencia deberán estimarse para dicha potencia a la hora de dimensionar el sistema.

Los requisitos de potencia se van a definir en función de los niveles de potencia que requiere el vehículo a lo largo de las distintas fases de misión en relación con los demás subsistemas activos en cada una. Para ello, se emplearán los niveles de potencia desarrollados en el Power Budget de la misión.

En la travesía cósmica de la misión CAELO, donde la energía es el motor que impulsa la exploración y la recolección de datos, se hace imperativo catalogar y entender la potencia requerida en diversas etapas de la misión. Esta catalogación no solo implica el análisis de la potencia al inicio de la vida (BOL), sino que otorga una prioridad especial a la potencia al final de la vida (EOL), siendo este último el criterio más restrictivo en la estimación y dimensionamiento del sistema de potencia electrónico.

La potencia producida al EOL, representativa del estado más avanzado de la sonda, se erige como la referencia crítica para la ingeniería del sistema de potencia. Este enfoque asegura que los requisitos de potencia se estimen y dimensionen para afrontar los retos más exigentes que se presentarán al final de la misión, cuando la sonda ha cumplido su propósito y se encuentra en la última fase de su vida operativa.

Requisitos de Potencia para la Misión CAELO: Un Enfoque Integral

La definición precisa de los requisitos de potencia para la misión CAELO es un paso crucial que implica considerar diversos factores, desde el lanzamiento hasta el final de la vida útil de la sonda. Estos requisitos se derivan del Power Budget de la misión y se estructuran en función de los niveles de potencia necesarios para cada subsistema en las diferentes fases operativas.

1. Potencia al Inicio de la Vida (BOL):

- Requisito BOL Total: Se establece un requisito inicial de potencia que garantiza un arranque seguro y eficiente de todos los subsistemas al inicio de la misión.
- Distribución entre Subsistemas: Se asignan niveles específicos de potencia a cada subsistema, considerando sus funciones y operaciones iniciales.
- Requisito BOL Total: 380 W
- Distribución entre Subsistemas (Ejemplos):
 - Subsistema de Carga de Pago: 120 W
 - Subsistema ODBH (Ordenador a Bordo): 80 W
 - Subsistema de Comunicación y Telemetría (TT&C): 50 W
 - Subsistema de Propulsión: 70 W
 - Subsistema de Control Térmico: 60 W

2. Potencia al Final de la Vida (EOL):

- Requisito EOL Total: El requisito de potencia al EOL se define como el nivel más restrictivo, garantizando una operación óptima incluso en las últimas etapas de la misión.
- Consideraciones de Degradación: Se tienen en cuenta posibles degradaciones en la eficiencia de los componentes a lo largo de la vida útil para estimar con precisión la potencia disponible al final de la misión.
- Requisito EOL Total (Considerando Degradación): 280 W
- Consideraciones de Degradación (Estimación Conservadora): 25 % de reducción en la potencia original.

3. Potencia durante Fases Específicas:

- Lanzamiento y Entrada en Órbita: Se establecen requisitos específicos para estas fases críticas, asegurando suficiente potencia para maniobras precisas y sistemas de control.
 - Fase de Exploración: Se asigna potencia adicional para la fase de exploración, donde la sonda activa instrumentos científicos y realiza operaciones detalladas en las lunas de los gigantes gaseosos.
 - Lanzamiento y Entrada en Órbita: 450 W durante los primeros 30 minutos, disminuyendo a 200 W después.
 - Fase de Exploración (Por Luna): 300 W con picos de hasta 350 W durante la activación de instrumentos científicos.
4. **Adaptabilidad a Cambios Operativos:** Ajuste Dinámico: Los requisitos de potencia se diseñan para ser adaptativos, permitiendo ajustes dinámicos en respuesta a cambios en la carga de trabajo, requisitos científicos y condiciones operativas.
5. Sistema capaz de ajustar la potencia distribuida entre subsistemas con una variación máxima del 10 % para optimizar la eficiencia.

6. Gestión Eficiente de la Potencia:

- Balance Equitativo: Se busca un equilibrio en la distribución de potencia entre los subsistemas, evitando excesos o déficits que puedan comprometer la operación general de la sonda. No más del 15 % de diferencia en la potencia asignada entre subsistemas.
- Optimización del Power Budget: Los requisitos se basan en una optimización del Power Budget, asegurando una utilización eficiente de la energía disponible.

Estos requisitos de potencia, meticulosamente definidos, proporcionan la base para el diseño y la implementación del Sistema de Potencia Electrónica de CAELO. Su cumplimiento garantizará no solo el funcionamiento continuo de la sonda a lo largo de su extensa misión, sino también la maximización de la eficiencia y la vida útil de cada componente del sistema de potencia.

A partir de los parámetros de diseño anteriores, se definen los requisitos de alto nivel del subsistema de potencia eléctrica:

SS-POW-060 La fuente de potencia del vehículo espacial deberá proporcionar una potencia a lo largo de 12 años como mínimo.

SS-POW-070 La fuente de potencia de los cubesats deberá proporcionar energía para una duración de 1 año.

SS-POW-080 El nivel de potencia suministrada al inicio de la vida de la misión deberá ser entorno a (1067) W. (tomando de referencia la estimación preliminar de la potencia eléctrica al despegue (BOL) a partir de las misiones similares)

6.5.4. Fuentes de energía

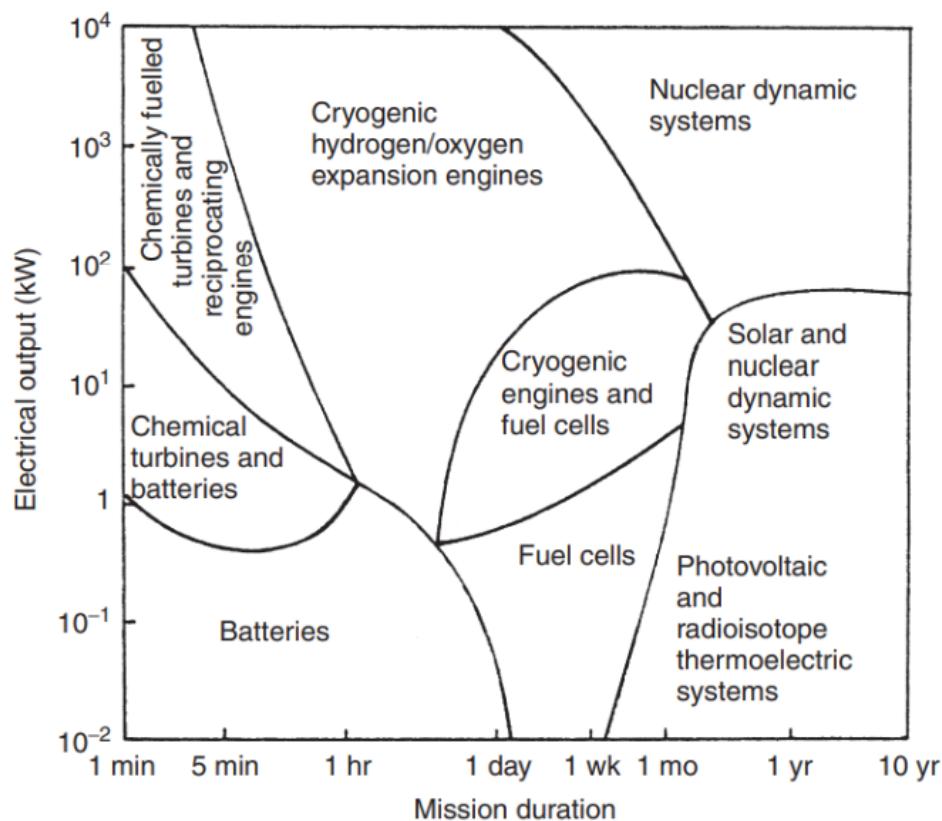


Figura 112: Fuentes de energía

Tal y como se muestra en la figura superior, teniendo en cuenta la naturaleza de la misión, los únicos sistemas de energía disponibles serían RTG o paneles solares.

Parámetros de diseño	Solar Fotovoltaica	Solar Termodinámica	RTG	Reactor Nuclear	Pila de combustible
Rango de potencia (kW)	0.2-300	5-300	0.2-10	5-300	0.2-50
Potencia específica (W/kg)	25-200	9-15	5-20	2-40	275
Coste específico (\$/W)	800-3000	1000-2000	16K-200K	400K-700K	50K-100K

Nivel:			Muy Alta		
Radiación nuclear			Muy Alta		
Amenaza nuclear	Baja-Media	Alta	Muy Alta	Muy Alta	Alta
Amenaza láser	Media	Alta	Muy Alta	Muy Alta	Alta
Gránulos	Media	Alta	Muy Alta	Muy Alta	Alta
Estabilidad y maniobrabilidad	Bajo	Medio	Muy Alta	Muy Alta	Media
Drag de órbita baja	Baja	Media	Alta	Alta	Alta
Degrado	Alta	Alta	Baja	Media	Baja
Degradación	Media	Media	Baja	Baja	Baja
Almacenamiento requerido para eclipse solar	Sí	Sí	No	No	No
Sensibilidad al ángulo solar	Media	Alta	Ninguna	Ninguna	Ninguna
Sensibilidad a la sombra del SC	Baja	Alta	Ninguna	Ninguna	Ninguna
Obstrucción de la visibilidad del SC	Alta	Alta	Baja	Media	Ninguna
Disponibilidad de combustible	Ilimitada	Ilimitada	Muy baja	Muy baja	Media
Análisis de seguridad	Mínimo	Mínimo	Rutinario	Exhaustivo	Rutinario
Firma infrarroja	Baja	Media	Media	Alta	Media

Figura 113

Teniendo en cuenta los datos mostrados en la figura superior, solo es posible utilizar paneles solares hasta Júpiter, sin embargo, para órbitas más lejanas, el único sistema de potencia eléctrica posible sería el RTG.

6.5.5. Sistema RTG

Generadores Termoeléctricos de Radioisótopos (RTG): Explorando la Energía Cósmica.

En el vasto cosmos, donde la luz del sol se desvanece y las condiciones extremas desafían las formas convencionales de generación de energía, los Generadores Termoeléctricos de Radioisótopos (RTG) emergen como una tecnología crucial para impulsar misiones espaciales de larga duración. Estos ingeniosos dispositivos se basan en principios científicos y conceptos avanzados para proporcionar una fuente constante y fiable de energía eléctrica en entornos donde otras fuentes, como los paneles solares, resultan impracticables.

Un RTG opera en el principio de la desintegración radiactiva controlada de ciertos isótopos, como el plutonio-238. Este isótopo emite calor de manera continua a medida que se descompone, y este calor se convierte en electricidad mediante el uso de termopares. Los termopares son dispositivos termoeléctricos que generan electricidad cuando se someten a gradientes de temperatura, convirtiendo el calor generado por la desintegración radiactiva en energía eléctrica utilizable.

Un aspecto distintivo de los RTG es su capacidad para funcionar de manera autónoma y sin depender de fuentes de energía externas, como la luz solar. Esta independencia es esencial en misiones espaciales que se aventuran más allá de las órbitas donde la luz solar se debilita significativamente. Así, los RTG se han convertido en el corazón energético de exploradores espaciales que se aventuran en lugares remotos y sometidos a condiciones extremas, donde la energía solar resulta insuficiente o impráctica.

Además de su fiabilidad en entornos inhóspitos, los RTG destacan por su capacidad para proporcionar energía durante largos períodos. La desintegración radiactiva tiene una vida media prolongada, lo que permite a los RTG operar durante décadas, como se evidencia en misiones espaciales emblemáticas como las Voyager, los rovers marcianos y las sondas espaciales que han explorado los confines del sistema solar.

A pesar de los notables beneficios de los RTG, su uso también plantea desafíos únicos, como la gestión segura de materiales radiactivos y la necesidad de salvaguardias ambientales. Sin embargo, su capacidad para superar las limitaciones de otras fuentes de energía en el espacio profundo sigue convirtiéndolos en una opción inviable para la exploración espacial, impulsando la búsqueda humana de conocimientos en los rincones más lejanos y enigmáticos del universo.

6.5.6. Requisitos de diseño

Con energía solar Para diseñar el sistema de potencia electrónico de CAELO en el período orbital en el que se permite el uso de energía solar, es necesario tener en cuenta los siguientes requisitos de diseño: En cuanto a los requisitos de potencia, es necesario tener en cuenta que la potencia total del satélite debe estar entre 3000 W y 4000 W, puesto que la payload debe consumir entre 700 W y 1000 W. Se consideran por lo tanto las siguientes fuentes de energía:

Se propone los paneles solares como fuente principal de energía para aprovechar la luz solar en el espacio. Aunque también se plantea la posibilidad de utilizar baterías recargables para almacenar energía durante períodos en los que el satélite esté en la sombra. En cuanto a la distribución de la potencia, esta ha de dividirse de manera equitativa entre la payload, los cubesats y otros sistemas. Para ello es necesario implementar un sistema de gestión de energía eficiente para adaptarse a diferentes condiciones de operación.

Sin embargo, también es necesario un sistema de regulación de potencia, el cuál mediante el uso de reguladores de voltaje y corriente para garantizar que cada componente reciba la cantidad adecuada de energía. Y junto con él un sistema de protección frente a sobrecargas y fallos de potencia.

Sin energía solar Si la misión CAELO utilizará un sistema de generación termoeléctrica de radioisótopos (RTG), ya que debido a la órbita durante determinados períodos de tiempo no se dispone de luz solar suficiente como para suministrar la energía necesaria que requiere todo el satélite, sería necesario tener en cuenta los siguientes requisitos del sistema:

1. Selección de radioisótopo: Un radioisótopo adecuado para el RTG podría considerarse el plutonio-238, ya que, este material es comúnmente utilizado en misiones espaciales.
2. Conversión de energía: Es necesario el uso de convertidores termoeléctricos eficientes para convertir el calor generado por la desintegración del radioisótopo en electricidad.
3. Regulación y distribución: Es necesario implementar reguladores de voltaje y corriente para garantizar que cada componente reciba la cantidad adecuada de energía, que garanticen de nuevo la distribución de la energía generada de manera equitativa entre la payload, los cubesats y otros sistemas.
4. Almacenamiento de energía: A pesar de que la energía es generada de manera continua, es necesario implementar sistemas de almacenamiento de energía para gestionar la demanda variable y proporcionar energía durante períodos de baja actividad.
5. Gestión térmica: Dado que los RTGs generan calor, se necesita un sistema efectivo de gestión térmica para mantener las temperaturas internas dentro de los límites especificados.
6. Sistemas de seguridad: Es indispensable el uso de mecanismos de seguridad para manejar el RTG de manera segura, tanto en el lanzamiento como durante la misión.
7. Monitorización continua: Es necesario garantizar la existencia de sistemas de monitorización continua para supervisar el rendimiento del RTG y detectar posibles problemas.

6.5.7. Diseño de los distintos subsistemas

Fuente de energía primaria: el plutonio-238 ofrece una desintegración radiactiva constante, generando calor de manera sostenible. Su vida media de 87.7 años garantiza una fuente de energía a largo plazo, crucial para una misión de exploración de 5 a 9 años. La elección de este radioisótopo asegura la estabilidad y consistencia en la generación de energía, minimizando las fluctuaciones y garantizando un suministro continuo.

Equipamientos de conversión, control y distribución: integrar convertidores termoeléctricos eficientes y sistemas de control redundantes, ya que, transforman eficientemente el calor del RTG en electricidad sin partes móviles, lo que reduce el riesgo de fallos. La redundancia en los sistemas de control asegura la operatividad continua y la estabilidad transitoria, esencial para mantener el suministro eléctrico constante y prevenir daños a los subsistemas.

Sistema de almacenamiento de potencia: incorporar baterías de ion de litio como sistema de almacenamiento secundario. Las baterías de ion de litio ofrecen una alta densidad de energía y son recargables, permitiendo gestionar eficazmente la variabilidad de la demanda eléctrica durante fases de baja actividad o eclipses. Su capacidad para descargarse y recargarse de manera eficiente optimiza la utilización de la energía almacenada, asegurando la estabilidad del suministro.

Interfaces y funciones: diseñar interfaces específicas para cada subsistema y emplear convertidores de corriente continua y alterna según las necesidades. Adaptar la potencia eléctrica a las particularidades de cada subsistema garantiza un suministro optimizado y eficiente. La utilización de convertidores específicos para corriente continua y alterna asegura la compatibilidad eléctrica con todos los componentes del vehículo espacial, evitando posibles fallos y asegurando un rendimiento óptimo.

Requisitos clave: diferenciar claramente entre potencia de carga pico y media, ajustando la gestión de la potencia según sea necesario. Reconocer y diferenciar los requisitos de potencia en momentos de alta y baja demanda es esencial para adaptar el sistema de potencia a las condiciones cambiantes de la misión. Esto permite una gestión más eficiente de los recursos energéticos y asegura que se cumplan los requisitos clave de duración de la misión y nivel de potencia necesario.

Monitorización continua: integrar sensores y sistemas de telemetría para el monitoreo constante. La integración de sensores permite una supervisión continua del rendimiento del RTG y otros componentes del sistema de potencia. La telemetría facilita la transmisión de datos a la Tierra, permitiendo la detección temprana de posibles problemas y

la toma de decisiones informadas para mantener la salud y eficiencia del sistema.

Seguridad: incluir escudos de radiación y sistemas de apagado automático. La seguridad es primordial al trabajar con material radiactivo. Los escudos de radiación protegen a la nave y la tripulación de posibles fugas. Los sistemas de apagado automático actúan como medida de seguridad adicional en caso de detectarse anomalías, evitando riesgos potenciales y protegiendo la integridad del sistema de potencia.

6.5.8. Características de los subsistemas y misiones similares

Fuente de energía primaria (RTG):

- Sistema utilizado en la actualidad: Generador Termoeléctrico de Radioisótopos Multi-Misión (MMRTG).
 - Utiliza plutonio-238 como fuente de calor.
 - Ofrece una potencia eléctrica continua y confiable.
 - Implementa termopares de silicio-germanio para la conversión eficiente del calor en electricidad.
 - Se ha utilizado en misiones como el rover Curiosity en Marte.

Equipamientos de conversión, control y distribución:

- Sistema utilizado en la actualidad: Sistemas de Control y Distribución de Potencia de la NASA.
 - Incluye convertidores de potencia de alta eficiencia.
 - Implementa reguladores de voltaje y corriente para mantener la estabilidad.
 - Integra redundancias para asegurar la operatividad continua.
 - Se ha utilizado en varias misiones, incluyendo el rover Perseverance en Marte.

Sistema de almacenamiento de potencia (baterías):

- Sistema utilizado en la actualidad: Baterías de Ion de Litio.
 - Ofrecen una alta densidad de energía y son recargables.
 - Proporcionan una descarga y recarga eficiente.
 - Se han utilizado en misiones como la sonda Juno, que explora Júpiter.

Interfaces y funciones (convertidores):

- Sistema utilizado en la actualidad: Convertidores de Corriente Continua y Alterna de la ESA.
 - Adapta la potencia eléctrica a las necesidades específicas de cada subsistema.
 - Garantiza compatibilidad eléctrica con diferentes componentes del vehículo espacial.
 - Se ha empleado en misiones de la Agencia Espacial Europea.

Requisitos clave (gestión de potencia):

- Sistema utilizado en la actualidad: Sistema de Gestión de Potencia de la Mars Science Laboratory (MSL).

- Diferencia claramente entre potencia de carga pico y media.
- Adapta dinámicamente la gestión de la potencia según las demandas de la misión.
- Ha demostrado su eficacia en misiones como el rover Curiosity.

Monitorización continua (telemetría):

- Sistema utilizado en la actualidad: Sistema de Telemetría y Comunicación de la misión Cassini-Huygens.
 - Integra sensores para supervisar diversos parámetros, incluyendo temperatura y rendimiento eléctrico.
 - Facilita la transmisión de datos a la Tierra para el monitoreo remoto.
 - Utilizado con éxito en la misión a Saturno y sus lunas.

