

**UNIVERSIDAD POLITÉCNICA DE MADRID**  
**ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIERÍA**  
**AERONÁUTICA Y DEL ESPACIO**  
**GRADO EN INGENIERÍA AEROESPACIAL**

**TRABAJO FIN DE GRADO**

**Anteproyecto de Aeronave de Ala Fija**

**AUTOR: Fernando ÁLVARO PASTOR**

**ESPECIALIDAD: Vehículos Aeroespaciales**

**TUTOR DEL TRABAJO: Luis Pablo RUIZ CALAVERA**

**Julio de 2022**



*A mi familia y amigos  
sin los cuales este trabajo no se  
hubiera podido llevar a cabo.*



# Contenido

Indice de tablas .....	8
Indice de figuras .....	10
1. Justificación y especificaciones iniciales .....	14
1.1. Introducción .....	14
1.1.1. Objetivo .....	14
1.1.2. Descripción del contenido .....	14
1.2. Estudio breve del sector .....	14
1.3. Especificaciones iniciales .....	15
2. Configuración general .....	16
2.1. Introducción .....	16
2.1.1. Objetivo .....	16
2.1.2. Descripción del contenido .....	16
2.1.3. Relación con el resto de los capítulos .....	16
2.2. Justificación de la configuración .....	16
3. Aeronaves semejantes: selección y datos principales .....	18
4. Diseño y dimensionado del fuselaje .....	30
4.1. Introducción .....	30
4.1.1. Objetivo .....	30
4.1.2. Descripción del contenido .....	30
4.1.3. Relación con el resto de los capítulos .....	30
4.1.4. Funciones del fuselaje .....	30
4.1.5. Arquitectura del fuselaje .....	31
4.2. Dimensionado transversal .....	32
4.2.1. Cálculo del ancho de cabina .....	32
4.2.2. Cálculo del ancho del fuselaje .....	33
4.2.3. Cálculo de la altura de la cabina .....	34
4.2.4. Cálculo de la altura del fuselaje .....	34
4.2.5. Esquema de sección del fuselaje .....	35
4.3. Dimensionado longitudinal .....	36
4.3.1. Cálculo de la longitud de la cabina .....	36
4.3.2. Cálculo de la longitud del fuselaje .....	37
5. Pesos de la aeronave .....	46
5.1. Introducción .....	46
5.1.1. Objetivo .....	46
5.1.2. Descripción del contenido .....	46

5.1.3.	Relación con el resto de los capítulos .....	46
5.2.	Cálculo de los pesos .....	46
5.2.1.	Cálculo del OEW .....	46
5.2.2.	Cálculo de PL .....	51
5.2.3.	Cálculo del FW .....	51
5.2.4.	Cálculo del MTOW .....	55
5.2.5.	Resumen final y otros pesos importantes .....	56
6.	Punto de diseño: selección de la carga alar y relación empuje-peso .....	58
6.1.	Introducción .....	58
6.1.1.	Objetivo .....	58
6.1.2.	Descripción del contenido .....	58
6.1.3.	Relación con el resto de los capítulos .....	58
6.2.	Limitaciones de diseño .....	59
6.2.1.	Limitación de crucero .....	59
6.2.2.	Limitación de despegue .....	62
6.2.3.	Limitación de aterrizaje .....	63
6.2.4.	Limitación de segundo segmento .....	66
6.3.	Posición de los aviones semejantes .....	67
6.4.	Selección del punto de diseño .....	68
7.	Diseño y definición geométrica del ala .....	72
7.1.	Introducción .....	72
7.1.1.	Objetivo .....	72
7.1.2.	Descripción del contenido .....	72
7.1.3.	Relación con el resto de los capítulos .....	72
7.1.4.	Funciones del ala .....	72
7.1.5.	Arquitectura del ala .....	73
7.2.	Dimensionado del ala .....	75
7.3.	Selección del perfil aerodinámico .....	93
7.4.	Cálculo del MFW y dimensionado de los tanques de combustible .....	96
7.5.	Dimensionado de los dispositivos hipersustentadores .....	99
7.5.1.	Comprobaciones de los coeficientes de sustentación .....	104
7.6.	Dimensionado de alerones y spoilers .....	109
8.	Dimensionado de los estabilizadores horizontal y vertical .....	113
8.1.	Introducción .....	113
8.1.1.	Objetivo .....	113
8.1.2.	Descripción del contenido .....	113
8.1.3.	Relación con el resto de los capítulos .....	114

8.2.	Dimensionado del estabilizador horizontal .....	114
8.2.1.	Dimensionado del timón de profundidad .....	117
8.3.	Dimensionado del estabilizador vertical.....	117
8.3.1.	Dimensionado del timón de dirección.....	120
8.3.2.	Comprobación del dimensionado del VTP .....	121
9.	Dimensionado del tren de aterrizaje .....	124
9.1.	Introducción.....	124
9.1.1.	Objetivo.....	124
9.1.2.	Descripción del contenido .....	124
9.1.3.	Relación con el resto de los capítulos .....	124
9.1.4.	Arquitectura del tren de aterrizaje .....	124
9.1.5.	Funcionamiento del tren de aterrizaje .....	125
9.2.	Localización del tren de aterrizaje.....	126
9.3.	Selección de neumáticos y su presión .....	128
9.4.	Comprobación de condiciones necesarias para el diseño del tren de aterrizaje .....	131
9.4.1.	Carga de la pata de morro .....	131
9.4.2.	Estabilidad en el giro para evitar el vuelco .....	132
9.4.3.	Ángulo de guarda del cono de cola suficiente.....	133
9.4.4.	Estabilidad en el aterrizaje .....	134
9.4.5.	Separación respecto al terreno en operaciones normales .....	135
9.5.	Dibujo 3 vistas del avión .....	137
10.	Estimación de la polar no equilibrada .....	138
10.1.	Introducción .....	138
10.1.1.	Objetivo .....	138
10.1.2.	Descripción del contenido .....	138
10.1.3.	Relación con el resto de los capítulos.....	140
10.2.	Contribuciones a la polar no equilibrada .....	140
10.2.1.	Coeficiente de resistencia del ala.....	140
10.2.2.	Coeficiente de resistencia del fuselaje.....	150
10.2.3.	Coeficiente de resistencia de los estabilizadores horizontal y vertical.....	153
10.2.4.	Coeficiente de resistencia de las góndolas y los pilones .....	155
10.3.	Cálculo de la polar no equilibrada .....	158
11.	Evaluación de las actuaciones más características (diagrama PL vs R) .....	162
11.1.	Introducción .....	162
11.1.1.	Objetivo .....	162
11.1.2.	Descripción del contenido .....	162
11.1.3.	Relación con el resto de los capítulos.....	162

11.2. Cálculo del Diagrama PL-R.....	162
12. Conclusiones .....	166
Bibliografía.....	168
a. Anexo I.....	170
b. Anexo II .....	171
c. Anexo III.....	172

## Indice de tablas

Tabla 3.1: Datos aviones semejantes. Datos generales y grupo motopropulsor .....	19
Tabla 3.2: Datos aviones semejantes. Pesos .....	20
Tabla 3.3: Datos aviones semejantes. Fuselaje y cabina.....	21
Tabla 3.4: Datos aviones semejantes. Ala.....	23
Tabla 3.5: Datos aviones semejantes. Dispositivos hipersustentadores.....	24
Tabla 3.6: Datos aviones semejantes. Alerones y spoilers.....	25
Tabla 3.7: Datos aviones semejantes. Estabilizador horizontal y timón de profundidad.....	26
Tabla 3.8: Datos aviones semejantes. Estabilizador vertical y timón de dirección.....	27
Tabla 3.9: Datos aviones semejantes. Tren de aterrizaje .....	28
Tabla 3.10: Datos aviones semejantes. Actuaciones.....	29
Tabla 4.1:Medidas de asientos para avión de negocios .....	32
Tabla 4.2: Medidas para el cálculo del ancho de cabina .....	33
Tabla 4.3: Datos del ancho de aviones semejantes usados en la regresión lineal .....	33
Tabla 4.4: Datos de longitudes de aviones semejantes usados en la regresión lineal .....	38
Tabla 5.1: Fracciones de peso en etapas del vuelo.....	54
Tabla 6.1: Datos obtenidos en el cálculo de resistencia parásita por el método de Roskam ...	61
Tabla 6.2: Datos de aviones para el punto de diseño .....	67
Tabla 6.3: Datos de plantas propulsoras para el punto de diseño .....	67
Tabla 6.4: Motores candidatos según peso y consumo específico .....	68
Tabla 6.5: Datos obtenidos en el capítulo .....	70
Tabla 7.1: Datos de flecha de los aviones semejantes.....	78
Tabla 7.2: Cálculo del Mach de divergencia.....	79
Tabla 7.3: Valores de flecha, espesor y Mach de divergencia .....	81
Tabla 7.4: Valores de flecha de borde de ataque y cuerdas geométricas .....	83
Tabla 7.5: Valores de estrechamiento y cuerda en la raíz .....	84
Tabla 7.6: Valores de envergadura, CMG, estrechamiento y superficie alar.....	87
Tabla 7.7: Valor de cuerda en el quiebro .....	87
Tabla 7.8: Valores de CMA, yCMA, xCMA y xBA CMA .....	88
Tabla 7.9: Valores de CMA1 y CMA2 .....	89
Tabla 7.10: Datos de ángulo diedro de aviones semejantes .....	90
Tabla 7.11: Posiciones longitudinales .....	92
Tabla 7.12: Valores para selección de Kh.....	94
Tabla 7.13: Valores para el cálculo del coeficiente de sustentación del perfil en crucero.....	94
Tabla 7.14: Valores de coeficientes de sustentación máximo con y sin flecha .....	96
Tabla 7.15: Resultados de los coeficientes de sustentación del perfil y avión.....	96
Tabla 7.16: Valores de MFW/MTOW de aviones semejantes.....	97
Tabla 7.17: Datos necesarios para el cálculo de MFW del fuselaje .....	99
Tabla 7.18: Coeficientes adimensionales de los dispositivos hipersustentadores.....	101
Tabla 7.19: Coeficientes de volumen de dispositivos hipersustentadores de aviones semejantes .....	102
Tabla 7.20: Valores de cuerdas interior y exterior de cada dispositivo hipersustentador .....	104
Tabla 7.21: Medidas de los dispositivos hipersustentadores del avión de diseño.....	104
Tabla 7.22: Superficies de los dispositivos hipersustentadores .....	106
Tabla 7.23: Valores obtenidos para el cálculo de $\Delta C_{l0}$ .....	108
Tabla 7.24: Valores de los distintos coeficientes de sustentación del perfil en función del dispositivo hipersustentador para el despegue .....	108
Tabla 7.25: Valores de los distintos coeficientes de sustentación del perfil en función del dispositivo hipersustentador para el aterrizaje .....	109

Tabla 7.26: Incrementos del coeficiente de sustentación por cada dispositivo hipersustentador .....	109
Tabla 7.27: Comparación de los resultados finales entre incrementos de sustentación.....	109
Tabla 7.28: Medidas adimensionales del alerón .....	110
Tabla 7.29: Medidas interiores y exteriores del alerón .....	110
Tabla 7.30: Datos de potencia de mando de los aviones semejantes .....	111
Tabla 7.31: Datos de medidas finales del alerón.....	111
Tabla 7.32: Datos adimensionales de las medidas de los spoilers .....	111
Tabla 7.33: Medidas interiores y exteriores de los spoilers .....	112
Tabla 7.34: Coeficientes de volumen de spoilers de aviones semejantes .....	112
Tabla 7.35: Medidas obtenidas de los spoilers.....	112
Tabla 8.1: Datos de aviones semejantes para el cálculo del estabilizador horizontal .....	114
Tabla 8.2: Datos de relación de áreas de aviones semejantes .....	115
Tabla 8.3: Resultados del estabilizador horizontal.....	116
Tabla 8.4: Datos de timón de profundidad de aviones semejantes .....	117
Tabla 8.5: Valores de los aviones semejantes del estabilizador vertical.....	117
Tabla 8.6: Datos obtenidos del estabilizador vertical .....	120
Tabla 8.7: Datos de aviones semejantes del timón de dirección.....	120
Tabla 8.8: Datos de brazo del motor de aviones semejantes.....	122
Tabla 8.9: Resultados de la comprobación del VTP .....	123
Tabla 9.1: Datos del tren de aterrizaje de aviones semejantes .....	126
Tabla 9.2: Datos de distancia mínima al suelo de aviones semejantes .....	126
Tabla 9.3: Datos de distancia mínima del avión de diseño .....	127
Tabla 9.4: Posición del MLG de los aviones semejantes .....	128
Tabla 9.5: Datos de diámetro de salida de APU de aviones semejantes .....	128
Tabla 9.6: Valores de reacciones del tren de aterrizaje .....	130
Tabla 9.7: Datos de carga por rueda del avión de diseño.....	130
Tabla 9.8: Datos de neumáticos de aviones semejantes.....	130
Tabla 9.9: Selección de neumáticos del avión de diseño .....	131
Tabla 9.10: Valores obtenidos en la comprobación de vuelco.....	133
Tabla 9.11: Datos de ángulo de guarda de aviones semejantes .....	133
Tabla 9.12: Resultados de la comprobación de distancia al suelo .....	137
Tabla 10.1: Datos obtenidos para el cálculo de CD <sub>0w</sub> M=0,6 .....	144
Tabla 10.2: Valores para el cálculo del CDwave .....	145
Tabla 10.3: Resultados obtenidos de CDwave .....	146
Tabla 10.4: Valores obtenidos para el cálculo del coeficiente de resistencia inducida no viscosa .....	149
Tabla 10.5: Datos para el cálculo del coeficiente de resistencia del estabilizador horizontal.....	154
Tabla 10.6: Datos para el cálculo del coeficiente de resistencia del estabilizador vertical....	155
Tabla 10.7: Dimensiones de la góndola del avión de diseño. ....	156
Tabla 10.8: Contribuciones a la polar no equilibrada. ....	158
Tabla 10.9: Coeficiente de sustentación en función del crucero.....	159
Tabla 11.1: Pesos característicos de cada punto del diagrama.....	164
Tabla 11.2: Pesos inicial y final de crucero para el diagrama PL-R. ....	164
Tabla 11.3: Distancias de crucero y total para cada punto.....	164
Tabla c.1: Parámetros de estrechamiento y cuerdas.....	172

# Indice de figuras

Figura 1.1: Número de billonarios en función del país .....	14
Figura 1.2: Destinos más frecuentados por billonarios en función de su nacionalidad .....	15
Figura 4.1: Elementos en una sección del fuselaje.....	31
Figura 4.2: Tabla de medidas y representación de asientos en función del tipo de clase .....	32
Figura 4.3: Ancho de fuselaje frente a ancho de cabina.....	34
Figura 4.4: Croquis sección transversal 1 .....	35
Figura 4.5: Croquis sección transversal 2 .....	35
Figura 4.6: Tripulación en función de pasajeros .....	36
Figura 4.7: Croquis sección longitudinal .....	37
Figura 4.8: Longitud del fuselaje frente a longitud de cabina.....	38
Figura 4.9: Disposición de cabina .....	39
Figura 4.10: Modelo y forma de asiento de piloto y copiloto .....	39
Figura 4.11: Tipo de puerta de emergencia en función del número de pasajeros .....	40
Figura 4.12: Medidas de las salidas de emergencia .....	41
Figura 4.13: Salida de emergencia y acceso Tipo I.....	42
Figura 4.14: Salida de emergencia Tipo III.....	42
Figura 4.15: Croquis compartimento superior equipaje.....	43
Figura 4.16: Servicio de tierra del anteproyecto .....	44
Figura 4.17: Diagrama de Gantt para el servicio de tierra .....	45
Figura 5.1: Valores de los coeficientes A y B para el cálculo de We por Roskam.....	47
Figura 5.2: Linealización de la ecuación de We de Roskam .....	48
Figura 5.3: Valores de MTOW y We de aviones semejantes .....	48
Figura 5.4: Representación de We frente a MTOW por aviones semejantes .....	49
Figura 5.5: $\Delta$ We frente a dimensiones del fuselaje .....	50
Figura 5.6: Fases del trayecto.....	51
Figura 5.7: Fracciones de peso en las distintas etapas de la misión .....	52
Figura 5.8: Valores de L/D y C <sub>J</sub> para distintos tipos de aeronaves .....	53
Figura 6.1: Valores medios de resistencia parásita según Torenbeek .....	61
Figura 6.2: Limitación de crucero .....	61
Figura 6.3: Representación gráfica de la Stofl según Roskam.....	62
Figura 6.4: Limitación de despegue .....	63
Figura 6.5: Distancia de aterrizaje según Roskam .....	64
Figura 6.6: Relación entre MTOW y MLW .....	64
Figura 6.7: Limitación de aterrizaje .....	66
Figura 6.8: Limitación de segundo segmento .....	67
Figura 6.9: Valores de Roskam para los coeficientes de sustentación .....	69
Figura 6.10: Elección del punto de diseño .....	70
Figura 7.1: Estructura interior del ala de un avión .....	74
Figura 7.2: Parámetros a determinar en el dimensionado del ala [13] .....	75
Figura 7.3: Regresión lineal entre envergadura con y sin winglets .....	76
Figura 7.4: Datos de diseño del ala de aviones semejantes proporcionados por Roskam .....	78
Figura 7.5: Mach crítico en función de coeficiente de espesor y flecha de puntos un cuarto..	81
Figura 7.6: Vista en planta de ala trapezoidal equivalente y compuesta [16] .....	82
Figura 7.7: Limitación de estrechamiento frente a flecha de puntos un cuarto .....	84
Figura 7.8: Ala trapecial doble [16] .....	85
Figura 7.9: Ejemplo gráfico de CMA.....	87
Figura 7.10: Representación esquemática del ángulo diedro, $\Gamma$ , en una aeronave.....	89
Figura 7.11: Representación gráfica de la torsión alar.....	90

Figura 7.12: Perfil CAST-7 .....	95
Figura 7.13: Representación del coeficiente de sustentación del perfil frente al ángulo de ataque .....	95
Figura 7.14: Relación entre superficie alar y MFW .....	97
Figura 7.15: Croquis de bodega para MFW .....	98
Figura 7.16: Gráfica CL- $\alpha$ en función del tipo de dispositivo hipersustentador de borde de salida [16] .....	99
Figura 7.17: Gráfica CL- $\alpha$ en función del tipo de dispositivo hipersustentador de borde de ataque [16].....	100
Figura 7.18: Representación de un flap ranurado .....	100
Figura 7.19: Representación de un slat .....	101
Figura 7.20: Superficie de dispositivos hipersustentadores según Roskam.....	105
Figura 7.21: Efectividad del flap en función de relación de cuerdas .....	107
Figura 7.22: Gráfica del parámetro de corrección por efectos no lineales frente a la deflexión .....	108
Figura 8.1: Cola en T y pérdida por estela turbulenta .....	113
Figura 8.2: Datos de áreas y coeficientes de volumen de aviones de negocios de Roskam ..	115
Figura 8.3: Datos de aviones de negocios aportados por Roskam .....	116
Figura 8.4: Valores de parámetros del estabilizador vertical de aviones de negocios aportados por Roskam .....	118
Figura 8.5:Datos de parámetros del estabilizador vertical aportados por Roskam .....	119
Figura 8.6: Limitaciones para la comprobación del dimensionado del VTP por Torenbeek.	121
Figura 8.7: Descripción de los parámetros geométricos por Torenbeek.....	122
Figura 9.1: Partes de un tren de aterrizaje .....	125
Figura 9.2: Representación del equilibrio de momentos para el cálculo de cargas .....	129
Figura 9.3: Datos de centrado de aviones semejantes por Torenbeek .....	129
Figura 9.4: Diagrama para estabilidad antes de vuelco según Torenbeek .....	132
Figura 9.5: Representación de situación crítica para estabilidad en el aterrizaje.....	134
Figura 9.6: Representación de los ángulos de guarda, diedro, balance y cabeceo .....	136
Figura 9.7: Gráfica ángulo de cabeceo-ángulo de balance.....	137
Figura 10.1: Contribuciones a la resistencia aerodinámica según Roskam .....	139
Figura 10.2: Factor de interferencia ala fuselaje .....	141
Figura 10.3: Factor de corrección de la superficie de sustentación. ....	141
Figura 10.4: Coeficiente de fricción.....	142
Figura 10.5: Parámetro L' en función de la cuerda del perfil .....	143
Figura 10.6: Superficie mojada del ala de un avión .....	143
Figura 10.7: Gráfica para obtener el coeficiente de resistencia de onda.....	144
Figura 10.8: Gráfica M-CDwave .....	145
Figura 10.9: Gráfica para la obtención de R por Roskam .....	147
Figura 10.10: Gráfica para la obtención de v por Roskam.....	148
Figura 10.11: Gráfica para la obtención de w por Roskam.....	148
Figura 10.12: Gráfica de $\eta$ frente a la esbeltez.....	152
Figura 10.13: Gráfica de Cdc frente al número de Mach .....	152
Figura 10.14: Dimensiones características de una góndola. ....	156
Figura 10.15: Polar no equilibrada.....	158
Figura 10.16: Polar parabólica pura .....	159
Figura 10.17: Eficiencia en función del coeficiente de sustentación. ....	160
Figura 11.1: Diagrama PL-R del avión de diseño .....	165
Figura b.1: Dimensiones del ala y sus dispositivos.....	171





# Capítulo 1

## 1. Justificación y especificaciones iniciales

### 1.1. Introducción

#### 1.1.1. Objetivo

El objetivo de este trabajo es realizar una primera aproximación al diseño de un avión de negocios. Esta se realizará a partir de los datos obtenidos de aviones semejantes, tanto en actuación como en configuración hasta, finalmente, cumplir con las especificaciones propuestas al principio del mismo.

#### 1.1.2. Descripción del contenido

En primer lugar, se impondrán unas especificaciones iniciales y, en base a estas, se buscarán datos de aviones semejantes que servirán de referencia para los cálculos y configuraciones. Es necesario mencionar que todos los datos utilizados han sido contrastados con diversas fuentes para mejorar su veracidad.

Una vez obtenidos dichos datos, se procederá con el dimensionado del fuselaje y a continuación con la estimación de pesos del avión. Seguidamente, se procederá a obtener el punto de diseño en el diagrama  $T_{TO}/W_{TO}-W_{TO}/S_w$  mediante el cual elegiremos los motores de la aeronave anteproyectada.

Después, se procede con dimensionados del ala, estabilizador horizontal, estabilizador vertical y tren de aterrizaje.

Finalmente, se realiza una estimación de la polar no equilibrada de diseño que servirá para obtener la eficiencia aerodinámica media en crucero y el diagrama PL-R que será el indicador del éxito que ha tenido el diseño en comparación con la idea inicial.

### 1.2. Estudio breve del sector

Un estudio reciente realizado por Airbus, [1], concluye que existe un creciente número de multimillonarios. El mayor aumento tiene lugar en países como China, Rusia y Asia Oriental, tal y como se puede observar en la Figura 1.1:

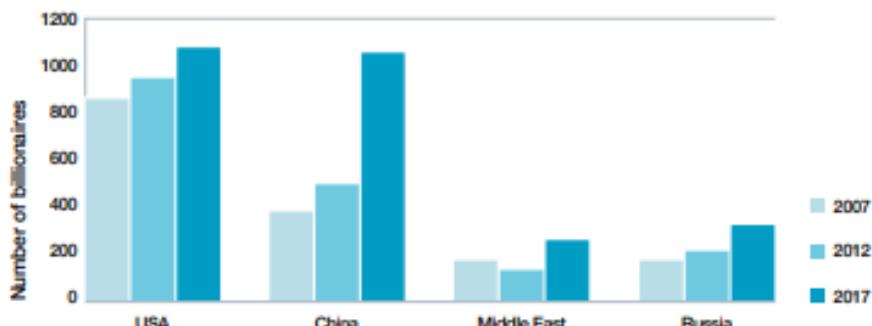


Figura 1.1: Número de billonarios en función del país

Dicho estudio arroja datos sobre la previsión de crecimiento de la riqueza y su relación con el sector aeronáutico, haciendo referencia a la demanda de aviones privados. Se ha basado en un total de 250 billonarios, de los cuales se ha adquirido información sobre su cultura, comportamiento y actividades que realizan en su día a día, concluyendo que dichos multimillonarios valoran la flexibilidad, familiaridad, privacidad y experiencias a medida, razón por la cual eligen este tipo de aviones.

Además, se han estudiado los lugares de partida y sus destinos más frecuentados, obteniendo como resultado que sus viajes más habituales no se extienden más allá de entre 5 y 8 horas, como se puede comprobar en la Figura 1.2.

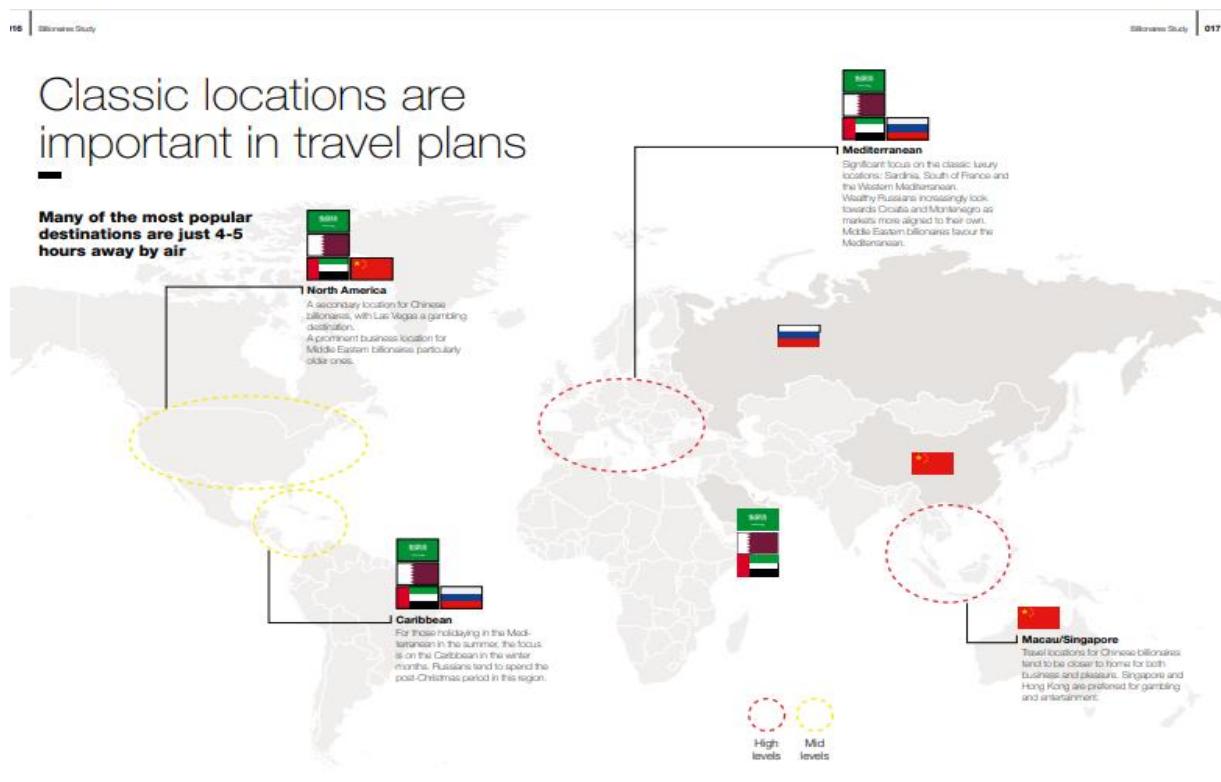


Figura 1.2: Destinos más frecuentados por billonarios en función de su nacionalidad

Por tanto, el sector de la aviación business presenta una buena perspectiva de crecimiento en vista del desarrollo de su potencial clientela. Además, se concluye que los aviones más demandados serán los de media-larga distancia.

### 1.3. Especificaciones iniciales

La aeronave anteproyectada será un avión de negocios de dos motores, turbofán, con un alcance entorno a los 8000 km. Transportará una carga de pago de 12 pasajeros con su equipaje a un Mach de crucero de 0,81 y una altitud de servicio de 11600 m.

## Capítulo 2

## 2. Configuración general

### 2.1. Introducción

#### 2.1.1. Objetivo

El objetivo de este capítulo es definir la configuración general de la aeronave anteproyectada, estableciendo sus características principales, previamente a la lectura del documento con el objetivo de facilitar su comprensión.

#### 2.1.2. Descripción del contenido

Se va a describir la aeronave comenzando por la misión que va a realizar, la carga de pago que va a transportar, seguido por las características del fuselaje y número y tipo de motores además de su posición. A continuación, se procederá con las características del ala, estabilizador horizontal y vertical y se terminará con el tren de aterrizaje.

#### 2.1.3. Relación con el resto de los capítulos

Este capítulo se relaciona con el resto de tal forma que describe de forma general e independientemente de ningún cálculo todas y cada una de las partes del avión a tratar y sus características, las cuales serán posteriormente definidas con cálculos y demostraciones en el resto de los capítulos. De esta forma, el lector puede hacerse una idea de la aeronave sobre la que va a leer, facilitando la comprensión del documento.

## 2.2. Justificación de la configuración

En primer lugar, se debe mencionar que la idea principal de la configuración inicial viene determinada por mantener la similitud con los aviones semejantes en misión. Es decir, una vez se selecciona la misión del avión y se eligen los de misión similar, se trata de mantener su misma configuración.

Se va a llevar a cabo una misión de un avión de negocios con un alcance de aproximadamente 8000 km con una carga de pago de 12 pasajeros con sus equipajes.

Se parte de la base de un motor tipo turbofán y, pese a existir aviones semejantes en misión con 3 motores, se ha optado por elegir 2 motores por simplicidad en los cálculos y diseño. Dichos motores estarán ubicados en la parte posterior del fuselaje. Es una aeronave de fuselaje estrecho con una configuración de entre 2 y 3 asientos en la sección transversal con dos anchuras diferentes de pasillos. Se dispone de un aseo, cocina y habitación de equipajes.

Siguiendo con el ala, se ha establecido una posición de ala baja con flecha positiva, forma trapezoidal y un único quiebro. El empenaje se constituye de una cola en T, con un estabilizador horizontal con forma trapezoidal y un estabilizador vertical sin estrechamiento.

## Configuración general

---

Finalmente, el tren de aterrizaje será de tipo triciclo con dos ruedas por pata, tanto en el tren de aterrizaje principal como en el auxiliar.

## Capítulo 3

### 3. Aeronaves semejantes: selección y datos principales

Para la elección de aviones semejantes se ha tenido en cuenta, por un lado, aviones similares en misión, y por otro, aviones que mantengan la misma configuración. Se entiende por similitud en misión aquellos aviones que tengan el mismo alcance, carga de pago, Mach y altitud de vuelo, y por similitud en configuración se entiende mantener el mismo número y tipo de motores, posición de dichos motores, posición relativa de ala-fuselaje y forma del empenaje. Debido a que la configuración de la aeronave anteproyectada se basa en la de los aviones semejantes en misión, se puede decir que todos los aviones semejantes mantienen la misma configuración, aunque existe alguna excepción que se explicará a continuación. Seguido de cada avión se presentan las fuentes de donde se han obtenido los datos.

En primer lugar, los aviones utilizados como modelo de misión y configuración son:

- Bombardier Challenger 605 [2, p. 62], [3], [4]
- Dassault Falcon 900EX [2, p. 182], [5]: este avión es el único usado que tiene 3 motores, y se ha utilizado para obtener un punto de vista diferente a la hora de enfocar algunos cálculos.
- Gulfstream G450 [2, p. 769], [6]
- Embraer Legacy 600 [2, p. 33], [7], [8]

En segundo lugar, se procede a citar aquellas aeronaves que se han usado, además de las mencionadas anteriormente, para cálculos relacionados con la configuración, con el objetivo de tener más datos para contrastar y obtener resultados más exactos. Tienen en común que son aviones de negocios con un rango de recorrido ligeramente menor que el de diseño:

- Bombardier Challenger 300 [2, p. 61], [9]
- Cessna Citation Sovereign [2, p. 734], [10]
- Cessna Citation X [2, p. 735], [11]

La primera parte de este trabajo consiste en hallar todos los datos de los aviones semejantes para los posteriores cálculos de la aeronave anteproyectada. Se van a presentar a continuación dichos datos, además de los obtenidos en la primera iteración del avión a diseñar, de forma que se pueda establecer una comparación inicial.

## Aeronaves semejantes: selección y datos principales

		Semejantes misión y configuración				Semejantes configuración			
		<u>Avión 1</u>	<u>Avión 2</u>	<u>Avión 3</u>	<u>Avión 4</u>	<u>Avión 5</u>	<u>Avión 6</u>	<u>Avión 7</u>	<u>Proyecto</u>
DATOS GENERALES	Nombre	Challenger 605	Falcon 900EX	Gulfstream G450	Embraer Legacy 600	Challenger 300	Citation Sovereign +	Citation X+	-
	Fabricante	Bombardier, Inc	Dassault Aviation	Gulfstream. Aerosp	Embraer	Bombardier, Inc	Cessna	Cessna	-
	Primer vuelo	22-ene-06	01-jun-95	30-abr-03	31-mar-01	14-agosto-01	feb-02	21-dic-93	-
	$h_{\max}^1$ [m]	6,3	7,55	7,67	6,76	6,2	6,2	5,87	6,23
	$l_{\max}^2$ [m]	20,85	20,21	27,23	26,33	20,92	19,35	22,43	25,84
	$b_{\max}^3$ [m]	19,61	19,33	23,72	21,17	19,46	19,25	21,08	19,56
	Nº Motores	2	3	2	2	2	2	2	2
GRUPO MOTOPROPULSOR	Posición	Parte posterior fuselaje	Parte posterior fuselaje	Parte posterior fuselaje	Parte posterior fuselaje	Parte posterior fuselaje	Parte posterior fuselaje	Parte posterior fuselaje	Parte posterior fuselaje
	Tipo motor	Turbofán	Turbofán	Turbofán	Turbofán	Turbofán	Turbofán	Turbofán	Turbofán
	Modelo	CF34-3B	TFE731-60	Tay Mk 611-8C	AE3007-A1P	AS907/HTF7000	PW306D	AE3007C2	AE3007-A1P
	Fabricante	General Electric	Honeywell Engines	Rolls Royce	Rolls Royce	Honeywell Engines	Pratt & Whitney	Rolls Royce	Rolls Royce
	$W_{eng}^4$ [Kg]	758	448	1500	752	696	524,4	744	752
	$T_{eng}^5$ [N]	10490	10927	15227	11105	8315	6531	9572	11043
	$C_e^6$ [g/kN/s]	19,9	21,4	20,1	18	18,17	19,4	18,4	18
	$Y_e^7$ [m]	2,21	1,85	1,92	2,09	1,83	1,91	1,89	1,88
	$T_{TO}^8$ [N]	41012	22241	61608	37089	30890	26280	31320	37089

Tabla 3.1: Datos aviones semejantes. Datos generales y grupo motopropulsor.

<sup>1</sup> Distancia del punto más alto del avión al suelo

<sup>2</sup> Distancia longitudinal entre el punto más adelantado y el más retrasado del avión

<sup>3</sup> Distancia entre los extremos izquierdo y derecho del avión

<sup>4</sup> Peso del motor en seco

<sup>5</sup> Empuje del motor en condiciones de crucero calculado mediante T=D

<sup>6</sup> Consumo específico en crucero a  $M=0,8$  y  $h=10660$ m.

<sup>7</sup> Distancia del motor al eje longitudinal

<sup>8</sup> Empuje del motor en el despegue

## Aeronaves semejantes: selección y datos principales

---

	Semejantes misión y configuración				Semejantes configuración			
	<u>Avión 1</u>	<u>Avión 2</u>	<u>Avión 3</u>	<u>Avión 4</u>	<u>Avión 5</u>	<u>Avión 6</u>	<u>Avión 7</u>	<u>Proyecto</u>
<b>PESOS</b>	MTOW <sup>9</sup> [Kg]	21863	22225	33520	22500	17622	13959	16601
	W <sub>med</sub> <sup>10</sup> [Kg]	17898	18315	27430	18385	14554	11529	13796
	MLW <sup>11</sup> [Kg]	17236	20185	29937	18500	15308	12508	14515
	MZFW <sup>12</sup> [Kg]	14515	14000	22226	16000	12338	9525	11330
	OEW <sup>13</sup> [Kg]	12240	11204	19504	13600	10659	8219	10189
	MPL <sup>14</sup> [Kg]	2200	2796	2722	2400	1519	1202	1141
	MFW <sup>15</sup> [Kg]	9072	9482	13381	8242	6418	5140	5865
	MLW/MTOW	0,79	0,91	0,89	0,82	0,87	0,90	0,87
	OEW/MTOW	0,56	0,50	0,58	0,60	0,60	0,59	0,61
	MPL/MTOW	0,10	0,13	0,08	0,11	0,09	0,09	0,07
	MFW/MTOW	0,41	0,43	0,40	0,37	0,36	0,37	0,35
	T <sub>TO</sub> /MTOW	0,38	0,31	0,38	0,34	0,36	0,38	0,39

Tabla 3.2: Datos aviones semejantes. Pesos

<sup>9</sup> Peso máximo al despegue

<sup>10</sup> Peso medio en crucero. Se calcula haciendo la media del peso al inicio del crucero y el peso al final del mismo

<sup>11</sup> Peso máximo de aterrizaje

<sup>12</sup> Es un peso límite dado por la resistencia estructural del ala cuando no hay combustible en ella que contribuya a aliviar las cargas que soporta.

<sup>13</sup> Peso en vacío operativo de la aeronave

<sup>14</sup> Máxima carga de pago que soporta la aeronave

<sup>15</sup> Máximo peso de combustible que la aeronave es capaz de transportar

	Semejantes misión y configuración				Semejantes configuración			
	<u>Avión 1</u>	<u>Avión 2</u>	<u>Avión 3</u>	<u>Avión 4</u>	<u>Avión 5</u>	<u>Avión 6</u>	<u>Avión 7</u>	<u>Proyecto</u>
FUSELAJE Y CABINA	$l_f^{16}[\text{m}]$	18,77	20,21	24,24	24,39	18,62	18,21	18,14
	$l_f/b_f$	6,98	8,08	9,85	10,70	7,96	9,69	8,60
	$b_f^{17}[\text{m}]$	2,69	2,5	2,46	2,28	2,34	1,88	2,11
	$h_f^{18}[\text{m}]$	2,69	2,5	2,46	2,28	2,34	1,88	2,11
	$S_{ff}^{19}[\text{m}^2]$	5,68	4,91	4,75	4,08	4,30	2,78	3,50
	$d_{min}^{20}[\text{m}]$	0,86	0,74	1,21	0,78	0,66	0,73	0,43
	$l_{cabina} [\text{m}]$	8,66	10,11	13,74	13,72	8,71	8,94	8,64
	$b_{cabina} [\text{m}]$	2,49	2,34	2,23	2,1	2,19	1,7	1,7
	$h_{cabina} [\text{m}]$	1,85	1,88	1,88	1,82	1,85	1,73	1,73
	$Vol_{cabina} [\text{m}^3]$	32,6	35,8	43,2	40	24,35	17,6	19,61
	$K_f^{21}$	0,2400	0,2834	0,2945	0,3155	0,2388	0,2735	0,2428
	$Volequipaje [\text{m}^3]$	3,2	3,6	4,8	6,8	2,99	3,82	2,32
	$K_c^{22}$	0,0596	0,0650	0,0702	0,1124	0,0716	0,1479	0,0929
	Disposición <sup>23</sup>	12 2-2-2-3-3	14 2-2-4-4	12 2-2-2-3-3	13	8	12	11
								12 2-2-2-3-3

Tabla 3.3: Datos aviones semejantes. Fuselaje y cabina

<sup>16</sup> Distancia, medida según la línea de referencia del fuselaje, entre el punto más adelantado y el más atrasado del mismo; como línea de referencia se suele tomar una paralela al eje de la zona cilíndrica del fuselaje o, en ausencia de dicha zona, una línea que sea aproximadamente horizontal en vuelo de crucero.

<sup>17</sup> Dimensión máxima en dirección horizontal de la proyección del fuselaje sobre un plano perpendicular a su línea de referencia.

<sup>18</sup> Dimensión máxima en dirección vertical de la proyección del fuselaje sobre un plano perpendicular a su línea de referencia.

<sup>19</sup> El área de las anteriores proyecciones

<sup>20</sup> La separación mínima entre el fuselaje y el suelo.

<sup>21</sup> Es una constante calculada mediante  $K_f = Vol_{cabina}/(l_f \cdot b_f^2)$

<sup>22</sup> Es una constante calculada mediante  $K_c = Volequipaje/(l_c \cdot b_c^2)$

<sup>23</sup> Forma en la que se plantea la configuración de los asientos para el punto de diseño de la aeronave.

## Aeronaves semejantes: selección y datos principales

	Semejantes misión y configuración				Semejantes configuración			
	<u>Avión 1</u>	<u>Avión 2</u>	<u>Avión 3</u>	<u>Avión 4</u>	<u>Avión 5</u>	<u>Avión 6</u>	<u>Avión 7</u>	<u>Proyecto</u>
ALA	Posición vert.	Baja	Baja	Baja	Baja	Baja	Baja	Baja
	Posición long. <sup>24</sup>	0,52	0,55	0,57	0,58	0,54	0,55	0,56
	S <sub>w</sub> <sup>25</sup> [m <sup>2</sup> ]	48,31	49	88,26	51,18	48,49	47,93	48,9
	b <sup>26</sup> [m]	17,56	19,33	22,69	19,52	18,62	19,32	19,45
	b <sub>1</sub> [m]	7,43	7,80	-	7,57	3,75	-	6,45
	b <sub>2</sub> [m]	10,30	11,52	-	11,93	15,23	-	13
	c <sub>r</sub> <sup>27</sup> [m]	4,90	5,18	6,17	4,88	4,86	3,82	4,59
	c <sub>encastre</sub> [m]	3,99	4,37	5,7	4,25	4,01	3,56	4,32
	c <sub>r eq</sub> [m]	3,96	4,30	6,17	4,26	4,34	3,82	4,19
	c <sub>q</sub> <sup>28</sup> [m]	2,39	2,66	-	2,79	3,5	-	2,94
	c <sub>t</sub> <sup>29</sup> [m]	1,27	1,12	1,81	1,09	1,14	1,15	0,81
	λ <sup>30</sup>	0,26	0,22	0,29	0,22	0,23	0,30	0,18
	λ <sub>1</sub>	0,49	0,51	-	0,57	0,72	-	0,64
	λ <sub>2</sub>	0,53	0,42	-	0,39	0,33	-	0,28
	λ <sub>eq</sub>	0,32	0,26	0,29	0,26	0,26	0,30	0,19
	CMG <sub>1</sub> [m]	3,65	3,92	-	3,84	4,18	-	3,765
	CMG <sub>2</sub> [m]	1,83	1,89	-	1,94	2,32	-	1,875
								1,77

<sup>24</sup> Definida como el cociente entre la distancia longitudinal del punto un cuarto de la cuerda media aerodinámica al morro del avión y la longitud del fuselaje.

<sup>25</sup> El área delimitada por la proyección sobre un plano horizontal del contorno del ala. La zona central del ala suele estar oculta ya sea por el fuselaje, ya sea por un carenado, por lo que para determinar completamente el contorno del ala es necesario prolongar los bordes de ataque y salida de la misma hasta el plano de simetría del avión.

<sup>26</sup> Distancia entre los extremos izquierdo y derecho del ala, excluyendo los winglets de haberlos, pero incluyendo carenados de punta de ala. A partir de ahora se entenderá el sufijo 1 como el correspondiente a la parte del ala antes del quiebro y el 2 a la posterior.

<sup>27</sup> Ver Anexo A

<sup>28</sup> Ver Anexo A

<sup>29</sup> Ver Anexo A

<sup>30</sup> Parámetro de estrechamiento, cociente de ct dividido entre cr.

## Aeronaves semejantes: selección y datos principales

CMG <sup>31</sup> [m]	2,62	2,71	3,99	2,67	2,74	2,49	2,50	2,46
CMA <sub>1</sub> [m]	3,79	4,06	-	3,93	4,22	-	3,83	3,55
CMA <sub>2</sub> [m]	1,89	1,99	-	2,06	2,52	-	2,08	1,86
S <sub>w1</sub> [m <sup>2</sup> ]	27,08	30,58	-	29,03	15,68	-	24,28	27,43
S <sub>w2</sub> [m <sup>2</sup> ]	18,85	21,77	-	23,14	35,33	-	24,38	20,62
CMA <sup>32</sup> [m]	3,01	3,20	4,39	3,10	3,04	2,72	2,95	2,83
x CMA <sub>1/4</sub> <sup>33</sup>	2,90	3,02	3,98	2,64	3,00	1,87	3,83	2,89
A <sup>34</sup>	7,96	7,63	6,37	7,90	7,81	7,73	7,77	7,96
Λ <sub>ba eq</sub> <sup>35</sup> [°]	32,01	31,20	31,88	26,32	30,99	15,85	40,81	29,77
Λ <sub>ba aq</sub> [°]	35,74	36,78	-	-	-	-	-	-
Λ <sub>ba dq</sub> [°]	28,39	28,42	-	-	-	-	-	-
Λ <sub>1/4 eq</sub> <sup>36</sup> [°]	27,62	26,49	26,38	21,67	26,07	11,89	35,83	26,64
Λ <sub>1/4 aq</sub> [°]	26,06	27,52	-	18,41	20,60	-	33,48	22,63
Λ <sub>1/4 dq</sub> [°]	25,27	24,59	-	22,24	26,55	-	36,12	26,35
Γ <sup>37</sup>	2,33	0,3	1,44	4,39	0	2,71	2	3,14
Perfiles aerod.	Canadair 14%	NACA 64A108	NACA 0012 Mod	Embr. Supercrit.	Supercritical	Modest supercrit.	7500 root	CAST 7
Espesor relat. τ(%)	14 12 10	23 11	14	19 13(cq)	-	-	-	0,1179
MTOW/S <sub>w</sub>	4435	4445	3722	4308	3561	2854	3327	4520

Tabla 3.4: Datos aviones semejantes. Ala

<sup>31</sup> Cociente de S<sub>w</sub> dividido entre b.

<sup>32</sup> Cociente de la integral a lo largo de la envergadura de los cuadrados de las cuerdas dividida entre S<sub>w</sub>

<sup>33</sup> Cociente de la integral a lo largo de la envergadura del producto de la cuerda por la distancia longitudinal al origen de ejes (p.ej. el morro del avión) del punto un cuarto de la cuerda dividida entre S<sub>w</sub>.

<sup>34</sup> Cociente de b dividido entre CMG. Nótese que en los cálculos del alargamiento no se incluyen los winglets.

<sup>35</sup> Ángulo que forma la proyección sobre un plano horizontal de la línea de borde de ataque del ala con un plano perpendicular al eje longitudinal del avión. El término “eq” hace referencia a un ala equivalente sin quiebro, “aq” al ángulo antes del quiebro y “dq” al ángulo después del mismo.

<sup>36</sup> Ver Anexo A. El uso de los términos “eq”, “aq” y “dq” es similar al del ángulo de borde de ataque.

<sup>37</sup> Ángulo que forma la proyección de la línea de puntos un cuarto sobre un plano perpendicular al eje longitudinal del del avión con un plano horizontal.

	Semejantes misión y configuración				Semejantes configuración			
	<u>Avión 1</u>	<u>Avión 2</u>	<u>Avión 3</u>	<u>Avión 4</u>	<u>Avión 5</u>	<u>Avión 6</u>	<u>Avión 7</u>	<u>Proyecto</u>
<b>DISPOSITIVOS HIPERSUSTENTADORES<sup>38</sup></b>	Tipo	Birranurado	Birranurado	Fowler	Birranurado	Fowler	Fowler	Fowler
	$b_{fi}^{39}[\text{m}]$	2,32	2,36	6,67	2,57	11,56	4,08	4,10
	$b_{fe}[\text{m}]$	3,28	2,70	-	3,31	-	4,02	3,52
	$b_{fi}/b$	0,13	0,12	0,29	0,13	0,62	0,21	0,21
	$b_{fe}/b$	0,19	0,14	-	0,17	-	0,21	0,18
	$y_{fi}^{40}[\text{m}]$	1,70	2,53	5,03	2,42	4,78	2,07	2,32
	$y_{fe}[\text{m}]$	5,41	5,29	-	5,71	-	4,17	4,33
	$y_{fi}/b$	0,10	0,13	0,22	0,12	0,26	0,11	0,12
	$y_{fe}/b$	0,31	0,27	-	0,29	-	0,22	0,22
	$c_{fi}^{41}[\text{m}]$	0,63	0,56	0,45	0,46	0,67	0,83	0,33
	$c_{fe}[\text{m}]$	0,36	0,46	-	0,37	-	0,67	0,31
	$c_{fi}/c^{42}$	0,19	0,16	0,11	0,17	0,35	0,33	0,13
	$c_{fe}/c$	0,18	0,20	-	0,14	-	0,27	0,12
	$b_s$	-	15,83	17,93	17,24	-	8,61	16,52
	$b_s/b$	-	0,81	0,96	0,89	-	0,44	0,85
	$y_s$	-	5,12	6,99	5,47	-	5,20	5,16
	$y_s/b$	-	0,26	0,38	0,28	-	0,27	0,27
	$c_s$	-	0,34	0,19	0,33	-	0,23	0,24
	$c_s/c$	-	0,18	0,11	0,14	-	0,10	0,11
								0,12

Tabla 3.5: Datos aviones semejantes. Dispositivos hipersustentadores

<sup>38</sup> Para los flaps interiores y exteriores, se usarán los subíndices fi y fe, y los slats de borde de ataque, el subíndice s.<sup>39</sup> Ver anexo A. Se puede apreciar que se aplica de igual modo independientemente del dispositivo hipersustentador, alerón o spoiler.<sup>40</sup> Ver Anexo A. Se puede apreciar que se aplica de igual modo independientemente del dispositivo hipersustentador, alerón o spoiler.<sup>41</sup> Ver Anexo A. Se puede apreciar que se aplica de igual modo independientemente del dispositivo hipersustentador, alerón o spoiler.<sup>42</sup> El cociente entre la cuerda del dispositivo y la cuerda del ala, medidas ambas en el punto medio del dispositivo y con el mismo retraído. El cálculo se aplica de igual modo independientemente del dispositivo hipersustentador, alerón o spoiler.

	Semejantes misión y configuración				Semejantes configuración				
	<u>Avión 1</u>	<u>Avión 2</u>	<u>Avión 3</u>	<u>Avión 4</u>	<u>Avión 5</u>	<u>Avión 6</u>	<u>Avión 7</u>	<u>Proyecto</u>	
ALERONES Y SPOILERS <sup>43</sup>	$b_a$ [m]	1,72	2,64	2,45	2,46	3,01	3,80	3,53	1,66
	$b_a/b$	0,10	0,14	0,11	0,13	0,16	0,20	0,18	0,09
	$y_a$ [m]	7,97	8,00	8,88	8,56	8,43	8,37	7,81	8,82
	$y_a/b$	0,45	0,41	0,39	0,44	0,45	0,43	0,40	0,45
	$c_a$ [m]	0,39	0,54	0,71	0,35	0,38	0,36	0,31	0,59
	$c_a/c$	0,25	0,32	0,18	0,13	0,26	0,24	0,21	0,45
	Potencia de mando alerón <sup>44</sup>	0,006	0,012	0,008	0,007	0,011	0,012	0,009	0,009
	$b_{si}$ [m]	0,99	0,99	1,57	1,31	8,55	4,1	3,28	1,10
	$b_{se}$ [m]	1,41	1,09	0,84	1,33	-	4,12	3,42	1,57
	$b_{si}/b$	0,06	0,05	0,07	0,07	0,46	0,21	0,17	0,06
	$b_{se}/b$	0,08	0,06	0,04	0,07	-	0,21	0,18	0,08
	$y_{si}$ [m]	3,13	3,26	3,12	1,79	4,34	4,24	4,33	2,49
	$y_{se}$ [m]	4,68	4,45	7,49	3,14	-	6,36	6,08	5,34
	$y_{si}/b$	0,18	0,17	0,14	0,09	0,23	0,22	0,22	0,13
	$y_{se}/b$	0,27	0,23	0,33	0,16	-	0,33	0,31	0,27
	$c_{si}$ [m]	0,23	0,36	0,60	0,42	0,44	0,38	0,39	0,38
	$c_{se}$ [m]	0,25	0,38	0,37	0,42	-	0,26	0,28	0,33
	$c_{si}/c$	0,08	0,12	0,15	0,16	0,16	0,14	0,16	0,12
	$c_{se}/c$	0,12	0,15	0,09	0,16	-	0,12	0,14	0,15
	Coef. Volumen si <sup>45</sup>	0,00084	0,0012	0,00	0,001	0,018	0,007	0,006	0,001
	Coef. Volumen se	0,0019	0,0019	0,00	0,002	-	0,007	0,006	0,003

Tabla 3.6: Datos aviones semejantes. Alerones y spoilers

<sup>43</sup> Para los alerones se usará el subíndice a, y para los spoilers interior y exterior, los subíndices si y se, respectivamente.

<sup>44</sup> Es el resultado de calcular ya ba ca/ (Sw b).

<sup>45</sup> Es el resultado de calcular ys bs cs/ (Sw b).

	Semejantes misión y configuración				Semejantes configuración			
	<u>Avión 1</u>	<u>Avión 2</u>	<u>Avión 3</u>	<u>Avión 4</u>	<u>Avión 5</u>	<u>Avión 6</u>	<u>Avión 7</u>	<u>Proyecto</u>
ESTABILIZADOR HORIZONTAL Y TIMÓN DE PROFUNDIDAD <sup>46</sup>	Posición vertical	Cola en T	Cruciforme	Cola en T	Cola en T	Cola en T	Cola en T a mitad	Cola en T
	Perfiles aerodinámicos	Canadair 10%	NACA 64A010 mod	NACA 64A008.5	Embr. Supercrit.	Canadair 10%	Modest supercrit.	Cessna 7504
	$S_h [m^2]$	8,71	14,76	19,05	11,48	11,15	12,85	11,05
	$S_h/S_w$	0,18	0,30	0,22	0,22	0,23	0,27	0,23
	$b_h [m]$	6,2	7,79	9,77	7,55	7,24	8,4	7,95
	$b_h/b$	0,32	0,40	0,41	0,36	0,37	0,44	0,38
	$c_{th} [m]$	0,92	1,35	1,15	1,14	0,91	1,01	0,7
	$cr_h [m]$	1,89	2,44	2,75	1,9	2,17	2,05	2,08
	$CMG_h [m]$	1,41	1,90	1,95	1,52	1,54	1,53	1,39
	$A_h$	4,41	4,11	5,01	4,97	4,70	5,49	5,72
	$\lambda_h$	0,49	0,55	0,42	0,60	0,42	0,49	0,34
	$\Lambda_{1/4h} [^{\circ}]$	31,33	32,83	28,33	18,27	30,37	22,68	40,08
	$\Lambda_{BAh} [^{\circ}]$	34,49	35,57	31,84	20,83	33,94	25,63	42,87
	$\Gamma_h$	0,13	-2,65	0,86	0	-3,86	0	-2,63
	$\tau_h$	0,15	0,24	0,17	0,10	-	-	0,09
	$l_h$ <sup>47</sup> [m]	9,94	9,49	14,43	12,05	11,5	8,47	12,13
	$l_h/l_f$	0,53	0,47	0,60	0,49	0,62	0,47	0,67
	Coeficiente de Vol. <sup>48</sup>	0,60	0,89	0,71	0,87	0,87	0,83	0,93
	$b_e$ <sup>49</sup> [m]	5,23	4,36	8,26	6,47	7,01	7,56	7,13
	$b_e/b_h$	0,84	0,56	0,85	0,86	0,97	0,90	0,90
	$c_e [m]$	0,42	0,75	0,79	0,84	0,5	0,55	0,37
	$c_e/c_h$ <sup>50</sup>	0,30	0,40	0,41	0,55	0,32	0,36	0,27

Tabla 3.7: Datos aviones semejantes. Estabilizador horizontal y timón de profundidad

<sup>46</sup> Para el estabilizador horizontal se usará el subíndice h y para el timón de profundidad el subíndice e. Los parámetros son los mismos que en el ala.

<sup>47</sup> Distancia longitudinal del punto un cuarto de la cuerda media aerodinámica del ala al punto un cuarto de la cuerda media geométrica del estabilizador.

<sup>48</sup> Es el resultado de calcular  $S_h \cdot l_h / (S_w \cdot CMA)$

<sup>49</sup> El doble de la distancia entre dos planos paralelos al eje de simetría del avión que pasen por los extremos interior y exterior de la porción del timón situada a un lado de este último plano.

<sup>50</sup> Cociente de la cuerda del timón dividida entre la cuerda del estabilizador, medidas ambas en el punto medio del timón.

	Semejantes misión y configuración				Semejantes configuración			
	Avión 1	Avión 2	Avión 3	Avión 4	Avión 5	Avión 6	Avión 7	Proyecto
ESTABILIZADOR VERTICAL Y TIMÓN DE DIRECCIÓN <sup>51</sup>	$S_v^{52} [m^2]$	9,89	8,75	10,76	7,47	8,16	8,86	8,56
	$S_v/S_w$	0,20	0,18	0,12	0,15	0,17	0,18	0,16
	$b_v^{53} [m]$	3,33	3,77	3,18	3,13	2,77	3,33	3,23
	$b_v/b$	0,19	0,20	0,14	0,16	0,15	0,17	0,15
	$c_{tv} [m]$	2,76	1,31	2,49	1,96	2,26	1,52	2,23
	$c_{rv} [m]$	3,18	3,33	4,28	2,81	3,63	3,8	3,07
	$CMG_v [m]$	2,97	2,32	3,39	2,39	2,95	2,66	2,65
	$A_v^{54}$	2,24	3,26	1,88	2,62	1,88	2,5	2,44
	$\lambda_v$	0,87	0,39	0,58	0,70	0,62	0,40	0,73
	$\Lambda_{BAv} [^{\circ}]$	43,68	43,9	39,69	40,86	57,06	48,64	54,95
	$\Lambda_{1/4v} [^{\circ}]$	41,73	34,78	28,74	36,10	52,35	38,43	52,33
	$t_v$	0,41	0,52	0,58	0,4	-	-	0,31
	$\tau_v$	0,14	0,22	0,17	0,17	-	-	0,12
	$l_v^{55} [m]$	6,61	3,77	7,73	7,82	6,13	6,77	7,06
	$l_v/l_f$	0,35	0,19	0,32	0,32	0,33	0,37	0,39
	Coeficiente de Vol. <sup>56</sup>	0,08	0,03	0,04	0,06	0,06	0,06	0,07
	$b_r^{57} [m]$	2,56	1,94	2,84	2,66	1,85	2,93	1,89
	$b_r/b_v$	0,77	0,51	0,89	0,85	0,67	0,88	0,59
	$c_r [m]$	0,79	0,71	1,33	0,79	0,95	0,82	1,07
	$c_r/c_v^{58}$	0,27	0,31	0,39	0,33	0,32	0,31	0,40
								0,33

Tabla 3.8: Datos aviones semejantes. Estabilizador vertical y timón de dirección

<sup>51</sup> Para el estabilizador vertical se usará el subíndice v y para el timón de dirección el subíndice r. Los parámetros son los mismos que en el ala.

<sup>52</sup> La mitad de la del ala correspondiente.

<sup>53</sup> La mitad de la del ala correspondiente

<sup>54</sup> Definido como el cociente  $2bv / CMG_v$ , para que sea el del ala correspondiente

<sup>55</sup> Distancia longitudinal del punto un cuarto de la cuerda media aerodinámica del ala al punto un cuarto de la cuerda media geométrica del estabilizador

<sup>56</sup> Es el resultado de calcular  $S_v * l_v / (S_w * b)$

<sup>57</sup> La distancia vertical entre los extremos inferior y superior del timón

<sup>58</sup> Cociente de la cuerda del timón dividida entre la cuerda del estabilizador, medidas ambas a la altura del punto medio del timón.

## Aeronaves semejantes: selección y datos principales

TREN DE ATERRIZAJE<sup>59</sup>

	Semejantes misión y configuración				Semejantes configuración				Proyecto
	Avión 1	Avión 2	Avión 3	Avión 4	Avión 5	Avión 6	Avión 7		
Tipo	Triciclo	Triciclo	Triciclo	Triciclo	Triciclo	Triciclo	Triciclo	Triciclo	Triciclo
T <sup>60</sup> [m]	3,18	4,45	4,21	4,1	3,2	3,05	3,23	3,41	
B <sup>61</sup> [m]	7,99	7,9	11,92	12,43	8,46	8,49	9,12	9,87	
T/B	0,40	0,56	0,35	0,33	0,38	0,36	0,35	0,35	
T/b	0,16	0,23	0,18	0,19	0,16	0,16	0,15	0,17	
B/lf	0,43	0,39	0,49	0,51	0,45	0,47	0,50	0,43	
Ángulo de guarda [°] <sup>62</sup>	10,65	12,97	14,37	14,79	18,00	16,32	17,79	14,98	
x <sub>mig</sub> respecto morro [m] <sup>63</sup>	10,31	11,16	14,01	14,66	10,81	10,54	10,63	13,52	
Nº neumat. N <sub>p</sub>	2	2	2	2	2	2	2	2	
Den. Neumático p <sup>64</sup>	H27x8,5-14	Michelin 29x7,7-15	34x9,25-18	30x9,5-16	26,5x8,0-14	M14401-26x6,6R14	26x6,6R14	30x8,8	
Diámetro D <sub>p</sub> [m]	0,59	0,74	0,78	0,76	0,67	0,66	0,66	0,77	
Ancho b <sub>p</sub> [m]	0,2	0,2	0,21	0,24	0,20	0,17	0,17	0,23	
Presión p <sub>p</sub> [bar]	12,7	13,8	13,55	11,25	13,03	15,51	15,51	14	
Nº Neumat. N <sub>a</sub>	2	2	2	1	2	2	2	2	
Den. Neumático a	Goodrich 18x4,4	17,5x5,75R8	21x7,25-10	19,5x6,75-8	18x5,5-10	M15601-16x4,4R8	16x4,4D (6 ply)	24x7,7	
D <sub>a</sub> [m]	0,46	0,42	0,51	0,47	0,46	0,41	0,41	0,60	
b <sub>a</sub> [m]	0,11	0,16	0,18	0,14	0,14	0,11	0,11	0,19	
p <sub>a</sub> [bar]	7,12	4,17	5,13	5,91	9,65	9,31	5,86	5,86	
db salida APU <sup>65</sup> [m]	0,73	0,92	0,23	0,24	0,41	0,36	0,28	0,30	

Tabla 3.9: Datos aviones semejantes. Tren de aterrizaje

<sup>59</sup> Se emplea el subíndice p para hacer referencia al tren principal y a para el tren auxiliar

<sup>60</sup> Distancia entre el centro de las huellas de los trenes principales; si estos son más de dos, se tomarán los más alejados del plano de simetría del avión.

<sup>61</sup> Distancia longitudinal entre el centro de la huella del tren auxiliar y los centros de las huellas de los trenes principales.

<sup>62</sup> Máximo ángulo de cabeceo que puede alcanzar el avión en despegue hasta que una parte del fuselaje toca con la pista.

<sup>63</sup> Distancia del tren de aterrizaje principal respecto del morro

<sup>64</sup> La denominación es de la forma D<sub>p</sub> × b<sub>p</sub> - d, donde d es el diámetro de la llanta.

<sup>65</sup> Diámetro de la parte final del fuselaje

	Semejantes misión y configuración				Semejantes configuración				
	Avión 1	Avión 2	Avión 3	Avión 4	Avión 5	Avión 6	Avión 7	Proyecto	
ACTUACIONES	M <sub>max</sub>	0,85	0,87	0,88	0,8	0,83	0,8	0,92	0,87
	M long range	0,74	0,75	0,77	0,78	0,75	0,64	0,82	0,81
	V <sub>max</sub> [m/s]	250,81	256,71	259,66	236,05	244,91	236,05	271,46	256,71
	V <sub>cr</sub> <sup>66</sup> [m/s]	218,35	221,30	227,20	230,15	221,30	189,78	243,16	239,01
	CL <sub>max L</sub>	2,37	3,19	1,96	2,48	2,24	1,79	1,64	2,30
	CL <sub>max TO</sub>	1,67	2,25	1,54	1,95	1,68	1,72	1,38	1,9
	CL <sub>cr</sub>	0,45	0,47	0,41	0,42	0,42	0,34	0,25	0,3948
	E	10,60	7,95	9,54	9,33	10,41	10,22	12,33	9,59
	V <sub>s TO</sub> <sup>67</sup> [m/s]	65,83	56,77	62,94	60,16	58,90	52,15	62,79	62,32
	V <sub>s L</sub> <sup>68</sup> [m/s]	49,14	45,46	52,67	48,29	47,55	48,29	53,83	48,13
	V <sub>2</sub> <sup>69</sup> [m/s]	78,99	68,12	75,53	72,20	70,68	62,58	75,34	74,79
	V <sub>3</sub> <sup>70</sup> [m/s]	63,88	59,10	68,47	62,78	61,81	62,78	69,97	62,56
	V <sub>asc</sub> <sup>71</sup> [m/s]	8,68	10,44	9,06	5,66	3,4	8,47	9,9	-
	H <sub>abs</sub> [m]	12500	15545	13716	12500	13716	14326	15545	13000
	H <sub>ser</sub> <sup>72</sup> [m]	11460	11885	12497	11900	12500	10668	10668	11600
	R [Km]	7458	8334	8056	6019	5741	5956	6000	8000
	S <sub>tofl</sub> <sup>73</sup> [m]	1780	1590	1661	1692	1525	1113	1610	1780
	S <sub>l</sub> <sup>74</sup> [m]	846	724	972	817	792	817	907	839
	S <sub>lfI</sub> <sup>75</sup> [m]	1410	1207	1620	1362	1320	1362	1512	1399

Tabla 3.10: Datos aviones semejantes. Actuaciones

<sup>66</sup> Calculada para el M long range a la altitud de servicio de la aeronave.

<sup>67</sup> Velocidad de entrada en pérdida en configuración de despegue.

<sup>68</sup> Velocidad de entrada en pérdida en configuración de aterrizaje.

<sup>69</sup> Velocidad de seguridad en el despegue.

<sup>70</sup> Velocidad de aproximación final.

<sup>71</sup> Velocidad ascensional, con un gradiente de subida del 7% hasta la altitud de servicio.

<sup>72</sup> La altitud en la que la velocidad ascensional máxima del avión es 0,5 m/s.

<sup>73</sup> Distancia de despegue de la aeronave que se toma desde el inicio de la carrera hasta que la aeronave alcanza una altura de 35 ft.

<sup>74</sup> Distancia de aterrizaje únicamente teniendo en cuenta la rodadura en pista.

<sup>75</sup> Distancia de aterrizaje desde el comienzo de la maniobra.

## Capítulo 4

### 4. Diseño y dimensionado del fuselaje

#### 4.1. Introducción

##### 4.1.1. Objetivo

El objetivo de este capítulo es diseñar y dimensionar el fuselaje de la aeronave. Esto se llevará a cabo con ayuda de los datos obtenidos de aviones semejantes presentados en el capítulo anterior.

##### 4.1.2. Descripción del contenido

En primer lugar, se calculará la sección transversal del fuselaje. En esta se detallará el ancho y alto tanto del fuselaje como de la cabina, así como la disposición de los asientos y las dimensiones de los mismos. Además, se definirán también la altura y anchura del pasillo. Se hará hincapié en la conveniencia de lograr una disposición eficiente. Esto es importante para garantizar que, dado un determinado nivel de confort de los pasajeros, el fuselaje contribuya lo máximo posible al funcionamiento del avión.

A continuación, se procede a dimensionar la sección longitudinal, detallando las medidas del cockpit, la entrada al avión y el cono de cola. Se definirá la longitud de la cabina, para la que será imprescindible conocer el paso entre los asientos y las dimensiones de la segunda salida de emergencia.

Finalmente, se detallarán el espacio disponible para el equipaje, las características de las salidas de emergencia y el servicio de tierra.

##### 4.1.3. Relación con el resto de los capítulos

Este capítulo servirá de base para poder calcular la máxima carga de pago y, en consecuencia, el MTOW junto con el resto de los pesos característicos. Con dichos pesos se obtendrá posteriormente la limitación de aterrizaje en el punto de diseño.

##### 4.1.4. Funciones del fuselaje

Las funciones del fuselaje se pueden dividir en:

- Dar cabida a la tripulación, a los pasajeros y la carga, así como los diversos sistemas y equipos que forman parte del avión.
- Servir de soporte principal y conexión estructural al resto de componentes, protegiendo de las inclemencias exteriores. Debe soportar cargas concentradas importantes como las reacciones del ala, reacciones de los estabilizadores y reacciones del tren de aterrizaje,

además de contener cargas de pago de dimensiones y pesos muy variados que originan cargas de inercia. Los aviones diseñados para el vuelo a gran altura deben soportar las fuerzas debidas a la diferencia de presiones entre el exterior y la cabina. Por tanto, deberá soportar fuerzas aerodinámicas, de presurización e iniciales. La forma de la sección transversal del fuselaje viene condicionada por los requisitos operacionales y obedece a una solución de compromiso entre una geometría suave con poca resistencia aerodinámica y unas ciertas necesidades de volumen para poder cumplir su misión.

#### 4.1.5. Arquitectura del fuselaje

El fuselaje es una estructura semimonocasco compuesta por los elementos que se exponen a continuación y de los que se detallan sus respectivas funciones:

- La estructura: mantiene la forma del fuselaje.
- Los larguerillos: elementos longitudinales de sección reducida que evitan el pandeo del revestimiento y soportan las cargas axiales resultantes de la flexión.
- Las cuadernas: elementos transversales que dan forma al fuselaje, evitan el pandeo de los larguerillos y soportan cargas concentradas axiales resultantes de la flexión.
- El revestimiento: absorbe los esfuerzos de cortadura debidos a la torsión y los esfuerzos debidos a la presurización y cargas transversales, por tanto, tiene una buena resistencia a compresión y cortadura.
- Los mamparos de presión: separan las zonas presurizadas de las no presurizadas, por tanto, se ubican en puntos de fuerza concentrados y tienen como objetivo mantener la presión interna.

Finalmente existen unos refuerzos adicionales en zonas como el tren de aterrizaje y en las uniones con el ala y el empenaje.

A continuación, se muestran en la Figura 4.1 los elementos estructurales típicos de un fuselaje y su disposición:

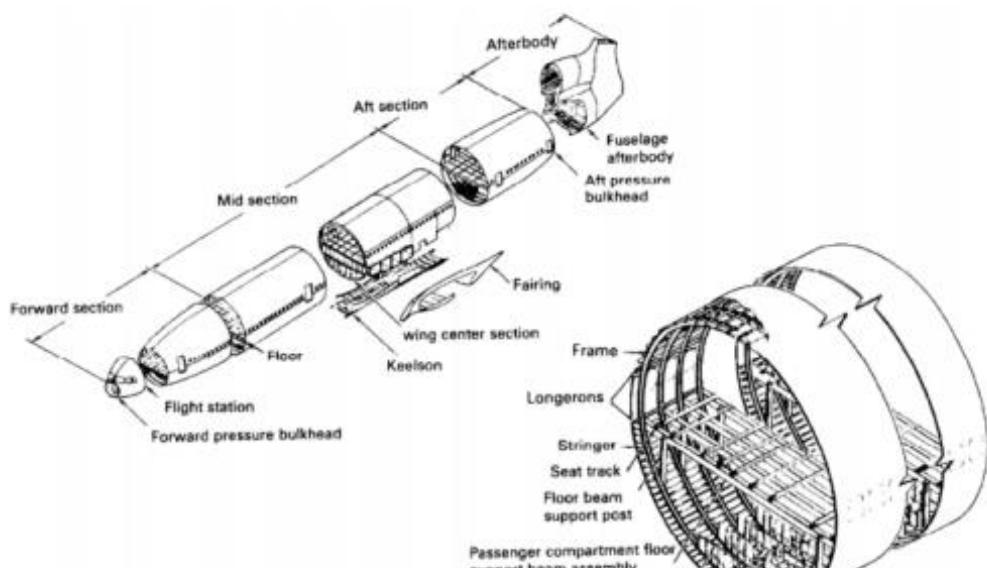


Figura 4.1: Elementos en una sección del fuselaje

## 4.2. Dimensionado transversal

### 4.2.1. Cálculo del ancho de cabina

En primer lugar, se diseña la cabina de acuerdo con las dimensiones de los asientos y el pasillo, que se pueden ver en la Figura 4.2, proporcionada por Torenbeek [12, p. 74].

		SEAT CLASSIFICATION		
SYMBOL	UNIT	DE LUXE	NORMAL	ECONOMY
a	inch	20(18½-21)	17(16½-17½)	16.5(16-17)
	cm	50(47-53)	43.5(42.5-45)	42(40.5-43.5)
b <sub>2</sub>	inch	47(46-48½)	40(39-41)	39(38-40)
	cm	120(117-123)	102(100-105)	99(97-102)
b <sub>3</sub>	inch	-	60(59-63)	57
	cm	-	152(150-160)	145
l	inch	2½	2½	2
	cm	7	5.5	5
b	inch	42(41-44)	42(41-44)	39(36-41)
	cm	107(104-112)	107(104-112)	99(92-104)
k	inch	17	17½	17½
	cm	43	45	45
m	inch	7½	8½	8½
	cm	20	22	22
n	inch	usually 32 (24-34)		
	cm	81 (61-86)		
p/p <sub>max</sub>	inch	28/40	27/37½	26/35½
	cm	71/102	69/95	66/90
a/a <sub>max</sub>	deg	15/45	15/38	15/38

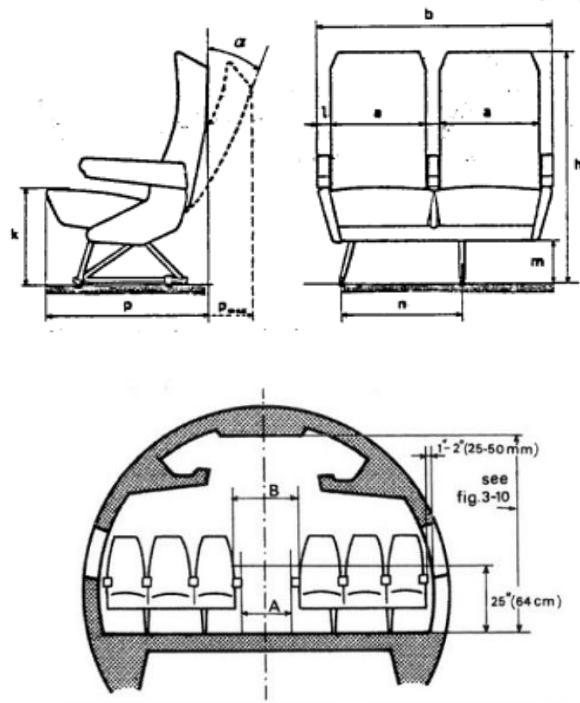


Figura 4.2: Tabla de medidas y representación de asientos en función del tipo de clase

Por tanto, se utilizarán las dimensiones mínimas que se recogen en la Tabla 4.1 que se muestra a continuación.

Dimensionado pasillo business	
A [cm]	30,5
B [cm]	50,8
Dimensionado asientos business	
d entre asientos [in]	38-40
a [cm]	50
b[cm]	102
l [cm]	7
h [cm]	107
k [cm]	43
m [cm]	20
n [cm]	81
p/p <sub>max</sub> [cm]	71/102
a/a <sub>max</sub> [cm]	15/45

Tabla 4.1:Medidas de asientos para avión de negocios

Una vez se tienen las medidas mínimas que se van a aplicar a la aeronave, se establece la distribución mediante la cual vamos a calcular el ancho de cabina. Esta consistirá en dos disposiciones transversales distintas, una primera con 2 asientos (sección transversal 1) y una segunda con 3 (sección transversal 2), separadas por la salida de emergencia. Las medidas de ambas secciones se indican en la Tabla 4.2.

Anchura de cabina bc						
Aproximaciones [cm]	Lateral	Asiento/s	Pasillo	Asiento	Lateral	Total
Sección Transversal 1	15	64	78	64	15	-
Sección Transversal 2	15	102	40	64	15	2,36

Tabla 4.2: Medidas para el cálculo del ancho de cabina

La sección transversal 2 emplea las medidas mínimas y, en consecuencia, será la que limite el ancho de cabina. El ancho del pasillo de la sección transversal 1 se determina de forma que la suma de las dimensiones de dicha sección cumpla con la dimensión total de la sección 2. Se concluye por tanto que  $b_c = 2,36 \text{ m}$ .

#### 4.2.2. Cálculo del ancho del fuselaje

Para realizar este cálculo se van a emplear dos métodos distintos y se van a comparar posteriormente los resultados. En primer lugar, este se calculará a partir del ancho de cabina mediante la expresión (4.1) obtenida de [13].

$$b_f = 1.05 b_c \left[ 1 + 0.01 \left( 1 + \frac{7}{b_c} \right)^2 \right]^{\frac{1}{2}} + 0.05 \quad (4.1)$$

Se obtiene así,  $b_f = 2,72 \text{ m}$ .

En segundo lugar, se realiza una regresión lineal con datos de los aviones semejantes recogidos en la Tabla 4.3, representando en la Figura 4.3 las dimensiones de la cabina frente a las del fuselaje.

Avión	Ancho fuselaje (bf) [m]	Ancho cabina (bc) [m]
Challenger 605	2,69	2,49
Falcon 900EX	2,50	2,34
Gulfstream G450	2,46	2,23
Legacy 600	2,28	2,10
Challenger 300	2,34	2,19
Citation Sovereign	1,88	1,70

Tabla 4.3: Datos del ancho de aviones semejantes usados en la regresión lineal

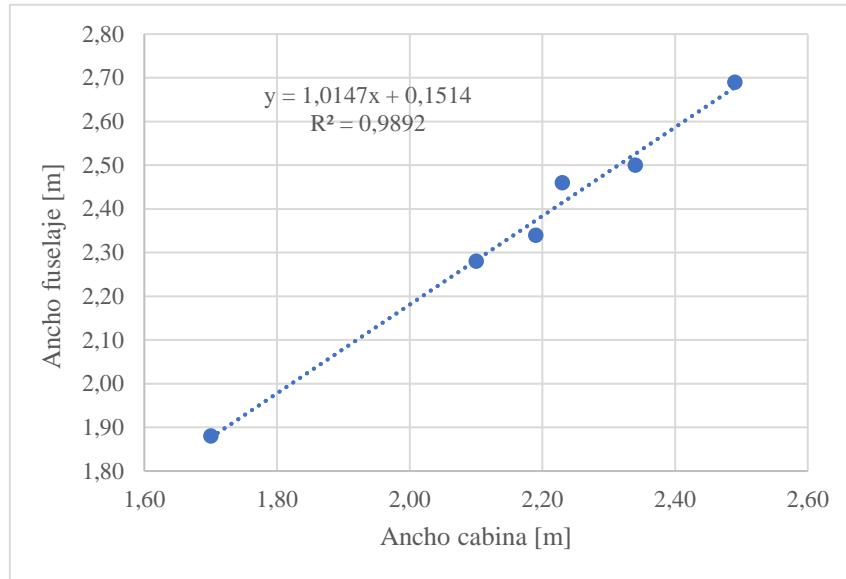


Figura 4.3: Ancho de fuselaje frente a ancho de cabina

De esta forma la expresión que se obtiene es la reflejada en la ecuación (4.2).

$$b_f = 1,0147 b_c + 0.1514 \quad (4.2)$$

Despejando en (4.2) con el valor del ancho de cabina obtenido anteriormente se obtiene  $b_f = 2,55$  m.

Finalmente, se elige el resultado obtenido mediante la regresión lineal. La expresión resultante de este método se adapta mejor a las dimensiones de un avión de negocios al ser el resultado de sus aviones semejantes, mientras que la primera expresión tiene un carácter más general. Además, se adapta también al criterio establecido por Torenbeek [12, p. 71] que establece que la diferencia entre el ancho de cabina y fuselaje debe ser aproximadamente 4 pulgadas por cada ancho de pared. Por tanto, se concluye que  $b_f = 2,55$  m

#### 4.2.3. Cálculo de la altura de la cabina

El valor de la altura de la cabina se ha impuesto de acuerdo con los datos de los aviones semejantes y con un criterio ergonómico.

El valor establecido será  $h_c = 1,87$  m.

#### 4.2.4. Cálculo de la altura del fuselaje

De acuerdo con las medidas recogidas de los aviones semejantes, la altura del fuselaje es de igual medida que el ancho de este, manteniendo el fuselaje una forma circular. Por tanto,  $h_f = 2,55$  m.

#### 4.2.5. Esquema de sección del fuselaje

La sección transversal 1, ubicada en la parte delantera del fuselaje se muestra en la Figura 4.4.

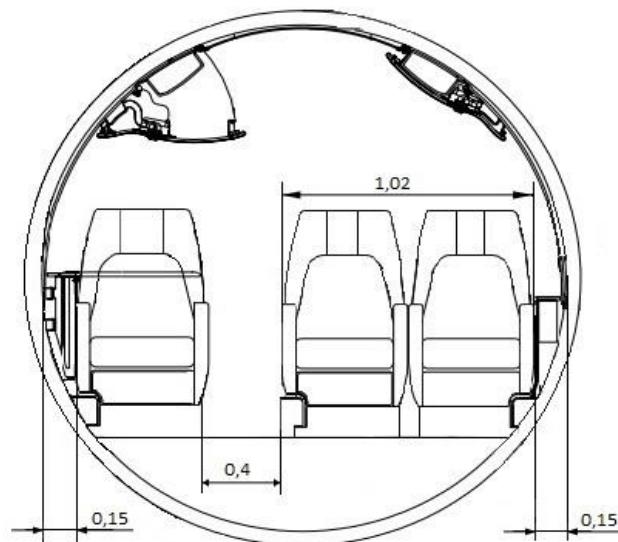


Figura 4.4: Croquis sección transversal 1

Y la sección transversal 2, ubicada a continuación de la anterior tras la salida de emergencia, en la Figura 4.5.

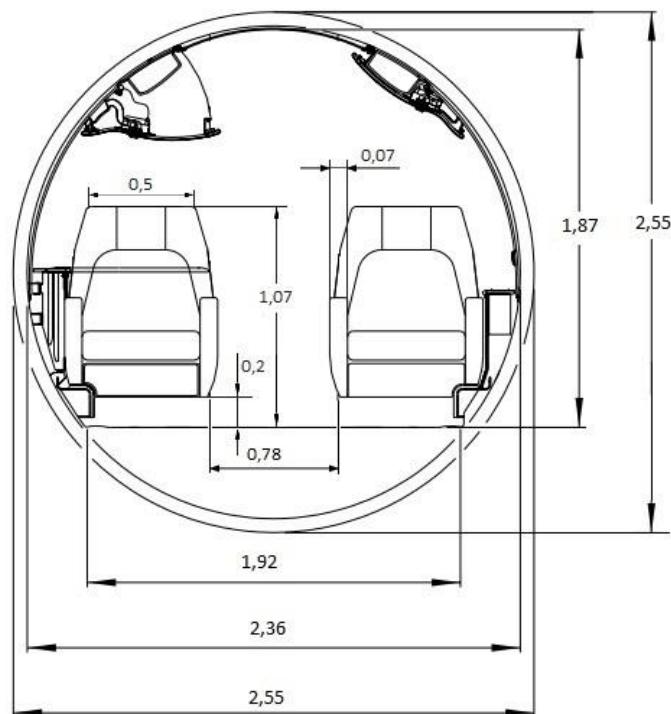


Figura 4.5: Croquis sección transversal 2

## 4.3. Dimensionado longitudinal

### 4.3.1. Cálculo de la longitud de la cabina

Este cálculo pasa por dimensionar la cabina de forma longitudinal en función del número de asientos, paso entre los mismos, mesas y salidas de emergencia. En primer lugar, hay que mencionar que la cabina está compuesta únicamente por la zona de pasajeros más el aseo. En segundo lugar, el paso entre asientos, al ser un avión de negocios no está tan normalizado, por lo tanto, este se establecerá de forma que permita que dichos asientos puedan reclinarse hasta su máxima posición sin ocasionar interferencias con ningún otro asiento, estancia u objeto.

De acuerdo con la literatura de Torenbeek [12, p. 92] el número de tripulación de cabina atiende a la Figura 4.6.

TRANSPORT AIRCRAFT				LIGHT AIRCRAFT
	LONG HAUL	MEDIUM HAUL	SHORT HAUL	
MINIMUM FLIGHT CREW	TO BE DETERMINED FROM THE WORKLOAD <sup>1)</sup> , MINIMUM: 2			VFR: 1 IFR: 2
NUMBER OF FLIGHT DECK SEATS	4	3 or 4	2 or 3 <sup>3</sup>	2
LENGTH OF FLIGHT DECK <sup>4)</sup>	MINIMUM 140(355)	125(317)	LOW-SUBS. 90(228) HIGH-SUBS. 105(267)	63(160)
AVERAGE	150(380)	130(330)		70(178)
DISTANCE BETWEEN SEAT CENTERLINES	42(107)	42(107)	40(102)	30(76) <sup>5)</sup>
NUMBER OF CABIN ATTENDANTS	MINIMUM 1 PER 50 PASSENGERS (PAX)			1 FOR 20 PAX OR MORE
AVERAGE	1 PER 30 PAX	1 PER 35 PAX		

Figura 4.6: Tripulación en función de pasajeros

Por tanto, únicamente será necesaria una persona de tripulación de cabina además de piloto y copiloto, cuya disposición de cabina se puede observar en la Figura 4.9.