Seguridad (sistemas de apagado):

- Sistema utilizado en la actualidad: Sistemas de Seguridad de la misión New Horizons.
 - Incluye escudos de radiación para protección contra posibles fugas de material radiactivo.
 - Implementa sistemas de apagado automático en caso de detectarse anomalías.
 - Se ha utilizado en misiones de exploración más allá de Plutón.

6.5.9. Especificaciones técnicas**Fuente de energía primaria (RTG - MMRTG):**

- Fuente de calor: Plutonio-238.
- Conversión térmica: termopares de silicio-germanio.
- Potencia eléctrica inicial: aproximadamente 300 W.
- Vida útil: diseñado para funcionar durante al menos 14 años.
- Eficiencia de conversión: alrededor del 6-7 %.
- Temperatura de operación: entre 1270 y 1570 grados Celsius.
- Protección radiológica: escudo de iridio para minimizar la dispersión radiactiva.
- Ejemplo de misión: Rover Curiosity en Marte.

Equipamientos de conversión, control y distribución (Rover Perseverance - NASA):

- Convertidores de potencia: CC a CC y CC a CA.
- Reguladores de voltaje y corriente: precisión en el rango de microvoltios y microamperios.
- Redundancia: implementa redundancias en módulos y sistemas críticos.
- Eficiencia global del sistema: alrededor del 94 %.
- Capacidad de sobrecarga: hasta un 120 % de la carga nominal durante cortos períodos.

- Sistema de distribución: múltiples buses de energía para subsistemas específicos.
- Ejemplo de misión: Rover Perseverance en Marte.

Sistema de almacenamiento de potencia (baterías de ion de litio - Juno):

- Tipo de batería: baterías de ion de litio.
- Densidad de energía: alrededor de 100-265 Wh/kg.
- Eficiencia de recarga: superior al 95 %.
- Ciclos de vida: más de 1000 ciclos.
- Voltaje nominal: 28 V.
- Sistema de gestión de batería: algoritmos de carga y descarga inteligentes.
- Protecciones electrónicas: contra sobrecarga, descarga excesiva y cortocircuitos.
- Ejemplo de misión: sonda Juno explorando Júpiter.

Interfaces y funciones (convertidores de corriente - ESA):

- Convertidores de corriente continua y alterna: eficiencia superior al 95 %.
- Compatibilidad eléctrica: cumple con estándares ECSS.
- Adaptabilidad: regulación de voltaje y corriente con precisión.
- Capacidad de respuesta dinámica: ajuste rápido ante cambios bruscos de carga.
- Ejemplo de misión: satélite Gaia de la Agencia Espacial Europea (ESA).

Requisitos clave (sistema de gestión de potencia - MSL):

- Diferenciación de potencia: ajuste dinámico de la gestión de potencia según la demanda.
- Eficiencia del sistema: alrededor del 90 %.
- Capacidad de ajuste automático: programación para optimizar la eficiencia en diferentes modos de operación.
- Protección contra sobrecargas: funciones de respuesta ante situaciones de sobrecarga.
- Ejemplo de misión: Rover Curiosity en Marte (Mars Science Laboratory - MSL).

Monitoreo continuo (sistema de telemetría y comunicación - Cassini-Huygens):

- Sensores integrados: termómetros redundantes, sensores de corriente y voltaje.
- Transmisión de datos: ancho de banda de hasta 440 kbts por segundo.
- Protocolos de comunicación: cumple con estándares CCSDS.
- Antenas de comunicación: diversidad de antenas para redundancia y cobertura global.
- Ejemplo de misión: Cassini-Huygens explorando Saturno y sus lunas.

Seguridad (sistemas de apagado - New Horizons): Escudos de radiación: espesor de material radioprotector para cumplir con estándares

6.5.10. Interacción del sistema de potencia con respecto al resto de subsistemas

Fuente de energía primaria (RTG - MMRTG): Proporciona la fuente principal de energía eléctrica mediante la desintegración radiactiva del plutonio-238. Alimenta directamente los sistemas eléctricos del satélite, incluyendo los convertidores y sistemas de almacenamiento de energía.

Equipamientos de conversión, control y distribución (Rover Perseverance - NASA): Convierte, regula y distribuye la energía generada por la fuente primaria para alimentar los diversos subsistemas del satélite. Interactúa con la fuente de energía primaria para recibir la potencia generada y suministrarla de manera controlada a los componentes individuales. **Sistema de almacenamiento de potencia (baterías de ion de litio - Juno):** Almacena energía temporalmente para cubrir picos de demanda o durante fases de baja actividad de la fuente primaria. Se conecta a los convertidores y distribuye energía según las necesidades específicas de los subsistemas, garantizando un suministro estable.

Interfaces y funciones (convertidores de corriente - ESA): Ajusta la potencia eléctrica a las necesidades específicas de cada subsistema, convirtiendo entre corriente continua y alterna según sea necesario. Interactúa con la fuente primaria, los sistemas de almacenamiento y los subsistemas individuales para garantizar la compatibilidad eléctrica y una distribución eficiente.

Requisitos clave (sistema de gestión de potencia - MSL): Gestiona dinámicamente la potencia eléctrica según la demanda de los subsistemas, diferenciando entre picos y niveles de carga media. Además, coordina con los convertidores, la fuente primaria y el sistema de almacenamiento para mantener un suministro eléctrico óptimo.

Monitoreo continuo (sistema de telemetría y comunicación - Cassini-Huygens):

Supervisa constantemente el rendimiento de los componentes, recopila datos y facilita la comunicación con la Tierra para el monitoreo remoto. Interactúa con todos los sistemas del satélite, proporcionando información crucial sobre la salud y el estado de cada componente.

Seguridad (sistemas de apagado - New Horizons): Garantiza la seguridad mediante el control y apagado automático en caso de anomalías, protegiendo contra posibles riesgos y fallas. Se integra con la fuente primaria y los sistemas críticos para asegurar una respuesta rápida y segura en situaciones de emergencia.

6.5.11. Estimación de dimensiones y pesos

1. Fuente de Energía Primaria (RTG - MMRTG):

- Peso: Aproximadamente $60 \text{ kg} \pm 5 \text{ kg}$
- Dimensiones: $40 \text{ cm} \times 40 \text{ cm} \times 60 \text{ cm} \pm 5 \text{ cm}$ en cada dimensión

2. Equipamientos de Conversión, Control y Distribución (Rover Perseverance - NASA):

- Peso: Alrededor de $25 \text{ kg} \pm 3 \text{ kg}$
- Dimensiones: $30 \text{ cm} \times 30 \text{ cm} \times 40 \text{ cm} \pm 3 \text{ cm}$ en cada dimensión

3. Sistema de Almacenamiento de Potencia (Baterías de Ion de Litio - Juno):

- Peso: Varía según capacidad, con un rango de $\pm 2 \text{ kg}$ (ejemplo: 15 kg para una batería de iones de litio de 50 Ah)
- Dimensiones: Dependiente de la capacidad y diseño específico, con un margen de $\pm 2 \text{ cm}$ en cada dimensión

4. Interfaces y Funciones (Convertidores de Corriente - ESA):

- Peso: En el rango de 5 kg a 15 kg, con un margen de $\pm 1 \text{ kg}$ (dependiendo de la capacidad)

- Dimensiones: Variable según la capacidad y tecnología específica, con un margen de ± 1 cm en cada dimensión

5. Requisitos Clave (Sistema de Gestión de Potencia - MSL):

- Peso: Aproximadamente $10 \text{ kg} \pm 1 \text{ kg}$
- Dimensiones: $25 \text{ cm} \times 25 \text{ cm} \times 30 \text{ cm} \pm 2 \text{ cm}$ en cada dimensión

6. Monitoreo Continuo (Sistema de Telemetría y Comunicación - Cassini-Huygens):

- Peso: Alrededor de $8 \text{ kg} \pm 1 \text{ kg}$
- Dimensiones: $20 \text{ cm} \times 20 \text{ cm} \times 25 \text{ cm} \pm 1.5 \text{ cm}$ en cada dimensión

7. Seguridad (Sistemas de Apagado - New Horizons):

- Peso: Varía según la complejidad, con un margen de ± 1 kg (ejemplo: 5 kg para sistemas de apagado estándar)
- Dimensiones: Dependiente de la configuración específica, con un margen de ± 1 cm en cada dimensión

Componente	Peso (kg)	Dimensiones (cm)
RTG - MMRTG	60 ± 5	$40 \times 40 \times 60 \pm 5$
Baterías de Ion de Litio	15 ± 2	Dependiente de la capacidad y diseño
Conversión, control y distribución	25 ± 3	$30 \times 30 \times 40 \pm 3$
Convertidores de Corriente	$5 - 15 \pm 1$	Dependiente de la capacidad y tecnología
Sistema de Gestión de Potencia	10 ± 1	$25 \times 25 \times 30 \pm 2$

Tabla 98: Dimensiones y Pesos de Componentes del Sistema de Potencia de CAELO

En total, el peso estimado es del alrededor de 640 kg.

6.5.12. Estimación del coste

El partir del modelo USCM8 en SME-SMAD [51], se ha calculado la estimación de costes del subsistema de potencia, sin considerar los RTGs, empleando la ecuación 49.

$$Y = 64,3X_1 \quad (49)$$

El valor obtenido es de 2572 \$ en FY1000, siendo su equivalencia actual debido a la inflación de un valor próximo a 3626 \$. La conversión a euros es de 3327 €.

El precio aproximado de un MMRTG en el año 2015 es alrededor de 109\$M [79]. En total, se van a implementar 10 RTGs, por lo que el precio total estimado es el siguiente:

Coste subsistema de potencia = 1100 M€

6.6. Payload

6.6.1. Introducción

La carga de pago es un subsistema dotado con el equipamiento que interactúa con el sujeto durante el desempeño de dicha misión y que se enfoca en **cómo** lograr los objetivos de la misión. De esa manera, la carga de pago se puede definir como la razón principal de que la misión se realice, siendo cada una específica y única para cada misión condicionando el tamaño, el coste y el riesgo de la misión.

Se puede clasificar dependiendo de como actúa con el sujeto:

- **Activa:** Interactúa directamente con el sujeto (ej: radar).
- **Pasiva:** Observa y recopila datos (ej: cámara).

Las fases del proceso de diseño de la carga de pago se definen en la Tabla 99. [51]

Paso	Entradas	Salidas
Definición de los requisitos y objetivos	Objetivos, requisitos, concepto y limitaciones de misión	Objetivos científicos y requisitos de la carga de pago
Definición del concepto de operaciones y del diseño	Fases de misión, modos operativos, objetivos y requisitos de la carga de pago	Concepto de operaciones de la carga de pago, sujetos con los que interactúa u observa, umbrales de funcionamiento y características principales
Identificación preliminar	Requisitos, objetivos, características principales y umbrales de funcionamiento	Lista preliminar de payloads
Evaluación	Payloads candidatas	Carga de pago base
Análisis del coste y operabilidad	Coste del ciclo de vida y operabilidad de la carga de pago	Requisitos limitados por coste y arquitectura
Identificación de requisitos derivados	Características principales y umbrales de funcionamiento de la carga de pago base	Requisitos derivados para los subsistemas relacionados
Documentar e iterar (V&V)	Todo lo anterior	Diseño de la carga de pago aprobado, correcciones

Tabla 99: Proceso de diseño de la carga de pago

6.6.2. Requisitos del sistema

La definición de requisitos a nivel de subsistema se desarrolla a partir de los requisitos concretados en la fase inicial de diseño, incluyendo requisitos de segundo nivel con mayor exactitud.

SS-PLD-010 La carga de pago del satélite y de los cubesat debe contar con instrumentos para conseguir imágenes de las superficie de Urano y sus lunas en diferentes espectros.

SS-PLD-020 La carga de pago del satélite y de los cubesat deben conseguir un mapa de temperaturas con la instrumentación necesaria.

- **SS-PLD-021** El mapa de temperaturas debe realizarse con un escáner térmico infrarrojo en el espectro

TIR ($\sim 3\mu\text{m}$ - $300\mu\text{m}$).

SS-PLD-030 La carga de pago del satélite debe contar con la instrumentación requerida para caracterizar la atmósfera de Urano.

SS-PLD-040 La carga de pago debe llevar instrumentación para el estudio de océanos internos de Ariel.

- **SS-PLD-041** El estudio de océanos internos tiene que realizarse con un radar de sondeo de penetración superficial.

SS-PLD-050 La carga de pago del satélite debe llevar instrumentación para poder caracterizar la geología y morfología de Ariel.

SS-PLD-060 La carga de pago del satélite y de los cubesat debe contar con instrumentos para cartografiar la composición de las superficies de los 2 satélites de Urano.

- **SS-PLD-061** El análisis de la composición superficial debería realizarse con un instrumento en el espectro infrarrojo.

SS-PLD-070 La carga de pago del satélite debe contar con un magnetómetro para determinar el campo magnético de Ariel.

SS-PLD-080 La carga de pago debe tener un peso superior a 250 kg e inferior a 450 kg.

SS-PLD-090 La potencia consumida por la carga de pago, cuándo está operativa, debe ser inferior al límite impuesto entre 700 W y 1000 W.

SS-PLD-100 La potencia consumida por la carga de pago cuándo no está operativa tiene que ser inferior a 380 W.

SS-PLD-110 El sistema de GNC debe ser capaz de operar sin emplear los instrumentos científicos como referencia.

SS-PLD-120 El error absoluto de apuntamiento (APE) de la carga de pago debe estar definido para ángulos de guiñada, alabeo y cabeceo. *TBD*

SS-PLD-130 El error relativo de apuntamiento (RPE) de la carga de pago debe estar definido para ángulos de guiñada, alabeo y cabeceo. *TBD*

SS-PLD-140 La carga de pago debe contar con protección frente al entorno espacial.

SS-PLD-150 El satélite debe transportar al menos 3 cubesats para llevar a cabo la misión.

SS-PLD-160 Los cubesat tienen que funcionar como un vehículo espacial simple con la carga de pago correspondiente.

SS-PLD-170 Los cubesat tienen que cumplir los requisitos medioambientales establecidos en GEVS de la NASA.

SS-PLD-180 El rango del alcance de la instrumentalización que estudie las superficies de las lunas y de Urano y la atmósfera de Urano debe ser superior a la altitud orbital del satélite.

Los requisitos con sus dependencias se muestran en la tabla 100.

ID	Descripción	Dependencias
SS-PLD-010	La carga de pago del satélite y de los cubesat debe contar con instrumentos para conseguir imágenes de las superficie de Urano y sus lunas en diferentes espectros.	OS-010, OS-050
SS-PLD-020	La carga de pago del satélite y de los cubesat deben conseguir un mapa de temperaturas con la instrumentación necesaria.	OS-020
→ SS-PLD-021	El mapa de temperaturas debe realizarse con un escáner térmico infrarrojo en el espectro TIR ($\sim 3\mu\text{m}$ - $300\mu\text{m}$).	SS-PLD-020
SS-PLD-030	La carga de pago del satélite debe contar con la instrumentación requerida para caracterizar la atmósfera de Urano.	OS-030
SS-PLD-040	La carga de pago debe llevar instrumentación para el estudio de océanos internos de Ariel.	OS-070
→ SS-PLD-041	El estudio de océanos internos debería realizarse con un radar de sondeo de penetración superficial.	SS-PLD-040
SS-PLD-050	La carga de pago del satélite debe llevar instrumentación para poder caracterizar la geología y morfología de Ariel.	OS-080
SS-PLD-060	La carga de pago del satélite y de los cubesat debe contar con instrumentos para cartografiar la composición de las superficies de los 2 satélites de Urano.	OS-090
→ SS-PLD-061	El análisis de la composición superficial debería realizarse con un instrumento en el espectro infrarrojo.	SS-PLD-060
SS-PLD-070	La carga de pago del satélite debe contar con un magnetómetro para determinar el campo magnético de Ariel.	OS-100
SS-PLD-080	La carga de pago debe tener un peso superior a 250 kg e inferior a 450 kg.	OD-140
SS-PLD-090	La potencia consumida por la carga de pago, cuándo está operativa, debe ser inferior al límite impuesto entre 700 W y 1000 W.	OD-130
SS-PLD-100	La potencia consumida por la carga de pago cuándo no está operativa tiene que ser inferior a 380 W.	OD-130
SS-PLD-110	El sistema de GNC debe ser capaz de operar sin emplear los instrumentos científicos como referencia.	OD-070, OD-040
SS-PLD-120	El error absoluto de apuntamiento (APE) de la carga de pago debe estar definido para ángulos de guiñada, alabeo y cabeceo. <i>TBD</i>	OD-070, OD-040
SS-PLD-130	El error relativo de apuntamiento (RPE) de la carga de pago debe estar definido para ángulos de guiñada, alabeo y cabeceo. <i>TBD</i>	OD-020, OD-060, OS-040
SS-PLD-140	La carga de pago debe contar con protección frente al entorno espacial.	OD-010, OD-100
SS-PLD-150	El satélite debe transportar al menos 3 cubesats para llevar a cabo la misión.	OS-010, OS-100
SS-PLD-160	Los cubesat tienen que funcionar como un vehículo espacial simple con la carga de pago correspondiente.	OD-020, OD-060, OS-040
SS-PLD-170	Los cubesat tienen que cumplir los requisitos medioambientales establecidos en GEVS de la NASA.	OD-020, OD-060, OS-040
SS-PLD-180	El rango del alcance de la instrumentalización que estudie las superficies de las lunas y de Urano y la atmósfera de Urano debe ser superior a la altitud orbital del satélite.	OM-010, OM-020, OM-030, OM-040

Tabla 100: Requisitos del subsistema de Carga de Pago

6.6.3. Componentes de la carga de pago

En esta misión se van a emplear una carga de pago de tipo observación, con sus correspondientes instrumentos:

1. **Cámara de imagen visual y de diferentes niveles del espectro** captura imágenes en el espectro visible, en el IR y en el UV.
2. **Sistema de emisión térmica** observa el rango del espectro electromagnético dominado por la emisión térmica.
3. **Magnetómetro** mide el campo magnético y sus variaciones.
4. **Sistema multiespectral** analiza y observa diferentes rangos del espectro electromagnético.
5. **Radar de sondeo** detecta estructuras por debajo del nivel del suelo.
6. **Constelación de cubesats** con sus correspondientes instrumentos.

Para la elección de la carga de pago se ha hecho un estudio de la instrumentación empleada en las misiones semejantes seleccionadas anteriormente, en función del tipo de carga de pago (en nuestro caso de observación) y tipo de instrumentación. Así como, se ha diferenciado entre la carga del satélite y la instrumentación llevada por los cubesats.

Carga de pago candidata del satélite:

Las cámaras de imagen visual y de diferentes niveles del espectro candidatas se recopilan en la Tabla 101.

Instrumento	Misión	Dimensiones [cm]	Masa [kg]	Potencia [W]	Rango de T [°C]
SSI [88]	GALILEO	90x25x30	28	23	-
ISS [89]	CASSINI -HUYGENS	WAC:55x35x33 NAC: 95x35x33	57.83	55.90	Electrónica [-10,18] Detector [-130,50]

Tabla 101: Instrumentos asociados a cámaras de imagen visual.

Los sistemas de emisión térmica candidatos se recopilan en la Tabla 102.

Instrumento	Misión	Dimensiones [cm]	Masa [kg]	Potencia [W]	Rango de T [°C]
Ralph [90] [91]	New Horizons	-	10,3	6,3	-
CIRS [92]	CASSINI -HUYGENS	89x76x52 Telescopio 50,8 diám	39,24	Media: 26,37 Máx: 32,89	[-193,30]

Tabla 102: Instrumento asociado a sistemas de emisión térmica.

Los magnetómetros candidatos se recopilan en la Tabla 103.