Se añade a continuación un croquis, Figura 4.4, en el que se comprueban las medidas de diseño establecidas que darán como resultado la longitud total de la cabina. En él además se incluyen las medidas de la zona anterior a la cabina, que incluye una sala de equipaje, la entrada principal del avión, cuya medida cumple con las dimensiones establecidas por Torenbeek [12, p. 77] para una salida de emergencia Tipo I que más adelante se verá con profundidad, el jump seat y la cocina. Nótese que el jump seat se ha situado en la estancia más próxima a la cabina ya que, según la FAR, este debe tener el campo de visión liberado hacia el interior de la misma.

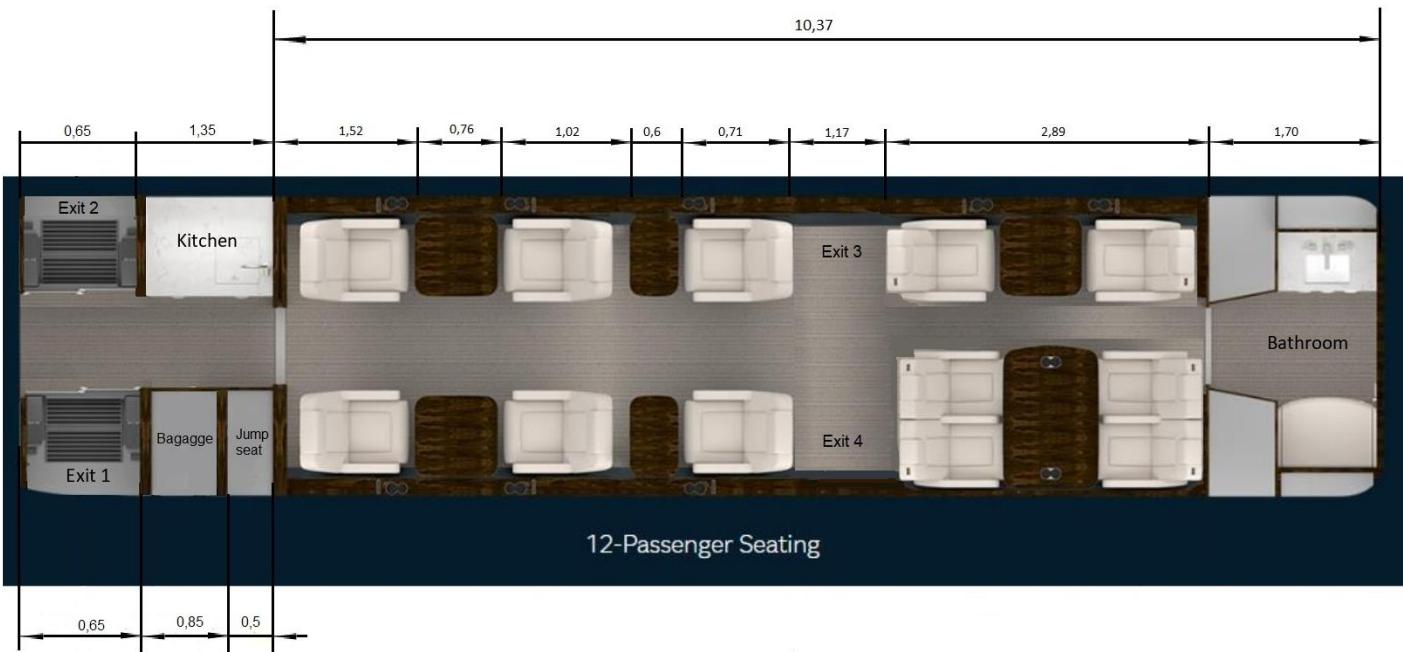


Figura 4.7: Croquis sección longitudinal

De esta forma, se obtiene una longitud de cabina  $l_c = 10,37\text{m}$ .

#### 4.3.2. Cálculo de la longitud del fuselaje

Para calcular la longitud del fuselaje es necesario partir de la longitud de la cabina calculada previamente. Dicho cálculo se va a realizar por dos métodos diferentes y posteriormente se compararán los resultados con el objetivo de elegir el más adecuado.

El primer método consiste en calcular, mediante la ecuación (4.3), la longitud total a partir de la suma de las longitudes de distintas partes del avión:

$$l_f = l_c + l_{entrance} + l_{cockpit} + l_{cono} \quad (4.3)$$

Siendo  $l_{cockpit}$  y  $l_{cono}$  la longitud del cockpit y la del cono de cola, respectivamente. Se ha denominado  $l_{entrance}$  a la distancia entre cockpit y cabina que ha quedado definida en el croquis anterior con 2m de longitud. Para calcular estas últimas se hace uso de las instrucciones aportadas por Torenbeek [12, p. 93], en las que se establece que  $l_{cockpit} = 4\text{m}$  y  $l_{cono}$  se sitúa entre 2,5 y 3 veces el  $d_{eff}$ . En nuestro caso se elegirá 2,5.

Por último, se muestra en la ecuación (4.4) la definición de diámetro efectivo.

$$d_{eff} = \sqrt{b_f h_f} \quad (4.4)$$

Esto resulta en una medida de 2,55 m, al tratarse de un fuselaje de sección circular y, finalmente se obtiene  $l_{cono} = 6,37\text{m}$  y  $l_f = 22,74\text{m}$ .

El siguiente método consiste en una regresión lineal con datos de los aviones semejantes, recogidos en la Tabla 4.4, representando las dimensiones de la cabina frente a las del fuselaje en la Figura 4.8.

	$l_f$ [m]	$l_c$ [m]
Challenger 605	18,77	8,66
Falcon 900EX	20,21	10,11
Gulfstream G450	24,24	13,74
Legacy 600	24,39	13,72
Challenger 300	18,62	8,71
Citation Sovereign	18,21	8,94
Citation X+	18,14	8,64

Tabla 4.4: Datos de longitudes de aviones semejantes usados en la regresión lineal

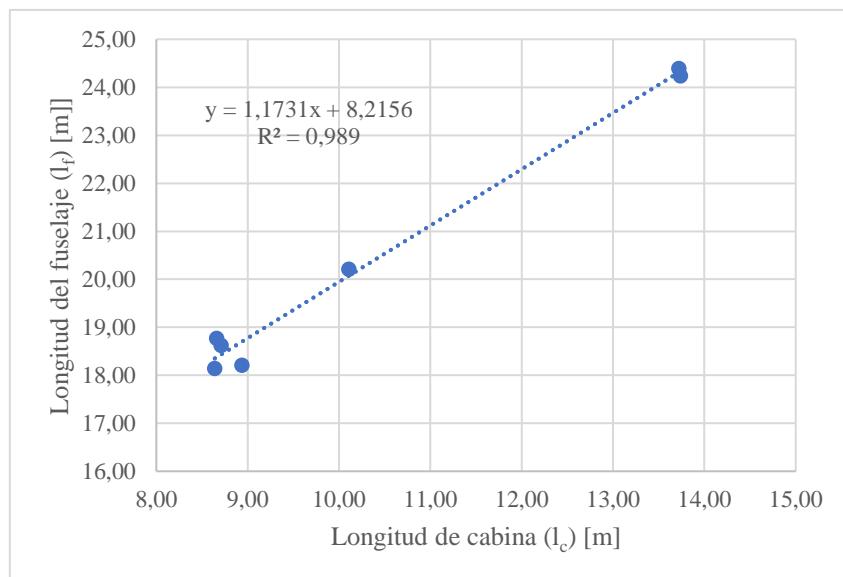


Figura 4.8: Longitud del fuselaje frente a longitud de cabina

De la regresión lineal se obtiene la expresión (4.5) que se muestra a continuación.

$$l_f = 1,1731 l_c + 8,2156 \quad (4.5)$$

Por tanto, se llega a una  $l_f = 20,38$  m. Nótese que este resultado obligaría a redimensionar el resto de las longitudes que componen el fuselaje.

Pese a que a la hora de recopilar los datos se ha intentado ser lo más preciso posible, es muy difícil asegurar que el criterio que se ha seguido en cuanto longitud de cabina se ha mantenido invariante. Es posible que en unos aviones incluya la parte de la entrada, en otros el aseo o una bodega. Por ello, se va a descartar la regresión lineal y se obtiene como válido el método de unión de partes. La longitud del fuselaje definitiva es  $l_f = 22,74$  m.

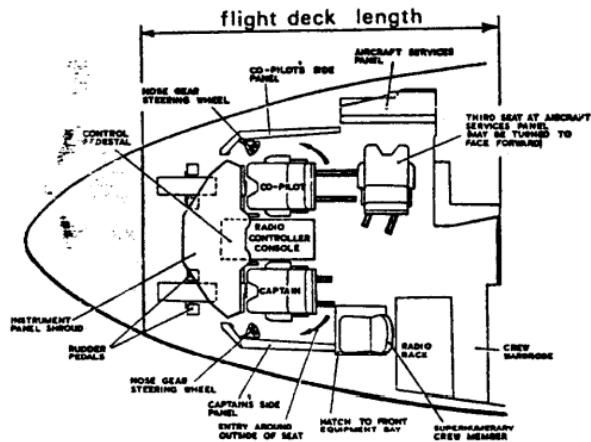
Finalmente se va a calcular el volumen de cabina de la aeronave. Para ello, se establece la siguiente expresión (4.6).

$$Vol_{cab} = K_f l_f b_c^2 \quad (4.6)$$

## Diseño y dimensionado del fuselaje

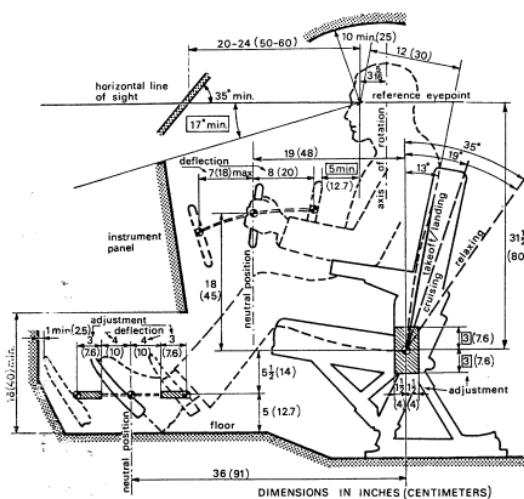
En primer lugar, se calculará la constante de los aviones semejantes ya que se conocen el resto de los datos de la ecuación. Después, se hará un promedio con los mismos para obtener el  $K_f$  del avión de diseño. Por último, se hace uso de la ecuación (4.6) para calcular el volumen. Así, se obtiene  $\text{Vol}_{\text{cab}} = 39,76 \text{ m}^3$ .

Para el diseño de la cabina de pilotaje se va a emplear el diseño representado en la Figura 4.9 proporcionado por Torenbeek [12, p. 92].



*Figura 4.9: Disposición de cabina*

Como se ha mencionado anteriormente, la aeronave de diseño, debido a las características de su misión, únicamente necesita de la presencia de un piloto y un copiloto. Además, la cabina dispondrá de asientos ergonómicos para que la tripulación de pilotaje pueda realizar cómodamente su labor a lo largo del trayecto, y para que tengan una visión clara tanto del horizonte como de toda la instrumentación. Se detalla en la figura Figura 4.10 proporcionada por Torenbeek [12, p. 90].



*Figura 4.10: Modelo y forma de asiento de piloto y copiloto*

#### 4.4. Accesos y evacuación

En cuanto a los accesos y salidas de emergencia, la norma FAR 25.807 establece una serie de medidas en función del número de pasajeros. A continuación, se muestra la Figura 4.11 proporcionada por Torenbeek [12, p. 77] en la que se recoge el tipo de salidas de emergencia y la cantidad necesaria de las mismas en función del número de pasajeros.

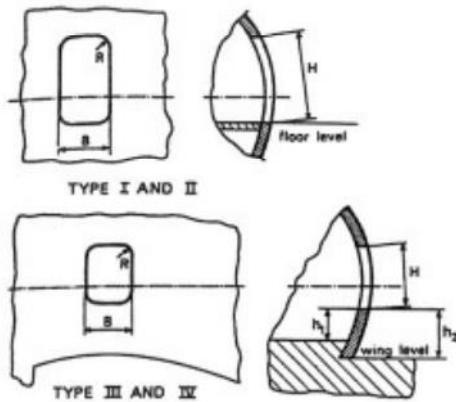


Fig. 3-16. Classification of emergency exits

Passenger seating configuration (crewmember seats not included)	Emergency exits for each side of the fuselage			
	Type I	Type II	Type III	Type IV
1 through 9 .....				1
10 through 19 .....			1	.....
20 through 39 .....		1	1	.....
40 through 79 .....	1		1	.....
80 through 109 .....	1		2	.....
110 through 139 .....	2		1	.....
140 through 179 .....	2		2	.....

Additional emergency exits (each side of fuselage)	Increase in passenger seating configuration allowed
Type A .....	110
Type I .....	45
Type II .....	40
Type III .....	35

Figura 4.11: Tipo de puerta de emergencia en función del número de pasajeros

Por tanto, una vez se tienen las dimensiones del fuselaje, se procede a calcular el número máximo de pasajeros en configuración de máxima densidad y así poder conocer el número de salidas de emergencia necesario.

En primer lugar, calculamos, mediante la ecuación (4.7) el número máximo de asientos posible en la sección transversal.

$$n^{\circ} \text{ asientos}_{\text{fila}} = \frac{b_c - \text{pasillo min.} - 2 \text{ lateral}}{\text{ancho asiento} + \text{reposabrazos}} \quad (4.7)$$

Las medidas se toman de la Tabla 4.2, con el pasillo mínimo el de la sección transversal 2. En cuanto a la medida de ancho de asiento, primero se realiza el cálculo con la medida de asiento individual. El resultado que se obtiene es  $n^{\circ}$ asientos por fila = 3,375 y por tanto se approxima a 3.

Al realizar el mismo cálculo con la configuración de asiento doble y realizar la aproximación a un número entero se obtiene el mismo resultado.

A continuación, se calcula el número máximo de filas mediante la expresión (4.8).

$$n^{\circ} \text{filas} = \frac{l_c - \text{dimension salida emergencia} - \text{aseo}}{\text{paso}} \quad (4.8)$$

El paso seleccionado es 0,78 metros de acuerdo con la medida correspondiente a transporte de pasajeros proporcionada por Torenbeek [12, p. 76]. Por tanto, introduciendo los valores mencionados en (4.8) el resultado obtenido es 9 filas. Así, el número máximo de pasajeros en configuración de máxima densidad es de 27.

Finalmente, volviendo a la Figura 4.11, se concluye que se necesitarán dos salidas de emergencia por cada lado de la aeronave y estas serán, dos salidas Tipo II o superior y dos salidas Tipo III. Por motivos de diseño, se va a elegir la salida Tipo I, cuyas dimensiones se van a modificar, en lugar de la mencionada Tipo II de forma que sirva también de acceso a la aeronave. En la Figura 4.12, obtenida de Torenbeek [12, p. 77], se muestran las medidas características mínimas de cada tipo de salida de emergencia.

Tipo		anchura mínima	altura mínima	radio máx. de las esquinas	altura máx. sobre el piso	altura máx. sobre el ala	asientos de pasajeros*
A		42 in	72 in	7 in	0	-	110
B		32 in	72 in	6 in	0	-	75
C		30 in	48 in	10 in	0	-	55
I		24 in	48 in	8 in	0	-	45
II	- sobre el ala	20 in	44 in	7 in	0 10 in	- 17 in	40
III	- sobre el ala	20 in	36 in	7 in	20 in	- 27 in	35
IV		19 in	26 in	6.3 in	29 in	36 in	9

\* n° máximo de asientos de pasajeros permitido al instalar una salida del tipo en cada lado del fuselaje

Figura 4.12: Medidas de las salidas de emergencia

Continuando, se situará una salida Tipo III con una dimensión de 0,508m. Se va a diseñar la parte de la cabina correspondiente a dicha salida de emergencia libre de asientos y de forma que abarque 1,17 m, así, los asientos que rodean la salida de emergencia puedan estar reclinados sin quedar esta obstaculizada.

Finalmente, a modo de resumen, los accesos y salidas de emergencia que se van a seleccionar serán dos salidas Tipo I modificadas y diametralmente opuestas que se situarán fuera de la cabina a nivel del suelo y una de ellas permitirá el embarque y desembarque de pasajeros, como muestra la Figura 4.13.

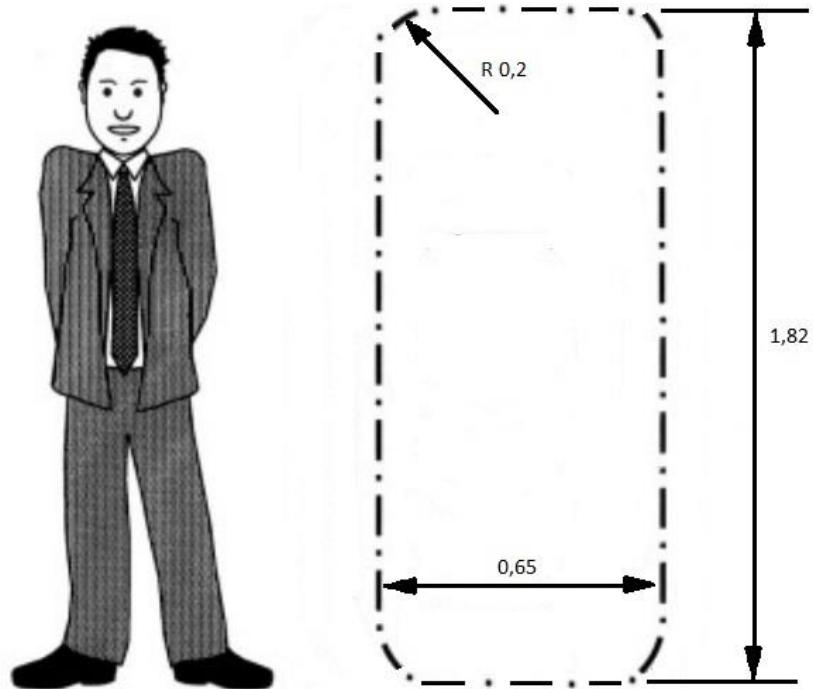


Figura 4.13: Salida de emergencia y acceso Tipo I

Y dos salidas Tipo III también diametralmente opuestas situadas en la cabina a la altura del ala, tal y como se aprecia en la Figura 4.14.

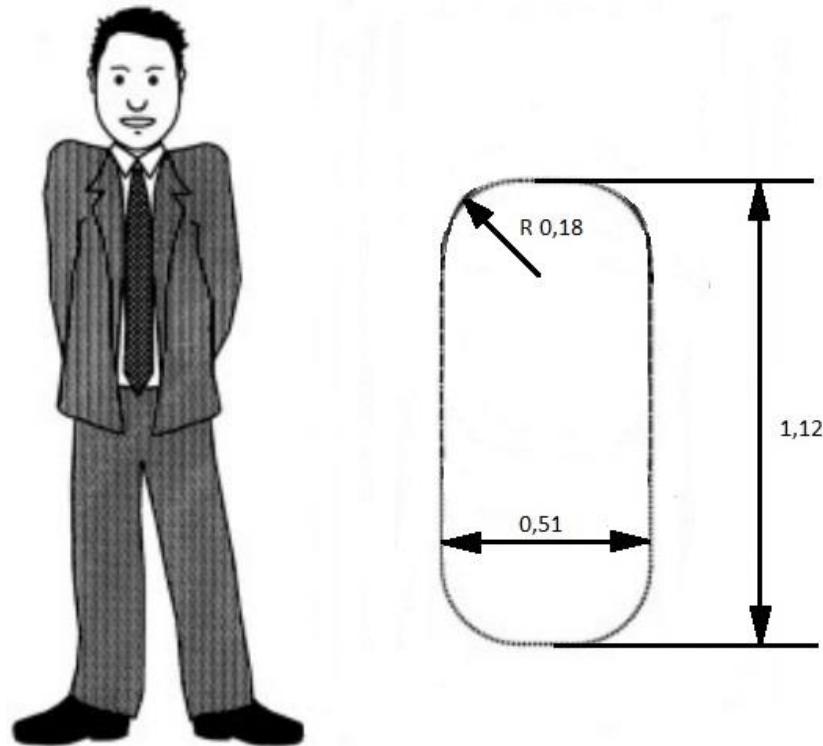


Figura 4.14: Salida de emergencia Tipo III

De acuerdo con la Figura 4.12, esta salida se situará a  $0,69$  m sobre el ala.

#### 4.5. Bodegas y equipaje

El avión estará provisto de un compartimiento superior de equipaje encima de los asientos y una estancia adicional para su almacenamiento. Por tanto, se llega a la ecuación (4.9):

$$Vol_{carga} = Vol_{comp} + Vol_{sala} \quad (4.9)$$

El volumen de carga, de igual modo que con el volumen de la cabina, se calculará mediante la expresión (4.10):

$$Vol_{carga} = K_c l_c b_c^2 \quad (4.10)$$

Primero se calculará la constante  $K_c$  de los aviones semejantes, ya que se conocen el resto de los datos. Después, se hará un promedio con los mismos y se obtendrá el  $K_c$  del avión de diseño. Por último, se hace uso de la ecuación (4.10) para calcular el volumen. Se obtiene  $Vol_{carga} = 4,2 \text{ m}^3$

Se procede a continuación con el volumen de carga del compartimento superior. Se presenta un croquis de dicho compartimento en la Figura 4.15.

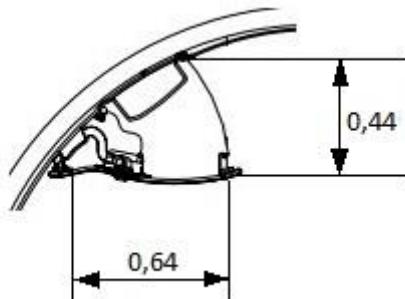


Figura 4.15: Croquis compartimento superior equipaje

Para calcular el volumen del compartimento se va a modelizar por un triángulo de medidas las mostradas en la Figura 4.15. Por tanto, el volumen que aporta este compartimento al total será:

$$Vol_{comp} = \frac{0,64 * 0,44}{2} * 2 l_c \quad (4.11)$$

El resultado es  $Vol_{comp} = 2,92 \text{ m}^3$ .

En segundo lugar, el volumen de la habitación del equipaje se modeliza por un cubo de 0,85m de ancho, 0,79m de largo y altura la de la cabina. Por tanto,  $Vol_{sala} = 1,26 \text{ m}^3$ .

De esta forma, sumando ambos espacios obtenemos  $Vol_{carga} = 4,18 \text{ m}^3$ .

Se ha obtenido así, por tanto, un volumen de carga muy similar al estimado previamente teniendo en cuenta los datos de los aviones semejantes.

#### 4.6. Servicio de tierra

Se dibuja a continuación en la Figura 4.16 un modelo general del avión con la misma configuración que el de diseño, sobre el que se añaden los elementos del servicio de tierra.

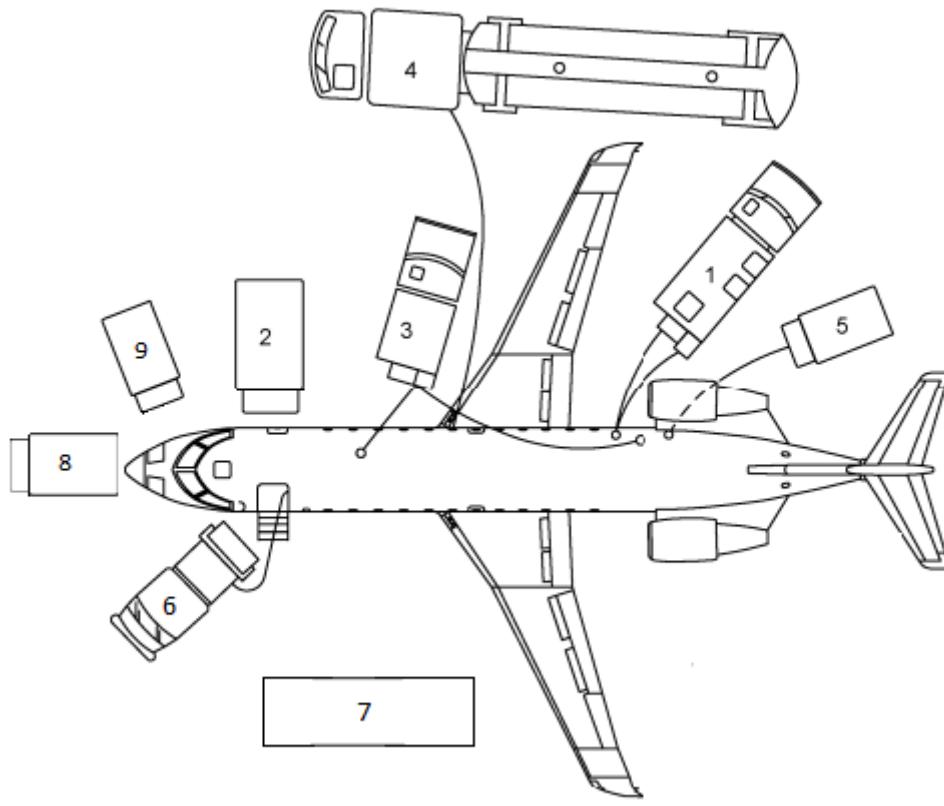


Figura 4.16: Servicio de tierra del anteproyecto

En esta imagen se pueden apreciar los siguientes elementos:

- (1) Servicio de aseo: vaciar los residuos de los lavabos y limpiar los mismos.
- (2) Catering: se encarga de llevar comida y otros elementos de entretenimiento para los pasajeros.
- (3) Agua potable: suministra de agua potable los depósitos para poder beber agua durante el vuelo.
- (4) Camión del combustible: es el encargado de llevar el combustible y llenar los tanques antes de cada vuelo.
- (5) Carro de aire acondicionado: enfriá o calienta el interior de la cabina para adecuarlo a una temperatura agradable.
- (6) Cabina de limpieza: vehículo encargado de limpiar la cabina.
- (7) Bus: acerca a los pasajeros del aeropuerto al avión.
- (8) Tractor de remolque: tractor de remolque que sitúa al avión en pista para iniciar el despegue.
- (9) GPU: Se conecta al sistema eléctrico del avión para cargar las baterías y así disponerle de energía eléctrica suficiente para el viaje. Lo colocamos en la parte delantera derecha del morro.

En el caso concreto de esta aronave no es necesaria la existencia de un servicio de equipaje ya que todo se guarda en la cabina. Además, se podrían añadir servicios como una “Unidad de aire” que comenzaría el funcionamiento de los motores cuando el APU no estuviera disponible, o se podría cambiar la llegada en bus por un puente de pasajeros.

Finalmente, se añade un diagrama de Gantt, ver Figura 4.17, que muestra el tiempo empleado en cada operación, el punto de comienzo y el orden seguido en las mismas.

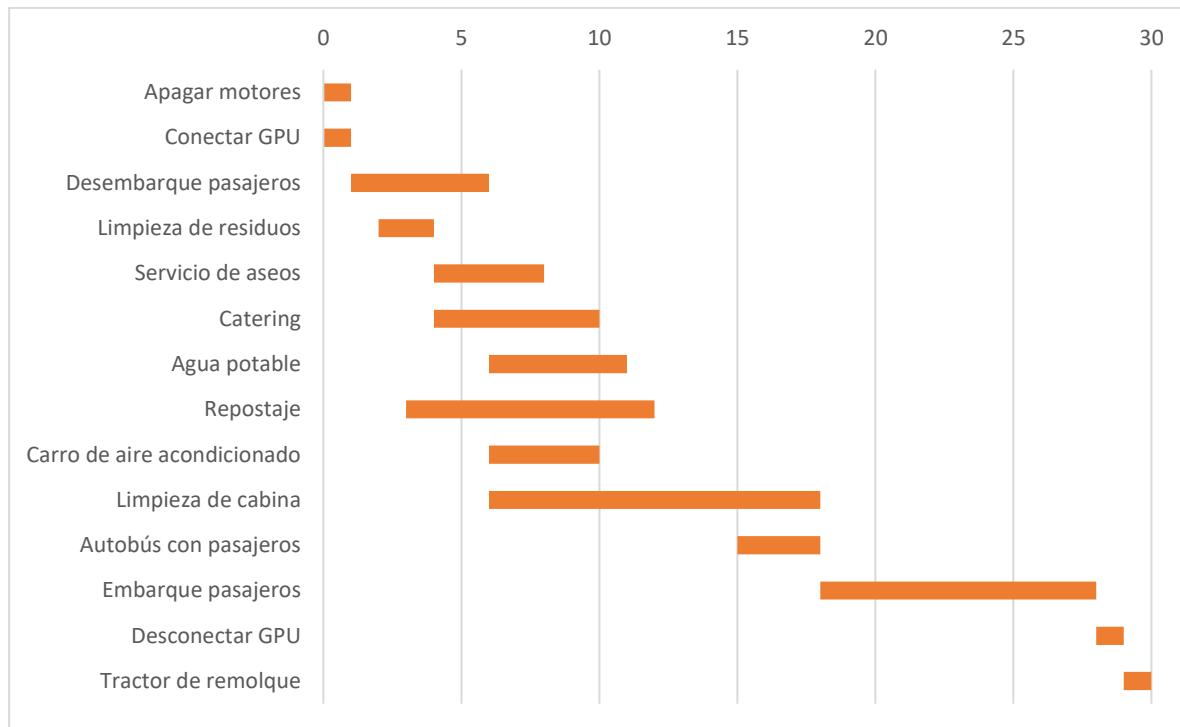


Figura 4.17: Diagrama de Gantt para el servicio de tierra

# Capítulo 5

## 5. Pesos de la aeronave

### 5.1. Introducción

#### 5.1.1. Objetivo

El objetivo de este capítulo es realizar la primera iteración de los pesos fundamentales de la aeronave ante proyectada.

#### 5.1.2. Descripción del contenido

En primer lugar, se comienza calculando el OEW, peso de operación en vacío de la aeronave, por tres métodos distintos: Roskam, Torenbeek y aviones semejantes. Una vez elegido el resultado más adecuado, se continúa calculando el PL, carga de pago, y MPL, carga de pago máxima, que corresponderá a la configuración de máxima ocupación calculada en el apartado anterior.

Finalmente, se calcula el FW, peso del combustible, para lo que es necesario definir previamente la política de reserva de combustible, de modo que se pueda calcular el RF, combustible de reserva. Para ello, se utilizarán tanto datos de aviones semejantes como datos proporcionados por Roskam.

Una vez se tienen los pesos mencionados, se obtendrá un sistema de ecuaciones que permitirá calcular el MTOW, peso máximo al despegue, y a continuación se procede a calcular el MLW, peso máximo de aterrizaje, MZFW, peso máximo del avión sin combustible y RF/LW.

#### 5.1.3. Relación con el resto de los capítulos

Los datos de los pesos característicos serán fundamentales para el siguiente capítulo, selección del punto de diseño. El MTOW y MLW determinarán los resultados de las diferentes actuaciones del avión que se tienen en cuenta para la selección de la planta propulsora.

Además, el MTOW se empleará también para la elección de la superficie alar que marcará el desarrollo del capítulo del diseño del ala. Todos los cálculos posteriores relacionados con las actuaciones del avión también se verán influidos por los pesos obtenidos en este capítulo, así como al capítulo del tren de aterrizaje. Finalmente, los pesos son los factores principales determinantes del diagrama PL-R.

## 5.2. Cálculo de los pesos

### 5.2.1. Cálculo del OEW

Este cálculo se realizará mediante tres métodos distintos. Una vez obtenidos los resultados, serán comparados con el fin de elegir el resultado más adecuado.

Se plantean dos ecuaciones distintas para el cálculo del OEW. La primera de ellas dará lugar a los métodos de Roskam y de aviones semejantes y la segunda al método de Torenbeek.

La primera ecuación se muestra en (5.1).

$$OEW = W_e + C_{crew} + W_{tow} \quad (5.1)$$

Siendo:

$W_e$ : Peso de la estructura

$C_{crew}$ : Peso de la tripulación

$W_{tow}$ : Peso de líquidos y aceites retenidos

En este caso, el número de tripulación elegido, como se ha visto en el capítulo anterior, serán 3 personas, dos de ellos al mando de la aeronave y una tercera encargada de atender la cabina. Por tanto, partiendo de la hipótesis de que cada miembro de la tripulación pesa 175lb y lleva consigo 30lb de equipaje, tendremos  $C_{crew} = 615\text{lb}$ .

Además, el valor de  $W_{tow}$  se puede aproximar como se indica en (5.2).

$$W_{tow} = 0,005 \text{ MTOW} \quad (5.2)$$

Finalmente, el valor de  $W_e$  se estimará por los siguientes métodos:

- Método de Roskam [13, p. 18]. Dicho método establece la expresión (5.3).

$$\log(W_e) = \frac{\log(MTOW) - A}{B} \quad (5.3)$$

Donde los coeficientes A y B también son proporcionados por Roskam [13, p. 47] tal y como se puede ver en la Figura 5.1.

Table 2.15 Regression Line Constants A and B of Equation (2.16)

---

Airplane Type	A	B	Airplane Type	A	B
1. Homebuilt Pers. fun and transportation	0.3411	0.9519	8. Military Trainers Jets	0.6632	0.8640
Scaled Fighters	0.5542	0.8654	Turboprops	-1.4041	1.4660
Composites	0.8222	0.8050	Turboprops without No.2	0.1677	0.9978
2. Single Engine Propeller Driven	-0.1440	1.1162	Piston/Props	0.5627	0.8761
3. Twin Engine Propeller Driven	0.0966	1.0298	9. Fighters Jets(+ ext.load)	0.5091	0.9505
Composites	0.1130	1.0403	Jets(clean)	0.1362	1.0116
4. Agricultural	-0.4398	1.1946	Turboprops(+ ext.load)	0.2705	0.9830
5. Business Jets	0.2678	0.9979	10. Mil. Patrol, Bomb and Transport Jets	-0.2009	1.1037
6. Regional TBP	0.3774	0.9647	Turboprops	-0.4179	1.1446
7. Transport Jets	0.0833	1.0383	11. Flying Boats, Amphibious and Float Airplanes	0.1703	1.0083
			12. Supersonic Cruise	0.4221	0.9876

Figura 5.1: Valores de los coeficientes A y B para el cálculo de  $W_e$  por Roskam

Al tratarse de un avión business dichos coeficientes adquieren los valores de  $A=0,2678$  y  $B=0,9979$ .

Con el objetivo de automatizar el cálculo final de MTOW, se linealiza la ecuación dando valores al azar de MTOW y obteniendo sus respectivos  $W_e$  mediante la ecuación (5.3). Se obtiene así la siguiente gráfica representada en la Figura 5.2 con su correspondiente ecuación de la recta.

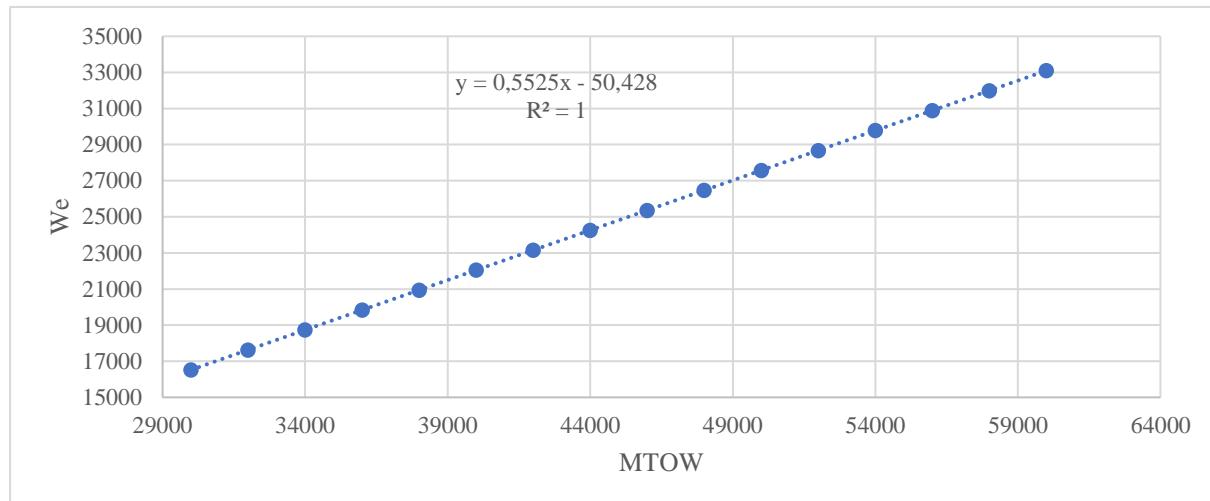


Figura 5.2: Linealización de la ecuación de  $W_e$  de Roskam

Por tanto, se concluye que el valor de  $W_e$  queda expresado según la ecuación (5.4) en función de MTOW.

$$W_e = 0,5525 \text{ MTOW} - 50,428 \quad (5.4)$$

- Método de los aviones semejantes. Dicho método se basa en la utilización de datos de MTOW y  $W_e$  de aviones semejantes proporcionados por Roskam [13, p. 37] como se muestra en la Figura 5.3 a continuación.

No.	Type	Gross Take-off Weight, $W_{TO}$ (lbs)	Empty Weight, $W_E$ (lbs)	Maximum Landing Weight, $W_{Land}$ (lbs)	Max. Internal Fuel Weight, $W_{MIF}$ (lbs)
1	Canadair Cl-601 <u>DASSAULT-BREGUET</u>	41,650	19,960	36,000	16,725
2	Falcon 20F	28,660	16,600	19,685	9,170
3	Falcon 10	18,740	10,760	17,640	5,910
4	Falcon 50	38,800	19,840	35,715	15,520
5	IAI Westwind 2	22,850	12,300	19,000	8,515
6	BAe-700 <u>CESSNA</u>	25,500	12,845	22,000	9,288
7	Citation I	11,850	6,605	11,350	3,780
8	Citation II	13,300	7,196	12,700	5,009
9	Citation III <u>GATES LEARJET</u>	20,000	10,951	16,500	7,155
10	Learjet 55	19,500	12,130	17,000	6,707
11	Learjet 24	13,500	7,064	11,880	5,628
12	Learjet 25	15,000	7,650	13,300	6,098
13	Gulfstream IIB	68,200	38,750	58,500	28,300
14	Lockheed Jetstar	43,750	23,828	36,000	14,253
15	Mitsub. Diamond I	14,630	9,100	13,200	4,260
16	Rockw. Sabrel. 65	24,000	13,400	21,755	8,626
17	Foxjet(not built)	4,550	2,408	N.A.	N.A.
18	Piaggio PD-808	18,000	10,650	16,000	6,445
19	HFB320 Hansa	20,280	11,775	19,400	6,084

Figura 5.3: Valores de MTOW y  $W_e$  de aviones semejantes

Recogiendo los datos en una tabla, sin importar su similitud en cuanto a misión y configuración con el avión de diseño ya que carece de relevancia, se genera la regresión lineal representada en la Figura 5.4.

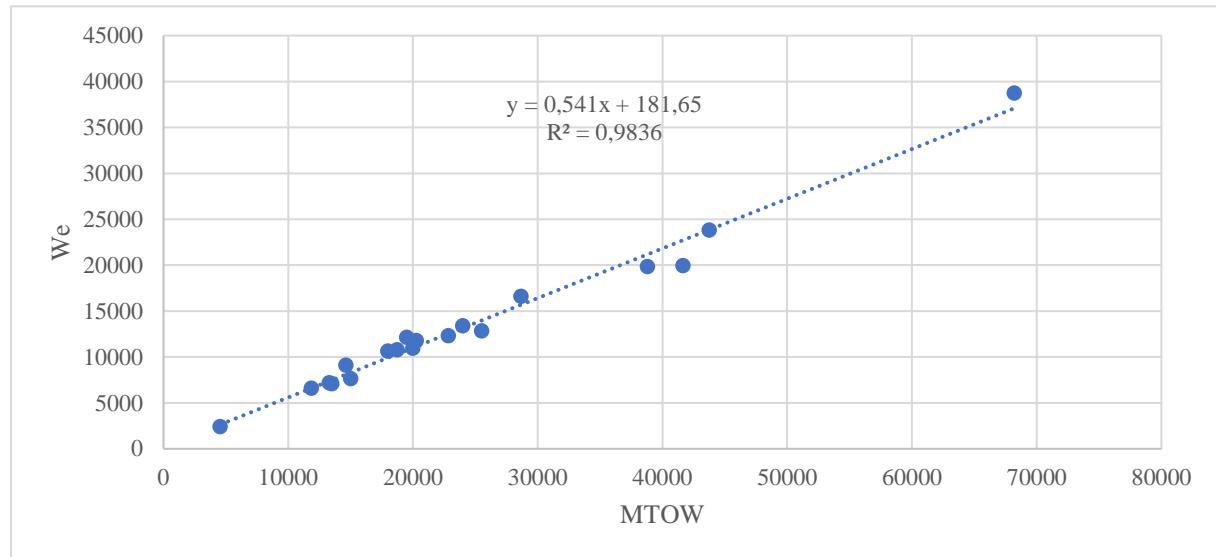


Figura 5.4: Representación de  $We$  frente a  $MTOW$  por aviones semejantes

Por tanto, se obtiene otra ecuación lineal, mostrada en (5.5) que relaciona de nuevo las dos variables,  $We$  y  $MTOW$ .

$$We = 0,541 \text{ } MTOW + 181,65 \quad (5.5)$$

De forma recopilatoria, los resultados obtenidos hasta ahora se recogen en las ecuaciones (5.7) y (5.8) quedando de la siguiente forma.

- Roskam:

$$OEW = 0,5525 \text{ } MTOW - 50,428 + 615 + 0,005 \text{ } MTOW \quad (5.6)$$

- Aviones semejantes:

$$OEW = 0,541 \text{ } MTOW + 181,65 + 615 + 0,005 \text{ } MTOW \quad (5.7)$$

Reduciendo dichas expresiones, se obtienen (5.8) y (5.9) respectivamente.

$$OEW = 0,5575 \text{ } MTOW + 564,572 \quad (5.8)$$

$$OEW = 0,546 \text{ } MTOW + 796,65 \quad (5.9)$$

Por otro lado, se calcula OEW por el método de Torenbeek [12, p. 145], que establece la ecuación (5.10) que se muestra a continuación.

$$OEW = 0,2 \text{ } MTOW + W_{eng} + \Delta we + 500kg \quad (5.10)$$

Siendo:

$0,2 * \text{MTOW}$ : peso de ala + tren de aterrizaje

$W_{\text{eng}}$ : peso del motor. Al tener dos motores se debe multiplicar por 2.

$\Delta w_e$ : peso del fuselaje

Hay que señalar que, como peso del motor, ya que de momento no se ha seleccionado planta propulsora, se ha escogido la planta propulsora del Bombardier Challenger 605, en concreto el motor General Electric CF34-3B de 758kg. Además, los 500 kg de la ecuación (5.10) representan el peso de la tripulación y el  $W_{\text{tow}}$ . Para la obtención de  $\Delta w_e$ , se hace uso de la gráfica Figura 5.5 proporcionada por Torenbeek [12, p. 147]:

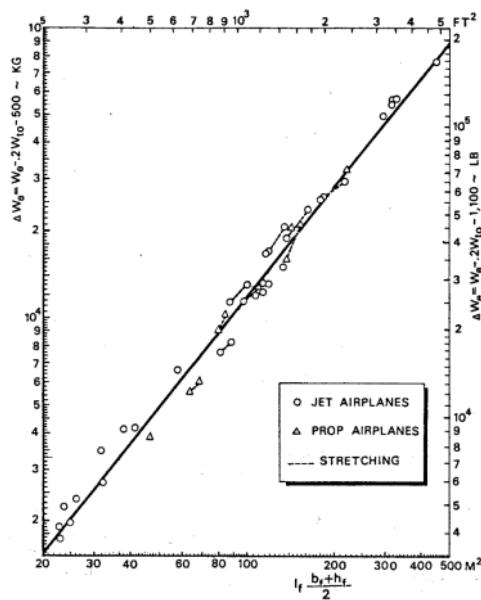


Figura 5.5:  $\Delta w_e$  frente a dimensiones del fuselaje

En ella, entrando en el eje x con las dimensiones del fuselaje obtenidas en el capítulo anterior, se obtiene  $\Delta w_e = 5,9 \cdot 10^3$  kg.

Por tanto, sustituyendo los datos en la ecuación (5.10) se obtiene la expresión (5.11).

$$OEW = 0,2 \text{ MTOW} + 2 * 758 + 5,9 * 10^3 + 500 \quad (5.11)$$

Y reduciendo de igual manera que en los casos anteriores se llega a (5.12).

$$OEW = 0,2 \text{ MTOW} + 7916 \quad (5.12)$$

De esta forma, se han obtenido tres expresiones distintas para OEW que contribuirán a la ecuación de MTOW, y una vez se obtenga este, se deberá elegir que método es el más adecuado. Hay que destacar que las dos primeras expresiones se calculan en libras y la última en kilogramos.

### 5.2.2. Cálculo de PL

Se va a calcular la carga de pago correspondiente a la configuración inicial de diseño, 12 pasajeros con sus equipajes. Para ello, se estima un peso por pasajero de 175lb y 40lb de su equipaje. Además, se va a considerar una carga adicional de 200kg de modo que aporte más flexibilidad al diseño. Por tanto, se tiene un PL igual a 3021 lb que equivale a 1370 kg.

Por otro lado, se calcula el MPL para una configuración de clase turista de máxima densidad. En el capítulo anterior se deduce que en dicha configuración tienen cabida 27 pasajeros. Por tanto, se empleará la ecuación (5.13) que proporcionará el máximo peso de la carga de pago.

$$MPL = N_{pax\max} \text{ Peso medio} + \left( Vol_{carga} - \frac{\text{Peso equipaje}}{\eta * \rho_{equipaje}} \right) \eta \rho_{carga} \quad (5.13)$$

Siendo:

$N_{pax\max}$ : número máximo de personas en la configuración = 27 pasajeros.

PesoMedio: peso de una persona con su equipaje = 98 kg.

$Vol_{carga} = 4,18\text{m}^3$ .

PesoEquipaje = Peso de equipaje total, es decir, 40 lb por 27 equipajes = 1080lb que equivalen a 490 kg.

$\rho_{equip} = 200\text{kg/m}^3$

$\rho_{carga} = 180\text{kg/m}^3$

$\eta = 85\%$  eficiencia de equipamiento.

Así, se obtiene que  $MPL = 2831$  kg.

### 5.2.3. Cálculo del FW

En primer lugar, se establece el trayecto según las fases representadas en la Figura 5.6.

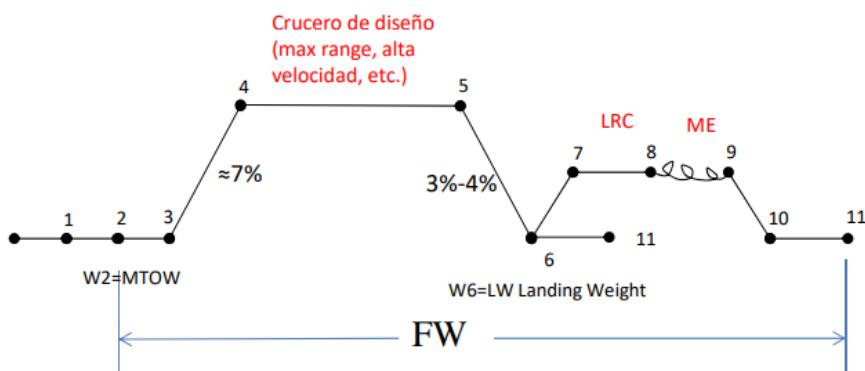


Figura 5.6: Fases del trayecto

Se muestran en la ecuación (5.14) las componentes que forman el peso de combustible total en una aeronave.

$$FW = TF + RF \quad (5.14)$$

Donde TF es el trip fuel o combustible de trayecto. Comienza en el punto 2, donde tiene lugar el despegue hasta el punto 3, y es seguido del ascenso (3-4), crucero (4-5) y descenso hasta tocar tierra (5-6), sin incluir la posterior rodadura en pista (6-11).

Por otro lado, RF es el combustible de reserva o reserve fuel. Se puede ver en la Figura 5.6 cómo existe un viaje alternativo consistente en un nuevo ascenso (6-7), crucero alternativo (7-8), espera (8-9), descenso (9-10) y aterrizaje (10-11) que estará previsto en caso de emergencia y se nutrirá de dicho combustible. Dicha reserva será utilizada también en la maniobra de rodadura en pista tras el aterrizaje, independientemente de si se trata de la misión principal o de la alternativa.

La política de reserva aplicada a la aeronave anteproyectada coincide con la norma NBAA IFR (FAR.91.167) y consiste en el combustible necesario para volar 200nm en configuración de crucero estándar y una espera de 45 min a velocidad de crucero.

El cálculo del combustible se realizará usando las fracciones de pesos correspondientes a cada etapa de la misión, de acuerdo con la ecuación (5.15) que se muestra a continuación.

$$FW = \left( 1 - \prod_{i=2}^{i=10} \frac{W_{i+1}}{W_i} \right) MTOW \quad (5.15)$$

Para obtener dichas fracciones de peso, se hace uso de [13, p. 12], que proporciona una tabla general, representada a continuación en la Figura 5.7, con valores estándar según la etapa de la misión de la aeronave, a excepción de las fracciones correspondientes a las fases de crucero y espera del avión, ya que estas varían en cada caso.

Mission Phase No. (See Fig. 2.1)	Engine Start, Warm-up	Taxi	Take-off	Climb	Descent	Landing Taxi, Shutdown	
Airplane Type:		1	2	3	4	7	8
1. Homebuilt	0.998	0.998	0.998	0.995	0.995	0.995	0.995
2. Single Engine	0.995	0.997	0.998	0.992	0.993	0.993	0.993
3. Twin Engine	0.992	0.996	0.996	0.990	0.992	0.992	0.992
4. Agricultural	0.996	0.995	0.996	0.998	0.999	0.999	0.998
5. Business Jets	0.990	0.995	0.995	0.980	0.990	0.992	0.992
6. Regional TBP's	0.990	0.995	0.995	0.985	0.985	0.995	0.995
7. Transport Jets	0.990	0.990	0.995	0.980	0.990	0.992	0.992
8. Military Trainers	0.990	0.990	0.990	0.980	0.990	0.995	0.995
9. Fighters	0.990	0.990	0.990	0.96-0.90	0.990	0.995	0.995
10. Mil. Patrol, Bomb, Transport	0.990	0.990	0.995	0.980	0.990	0.992	0.992
11. Flying Boats, Amphibious, Float Airplanes	0.992	0.990	0.996	0.985	0.990	0.990	0.990
12. Supersonic Cruise	0.990	0.995	0.995	0.92-0.87	0.985	0.992	0.992

Figura 5.7: Fracciones de peso en las distintas etapas de la misión

A continuación, se va a explicar el proceso para obtener las fracciones de peso de crucero, crucero alternativo y espera.

En primer lugar, para la fase de crucero y crucero alternativo se procede de la misma forma, ya que las características del vuelo son idénticas. La distancia recorrida en fase de crucero será la resultante de la ecuación (5.16).

$$R_{cruise} = R_{total} - R_{climb} - R_{desc} \quad (5.16)$$

Se tomará una maniobra de ascenso de un 7% que se traduce en un ángulo de ascenso de  $4^\circ$  y una maniobra de descenso del 4% que resulta en un ángulo de descenso de  $2,29^\circ$ . Por geometría, se deduce que la distancia horizontal hasta alcanzar la altura de servicio de diseño del avión ( $H_{ser}=11600\text{m}$ ) resulta en un  $R_{climb} = 166\text{km}$  y, del mismo modo, la distancia horizontal recorrida en la maniobra de descenso será  $R_{desc} = 290\text{km}$ . Finalmente, se obtiene un  $R_{cruise} = 7544\text{ km}$ .

Seguidamente, se hace uso de la ecuación de Breguet que se muestra en (5.17). Nótese que no es la ecuación general si no que está aplicada al crucero de la aeronave.

$$R_{cruise} = K \ln \left( \frac{W_4}{W_5} \right) \quad (5.17)$$

En este caso,  $W_4$  será el peso al inicio del crucero y  $W_5$  al final de este. La letra K hace referencia al parámetro de alcance que resulta de la ecuación (5.18).

$$K = \frac{V_{cr}}{C_e g D} L \quad (5.18)$$

Se necesita saber el valor de dicho parámetro para lo que se emplean dos procedimientos con el objetivo de compararlos. En primer lugar, se hace uso de la tabla proporcionada por Roskam [13, p. 14] eligiendo un valor de eficiencia  $L/D = 12$  y  $c_j=0,5$  [lbs/lbf/hr]. Además, la velocidad de crucero se ha establecido en los parámetros de diseño del avión.

Mission Phase No. (See Fig. 2.1)	Cruise			Loiter			
	L/D	$c_j$	$c_p$	$\eta_p$	L/D	$c_j$	$c_p$
	lbs/lbs/hr	lbs/hp/hr	5		lbs/lbs/hr	lbs/hp/hr	6
<b>Airplane Type</b>							
1. Homebuilt	8-10*	0.6-0.8	0.7	10-12	0.5-0.7	0.6	
2. Single Engine	8-10	0.5-0.7	0.8	10-12	0.5-0.7	0.7	
3. Twin Engine	8-10	0.5-0.7	0.82	9-11	0.5-0.7	0.72	
4. Agricultural	5-7	0.5-0.7	0.82	8-10	0.5-0.7	0.72	
5. Business Jets	10-12	0.5-0.9		12-14	0.4-0.6		
6. Regional TBP's	11-13		0.4-0.6	0.85	14-16		0.5-0.7
7. Transport Jets	13-15	0.5-0.9			14-18	0.4-0.6	0.77
8. Military Trainers	8-10	0.5-1.0	0.4-0.6	0.82	10-14	0.4-0.6	0.5-0.7
9. Fighters	4-7	0.6-1.4	0.5-0.7	0.82	6-9	0.6-0.8	0.5-0.7
10. Mil. Patrol, Bomb, Transport	13-15	0.5-0.9	0.4-0.7	0.82	14-18	0.4-0.6	0.5-0.7
11. Flying Boats, Amphibious, Float Airplanes	10-12	0.5-0.9	0.5-0.7	0.82	13-15	0.4-0.6	0.5-0.7
12. Supersonic Cruise	4-6	0.7-1.5			7-9	0.6-0.8	0.77

Figura 5.8: Valores de  $L/D$  y  $C_j$  para distintos tipos de aeronaves

Una vez obtenidos estos parámetros, pasando los datos a unidades del SI e introduciéndolos en (5.18) se obtiene el valor  $K = 20605$  km.

En segundo lugar, se han buscado los diagramas de alcance-carga de pago de los aviones semejantes y se han calculado sus parámetros de Breguet, obteniendo una  $K_{\text{media}} = 19605$  km, que sirve como referencia a la hora de comparar el parámetro obtenido con los valores de Roskam. Por tanto, se concluye que el resultado obtenido es un valor bastante aproximado al medio. Finalmente, despejamos de (5.17) el valor de  $W_4/W_5$  que resulta 0,694.

Se procede del mismo modo para el cálculo del crucero alternativo,  $W_8/W_7$ , los valores de  $V_{\text{cr}}$ ,  $h$ ,  $c_j$  y  $L/D$  se mantienen, aunque esta vez, tal y como se ha especificado en los requisitos del combustible de reserva,  $R_{\text{alt}} = 370$  km (200nm). Por tanto, se obtiene una fracción igual a 0,9822.

Finalmente, para calcular  $W_9/W_8$ , la fracción correspondiente al crucero de espera, se emplea la ecuación de movimiento rectilíneo uniforme para conocer lo que recorre la aeronave en los 45min de espera a velocidad de crucero, resultando en  $R_{\text{loiter}} = 645$  km.

Una vez se tiene la distancia a recorrer, se vuelve a recurrir a la Figura 5.8 para obtener los parámetros  $c_j = 0,4$  y  $L/D = 12$ , de nuevo los mínimos posibles entre el rango de valores aportado por Roskam. Hay que mencionar que dicha maniobra de espera tendrá lugar también a la velocidad de crucero. Por tanto, introduciendo los valores obtenidos en (5.18) se obtiene un valor de  $K_{\text{loiter}} = 30115$  km.

Finalmente, de igual modo que en los dos casos anteriores, se despeja la fracción de pesos de (5.17) obteniendo así un valor de  $W_9/W_8$  de 0,9788. Se reflejan a continuación en la Tabla 5.1 las fracciones de peso que tienen lugar en la misión de la aeronave anteproyectada.

$W_3/W_2$ (despegue)	0,995
$W_4/W_3 = W_7/W_6$ (ascenso)	0,98
$W_5/W_4$ (crucero)	0,694
$W_6/W_5 = W_{10}/W_9$ (descenso)	0,99
$W_{11}/W_{10}$ (aterrizaje)	0,99
$W_8/W_7$ (crucero alternativo)	0,9822
$W_9/W_8$ (crucero loiter)	0,9788

Tabla 5.1: Fracciones de peso en etapas del vuelo

Se debe mencionar que no se tendrán en cuenta las maniobras de engine start, taxi de despegue y taxi de aterrizaje en los cálculos del peso de combustible.

Por tanto, volviendo a (5.15), el producto de las fracciones de pesos que formará el coeficiente que multiplicará a MTOW para su cálculo se muestra en (5.19) a continuación.

$$\left( \prod_{i=2}^{i=10} \frac{W_{i+1}}{W_i} \right) = \frac{W_3}{W_2} \frac{W_4}{W_3} \frac{W_5}{W_4} \frac{W_6}{W_5} \frac{W_7}{W_6} \frac{W_8}{W_7} \frac{W_9}{W_8} \frac{W_{10}}{W_9} \frac{W_{11}}{W_{10}} \quad (5.19)$$

Sustituyendo los valores de la Tabla 5.1 en (5.19) se obtiene un valor de 0,6199. De nuevo volviendo a (5.15) ahora con todos los valores para sustituir, resulta en  $FW_{Coef} = 0,3801$  de tal forma que resulta de acuerdo con la ecuación (5.20).

$$FW = 0,3801 \text{ MTOW} \quad (5.20)$$

Además, se han calculado los coeficientes correspondientes al TF y al RF, es decir, el cociente entre dicho peso y el MTOW para su posterior utilización una vez se haya obtenido MTOW. Se realiza de la misma forma que en (5.19), pero únicamente introduciendo las etapas correspondientes a cada uno de ellos.

De esta forma el coeficiente correspondiente al TF resultará de la ecuación (5.21), donde se deben sustituir los datos mostrados en la Tabla 5.1.

$$\left( 1 - \prod_{i=2}^{i=10} \frac{W_{i+1}}{W_i} \right) = 1 - \frac{W_3}{W_2} \frac{W_4}{W_3} \frac{W_5}{W_4} \frac{W_6}{W_5} \quad (5.21)$$

Resultando en  $TF_{Coef} = 0,3301$

Y el coeficiente correspondiente a RF vendrá dado por la expresión (5.22).

$$RF_{Coef} = FW_{Coef} - TF_{Coef} \quad (5.22)$$

Resultando en  $RF_{Coef} = 0,0501$ .

#### 5.2.4. Cálculo del MTOW

Finalmente, el MTOW será el resultado de la ecuación (5.23), como se ha definido al principio del capítulo.

$$MTOW = OEW + PL + FW \quad (5.23)$$

A su vez, ya que el OEW se ha calculado por 3 métodos distintos, se obtendrán 3 pesos máximos de despegue y posteriormente se elegirá el más adecuado.

Según el método de Roskam se llega la ecuación (5.24). Nótese que no se han juntado términos para poder diferenciar la procedencia de cada uno de ellos.

$$MTOW = 0,5575 \text{ MTOW} + 564,572 + 3021 + 0,3801 \text{ MTOW} \quad (5.24)$$

Despejando se llega a  $MTOW = 57492 \text{ lb}$  que da un total de 26078 kg.

La ecuación (5.25) resulta del método de cálculo por aviones semejantes.

$$MTOW = 0,546 \text{ MTOW} + 796,65 + 3021 + 0,3801 \text{ MTOW} \quad (5.25)$$

Despejando se llega a  $MTOW = 51683 \text{ lb}$  que da un total de 23443 kg.

Finalmente, el cálculo por el método de Torenbeek resulta en la expresión (5.26) que se muestra a continuación.

$$MTOW = 0,2 \cdot MTOW + 7916 + 1370 + 0,3801 \cdot MTOW \quad (5.26)$$

Hay que tener en cuenta que, en este método, los pesos se deben introducir en kilogramos para que las unidades concuerden. Por tanto, se obtiene  $MTOW = 22141$  kg.

Una vez valorados los tres resultados obtenidos por los tres métodos diferentes, el método de Roskam se descarta por ser excesivamente alto. En segundo lugar, el método de los aviones semejantes carece de fiabilidad ya que variaciones pequeñas en cuanto a la carga de pago o al combustible se traducen en incrementos muy grandes del MTOW. Por tanto, se considera que el método de Torenbeek es el cálculo adecuado a la hora de seleccionar el peso máximo de despegue no solo porque es similar al de los aviones semejantes sino porque guarda también las mismas proporciones que estos en cuanto a pesos característicos con respecto al MTOW.

### 5.2.5. Resumen final y otros pesos importantes

Una vez hallado MTOW, se debe deshacer la ecuación para obtener el resto de los pesos, siempre teniendo en cuenta que se deben elegir aquellas ecuaciones propuestas por el método de Torenbeek. De esta forma, introduciendo dicho valor en (5.12), se obtiene un valor de OEW = 12044 kg. La carga de pago continuará siendo 1370 kg (no varía de un método a otro).

Sustituyendo en (5.20) para el cálculo del peso del combustible se obtiene FW = 8417 kg y, ponderando con los coeficientes de TF y RF obtenidos en el mismo punto, se obtienen TF = 7308 kg y RF = 1108 kg. En cuanto al peso máximo de la carga de pago, se tiene un MPL = 2831 kg.

Finalmente vamos a calcular el MZFW, peso máximo del avión sin combustible y el MLW, peso máximo de aterrizaje, para lo que se emplearán las ecuaciones (5.27) y (5.28) respectivamente.

$$MZFW = OEW + MPL \quad (5.27)$$

$$MLW = OEW + MPL + RF \quad (5.28)$$

Quedando un resultado igual a 14875 kg de MZFW y 15983 kg de MLW. Finalmente remarcar que el parámetro  $\alpha=RF/LW$  resulta en un total de 0,069, es decir, un 6,9%.



## Capítulo 6

# 6. Punto de diseño: selección de la carga alar y relación empuje-peso

## 6.1. Introducción

### 6.1.1. Objetivo

El objetivo de este capítulo es, mediante las limitaciones de diseño de crucero, despegue, aterrizaje y segundo segmento, seleccionar la planta motopropulsora de la aeronave a través de su empuje al despegue  $T_0$ . Mediante este método se podrá seleccionar también la carga alar  $S_w$ . Finalmente, se obtendrán los valores de alargamiento alar  $A$ , coeficiente de sustentación máximo al despegue,  $CL_{max,TO}$ , coeficiente de sustentación máximo al aterrizaje,  $CL_{max,L}$  y eficiencia en el segundo segmento,  $L_2 / D_2$ .

### 6.1.2. Descripción del contenido

En primer lugar, se va a obtener la limitación de crucero para distintos valores de alargamiento alar  $A$ . Seguidamente, se obtendrán las limitaciones de despegue, para distintos valores de  $CL_{max,TO}$ , y aterrizaje, para distintos valores de  $CL_{max,L}$ . Finalmente, se obtendrá la limitación del segundo segmento para distintos valores de eficiencia aerodinámica.

Se representarán las limitaciones en el diagrama  $T_{TO}/W_{TO}-W_{TO}/S_w$  y, a continuación, se trazarán la posición de los aviones semejantes en dicho diagrama. Finalmente se trazarán las líneas  $T_{TO}/MTOW$  para las distintas plantas propulsoras a considerar para la motorización.

Una vez se ha hecho la representación completa, se escoge una planta propulsora, se tratará de que tenga empuje suficiente pero no excesivo y que permita alta carga alar. A continuación, se escoge un valor de carga alar dentro del diagrama y se determinan el resto de los parámetros de los que dependían las limitaciones.

### 6.1.3. Relación con el resto de los capítulos

Mediante la obtención de la carga alar, habiendo calculado el peso máximo de despegue en el capítulo anterior, será posible calcular la superficie alar, que será determinante para los capítulos de diseño del ala y estabilizadores horizontal y vertical. Además, los coeficientes máximos en aterrizaje y en despegue son los que van a determinar el diseño de los dispositivos hipersustentadores.

El capítulo del tren de aterrizaje también vendrá determinado por la superficie alar, al ser en las alas donde se alberga el tren principal. Por tanto, las dimensiones de estas serán de vital importancia para su cálculo.

También será imprescindible para el cálculo de la polar no equilibrada, donde el dato de superficie alar interviene en la mayoría de los cálculos de resistencia aerodinámica de las

distintas partes del avión. Además, los motores escogidos determinan características de la aeronave como los techos absoluto y de servicio. Finalmente, el consumo específico de los motores juega un papel en la ecuación de Breguet, por lo que los motores escogidos son claves en la determinación del diagrama PL-R.

## 6.2. Limitaciones de diseño

Las limitaciones son inecuaciones que restringen el espacio en el diagrama, situando el punto de diseño en la zona libre de restricciones. Existen cuatro limitaciones de diseño: de crucero, despegue, aterrizaje y fallo de motor crítico en el segundo segmento. Nótese que el peso a partir de este capítulo se tomará en unidades de N.

### 6.2.1. Limitación de crucero

En la etapa de crucero, el empuje del motor tiene que ser al menos el necesario para compensar la resistencia del avión. Para ello se parte de un equilibrio de fuerzas en ambos ejes, (6.1) , tomando la polar como parabólica.

$$\begin{cases} W_{crucero} = L = \frac{1}{2} \rho S_w V_{crucero}^2 \left( C_{D0} + \frac{C_L^2_{crucero}}{\pi A \varphi} \right) \\ T_{crucero} = D_{crucero} = \frac{1}{2} \rho S_w V_{crucero}^2 C_L_{crucero} \end{cases} \quad (6.1)$$

Combinando ambas ecuaciones y operando con el peso y el empuje de despegue se llega a la inecuación (6.2).

$$\frac{T_{TO}}{W_{TO}} \geq \frac{T_{TO}}{T_{crucero}} \left( \frac{\frac{1}{2} \rho V^2 C_{D0}}{W_{TO}/S_w} + \left( \frac{W_{crucero}}{W_{TO}} \right)^2 \frac{2 W_{TO}/S_w}{\pi A \varphi \rho V^2} \right) \quad (6.2)$$

Esta inecuación se parametriza con el alargamiento y se van a dar valores entre 6 y 9, basados en los aviones semejantes. Se añade el valor de  $A=7,96$  que es el alargamiento máximo entre los aviones semejantes y, en caso de que esta condición no sea restrictiva, será el valor que se elija para el avión de diseño.

A continuación, se va a profundizar en la decisión de escoger el alargamiento mayor posible. Un alargamiento alto reduce los efectos tridimensionales, haciendo que se asemeje en mayor medida la aerodinámica del ala a la del perfil. De esta forma se reducirá la resistencia inducida y por tanto los costes. La resistencia inducida es aquella que está causada por los torbellinos de estela que inducen una velocidad vertical sobre el ala, provocando una disminución del ángulo de ataque efectivo y desembocando en que la sustentación no es normal a velocidad del aire.

Sin embargo, un mayor alargamiento aumentará la pendiente de la curva de sustentación. Esto hará que se requiera un ángulo de ataque alto, lo generará una actitud de cabeceo en el aterrizaje indeseable y un peor comportamiento frente a turbulencias, como por ejemplo una ráfaga, ya que generará mayor sustentación. También se ha de mencionar el efecto suelo que produce un gran alargamiento, que dificultará el aterrizaje.

Continuando, cuanto mayor sea el alargamiento mayor será el peso del ala y el momento flector producido en el encastre del avión, generando mayor exigencia a nivel estructural. Además, a mayor alargamiento mayor envergadura, e interesa tener aviones más estrechos por motivos de operabilidad.

Por tanto, se puede concluir que un alargamiento alto tiene consecuencias tanto positivas como negativas, pero al ponerlas en una balanza predomina la capacidad de reducción de resistencia inducida y efectos tridimensionales.

En cuanto al resto de valores de la inecuación, se va a tomar como  $\frac{T_{TO}}{T_{crucero}} = 1/0,225$ , que es un valor común entre este tipo de aeronaves (suele tomar valores de entre 4 y 4,5). La densidad será la correspondiente según la ISA, reflejada en el Anexo I a la altura de servicio, se recuerda que  $H_{ser} = 11600$  m y por tanto  $\rho = 0,331 \text{ kg/m}^3$ . La velocidad de crucero viene definida por el Mach de diseño y la altura de servicio definidas en la configuración inicial, resultando un valor de  $V = 239,01 \text{ m/s}$ . Además, se recuerda que se pueden comprobar dichos resultados en la Tabla 3.10. El  $W_{crucero}$  será el correspondiente al inicio del crucero ya que es el que hace más crítica la iteración, y se calculará multiplicando el MTOW por las fracciones de peso correspondientes hasta dicho punto, obteniendo un valor de  $W_{crucero} = 21590 \text{ Kg}$ . Como  $W_{TO}$  se escoge el MTOW y en cuanto a  $\varphi$ , factor de eficiencia aerodinámica, toma un valor de 0,85 en aviones sin winglets y de 0,9 en aviones con ellos, siendo este último el caso del avión de diseño, aunque estos serán calculados en siguientes iteraciones.

Por último, falta definir el valor de la resistencia parásita  $C_{D0}$ . Para ello se van a llevar a cabo dos métodos y posteriormente se elegirá el resultado más lógico.

El primer método consiste en utilizar la eficiencia de crucero elegida en el capítulo anterior. Al ser  $E = CL/CD$  se debe obtener  $CL$  para poder despejar  $CD$ . De la ecuación de equilibrio de fuerzas verticales presentada anteriormente en (6.1) se deduce la expresión (6.3) de la que resulta el coeficiente de sustentación medio del avión en crucero.

$$C_{L\ med} = \frac{2W_{med\ crucero}}{\rho S_w V_{cr}} \quad (6.3)$$

Siendo  $S_w = 48,97 \text{ m}^2$ , calculado como el promedio de las áreas los aviones semejantes ya que aún no se ha obtenido el área alar definitiva. Además,  $W_{med\ crucero} = 18286 \text{ Kg}$ , siendo el resultado de calcular el promedio del peso al inicio y al final del crucero, haciendo uso de nuevo de las fracciones de peso. El resto de los parámetros son los ya mencionados del avión de diseño en condiciones de crucero. De esta forma se obtiene  $C_{L\ med} = 0,3927$ . Así, despejando se llega a  $C_D = 0,0329$ .

Por último, se interpreta la resistencia según la expresión (6.4), es decir, de forma parabólica.

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi A \varphi} \quad (6.4)$$

Donde  $A$  es el alargamiento y  $\varphi$  es la eficiencia aerodinámica definida anteriormente. Se despeja así  $C_{D0}$  de la ecuación (6.4) resultando en un valor de  $C_{D0} = 0,026$

El segundo método consiste en el propuesto por Roskam [13, p. 118] para estimar la polar a bajas velocidades corregido con el crucero. Los valores obtenidos se presentan en la Tabla 6.1 a continuación.

$Re$	11577363
$a$	-2,5474
$c_f$	0,0029
$f$	8,91
$C_{D0}$	0,0178
$k$	0,1225

Tabla 6.1: Datos obtenidos en el cálculo de resistencia parásita por el método de Roskam

Por tanto, se llega así a los resultados de la polar mostrada en la ecuación (6.5).

$$C_D = 0,0178 + 0,1225 C_L^2 \quad (6.5)$$

Siendo como se puede observar el valor de  $C_{D0} = 0,0178$ .

Una vez calculada la resistencia parásita, se llega a la conclusión de que, tal y como muestra Torenbeek [12, p. 149], representado en la Figura 6.1, el método que entra dentro del rango establecido es el segundo.

	$C_{D0}$	$e$
high-subsonic jet aircraft	.014 - .020	.75 - .85*

Figura 6.1: Valores medios de resistencia parásita según Torenbeek

Así, se han obtenido todos los valores necesarios para resolver la inecuación (6.2). Se representa a continuación en la Figura 6.2 la limitación de crucero obtenida en función del alargamiento, teniendo en cuenta que el punto de diseño debe situarse por encima de las líneas del diagrama.

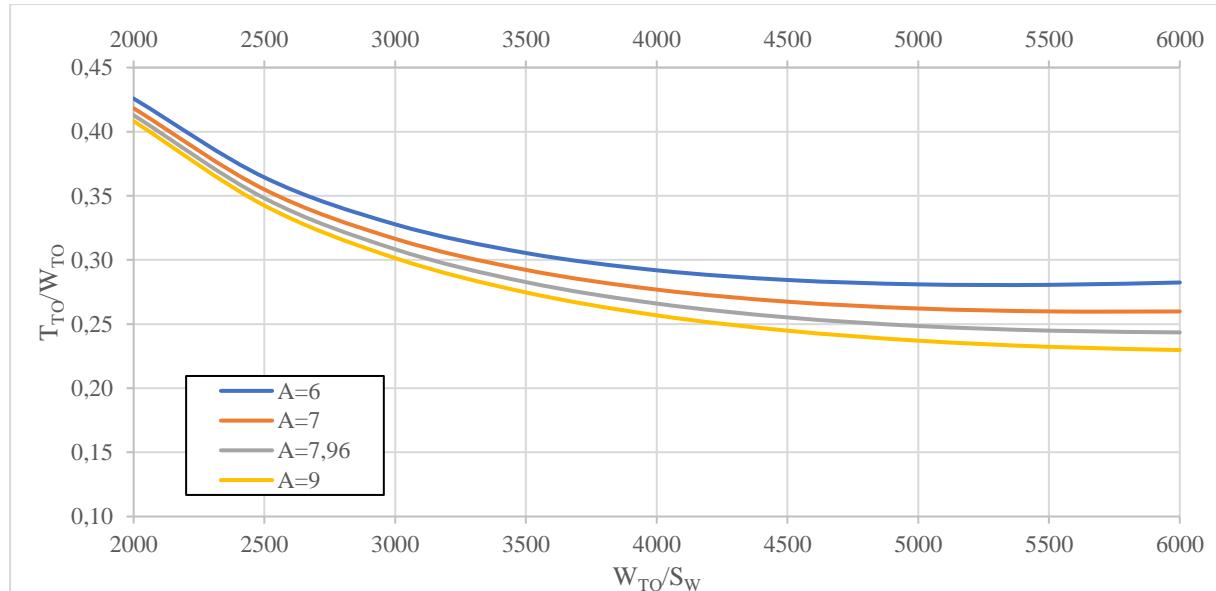


Figura 6.2: Limitación de crucero

### 6.2.2. Limitación de despegue

Para esta limitación se supondrá que la mayor parte del trabajo realizado por los motores durante la distancia de despegue es el necesario para dotar a la aeronave de una cierta energía cinética. Igualando ambas, se llega a la ecuación (6.6)

$$\eta T_{TO} S_{TO\,fl} = \frac{1}{2} \frac{W_{TO}}{g} V_2^2 \quad (6.6)$$

Siendo  $\eta$  la eficiencia y  $S_{TO\,fl}$  (del inglés *take-off field length*) la distancia de despegue. Esta distancia se establece como la longitud donde se debe elegir la  $V_1$ , velocidad de decisión, de forma que la distancia de aceleración-parada sea igual a la mayor entre la distancia de despegue hasta un obstáculo con una altura de 35 ft a una velocidad mayor o igual a  $1,2V_{STO}$  multiplicada por 1,15 y la distancia de despegue que tiene lugar al producirse un fallo de motor crítico justo después de  $V_1$ . Así, la distancia escogida será siempre la mayor de las posibilidades, incrementando la seguridad de los pasajeros. Está representada por Roskam [13, p. 99] tal y como se puede observar en la Figura 6.3.

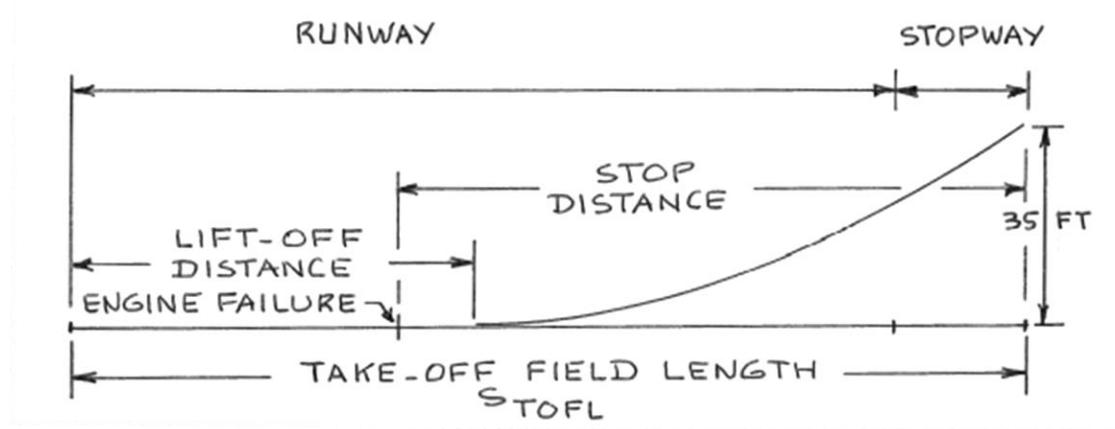


Figura 6.3: Representación gráfica de la Stofl según Roskam

Además, según la FAR 25.107, la velocidad  $V_2$ , velocidad de seguridad en el despegue o velocidad en el segundo segmento, se relaciona con la velocidad de entrada en pérdida en despegue de tal forma que  $V_2 = 1,2V_{STO}$ . Se supondrá un despegue a nivel del mar y con  $W_{TO}=MTOW$ , ya que es este el caso más crítico al requerir este una distancia de despegue mayor.

De este modo, mediante un equilibrio de fuerzas vertical se obtiene la velocidad de entrada en pérdida en despegue (6.7). Finalmente, sustituyendo en (6.6) se llega a la inecuación de la limitación de despegue (6.8).

$$V_{STO} = \sqrt{\frac{2W_{TO}}{\rho S_w C_{LmaxTO}}} \quad (6.7)$$

$$\frac{T_{TO}}{W_{TO}} \geq K_{TO} \frac{W_{TO}/S_w}{\sigma C_{LmaxTO} S_{TO\,fl}} \quad (6.8)$$

El valor del coeficiente de sustentación máximo en despegue,  $C_{L\max TO}$  variará entre 1,8 y 2,1, valores tomados con referencia de aviones semejantes, de forma que se obtengan distintas limitaciones y posteriormente se pueda seleccionar la que más se adecúe al punto de diseño seleccionado. Entre el resto de los parámetros que intervienen en (6.8) se encuentra  $\sigma$  que es igual a la densidad del aeropuerto de despegue entre la densidad a nivel del mar, como se ha mencionado anteriormente el despegue es a nivel del mar y por tanto  $\sigma=1$ . La distancia de despegue  $S_{TO f}$  se ha establecido como la mayor de los aviones semejantes de forma que se opere con el caso más crítico. Por tanto,  $S_{TO f} = 1780\text{m}$  y esta será la distancia de despegue seleccionada para el avión de diseño. Finalmente, el parámetro  $K_{TO}$  se obtiene de Roskam [13, p. 98] y es igual a  $0,239 \text{ m}^3/\text{N}$ .

En la Figura 6.4 se representan las limitaciones obtenidas con los distintos coeficientes de sustentación máxima al despegue.

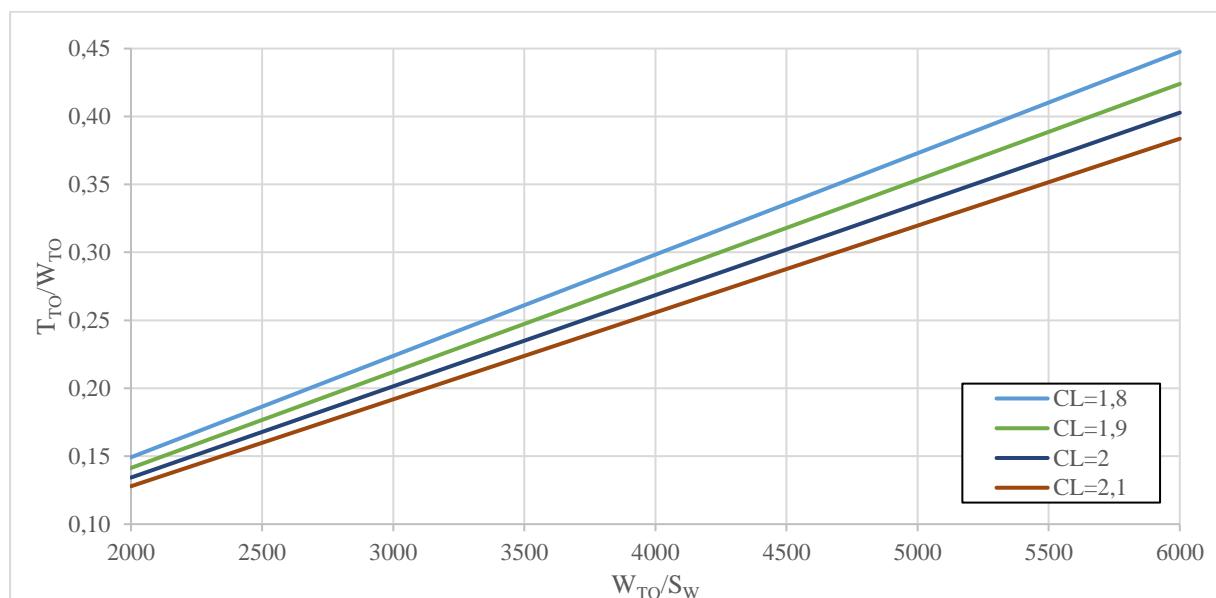


Figura 6.4: Limitación de despegue

### 6.2.3. Limitación de aterrizaje

Se va a estudiar la limitación de aterrizaje a nivel del mar con peso máximo de aterrizaje MLW. Esto implica la necesidad de una mayor distancia de aterrizaje  $S_{Lf}$  (en inglés *landing field length*) y por tanto representa el caso más crítico. Esta distancia se define en la norma FAR 121.195 como la distancia desde el punto en el que la aeronave se encuentra a una altura de 50 ft con una velocidad mayor a 1,3 veces la velocidad de entrada en pérdida en aterrizaje hasta que el avión se detiene. Esa distancia deberá ser dividida por 0,6 como método de seguridad para tener en cuenta posibles desviaciones. Esta distancia está representada por Roskam [13, p. 109] y se puede observar en la Figura 6.5.

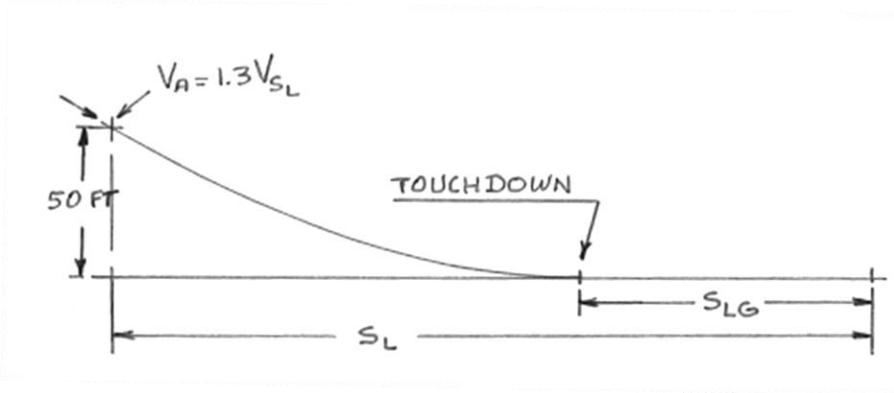


Figura 6.5: Distancia de aterrizaje según Roskam

Además, haciendo referencia a la relación de pesos, de acuerdo con Roskam [13, p. 107] se muestra a continuación en la Figura 6.6 una tabla en la que establece un rango de valores comunes entre el peso máximo de despegue y aterrizaje.