Instrumento	Misión	Dimensiones [cm]	Masa [kg]	Potencia [W]	Rango de T [°C]
MAG [88]	GALILEO	41.8x17.8x14.6	7.2	3.9	-
MAG [93]	CASSINI -HUYGENS	21 x 420	3	3.10	[-20,110]

Tabla 103: Instrumentos asociados a magnetómetros.

Los sistemas multiespectrales candidatos se recopilan en la Tabla 104.

Instrumento	Misión	Dimensiones [cm]	Masa [kg]	Potencia [W]	Rango de T [°C]
VIMS [94]	CASSINI - HUYGENS	78x76x55	37,14	Media: 21,83 Máx:27,70	[-25,35]
MAJIS [95]	Juice	-	-	-	-
Ralph [90] [91]	New Horizons	-	10,3	6,3	-
Alice [90] [91]	New Horizons	20x41x12	4,5	4,4	-
NIMS [88]	GALILEO	Óptica: 83x37x39 Electrónica: 20x25x39	18	12	Óptica: [-163,-118] Electrónica:[-20, 35] Conjunto de plano focal: [-203,50]
PPR [88]	GALILEO	44,8x39,1x32,7	5,2	11	[-25,30]
EUV [88]	GALILEO	44,3x16,9x14,9	12,23	6,65	[-20,35]
UVS [88]	GALILEO	41,7x16,3x13,5	5,2	2,4	[-20,30]

Tabla 104: Instrumentos asociados a sistemas (multi)espectrales.

El único radar de sondeo candidato a partir de las misiones semejantes aparece en la Tabla 105. Al no disponer de mucha información ni características a cerca de él, ha servido de referencia para la búsqueda de radares similares.

Instrumento	Misión	Dimensiones [cm]	Masa [kg]	Potencia [W]	Rango de T [°C]
RIME [90] [91]	New Horizons	-	10	Envergadura: 1680	-

Tabla 105: Instrumento asociado a radares de sondeo.

Tras realizar una extensa búsqueda de radares de sondeo empleados en misiones espaciales, por el que se ha decantado para la misión aparece en la Tabla 106.

Instrumento	Misión	Dimensiones [cm]	Masa [kg]	Potencia [W]	Rango de T [°C]
MARSIS [96] [97]	Mars-Express	Antena dipolo (x2): 2000 Antena monopolo: 700 Caja electrónica: - Contenedor de almacenamiento: 166x30x20	20	60	Electrónica: [-20,50]

Tabla 106: Instrumento radar de sondeo definitivo.

Instrumentos de los CubeSats:

En cuanto, a la selección de los instrumentos que llevaran los CubeSats, se ha hecho un estudio de los instrumentos que hay actualmente el mercado entre los distintos comerciantes:

Objetivo	Instrumento	Dimensiones [cm]	Masa [kg]	Potencia [W]	Rango de T [°C]	Coste [€]
Cámara VIS, UVS , IR	Caiman Imager [98]	10x 10x 24.5	1.8	10	[10,30]	-
Cámara de imágenes y video térmico	ECAM-IR1 Long Wave Infrared Camera [99]	7.8x5.8x6.3	0.33	8.75	[-40,50]	-
Sistema multiespectral: Composición y mapeo de temperatura	Argus 1000 Extended Range [100]	4.5x5x8	0.251	1	[-20,40]	55050

Tabla 107: Instrumentos de los CubeSat.

Estos tres instrumentos serán repartidos en 3 CubeSats de 3U. El primer CubeSat estará dotado de la cámara Caiman Imager, mientras que los dos restantes, estarán constituidos por los instrumentos ECAM-IR1 y Argus 1000. El tercer CubeSat será redundante, aumentando así la fiabilidad de la misión científica.

El sistema de potencia de cada CubeSat, al ser de tipo 3U, consume de base 20 W de energía a la que se le incluye la potencia utilizada por los instrumentos de la carga de pago que lleva incorporado cada CubeSat. Por lo tanto, los dos CubeSats que llevan incorporados los instrumentos ECAM-IR Long Wave Infrared Camera y Argus 1000 Extended Range consumen 29,75 W cada uno mientras que al que se le integra la cámara Caiman Imager gasta 30 W. En total, el sistema de Cubesats consume una potencia de 89,5 W. [101]

Por otro lado, para establecer la masa de cada Cubesat, se toma de referencia la misión MARCO en la que cada nanosatélite pesa 13,5 kg.

Carga de pago definitiva del satélite:

Los instrumentos seleccionados entre las distintas opciones reunidas anteriormente, aparecen en la Tabla 108. Se han preferido la instrumentalización que minimiza la masa y la potencia.

Objetivo	Instrumento	Dimensiones [cm]	Masa [kg]	Potencia [W]	Rango de T [°C]
Cámara VIS, UVS , IR	ISS	WAC: 55x35x33 NAC: 95x35x33	57.83	55.90	Electrónica [-10,18] Detector [-130,50]
Sistema de emisión térmica	CIRS	89x76x52 Telescopio 50,8 diám	39,24	32,89	[-193,30]
Campo magnético	MAG	21x420	3	3.10	[-20,110]
Sistema multiespectral	VIMS	78x76x55	37,14	27,20	[-25,35]
Radar de sondeo	MARSIS	Antena dipolo (x2): 2000 Antena monopolo: 700 Caja electrónica: - Contenedor de almacenamiento: 166x30x20	20	60	[-20,50]

Tabla 108: Instrumentos del satélite CAELO.

De los instrumentos CIRS, MAG, VIMS y MARSIS se porta una unidad, mientras que del ISS se transporta dos unidades.

Objetivos	ISS	CIRS	MAG	VIMS	MARSIS	Caiman Imager	ECAM -IR1	Argus 1000
OS-010								
OS-020								
OS-030								
OS-040								
OS-050								
OS-060								
OS-070								
OS-080								
OS-090								
OS-100								
OS-110								

Tabla 109: Instrumentos y objetivos científicos asociados

Definición de los instrumentos científicos de la carga de pago:

- **Imaging Science Subsystem (ISS) :**

El objetivo del subsistema científico de imágenes es obtener imágenes de alta resolución en el espectro visible, UV e IR. Así como crear un mapeado 3D de la estructura y dinámica de la atmósfera de Urano y Ariel y un mapeado de la superficie, para estudiar la geología y composición. El ISS está compuesta por una cámara narrow-angle (NAC) y una cámara gran angular (WAC). La NAC permite imágenes de alta resolución, distancia

focal 2000mm y la WAC una mayor cobertura espacial a una resolución más baja, 200mm. Además, el NAC se utiliza para imágenes de navegación óptica para la misión y el WAC actúa como unidad de respaldo. Ambas tienen un cambio de filtro automático.

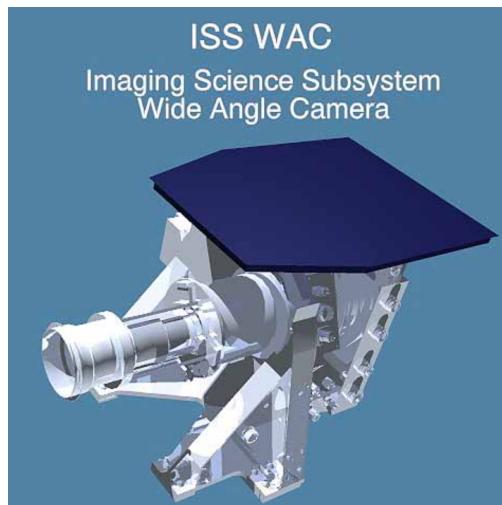


Figura 114: NAC del instrumento científico ISS

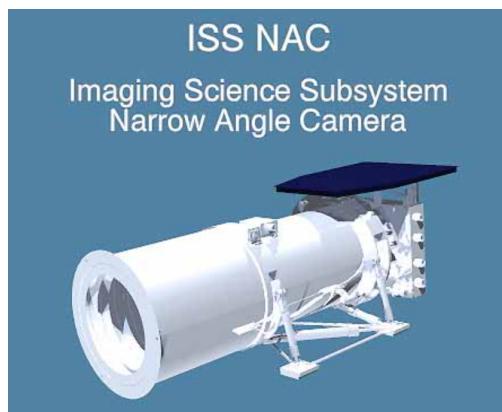


Figura 115: WAC del instrumento científico ISS

Las cámaras con generadores de imágenes de carga acoplada (CCD), la luz que incide es absorbida por un sustrato fotoconductor, como el silicio, el CCD detecta y almacena la carga eléctrica acumulada. El NAC debe estar bien aislado térmicamente para minimizar los efectos de las variaciones térmicas. Los períodos de mayor actividad del ISS serán en el punto de órbita más cercano a Urano y Ariel.

- **Composite Infrared Spectrometer (CIRS) :**

El objetivo principal del espectrómetro de infrarrojos compuesto es estudiar la temperatura de la superficie con luz infrarroja, así como la composición y propiedades térmicas. Está compuesto por un telescopio y 3 interferómetros duales que miden la emisión infrarroja de atmósfera y superficies, para determinar la composición y temperaturas.

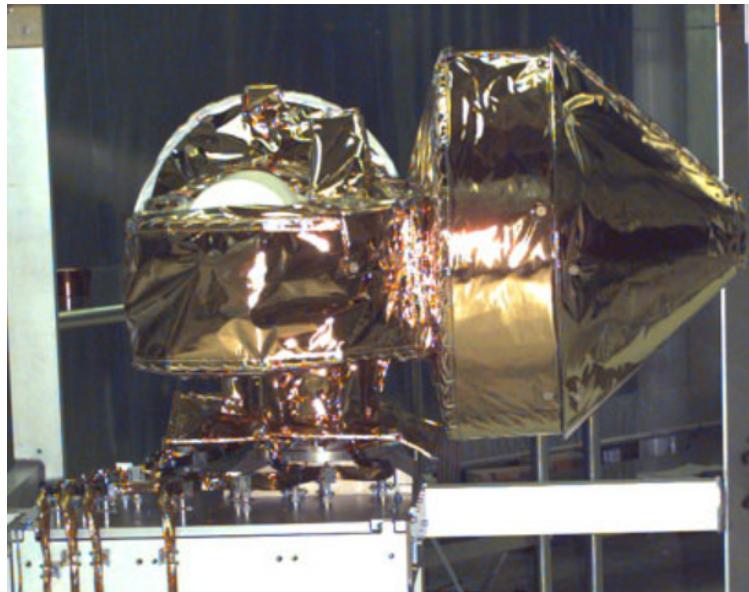


Figura 116: Instrumento científico CIRS

El telescopio del CIRS está compuesto por un espejo paraboloide de 50,8 cm de diámetro y otro secundario hiperboloide. Los datos científicos son recogidos por 2 de los 3 interferómetros en 3 planos focales:

- Plano focal del infrarrojo cercano (FP1):16.67 a 1000 μ .
- Plano focal del infrarrojo medio (FP3):9.09 a 16.67 μ .
- Plano focal del infrarrojo medio (FP4):7.16 a 9.09 μ .

Se emplea un infrarrojo lejano (FIR) que cubre un rango espectral de 10-600 cm-1 y un infrarrojo medio (MIR), con un rango de 600-1500 cm-1, este último enfoca la salida del interferómetro en los planos focales FP3 y FP4. El interferómetro restante, es un interferómetro de referencia MIR, que se encarga de correlacionar el muestreo temporal y la posición del mecanismo de exploración.

■ Dual Technique Magnetometer (MAG) :

El objetivo principal del magnetómetro de doble técnica es determinar el campo magnético del planeta y de las interacciones dinámicas del entorno planetario, es decir, desarrollar un modelo tridimensional de la magnetosfera de Urano y la interacción del campo magnético de Ariel y su interacción con la atmósfera de Urano.

Un magnetómetro es un instrumento que detecta y mide la intensidad de los campos magnéticos, con detección directa.

El MAG está compuesto por dos sensores, un sensor magnetómetro vectorial/ escalar de helio y un sensor de puerta de flujo, una unidad de procesamiento de datos y tres fuentes de alimentación, así como software operativo y electrónica asociada a dichos sensores. El magnetómetro de helio vectorial/escalar (V/SHM), se utiliza para hacer mediciones vectoriales y escalares de los campos magnéticos. En cuanto al sensor de puerta de flujo (FGM) se utiliza para mediciones del campo vectorial.



Figura 117: Instrumento científico MAG

La unidad de procesamiento de datos (DPU) interactúa con el subsistema de mando y datos del satélite a través de la unidad de interfaz de bus (BIU). La velocidad media de transmisión de datos es de 3.6Kbits/s.

Los componentes de MAG se alimentan a través de tres fuentes de 30V. La fuente de alimentación 0, se ocupa de la BIU y DPU. Las fuentes 1 y 2 son redundantes y alimentan a V /SHM. La electrónica FGM es alimentada por el BIU del satélite.

Los magnetómetros son sensibles a las corrientes eléctricas y componentes ferrosos, por lo que se suelen colocar en un brazo extendido, lo más lejos posible de la nave. El brazo estará compuesto por varillas no metálicas y se desplegará una vez que el satélite esté separado del vehículo lanzador.

■ **Visible and Infrared Mapping Spectrometer (VIMS) :**

Su funcionalidad es recolectar luz del espectro visible y del infrarrojo, y separarla en diferentes longitudes de onda siendo posible el análisis composicional de los materiales de los cuales la luz se refleja o es emitida. Utiliza lentes y espejos para separar la luz y distribuirla en 352 colores distintos en fila para observar que longitudes de onda están presentes y cuales son más fuertes entre ellas.

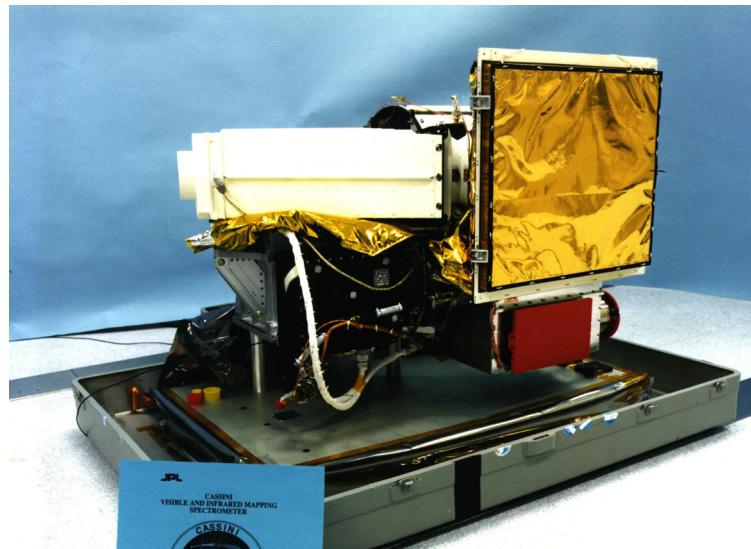


Figura 118: Instrumento científico VIMS

El instrumento está compuesto por dos canales de rejilla de imagen que miden la radiación reflejada y emitida

por la atmósfera de Urano y las superficies del planeta y sus Lunas:

El Canal Visible (VIMS-V) se corresponde al espectrómetro de luz visible que comprende un rango de longitud de ondas de $0,35 \mu$ a $1,07 \mu$ compuesto de 96 canales con un campo de visión de 32×32 mrad.

El Canal Infrarrojo (VIMS-IR) se corresponde al espectrómetro de luz infrarroja que comprende las longitudes de onda desde $0,85 \mu$ a $5,1 \mu$ compuesto de 256 canales con un campo de visión equivalente al del Canal Visible. El espectro infrarrojo observable se puede dividir a su vez en el rango dominado por luz solar reflejada (SWIR; hasta $\sim 2,5 \mu$) y una pequeña parte del dominado por la emisión térmica (MWIR y LWIR; $\sim 3 \mu$ a 300μ).

Dispone de una velocidad de transmisión de datos de 182,784 kilobits/sec.

Su objetivo de determinar la composición y la temperatura de la atmósfera de Urano, siendo también posible la de la superficie de Ariel. Aunque el espectrómetro analice la luz, a partir de esos datos se pueden crear imágenes compositivas o térmicas de las superficies del planeta y de sus satélites naturales.

- **Mars Advanced Radar for Subsurface and Ionosphere Sounding (MARSIS) :**

Es un instrumento radar de sondeo a baja frecuencia con orientación nadir limitado por pulsos cuyo propósito principal es identificar la distribución de agua y de hielo bajo la superficie lunar de Ariel. Se clasifica como carga de pago activa al interactuar directamente con el sujeto de estudio.

Consiste en una sonda de dos canales con antenas asociadas, un procesador de datos a bordo y un subsistema de control y potencia electrónico digital (DES). El primer canal se denomina "Sonda Sencilla" y el segundo, "Canal de Cancelación de la Superficie". Su rango de operación es de 1,3 a 5,5 Hz dividido en cuatro bandas de frecuencia con un ancho de banda de 1 MHz cada una, correspondiendo a un rango de longitudes de onda equivalente a 230-55 m. Es importante resaltar que su rango de altitud es 250-900 km, cumpliendo el requisito de la altitud al estar dentro del rango la altitud a la que se orbita la luna Ariel.

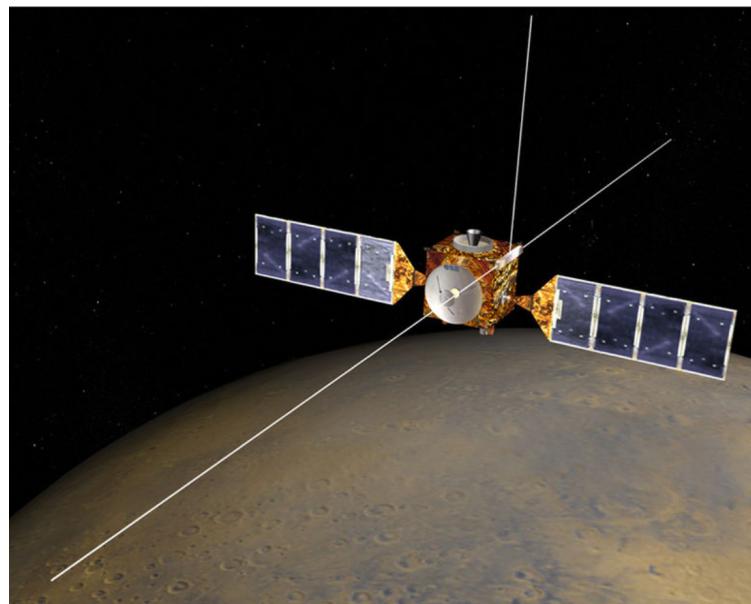


Figura 119: Instrumento científico MARSIS

El primer canal está conectado a una antena dipolo de 40 m y contiene un transmisor y un receptor. El transmisor genera un pulso de radiofrecuencia (RF) de alta potencia con frecuencia de barrido que se envía a dicha antena para su radiación. Esta señal radiada se refleja en la superficie y en el subsuelo, volviendo al radar. Es recibida por el receptor y transformada mediante un convertidor análogo-digital para ser procesada a bordo. El segundo

canal está conectado a una antena monopolo de 7 m en la dirección nadir y solo contiene un receptor de señal. Se encarga de detectar las señales radiadas recibidas de la superficie alejadas de la trayectoria del satélite, ignorando las del subsuelo cercano, ya que es importante determinar si la radiación recibida procede de la superficie o de la subsuperficie.

Las dos antenas nombradas anteriormente, conforman el subsistema de antenas. La estructura de las antenas es un puente de dos cables paralelos a lo largo de un tubo de soporte de material compuesto fabricado con capas de fibra de vidrio y Kevlar impregnadas de resina. Los tubos se descomponen en elementos plegables unidos mediante empalmes de tubo con bisagras. Antes del desplegado, se almacenan en un contenedor alojado en el exterior de la nave espacial.

La electrónica está almacenada en dos cajas alojadas en el interior de la estructura del satélite: Una contiene al DES y los receptores, mientras que la otra contiene los transmisores y las interfaces con la antena.