Table 3.3 Typical Values For Landing Weight to Take-off Weight Ratio

Airplane Type	Minimum	Average	Maximum
1. Homebuilts	0.96	1.0	1.0
2. Single Engine Propeller Driven	0.95	0.997	1.0
3. Twin Engine Propeller Driven	0.88	0.99	1.0
4. Agricultural	0.7	0.94	1.0
5. Business Jets	0.69	0.88	0.96
6. Regional TBP	0.92	0.98	1.0
7. Transport Jets	0.65	0.84	1.0
8. Military Trainers	0.87	0.99	1.1
9. Fighters (jets) (tbp's)	0.78 0.57	insufficient data	1.0 1.0
10. Mil. Patrol, Bomb and Transports (jets) (tbp's)	0.68 0.77	0.76 0.84	0.83 1.0
11. Flying Boats, Amphibious and Float Airplanes (land) (water)	0.79 0.98	insufficient data	0.95 1.0
12. Supersonic Cruise Airplanes	0.63	0.75	0.88

Figura 6.6: Relación entre MTOW y MLW

Nótese que la relación de pesos del avión de diseño es igual a 0.72 que, aunque ligeramente baja, entra dentro del rango. Esto puede deberse a distintas políticas de combustible de reserva.

Una vez aclaradas las condiciones iniciales, se va a modelizar la limitación de aterrizaje mediante el método de la energía, al no depender la distancia de aterrizaje del empuje de la planta propulsora si no de la energía que tiene el avión en la aproximación. Esta energía tendrá que ser disipada por el sistema de frenado durante dicha distancia. Igualando ambos conceptos se llega a la ecuación (6.9).

$$\eta_f W_L S_{L\,fl} = \frac{1}{2} \frac{W_L}{g} V_3^2 \quad (6.9)$$

Donde  $\eta_f$  es el rendimiento en la frenada y  $V_3$  la velocidad de aproximación que, como se ha explicado anteriormente, es  $V_3 \geq 1,3V_{SL}$ . Se muestra por tanto en esta ecuación una relación entre la velocidad de aproximación y la velocidad de aterrizaje. Dicha relación también viene dada por Roskam [13, p. 111] realizada mediante un ajuste estadístico que se muestra en la ecuación (6.10) donde la velocidad está dada en nudos y la distancia en pies.

$$S_{L\,fl} = 0,3 V_3^2 \quad (6.10)$$

De igual modo que en la limitación de despegue, se obtiene la velocidad de entrada en pérdida en el aterrizaje mediante un equilibrio de fuerzas verticales resultando en la ecuación (6.11).

$$V_{SL}^2 = \frac{2W_L}{\rho S_w C_{L\,maxL}} \quad (6.11)$$

De esta forma, sustituyendo (6.11) en (6.9) junto con la relación de velocidades mencionada anteriormente se llega a la inecuación (6.12) que marcará de limitación de aterrizaje.

$$\frac{W_{TO}}{S_w} \geq K_L \frac{W_{TO}}{W_L} \sigma C_{L\,maxL} S_{L\,fl} \quad (6.12)$$

Nótese que se ha introducido el peso al despegue para poder representarla con el resto de las limitaciones.  $\sigma$  participa de igual modo que en el caso anterior debido a que vuelve a ser una actuación a nivel del mar y el parámetro  $K_L$  es una constante cuyo valor se obtiene de operar en (6.10), (6.11) y (6.12) y equivale a  $1,049 \text{ N/m}^3$ .  $S_{L\,fl}$  se establecerá como el promedio de los aviones semejantes resultando en 1399 m, distancia que se establece para el avión de diseño. Finalmente, el coeficiente de sustentación máximo de aterrizaje,  $C_{L\,maxL}$  se dejará como parámetro que tomará valores típicos parecidos a los de los aviones semejantes, es decir, entre 2,1 y 2,4. Este coeficiente marcará la elección del punto de diseño que deberá quedar a la izquierda de las líneas verticales de la Figura 6.7. Se debe aclarar que estas líneas son verticales debido a que la inecuación (6.12) no depende del empuje.

Nótese que cuanto mayor sea el coeficiente de sustentación, más a la derecha se situará el punto de diseño lo que permitirá un diseño con mayor carga alar. Además, menor será la distancia necesaria para el aterrizaje. Sin embargo, esto requerirá unos dispositivos hipersustentadores más caros y complejos.

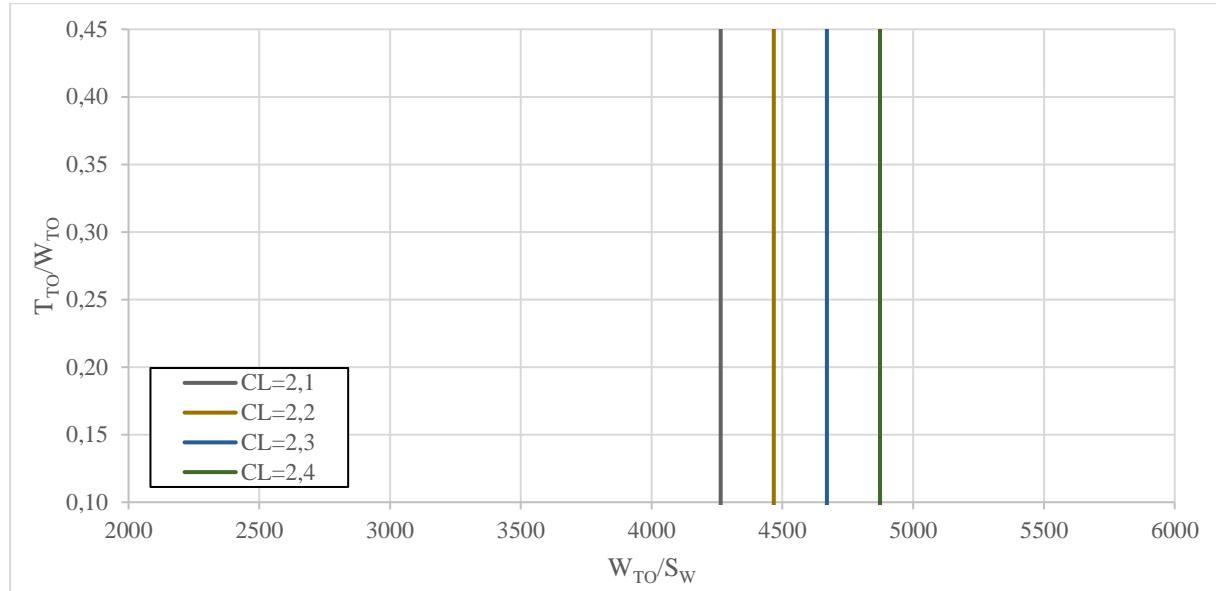


Figura 6.7: Limitación de aterrizaje

#### 6.2.4. Limitación de segundo segmento

Esta limitación es el resultado de la limitación en el segundo segmento con fallo de motor crítico inoperativo según CS 25.121. Se estudiará el caso de subida con el tren de aterrizaje replegado y un gradiente de subida  $\Upsilon_2$  mínimo, que según especifica la norma al tratarse de un avión con dos motores equivale a 2,4%.

Si se aplican las ecuaciones de fuerzas en dicha subida según se muestra en la ecuación (6.13).

$$\begin{cases} L_2 = W_2 \\ T_2 = D_2 + W_2 \Upsilon_2 \end{cases} \quad (6.13)$$

Combinando ambas e introduciendo el fallo del motor crítico se obtiene la inecuación (6.14)

$$\frac{T_{TO}}{W_{TO}} \geq \frac{N_{eng}}{N_{eng} - 1} \left( \frac{T_{TO}}{T_2} \right)_{eng} \left( \frac{1}{E_2} + \Upsilon_2 \right) \frac{W_2}{W_{TO}} \quad (6.14)$$

Siendo  $N_{eng}$  el número de motores, en este caso se trata de un avión es bimotor, por lo que, además, como se ha mencionado antes  $\Upsilon_2=0,024$ . Para la relación entre el empuje de despegue de un motor y el empuje en el segundo segmento se coge como valor típico 1/0,85, de forma que se tenga en cuenta la pérdida de empuje al ganar velocidad la aeronave. Además, la relación entre el peso en el segundo segmento y el peso de despegue se obtiene de Roskam [13, p. 12]. Nótese que se trata de la misma tabla que se ha visto en el capítulo anterior.

Finalmente, el último parámetro que queda por determinar es  $E_2$ , que será el que variará en un rango de valores entre 8 y 11, similares a los de los aviones semejantes, para proporcionar la solución de la inecuación (6.14) y obtener las distintas limitaciones. Como se puede observar en la Figura 6.8, la carga alar no influye en el resultado de modo que se tratará de líneas horizontales constantes.

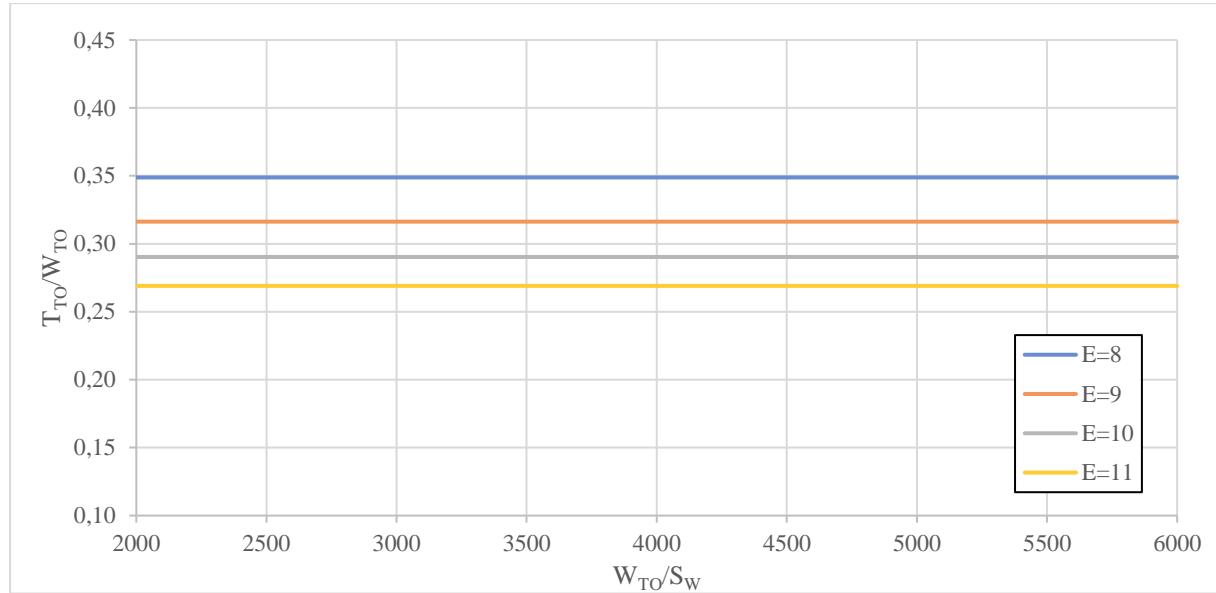


Figura 6.8: Limitación de segundo segmento

### 6.3. Posición de los aviones semejantes

Una vez calculadas todas las limitaciones del avión de diseño, se procede a situar en la Tabla 6.2 tanto los puntos de diseño de los aviones semejantes en misión y configuración, reflejados en Tabla 6.2, como las plantas propulsoras de los mismos aplicadas al avión de diseño como se puede ver en la Tabla 6.3.

Avión	$T_{TO}/MTOW$	$MTOW/S_w$
Challenger 605	0,38	4435
Falcon 900EX	0,31	4445
Gulfstream G450	0,38	3722
Embraer Legacy 600	0,34	4308

Tabla 6.2: Datos de aviones para el punto de diseño

Motor	$T_{TO}/MTOW$
CF34-3B	0,38
TFE731-60	0,31
Tay Mk 611-8C	0,57
AE3007-A1P	0,34

Tabla 6.3: Datos de plantas propulsoras para el punto de diseño

Las líneas discontinuas horizontales de la gráfica indican las distintas plantas propulsoras.

## 6.4. Selección del punto de diseño

Se deberá seleccionar la planta propulsora que requiera menor empuje al despegue, siempre que cumpla con las limitaciones de diseño. Esto se debe a que un menor empuje implica un menor coste y probablemente un menor peso del motor. Si existe más de una planta propulsora válida se recurrirá a aspectos como el precio del motor, su consumo específico o su tiempo de vida.

El objetivo es situar el punto de diseño lo más abajo (menos empuje al despegue y menos coste, tal y como se ha explicado en el párrafo anterior) y los más a la derecha posible de forma que se tenga una mayor carga alar, es decir,  $MTOW/S_w$ . Esto es debido a que dicha carga alar es inversamente proporcional al factor de carga tal y como se puede apreciar en la ecuación (6.15)

$$n = \frac{\Delta L}{W} = \frac{\rho UV C_{L\alpha}}{2 W / S_w} \quad (6.15)$$

Por tanto, esto implica que el avión se verá menos afectado cuando se encuentre con una turbulencia y de esta forma se logrará cumplir con el objetivo principal que se busca en el diseño de una aeronave que es la comodidad de los pasajeros.

Se deberá tener en cuenta que como el peso máximo al despegue ya ha sido seleccionado, la única forma de variar la carga alar será variando la superficie alar, y si el objetivo buscado es aumentarla, al ser inversamente proporcional, se deberá disminuir dicha superficie. Esto implicará un aumento de la velocidad de entrada en pérdida tal y como se puede apreciar en la ecuación (6.7) e interesa que sea lo más baja posible de forma que se puedan conseguir unas distancias de despegue y aterrizaje más pequeñas. Además, como se muestra en la ecuación (6.16), que resulta de maximizar la expresión de la eficiencia, una disminución de la superficie alar desemboca en una disminución de la resistencia inducida en el ala,  $C_{D0w}$  como se verá en capítulos posteriores, al ser esta proporcional a la superficie mojada. Por tanto, esto implica una disminución de la resistencia inducida total,  $C_{D0}$  y en consecuencia un aumento de la eficiencia máxima.

$$E_{max} = \frac{1}{2\sqrt{kC_{D0}}} \quad (6.16)$$

Finalmente, cabe destacar que una disminución de la superficie alar implica una disminución del peso estructural de dicha ala y, por tanto, un menor peso en vacío de la aeronave.

Continuando con la determinación del punto de diseño, lo primero es elegir la planta propulsora. En primer lugar, se rechazan el Tay Mk 611-8C por ser un motor demasiado potente y el TFE731-60 por estar demasiado justo con las limitaciones. De modo que quedan dos opciones viables y se van a analizar desde el punto de vista de los factores anteriormente mencionados, tal y como se muestra en la

Tabla 6.4. Estos serán únicamente el peso

y el consumo específico ya que la información sobre el precio y el tiempo de vida puede ser más difusa.

Motor	$C_e$ [g/KN/s]	$W_{eng}$ [kg]
CF34-3B	19,9	758
AE3007-A1P	18	752

Tabla 6.4: Motores candidatos según peso y consumo específico

Por lo tanto, ya que el motor AE3007-A1P no solo es más ligero, sino que también posee un menor consumo específico en crucero será la opción seleccionada.

Una vez se ha elegido la planta propulsora se debe seleccionar la combinación de parámetros que determinen el punto de diseño, manteniendo semejanza con el resto de los aviones y guardando las limitaciones obtenidas anteriormente. De este modo, el alargamiento elegido es  $A=7,96$ , el mayor de los aviones semejantes, el  $C_{L\max\text{TO}}=1,9$  y  $C_{L\max\text{L}}=2,3$ , ambos dentro de los límites que marca Roskam [13, p. 91] para aviones de negocios como se muestra en la Figura 6.9.

Airplane Type	$C_{L\max}$	$C_{L\max\text{TO}}$	$C_{L\max\text{L}}$
1. Homebuilt	1.2 - 1.8	1.2 - 1.8	1.2 - 2.0*
2. Single Engine Propeller Driven	1.3 - 1.9	1.3 - 1.9	1.6 - 2.3
3. Twin Engine Propeller Driven	1.2 - 1.8	1.4 - 2.0	1.6 - 2.5
4. Agricultural	1.3 - 1.9	1.3 - 1.9	1.3 - 1.9
5. Business Jets	1.4 - 1.8	1.6 - 2.2	1.6 - 2.6
6. Regional TBP	1.5 - 1.9	1.7 - 2.1	1.9 - 3.3
7. Transport Jets	1.2 - 1.8	1.6 - 2.2	1.8 - 2.8
8. Military Trainers	1.2 - 1.8	1.4 - 2.0	1.6 - 2.2
9. Fighters	1.2 - 1.8	1.4 - 2.0	1.6 - 2.6
10. Mil. Patrol, Bomb and Transports	1.2 - 1.8	1.6 - 2.2	1.8 - 3.0
11. Flying Boats, Amphibious and Float Airplanes	1.2 - 1.8	1.6 - 2.2	1.8 - 3.4
12. Supersonic Cruise Airplanes	1.2 - 1.8	1.6 - 2.0	1.8 - 2.2

Figura 6.9: Valores de Roskam para los coeficientes de sustentación

Por último, el valor de la eficiencia en el segundo segmento elegido es  $E_2=9$ . En la Figura 6.10 se representa el punto de diseño con las limitaciones señaladas anteriormente.

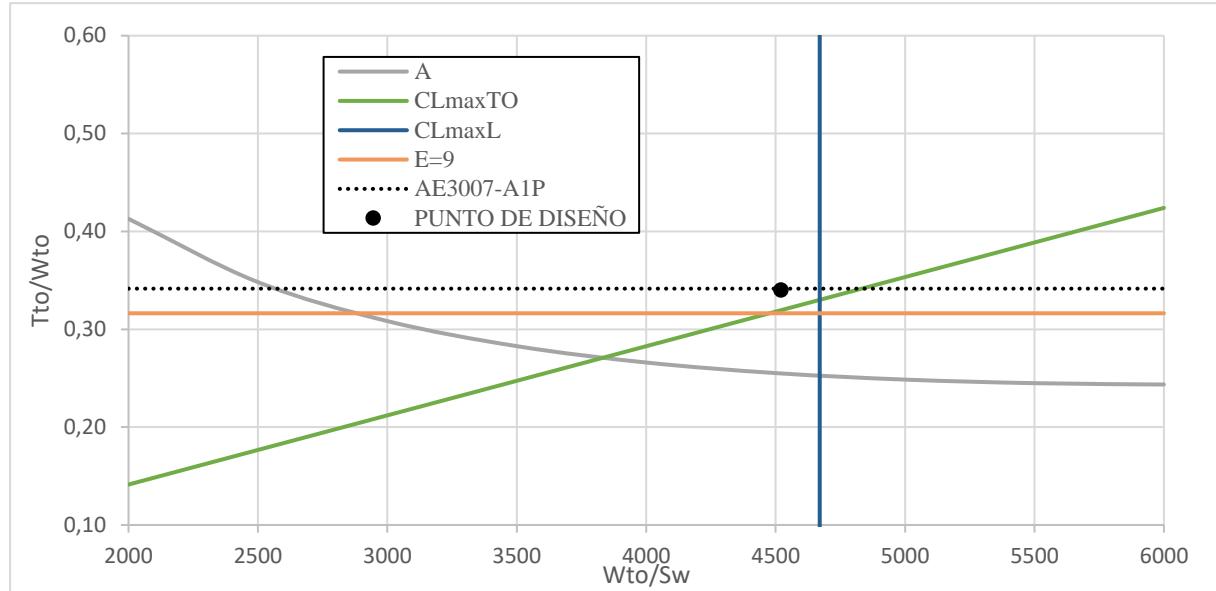


Figura 6.10: Elección del punto de diseño

A la hora de elegir la carga alar del punto de diseño hay que tener en cuenta que nos encontramos en la primera iteración del diseño de una aeronave y que se prevén futuros cambios por lo que es necesario no acercarse demasiado a las limitaciones calculadas y dejar un margen de seguridad. De esta forma, se elige una carga alar de 4520 Pa que estará limitada por los coeficientes de sustentación tanto de despegue como de aterrizaje y que resulta en una superficie alar  $S_w=48,05 \text{ m}^2$ . A continuación se añade la Tabla 6.5 a modo de recopilación de los datos obtenidos en este capítulo.

$C_{L\max TO}$	1,9
$C_{L\max L}$	2,3
$E$	9
$A$	7,96
$W_{TO}/S_w [\text{Pa}]$	4520
$S_w [\text{m}^2]$	48,05
$T_{TO}/W_{TO}$	0,34
$T_{TO} [\text{N}]$	37089
$S_{TOfl} [\text{m}]$	1780
$S_{Lfl} [\text{m}]$	1399

Tabla 6.5: Datos obtenidos en el capítulo



# Capítulo 7

## 7. Diseño y definición geométrica del ala

### 7.1. Introducción

#### 7.1.1. Objetivo

El objetivo de este capítulo consiste en, una vez calculada la superficie alar, diseñar el ala de la aeronave de forma que cumpla con dicho requisito. Además, el diseño se realizará con ayuda de los datos obtenidos de las aeronaves semejantes. Se calcularán también los diseños de dispositivos hipersustentadores, alerones y spoilers y finalmente, una vez se ha obtenido lo anterior, el máximo peso de combustible que puede transportar la aeronave anteproyectada.

#### 7.1.2. Descripción del contenido

En primer lugar, mediante cálculos y ecuaciones sencillas se irán obteniendo los datos del ala con la finalidad de poder dibujarla. También serán de ayuda en el cálculo de algunos parámetros, datos y promedios obtenidos de las aeronaves similares. Una vez obtenidos dichos datos y se tiene el diseño completo de la vista en planta del ala, se elige el perfil aerodinámico correspondiente, lo que proporcionará información del ala en todas las vistas y se podrá conocer su volumen.

De esta forma, se tiene el diseño del ala completo y se procede a calcular el MFW y los tanques de combustible necesarios para transportarlo.

Seguidamente, se realizará el cálculo de los dispositivos hipersustentadores, alerones y spoilers tomando como referencia los diseños de las aeronaves semejantes y, finalmente, se calcularán los incrementos de coeficiente de sustentación que proporcionan y se realizará una comprobación con los datos obtenidos en el capítulo anterior.

#### 7.1.3. Relación con el resto de los capítulos

El diseño del ala resulta imprescindible para el cálculo de los estabilizadores horizontal y vertical ya que estos últimos dependen del primero. Además, serán las responsables de alojar el tren de aterrizaje principal por lo que sus medidas son necesarias y, finalmente, proporcionan un coeficiente de resistencia inducida que contribuye al total y por tanto al cálculo de la polar no equilibrada.

#### 7.1.4. Funciones del ala

La siguiente información se ha obtenido de [14]. El ala es el principal componente de un avión, su principal función es asegurar la sustentación, que compensa al peso. Esto hace que el avión pueda mantener un vuelo estable. Pero al ser una estructura bastante grande, la evolución

tecnológica de los aviones ha hecho que adquiera una serie de nuevas funciones aparte de mantener el vuelo. El ala es diseñada basándose en criterios de actuaciones en vuelo, es decir la velocidad de diseño, el coeficiente de planeo, la carga útil, la maniobrabilidad del avión, todo ello implica consideraciones de diseño estructural y finalmente factores de diseño global del avión (por ejemplo, donde poner un sistema u otro).

Un resumen de sus funciones principales sería el siguiente:

- Dar sustentación y mantener el vuelo compensando el peso del avión.
- Proveer de control al avión en vuelo. Normalmente el ala es la encargada de las funciones de control de balance, mediante la disposición del diedro, así como las funciones de control alrededor del eje longitudinal mediante los alerones. En algunas alas (por ejemplo ala en delta) es también la encargada del control de cabeceo (normalmente se encarga el estabilizador horizontal (lateral)).
- Asegurar la capacidad de despegue y aterrizaje del avión, cosa que suele realizar ayudándose de los dispositivos hipersustentadores, aumentando el área efectiva y el coeficiente de sustentación.
- En aquellos aviones con motores en ala, es la encargada de sujetar el o los motores y transmitir su empuje al avión completo. Así como los sistemas necesarios para el drenaje de aire del motor, suministro de combustible y control del motor (cableado, el sistema que realiza el control del motor no está situado normalmente en el ala).
- Alojar el combustible, con el paso de los años el ala se ha adaptado para llevar en el interior de su estructura el combustible que el avión utiliza para el vuelo. Esto es debido a que el peso del combustible no ha de alterar la posición del centro de gravedad para mantener el centrado aerodinámico del avión. El combustible se lleva también en la parte baja del encastre y en algunos aviones de transporte grandes en un depósito trasero para mantener el centrado. Por lo tanto, la estructura interna del ala debe estar preparada para contener combustible (protección química).
- Luces y señalización. En los extremos del ala suelen encontrarse normalmente luces que son utilizadas para la señalización como, por ejemplo, las luces de navegación, de posición y en algunas aeronaves de ala fija se instalan las luces de aterrizaje y carretero.
- Alojamiento del tren de aterrizaje, muchos aviones tienen parte o bien todo el tren de aterrizaje dentro del ala.
- Soporte para salida de emergencia, al estar muchas salidas de emergencia localizadas al lado del ala, el ala debe ser capaz de aguantar en un momento de evacuación a los pasajeros sobre ella.

### 7.1.5. Arquitectura del ala

La siguiente información se ha obtenido de [15]. El ala del avión está constituida principalmente por el cajón central y elementos auxiliares.

- El cajón central o de torsión está formado por largueros, larguerillos, costillas y el revestimiento del ala
- La estructura auxiliar se compone de la punta del ala (también conocida como winglet), las superficies de control, borde de ataque y salida.

Los largueros son vigas que recorren el ala desde la raíz hasta la punta. Son el elemento principal de ala y se conectan entre ellos atravesando el fuselaje formando el cajón central.

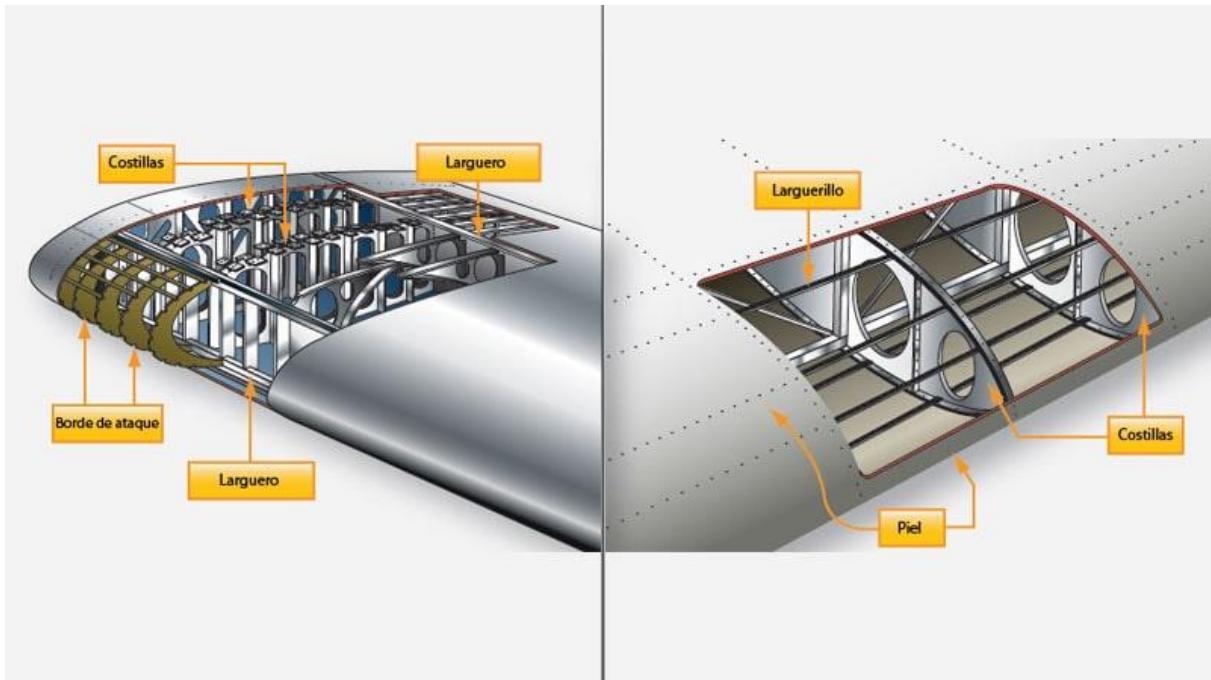


Figura 7.1: Estructura interior del ala de un avión

Los larguerillos refuerzan el revestimiento para que pueda soportar los esfuerzos que se originan en vuelo.

Las costillas del ala se colocan perpendicularmente a los largueros. Las costillas también se encargan de distribuir las cargas originadas en vuelo. El entramado formado por las costillas y largueros del ala forman los depósitos de combustible del avión.

La piel o también revestimiento del ala transmite los esfuerzos a los largueros y larguerillos. Está diseñada de tal manera que evite el pandeo provocado por el movimiento del avión en el aire, por ejemplo, en las turbulencias.

El encastre es el punto donde se une el ala al fuselaje. Esta zona es crítica ya que se producen una gran cantidad de esfuerzos. La sustentación es una fuerza que se aplica hacia el centro del ala, produciendo un par de fuerzas enorme que las doblan. Para evitar una flexión peligrosa que pudiera partir las alas, se diseña formando un ala enteriza.

Un ala enteriza es aquella que está formada en una sola pieza y va de una punta a otra. En su parte media se encuentra el cajón central que se utiliza como depósito de combustible.

La estructura auxiliar de las alas es aquella que está formada por los elementos que le dan su forma final. Está formada por el borde de ataque, el borde de salida y la punta del ala.

- El borde de ataque tiene la forma romana que le dan las costillas del interior de ala. El borde de ataque está fijado al larguero anterior del ala. Los flaps Krueger y los slats se sitúan en el borde de ataque.
- El borde de salida tiene la forma puntiaguda gracias a la forma de las costillas del interior de ala. El borde de salida se fija al larguero posterior. En el borde de salida se encuentran los flaps, spoilers y alerones.
- La punta del ala sirve como carenado exterior del borde de ataque, del borde de salida y del cajón interior. La punta del ala puede tener o no winglets. Los winglets son elementos aerodinámicos que permiten reducir el consumo de combustible del avión.

## 7.2. Dimensionado del ala

En esta sección se calcularán todos los parámetros que definen la forma en planta del ala y permiten conocer su diseño. Tal y como se ha detallado en el capítulo anterior, se tiene una superficie alar de  $S_w = 48,05 \text{ m}^2$  y un alargamiento de  $A = 7,96 \text{ m}$ . A partir de ellos, se determinarán los parámetros mostrados en la **!Error! No se encuentra el origen de la referencia.**. Hay que destacar que en general se seguirán los pasos de diseño indicados por Roskam [17, p. 149].

Parámetro	Símbolo
<b>Alargamiento</b>	A
<b>Envergadura</b>	b
<b>Cuerda Media Geométrica</b>	CMG
<b>Flecha</b>	$\Lambda_{1/4}$
<b>Espesor relativo</b>	t/c
<b>Estrechamiento</b>	$\Lambda$
<b>Ángulo diedro</b>	$\Gamma$
<b>Número y Posición de los quiebros</b>	-
<b>Torsión</b>	$\Theta$
<b>Perfil aerodinámico</b>	-
<b>Cuerda Media Aerodinámica</b>	CMA
<b>Posición <math>\frac{1}{4}</math> de la CMA</b>	$x_{1/4CMA}$

Figura 7.2: Parámetros a determinar en el dimensionado del ala [13]

## Envergadura

La envergadura,  $b$ , se entiende como la distancia que existe desde un extremo a otro del ala, sin incluir los winglets ya que el alargamiento calculado tampoco los incluye. De esta forma, con los datos proporcionados anteriormente se tiene la ecuación (7.1).

$$b = \sqrt{AS_w} \quad (7.1)$$

Así, se obtiene  $b = 19,56$  m. Además, con el propósito de que queden definidas todas las dimensiones de la aeronave y aunque el diseño de los winglets no sea objeto de este proyecto, se va a hacer una estimación de sus medidas de forma que quede definida la envergadura total de la aeronave.

Para ello, se ha realizado una regresión lineal entre la envergadura con y sin winglets de las aeronaves semejantes, como se puede apreciar en la Figura 7.3 y se establece en la ecuación (7.2).

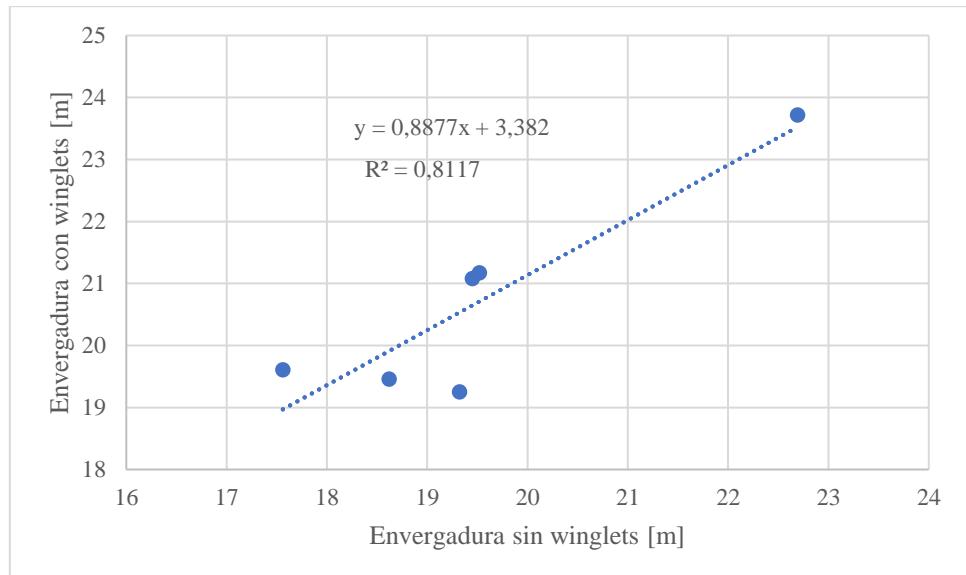


Figura 7.3: Regresión lineal entre envergadura con y sin winglets

$$b_{con\ winglets} = 0,8877b_{sin\ winglets} + 3,382 \quad (7.2)$$

Nótese que, aunque la regresión lineal no sea muy exacta, al tratarse simplemente de una estimación se considerará válida. Finalmente se llega a la conclusión de que  $b_{con\ winglets} = 20,75$  m.

## Cuerda media geométrica

La cuerda media geométrica, CMG, se calcula como la media de todas las cuerdas de cada perfil que forma el ala. Mediante la ecuación (7.3) se obtiene dicha cuerda.

$$CMG = \frac{S_w}{b} \quad (7.3)$$

Así, se obtiene  $CMG = 2,46$  m. Con el objetivo de realizar un avión los más parecido posible a sus semejantes, se ha decidido que el ala a diseñar va a poseer un quiebro. De esta forma, partir de esta cuerda media geométrica se obtendrán las de cada uno de los tramos del ala, como se explicará posteriormente.

### Flecha $\frac{1}{4}$ y espesor relativo

En primer lugar, se va a calcular la flecha  $\Lambda_{1/4}$ , que corresponde con el ángulo que forman la perpendicular al eje longitudinal del avión en el encastre del borde de ataque del ala con la línea de puntos un cuarto de todos los perfiles del ala. Se va a calcular primero la flecha correspondiente a un ala trapezoidal simple equivalente, es decir, sin quiebro y posteriormente se realizará el cálculo del ala compuesta. Nótese que la flecha de borde de ataque  $\Lambda_{ba}$  será la misma, en la mayoría de los casos, tanto para el ala con y sin quiebro ya que en muchas de las aeronaves la línea de borde de ataque de mantiene constante.

Se deberá tener en cuenta que una flecha alta generará una disminución de la pendiente de la curva de sustentación, provocando la necesidad de incrementar el ángulo de ataque para velocidades bajas. Además, requiere una estructura más compleja lo que incrementará el peso de la estructura y los costes asociados tanto a su construcción como diseño y montaje.

Finalmente, hay que remarcar que tiene un efecto importante en el aumento del Mach de divergencia al disminuir las pérdidas de ondas de choque normal que aumentan la resistencia de onda, lo que hace que sea posible volar a mayores velocidades en crucero. Además, esta flecha alta generará que la entrada en pérdida se inicie en la punta del ala. Esto es un efecto no deseado ya que es más beneficioso que esto ocurra en el encastre para poder mantener el control sobre los alerones, que permiten el movimiento de balance, por lo que se deberá compensar con un ángulo de torsión  $\theta$  negativo. El objetivo, por tanto, será obtener la menor flecha posible dentro de un rango lógico.

En primer lugar, se procede con el cálculo de la flecha  $1/4$ , para lo que se utilizará el promedio de las flechas de los aviones semejantes y se comparará el valor obtenido con los datos proporcionados por Roskam en su parte II [17, p. 145] que se reflejan en la Figura 7.4, excluyendo los que no entran dentro del rango que se aprecia en la misma. De esta forma, los aviones utilizados como referencia serán el Bombardier Challenger 600, Falcon 900EX, Gulfstream G450 y el Bombardier Challenger 300, mostrados en la Tabla 7.1

Nótese que, en los casos en los que no se han encontrado datos exactos, la flecha de puntos un cuarto de aviones semejantes se ha obtenido mediante la expresión (7.8) a partir de la flecha del borde de ataque, por el hecho de que es más visual y fácil de medir. Además, se ha tenido en cuenta si su situación anterior o posterior al quiebro, ponderando dicha parte con la envergadura correspondiente.

Table 6.5 Business Jets: Wing Geometric Data

Type	Dihedral Angle. $\Gamma_w'$	Incidence Angle. $i_w'$	Aspect Ratio. $A$	Sweep Angle. $\Lambda_{c/4}$	Taper Ratio. $\lambda_w$	Max. Speed. $V_{max}$	Wing Type
	deg.	root/tip deg.		deg.		kts	
<b>DASSAULT/BREGUET</b>							
Falcon 10	1.5	NA	7.1	27	0.36	492(25K)	ctl/low
Falcon 20P	2	1.5	6.4	30	0.31	465(25K)	ctl/low
Falcon 50	0	NA	7.6	24	0.32	475	ctl/low
<b>CESSNA</b>							
Citation I 500	4	2.5/-0.5	7.8	0	0.39	277(28K)	ctl/low
Citation II	4.7	NA	8.3	2	0.32	277(28K)	ctl/low
Citation III	2.8	NA	8.9	25	0.35	472(33K)	ctl/low
<b>GATES LEARJET</b>							
24	2.5	1	5.0	13	0.50	473(31K)	ctl/low
35A	2.5	1	5.7	13	0.50	464	ctl/low
55	2.9	NA	7.3	13	0.42	470(30K)	ctl/low
<b>IAI</b>							
1124 Westw. I	2	1/-1	6.5	5	0.33	471	ctl/mid
1125 Astra	2.6 (out)	NA	8.8	34/25 at LE	0.30	472(35K)	ctl/low
Canadair CL601	2.8	3	8.5	25	0.26	450	ctl/low
Bae 125-700	2	2.1/-0.3	6.3	20	0.28	436(28K)	ctl/low
GA Gulfst. III	3	3.5/-0.5	6.5	28	0.31	487	ctl/low
Mu Diamond I	2.7	3/-3.5	7.5	20	0.35	431(30K)	ctl/low
L. Jetstar II	2	1/-1	5.3	30	0.37	475(30K)	ctl/low

ctl = cantilever      (30K) = 30,000 ft altitude

Figura 7.4: Datos de diseño del ala de aviones semejantes proporcionados por Roskam

Nombre	Challenger 605	Falcon 900EX	Gulfstream G450	Challenger 300
Aba [°]	32,01	31,20	31,88	30,99
Aba aq[°]	35,74	36,78	-	-
Aba dq[°]	28,39	28,42	-	-
$\Lambda_{1/4}$ [°]	27,62	26,49	26,38	26,07
$\Lambda_{1/4}$ aq[°]	26,06	27,52	-	20,60
$\Lambda_{1/4}$ dq[°]	25,27	24,59	-	26,55

Tabla 7.1: Datos de flecha de los aviones semejantes

De esta forma, la  $\Lambda_{1/4eq}$  obtenida es 26,64°. Nótese que los subíndices aq y dq son los mismos que ya se explicaron en el capítulo 3, y hacen referencia a la zona del ala antes del quiebro y después del quiebro respectivamente.

Se entiende como espesor relativo ( $t/c$ ) al cociente entre el espesor máximo de un perfil y su cuerda. Como es un parámetro a medida que se varía la envergadura, se deberá diferenciar entre el espesor en el encastre ( $t/c$ )<sub>r</sub>, el espesor en la punta ( $t/c$ )<sub>t</sub>, y el espesor relativo medio  $\bar{t}/c$  que hace referencia al que se tiene en la mitad de la semienvergadura.

En cuanto a tema de diseño interesa un espesor relativo alto, ya que proporcionará un mayor momento de inercia y esto se traducirá en una mayor capacidad de soportar cargas con unos elementos estructurales más delgados, lo que implica que se tendrá un menor peso de la estructura.

Además, un espesor relativo alto también interviene en el mach de divergencia decrementándolo, al aumentar la resistencia, e impidiendo una velocidad de crucero alta. Esto

es debido a que se aumenta la velocidad del fluido en el extradós y se adelantan las ondas de choque.

Finalmente, hay que destacar que un mayor espesor relativo aumentará el volumen interior del ala, generando más espacio interior y por tanto permitiendo una mayor capacidad de carga de combustible. El objetivo buscado será, en combinación con la flecha, tratar de obtener el mayor espesor relativo.

Para la obtención de dicho espesor relativo, Torenbeek [12, p. 249] relaciona el espesor relativo medio con el Mach de divergencia y la flecha un cuarto mediante la ecuación (7.4) que se muestra a continuación.

$$\frac{\bar{c}}{c} = \frac{0,3}{M_{DD}} \left( \frac{1}{M_{DD} \cos \Lambda_{1/4}} - M_{DD} \cos \Lambda_{1/4} \right)^{\frac{1}{3}} \left[ 1 - \left[ \frac{5 + (M_{DD} \cos \Lambda_{1/4})^2}{5 + M^{*2}} \right]^{3,5} \right] \quad (7.4)$$

Torenbeek define el Mach de divergencia aquel al que se produce un incremento en la resistencia de onda de 20 cuantos, es decir,  $\Delta C_D = 0,002$ . Además, menciona que en el crucero de alta velocidad se establece un incremento de resistencia de entre 20 y 30 cuantos, por lo que, de acuerdo a la definición de Mach de divergencia proporcionada anteriormente, se podrían considerar similares.

En las características iniciales se impuso un Mach de crucero de la aeronave de diseño, pero no un Mach de alta velocidad. Por tanto, dicho Mach se va a calcular de la siguiente forma.

En primer lugar, se va a cuantificar la diferencia entre el mach de crucero y el de Mach de alta velocidad de los aviones semejantes. Seguidamente, se va a realizar un promedio entre los distintos incrementos para obtener el incremento de la aeronave de diseño y finalmente se sumará dicho incremento al Mach de crucero de diseño. Este proceso se recoge en la Tabla 7.2 a modo de resumen y explicación.

Challenger 605	Falcon 900EX	Gulfstream G450	Legacy 600	Proyecto
0,78	0,79	0,80	0,80	0,84
0,74	0,75	0,77	0,78	0,81
$\Delta$ Mach				
0,04	0,04	0,03	0,02	0,03

Tabla 7.2: Cálculo del Mach de divergencia

Nótese que para mayor exactitud se ha realizado únicamente con los aviones semejantes en misión y configuración. Por tanto, se obtiene  $M_{DD} = 0,84$ .

El parámetro  $M^*$  se define como se indica en la ecuación (7.5).

$$M^* = M_{perfil}^* - \frac{0,25 C_{Lmedcr}}{\left( \cos \Lambda_{1/4} \right)^2} \quad (7.5)$$

$M^*$  perfil también está definido en Torenbeek [12, p. 246] y, al tener la aeronave perfiles a diseñar perfiles supercríticos le corresponderá un valor de 1,15. Para obtener el coeficiente de sustentación medio de crucero simplemente se realiza un equilibrio de fuerzas en ese punto, como se muestra en la ecuación (7.6) donde el peso medio de crucero se ha calculado en capítulos anteriores y la velocidad corresponde con la de crucero.

$$C_{Lmedcr} = \frac{2W_{medcr}}{\rho S_w V^2} \quad (7.6)$$

De esta forma se obtiene  $C_{Lmedcr} = 0,3948$  y, por tanto,  $M^* = 1,026$ .

Lo último que quedaría por aclarar para poder calcular el espesor medio relativo con (7.4) es que se usará la flecha de puntos un cuarto obtenida anteriormente que corresponde con la equivalente a un ala trapezoidal simple.

De este modo, se obtiene un espesor relativo medio igual a 0,1188. Por último, queda calcular el espesor en el encastre y en la punta del ala para lo que, como no existe ninguna forma establecida para hacerlo, se va a elegir como ala modelo la del Bombardier Challenger 605. Esto es debido a que tiene un espesor relativo medio muy similar. Por tanto, el espesor relativo del encastre sería 0,14 y el espesor relativo en la punta 0,10.

Finalmente, una vez obtenidos estos datos se va a definir el parámetro  $\tau$  tal y como se muestra en la ecuación (7.7).

$$\tau = \frac{(t/c)_t}{(t/c)_r} \quad (7.7)$$

Obteniéndose  $\tau = 0,7143$ , que será de utilidad en los siguientes apartados.

Finalmente, con el objetivo de establecer otra comprobación más de forma que se asegure los resultados obtenidos, se recurre a la literatura de Roskam [17, p. 151] en la que se presenta la Figura 7.5, que relaciona el Mach crítico con el espesor y la flecha de puntos un cuarto. Se ha elegido la gráfica que más acorde representaba a la aeronave de diseño en cuanto a valores de  $C_L$  y alargamiento. Entrando con un espesor medio relativo  $\overline{t/c} = 0,1188$  y un  $M_{cr} = 0,79$  ya que se le debe reducir un  $\Delta M_{cr}$  por tener el avión perfiles supercríticos, se puede más o menos concluir que la flecha de puntos un cuarto posee un valor razonable pese a que esta tabla es una aproximación poco exacta.

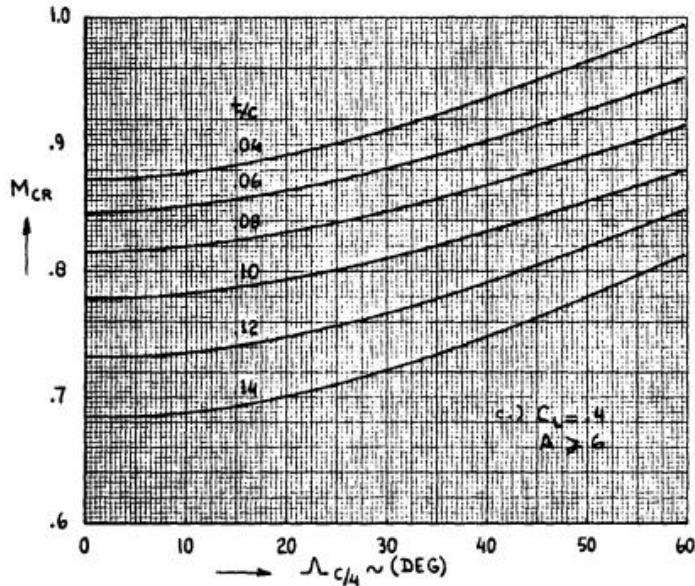


Figura 7.5: Mach crítico en función de coeficiente de espesor y flecha de puntos un cuarto

A modo de conclusión se presenta en la Tabla 7.3 un resumen de los valores obtenidos.

$\Lambda_{1/4 \text{ eq}} [\circ]$	$M_{DD}$	$t/c$	$\tau$
26,74	0,84	0,1188	0,7143

Tabla 7.3: Valores de flecha, espesor y Mach de divergencia

### Ala trapezoidal simple equivalente

Una vez obtenidos la flecha de puntos un cuarto y el espesor, se deben obtener el resto de los parámetros que darán lugar al ala trapezoidal simple equivalente, y a partir de los cuales se terminará por obtener el ala compuesta. Esta ala equivalente consiste en un ala de igual superficie alar y envergadura, pero distinta forma en planta. En la Figura 7.6 se muestran las dos vistas en planta de las distintas alas con la finalidad de aclarar el proceso a seguir.

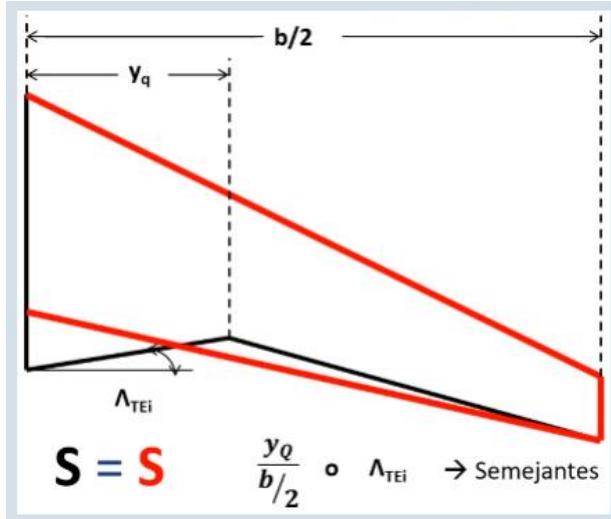


Figura 7.6: Vista en planta de ala trapezoidal equivalente y compuesta [16]

Haciendo uso de la ecuación (7.8) se obtendrá la flecha de borde de ataque equivalente. Recuérdese que como se dijo en el apartado anterior, esta flecha se mantendrá constante a lo largo de todo el borde de ataque, independientemente de la altura del quiebro a la que nos encontremos así que se va a obviar el término “equivalente”.

$$\tan \Lambda_{1/4eq} = \tan \Lambda_{BA} + \frac{c_t - c_{req}}{2} \quad (7.8)$$

Por tanto, simplemente se necesitan obtener la cuerda en la punta del ala y la cuerda en la raíz equivalente. Se debe tener en cuenta que la ecuación (7.8) está aplicada para el cálculo de la medida equivalente, pero si se quiere calcular dicho ángulo para cualquiera de las partes que divide el quiebro no hay más que sustituir la parte de la cuerda correspondiente por la del quiebro  $c_q$ , y cambiar la envergadura por la necesaria en cada momento.

Además se deberá anotar la diferencia entre cuerda en la raíz (en el plano de simetría del avión, obtenida a partir de la obtención de la ley de cuerdas de cada uno de los aviones semejantes), cuerda en el encastre y la cuerda en la raíz equivalente (en el plano de simetría del avión si fuera un ala trapezoidal simple) obtenida a partir de la expresión (7.9) y que se usará para el cálculo de los datos que se obtienen a partir de la cuerda media geométrica. Estos datos se pueden comprobar en la Tabla c.1 del Anexo II. Además, es necesario anotar que la ecuación (7.9) se obtiene de la propia definición de cuerda media geométrica para ala trapezoidal simple.

$$CMG = \frac{c_r + c_t}{2} \rightarrow c_{req} = 2CMG - c_t \quad (7.9)$$

Si se requiere una mayor comprensión de estos términos se recomienda leer Anexo I.

A continuación, de la propia definición de superficie alar se obtiene la cuerda en la punta, tal y como se puede comprobar en la ecuación (7.10).

$$S_w = b \cdot CMG = b \frac{c_t + c_{req}}{2} = \frac{b}{2} c \left( 1 + \frac{1}{\lambda_{eq}} \right) \quad (7.10)$$

Para poder obtener  $C_t$  faltaría conocer el parámetro de estrechamiento equivalente  $\lambda_{eq}$ , el cual se va a obtener de realizar una media con los datos de los aviones semejantes. Nótese que para ello se ha debido obtener previamente la  $C_{req}$  de cada uno de ellos mediante la ecuación (7.9). Estos datos se pueden comprobar en la Tabla c.1 del Anexo II. De esta forma se ha obtenido  $\lambda_{eq} = 0,282$ .

Despejando la cuerda en la punta de (7.10) se obtiene  $C_t = 1,08$  m y entrando con los datos obtenidos en (7.9) se llega a  $C_{req} = 3,83$  m. Finalmente, entrando en (7.8) se obtiene una flecha de borde de ataque  $\Lambda_{BA} = 29,77^\circ$ .

A continuación, se presenta a modo de resumen en la Tabla 7.4 una recopilación de los resultados obtenidos en este apartado.

$\Lambda_{BA} [^\circ]$	$C_t [m]$	$C_{req} [m]$	$\lambda_{eq}$
29,77	1,08	3,83	0,282

Tabla 7.4: Valores de flecha de borde de ataque y caderas geométricas

## Estrechamiento

El estrechamiento  $\lambda$ , es la relación entre la cuerda del perfil alar en la punta del ala dividido por la cuerda del perfil alar de la raíz. Recuérdese que, como se ha dicho anteriormente, cuando se habla de cuerda en la raíz se hace referencia a la que tiene lugar en el plano de simetría del avión, no en el encastre.

El estrechamiento tiene un gran efecto sobre la distribución de presiones del ala y su función es tratar de asemejar la distribución de sustentación del ala a una distribución elíptica. Esto implica que la sustentación en la punta del ala es casi nula, logrando así reducir la intensidad de los torbellinos de punta de ala y por tanto la resistencia inducida.

Cuanto mayor sea el estrechamiento, en mayor proporción se reduce la cuerda a medida que nos acercamos a la punta del ala, lo que implica una menor sustentación al haber menos superficie. Por tanto, esto se traduce en unos menores momentos flectores. Esto conlleva un alivio de la estructura alar y permite una reducción del peso y complejidad de la estructura del ala.

Sin embargo, este parámetro posee un inconveniente, se trata de que acerca la entrada en pérdida a la punta del ala, algo que no interesa ya que los ailerones quedarían inutilizados y provocaría la pérdida del control de la aeronave. Esto es así debido a que el Reynolds es un número adimensional proporcional a la longitud, de tal manera que será mayor en la cuerda en la raíz que en la punta, provocando que se produzca antes el paso de capa límite laminar a capa límite turbulenta. Al ser más enérgica la segunda, se necesitará un gradiente de presión adverso mayor para separarse, provocando así un coeficiente de sustentación máximo mayor. La solución a este problema consiste en darle al ala un ángulo de torsión negativa, acercando así el punto de entrada en pérdida al fuselaje.

Otras formas posibles de reducir la entrada en perdida pueden ser la instalación de una tira o «stall strip» en el borde de ataque más cercano a la raíz del ala, de forma que cuando se alcanza un determinado ángulo de ataque, la tira rompe el flujo de aire haciendo que la raíz entre en pérdida antes que el extremo del ala, o en caso opuesto, instalar unas ranuras en el borde de ataque cercano a la punta del ala, de manera que con altos ángulos de ataque se suaviza el flujo de aire en esa parte del ala retrasando su entrada en pérdida respecto a la raíz.

Para el cálculo de  $\lambda$  se va a hacer un promedio con los datos del estrechamiento de los aviones semejantes, que se pueden ver en la Tabla c.1 del Anexo II. De esta forma se obtiene  $\lambda = 0,243$ . Con la finalidad de demostrar que el resultado obtenido es razonable, se recurre a la gráfica de Torenbeek [12, p. 237] que se presenta en la Figura 7.7 donde se puede apreciar como el estrechamiento y la flecha están en la zona superior de la curva que marca la limitación.

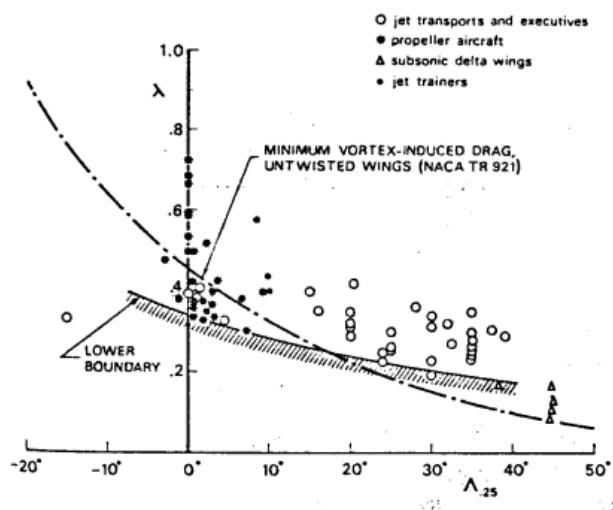


Figura 7.7: Limitación de estrechamiento frente a flecha de puntos un cuarto

Una vez establecido el estrechamiento, mediante la ecuación (7.11) se obtiene la cuerda en la raíz del ala trapezoidal compuesta de la aeronave de proyecto.

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r} \quad (7.11)$$

De esta forma, despejando, se obtiene  $C_r = 4,45$  m. A modo de resumen de este punto se presenta la Tabla 7.5.

$\lambda$	$C_r$ [m]
0,243	4,45

Tabla 7.5: Valores de estrechamiento y cuerda en la raíz

## Quiebro

En este apartado se comenzará a dar forma de ala trapecial compuesta al ala de la aeronave. Para ello, en primer lugar, es necesario establecer el punto en el que estará el quiebro que delimitará una parte del ala y la siguiente, separándolas en dos alas trapeciales distintas.

Uno de los principales objetivos del quiebro es aumentar el espacio del ala para alojar el tren de aterrizaje principal. Sin embargo, desde un punto de vista de construcción y estructural, este dificulta la construcción del ala ya que serán necesarios largueros y larguerillos que no son rectos, introduciendo puntos de posibles concentraciones de tensiones.

Nótese además que incluir un quiebro sin variar la flecha de borde de ataque obliga a la flecha de puntos un cuarto a aumentarse, lo que conlleva los efectos explicados anteriormente.

El principal motivo por el que se ha decidido realizar un ala trapecial doble es un intento de buscar la mayor similitud del avión de diseño con sus semejantes y por tanto, al poseer la gran mayoría de ellos un quiebro en sus alas parece lógico que en este caso también sea necesario.

Tal y como se ha mencionado anteriormente, de acuerdo con los cálculos que se han realizado, se ha llegado a la conclusión de que el ala de mayor similitud con el del avión de diseño es el del Bombardier Challenger 605 y es por ello que será el avión en el que se basará tanto el cálculo del quiebro como más adelante el de los dispositivos hipersustentadores. Por tanto, realizando mediciones en los planos de dicho avión [3], se llega a que la altura del quiebro con respecto al eje longitudinal adimensionalizada con la semienvergadura es  $y_q/(b/2) = 0,4058$ .

Deshaciendo la adimensionalización con los datos de la aeronave de diseño, es decir, multiplicando por la semienvergadura, se llega a la conclusión de que la altura del quiebro será  $y_q = 3,9683$  m.

Una vez se tiene localizada la posición del quiebro, ahora es posible deshacer los cálculos realizados previamente del ala equivalente y obtener los datos del ala trapecial compuesta, como se puede apreciar en la Figura 7.8.

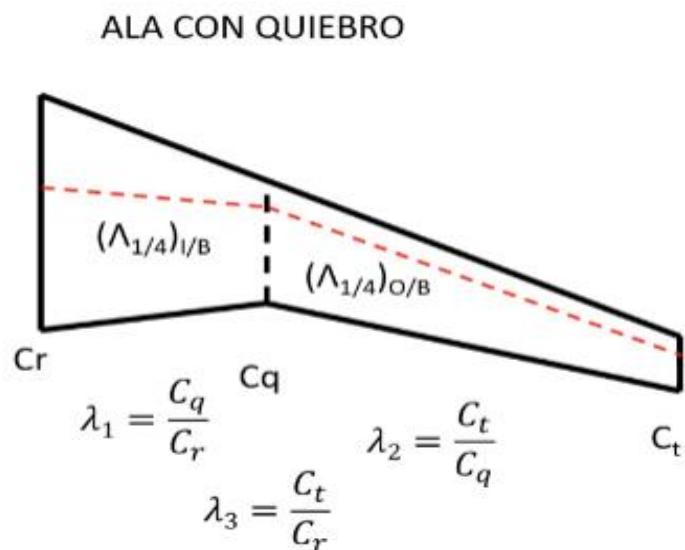


Figura 7.8: Ala trapecial doble [16]

En primer lugar, se van a calcular las envergaduras correspondientes a cada ala trapezial simple con la ecuación (7.12)

$$\begin{cases} b_1 = 2 y_q \\ b_2 = b - b_1 \end{cases} \quad (7.12)$$

De esta forma se obtienen  $b_1 = 7,94$  m. y  $b_2 = 11,62$  m.

A continuación, se pretende obtener la cuerda geométrica en el quiebro  $c_q$ , para lo que se van a igualar la suma de ambas alas trapezoidales simples a la superficie alar total, para posteriormente despejar de ahí dicho parámetro, tal y como se muestra en la ecuación (7.13).

$$\begin{cases} S_w = b \text{ CMG} = S_{w1} + S_{w2} = b_1 \frac{c_r + c_q}{2} + b_2 \frac{c_q + c_t}{2} \\ c_q = \frac{S_w - b_1 c_r - b_2 c_t}{b/2} \end{cases} \quad (7.13)$$

Así, resolviendo la ecuación (7.13) se obtiene un valor de  $c_q = 2,47$  m.

Finalmente se van a calcular las cuerdas medias geométricas de cada ala trapezial simple, sus superficies alares y sus estrechamientos. A continuación, se comprobará, por ponderación con las envergaduras de cada una de las partes, si las cuerdas medias geométricas coinciden con el resultado de la CMG del ala completa obtenida al principio del capítulo.

De la definición de cuerda media geométrica expresada en (7.9), pero aplicando las cuerdas pertinentes en cada tramo que se pueden ver en la primera expresión de (7.13), se obtienen  $\text{CMG}_1 = 3,46$  m y  $\text{CMG}_2 = 1,77$  m. Por tanto, se obtienen unas superficies alares tal que  $S_{w1} = 27,43$  m<sup>2</sup> y  $S_{w2} = 20,62$  m<sup>2</sup>. Los estrechamientos serán de la forma que se muestra en la ecuación (7.14).

$$\begin{cases} \lambda_1 = \frac{c_q}{c_r} \\ \lambda_2 = \frac{c_t}{c_q} \end{cases} \quad (7.14)$$

De esta forma se llega a  $\lambda_1 = 0,555$  y  $\lambda_2 = 0,439$ .

Por último, queda realizar la comprobación de la cuerda media geométrica total, cuya expresión es tal como se muestra en la ecuación (7.15).

$$\text{CMG} = \frac{b_1}{b} \text{CMG}_1 + \frac{b_2}{b} \text{CMG}_2 \quad (7.15)$$

Sustituyendo los resultados obtenidos resulta en un resultado exactamente igual y por lo tanto se llega a la conclusión de que los cálculos se han realizado satisfactoriamente.

A continuación, se muestran a modo de resumen de los resultados obtenidos en este apartado la Tabla 7.6 y la Tabla 7.7.

	Ala Trapecial 1	Ala Trapecial 2
b [m]	7,94	11,62
$\lambda$	0,555	0,439
CMG [m]	3,46	1,77
$S_w$ [m <sup>2</sup> ]	27,43	20,62

Tabla 7.6: Valores de envergadura, CMG, estrechamiento y superficie alar

c <sub>q</sub> [m]
2,47

Tabla 7.7: Valor de cuerda en el quiebro

### Cuerda media aerodinámica

La definición de cuerda media aerodinámica CMA, podría establecerse como la cuerda que debería tener un ala rectangular para tener las mismas propiedades que un ala con flecha. Se presenta la Figura 7.9 que se ha obtenido de [18] con el objetivo de lograr un mayor entendimiento del concepto.

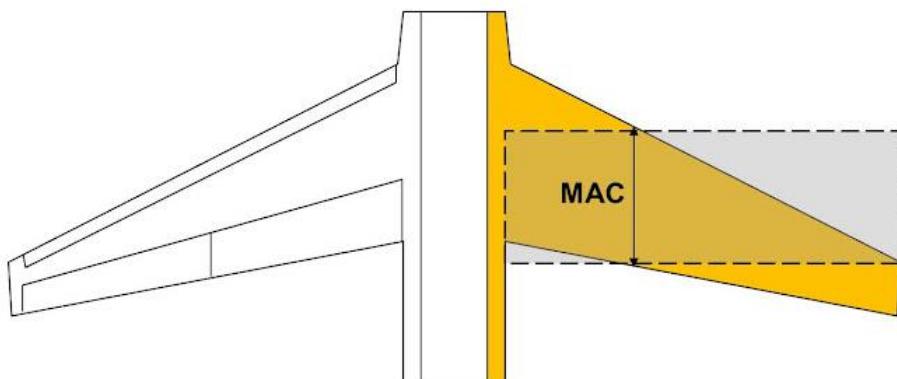


Figura 7.9: Ejemplo gráfico de CMA

La cuerda media aerodinámica en un ala trapecial compuesta se tratará de forma análoga a como se hizo con la cuerda media geométrica. Habrá una CMA por cada parte del ala y juntas formarán la que se considera la CMA total del ala y que equivaldría a un ala trapecial simple. Atendiendo a la definición del concepto, la cuerda media aerodinámica se establece como muestra la ecuación (7.16)

$$CMA = \frac{2}{S_w} \int_0^{b/2} c(y)^2 dy = \frac{2}{3} c_r \frac{1 + \lambda + \lambda^2}{1 + \lambda} \quad (7.16)$$

De esta forma, únicamente hay que sustituir el estrechamiento y la cuerda correspondientes a la parte que se quiere calcular y así, se obtiene CMA1 = 3,55 m y CMA2 = 1,86 m.

Se pretende calcular a continuación la cuerda media geométrica del ala, para lo que habrá que ponderarla con las superficies alares de cada uno de los tramos y sus respectivas CMA, de tal forma que atiende a la ecuación (7.17).

$$CMA = \frac{S_{w1}}{S_w} CMA_1 + \frac{S_{w2}}{S_w} CMA_2 \quad (7.17)$$

Finalmente, el resultado obtenido es  $CMA = 2,83$  m.

Una vez calculada la CMA falta determinar la posición de la misma, tanto respecto del eje longitudinal como del borde de ataque de la raíz, es decir, ejes y y x respectivamente.

Empezando por la distancia al eje longitudinal (coordenada y), esta se define de acuerdo a la ecuación (7.18).

$$y_{CMA} = \frac{2}{S_w} \int_0^{b/2} c(y) dy = \frac{b}{6} \frac{1+2\lambda}{1+\lambda} \quad (7.18)$$

Por tanto, operando de forma análoga a la ecuación (7.16) en lo que se refiere a sustitución de parámetros por cada tramo del ala, se obtiene  $y_{CMA1} = 1,79$  m e  $y_{CMA2} = 2,53$  m. Téngase en cuenta que el dato obtenido para el ala trapecial después del quiebro se da respecto del quiebro. Para obtener la  $y_{CMA}$  de la CMA del ala compuesta, se deberá atender a la ecuación (7.19)

$$y_{CMA} = \frac{S_{w1}}{S_w} y_{CMA1} + \frac{S_{w2}}{S_w} \left( y_{CMA2} + \frac{b_1}{2} \right) \quad (7.19)$$

Sustituyendo se llega a un resultado de  $y_{CMA} = 3,81$  m.

Finalmente, y hacen uso simplemente de trigonometría, queda calcular la coordenada x de la posición del borde de ataque de la CMA, para lo que se empleará la ecuación (7.20).

$$x_{BA\ CMA} = y_{CMA} \tan A_{BA} \quad (7.20)$$

Se puede apreciar fácilmente como es simplemente la resolución de un triángulo cuyo ángulo es la flecha del borde de ataque. El resultado obtenido es  $x_{BA\ CMA} = 2,18$  m. En muchas ocasiones será necesario el dato de la coordenada x en el punto  $\frac{1}{4}$  de la CMA, para lo que simplemente se debe sumar al resultado anterior la distancia de  $\frac{1}{4}$  de la CMA obteniendo  $x_{CMA1/4} = 2,89$  m.

A modo de resumen del apartado, se presentan los resultados a continuación en la Tabla 7.8 y la Tabla 7.9.

CMA [m]	$y_{CMA}$ [m]	$x_{CMA}$ [m]	$x_{CMA1/4}$ [m]
2,83	3,81	2,18	2,89

Tabla 7.8: Valores de CMA,  $y_{CMA}$ ,  $x_{CMA}$  y  $x_{BA\ CMA}$

CMA <sub>1</sub> [m]	CMA <sub>2</sub> [m]
3,55	1,86

Tabla 7.9: Valores de CMA<sub>1</sub> y CMA<sub>2</sub>

### Ángulo diedro, $\Gamma$

El ángulo diedro se define como el ángulo de elevación sobre la horizontal de las alas o el estabilizador horizontal de una aeronave de ala fija. Este ángulo puede ser positivo, neutro o negativo tal y como se muestra en la Figura 7.10.

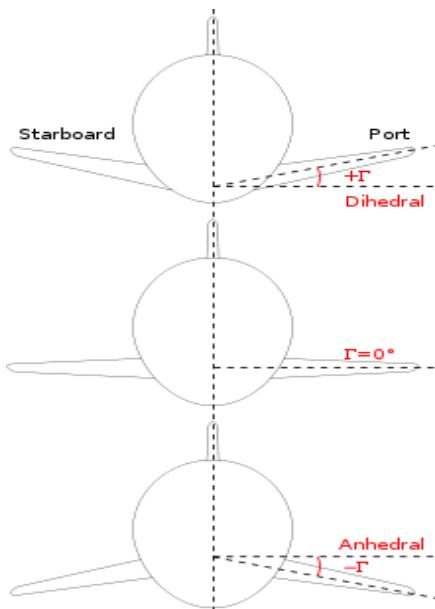


Figura 7.10: Representación esquemática del ángulo diedro,  $\Gamma$ , en una aeronave.

Además, este ángulo diedro da nombre al llamado efecto diedro sobre el que tiene una gran influencia. Este efecto consiste en la cantidad de momento de inercia producida por el giro en la dirección opuesta y es un factor crítico en la estabilidad de una aeronave sobre el eje longitudinal, cuyo propósito principal es contribuir a la misma. Un aumento del ángulo diedro provocará un aumento del efecto diedro.

Como resulta difícil calcular un ángulo de diedro óptimo para el diseño de la aeronave en una primera iteración, se hace uso de los datos de las aeronaves semejantes, pero únicamente aquellas en las que se ha encontrado el dato concreto del ángulo diedro por escrito, mostradas en la Tabla 7.10 ,sin tener en cuenta en las que se ha tenido que recurrir a su medición, ya que esta técnica en ángulos tan pequeños puede dar lugar a errores. Además, se tiene en cuenta que se debe establecer un valor dentro del rango delimitado por los aviones de negocios presentados por Roskam [17, p. 145] y cuya tabla se muestra en la Figura 7.4.

	Challenger 605	Legacy 600	Sovereign +
$\Gamma [^{\circ}]$	2,33	4,39	2,71

Tabla 7.10: Datos de ángulo diedro de aviones semejantes

Por tanto, realizando el promedio de los ángulos de los aviones mostrados en Tabla 7.10 resulta  $\Gamma = 3,14^{\circ}$ , valor que entra dentro del rango indicado.

### Torsión, $\theta$

Se define el ángulo de torsión, de acuerdo con [19], como la variación gradual del ángulo de ataque geométrico,  $\alpha$  a lo largo de la envergadura, como se puede ver en la Figura 7.11, es decir, que los ángulos de ataque de cada uno de los perfiles que componen el ala son diferentes, dando a la sección de punta un ángulo de ataque menor que a la sección del encastre.



Figura 7.11: Representación gráfica de la torsión alar

Esta característica será responsable de proporcionarle al ala beneficios aerodinámicos como pueden ser la reducción de resistencia inducida y unas características de entrada en pérdida más suave, logrando acercar esta al encastre del ala-fuselaje y evitando que se produzca en la punta, como se ha explicado anteriormente.

Recuérdese que la entrada en pérdida es producida por la incapacidad del ala para producir sustentación. Esto tiene lugar cuando se vuela a un ángulo de ataque mayor del ángulo de ataque crítico, siendo este último con el cual se alcanza el coeficiente de sustentación máximo y a partir del que este empieza a reducirse, disminuyendo la sustentación y aumentando la resistencia haciendo al aire incapaz de seguir la forma del ala produciendo un desprendimiento de la capa límite. Es en ese momento cuando la presión diferencial se reduce disminuyendo consigo la sustentación.

También existe el caso de torsión aerodinámica, la cual se logra empleando diferentes perfiles aerodinámicos a lo largo del ala o aumentando la curvatura de los mismos. De esta forma se consigue que el ángulo de sustentación nula varíe para los diferentes perfiles que la componen. Nótese que el efecto conseguido es el mismo que en el caso de la torsión geométrica. Aun así, en general, la torsión aerodinámica, si se compara con la geométrica, genera una menor resistencia en crucero para las partes externas, pero complica el diseño y la producción. Es posible también realizar una combinación de ambos tipos de torsión.

Finalmente, se ha seleccionado un valor de torsión de  $\theta = -5^{\circ}$  ya que ha sido considerado un valor razonable.

### Ley de cuerdas

Con la finalidad de definir la cuerda del ala en el encastre que tendrá la aeronave, se va a calcular la ley de cuerdas para posteriormente sustituir en el valor del radio del fuselaje en la coordenada “y” obteniendo así el valor buscado.

La forma de la ley de cuerdas de un ala trapecial simple se presenta en la ecuación (7.21).

$$c(y) = c_r + (c_t - c_r) \frac{|y|}{b/2} \quad (7.21)$$

Transformando dicha ecuación y adaptándola al ala trapecial doble de la aeronave anteproyectada resulta en la ecuación (7.22).

$$c(y) = \begin{cases} 4,45 + (2,47 - 4,45) \frac{|y|}{3,97} & \text{para } |y| < y_q \\ 2,47 + (1,08 - 2,47) \frac{|y - y_q|}{5,81} & \text{para } y_q \leq |y| \leq \frac{b}{2} \end{cases} \quad (7.22)$$

Por tanto, al ser la distancia del eje longitudinal al radio del fuselaje, que es donde está situado el encastre, menor que la distancia de dicho eje longitudinal al quiebro, se deberá sustituir el valor de  $y = 1,275$  m en la primera expresión de la ecuación (7.22), resultando en  $c_{\text{encastre}} = 3,81$  m.

### Posición longitudinal

La posición longitudinal del ala se define como la distancia del morro de la aeronave al punto un cuarto de la cuerda media aerodinámica, todo ello adimensionalizado con la longitud del fuselaje como se muestra en la ecuación (7.23). Dicho de otro modo, es un parámetro que sirve para determinar a qué altura del avión se encuentran las alas.

$$\text{Posición longitudinal} = \frac{x_{\text{morro-BA}} + x_{\text{CMA1/4}}}{l_f} \quad (7.23)$$

Lo normal es establecer la posición longitudinal en función del centro de gravedad del avión, de forma que permita un mejor diseño del tren de aterrizaje, además de permitir una mayor estabilidad longitudinal y mejor control. Los valores usuales del centro de gravedad suelen rondar entre el 15% y el 35% de la CMA del ala. Sin embargo, como los cálculos de centrado y equilibrado no forman parte de esta primera iteración de diseño de la aeronave, la referencia para el cálculo de este parámetro será de nuevo la comparación con los aviones semejantes.

De este modo, se seleccionarán aquellos que, aunque todos tienen una configuración similar, más se asemejen en la posición del centro de gravedad. Se debe tener en cuenta que los factores que mayoritariamente afectan al centrado son la posición de los motores y la forma del empennaje. Haciendo referencia al primer factor mencionado, se descartará el Falcon 900EX, ya que posee tres motores y, con respecto al segundo factor, todos ellos poseen una cola en T por lo que en todos se genera el mismo brazo de momento.

De esta forma, se presentan en la Tabla 7.11 los datos de las respectivas posiciones longitudinales utilizadas para, mediante un promedio, obtener la de la aeronave de diseño.

Nombre	Posic. Long.
Challenger 605	0,52
Gulfstream G450	0,57
Embraer Legacy 600	0,58
Challenger 300	0,54
Citation Sovereign +	0,55
Citation X+	0,56

Tabla 7.11: Posiciones longitudinales

Finalmente, se obtiene un valor de posición longitudinal igual a 0,55. Volviendo a la ecuación (7.23) y despejando el valor de la distancia del morro al borde de ataque del ala se obtiene un valor de  $x_{morro-BA} = 9,67$  m.

### Actuaciones en despegue y aterrizaje

Una vez se han realizado todos los cálculos en los relativo al diseño del ala, se procede a calcular las velocidades de entrada en pérdida en despegue,  $V_{STO}$  y aterrizaje  $V_{SL}$ , así como la velocidad de segundo segmento  $V_2$  y de aproximación en aterrizaje  $V_3$ , cuyas características y requisitos se vieron en el capítulo 6.

En primer lugar, despejando en la ecuación (6.7) se obtiene una  $V_{STO} = 62,32$  m/s. Análogamente se escribe la ecuación (7.24) para calcular  $V_{SL}$ .

$$V_{SL} = \sqrt{\frac{2MLW}{\rho S_w C_{LmaxL}}} \quad (7.24)$$

De forma que se obtiene  $V_{SL} = 48,13$  m/s.

Siguiendo con la velocidad de subida de segundo segmento, tal y como se explicó en el capítulo 6, es 1,2 veces la velocidad de entrada en pérdida en el despegue de forma que se obtiene la ecuación (7.25).

$$V_2 = 1,2 \sqrt{\frac{2W_{TO}}{\rho S_w C_{LmaxTO}}} \quad (7.25)$$

Sustituyendo todos los datos, que son conocidos, se obtiene  $V_2 = 74,79$  m/s.

Para terminar, únicamente queda calcular la velocidad de aproximación en aterrizaje  $V_3$  que, como también se explicó en el capítulo 6, es 1,3 veces la velocidad de entrada en pérdida en aterrizaje, resultando la ecuación (7.26).

$$V_3 = 1,3 \sqrt{\frac{2MLW}{\rho S_w C_{LmaxL}}} \quad (7.26)$$

Así se ha obtenido el valor de  $V_3 = 62,56$  m/s.

Finalmente hay que destacar que los valores de las velocidades obtenidos se asemejan en gran medida a los correspondientes a las aeronaves semejantes, lo que parece indicar que los cálculos son correctos.

### 7.3. Selección del perfil aerodinámico

La elección del perfil aerodinámico es de suma importancia de cara a la estimación de la polar no equilibrada. Como se ha mencionado anteriormente, la aeronave de diseño posee perfiles supercríticos de carga retrasada, al ser estos comunes en aeronaves de tipo comercial ya que aumentan el Mach de divergencia pudiendo así volar a velocidad subsónicas más altas con unos valores aceptables de resistencia.

Los parámetros necesarios para la correcta selección del perfil aerodinámico son:

- Flecha de borde de ataque  $\Lambda_{BA} = 26,64^\circ$
- Mach de crucero de alta velocidad  $M = 0,81$
- Espesor relativo medio del ala ( $t/c$ ) = 0,1188
- Coeficiente de sustentación en crucero del perfil

Además, se debe tener en cuenta que el perfil se seleccionará en función de las características del vuelo en el punto medio del crucero. Por tanto, el único dato que falta para la selección del perfil es su coeficiente de sustentación en crucero.

Para comenzar con los cálculos, se va a emplear el método de la literatura de Roskam [17, p. 168] en el que propone la ecuación (7.27), cuyas expresiones relacionan el coeficiente de sustentación del avión con el del perfil.

$$\begin{cases} C_{L \text{ wing swept}} = k_h C_{L \text{ cruise}} \\ C_{L \text{ wing un-swept}} = \frac{C_{L \text{ wing swept}}}{\cos \Lambda_{1/4}} \\ C_{L \text{ wing un-swept}} = k_\lambda C_{l \text{ profile}} \end{cases} \quad (7.27)$$

En primer lugar,  $k_h$  es un parámetro que representa la corrección de la sustentación que hay que realizar debido a las interferencias de la cola horizontal. Roskam asigna un valor de 1,05 a aviones de acoplamiento corto ( $l_h/CMG < 3$ ) y un valor de 1,1 a aviones de acoplamiento largo ( $l_h/CMG > 5$ ). Se entiende por  $l_h$  la distancia que existe desde el punto un cuarto de la cuerda media aerodinámica hasta el punto un cuarto de la cuerda media geométrica del estabilizador horizontal. Al no haber todavía diseñado el empenaje resulta imposible conocer el valor de este parámetro para el avión de diseño, sin embargo, lo que se hará es calcular este valor de los aviones semejantes y se tomará como válido el resultado. Se muestra en la Tabla 7.12 los valores resultantes de este cálculo.

	$l_h$	CMG [m]	$l_h/CMG$
Challenger 605	9,94	1,405	7,08
Falcon 900EX	9,49	1,895	5,01
Gulfstream G450	14,43	1,95	7,40
Legacy 600	12,05	1,52	7,92
Challenger 300	11,50	1,54	7,47
Sovereign +	8,47	1,53	5,54
Citation X+	12,13	1,39	8,73

Tabla 7.12: Valores para selección de  $K_h$

Como se puede apreciar, en todos los aviones semejantes de obtiene un valor superior a 5 por lo que cabe ninguna duda de que se debe escoger un  $k_h = 1,1$ . Nótese que, según la literatura de Roskam, para ángulos de flecha de borde de ataque entre 0 y 35 grados es necesario corregir el efecto de la flecha mediante la segunda expresión que se muestra en la ecuación (7.27).

Por último, antes de operar, queda por determinar el parámetro  $k_\lambda$ , que es un parámetro que depende del estrechamiento y se establece como 0,95 para alas con estrechamiento.

Sin más que operar en la ecuación (7.27) las distintas expresiones, se llega a la ecuación (7.28) que es mucho más simple y elimina parámetros innecesarios.

$$C_{l \text{ profile}} = \frac{k_h C_{L \text{ cruise}}}{k_\lambda \cos \Lambda_{1/4}} \quad (7.28)$$

De esta forma, teniendo en cuenta que el coeficiente de sustentación en crucero ya se calculó en capítulos anteriores y se recuerda que es  $C_{L \text{ cruise}} = 0,3948$ , estarían definidos todos los parámetros de la ecuación resultando en  $C_{l \text{ profile}} = 0,511$ .

De todas maneras, pese a haber resumido la ecuación (7.27) en la ecuación (7.28) obviando algunos parámetros, en la Tabla 7.13 se indican todos ellos.

$K_h$	1,10
$C_{L \text{ wingswept}}$	0,434
$C_{L \text{ wingunswept}}$	0,486
$K_\lambda$	0,95
$C_{l \text{ profile}}$	0,511

Tabla 7.13: Valores para el cálculo del coeficiente de sustentación del perfil en crucero

Así, el perfil supercrítico seleccionado es el CAST-7, representado en la, ya que es el que más se aproxima a los resultados obtenidos. Posee las siguientes características:

- $M_\infty = 0,76$
- $t/c = 11,8\%$  en 35% de la cuerda
- $C_{l \text{ profile}} = 0,573$

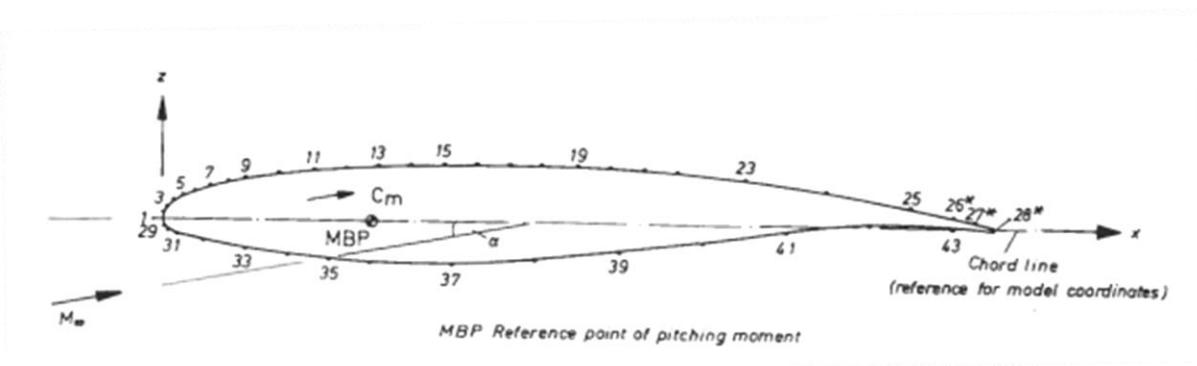


Figura 7.12: Perfil CAST-7

Además, la curva de sustentación en función del ángulo de ataque se presenta en la Figura 7.13. A partir de ella se obtiene la pendiente de la curva de sustentación,  $C_{l\alpha}$  mediante un cálculo básico de la pendiente de una recta. Se concluye que  $C_{l\alpha} \text{ } M=0,7 = 8,5943 \text{ rad}^{-1}$ . Se debe tener en cuenta que esta gráfica ha sido obtenida en un régimen subsónico compresible ( $M=0,7$ ), por lo que se deberán incluir los efectos de compresibilidad.

El proceso que se va a seguir consiste en pasar el dato de la pendiente a régimen incompresible,  $C_{l\alpha i}$  mediante la corrección de Prandtl-Glauert y así poder calcular la pendiente de la curva de sustentación a cualquier otra velocidad, en este caso, se calculará a  $M = 0,81$ .