El subsistema electrónico digital (DES) controla las funciones del radar. Se encarga de seleccionar las frecuencias apropiadas, las duraciones de los pulsos y los rangos de la frecuencia de barrido. A su vez, configura los modos de operación:

- Sondeos subsuperficiales: Se realizan sondeos durante operaciones diurnas y nocturnas.
- Sólo recepción: Se emplea para caracterizar desde un punto de vista electromagnético, el entorno de operación.
- Calibración: Adquisición de datos sin procesar en cantidad limitada periódicamente durante toda su fase operativa para determinar las características del cálculo del filtro adaptativo que utiliza el procesador del radar.

■ **Caiman Imager:**

Caiman Imager es un generador de imágenes con una cámara multiespectral de alta resolución diseñada para la integración en CubeSats, por lo que tiene un tamaño compacto así como es compatible con la mecánica de las estructuras estándar de los CubeSats. Ese generador de imágenes opera en 7 banda multiespectrales y consta un gran almacenamiento de datos integrado y de alta velocidad.



Figura 120: Instrumento científico Caiman Imager

■ ECAM-IR1 Long Wave Infrared Camera:

ECAM- IR1 es un infrarrojo compacto de onda larga (LWIR), que proporciona imágenes térmicas y vídeo. Sirve como para detectar objetos concretos como observaciones generales en completa oscuridad.

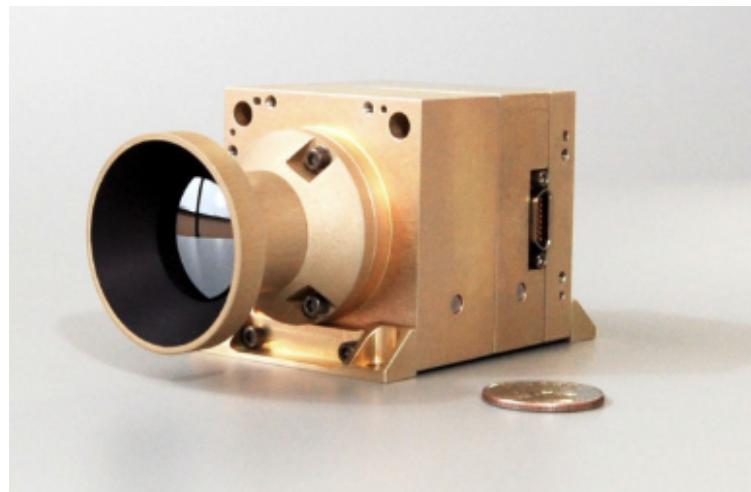


Figura 121: Instrumento científico ECAM-IR1

IR1 utiliza sensores microbolómetros de LIWR, mide la cantidad de radiación electromagnética de un objeto en todas las longitudes de onda, no refrigerados y cuenta con un circuito integrado de lectura (ROIC). El sensor genera píxeles de 12 bits que se transmiten al DVR a través de un enlace en serie de 100 Mbits/s. Dentro del DVR, el vídeo se preprocesa, y se comprime en tiempo real y se almacena en la memoria, más tarde se puede posprocesar con salida de colores falsos. La velocidad de fotogramas es ajustable hasta 50Hz.

■ ARGUS 1000 Extended Range:

Argus 1000 es un espectrómetro infrarrojo con óptica integrada, compacto para aplicaciones en CubeSats. Se usa para teledetección del clima y superficie, así como de la composición de la superficie y mapeo de temperatura por el rango de espectro en el que actúa, este rango es de 1000nm-2400nm en la versión extendida, con una resolución de 6 nm. El sensor de IR está hecho de indio, galio y arseniuro. El espectrómetro Argus 1000 permite programar los parámetros operativos , como el tiempo de integración.

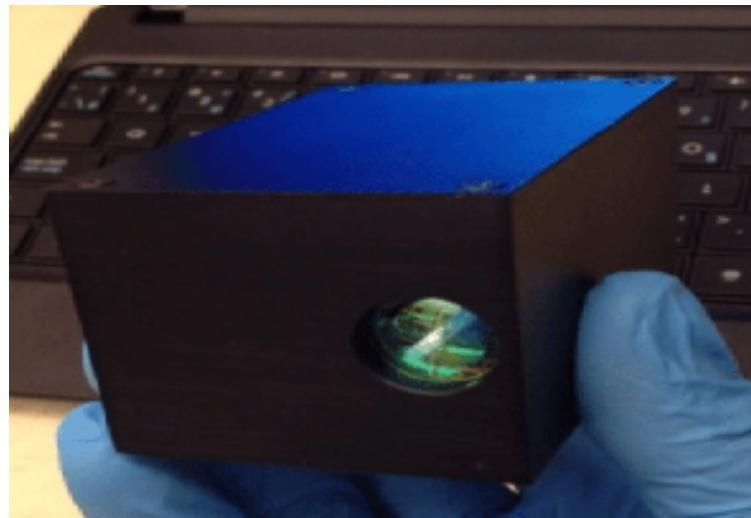


Figura 122: Instrumento científico Argus 1000 Extended

6.6.4. Budget de Masa, Potencia y Coste

Para visualizar los budgets de la masa, potencia y costes, se ha recopilado dichos parámetros en las Tablas 110 y Es indispensable su observación para la verificación de requisitos.

Budget de la Masa y la Potencia de la Carga de Pago

Carga de Pago	Masa [kg]	Potencia [W]
Cubesats (x3)	40,5	89,5
ISS (x2)	115,66	111,8
CIRS	39,24	32,89
MAG	3	3,10
VIMS	37,14	27,20
MARSIS	20	60
TOTAL	256 ± 32	325 ± 41

Tabla 110: Recopilación de los Budgets de Masa y Potencia de la carga de pago

Modelo de costes de la carga de pago [51]

La estimación de costes se ha llevado a cabo mediante la aplicación del Modelo de Coste de Instrumentos de la NASA (NICM). Este modelo predice el coste en dólares de cada instrumento, en función del tipo de instrumento, y el tiempo de vida de estos. Este modelo se ha utilizado para todos los instrumentos a excepción de Argus 1000, del que se dispone su coste comercial.

Modelo de costes para Carga útil óptica (cámara,espectrómetros, interferómetros, etc.)

Este modelo es utilizado para los instrumentos ISS,CIRS,VIMS, Caiman Imager y ECAM-IR1.

$$Y = 328 \cdot M^{0,426} \cdot P^{0,414} \cdot DL^{0,375} \quad (50)$$

Siendo:

- M = masa total del instrumento en kg.
- P = potencia máxima del instrumento en W.
- DL = vida de diseño en meses.

Modelo de costes para Microwave Payload (radar, GPS, altimetros etc.) Este modelo es utilizado para los instrumentos MAG y MARSIS.

$$Y = 23,620 \cdot M^{0,284} \cdot P^{0,325} \cdot DR^{0,090} \cdot T^{-1,296} \quad (51)$$

Siendo:

- D = Total data rate en kbps.
- T= TRL

Budget de Coste

Carga de Pago	Coste [€]
ISS (x2)	45184K
CIRS	15376K
MAG	2730
VIMS	13884K
MARSIS	16290
Caiman Imager	2526K
ECAM -IR1 (X2)	2326K
Argus 1000 Extended Range (X2)	110100
TOTAL	77.1M

Tabla 111: Recopilación de los Budgets de Masa y Potencia de la carga de pago

6.6.5. Posicionamiento de la carga de pago

Posibles restricciones de orientación, interferencias y posicionamiento:

La distribución de los instrumentos científicos es un factor clave en el diseño de la carga de pago para el buen funcionamiento de dichos dispositivos y para el cumplimiento de los objetivos de misión. Existen varias restricciones que condicionan al diseño de la posición:

1. Estructura y estabilidad del vehículo:

Es necesario distribuir la carga de pago de manera equitativa en función del resto de subsistemas para compensar los momentos de inercia producidos por sus centros de gravedad, centrando lo máximo posible el centro de

gravedad del vehículo. A su vez, hay que garantizar el equilibrio isostático de los instrumentos respecto a la estructura.

2. Seguridad de la carga de pago ante el medio:

La posición de la carga de pago debe de tener en cuenta los fenómenos que se producen en el espacio, como impactos, efectos térmicos, de radiación o explosiones magnéticas, por lo que la carga de pago se colocará para prevenir fallos de seguridad.

3. Interferencias:

Los instrumentos pueden originar interferencias, entre ellos, con el sistema de potencia, así como con la estructura y el sistema ADCS . Estas interferencias, se suelen producir debido al modo de funcionamiento de los propios instrumentos, así como de los materiales de los que están hechos. Las interferencias se pueden evitar con una correcta distribución de la carga de pago.

4. Efectos térmicos de los instrumentos:

Se pueden producir efectos térmicos debido al funcionamiento de estos instrumentos tanto de manera aislada como de forma conjunta, por lo que habrá que tener una correcta colocación para un correcto funcionamiento de los instrumentos. Se debe tener en cuenta un rango de temperaturas de funcionamiento para lograr un buen rendimiento. Los grandes sistemas reflectantes (que utilizan aluminio, berilio o materiales como SiC o CsC) y las estructuras de montaje (que utilizan materiales compuestos) son sensibles a la temperatura y pueden requerir un control de temperatura semi-activo de la estructura y espejos.

5. Apuntamiento de la carga de pago:

Es necesario ubicar los elementos de apuntamiento (escáneres, cámaras, radares y espectrómetros) hacia los sujetos a observar o con los que interactúan. Se puede conseguir el apuntamiento deseado maniobrando el vehículo espacial empleando el subsistema ADCS o mediante dispositivos de apuntamiento como espejos enfrente del instrumento.

6. Obstrucción del campo de visión de la carga de pago:

La disposición de los instrumentos de apuntamiento cerca de otros elementos como el magnetómetro o pertenecientes a otros subsistemas (antenas, motor o RTGs) puede obstruir sus campos de visión.

Posición de cada componente:

Una vez definidas las restricciones que hay que considerar para la posición de cada uno de los elementos, se van a definir las posiciones concretas de cada instrumento científico en relación a ellas.

La estabilidad del vehículo se puede garantizar colocando la mayoría de la carga de pago en la base opuesta en la que se encuentra el motor principal del satélite, de este modo se consigue un mayor centrado del centro de gravedad, evitando la creación de momentos.

En cuanto, a la restricción del apuntamiento las cámaras deben estar apuntando a las lunas, por lo que en este caso también deben ser colocadas en la base opuesta al motor principal.

En relación con las interferencias, se desprecian las causadas por el motor nuclear al encontrarse apagado cuando se ponen en funcionamiento los instrumentos científicos que se encargan de los estudios de las lunas. Los RTGs causan gran cantidad de interferencias, estos se encontrarán en las caras laterales del prisma. Estas caras serán paralelas entre sí, por lo que la carga de pago se colocará lo más alejada posible del sistema de potencia, siendo el lugar más alejado las caras laterales perpendiculares a los RTGS y las bases de la estructura. Más en concreto, solo se tiene disponible una de las bases, pues en la otra estará albergado el motor nuclear, y una de las caras laterales, pues en la otra se encuentra la antena de alta ganancia.

1. ISS, CIRS y VIMS: Estos elementos necesitan estar apuntando hacia el objeto de estudio, pues ISS, se encar-

gará de tomar imágenes de las lunas y Urano en los diferentes espectros, CIRS, cuenta con un telescopio y 3 interferómetros, así como VIMS que recolecta luz del espectro visible e infrarrojo, a través de canales de rejilla de imagen. Tanto el ISS, CIRS y VIMS, deberán estar alineados con la mira entre sí.

Los sistemas de infrarrojos (CIRS y VIMS) necesitarán refrigeradores pasivos para evitar interferencias con dispositivos ópticos.

Estos sistemas tendrán integrados dentro de la estructura del satélite la parte electrónica de cada uno de ellos, el resto del instrumento será instalado en la parte exterior, sacando las lentes por fuera de la estructura para la toma de imágenes y datos. Además, hay que tener en cuenta, que debido a los efectos térmicos producidos por la propulsión que puedan dañar la lentes, estos instrumentos deberán colocarse lejos del motor nuclear.

Mismamente, los tres instrumentos se ubicarán alejados entre ellos en la base para evitar aumentos en la temperatura de sus componentes eléctricos.

Con todo ello, el ISS, CIRS y VIMS, serán colocados en la base opuesta al motor, la cual estará orientada hacia las lunas.

2. **MAG:** Este dispositivo no está restringido por la necesidad de apuntar hacia las lunas o Urano, sino encontrarse en proximidad de la magnetosfera del planeta. Se suele ubicar alejado de la estructura principal del satélite mediante un brazo extendido no metálico para evitar interferencias magnéticas con la propia estructura metálica y reducir el ruido magnético al alejarlo de componentes eléctricos que pueden generar campos magnéticos indeseados.

Entre la base y la cara lateral disponible, se opta por colocar el instrumento en la cara lateral al distribuir en la base los componentes ISS, CIRS y VIMS, disminuyendo la probabilidad de interferencias y evitando la obstrucción del campo de visión de las cámaras y los espejometros.

Se maximiza su seguridad ante impactos no desplegando el instrumento hasta la llegada del vehículo a Urano.

Cuando el satélite se encuentre orbitando Urano, el magnetómetro podría sufrir interferencias relacionadas con el motor nuclear al encontrarse en ese momento aún encendido. Se minimizará la radiación electromagnética generada situando el magnetómetro lo más alejado de la base donde se encuentra el motor, es decir, cercano a la otra base de la estructura.

Por último, dejará de operar a la llegada del vehículo a la luna Ariel, donde los demás instrumentos se activarán. De esa manera, se evitarán las interferencias electromagnéticas que se puedan producir entre el MAG y los demás instrumentos científicos.

3. **MARSIS:** El instrumento MARSIS consta de dos antenas, una antena dipolo y otra monopolio. Para la posición de este instrumento en la estructura, se debe de tener en cuenta que la antena dipolo debe estar paralela a la superficie de Ariel, mientras que la monopolio en dirección nadir. Las antenas deben situarse fuera de la estructura interna, solo la parte electrónica y procesamiento se encontrará dentro del satélite. Estas antenas serán desplegadas en el momento en el que el satélite intercepte Ariel, protegiéndolas ante posibles impactos u otro tipo de fenómenos espaciales.

Además, se quiere no interferir con el campo de visión de ISS, CIRS y VIMS, evitando la obstrucción de éste, al igual que con el MAG.

Con todo ello, MARSIS, estará ubicado en el mismo lateral donde se encuentra el MAG, pero a una altura cercana a la base, de forma que la antena dipolo se encuentre apuntando de manera paralela.

4. **CubeSats:** En primera instancia, los CubeSats, se encontrarán apagados durante todo la misión, hasta que estos se han lanzados para orbitar Miranda, por lo que no ocasionarán interferencias con otros instrumentos. Se ha decidido que irán colocados en uno de los laterales del satélite, y no en la base debido al espacio disponible dentro de la estructura. Se colocaría en la misma cara en la que irá situado el MAG, pues este, como ya se ha comentado solo estarán en funcionamiento mientras se encuentre orbitando Urano y no durante el despliegue de los CubeSats.

7. Estimación del budget: coste, masa y potencia

Las estimaciones iniciales del budget de potencia, basado en el análisis previo de las necesidades de misión y valores típicos, se muestran en las Tablas 112 y 113, donde se considera un margen del 8 % para la masa, un 6 % para la potencia y un 20 % para el coste.

Subsistema	Masa [%]	Potencia [%]	Coste [%]
ADCS	4	7,5	8
Propulsión	55	65	22
Estructura	17,5	1	14
Térmico	3	7,5	2
Potencia	15	-	17
Payload	4	4,5	4
Comms & OBDH	14,5	500	33

Tabla 112: Contribuciones al budget inicial de masa seca, potencia y coste para la misión Caelo por subsistema.

Subsistema	Masa [kg]	Potencia [W]	Coste [M€]
ADCS	125 ± 10	250 ± 15	185 ± 37
Propulsión	2150 ± 172	2000 ± 120	505 ± 101
Estructura	650 ± 52	30 ± 2	325 ± 65
Térmico	100 ± 8	250 ± 15	45 ± 9
Potencia	550 ± 44	-	390 ± 78
Payload	125 ± 10	150 ± 10	90 ± 18
Comms & OBDH	50 ± 4	500 ± 30	760 ± 152
Total	3750 ± 300	3180 ± 192	2300 ± 460

Tabla 113: Budget inicial de masa seca, potencia y coste para la misión Caelo por subsistema.

La estimaciones finales del budget de coste, masa y potencia se muestran en la Tabla 114.

Subsistema	Masa [kg]	Potencia [W]	Coste [M€]
ADCS	1.3±0.5	2.7±1	0.21±0.02
Propulsión	2000±100	1500±10	5.3±0.5
Estructura	-	-	-
Térmico	100±8	250±15	2.28±1
Potencia	640 ± 10	3000 ± 50	1100 ± 132
Payload	256 ± 32	325 ± 41	77,1 ± 8
Comms & OBDH	-	-	-
Total	2997±1000	5077±100	1184±400

Tabla 114: Budget final de masa seca, potencia y coste para la misión Caelo por subsistema.

8. Arquitectura del vehículo

8.1. Bocetos de las diferentes arquitecturas preliminares

Los diseños preliminares del satélite CAELO, se han basado en un serie de distintas configuraciones con diferentes bases centrales geométricas y estructuras de antena, basadas en misiones similares, con el objetivo de analizar cada una de ellas y elegir la geometría más adecuada para realizar la misión, en función de las necesidades de la propia misión y capacidad para su realización.

En las arquitecturas preliminares se han considerado tres configuraciones de geometría básica teniendo en cuenta el espacio necesario para albergar los distintos subsistemas, la carga de pago y una antena de alta ganancia. Las referencias tomadas son las de la misión Voyager 2, New Horizons y Uranus Pathfinder en este orden. La misión Uranus Pathfinder es una misión que no se tuvo en cuenta en el análisis funcional ya que nunca se llegó a realizar por su alto presupuesto. Su objetivo era estudiar Urano, pero en cuanto al diseño preliminar podemos tenerlo en cuenta.

En primer lugar, las 3 bases diferentes para la misión presentan una geometría en forma de prisma decaédrico, una geometría en forma de prisma de seis lados no simétrico y una geometría troncocónica. A su vez para las distintas configuraciones se ha diseñado una antena de alta ganancia, los RTGs y espacio interior para los cubesats.

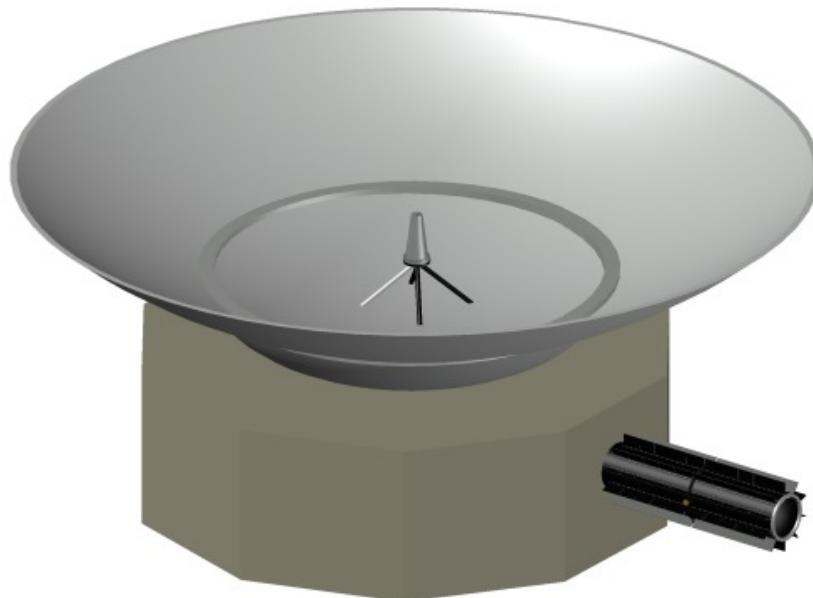


Figura 123: Vista 3D del primer diseño preliminar basado en la misión Voyager 2.

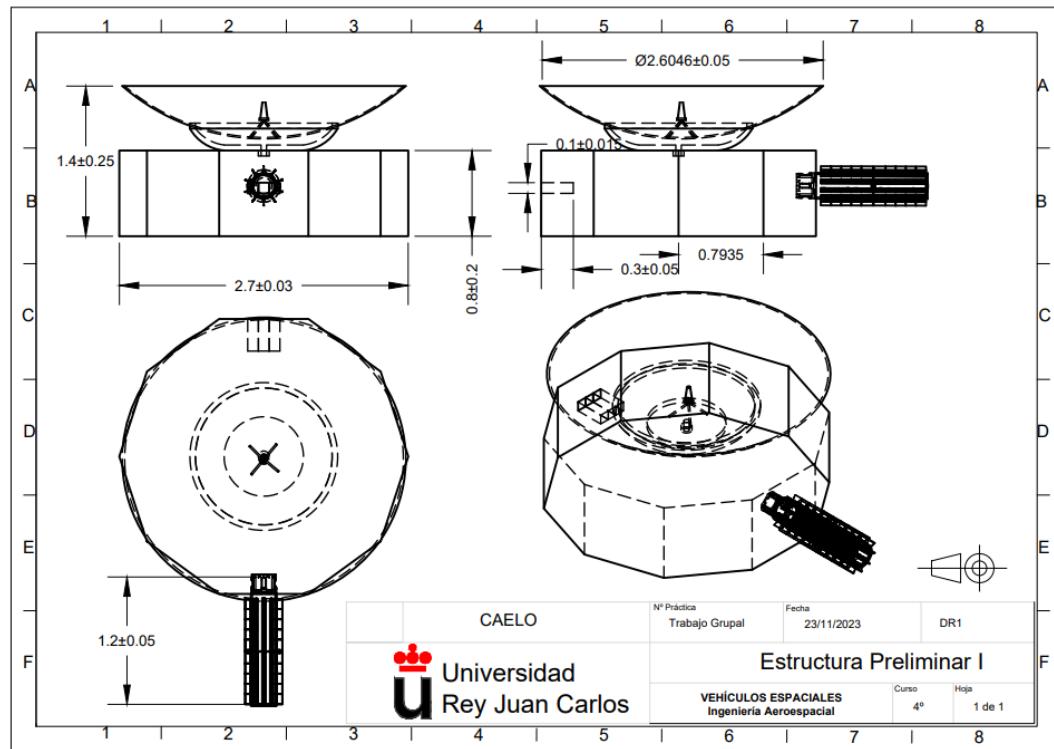


Figura 124: Vistas en 3D, planta, alzado y perfil del primer diseño preliminar.



Figura 125: Vista en 3D del segundo diseño preliminar.

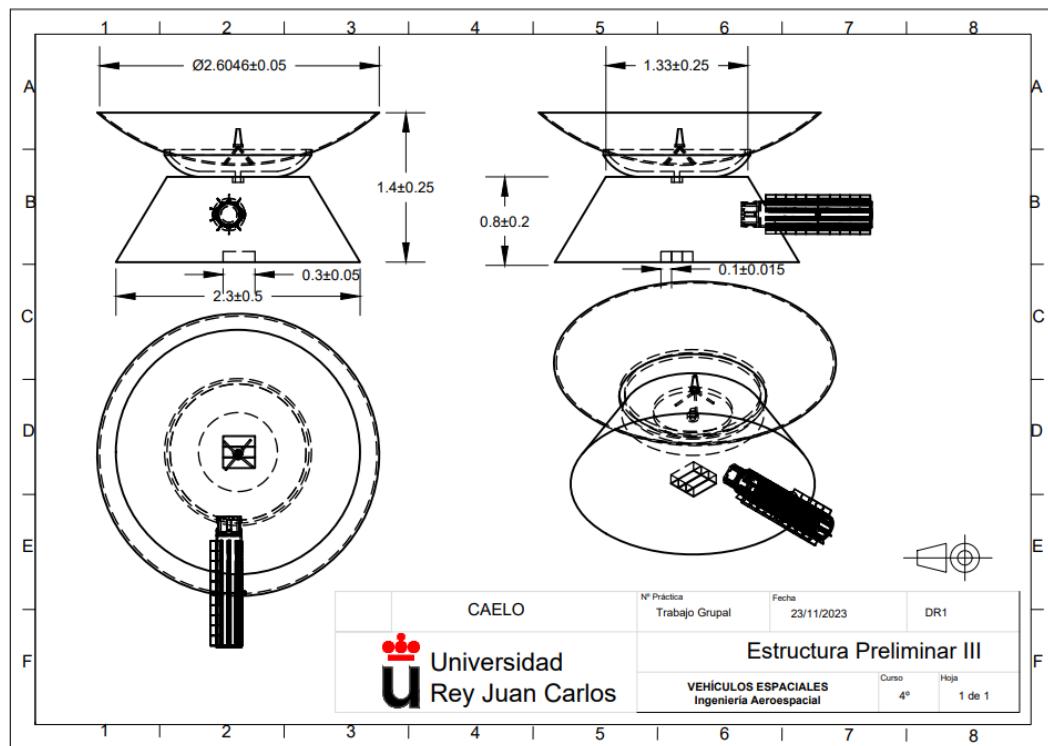


Figura 126: Vistas en 3D, planta, alzado y perfil del segundo diseño preliminar.

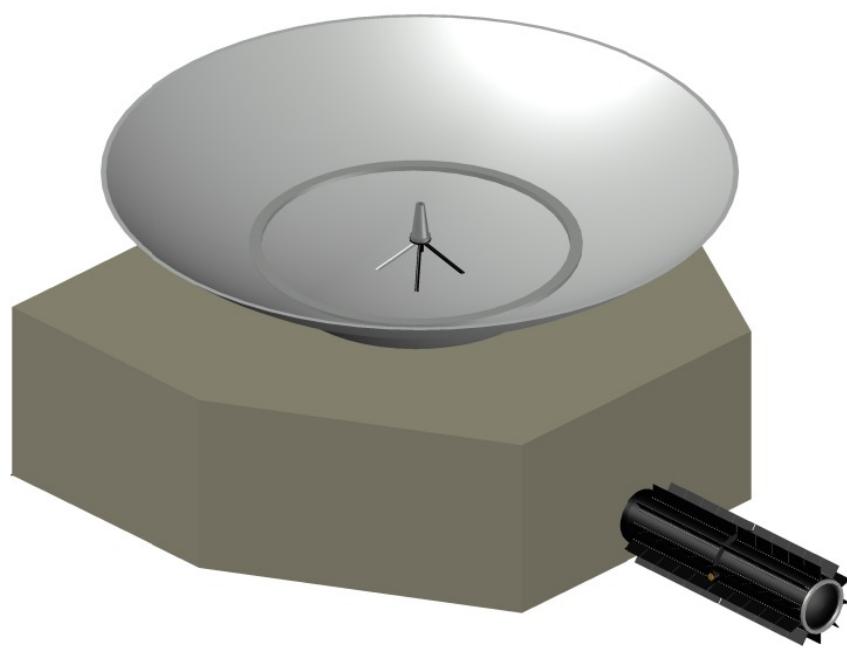


Figura 127: Vista en 3D del tercer diseño preliminar.

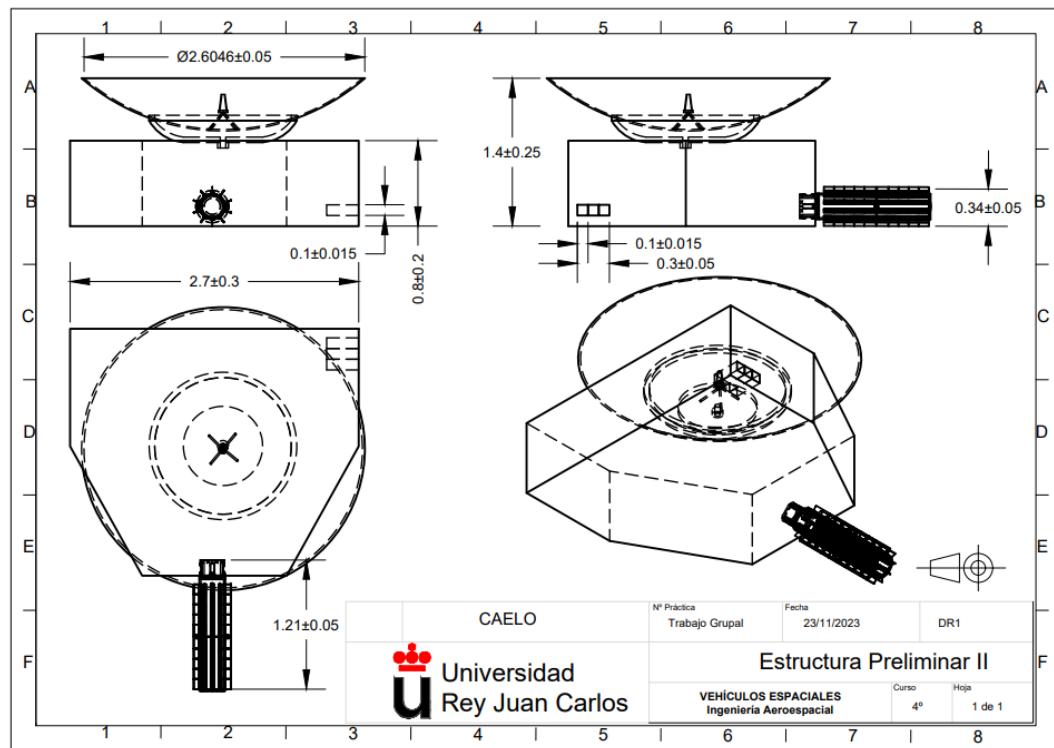


Figura 128: Vistas en 3D, planta, alzado y perfil del tercer diseño preliminar.

Configuración	Ventajas	Inconvenientes
Prisma decaédrico	Estructura simétrica. Facilidad de fabricación. Configuración compacta	Tensiones concentradas en los vértices del prisma
Prisma de seis lados	Facilidad de fabricación	Asimétrica. Tensiones concentradas en los vértices del prisma
Troncocónica	Estructura simétrica. Configuración compacta	Complejidad de fabricación. Menor volumen para la carga de pago. Mayor dificultad para acople de estructuras.

Tabla 115: Ventajas y desventajas de las bases preliminares.

Observando la tabla, se ha optado por el primer diseño propuesto, suponemos que al tener una estructura simétrica y configuración compacta tendremos menos momentos de inercia.

En cuanto a la antena, se diseñaron 2 modelos preliminares en función del número de varillas de sujeción. El primer boceto trataba de una sola varilla central y el segundo de varias varillas repartidas de forma proporcional y juntándose en la parte central.



Figura 129: Vistas del primer diseño preliminar de las antenas.

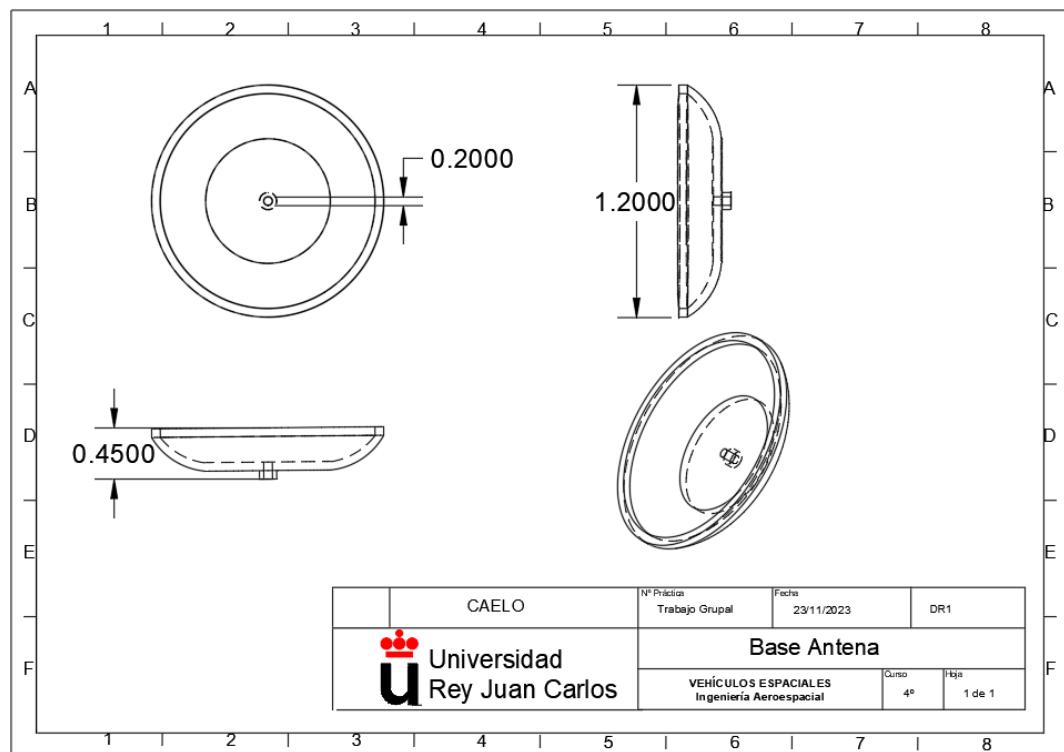


Figura 130: Vistas del diseño preliminar de la base de las antenas.

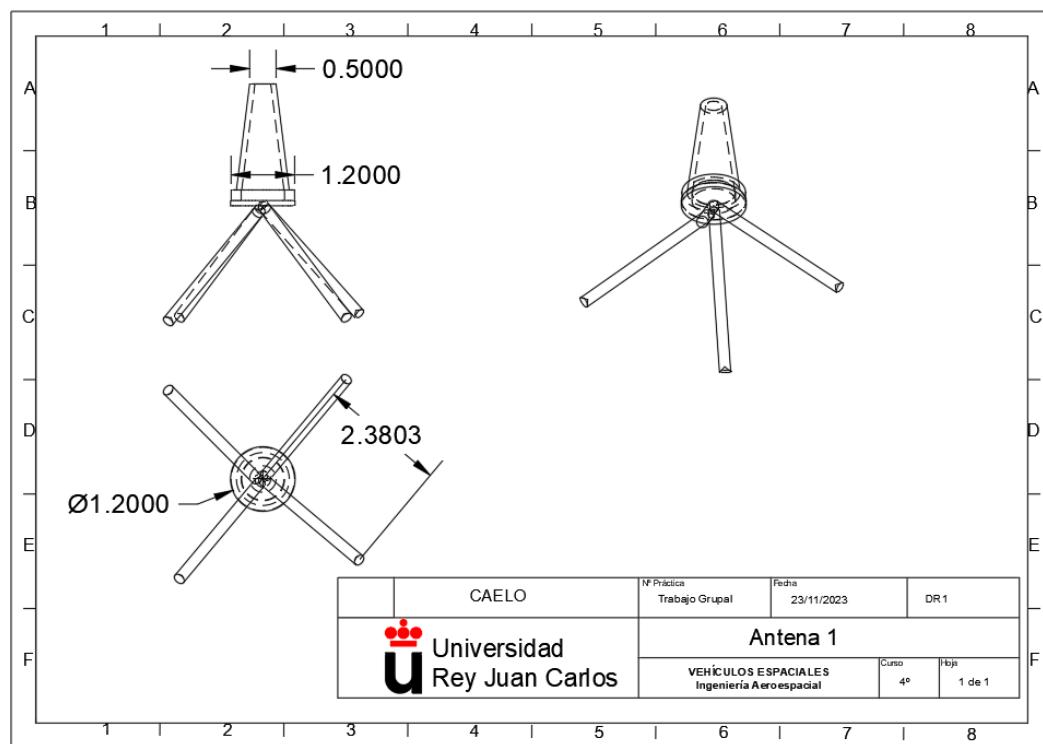


Figura 131: Vistas del diseño preliminar de la primera antena.

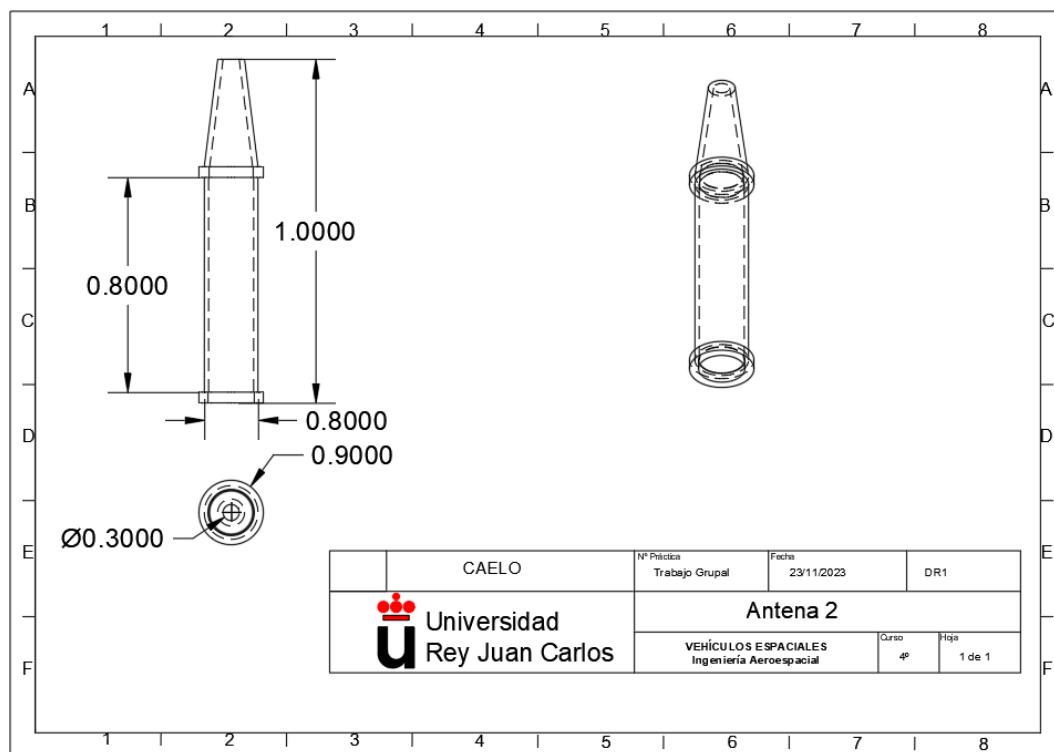


Figura 132: Vistas del diseño preliminar de la segunda antena.

Configuración	Ventajas	Inconvenientes
Varilla unitaria	Simplicidad. Menor costo.	Riesgo de deformación. Para antenas más grandes no es suficiente para proporcionar estabilidad.
Varias varillas	Proporcionar estabilidad estructural a la antena. Reducción de vibraciones. Distribución de la carga	Costo y complejidad mayor. Mayor peso. Pueden introducir interferencias electromagnéticas

Tabla 116: Ventajas y desventajas del diseño preliminar de las antenas.

Comparando la tabla podemos observar que el tipo de antena que debemos emplear para realizar nuestra misión debe llevar varias varillas de sujeción.

8.2. Diseño CAD de la arquitectura inicial

El modelo final escogido es la primera arquitectura preliminar propuesta con base geométrica decáedrica, este modelo tiene una base central de 2.7m de diámetro y 0.8m de altura, lo que en primera instancia sería suficiente para albergar la carga de pago, pues aunque el satélite lleve en su interior CubeSats, debido a las dimensiones de 10x10x30 cm cada uno, quedaría espacio suficiente para llevar el resto de carga de pago.

La base es una estructura básica geométrica, compacta y simétrica.