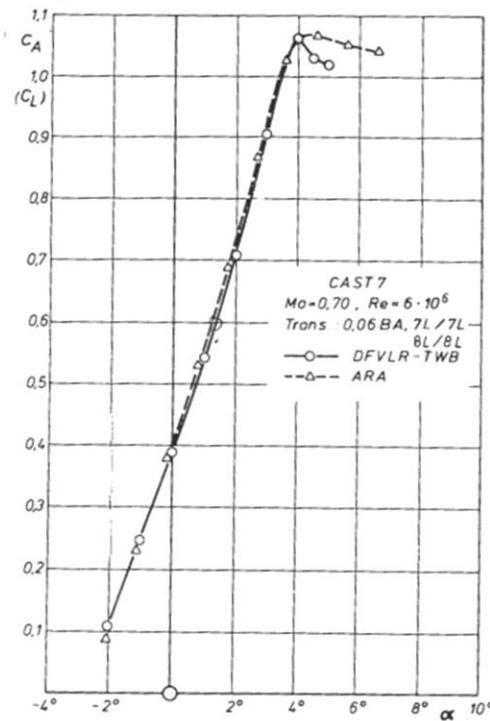


Figura 7.13: Representación del coeficiente de sustentación del perfil frente al ángulo de ataque

Por lo tanto, para obtener de  $C_{l\alpha i}$  se usa la ecuación (7.29).

$$C_{l\alpha i} = C_{l\alpha M=0,7} \beta(M = 0,7) = C_{l\alpha M=0,7} \sqrt{1 - M^2} \quad (7.29)$$

El resultado obtenido es  $C_{l\alpha i} = 6,1376 \text{ rad}^{-1}$ . Estos datos serán útiles posteriormente en el cálculo de la polar no equilibrada. Aplicando de nuevo la corrección de Prandtl-Glauert para obtener la pendiente de la curva de sustentación a  $M = 0,81$  como se muestra en la ecuación (7.30).

$$C_{l\alpha M=0,7} = \frac{C_{l\alpha i}}{\beta(M = 0,81)} = \frac{C_{l\alpha i}}{\sqrt{1 - M^2}} \quad (7.30)$$

Finalmente, se llega al resultado de  $C_{l\alpha M=0,81} = 10,466 \text{ rad}^{-1}$ .

Para terminar, de la Figura 7.13 se obtiene que el coeficiente de sustentación máximo en crucero para régimen compresible a  $M = 0,7$  es  $C_{l\max M=0,7} = 1,06$ . Repitiendo el proceso de correcciones de Prandtl-Glauert de forma análoga a la realizada para el coeficiente de sustentación anterior se obtiene  $C_{l\max i} = 0,757$  y por último  $C_{l\max M=0,81} = 1,2908$ .

Nótese que a partir del dato del coeficiente de sustentación máximo se puede deshacer el proceso llevado a cabo con el coeficiente de sustentación en crucero volviendo a hacer uso de la ecuación (7.27) y (7.28), teniendo en cuenta que los parámetros  $k_h$  y  $k_\lambda$  se mantienen, se despejan los resultados mostrados en la Tabla 7.14.

$C_l \text{ wingsweptmax}$	1,096
$C_l \text{ wingunsweptmax}$	1,226

Tabla 7.14: Valores de coeficientes de sustentación máximo con y sin flecha

A modo de resumen del apartado, se recogen los resultados obtenidos en la Tabla 7.15.

cruise		cruise max	
$k_h$	1,10	$k_h$	1,10
$k_\lambda$	0,95	$k_\lambda$	0,95
$C_L \text{ wingswept}$	0,434	$C_l \text{ wingswept}$	1,096
$C_L \text{ wingunswept}$	0,486	$C_l \text{ wingunswept}$	1,226
$C_l \text{ profile}$	0,511	$C_l \text{ profile}$	1,2908
$C_{l\alpha M=0,7}$	8,594	$C_l M=0,7$	1,0600
$C_{l\alpha i}$	6,138	$C_l i$	0,7570
$C_{l\alpha M=0,81}$	10,466	$C_l M=0,81$	1,2908
$C_L \text{ cruise}$	0,3948	$C_L \text{ cruise}$	0,996

Tabla 7.15: Resultados de los coeficientes de sustentación del perfil y avión

## 7.4. Cálculo del MFW y dimensionado de los tanques de combustible

En este apartado se va a determinar el peso máximo de combustible que va a transportar la aeronave de diseño, dimensionando los tanques de combustible necesarios. Para ello, tal y como se explicó en el capítulo 5, es imprescindible haber obtenido las dimensiones y parámetros del ala. Sin embargo, no todo el combustible irá alojado en ellas si no que parte del mismo lo hará dentro del fuselaje, al no ser necesaria su utilización como espacio para bodegas. Además, si se

compara la superficie alar con el MFW de los aviones semejantes, como se muestra en la Figura 7.14, se comprueba que no existe relación entre un parámetro y otro, lo que significa que por muchos de ellos emplean otras zonas para albergar este.

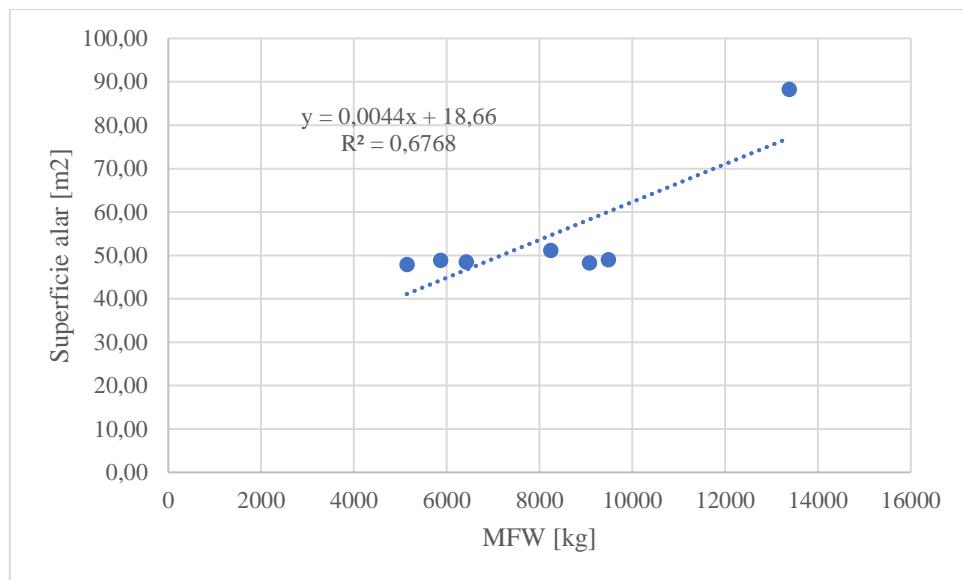


Figura 7.14: Relación entre superficie alar y MFW

De esta forma, el primer paso consiste en averiguar qué cantidad de peso debe transportar la aeronave y seguidamente, se indicará dónde irá alojado. Para ello, se realiza una media del coeficiente MFW/MTOW de los aviones semejantes, tal y como se muestra en la Tabla 7.16. Nótese que en este caso los aviones utilizados serán los semejantes no solo en configuración si no también en misión, como resulta lógico. Se va a descartar incluso el Embraer Legacy 600 por no aproximarse completamente a la misión requerida.

	Challenger 605	Falcon 900EX	Gulfstream G450
MFW/MTOW	0,41	0,43	0,40

Tabla 7.16: Valores de MFW/MTOW de aviones semejantes

Así, realizando un promedio se obtiene para el avión de diseño  $MFW/MTOW = 0,42$ . Por tanto, como ya se había obtenido el peso máximo de despegue en capítulos anteriores, sin más que sustituir se obtiene un  $MFW = 9317 \text{ kg}$ .

Ese es el valor teórico de peso de combustible para el que a continuación se deberán diseñar los tanques de combustible. Se deberá tener en cuenta que se va a utilizar el combustible Jet A-1 y este tiene una densidad igual  $0,804 \text{ kg/l}$ .

Para comenzar con el cálculo del combustible situado en las alas, se utilizará la ecuación (7.31) que se muestra a continuación y que propone Torenbeek [12, p. 449].

$$V_t = 0,54 \frac{S_w^2}{b} (t/c)_r \frac{1 + \lambda\sqrt{\tau} + \lambda^2\tau}{(1 + \lambda)^2} \quad (7.31)$$

Donde todos los parámetros han sido explicados y calculados en puntos anteriores. Por tanto, sin más que sustituir se obtiene  $V_t = 7,03 \text{ m}^3$ . Sin embargo, el volumen de combustible deberá ser un 95% del volumen total obtenido por razones estructurales. De este modo se obtiene  $V_{\text{fuel}} = 6,68 \text{ m}^3$ . Para calcular la contribución al peso total que aportan las alas simplemente se deberá multiplicar el volumen obtenido por la densidad en unidades del sistema internacional, resultando  $\text{MFW}_{\text{wings}} = 5371 \text{ kg}$ .

De esta forma quedan por completar 3946 kg que se alojarán en el fuselaje en la parte coloreada de la Figura 7.15. Se va a proceder de forma inversa al cálculo en las alas, de manera que ahora conocido el peso requerido, se va a calcular el volumen necesario para cumplirlo y finalmente, se calculará el área frontal de la bodega y por último la longitud necesaria que completará el volumen requerido. Por tanto, el volumen necesario para cumplir el requisito del peso de combustible, operando de nuevo con masa y densidad es  $V_{\text{fuel fus}} = 4,908 \text{ m}^3$ .

Para el cálculo del área frontal se va a emplear la ecuación (7.32), que indica el área que se forma en un círculo en función del ángulo recorrido.

$$A_{\text{bodega}} = \frac{R^2}{2} \left( \frac{\alpha \pi}{180} - \sin \alpha \right) \quad (7.32)$$

Siendo R el radio de la cabina y  $\alpha$  el ángulo que se indica en la Figura 7.15 que mediante trigonometría básica se obtiene un valor de  $\alpha = 108,89^\circ$ . Nótese que se deberá tener en cuenta también el espesor del suelo y se deberá restar dicha distancia al radio de la cabina. Los datos necesarios para el cálculo del área se recogen en la Tabla 7.17.

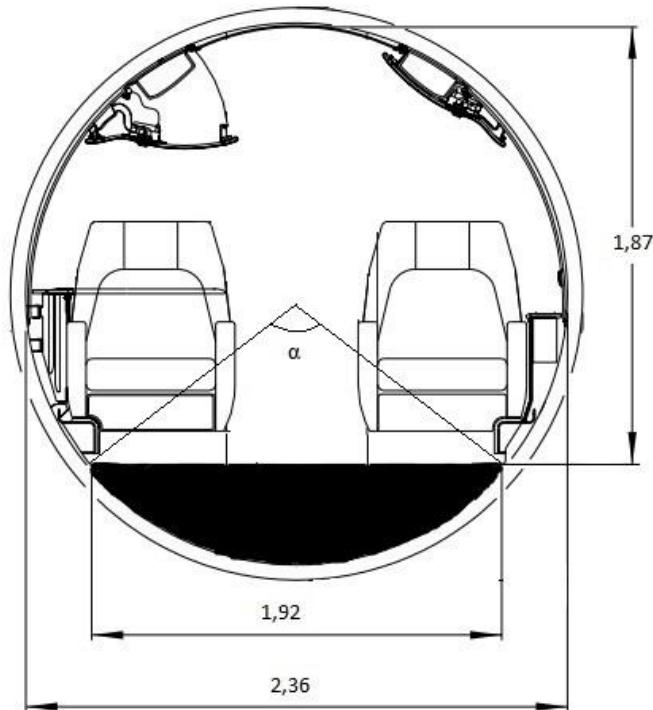


Figura 7.15: Croquis de bodega para MFW

$V_{\text{fuel fus}} \text{ necesario } [\text{m}^3]$	4,908
Espesor suelo [m]	0,15
$b_c$ [m]	2,36
$h_c$ [m]	1,87
d disponible [m]	0,34
$\alpha$ [rad]	1,9

Tabla 7.17: Datos necesarios para el cálculo de MFW del fuselaje

Sustituyendo en (7.32) se obtiene  $A_{\text{bodega}} = 2,658 \text{ m}^2$  y finalmente dividiendo el volumen necesario en el fuselaje entre el área frontal de la bodega se obtiene la longitud del tanque de combustible requerida para albergar la cantidad deseada resultando en  $l_{\text{bodega}} = 1,847 \text{ m}$ .

Finalmente, se puede concluir que media la suma de ambos depósitos de combustible se alcanza el peso total requerido por el diseño obtenido de los aviones semejantes.

Por último, se debe comprobar que el peso máximo de combustible es mayor que el combustible requerido para llevar a cabo la misión, que se calculó en el capítulo de pesos. Como se cumple ese requisito se da por bueno el cálculo.

## 7.5. Dimensionado de los dispositivos hipersustentadores

Se entiende por dispositivos hipersustentadores aquellos elementos cuya función es aumentar el coeficiente de sustentación de la aeronave, aumentando por tanto el ángulo de ataque de entrada en pérdida y permitiendo que dicha aeronave lleve a cabo determinadas actuaciones a menor velocidad como por ejemplo la aproximación, despegue o aterrizaje.

Dentro de estos, se clasifican en función de su situación en el ala, pudiendo diferenciar los flaps ubicados en el borde de salida de la aeronave, y los situados en el borde de ataque. Además, también se pueden clasificar según su forma de aumentar el coeficiente de sustentación, pudiendo ser este por aumento de la cuerda, de la curvatura o ambos al mismo tiempo además de si existen ranuras que dejan pasar la corriente incidente o no, tal y como se puede apreciar en la Figura 7.16 y Figura 7.17.

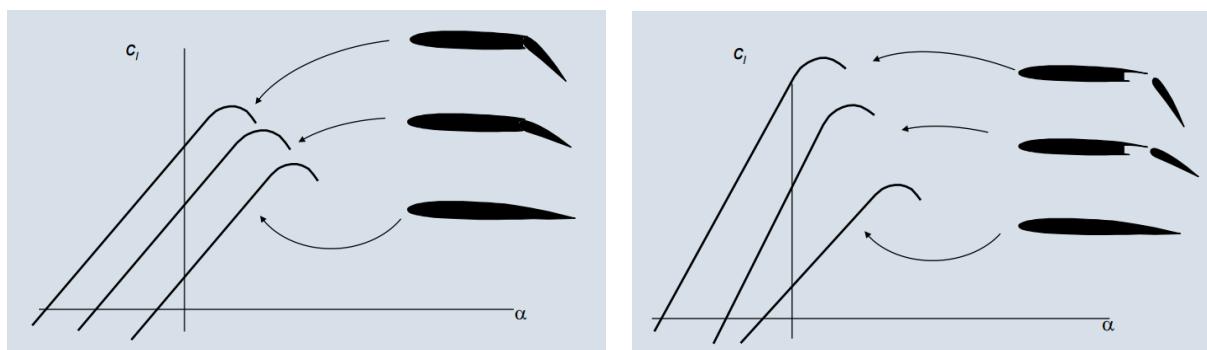


Figura 7.16: Gráfica  $CL-\alpha$  en función del tipo de dispositivo hipersustentador de borde de salida [16]

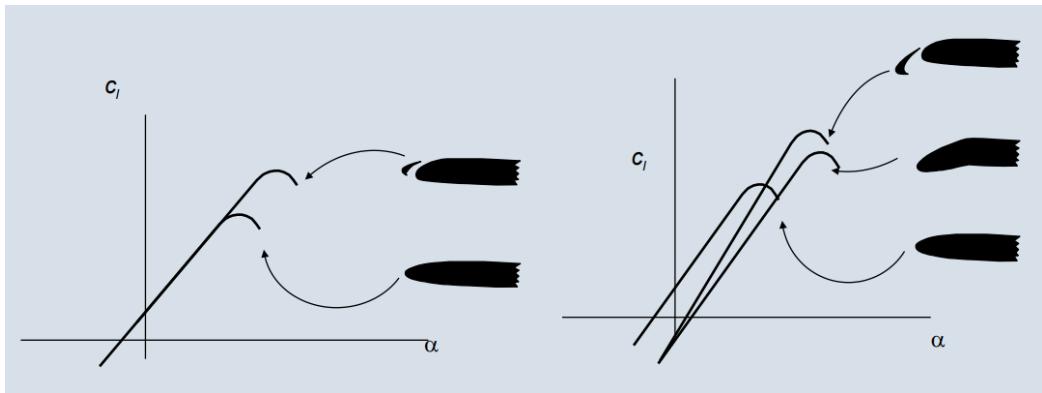


Figura 7.17: Gráfica  $CL-\alpha$  en función del tipo de dispositivo hipersustentador de borde de ataque [16]

Para el proceso de dimensionado de estos dispositivos, en primer lugar, se va a decidir el tipo y distribución a lo largo del ala y a continuación se realizarán los cálculos necesarios.

Por ello, se mantiene de referencia el ala del Bombardier Challenger 605, aeronave en la que, como se ha dicho anteriormente, se ha basado todo el diseño del ala al tener esta una superficie alar muy semejante y haber situado el quiebro en el mismo lugar. Por tanto, se ha decidido repetir la misma distribución de dispositivos hipersustentadores, situando dos flaps, uno antes del quiebro que se denominará flap interior y otro después del mismo que se denominará flap exterior. Además, se colocará un dispositivo de borde de ataque que recorrerá la mayor parte del borde de ataque independientemente de la altura del quiebro ya que dicho borde es continuo. Finalmente, continuando con la similitud con la aeronave anterior, se ha decidido diseñar un flap de borde de salida de tipo ranurado, como muestra en la Figura 7.18, y que se basa en el aumento de la curvatura, control de la capa límite y el aumento de la cuerda.

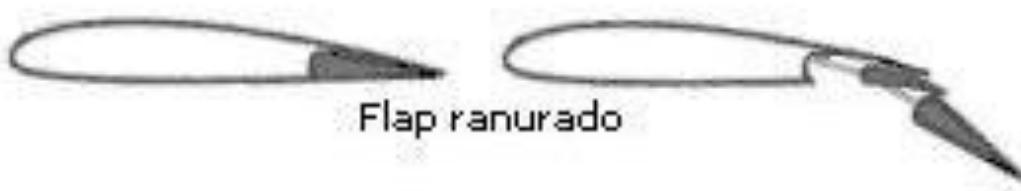


Figura 7.18: Representación de un flap ranurado

Además, se ha elegido un slat como dispositivo hipersustentador de borde de ataque como se muestra en la Figura 7.19.



Figura 7.19: Representación de un slat

Una vez definidos los dispositivos hipersustentadores y elegidos los que se van a utilizar, se proceden a explicar los cálculos de que han llevado a cabo para su diseño y dimensionado. El procedimiento a seguir será, una vez se han obtenido los parámetros adimensionales  $y_f/y$ ,  $b_f/b$  y  $c_f/c$  del avión modelo Bombardier Challenger 605, se igualan a los del avión de diseño y se deshace el parámetro para obtener la dimensión requerida.

Se deberá tener en cuenta una serie de consideraciones: los cálculos se realizarán con la semienvergadura del ala y, por tanto, se obtendrán las medidas de los flaps y slats en un solo ala del avión. Además, los resultados obtenidos mediante este procedimiento no serán los definitivos ya que muchos se deberán adaptar al caso del avión de diseño en concreto. De este modo, se representan a continuación en la Tabla 7.18 los coeficientes adimensionales de los que se va a partir para realizar el diseño de los dispositivos.

	Flap int	Flap ext	Slat
$b_{dh}/b$	0,13	0,19	0,42
$y_{dh}/b$	0,10	0,31	0,28
$c_{dh}/c$	0,19	0,18	0,13

Tabla 7.18: Coeficientes adimensionales de los dispositivos hipersustentadores

Siendo el subíndice dh el que indica que la medida es del dispositivo hipersustentador e y la medida que abarca desde el eje longitudinal del avión hasta el centro de cada uno de los dispositivos. Una vez mostrados dichos datos, se procede a explicar una a una las medidas obtenidas y las finalmente seleccionadas. Nótese que, al igual que en la Tabla 3.5, se utilizará el subíndice f para referirse a los flaps, s para referirse a los slats y los subíndices i y e para hacer referencia a interior y exterior respectivamente.

Obsérvese que el ala de referencia carece de slats, por lo que los datos reflejados en la Tabla 7.18 han sido obtenidos mediante una media de los datos de los aviones semejantes que si lo poseen. Además, se debe mencionar que los dispositivos hipersustentadores varían con la cuerda del ala, de forma que la relación adimensional se mantiene constante a lo largo de la misma.

### Flap interior

Comenzando por el cálculo de la semienvergadura, deshaciendo el resultado adimensional mediante multiplicar este por la semienvergadura del ala, se obtiene  $b_{fi} = 2,58$  m. Continuando con la distancia que existe respecto del eje longitudinal del avión, y, se obtiene un valor de 1,89 m. Sin embargo, teniendo en cuenta que la medida del ala comienza en dicho eje, el flap debería

situarse más allá del encastre ala-fuselaje, que toma un valor de  $y_{\text{encastre}} = \emptyset_{\text{fus}}/2$ . Por tanto,  $y_{\text{encastre}} = 1,275 \text{ m}$ , y, según la medida obtenida anteriormente y tal y como se puede comprobar en la ecuación (7.33), el flap interior comenzaría en  $y_{fi \text{ inicio}} = 0,6 \text{ m}$ , es decir, el interior del fuselaje.

$$y_{fi \text{ inicio}} = y_{fi} - \frac{b_{fi}}{2} \quad (7.33)$$

Por tanto, se ha decidido diseñarlo de forma que su inicio se sitúe 13 cm más allá del encastre, existiendo espacio suficiente para que este pueda ser desplegado sin problemas. De este modo, se llega a la conclusión de que  $y_{fi} = 2,68 \text{ m}$  y así, se extiende hasta el quiebro del ala. Esto se puede comprobar cambiando el de signo la ecuación (7.33) y comparando el resultado con la distancia del quiebro aportada en el punto anterior.

Por último, quedaría únicamente el dato de la cuerda del flap, para el que primero se debe obtener la cuerda del ala en el punto medio del flap y así poder deshacer el dato adimensionalizado. Así, mediante la ley de cuerdas del ala calculada en el punto anterior, se llega a  $c(y_{fi}) = 3,11 \text{ m}$  y finalmente  $c_{fi} = 0,6 \text{ m}$ .

Se va a valorar la similitud del coeficiente de volumen de dicho flap con el de los aviones semejantes, de forma que se obtenga una referencia de si este entra dentro del rango establecido por los mismos y, por tanto, los cálculos se han llevado a cabo correctamente. Se entiende por coeficiente de volumen de un dispositivo hipersustentador al parámetro mostrado en la ecuación (7.34).

$$\overline{V_{dh}} = \frac{y_f b_f c_f}{S_w b} \quad (7.34)$$

De esta forma, introduciendo los datos obtenidos anteriormente, se obtiene 0,0045. Finalmente, comparando con los datos del resto de aviones representados en la Tabla 7.19, se llega a la conclusión de que el flap interior se ha diseñado de forma correcta.

	Coef. Volumen fi	Coef. Volumen fe	Coef. Volumen s
Challenger 605	0,0029	0,008	-
Falcon 900EX	0,0035	0,007	0,029
Gulfstream G450	0,0075	-	0,012
Embraer Legacy 600	0,0029	0,007	0,031
Challenger 300	0,0410	-	-
Citation Sovereign +	0,0076	0,012	0,011
Citation X+	0,0033	0,005	0,022

Tabla 7.19: Coeficientes de volumen de dispositivos hipersustentadores de aviones semejantes

### Flap exterior

Comenzando por el cálculo de la semienvergadura, deshaciendo el resultado adimensional mediante la multiplicación de este por la semienvergadura del ala, se obtiene  $b_{fe} = 3,65 \text{ m}$ .

Continuando con la distancia que existe respecto del eje longitudinal del avión, y, se obtiene un valor de 6,03 m. Sin embargo, por motivos de diseño se ha decidido modificarlo ligeramente hasta obtener un valor de  $y_{fe} = 5,975$  m, de forma que se asegure que se mantiene suficiente distancia entre el final del flap exterior y el inicio del alerón. De esta forma, se comprueba mediante la ecuación (7.35) a continuación la distancia existente entre el quiebro y el inicio del flap en cuestión.

$$y_{quiebro-inicio\ fe} = \left( y_{fe} - \frac{b_{fe}}{2} \right) - y_q \quad (7.35)$$

Llegando así al resultado de 18 cm entre quiebro y flap.

Por último, quedaría únicamente el dato de la cuerda del flap, para el que primero se debe obtener la cuerda del ala en el punto medio del flap y así poder deshacer el dato adimensionalizado. Así, mediante la ley de cuerdas del ala calculada en el punto anterior, se llega a  $c(y_{fe}) = 1,99$  m, esta vez usando la ecuación correspondiente a la parte posterior del quiebro, y finalmente se obtiene  $c_{fe} = 0,35$  m.

Se va a valorar de nuevo la similitud del coeficiente de volumen de dicho flap con el de los aviones semejantes, de forma que se obtenga una referencia de si este entra dentro del rango establecido por los mismos y, por tanto, los cálculos se han llevado a cabo correctamente.

Así, introduciendo los datos obtenidos anteriormente en la ecuación (7.34), se obtiene un valor de 0,0082. Finalmente, comparando con los datos del resto de aviones representados en la Tabla 7.19, se llega a la conclusión de que el flap exterior se ha diseñado de forma correcta.

## Slat

Al igual que en los casos anteriores, se comienza por el cálculo de la semienvergadura del slat. En este caso, como el ala del Bombardier Challenger 605, que se está tomando de referencia, carece de slat, no se puede realizar el cálculo del mismo modo que en los flaps. Sin embargo, tomando como referencia el resto de los aviones semejantes se observa que el slat es un dispositivo que abarca prácticamente toda la semienvergadura del ala y en lo que se refiere a la distancia con respecto del eje longitudinal, suele estar centrado a lo largo de la misma.

Por tanto, en esta ocasión se realizará acorde con los datos del resto de los aviones semejantes, y posteriormente se volverá a comprobar si las medidas establecidas son correctas con el coeficiente de volumen.

Se deberá tener de nuevo en cuenta que, al igual que con el flap interior, el inicio del slat tenga lugar a partir del encastre de forma que  $y_s \text{ inicio} > \varnothing_{fus}/2$ . Además, este no deberá llegar hasta la punta del ala ya que se solaparía con el winglet, de forma que  $y_s \text{ final} < b/2$ . De este modo, deshaciendo los datos adimensionales las medidas seleccionadas serán  $b_s = 8,13$  m e  $y_s = 5,44$  m. Haciendo uso de la ecuación (7.33) aplicada a los datos del slat se comprueba que  $y_s \text{ inicio} = 1,33 > \varnothing_{fus}/2$  y, por otro lado, aplicando la misma ecuación cambiada de signo se llega a  $y_s \text{ final} = 9,50 < b/2$ . Por ello, en este caso no se requiere cambiar ninguna medida en los cálculos.

Nótese que restando el último dato obtenido a la semienvergadura sin contar el winglet, se obtiene una distancia entre la punta del ala y la parte final del slat de 18 cm.

Finalmente, quedaría calcular la cuerda del slat, para lo que de igual modo que en los casos anteriores, se debe obtener la cuerda del ala en el punto medio del slat y así poder deshacer el dato adimensionalizado. Así, de nuevo mediante la ley de cuerdas, se llega a  $c(y_{fs}) = 2,12$  m. Nótese que se debe usar la ecuación de la ley de cuerdas correspondiente a la zona donde se encuentre el punto medio del slat, en este caso la segunda parte del ala, posterior al quiebro. De este modo se obtiene  $c_{fs} = 0,26$  m.

Se debe remarcar que, de cara al dibujo del ala, al variar la cuerda de los dispositivos con la cuerda del ala, aunque siempre manteniendo la relación adimensional, se deberá calcular la cuerda del ala al inicio y al final de cada dispositivo, como se muestra en la Tabla 7.20 de forma que se pueda deshacer la adimensionalización obteniendo el dato de la cuerda en los puntos inicial y final y resultando en un dibujo más preciso.

	Flap interior	Flap exterior	Slat
$y_{int}$ [m]	1,39	4,15	1,38
$y_{ext}$ [m]	3,97	7,80	9,51
$C_{int}$ [m]	0,73	0,43	0,34
$C_{ext}$ [m]	0,48	0,28	0,21

Tabla 7.20: Valores de cuerdas interior y exterior de cada dispositivo hipersustentador

Finalmente, sustituyendo los datos obtenidos en la ecuación (7.34), se llega a un valor de coeficiente de volumen igual a 0,0121 que está situado entre el rango de valores que se observan en la Tabla 7.18, por lo que los cálculos que se han llevado a cabo son correctos, al menos en primera aproximación.

A modo de resumen de los datos de diseño se adjunta la Tabla 7.21, en la que se pueden comprobar todos los datos obtenidos.

	Flap interior	Flap exterior	Slat
$b_s/b$	0,13	0,19	0,42
$y_s/b$	0,10	0,31	0,28
$c_s/c$	0,19	0,18	0,13
$b_s$ [m]	2,58	3,65	8,13
$y_s$ [m]	2,68	5,98	5,44
$c(y)$ [m]	3,11	1,99	2,12
$c_s$ [m]	0,60	0,35	0,26

Tabla 7.21: Medidas de los dispositivos hipersustentadores del avión de diseño

### 7.5.1. Comprobaciones de los coeficientes de sustentación

Una vez se han establecido las medidas de los dispositivos hipersustentadores, se procede a verificar si el incremento del coeficiente de sustentación que son capaces de generar puede satisfacer las limitaciones calculadas en el Capítulo 6: Punto de diseño: selección de la carga alar y relación empuje-peso, en concreto los coeficientes de sustentación de despegue y aterrizaje calculados. Se recuerda que los valores de dichos coeficientes son  $C_{LmaxTO} = 1,9$  y  $C_{LmaxL} = 2,3$ .

La expresión que relaciona el incremento del coeficiente de sustentación con el que tiene el avión en configuración limpia y en despegue o aterrizaje se muestra en la ecuación (7.36).

$$\begin{cases} \Delta C_{LmaxTO} = k_h(C_{LmaxTO} - C_{Lmax\ clean}) \\ \Delta C_{LmaxL} = k_h(C_{LmaxL} - C_{Lmax\ clean}) \end{cases} \quad (7.36)$$

Donde el parámetro  $k_h$  es el mismo que se utilizó en el punto anterior y tiene como objetivo corregir el coeficiente de sustentación entre ala y avión. Nótese que el resto de los coeficientes de sustentación se obtuvieron en el apartado 7.3: Selección del perfil aerodinámico, además de que todos los parámetros se resumieron en la Tabla 7.15.

Así, resolviendo la ecuación (7.36), se obtienen los resultados tales que en despegue  $\Delta C_{LmaxTO} = 0,994$  y en aterrizaje  $\Delta C_{LmaxL} = 1,434$ . Recuérdese que estos son los resultados que, de acuerdo con los cálculos realizados en el punto de diseño, deberían alcanzarse mediante el diseño de los dispositivos hipersustentadores. A continuación, se procede a realizar los cálculos de la sustentación real que se consigue mediante estos dispositivos.

En primer lugar, se calcularán los dos flaps y posteriormente el slat para finalmente sumar todas las sustentaciones generadas por cada uno de los dispositivos y verificar que el diseño es correcto y satisface los requisitos.

El incremento del coeficiente de sustentación generado por los dispositivos hipersustentadores, flaps y slats, se calcula de acuerdo con la ecuación (7.37), teniendo en cuenta que se aplicará a cada dispositivo en concreto y para cada actuación, despegue o aterrizaje.

$$\Delta C_{lmax} = 0,92 \frac{S_{fw}}{S_w} \Delta C_{lmax}(c) \cos \Lambda_{1/4} \quad (7.37)$$

Donde  $S_{fw}$  es la superficie del ala donde existe un dispositivo hipersustentador, aplicada a toda la cuerda del ala, como se puede apreciar en la Figura 7.20, obtenida de la literatura de Roskam [17, p. 149].

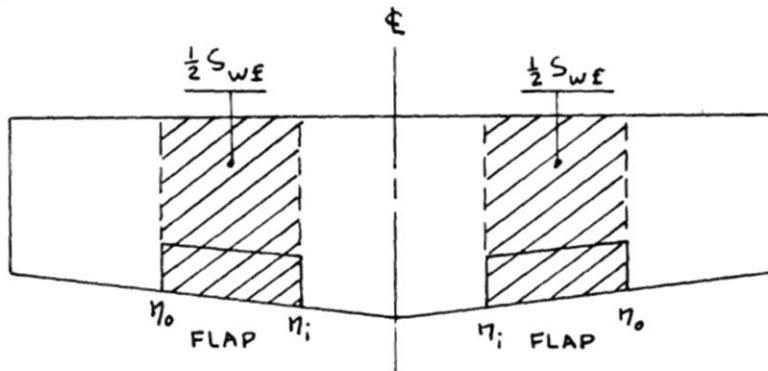


Figura 7.20: Superficie de dispositivos hipersustentadores según Roskam

Para su cálculo se deberá tener en cuenta que en el punto anterior se han realizado las operaciones con la semienvergadura de dichos dispositivos, por lo que deberá multiplicarse todo por 2. De este modo, haciendo uso de los datos aportados en la Tabla 7.21, calculando la

cuerda media geométrica de cada dispositivo hipersustentador y sin más que multiplicar luego por su envergadura se obtienen los resultados mostrados en la Tabla 7.22.

	Flap interior	Flap exterior	Slat
S <sub>fw</sub> real [m <sup>2</sup> ]	16,07	14,53	34,42

Tabla 7.22: Superficies de los dispositivos hipersustentadores

Además,  $\Delta C_{lmax}(c)$  es el incremento del coeficiente de sustentación máximo del perfil basado en la cuerda original, que se expresa mediante la ecuación (7.38).

$$\Delta C_{lmax}(c) = C_{lmax}(c) - C_{lmax\ clean} \quad (7.38)$$

Es trivial el hecho de que el  $C_{lmax\ clean}$  es el coeficiente de sustentación del perfil que al ser en configuración limpia está basado en la cuerda original, por lo que se obvia especificarlo en la fórmula. Además, el dato también se encuentra en la Tabla 7.15. Falta por conocer el coeficiente de sustentación del perfil basado en la cuerda original, para lo que primero se calculará el mismo basado en la cuerda extendida,  $c'$ , mediante la ecuación (7.39), y posteriormente se ponderará con la relación de cuerdas como se puede ver en la expresión (7.40) para obtener el parámetro buscado.

$$C_{lmax}(c') = C_{lmax\delta f=0}^{ext}(c') + \Delta C_{lmax\delta f\neq 0}^{ext}(c') \quad (7.39)$$

$$C_{lmax}(c) = C_{lmax}(c') \frac{c'}{c} \quad (7.40)$$

En primer lugar, se debe mencionar que la relación entre cuerda extendida y original seleccionada es  $c'/c = 1,25$ , que es un valor común. Por otro lado, en lo que respecta a la ecuación (7.39), el término  $C_{lmax\delta f=0}^{ext}(c')$  hace referencia al coeficiente de sustentación del perfil basado en la cuerda extendida con el flap sin deflectar y por motivos de simplicidad se va a igualar al coeficiente de sustentación del perfil en configuración limpia. Finalmente, el término del segundo sumando  $\Delta C_{lmax\delta f\neq 0}^{ext}(c')$  aporta el incremento del coeficiente de sustentación del perfil producido con respecto a la cuerda extendida al deflectar el flap un ángulo determinado. También por motivos de simplicidad se equipará dicho término al 90% del incremento de sustentación del perfil que se produce a ángulo de ataque nulo,  $\Delta C_{10}$ .

En el caso del slat, de acuerdo con [13], se reduce el cálculo directamente al término  $\Delta C_{lmax}(c)$  atendiendo a la expresión (7.41), que se muestra a continuación.

$$\Delta C_{lmax}(c) = 0,4 \frac{c'}{c} \quad (7.41)$$

Por tanto, operando en las ecuaciones (7.38), (7.39), (7.40), la expresión (7.38) queda reescrita según la ecuación (7.42) para los flaps y la ecuación mostrada anteriormente para los slats.

$$\Delta C_{lmax}(c) = (C_{lmax\ clean} + 0,9\Delta C_{l0}) \frac{c'}{c} - C_{lmax\ clean} \quad (7.42)$$

De esta forma, solo queda por conocer el parámetro  $\Delta C_{l0}$ , que se define según la ecuación (7.43).

$$\Delta C_{l0} = C_{lai} \tau \eta \delta_f \quad (7.43)$$

Donde  $\tau$  es la efectividad del flap,  $\eta$  es la corrección de la efectividad por efectos no lineales y  $\delta_f$  es la deflexión del flap en radianes. Por otro lado,  $C_{lai}$  es la pendiente de la curva de sustentación en régimen incompresible, que también fue calculado en el punto anterior y se puede conocer en la Tabla 7.15.

Para conocer el dato de la efectividad del flap, aunque se puede realizar de forma analítica, se va a emplear la Figura 7.21, ya que es una forma mucho más sencilla.

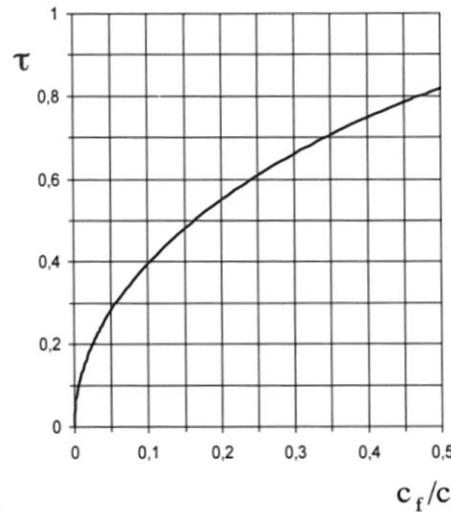


Figura 7.21: Efectividad del flap en función de relación de cuerdas

En dicha gráfica, se debe entrar en el eje x con el valor del dato adimensional entre la cuerda del flap  $c_f$  y la del ala extendida  $c'$ , que se obtiene de la expresión (7.44).

$$\frac{c_f}{c'} = \frac{c_f}{c} \frac{c}{c'} \quad (7.44)$$

Siendo  $c_f/c$  la relación entre la cuerda del flap y la del ala obtenida en el punto anterior.

En lo que respecta a  $\eta$ , se obtiene de la Figura 7.22 en la que se presenta el parámetro de corrección por efectos no lineales frente al ángulo de deflexión de los flaps.

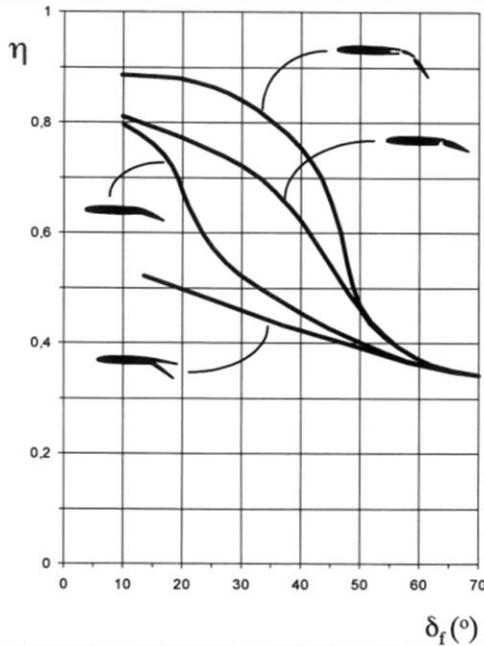


Figura 7.22: Gráfica del parámetro de corrección por efectos no lineales frente a la deflexión

En la Tabla 7.23 se presentan los datos empleados para obtener el coeficiente de sustentación para ángulo de ataque nulo,  $\Delta C_{l0}$ , para cada flap y en cada actuación de la aeronave.

		Flap interior	Flap exterior
DESPEGUE	$\tau$	0,50	0,48
	$\delta$	20,00	20,00
	$\eta$	0,88	0,88
ATERRIZAJE	$\tau$	0,5	0,48
	$\delta$	40	40
	$\eta$	0,78	0,78

Tabla 7.23: Valores obtenidos para el cálculo de  $\Delta C_{l0}$

Una vez se tienen todos los parámetros que intervienen en las ecuaciones (7.43) y (7.44) y, se muestran en la Tabla 7.24 los datos para el despegue y en la los correspondientes al aterrizaje a modo de recopilación para continuar con los cálculos.

	Flap interior	Flap exterior	Slat
$\Delta C_{l\max}(c)$	1,38	1,36	0,5
$C_{l\max}(c')$	2,14	2,12	-
$C_{l\max}^{\text{ext}}_{\delta f=0}(c')$	1,29	1,29	-
$\Delta C_{l\max}^{\text{ext}}_{\delta f \neq 0}(c')$	0,85	0,83	-
$\Delta C_{l0}$	0,94	0,92	-

Tabla 7.24: Valores de los distintos coeficientes de sustentación del perfil en función del dispositivo hipersustentador para el despegue

	Flap interior	Flap exterior	Slat
$\Delta C_{l\max}(c)$	2,2	2,17	0,5
$C_{l\max}(c')$	2,79	2,76	-
$C_{l\max}^{\text{ext}}_{\delta f=0}(c')$	1,29	1,29	-
$\Delta C_{l\max}^{\text{ext}}_{\delta f \neq 0}(c')$	1,50	1,47	-
$\Delta C_{l0}$	1,67	1,64	-

Tabla 7.25: Valores de los distintos coeficientes de sustentación del perfil en función del dispositivo hipersustentador para el aterrizaje

Finalmente, después de obtener el incremento de sustentación del perfil para cada dispositivo hipersustentador, entrando en la ecuación (7.37) se despeja el incremento del coeficiente de sustentación que aporta cada dispositivo hipersustentador, reflejados en la Tabla 7.26.

	Flap interior	Flap exterior	Slat
$\Delta C_{L\max\text{TO}}$	0,38	0,339	0,294
$\Delta C_{L\max\text{L}}$	0,606	0,538	0,294

Tabla 7.26: Incrementos del coeficiente de sustentación por cada dispositivo hipersustentador

Por tanto, el incremento del coeficiente de sustentación total será la suma de los incrementos de cada dispositivo. Se deberá comparar este resultado con el obtenido en el punto de diseño, como se muestra en la Tabla 7.27 para comprobar si el diseño es correcto.

Diseño de dispositivos hipersustentadores		Punto de diseño	
$\Delta C_{L\max\text{TO}}$	1,014	$\Delta C_{L\max\text{TO}}$	0,994
$\Delta C_{L\max\text{L}}$	1,439	$\Delta C_{L\max\text{L}}$	1,434

Tabla 7.27: Comparación de los resultados finales entre incrementos de sustentación

Se aprecia claramente como los requisitos del punto de diseño están por debajo de las capacidades de sustentación que los dispositivos hipersustentadores pueden proporcionar en cada una de las actuaciones, por lo que se concluye que el resultado del diseño ha sido satisfactorio.