Una estructura de geometría básica presenta una fácil fabricación. Además, una estructura que sea compacta y simétrica, hace que transportar el satélite en la cofia sea más sencillo debido a la estructura interna de ésta, así como que sea una estructura con una buena relación de resistencia-rigidez que ayudará a soportar todas las cargas generadas durante el lanzamiento, ayudando a la integridad del satélite. Por último, los momentos de inercia generados por una geometría simétrica serán menores.

Con todo ello, el satélite tendrá la siguiente estructura principal:

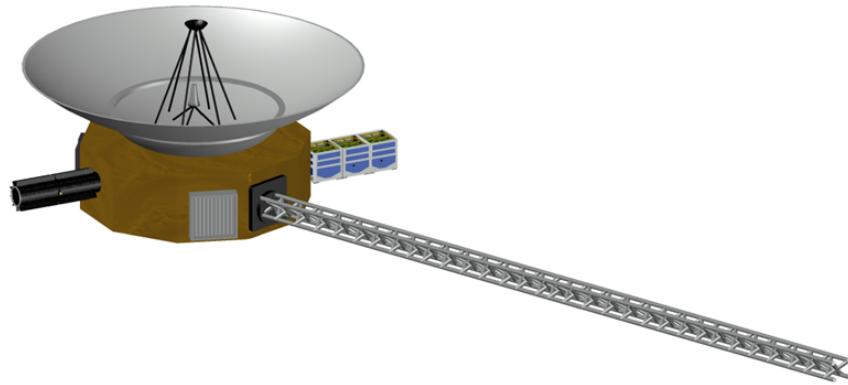


Figura 133: Diseño final realista, basado en el Voyager2.

En nuestro diseño principal a parte, de la estructura general del satélite hemos representado un magnetómetro preliminar y los CubeSats fuera de la estructura central.

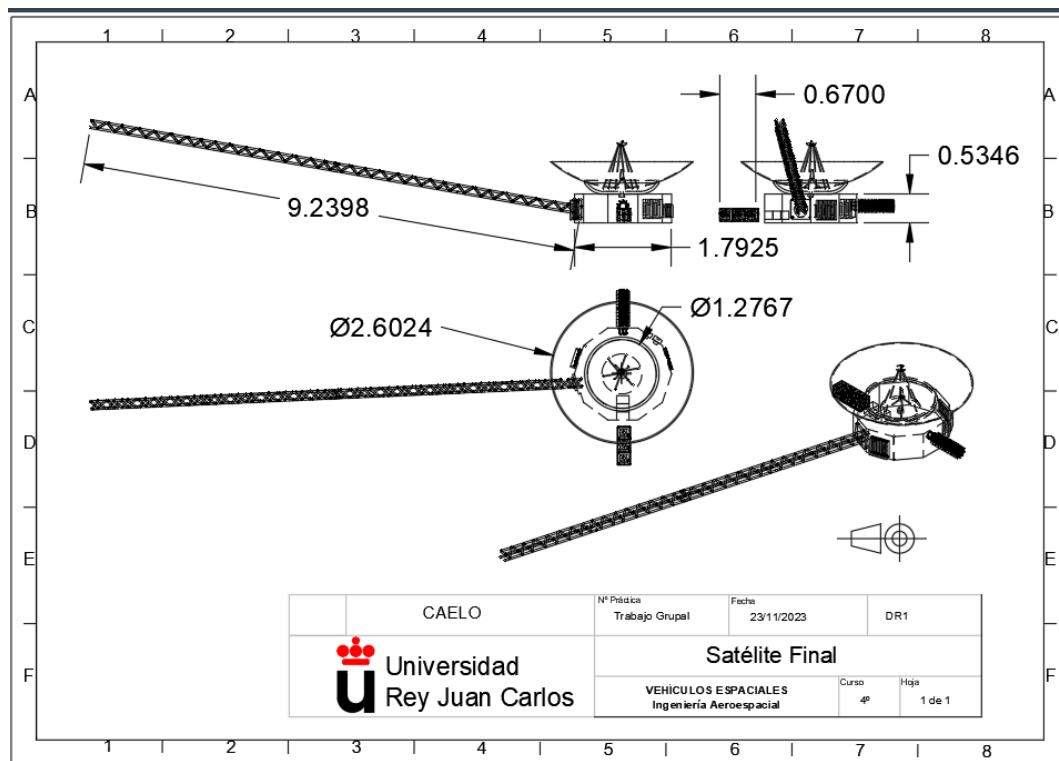


Figura 134: Vistas en 3D, planta, alzado y perfil del diseño final.

8.3. Estimación del MMOI del vehículo

En el cálculo de los momentos de inercia de cada una de las estructuras preliminares propuestas anteriormente, se han realizado varias suposiciones para este estudio preliminar. El objetivo es estimar unos márgenes y orden de magnitud, para el futuro diseño detallado del satélite.

En primer lugar, se ha establecido que los prismas sean en primera estancia estructuras macizas, así como una simplificación de las geometrías anteriores. Se supone una masa de 2516,7 kg aproximadamente siendo 40.5 kg referidos a la masa de los cubesats. Además, se tendrá en cuenta el magnetómetro para el cálculo del momento de inercia debido a su gran envergadura de 11 m, siendo su masa aproximadamente 50.3 kg, suponiendo que supone entorno a un 2%. Se supone una masa de 2516,7 kg aproximadamente siendo 40.5 kg referidos a la masa de los cubesats. Además, se tendrá en cuenta el magnetómetro para el cálculo del momento de inercia debido a su gran envergadura de 11 m, siendo su masa aproximadamente 50.3 kg, suponiendo que supone entorno a un 2% de la masa total del vehículo.

La Figura 135 muestra los datos obtenidos para el centro de masas y los momentos de inercia de esta primera aproximación, considerando que los materiales y la estructura aún están por refinar.

```

Centro de gravedad: X: 114.6955
Y: 376.4010
Z: -135.2301
Momentos de inercia: X: 20675991920.1043
Y: 4849960738.3053
Z: 20752573508.6270
Productos de inercia: XY: -5592946922.4255
YZ: 6543398305.6083
ZX: 2086892974.8622
Radios de giro: X: 401.1823
Y: 194.3022
Z: 401.9246

```

Figura 135: Valores de masas e inercia para el diseño preliminar calculadas en AutoCAD.

MMOI . I: Estructura preliminar I

La base de la primera estructura preliminar consistía en una prisma decaédrico, para su simplificación se ha estudiado el MMOI de un cilindro de 0.8 m de altura y un diámetro de 2.57 m. Siendo así, su momento de inercia aplicado en los ejes principales:

$$I_{cilindro} = \begin{bmatrix} \frac{1}{12}m(3r^2 + h^2) & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{12}m(3r^2 + h^2) & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{2}mr^2 \end{bmatrix}$$

Por lo que, aplicando los valores correspondientes la matriz de inercia quedará:

$$I_{cilindro} = \begin{bmatrix} 1173,13 & 0 & 0 \\ 0 & 1173,13 & 0 \\ 0 & 0 & 2077,82 \end{bmatrix}$$

Teniendo en cuenta momento de inercia del magnetómetro, que ha sido considerado como una varilla delgada alrededor de su centro:

$$I_{varilla} = \begin{bmatrix} \frac{1}{12}ml^2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{12}ml^2 \end{bmatrix}$$

$$I_{cilindro} = I_{varilla} + Md^2$$

$$d_z = d_x = r_{cilindro} + r_{varilla} = 6,785m$$

$$d_y = 0$$

$$I_{cilindro} = \begin{bmatrix} I_{cilindro} + I_{varilla} & 0 & 0 \\ 0 & I_{cilindro} & 0 \\ 0 & 0 & I_{cilindro} + I_{varilla} \end{bmatrix}$$

MMOI . II: Estructura preliminar II

La estructura preliminar en este caso, se ha simplificado como un octoedro, con 0.8 m de altura, 2.3 m de ancho y 2.7 m de profundidad. Siendo, su momento de inercia aplicado en los ejes principales:

$$I_{octoedro} = \begin{bmatrix} \frac{1}{12}m(h^2 + d^2) & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{12}m(w^2 + d^2) & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{12}m(w^2 + h^2) \end{bmatrix}$$

Aplicando los valores correspondientes:

$$I_{octoedro} = \begin{bmatrix} 1663,12 & 0 & 0 \\ 0 & 2638,34 & 0 \\ 0 & 0 & 1243,67 \end{bmatrix}$$

Teniendo el cuenta momento de inercia del magnetómetro:

$$I_{varilla} = \begin{bmatrix} \frac{1}{12}ml^2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{12}ml^2 \end{bmatrix}$$

$$I_{octoedro} = I_{varilla} + Md^2$$

$$d_z = d_x = r_{octoedro} + r_{varilla} = 6,85m$$

$$d_y = 0$$

$$I_{octoedro} = \begin{bmatrix} I_{octoedro} + I_{varilla} & 0 & 0 \\ 0 & I_{octoedro} & 0 \\ 0 & 0 & I_{octoedro} + I_{varilla} \end{bmatrix}$$

MMOI . III: Estructura preliminar III

En la última estructura preliminar, se tiene un tronco cono y para su simplificación se ha propuesto un cono de 0.8m de altura y un radio de 1.15 m. Siendo su MIMO, aplicado en los ejes principales:

$$I_{cono} = \begin{bmatrix} \frac{3}{5}mh^2 + \frac{3}{20}mr^2 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{3}{5}mh^2 + \frac{3}{20}mr^2 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{3}{10}mr^2 \end{bmatrix}$$

Aplicando los valores correspondientes:

$$I_{cono} = \begin{bmatrix} 1465,66 & 0 & 0 \\ 0 & 1465,66 & 0 \\ 0 & 0 & 483,21 \end{bmatrix}$$

Teniendo en cuenta momento de inercia del magnetómetro:

$$I_{varilla} = \begin{bmatrix} \frac{1}{12}ml^2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{12}ml^2 \end{bmatrix}$$

$$I_{cono} = I_{varilla} + Md^2$$

$$d_z = d_x = r_{cono} + r_{varilla} = 6,65m$$

$$d_y = 0$$

$$I_{cono} = \begin{bmatrix} I_{cono} + I_{varilla} & 0 & 0 \\ 0 & I_{cono} & 0 \\ 0 & 0 & I_{cono} + I_{varilla} \end{bmatrix}$$

Para la configuración de desplegado, se podría volver a calcular los MMOI, quitando la masa de los cubesats, como primera estimación, pero para un estudio detallado se debería calcular sus nuevos centros de gravedad una vez lanzados y de ahí calcular de nuevo los MMOIs.

8.4. Arquitectura final

Finalmente, se diseña la estructura final del vehículo, mostrada en la Figura 136. Esta estructura tiene un tamaño justo para entrar en la cofia con cierto margen desde la pared, como se observa en la Figura 137 (a). La estructura que soporta el tanque de combustible se observa en la Figura 137 (b).

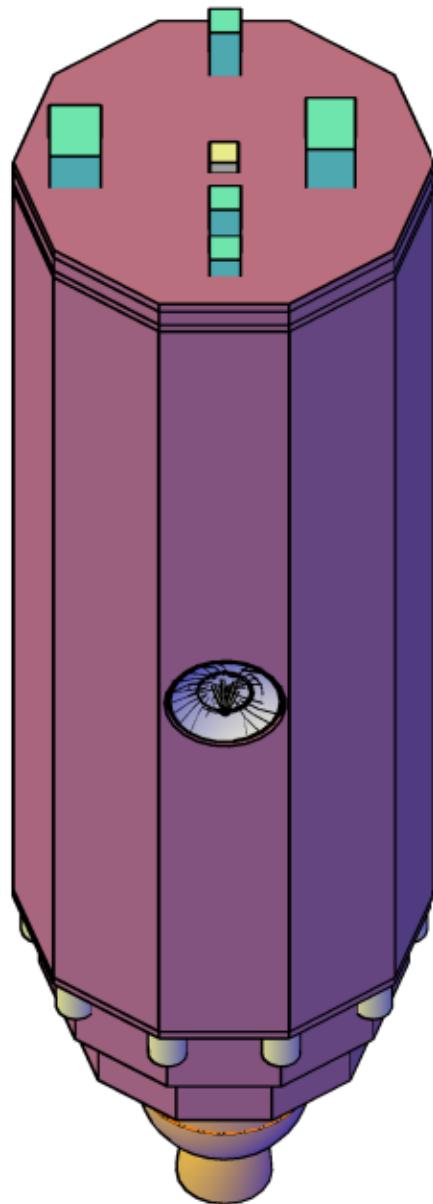
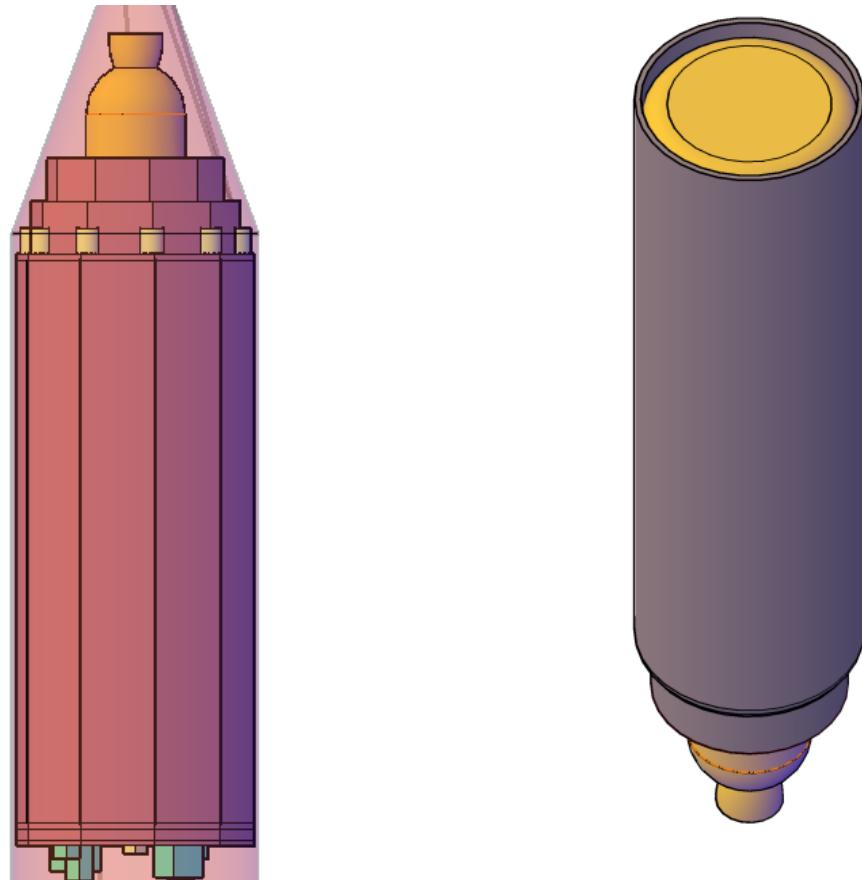


Figura 136: Estructura final del vehículo de la misión Caelo.

La Figura 138 muestra las cotas más importantes del diseño, con el detalle del interior de la Figura 139.



(a) Estructura final del vehículo de la misión Caelo dentro de la cofia.
(b) Estructura del tanque de combustible del vehículo de la misión Caelo.

Figura 137: Diseño final de la arquitectura del Caelo.

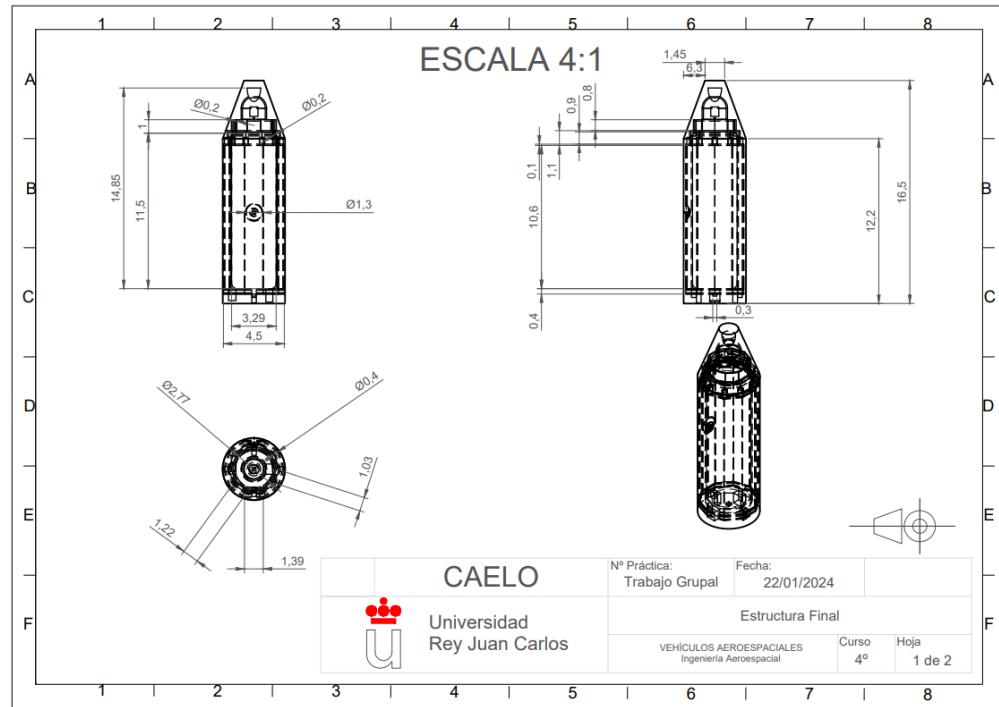


Figura 138: Cotas del vehículo de la misión Caelo.

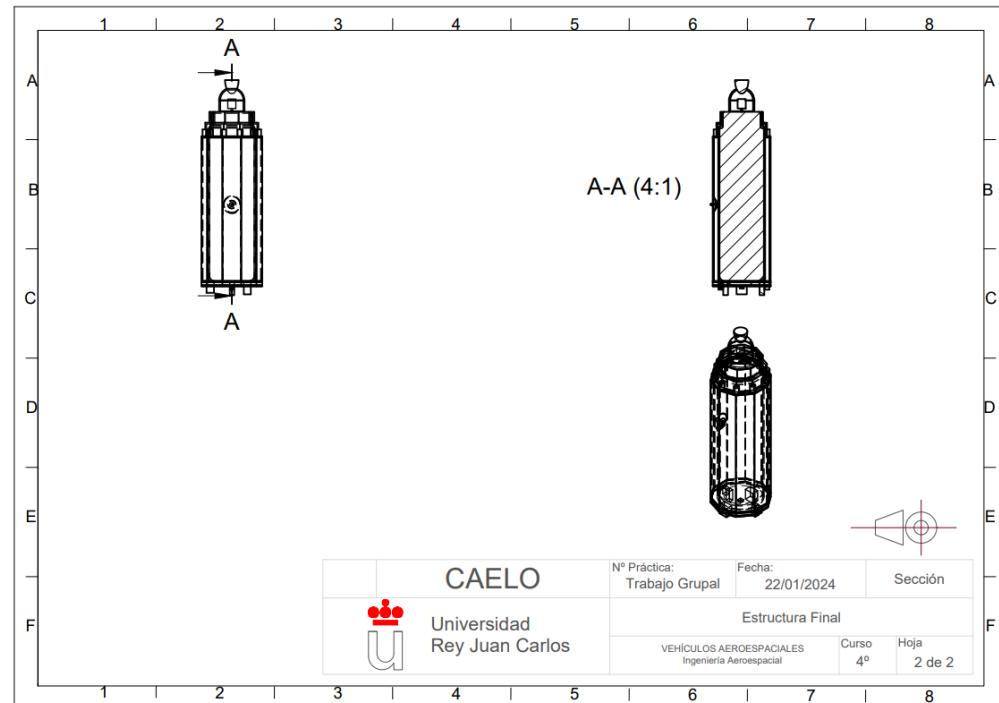


Figura 139: Detalle del interior del Caelo.

9. Conclusiones

9.1. Verificación de requisitos

Misión

ID	Verificación	Completada
SS-MIS-010	El coste de la misión supera más del triple del presupuesto asignado de 500 M€	No
SS-MIS-020	El lanzamiento de los cubesats se efectúa en el año 2044.	Sí
SS-MIS-030	Se ha diseñado la trayectoria orbital realizando un flyby en Júpiter el 7 de Junio de 2034.	Sí
SS-MIS-040	La duración de la misión es de 11 años.	Sí
SS-MIS-050	El nivel de confianza estimado es inferior al requerido debido a la larga duración de la misión y al no cumplimiento de varios requisitos en los subsistemas principales del vehículo espacial.	No

Tabla 117: Verificación de requisitos de la misión.

Potencia

ID	Verificación	Completada
SS-POW-010	El subsistema de potencia es capaz de suministrar inicialmente 3000 W en total.	Sí
SS-POW-020	La potencia es suministrada por los RTGs de manera continua desde un valor inicial de 3000 W hasta un valor final en el EOM alrededor de 2571,18 W.	Sí
SS-POW-030	La potencia pico es menor que la potencia suministrada	Sí
SS-POW-040	Se emplean baterías de litio, ampliamente usadas en el sector y en misiones similares.	Sí
SS-POW-050	No se ha diseñado la potencia de las baterías.	No

Tabla 118: Verificación de requisitos del subsistema potencia.

ADCS

ID		Verificación	Completada
	SS-ADCS-010	La implementación de actuadores hacen posible gobernar la actitud del vehículo.	Sí
→	SS-ADCS-011	El cálculo de los torques del RW y de giro, y las fuerzas del thruster permiten la corrección.	Sí
→	SS-ADCS-012	Se establece una precisión de 0.25° en los sensores y controladores	Sí
	SS-ADCS-020	La identificación se debería hacer cuando CAELO se este aproximando a Urano.	No
	SS-ADCS-030	Dependiendo de la fase en la que se encuentre el satélite, el modo de operación es el que corresponde	Sí
	SS-ADCS-040	Se cuenta con diferentes sensores para que en todas las fases de la misión se pueda determinar la actitud	No
→	SS-ADCS-041	No se han implementado los valores teóricos de los ángulos de actitud	No
→	SS-ADCS-042	Se establece una precisión de 0.25° en los sensores y controladores	Sí
	SS-ADCS-050	Se verifica cumpliendo todos los requisitos en las diferentes fases	Sí
	SS-ADCS-060	La suma de todos los sensores elegidos es menor de 40 W	Sí
	SS-ADCS-070	Se han definido las perturbaciones a las que están sometidas en cada etapa	No
→	SS-ADCS-071	No se han implementado datos exactos	No
	SS-ADCS-080	Se han definido en las interfaces de comunicación	Sí
	SS-ADCS-090	Se realiza la comunicación con el resto de los subsistemas	Sí

Tabla 119: Verificación de requisitos del subsistema ADCS

Propulsión

ID	Verificación	Completada
SS-PROP-010	El sistema de propulsión completa todas las fases de la misión.	Sí
→ SS-PROP-011	El sistema propulsivo realiza una maniobra de asistencia gravitacional en Júpiter además de una transferencia interplanetaria entre Miranda y Ariel.	Sí
→ SS-PROP-012	El sistema propulsivo realiza una inserción en Urano, Miranda y A.	Sí
→ SS-PROP-013	El sistema propulsivo tiene la capacidad de realizar hasta 28 encendidos en su vertiente nuclear, e ilimitados en su vertiente eléctrica hasta consumir todo el propelente, superando en ambos casos los necesarios para cumplir con todas las maniobras de la misión.	Sí
→ SS-PROP-014	El sistema propulsivo realiza un cambio de plano de hasta 77 grados, por debajo de los 114.6 grados máximos para realizar el cambio de plano de Edelbaum.	Sí
SS-PROP-020	No se ha podido verificar que el sistema propulsivo sea capaz de sobrevivir en el entorno espacial durante la total duración de la misión.	No
→ SS-PROP-021	No se han podido encontrar las temperaturas máximas y mínimas del sistema.	No
→ SS-PROP-022	El sistema propulsivo tiene el empuje suficiente como para escapar la esfera de influencia del planeta y realizar maniobras interplanetarias.	Sí
→ SS-PROP-023	El sistema propulsivo es capaz de aguantar toda fuerza de presión procedente de los cuerpos celestes principales de la misión (Tierra, Júpiter y Urano).	Sí
→ SS-PROP-024	El sistema propulsivo no tiene problemas con la fuerza de arrastre al estar a distancias suficientemente grandes del cuerpo como para despreciar los efectos de la atmósfera.	Sí
SS-PROP-030	El sistema propulsivo estará operativo durante los 11 años de duración de la misión .	Sí
SS-PROP-040	Los 214 m ³ del vehículo permiten el transporte del sistema propulsivo.	Sí
→ SS-PROP-041	Los 10420 kg de propelente se almacenan en dos tanques dentro del vehículo .	Sí
→ SS-PROP-042	Los 2.48 m ³ que ocupen los motores utilizados son transportados en el interior del vehículo	Sí
SS-PROP-050	Se verifica ya que, según estudios, el hidrógeno es compatible con los tanques de fibra de carbono [85] [86]. Por su parte, el xenón también cumple este requisito por su condición de gas noble.	Sí
SS-PROP-060	El sistema propulsivo utiliza la energía nuclear, tanto por RTGs como por fisión, para operar.	Sí

Tabla 120: Verificación de requisitos del subsistema propulsivo

Control térmico

ID	Verificación	Completada
SS-THE-010	No se ha podido verificar.	No
SS-THE-020	No se ha podido verificar.	No
SS-THE-030	No se ha podido verificar.	No
SS-THE-040	No se ha podido verificar.	No
→ SS-THE-41A	No se ha podido verificar.	No
→ SS-THE-42A	No se ha podido verificar.	No
→ SS-THE-43A	No se ha podido verificar.	No
→ SS-THE-44A	No se ha podido verificar.	No
→ SS-THE-45A	No se ha podido verificar.	No
→ SS-THE-46A	No se ha podido verificar.	No
→ SS-THE-47A	No se ha podido verificar.	No
→ SS-THE-48A	No se ha podido verificar.	No
→ SS-THE-49A	No se ha podido verificar.	No
→ SS-THE-41B	No se ha podido verificar.	No
→ SS-THE-42B	No se ha podido verificar.	No
→ SS-THE-43B	No se ha podido verificar.	No
→ SS-THE-44B	No se ha podido verificar.	No
→ SS-THE-45B	No se ha podido verificar.	No
→ SS-THE-46B	No se ha podido verificar.	No
SS-THE-050	No se ha podido verificar.	No

Tabla 121: Verificación de requisitos del subsistema de control térmico

Estructuras y mecanismos

ID	Verificación	Completada
SS-STR-010	La vida útil si es de 12 años sin contar con actividades fuera del espacio	Sí
SS-STR-020	Se ha realizado un análisis de los resultados de las cargas que no necesitan de ensayos y se han realizado análisis de las que sí	No
→ SS-STR-021	Se han calculado los valores exactos de las cargas axiales y laterales cuasi-estacionarias	Sí
→ SS-STR-022	No se han calculado valores exactos de las cargas armónicas	No
→ SS-STR-023	Se ha calculado los valores exactos de la carga límite de las cargas aleatorias	Sí
→ SS-STR-024	No se han calculado valores exactos de las cargas asociadas a las vibraciones acústicas	No
→ SS-STR-025	Hacen falta ensayos	No
→ SS-STR-026	Se ha tenido en cuenta la gravedad variable	Sí
→ SS-STR-027	Hacen falta ensayos	No
→ SS-STR-028	Se han estudiado diferentes tipos de estructuras eligiendo la óptima para soportar todos los pesos sin sufrir pandeo	Sí
SS-STR-030	No entra dentro del alcance	-
SS-STR-040	Se ha diseñado para introducir los elementos	Sí
→ SS-STR-041	El tamaño es menor que el tamaño de la cofia del Falcon Heavy	Sí
SS-STR-050	Los materiales se han seleccionado para aguantar todas las fases de vuelo	Sí
SS-STR-060	Materiales elegidos para garantizar que la estructura sea válida en el espacio	Sí
→ SS-STR-061	Materiales que protegen de radiaciones	Sí
→ SS-STR-062	Materiales de protección contra choque térmico	Sí
→ SS-STR-063	Materiales que logren proteger sistemas internos	Sí
→ SS-STR-064	Materiales que sean duraderos para soportar el tiempo de vida de la misión	Sí
SS-STR-070	La estructura puede desplegar los cubesats	Sí
SS-STR-080	No entra dentro del alcance	-
SS-STR-090	No entra dentro del alcance	-
SS-STR-100	Se pueden orientar las antenas con esta estructura elegida	Sí
SS-STR-110	Tenemos un sistema de nivel de confianza adecuado	Sí

Tabla 122: Verificación de requisitos del subsistema de estructuras y mecanismos.

Payload

ID	Descripción	Completada
SS-PLD-010	La carga de pago del satélite y de los cubesat debe contar con instrumentos para conseguir imágenes de las superficie de Urano y sus lunas en diferentes espectros.	Sí
SS-PLD-020	La carga de pago del satélite y de los cubesat deben conseguir un mapa de temperaturas con la instrumentación necesaria.	Sí
→ SS-PLD-021	El mapa de temperaturas debe realizarse con un escáner térmico infrarrojo en el espectro TIR ($\sim 3\mu\text{m}$ - $300\mu\text{m}$).	Sí
SS-PLD-030	La carga de pago del satélite debe contar con la instrumentación requerida para caracterizar la atmósfera de Urano.	Sí
SS-PLD-040	La carga de pago debe llevar instrumentación para el estudio de océanos internos de Ariel.	Sí
→ SS-PLD-041	El estudio de océanos internos debería realizarse con un radar de sondeo de penetración superficial.	Sí
SS-PLD-050	La carga de pago del satélite debe llevar instrumentación para poder caracterizar la geología y morfología de Ariel.	Sí
SS-PLD-060	La carga de pago del satélite y de los cubesat debe contar con instrumentos para cartografiar la composición de las superficies de los 2 satélites de Urano.	Sí
→ SS-PLD-061	El análisis de la composición superficial debería realizarse con un instrumento en el espectro infrarrojo.	Sí
SS-PLD-070	La carga de pago del satélite debe contar con un magnetómetro para determinar el campo magnético de Ariel.	Sí
SS-PLD-080	La carga de pago debe tener un peso superior a 250 kg e inferior a 450 kg.	Sí
SS-PLD-090	La potencia consumida por la carga de pago, cuándo está operativa, debe ser inferior al límite impuesto entre 700 W y 1000 W.	Sí
SS-PLD-100	La potencia consumida por la carga de pago cuándo no está operativa tiene que ser inferior a 380 W.	No
SS-PLD-110	El sistema de GNC debe ser capaz de operar sin emplear los instrumentos científicos como referencia.	Sí
SS-PLD-120	El error absoluto de apuntamiento (APE) de la carga de pago debe estar definido para ángulos de guiñada, alabeo y cabeceo. <i>TBD</i>	Sí
SS-PLD-130	El error relativo de apuntamiento (RPE) de la carga de pago debe estar definido para ángulos de guiñada, alabeo y cabeceo. <i>TBD</i>	Sí
SS-PLD-140	La carga de pago debe contar con protección frente al entorno espacial.	Sí
SS-PLD-150	El satélite debe transportar al menos 3 cubesats para llevar a cabo la misión.	Sí
SS-PLD-160	Los cubesat tienen que funcionar como un vehículo espacial simple con la carga de pago correspondiente.	Sí
SS-PLD-170	Los cubesat tienen que cumplir los requisitos medioambientales establecidos en GEVS de la NASA.	Sí
SS-PLD-180	El rango del alcance de la instrumentalización que estudie las superficies de las lunas y de Urano y la atmósfera de Urano debe ser superior a la altitud orbital del satélite.	Sí

Tabla 123: Requisitos del subsistema de Carga de Pago

9.2. Lecciones aprendidas

Este proyecto ha sido beneficioso para todos los integrantes del grupo porque ha sido una manera de trabajar a la que no se está acostumbrado en la universidad, asemejándose más a un proyecto del mundo laboral. Las lecciones aprendidas se podrían resumir en lo siguiente :

- Lo primero es la puesta en práctica de la teoría dada en clase. Al plantear desde cero el diseño del vehículo espacial, se pone a prueba si realmente se han entendido los conceptos.
- Se verifica la importancia de la ingeniería de sistemas, se ha comprobado que es necesario complementarlo, pues ayuda, entre otras muchas cosas, asegura el cumplimiento de requisitos, optimización de recursos,
- Mediante el proceso de trabajo iterativo, hemos desarrollado la capacidad de una comunicación constante entre los distintos integrantes del grupo, realizando mejoras continuas sobre el proyecto, así como poner en consenso las dificultades desarrolladas durante la realización de cada una de las partes de la misión CAELO.
- Destacar también los beneficios de la utilización del diagrama de Gantt, ya que se ha podido mejorar la organización del tiempo. Recalcar también la forma de reparto de las distintas tareas y los roles asumidos por cada uno de los miembros, lo cual ha sido algo novedoso en cuenta a la organización del trabajo.
- Otro factor a destacar, es el uso de material de los distintos manuales, así como el aprendizaje de distintos softwares para el empleo de ellos durante el trabajo, como GMAT Y Radian.
- Necesidad y beneficios de las reviews. Para poder avanzar en el proyecto de manera adecuada, las reviews han sido de gran ayuda para guiarnos y para poder tener un feedback constructivo.

9.3. Mejoras de futuro

En primer lugar, aunque en la asignatura no se haya dado especial importancia a los subsistemas de comunicaciones y de gestión de datos, son indispensables para el funcionamiento de cualquier vehículo espacial, por lo que habría que realizarse un estudio detallado de los mismos para conseguir el éxito de nuestra misión.

En cuanto al subsistema de ADCS, el cuantificado de las perturbaciones y el dimensionado de las RW y de los Thrusters no se ha podido realizar con la precisión deseada, por lo que una posible mejora sería cuantificarlas como requiere. Además, sería importante definir el coste de los sensores y actuadores de los cuales el fabricante no proporciona su precio (de primeras) con un modelo de costes coherente para nuestro vehículo.

Se podría mejorar el cálculo de las órbitas para incluir modelos de propagación con perturbaciones y maniobras fuera del alcance de nuestro conocimiento actual. Para reducir el coste de propulsante se podría implementar un aerobraking para realizar la inserción en Urano. Este es, probablemente, el aspecto fundamental a mejorar en cuanto a la misión, pues determina en gran medida todo lo demás, como la masa, la estructura, el tiempo de la misión o el lanzador.

En cuanto al sistema de propulsión, se tendría que comprobar la capacidad que tiene nuestro sistema propulsivo de realizar toda la misión sin fallos.

Respecto al subsistema de carga de pago, una de las mejoras futuras sería diseñar la carga de pago para la misión CAELO, pues parte de ella se ha obtenido de productos comerciales y la otra de misiones semejantes, pudiendo diseñar la carga de pago en el caso de la seleccionada de misiones similares optimizándola para el caso de CAELO, y se podría aplicar la misma argumentación para el caso de los CubeSats. Además, se podría hacer un estudio más exhaustivo del posicionamiento de esta mediante datos analíticos y numéricos.

El subsistema de control térmico no se ha podido abordar como se hubiera deseado, por lo que una mejora del futuro sería trabajarla con mayor profundidad e implementar resultados coherentes con el programa Radian. También se abordaría en más profundidad el subsistema de potencia.

En conclusión, se ha comprobado que la misión tiene un alcance muy superior a lo inicialmente estimado y su complejidad y falta de referencias claras lo convierte en un reto mayúsculo y que requiere de un conocimiento y dedicación superiores a las disponibles por parte del equipo. A pesar de ello, se ha tratado de diseñar la mejor misión posible con las herramientas con las que se contaba y se ha recibido una experiencia incalculable a lo largo de todas las fases del proyecto.

Referencias

- [1] Greicius, T. & Hartono, N. (n.d.). *Interstellar Mission: Voyager 2*. Jet Propulsion Laboratory (JPL). Consultado el 31 de octubre de 2023 de <https://www.jpl.nasa.gov/missions/voyager-2>
- [2] Siddiqi, A. A. (2018). *Beyond Earth. A CHRONICLE OF DEEP SPACE EXPLORATION, 1958–2016*. The National Aeronautics and Space Administration (NASA), <https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/2018/09/beyond-earth-tagged.pdf>
- [3] The National Aeronautics and Space Administration (NASA) (n.d.). *Mission: Voyager 2*. Consultado el 31 de octubre de 2023 de <https://science.nasa.gov/mission/voyager-2/>
- [4] The National Aeronautics and Space Administration (NASA) (n.d.). *Mission: New Horizons*. Consultado el 31 de octubre de 2023 de <https://science.nasa.gov/mission/new-horizons/>
- [5] European Space Agency (ESA) (n.d.). *Juice Launch Kit*. Consultado el 4 de noviembre de 2023 de <https://esamultimedia.esa.int/docs/science/Juice-LaunchKit.pdf>
- [6] European Space Agency (ESA) (n.d.). *Timeline After Launch*. Consultado el 4 de noviembre de 2023 de <https://www.cosmos.esa.int/web/juice/timeline>
- [7] European Space Agency (ESA) (2014). *JUICE. JUpiter ICy moons Explorer Exploring the emergence of habitable worlds around gas giants*. https://sci.esa.int/documents/33960/35865/1567260128466-JUICE_Red_Book_i1.0.pdf
- [8] European Space Agency (ESA) (n.d.). *Juice factsheet*. Consultado el 1 de noviembre de 2023 de https://www.esa.int/Science_Exploration/Space_Science/Juice_factsheet
- [9] The National Aeronautics and Space Administration (NASA) (n.d.). *Mission: Cassini-Huygens*. Consultado el 4 de noviembre de 2023 de <https://science.nasa.gov/mission/cassini/>
- [10] European Space Agency (ESA) (n.d.). *Cassini-Huygens mission objectives*. Consultado el 4 de noviembre de 2023 de <https://sci.esa.int/web/cassini-huygens/2085-objectives>
- [11] The National Aeronautics and Space Administration (NASA) (n.d.). *Cassini*. Consultado el 4 de noviembre de 2023 de <https://science.nasa.gov/mission/cassini/spaceship/cassini-orbiter/>
- [12] European Space Agency (ESA) (n.d.). *Cassini-Huygens factsheet*. Consultado el 4 de noviembre de 2023 de https://www.esa.int/Science_Exploration/Space_Science/Cassini-Huygens/Cassini-Huygens_factsheet2
- [13] The National Aeronautics and Space Administration (NASA) (n.d.). *Mission: Galileo*. Consultado el 4 de noviembre de 2023 de <https://science.nasa.gov/mission/galileo/>
- [14] Dr. David R. Williams, NASA Space Science Data Coordinated Archive (NSSDCA) (1996). *Galileo Project Information*. <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/planetary/galileo.html>
- [15] The National Aeronautics and Space Administration (NASA) (n.d.). *Mission: MarCO (Mars Cube One)*. Consultado el 6 de noviembre de 2023 de <https://science.nasa.gov/mission/marco/>
- [16] Amanda Barnett. The National Aeronautics and Space Administration (NASA) (2018). NASA Engineers Dream Big with Small Spacecraft. <https://solarsystem.nasa.gov/news/412/nasa-engineers-dream-big-with-small-spacecraft/>
- [17] eoPortal. European Space Agency (ESA) (n.d.). *MarCO (Mars Cube One)*. Consultado el 11 de noviembre de 2023 de <https://www.eoportal.org/satellite-missions/marco#after-separation-ref-16>
- [18] The National Aeronautics and Space Administration (NASA) (n.d.). *Voyager 2*. Consultado el 31 de octubre de 2023 de <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraft/display.action?id=1977-076A>

- [19] The Johns Hopkins University Applied Physics Laboratory (n.d.). *Mission*. Consultado el 1 de noviembre de 2023 de <https://pluto.jhuapl.edu/Mission/Spacecraft.php>
- [20] The National Aeronautics and Space Administration (NASA) (n.d.). *New Horizons The First Mission to Pluto and the Kuiper Belt: Exploring Frontier Worlds*. Consultado el 1 de noviembre de 2023 de https://www.nasa.gov/wp-content/uploads/2015/03/139889main_presskit12_05.pdf
- [21] European Space Agency (ESA) (n.d.). *Juice spacecraft specs*. Consultado el 4 de noviembre de 2023 de https://www.esa.int/Science_Exploration/Space_Science/Juice/Juice_spacecraft_specs
- [22] European Space Agency (ESA) (n.d.). *Satellite missions: JUICE (Jupiter Icy Moons Explorer)*. Consultado el 4 de noviembre de 2023 de <https://www.eoportal.org/satellite-missions/juice>
- [23] European Space Agency (ESA) (n.d.). *Cassini spacecraft*. Consultado el 4 de noviembre de 2023 de https://www.esa.int/Science_Exploration/Space_Science/Cassini-Huygens/Cassini_spacecraft
- [24] European Space Agency (ESA) (n.d.). *Cassini/Huygens*. Consultado el 4 de noviembre de 2023 de <https://sci.esa.int/documents/33648/36003/1567254416901-cassini-huygens.pdf>
- [25] The National Aeronautics and Space Administration (NASA) (n.d.). *Cassini Launch*. Consultado el 4 de noviembre de 2023 de https://www.jpl.nasa.gov/news/press_kits/cassini.pdf
- [26] The National Aeronautics and Space Administration (NASA) (n.d.). *Galileo Orbiter* Consultado el 6 de noviembre de 2023 de <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraft/display.action?id=1989-084B>
- [27] The National Aeronautics and Space Administration (NASA) (n.d.). *Press Kit: Galileo Jupiter Arrival* Consultado el 6 de noviembre de 2023 de https://www.jpl.nasa.gov/news/press_kits/gllarpk.pdf
- [28] Shannon Hall, SCIENTIFIC AMERICAN, A DIVISION OF SPRINGER NATURE AMERICA, INC. (30 de marzo 2023). *NASA's Uranus Mission Is Running Out of Time*. <https://www.scientificamerican.com/article/nasas-uranus-mission-is-running-out-of-time/>
- [29] The National Aeronautics and Space Administration (NASA) (n.d.). *Uranus: Exploration*. Consultado el 2 de noviembre de 2023 de <https://science.nasa.gov/uranus/exploration/>
- [30] The National Aeronautics and Space Administration (NASA) (n.d.). *Uranus*. Consultado el 2 de noviembre de 2023 de <https://science.nasa.gov/uranus/>
- [31] The National Aeronautics and Space Administration (NASA) (n.d.). *Uranus: Facts*. Consultado el 2 de noviembre de 2023 de <https://science.nasa.gov/uranus/facts/>
- [32] Jamie Carter, Space, Future US, Inc. (21 de abril de 2022). *Uranus by 2049: Here's why scientists want NASA to send a flagship mission to the strange planet*. <https://www.space.com/nasa-uranus-orbiter-probe-mission-science>
- [33] Elizabeth Howell, SpaceRef, Multiverse Media Inc. (16 de mayo de 2023). *With Possible Liquid Oceans on Moons of Uranus, Mission Funding May Soon Follow* <https://spaceref.com/science-and-exploration/liquid-oceans-moons-uranus-mission-funding/>
- [34] Richard J. Cartwright, Chloe B. Beddingfield, Tom A. Nordheim, Joseph Roser, William M. Grundy, Kevin P. Hand, Joshua P. Emery, Dale P. Cruikshank and Francesca Scipioni. The Carl Sagan Center at the SETI Institute (20 de julio de 2020). *Evidence for Ammonia-bearing Species on the Uranian Satellite Ariel Supports Recent Geologic Activity*. <https://iopscience.iop.org/article/10.3847/2041-8213/aba27f/pdf>
- [35] Dr. David R. Williams, NASA Goddard Space Flight Center (n.d.). *Uranus Fact Sheet*. Consultado el 6 de noviembre de 2023 de <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/planetary/factsheet/uranusfact.html>
- [36] Dr. David R. Williams, NASA Goddard Space Flight Center (n.d.). *Uranian Satellite Fact Sheet*. Consultado el 6 de noviembre de 2023 de <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/planetary/factsheet/uraniansatfact.html>

- [37] eoPortal. European Space Agency (ESA) (n.d.). *MarCO (Mars Cube One)*. Consultado el 11 de noviembre de 2023 de <https://www.eoportal.org/satellite-missions/marco#spacecraft>
- [38] Jet Propulsion Laboratory (JPL). California Institute of Technology (n.d.). *Mars Cube One Demo*. Consultado el 11 de noviembre de 2023 de https://www.jpl.nasa.gov/news/press_kits/insight/launch/appendix/mars-cube-one/
- [39] The CubeSat Program, Cal Poly SLO (9 de febrero de 2022). *Cubesat design specification*. https://static1.squarespace.com/static/5418c831e4b0fa4ecac1bacd/t/62193b7fc9e72e0053f00910/1645820809779/CDS+REV14_1+2022-02-09.pdf
- [40] EnergyEducation (n.d.). *Radioisotope thermal generator*. Consultado el 1 de noviembre de 2023 de https://energyeducation.ca/encyclopedia/Radioisotope_thermal_generator
- [41] European Space Agency (ESA) (17 de septiembre de 2012). *MarcoPolo-R Mission Requirements Document*. https://sci.esa.int/documents/33920/36043/1567259284851-MarcoPolo-R_Mission_Requirements_Document_v3-2.pdf
- [42] Hawaii University (n.d.). *A guide to cubesat mission and bus design*. Consultado el 8 de diciembre de 2023 de <https://pressbooks-dev.oer.hawaii.edu/epet302/chapter/2-3/>
- [43] The National Aeronautics and Space Administration (NASA) (n.d.). *Product verification*. Consultado el 5 de noviembre de 2023 de <https://www.nasa.gov/reference/5-3-product-verification/>
- [44] 3SL BLOG (n.d.). *The 4 Types of Requirement Confirmation*. Consultado el 18 de noviembre de <https://www.threessl.com/blog/the-4-types-of-requirement-confirmation/>
- [45] David Eagle, Lambert's Problem (n.d.). *Lambert's problem file*. Consultado el 14 de noviembre de 2023 de <https://es.mathworks.com/matlabcentral/fileexchange/39530-lambert-s-problem>
- [46] Cyrus Foster, NASA Ames Research Center's Mission Design Division (n.d.). *Trajectory Search*. Consultado el 14 de noviembre de 2023 de https://trajbrowser.arc.nasa.gov/traj_browser.php
- [47] Roland Lagier, ArianeGroup (febrero de 2021). *Ariane 6 User's Manual, ISSUE 2 REVISION 0*. https://www.arianespace.com/wp-content/uploads/2021/03/Mua-6_Issue-2_Revision-0_March-2021.pdf
- [48] SpaceX (septiembre de 2021). *Falcon User's Guide*. <https://www.spacex.com/media/falcon-users-guide-2021-09.pdf>
- [49] The National Aeronautics and Space Administration (NASA) (n.d.). *In-Space Propulsion*. Consultado el 15 de noviembre de 2023 de https://www.nasa.gov/smallsat-institute/sst-soa/in-space_propulsion/
- [50] Iran University of Science and Technology (5 de junio de 2012). *Satellite Attitude Determination and Control*. <https://journals.sagepub.com/doi/pdf/10.1177/002029401204500505>
- [51] James Richard Wertz, David F. Everett & Jeffery John Puschell (2011) *Space Mission Engineering: The New Smad* Microcosm Press
- [52] International Astronautical Federation (IAF) (1-5 de octubre de 2018). *MODES OF OPERATION FOR A 3U CUBESAT WITH HYPERSPECTRAL IMAGING PAYLOAD*. https://team-anant.org/papers/Final_Modes_of_Operation_Paper.pdf
- [53] Escuela Superior de Ingenieros, Universidad de Sevilla. (29 de junio de 2023) *Teoría de Perturbaciones.Propagadores*. http://aero.us.es/move/files/2324/Tema4_2324.pdf
- [54] *State-of-the-Art of Small Spacecraft Technology(NASA)*. Consultado el 22 de enero de 2023 en <https://www.nasa.gov/smallsat-institute/sst-soa/guidance-navigation-and-control/>
- [55] Monografias (nd) *Literatura sobre Sensores. UTN-INSPT*. Consultado el 22 de enero de 2023 en <https://www.monografias.com/docs/Diferencias-entre-sensores-anal%C3%B3gicos-y-digitales-P37CB2NPLLCF>

- [56] NASA (nd) *Star camera.* Consultado el 22 de enero de 2023 en https://web.archive.org/web/20110721054014/http://nmp.nasa.gov/st6/TECHNOLOGY/star_camera.html
- [57] The European Space Agency (23 de julio de 2013) *Sensor Avanzado de Estrellas.* Consultado el 22 de enero de 2023 en <https://www.esa.int/Space-in-Member-States/Spain/Sensor-Avanzado-de-Estrellas>
- [58] Universidad Politécnica de Valencia. <https://www.studocu.com/es/document/universitat-politecnica-de-valencia/vehiculos-espaciales-y-misiles/ve-tema07-tema-7/43487454>
- [59] The National Aeronautics and Space Administration (NASA) (1997). *Reaction/Momentum Wheel.* <https://spinoff.nasa.gov/spinoff1997/t3.html>
- [60] The National Aeronautics and Space Administration (NASA) (2023). *Chemical Propulsion.* <https://www1.grc.nasa.gov/research-and-engineering/chemical-propulsion-systems/>
- [61] Johns Hopkins Applied Physics Laboratory's (APL's) (2015). *A 3D model of NASA's New Horizons, a mission to Pluto and the Kuiper Belt..* <https://pluto.jhuapl.edu/Mission/Spacecraft/Systems-and-Components.php>
- [62] European Space Agency (ESA) (2023). *JUICE Attitude and Orbit Control System.* <https://az659834.vo.msecnd.net/eventsairwesteuprod/production-atpi-public/d74b48b34a834d528cb29001802d90d1>
- [63] The National Aeronautics and Space Administration (NASA) . *Galileo mission .* https://d2pn8kiwq2w21t.cloudfront.net/documents/galileo_PuKN96n.pdf
- [64] The National Aeronautics and Space Administration (NASA) (1988). *CASSINI report.* <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19910008874/downloads/19910008874.pdf>
- [65] SOLARMEMS TECHNOLOGIES (2023). *SSOC-D60.* https://satsearch_datasheet_f16p0y_solarmems_ssoc-d60-digital-sun-sensor-on-a-chip.pdf
- [66] AAC Clyde Space and Berlin Space Technologies.(2023). *STAR TRACKER.* <https://satsearch.co/products/aac-clyde-st400-star-tracker>
- [67] SAFRAN (2023). *IMU-STIM300.* <https://safran-navigation-timing.com/wp-content/uploads/2022/12/STIM300-Datasheet.pdf>
- [68] Ariane Group (2018). *20 N thruster.* <http://www.space-propulsion.com/brochures/hydrazine-thrusters/hydrazine-thrusters.pdf>
- [69] CUBESPACE (2023). *CubeWheelM.* http://www.satsearch_datasheet_9f083m_cubespace_sensors-actuators.pdf
- [70] MEMS (2023). *HSNS.* <https://satsearch.co/products/solarmems-hsns-horizon-sensor-for-nanosatellites>
- [71] International Journal of Current Engineering and Technology (2014). *Attitude Determination and Control System design of KufaSat.* <https://www.AttitudeDeterminationandControlSystemdesignofKufaSat.pdf>
- [72] David Eagle (2023). *Low Thrust Transfer Between Non-coplanar Circular Orbits.* <https://es.mathworks.com/matlabcentral/fileexchange/44061-low-thrust-transfer-between-non-coplanar-circular-orbits>
- [73] Dr. David R. Williams, NASA Goddard Space Flight Center (n.d.). *Earth Fact Sheet.* Consultado el 6 de noviembre de 2023 de <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/planetary/factsheet/earthfact.html>
- [74] Dr. David R. Williams, NASA Goddard Space Flight Center (n.d.). *Jupiter Fact Sheet.* Consultado el 6 de noviembre de 2023 de <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/planetary/factsheet/jupiterfact.html>
- [75] The National Aeronautics and Space Administration (NASA) (24 de enero de 2023). *NASA, DARPA Will Test Nuclear Engine for Future Mars Missions.* <https://www.nasa.gov/news-release/nasa-darpa-will-test-nuclear-engine->

for-future-mars-missions/

- [76] Harold P. Gerrish Jr (NASA) (19 de noviembre de 2014). *Raising Nuclear Thermal Propulsion (NTP) Technology Readiness Above 3*. <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20150002614/downloads/20150002614.pdf>
- [77] Satsearch.co (4 de agosto de 2021). *BHT-1500 Busek Hall Effect Thruster*. <https://satsearch.co/products/busek-bht-1500>
- [78] Documento Colaborativo de Consulta. Consultado el 21 de enero de 2024 de https://urjc-my.sharepoint.com/personal/pablo_solano_urjc_es/_layouts/15/onedrive.aspx?id=%2Fpersonal%2Fpablo%5Fsolano%5Furjc%5Fes%2FDocuments%2FVehiculos%20Espaciales%20y%20Misiles%2FReader%201222%20%2D%20Spacecraft%20Design%20%28total%29%5F%20v2%2E4%2D1%2Epdf&parent=%2Fpersonal%2Fpablo%5Fsolano%5Furjc%5Fes%2FDocuments%2FVehiculos%20Espaciales%20y%20Misiles&ga=1
- [79] James E. Werner, Stephen G. Johnson, Carla C. Dwight, Kelly L. Lively. International Atomic Energy Agency (IAEA) (Julio de 2016) *Cost Comparison in 2015 Dollars for Radioisotope Power Systems—Cassini and Mars Science Laboratory* <https://inldigitallibrary.inl.gov/sites/sti/sti/7267852.pdf>
- [80] European Space Agency (ESA) (15 de mayo de 2019). *ECSS-E-ST-32-10C Rev.2: Structural factors of safety for spaceflight hardware*, publicado por ESA Requirements and Standards Division. <https://ecss.nl/standard/ecss-e-st-32-10c-rev-2-structural-factors-of-safety-for-spaceflight-hardware-15-may-2019/>
- [81] The National Aeronautics and Space Administration (NASA) (25 de septiembre de 2019). *NASA-STD-5002A: LOAD ANALYSES OF SPACECRAFT AND PAYLOADS*. <https://standards.nasa.gov/sites/default/files/standards/NASA/A/0/nasa-std-5002a.pdf>
- [82] The National Aeronautics and Space Administration (NASA) (septiembre de 1971). *NASA SP-8077: TRANSPORTATION AND HANDLING LOADS*. <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19720005242/downloads/19720005242.pdf>
- [83] Natalie Lawton, Dr.-Ing. Florian Cordes (2020). *Planetary Rover Wheel and Lower Leg Structural Design to Reduce Rock Entanglements*. Consultado el 2 de noviembre de 2023 de <https://www.diva-portal.org/smash/get/diva2:1424622/FULLTEXT01.pdf>
- [84] MT Aerospace (nd). *Spacecraft Propellant Tanks*. Consultado el 22 de enero de 2023 de <https://www.mtaerospace.de/files/mta/tankkatalog/MT-Tankkatalog.pdf>
- [85] Composites World (25 de octubre de 2023). *Demonstrating composite LH2 tanks for commercial aircraft*. Consultado el 22 de enero de 2023 de <https://www.compositesworld.com/articles/demonstrating-composite-lh2-tanks-for-commercial-aircraft>
- [86] National Composites Centre (NCC) (12 de octubre de 2023). *Composite cryogenic tanks tested with liquid hydrogen by National Composites Centre*. Consultado el 22 de enero de 2023 de <https://www.nccuk.com/news/composite-cryogenic-tanks-tested-with-liquid-hydrogen-by-national-composites-centre/>
- [87] Grupo Sener (nd). *Mástil desplegable de magnetómetro (MAGBOOM) para el satélite JUICE*. Consultado el 22 de enero de 2023 de <https://www.group.sener/proyecto/mastil-desplegable-magnetometro-satelite-juice/>
- [88] The National Aeronautics and Space Administration (NASA) (n.d.). *Galileo's Science Instruments*. Consultado el 18 de diciembre de 2023 de <https://www2.jpl.nasa.gov/galileo/instruments/>
- [89] The National Aeronautics and Space Administration (NASA) (n.d.). *Cassini*. Consultado el 18 de diciembre de 2023 de <https://science.nasa.gov/mission/cassini/spacecraft/cassini-orbiter/imaging-science-subsystem/>
- [90] The Johns Hopkins University Applied Physics Laboratory (n.d.). *Mission - Spacecraft*. Consultado el 18 de diciembre de 2023 de <https://pluto.jhuapl.edu/Mission/Spacecraft.php#Payload>

- [91] Spaceflight101.com. (n.d.). *Instruments Overview*. Consultado el 18 de diciembre de 2023 de <https://spaceflight101.com/newhorizons/instrument-overview/>
- [92] The National Aeronautics and Space Administration (NASA) (n.d.). *Cassini*. Consultado el 18 de diciembre de 2023 de <https://science.nasa.gov/mission/cassini/spacecraft/cassini-orbiter/composite-infrared-spectrometer/>
- [93] The National Aeronautics and Space Administration (NASA) (n.d.). *Cassini*. Consultado el 18 de diciembre de 2023 de <https://science.nasa.gov/mission/cassini/spacecraft/cassini-orbiter/magnetometer/>
- [94] The National Aeronautics and Space Administration (NASA) (n.d.). *Cassini*. Consultado el 18 de diciembre de 2023 de <https://science.nasa.gov/mission/cassini/spacecraft/cassini-orbiter/visible-and-infrared-mapping-spectrometer/>
- [95] European Space Agency (ESA) (n.d.). *Juice - Science Payload*. Consultado el 18 de diciembre de 2023 de <https://sci.esa.int/web/juice/-/50073-science-payload>
- [96] European Space Agency (ESA) (n.d.). *Mars Express - Instrument Design*. Consultado el 18 de diciembre de 2023 de <https://sci.esa.int/web/mars-express/-/34826-design?fbid=longid=1601>
- [97] Jordan, R., Picardi, G., Plaut, J., Wheeler, K., Kirchner, D., Safaeinili, A., Johnson, W., Seu, R., Calabrese, D., Zampolini, E., Cicchetti, A., Huff, R., Gurnett, D., Ivanov, A., Kofman, W., Orosei, R., Thompson, T., Edenhofer, P., Bombaci, O. (2009) The Mars express MARSIS sounder instrument. *Planetary and Space Science*, 57, 1975-1986.
- [98] Satsearch.co (n.d.). *Caiman Imager*. Consultado el 18 de diciembre de 2023 de <https://satsearch.co/products/dragonfly-aerospace-caiman-imager>
- [99] Satsearch.co (n.d.). *ECAM-IR1 Long Wave Infrared Camera*. Consultado el 18 de diciembre de 2023 de <https://satsearch.co/products/msss-ecam-ir1-long-wave-infrared-camera>
- [100] Satsearch.co (n.d.). *Argus 1000 Spectrometer*. Consultado el 18 de diciembre de 2023 de <https://satsearch.co/products/thoth-technology-argus-1000-spectrometer>
- [101] University of Florida (n.d.) *Energy Budgeting for CubeSats with an Integrated FPGA*. Consultado el 19 de diciembre de 2023 de http://www.ece.ufl.edu/pubs_and_talks/Aero12_arnold_ERB.pdf