## 7.6. Dimensionado de alerones y spoilers

Al contrario que los elementos vistos anteriormente, estos dispositivos carecen de cualquier función de sustentación si no que su función será variar dicha sustentación en función del objetivo a perseguir.

De igual modo que antes, los dimensionados se realizarán en base al avión de ala semejante Bombardier Challenger 605 salvo excepciones y datos obtenidos que se deberán cambiar a requerimiento de diseño. Se utilizará el subíndice a para hacer referencia a los parámetros del alerón y el subíndice s para los del spoiler.

## Alerones

Los alerones son unas superficies de mando cuya función es permitir el movimiento de balance del avión mediante movimientos antisimétricos que generan sustentaciones contrarias a un lado y otro del avión por lo que el avión tiende a rotar sobre su eje longitudinal. Su ubicación es cercana a la punta del ala para ejercer la fuerza de viraje con el mayor momento posible.

En primer lugar, se muestran en la Tabla 7.28 las medidas adimensionales del alerón obtenidas del avión de ala semejante mencionado anteriormente.

$b_a/b$	$y_a/b$	$c_a/c$
0,10	0,45	0,45

Tabla 7.28: Medidas adimensionales del alerón

Comenzando por el cálculo de la semienvergadura, deshaciendo el resultado adimensional mediante multiplicar este por la semienvergadura del ala, se obtiene  $b_a = 1,92$  m. Continuando con la distancia que existe respecto del eje longitudinal del avión, y, se obtiene un valor de 8,88 m. Sin embargo, al realizar un boceto del ala se comprueba que se solapa con la parte final del flap exterior, por lo que se decide modificar las dos medidas anteriores pasando a ser  $b_a = 1,66$  m y  $y_a = 8,72$  y de esta forma existe suficiente espacio tanto con el flap exterior como con el winglet.

De todas formas, se van a comprobar que no coincidan los extremos del alerón con el flap exterior y el winglet mediante las expresiones (7.45) y (7.46) respectivamente.

$$y_a - \frac{b_a}{2} - y_{fe\ final} > 0 \quad (7.45)$$

$$\frac{b}{2} - y_a + \frac{b_a}{2} > 0 \quad (7.46)$$

Operando y sustituyendo por los valores que se han obtenido en puntos anteriores, se llega a la conclusión de que el alerón comienza a 9 cm del final del flap exterior y termina a 23 cm del final del ala, donde empieza el winglet.

Por último, quedaría únicamente el dato de la cuerda del alerón, para el que primero se debe obtener la cuerda del ala en el punto medio del alerón y así poder deshacer el dato adimensionalizado. Así, mediante la ley de cuerdas del ala calculada en el punto anterior, se llega a  $c(y_a) = 1,31$  m, esta vez usando la ecuación correspondiente a la parte posterior del quiebro, y finalmente se obtiene  $c_a = 0,515$  m. Recuérdese que los alerones también varían con la cuerda del ala. Por lo que en la Tabla 7.29, se muestran los datos de medidas con respecto al eje longitudinal y cuerda al inicio y final del alerón.

$y_{ext}$ [m]	9,55
$y_{int}$ [m]	7,89
$c_{ext}$ [m]	0,47
$c_{int}$ [m]	0,56

Tabla 7.29: Medidas interiores y exteriores del alerón

En el caso de los alerones el coeficiente a comparar con los aviones semejantes se denomina potencia de mando, aunque es igual que el coeficiente de volumen reflejado en la ecuación (7.34). Así, se obtiene una referencia de si este entra dentro del rango establecido por los mismos y, por tanto, los cálculos se han llevado a cabo correctamente.

Por tanto, introduciendo los datos obtenidos para el alerón se obtiene una potencia de mando de 0,009 y, comparando con la Tabla 7.30 en la que se reflejan los datos de los aviones semejantes, se concluye que es un valor adecuado y los cálculos son correctos.

	Potencia de mando Ale
Challenger 605	0,0063
Falcon 900EX	0,0120
Gulfstream G450	0,0077
Embraer Legacy 600	0,0074
Challenger 300	0,0107
Citation Sovereign +	0,0124
Citation X+	0,0090

Tabla 7.30: Datos de potencia de mando de los aviones semejantes

A modo de resumen, se detallan en la Tabla 7.31 los resultados obtenidos para el alerón.

b <sub>a</sub> [m]	y <sub>a</sub> [m]	c(y)	c <sub>a</sub> [m]
1,66	8,72	1,33	0,61

Tabla 7.31: Datos de medidas finales del alerón

## Spoilers

Los spoilers son unos dispositivos que se deflectan sobre el extradós del ala alterando la corriente incidente, desprendiendo el flujo de aire y por tanto disminuyendo la sustentación.

Se ha elegido diseñar la aeronave con dos spoilers, uno en la parte superior de cada flap, basado de nuevo en el ala semejante. Por ello se vuelve a hacer una relación adimensional con medidas que se muestran en Tabla 7.32, para luego deshacerla y obtener las medidas. De igual forma que en los flaps, el spoiler situado encima del flap interior adopta su mismo nombre y de igual modo con el segundo flap.

	b <sub>s</sub> /b	y <sub>s</sub> /b	c <sub>s</sub> /c
Spoiler interior	0,06	0,18	0,12
Spoiler exterior	0,08	0,27	0,15

Tabla 7.32: Datos adimensionales de las medidas de los spoilers

Comenzando por el cálculo de la semienvergadura, deshaciendo el resultado adimensional mediante multiplicar este por la semienvergadura del ala, se obtiene  $b_{si} = 1,1$  m y  $b_{se} = 1,57$  m. Continuando con la distancia que existe respecto del eje longitudinal del avión, y, se obtiene un

valor de  $y_{si} = 3,49$  m y  $y_{se} = 5,21$  m. Sin embargo, estas medidas se han alterado de forma que se sitúen de forma más céntrica en los flaps, dando lugar a las medidas definitivas  $y_{si} = 2,49$  m y  $y_{se} = 5,34$  m.

Por último, quedaría únicamente el dato de la cuerda del spoiler, para lo que se va a operar de igual forma que para el resto de los dispositivos. Así, mediante la ley de cuerdas del ala calculada en el punto anterior, se llega a  $c(y_{si}) = 3,2$  m y  $c(y_{se}) = 2,14$  m, esta vez usando la ecuación correspondiente a cada parte del quiebro ya que cada spoiler está situado en una de ellas. Finalmente se obtiene  $c_{si} = 0,38$  m y  $c_{se} = 0,33$  m. Al variar los spoilers también con la cuerda del ala, se añade la Tabla 7.33, en la que se muestran los datos de medidas con respecto al eje longitudinal y cuerda al inicio y final de cada spoiler.

	Spoiler interior	Spoiler exterior
$y_{ext}$ [m]	3,04	6,13
$y_{int}$ [m]	1,94	4,55
$c_{ext}$ [m]	0,35	0,30
$c_{int}$ [m]	0,41	0,35

Tabla 7.33: Medidas interiores y exteriores de los spoilers

Finalmente, se compara el coeficiente de volumen de igual forma que en los casos anteriores, atendiendo a la ecuación (7.34). Sustituyendo se obtiene para el spoiler interior un resultado de 0,001 y para el spoiler exterior de 0,003. Se recogen en la Tabla 7.34 a continuación los coeficientes de volumen de los aviones semejantes, de forma que se comprueba que se encuentran dentro del rango aceptable.

	Coef. Volumen Spoiler interior	Coef. Volumen Spoiler exterior
Challenger 605	0,0008	0,0019
Falcon 900EX	0,0012	0,0019
Gulfstream G450	-	-
Embraer Legacy 600	0,0010	0,0018
Challenger 300	0,0181	-
Citation Sovereign +	0,0071	0,0074
Citation X+	0,0058	0,0061

Tabla 7.34: Coeficientes de volumen de spoilers de aviones semejantes

A modo de resumen se recogen en la Tabla 7.35 las medidas obtenidas para estos dispositivos.

	$b_s$ [m]	$y_s$ [m]	$c(y)$ [m]	$c_s$ [m]
Spoiler int	1,10	2,49	3,20	0,38
Spoiler ext	1,57	5,34	2,14	0,33

Tabla 7.35: Medidas obtenidas de los spoilers

Finalmente, para cerrar este capítulo, se muestra un croquis hecho en CATIA del diseño del ala resultante al poner en común todos los cálculos realizados.

D

C

B

A

4

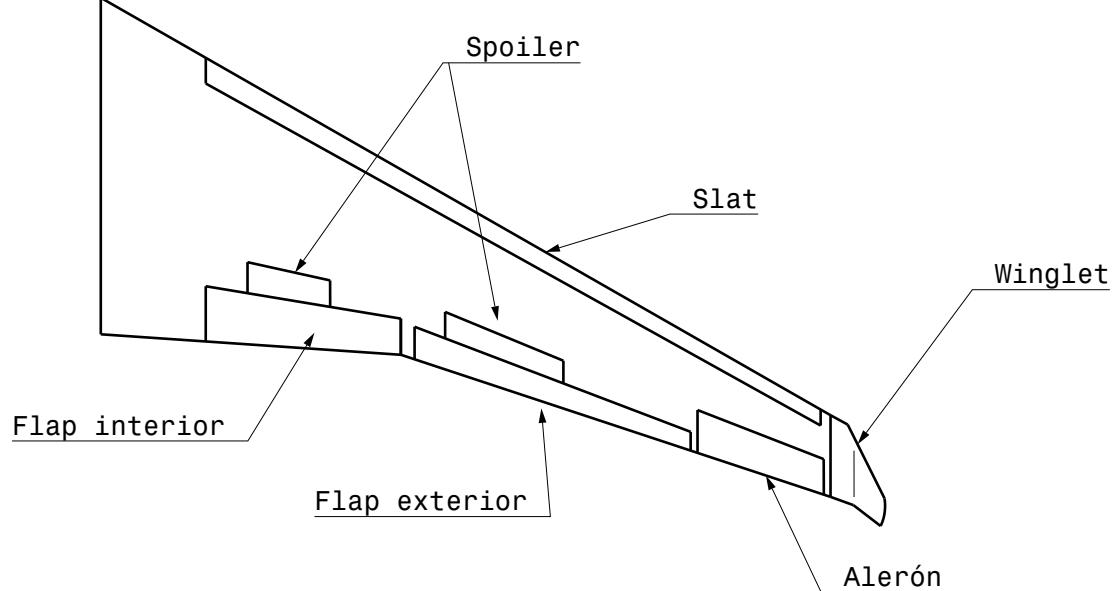
4

3

3

2

2



Denominación

ALA

Tolerancia general:

Calidad superficial:

1º Apell.	Álvaro	Firma	E.T.S.I. AERONÁUTICA Y DEL ESPACIO	
2º Apell.	Pastor		Universidad Politécnica de Madrid	
Nombre	Fernando			
Fecha	28/08/2022			
Escala	Plano N°			Sustituye a
1:100	TFG P-001			Sustituido por
				HOJA 1 de 1

D

A

1

## Capítulo 8

# 8. Dimensionado de los estabilizadores horizontal y vertical

## 8.1. Introducción

### 8.1.1. Objetivo

El objetivo de este capítulo es, una vez obtenido el diseño del ala, calcular y dimensionar los estabilizadores horizontal y vertical con ayuda de los datos obtenidos de los aviones semejantes. Este requerirá un estudio más complicado que el realizado para el ala o el fuselaje ya que entran en juego detalles como el estudio dinámico del avión.

### 8.1.2. Descripción del contenido

En primer lugar, se debe hacer referencia al tipo de empenaje seleccionado que será una cola en T, debido a la posición de los motores, situados en la parte posterior del fuselaje, y por motivos de similitud con los aviones semejantes. Sin embargo, uno de sus principales problemas, como se muestra en la Figura 8.1, es la pérdida de entrada profunda debido a que se encuentra ubicado en el punto donde tiene lugar la estela del ala, una zona de baja presión dinámica. Para corregir esto se deberá colocar un stick pusher que recuperará automáticamente la estabilidad cuando el avión se encuentre cercano a la pérdida.

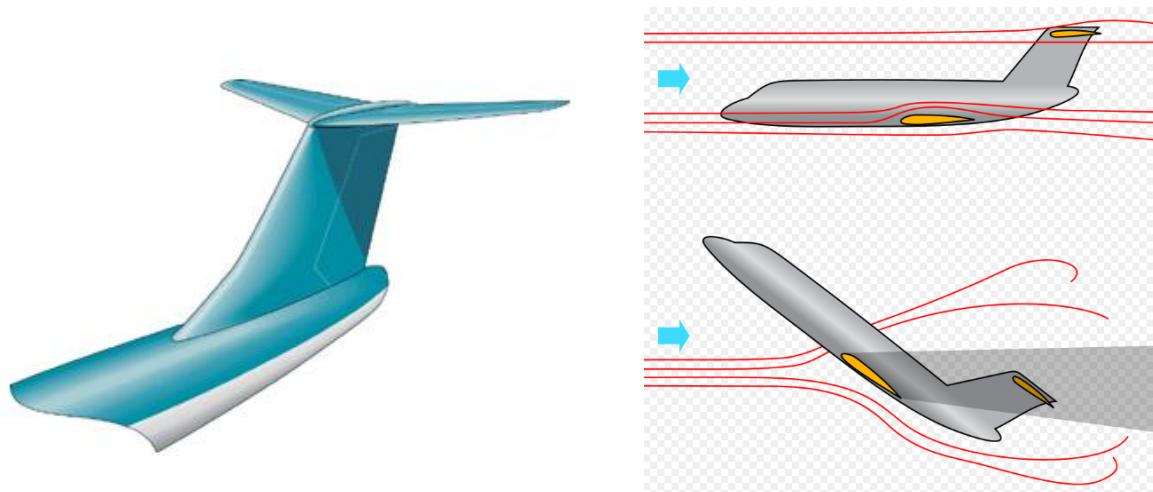


Figura 8.1: Cola en T y pérdida por estela turbulenta

El procedimiento a seguir para ambos estabilizadores es muy similar y este se limita al uso de coeficientes de volumen. Será necesario determinar en cada uno de ellos la superficie S, brazo l, alargamiento A, envergadura b, ángulo diedro  $\Gamma$ , estrechamiento  $\lambda$ , flecha  $\Lambda_{1/4}$ , cuerda media geométrica CMG, espesor relativo ( $t/c$ ) y tipo de perfil. Además, se calcularán también las medidas del timón de profundidad y dirección.

Se debe mencionar que se utilizará el subíndice h para hacer referencia al estabilizador horizontal y el subíndice v para el vertical.

Finalmente, una vez se hayan calculado todos los parámetros, se realizará una comprobación en cuanto a la ubicación del estabilizador vertical en el avión de forma que la distancia del morro de este hasta el borde de ataque del estabilizador no sea superior a la longitud del fuselaje, ya que de esa manera estaría situado fuera del avión.

Además, se realizarán comprobaciones sobre el estabilizador vertical acerca de si se ha dimensionado de forma correcta permitiendo el control del avión si se produce un fallo de motor crítico y una deflexión máxima de 35° del timón de dirección.

### 8.1.3. Relación con el resto de los capítulos

Para llevar a cabo los cálculos de este capítulo es necesario tener todos los datos del ala y será imprescindible para el cálculo de la polar no equilibrada, ya que incrementa la resistencia del avión además de aportar sustentación. Al ser uno de los últimos capítulos del anteproyecto no guarda relación con ningún otro capítulo más que, siendo rigurosos, con el del diseño del fuselaje de forma que la comprobación del estabilizador vertical anteriormente mencionada se pueda llevar a cabo.

## 8.2. Dimensionado del estabilizador horizontal

En primer lugar, se muestra en la Tabla 8.1 los datos de los aviones semejantes que se van a utilizar para el dimensionado del estabilizador horizontal, de acuerdo con la literatura de Roskam [17, p. 187].

	A <sub>h</sub>	λ <sub>h</sub>	Δ <sub>1/4h</sub> [°]	Γ <sub>h</sub>	l <sub>h</sub> /l <sub>f</sub>	Coeficiente de Vol.
Challenger 605	4,41	0,49	31,33	0,13	0,53	0,60
Falcon 900EX	4,11	0,55	32,83	-2,65	0,47	0,89
Gulfstream G450	5,01	0,42	28,33	0,86	0,60	0,71
Embraer Legacy 600	4,97	0,60	18,27	0,00	0,49	0,87
Challenger 300	4,70	0,42	30,37	-3,86	0,62	0,87
Citation Sovereign +	5,49	0,49	22,68	0,00	0,47	0,83
Citation X+	5,72	0,34	40,08	-2,63	0,67	0,93

Tabla 8.1: Datos de aviones semejantes para el cálculo del estabilizador horizontal

Como se ha mencionado en el punto anterior, primero se va a calcular la superficie del estabilizador horizontal. Para ello, se plantea la ecuación (8.1), que corresponde con el coeficiente de volumen de dicho estabilizador y de ella se despejará la superficie.

$$V_h = \frac{S_h l_h}{S_w CMA} \quad (8.1)$$

Siendo CMA la cuerda media aerodinámica del ala. Recuérdese que l<sub>h</sub> es la distancia que existe desde el punto un cuarto de la cuerda media aerodinámica del ala hasta el punto un cuarto de la cuerda media geométrica del estabilizador horizontal. Como dicha distancia se desconoce, se

calcula mediante promedio de los aviones semejantes el valor de  $l_h/l_f$ , datos que se pueden comprobar en la Tabla 8.1, obteniendo un valor de 0,49. Deshaciendo la adimensionalización con el dato de la longitud del fuselaje del avión de diseño se obtiene  $l_h = 11,13$  m.

Únicamente queda por conocer el coeficiente de volumen del avión de diseño y así poder despejar la superficie. Para ello, se vuelve a hacer un promedio con los datos de los aviones semejantes obteniendo un valor de 0,81.

Así, una vez se conocen todos los datos, despejando en la ecuación (8.1) se obtiene un valor de  $S_h = 12,21$  m<sup>2</sup>, y se obtiene una relación de áreas  $S_h/S_w = 0,25$ . Finalmente, para comprobar la veracidad del dato obtenido se comprueba con la relación de áreas de los aviones semejantes, reflejado en la Tabla 8.2, y además se muestra en la Figura 8.2, valores de aviones de negocios aportados por Roskam [17, p. 195].

	$S_h/S_w$
Challenger 605	0,18
Falcon 900EX	0,30
Gulfstream G450	0,22
Embraer Legacy 600	0,22
Challenger 300	0,23
Citation Sovereign +	0,27
Citation X+	0,23

Tabla 8.2: Datos de relación de áreas de aviones semejantes

Type	Wing Area	Wing $\frac{m}{c}$	Wing Airfoil	Bor. Tail Area	$S_e/S_h$	$x_h$	$\bar{v}_h$	Elevator Chord
S	ft <sup>2</sup>	ft	root/tip	$S_h$				root/tip
			NACA*	ft <sup>2</sup>		ft		fr.c <sub>h</sub>
DASSAULT-BREGUET								
Falcon 10	259	6.71	NA	72.7	0.20	16.5	0.69	.31/.29
Falcon 20	440	9.33	NA	122	0.22	21.9	0.65	.28/.31
Falcon 50	495	9.31	NA	144	0.23	21.7	0.68	.31/.34
CESSNA CITATION								
500	260	6.44	23014/23012	70.6	0.29	27.3	0.73	.33/.23
II	323	6.77	NA	73.1	0.36	19.2	0.64	.37/.35
III	312	6.07	NASA Sprcrt	69.6	0.34	26.9	0.99	.39/.42
GATES LEARJET								
24	232	7.03	64A109	54.0	0.26	20.2	0.67	.36/.26
35A	253	7.22	64A109	54.0	0.33	21.9	0.65	.33
55	265	6.88	NA	57.8	0.32	23.8	0.76	.31/.35
Canadair Challenger								
CL-601	450	11.3	NA	105	0.28	32.2	0.67	.30/.31
Aerospatiale								
SN-601	237	5.60	NA	58.9	0.42	16.7	0.74	.40/.44
ISRAEL AIRCRAFT IND.								
Astra	317	5.62	Sigma 2	77.1	0.25	22.8	0.99	.30/.32
Westwind	308	7.58	64A312	70.1	0.25	19.8	0.59	.29/.26
British Aerospace HS								
125-700	353	7.52	NA	100	0.48	19.1	0.72	.37/.67
G.A.-III	935	13.8	NA	184	0.33	35.6	0.51	0.33
MU Diam.I	241	6.23	NA	57.2	0.37	22.4	0.85	0.37

Figura 8.2: Datos de áreas y coeficientes de volumen de aviones de negocios de Roskam

Seguidamente, para el cálculo de los parámetros del alargamiento  $A_h$ , estrechamiento  $\lambda_h$ , ángulo diedro  $\Gamma_h$  y flecha un cuarto  $\Lambda_{1/4h}$ , se vuelve a calcular mediante promedio de aviones semejantes, cuyos datos también se pueden comprobar en la Tabla 8.1. De esta forma, se obtiene  $A_h = 4,92$ ,  $\lambda_h = 0,43$ ,  $\Gamma_h = -1,16^\circ$  y  $\Lambda_{1/4h} = 36,72^\circ$ . Se presenta en la Figura 8.3, la tabla

proporcionada por Roskam [17, p. 207] sobre valores comunes de aviones de negocios, de forma que se comprueba que los resultados obtenidos parecen correctos en primera aproximación.

Nótese que el valor del alargamiento suele ser aproximadamente la mitad que el del ala ya que predominan los criterios estructurales. En cuanto al estrechamiento debe ser mayor que el alar ya que, al igual que en el alargamiento, predominan criterios estructurales, especialmente la rigidez a torsión. Sin embargo, este no puede ser demasiado grande para evitar que sea muy pesado. Con respecto al ángulo diedro suele ser distinto de cero para evitar el chorro generado por los motores. Finalmente, hay que mencionar que la flecha un cuarto debe ser ligeramente superior a la del ala para, o bien retrasar los efectos de compresibilidad, evitar la formación de hielo o aumentar el brazo del HTP.

Type	Dihedral Angle. $\Gamma_h$ deg.	Incidence Angle. $i_h$ deg.	Aspect Ratio. $A_h$	Sweep Angle. $\Delta_{c/4h}$ deg.	Taper Ratio. $\lambda_h$
Homebuilt	+5 - -10	0 fixed to variable	1.8 - 4.5	0 - 20	0.29 - 1.0
Single Engine Prop. Driven	0	-5 - 0 or variable	4.0 - 6.3	0 - 10	0.45 - 1.0
Twin Engine Prop Driven	0 - +12	0 fixed to variable	3.1 - 7.7	0 - 17	0.48 - 1.0
Agricultural	0 - +3	0	2.7 - 5.4	0 - 10	0.59 - 1.0
Business Jets	-4 - +9	-3.5 fixed	3.2 - 6.3	0 - 35	0.32 - 0.57

Figura 8.3: Datos de aviones de negocios aportados por Roskam

En lo que respecta al perfil del estabilizador, de acuerdo con Roskam [17, p. 208] se suelen utilizar perfiles simétricos con un espesor relativo inferior al del ala (9% a 12%) para reducir la resistencia. Esto se debe a que las cargas son más bajas y no suele llevar combustible. Por ello, se ha decidido emplear un perfil NACA 0009, por lo que su espesor relativo ( $t/c$ )<sub>h</sub> = 0,09.

Por último, antes de calcular las dimensiones del timón de profundidad, quedarían por calcular algunos parámetros para definir completamente el estabilizador. Haciendo uso de las mismas fórmulas que se utilizaron en el capítulo 7.2: Dimensionado del ala, se obtiene  $b_h = 7,75$  m,  $CMG_h = 1,58$  m,  $c_{rh} = 2,2$  m,  $c_{th} = 0,95$  y  $\Lambda_{Bh} = 39,58^\circ$ . Finalmente, mencionar que la distancia del morro del avión al encastre del estabilizador horizontal es  $x_{morro-encastreh} = 21,69$  m. En la Tabla 8.3, se presentan los datos obtenidos en este punto a modo de resumen.

Posición vertical	Cola en T	$A_h$	4,92
Perfiles aerodinámicos	NACA 0009	$\lambda_h$	0,43
$S_h[m^2]$	12,21	$\Delta_{1/4h}[^{\circ}]$	36,72
$S_h/S_w$	0,25	$\Lambda_{BAh}[^{\circ}]$	39,58
$b_h[m]$	7,75	$\Gamma_h$	-1,16
$b_h/b$	0,40	( $t/c$ ) <sub>h</sub> (%)	9,00
$c_{th}[m]$	0,95	$l_h[m]$	11,13
$c_{rh}[m]$	2,20	$l_h/l_f$	0,49
$CMG_h[m]$	1,58	Coeficiente de Vol.	0,81

Tabla 8.3: Resultados del estabilizador horizontal

### 8.2.1. Dimensionado del timón de profundidad

El timón de profundidad es una superficie de control encargada del movimiento de cabeceo del avión, haciendo descender o ascender la aeronave mediante el aumento del ángulo de ataque del ala. Se empleará el subíndice e para hacer referencia a los parámetros del timón de profundidad.

La tarea a cumplir será determinar qué parte del estabilizador horizontal es ocupada por el timón de profundidad. Para ello, los parámetros por definir serán la cuerda,  $c_e$ , que varía con la variación de cuerda del estabilizador, aunque la relación adimensional se mantiene constante, y la envergadura,  $b_e$ . Ambas se obtendrán del promedio de los parámetros adimensionales de los aviones semejantes, mostrados en la Tabla 8.4, sobre los que posteriormente se deshará el resultado adimensional y se obtendrán los parámetros requeridos.

	$b_e/b_h$	$c_e/c_h$
Challenger 605	0,84	0,30
Falcon 900EX	0,56	0,40
Gulfstream G450	0,85	0,41
Embraer Legacy 600	0,86	0,55
Challenger 300	0,97	0,32
Citation Sovereign +	0,90	0,36
Citation X+	0,90	0,27

Tabla 8.4: Datos de timón de profundidad de aviones semejantes

Así, mediante media aritmética se obtienen los valores de  $b_e/b_h = 0,84$  y  $c_e/c_h = 0,37$  y, deshaciendo los parámetros adimensionales con los datos obtenidos en el punto anterior, se obtiene  $b_e = 6,5$  m y  $c_e = 0,59$  m.

Al tratarse de una cola en T no hay que tener en cuenta que la parte de la superficie del HTP ocupada por el cono de cola no puede estar ocupada por el timón de profundidad.

### 8.3. Dimensionado del estabilizador vertical

El procedimiento a seguir para el caso del estabilizador vertical es muy similar al realizado con el estabilizador horizontal, aunque con ciertas variaciones. De igual forma que en el caso anterior, se va a presentar la Tabla 8.5, con los datos necesarios de los aviones semejantes que van a influir en los cálculos que se van a realizar a continuación.

	$A_v$	$\lambda_v$	$\Delta_{1/4v} [^\circ]$	$l_v/l_f$	Coeficiente de Vol.
Challenger 605	2,24	0,87	41,73	0,35	0,08
Falcon 900EX	3,25	0,39	34,78	0,19	0,03
Gulfstream G450	1,88	0,58	28,74	0,32	0,04
Embraer Legacy 600	2,62	0,70	36,10	0,32	0,06
Challenger 300	1,88	0,62	52,35	0,33	0,06
Citation Sovereign +	2,50	0,40	38,43	0,37	0,06
Citation X+	2,44	0,73	52,33	0,39	0,06

Tabla 8.5: Valores de los aviones semejantes del estabilizador vertical

En primer lugar, se va a calcular la superficie del estabilizador, para lo que se realizará un promedio con los aviones semejantes del parámetro  $S_v/S_w$ , con lo que se obtiene un valor de 0,16. Deshaciendo este parámetro adimensional con la superficie alar se obtiene un valor de  $S_v = 7,5 \text{ m}^2$ .

En segundo lugar, una vez se ha obtenido la superficie del estabilizador, mediante la ecuación (8.2), que atiende al coeficiente de volumen de dicho estabilizador, se obtendrá la distancia entre el punto un cuarto de la cuerda media aerodinámica hasta el punto un cuarto de la cuerda media geométrica del mismo,  $l_v$ .

$$V_v = \frac{S_v l_v}{S_w b_v} \quad (8.2)$$

Por tanto, se necesita conocer dicho coeficiente de volumen, para lo que de nuevo se hará uso de un promedio del coeficiente de los aviones semejantes, dando lugar a un valor de 0,07. Despejando así  $l_v$  de la expresión, se obtiene un resultado de  $l_v = 8,49 \text{ m}$ . Se debe comparar dicho valor con el de los aviones semejantes, para lo que se adimensionalizará dicho valor con la longitud del fuselaje, datos que se pueden observar en la Tabla 8.5. El resultado del avión de diseño es  $l_v/l_f = 0,37$ , valor que entra dentro de los márgenes establecidos por los aviones similares. Además, con los datos obtenidos se puede calcular la distancia que existe desde el morro del avión al encastre del estabilizador, resultando en  $x_{\text{morro-BAv}} = 19,16 \text{ m}$ . Se comprueba que dicha distancia es menor que la longitud del fuselaje, por lo que, de momento, a falta de calcular la cuerda en la raíz, el estabilizador vertical se puede posicionar sobre el fuselaje.

Además, se muestra en la Figura 8.4, obtenida de la literatura de Roskam [17, p. 195], valores de aviones de negocios mediante los cuales se comprueba que los datos del estabilizador vertical obtenidos hasta el momento entran dentro de lo común para este tipo de aeronaves.

Type	Wing Area	Wing Span	Vert. Tail Area	$S_r/S_v$	$x_v$	$\bar{V}_v$	Rudder Chord	$S_a/S$	Ail. Span Loc. in/out	Ail. Chord in/out
	s ft <sup>2</sup>	b ft	S <sub>v</sub> ft <sup>2</sup>		ft		root/tip	fr.c <sub>v</sub>	fr.b/2	fr.c <sub>w</sub>
<b>DASSAULT BREGUET</b>										
Falcon 10	259	42.9	48.9	0.32	14.4	0.063	.34/.49	0.051	.67/.95	.27/.31
Falcon 20	440	53.5	51.8	0.23	18.1	0.063	.25/.39	0.057	.62/.92	0.25
Falcon 50	495	61.9	106	0.12	18.7	0.064	.21/.32	0.049	.68/.97	0.27
<b>CESSNA CITATION</b>										
500	260	43.9	50.9	0.36	18.2	0.081	.36	0.096	.55/.94	.32/.30
II	323	51.7	53.0	0.34	19.36	0.062	.35/.31	0.078	.56/.89	.32/.30
III	312	53.5	70.2	0.30	20.5	0.086	.37/.38	NA*	.70/.86	.21/.17
<b>GATES LEARJET</b>										
24	232	35.6	38.4	0.17	16.6	0.077	.23/.22	0.050	.63/.89	.25/.23
35A	253	38.1	38.4	0.17	16.6	0.066	.26/.25	0.066	.55/.79	.30/.27
55	265	43.8	52.4	0.17	19.2	0.086	.26/.25	0.062	.49/.71	0.30
Can. CL601	450	64.3	96.0	0.26	24.9	0.083	.29/.31	0.033	.73/.91	.23/.26
<b>Aerospatiale</b>										
SN-601	237	42.2	45.4	0.30	15.7	0.071	.36/.32	0.033	.68/.91	.22/.20
<b>ISRAEL AIRCRAFT IND.</b>										
Astra	317	52.7	48.3	0.21	22.0	0.064	.33/.32	0.040	.67/.95	.26/.25
Westwind	308	44.8	59.7	0.18	20.1	0.087	.34/.44	0.050	.59/.90	.21/.31
<b>British Aerospace BS</b>										
125-700	353	47.0	63.8	0.22	15.9	0.061	.31/.37	0.084	.66/1.0	.33/.46
G.A. III	935	77.8	159	0.24	26.9	0.059	0.28	0.038	.66/.86	.24/.27
MU Diam.I	241	43.4	55.9	0.25	17.4	0.093	.33/.28	0.012	.86/.94	.20/.22

Figura 8.4: Valores de parámetros del estabilizador vertical de aviones de negocios aportados por Roskam

Continuando con los cálculos, para obtener el alargamiento se hará uso de nuevo de los datos de los aviones semejantes para calcularlo mediante promedio. Se debe mencionar que se toma el alargamiento del estabilizador vertical tal y como se muestra en la expresión (8.3), es decir, como un semiala, por lo que se tomará como el doble de la distancia desde el encastre hasta la punta. Así, se obtiene  $A_v = 2,19$  m.

$$A_v = \frac{2b_v^2}{S_v} \quad (8.3)$$

Además, se tomará el estrechamiento como unitario, es decir,  $\lambda = 1$ , o lo que es lo mismo, se trata de un estabilizador vertical recto. Esto es debido a que se está calculando una cola en T. Se debe mencionar que, en empenajes en T, los valores de alargamiento tomando el estabilizador como un único ala varían entre 0,8 y 1,1. Para la flecha de puntos un cuarto también se realizará el promedio con los aviones semejantes obteniendo así un valor de  $\Lambda_{1/4v} = 35,96^\circ$ . Nótese que para el cálculo de la flecha, por motivos estadísticos y más en concreto de varianza, se han dejado fuera del promedio aviones con flechas superiores a  $50^\circ$ .

Se muestra a continuación en la Figura 8.5, obtenida de la literatura de Roskam [17, p. 207], datos comunes de aviones de negocios. Se puede comprobar como todos los valores obtenidos hasta el momento se encuentran dentro de dichos rangos.

Type	Dihedral Angle, $\Gamma_v$ deg.	Incidence Angle, $i_v$ deg.	Aspect Ratio, $A_v$	Sweep Angle, $\Lambda_c/4_v$ deg.	Taper Ratio, $\lambda_v$
Homebuilt	90	0	0.4 - 1.4	0 - 47	0.16 - 0.71
Single Engine Prop. Driven	90	0	0.9 - 2.2	12 - 42	0.32 - 0.58
Twin Engine Prop Driven	90	0	0.7 - 1.8	18 - 45	0.33 - 0.74
Agricultural	90	0	0.6 - 1.4	0 - 32	0.43 - 0.74
Business Jets	90	0	0.8 - 1.6	28 - 55	0.30 - 0.74

Figura 8.5: Datos de parámetros del estabilizador vertical aportados por Roskam

A continuación, en lo que respecta al perfil del estabilizador, de acuerdo con la literatura de Roskam [17, p. 208] se suelen utilizar perfiles simétricos con un espesor relativo que ronda el 12% para soportar las cargas estructurales. Por ello, se ha decidido emplear un perfil NACA 0012, por lo que su espesor relativo ( $t/c$ )<sub>h</sub> = 0,12.

Por último, se deben obtener el resto de parámetros, de modo que sin más que despejar en la ecuación (8.3) el dato de la envergadura y sustituir con datos conocidos, se obtiene  $b_v = 2,87$  m. Haciendo uso de las mismas ecuaciones que para el estabilizador horizontal, que a la vez son las mismas que las empleadas en el capítulo del dimensionado del ala, se calcula la  $CMG_v = 2,62$  m,  $c_{rv} = 2,62$  m,  $c_{tv} = 2,62$  m. Nótese que al tratarse de un estabilizador sin estrechamiento, estos parámetros por geometría deben coincidir. Finalmente, queda calcular la flecha en el borde de ataque  $\Lambda_{BAv}$ , que por el mismo motivo que se acaba de mencionar, debe ser igual que la flecha en el punto un cuarto, es decir,  $\Lambda_{BAv} = 35,96^\circ$ .

Una vez calculada la cuerda en la raíz, se debe comprobar si el borde de salida del estabilizador vertical sobrepasa la longitud del fuselaje sin más que sumarle a la medida obtenida hasta el

encastre anteriormente dicha cuerda. Por tanto, resulta en  $x_{morro-BSv} = 21,78 \text{ m} < l_f$ . Por tanto, el estabilizador vertical diseñado es viable. Nótese que entre el final del fuselaje y el final del estabilizador vertical teniendo en cuenta la parte situada sobre dicho fuselaje existe una distancia de 0,96 m, por lo que si es necesario agrandar dicho estabilizador en futuras iteraciones es factible.

A modo de resumen se muestran en la Tabla 8.6 los datos obtenidos a lo largo de este apartado.

$S_v[\text{m}^2]$	7,50	$\lambda_v$	1,00
$S_v/S_w$	0,16	$\Lambda_{BAv}[^{\circ}]$	35,96
$b_v[\text{m}]$	2,87	$\Lambda_{1/4v}[^{\circ}]$	35,96
$b_v/b$	0,15	$t_v$	0,31
$c_{tv}[\text{m}]$	2,62	$\tau_v(\%)$	12,00
$c_{rv}[\text{m}]$	2,62	$l_v[\text{m}]$	8,49
$CMG_v[\text{m}]$	2,62	$l_v/l_f$	0,37
$A_v$	2,19	Coeficiente de Vol.	0,07

Tabla 8.6: Datos obtenidos del estabilizador vertical

### 8.3.1. Dimensionado del timón de dirección

El timón de dirección es una superficie de control encargada del movimiento de guiñada del avión, permitiendo su movimiento horizontal hacia la derecha o izquierda. Deberá contrarrestar las fuerzas que aparecen en el viraje del avión y su centrado. Se empleará el subíndice r para hacer referencia a los parámetros del timón de profundidad.

La tarea por cumplir es determinar qué parte del estabilizador vertical ocupa el timón de dirección. Para ello, los parámetros a definir serán la cuerda,  $c_r$ , que será constante a lo largo de la envergadura ya que no existe estrechamiento, y la envergadura,  $b_r$ . Ambas se obtendrán del promedio de los parámetros adimensionales de los aviones semejantes, mostrados en la Tabla 8.7, sobre los que posteriormente se deshará el resultado adimensional y se obtendrán los parámetros requeridos.

	$b_r/b_v$	$c_r/c_v$
Challenger 605	0,77	0,27
Falcon 900EX	0,51	0,31
Gulfstream G450	0,89	0,39
Embraer Legacy 600	0,85	0,33
Challenger 300	0,67	0,32
Citation Sovereign +	0,88	0,31
Citation X+	0,59	0,40

Tabla 8.7: Datos de aviones semejantes del timón de dirección

Así, mediante media aritmética se obtienen los valores de  $b_r/b_v = 0,81$  y  $c_r/c_v = 0,33$  y, deshaciendo los parámetros adimensionales con los datos obtenidos en el punto anterior, se obtiene  $b_r = 2,33 \text{ m}$  y  $c_r = 0,87 \text{ m}$ .

### 8.3.2. Comprobación del dimensionado del VTP

Teniendo el diseño del estabilizador vertical y del timón de dirección se puede realizar una comprobación sencilla para ver si el diseño del estabilizador vertical es el adecuado.

Para ello, se va a emplear el método propuesto por Torenbeek [12, p. 336] cuyo objetivo es comprobar si el estabilizador vertical es capaz de compensar el momento de guiñada que se produce al tener lugar un fallo de motor crítico y poder así mantener el control del avión.

Las hipótesis que se van a establecer serán:

- Ángulo de deflexión máximo del timón de dirección de  $35^\circ$
- Un coeficiente de sustentación máxima en despegue correspondiente con el del punto de diseño, es decir,  $C_{L\max TO} = 1,9$ .
- $y_e$  será el brazo desde el eje longitudinal del avión hasta el motor crítico.

Además, como se puede comprobar en la Figura 8.6, Torenbeek establece una gráfica donde se pueden comprobar las limitaciones establecidas.

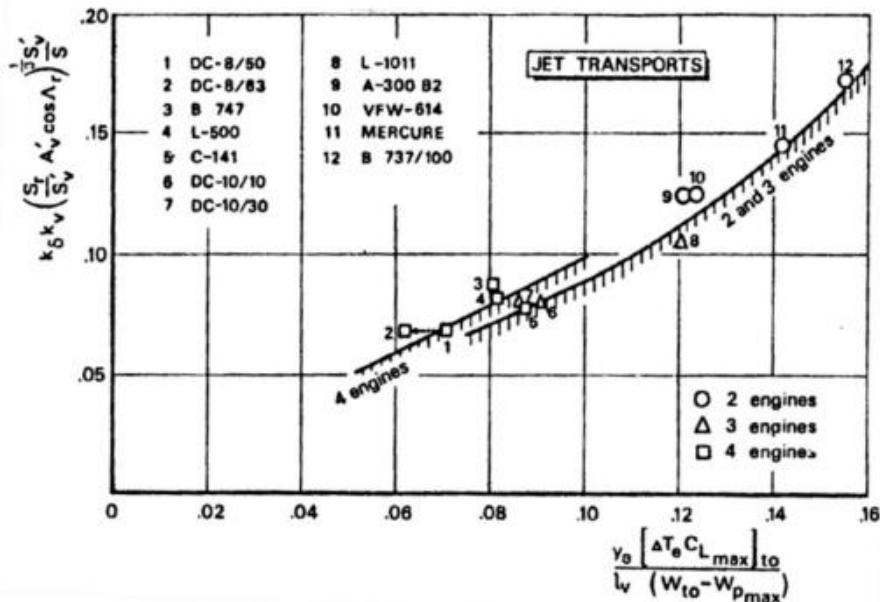


Figura 8.6: Limitaciones para la comprobación del dimensionado del VTP por Torenbeek

Se deberá calcular el valor de cada eje para poder establecer el punto de diseño en el que se encuentra el estabilizador vertical de la aeronave anteproyectada. Para ello, se comienza primero por el eje horizontal, cuya expresión se repite en la ecuación (8.4), de forma que se vea con mayor claridad.

$$\text{eje } x = \frac{y_e [\Delta T_e C_{L\max}]_{TO}}{l_v (MTOW - MPL)} \quad (8.4)$$

Donde  $C_{L\max TO}$  se ha definido anteriormente y  $\Delta T_e$  es el empuje de la aeronave que tiene que realizar en la maniobra de despegue teniendo en cuenta el fallo de motor crítico, es decir, es el empuje de despegue que realiza un solo motor. El resto de los parámetros de la expresión, salvo el brazo del motor  $y_e$ , ya han sido definidos en capítulos anteriores por tanto queda perfectamente definida.

Por tanto, el único parámetro que queda por determinar será  $y_e$ , para lo que simplemente se realizará un promedio con los datos de los aviones semejantes, representados en la Tabla 8.8. Así, se obtiene  $y_e = 1,88$  m.

	$y_e$ [m]
Challenger 605	2,21
Falcon 900EX	1,85
Gulfstream G450	1,92
Embraer Legacy 600	2,09
Challenger 300	1,83
Citation Sovereign +	1,91
Citation X+	1,89

Tabla 8.8: Datos de brazo del motor de aviones semejantes

Finalmente, una vez se han definido todos los parámetros, sin más que sustituir en la ecuación (8.4) se obtiene eje  $x = 0,082$ .

Por otro lado, se muestra en la ecuación (8.5), la expresión que define el eje  $y$ .

$$\text{eje } y = k_\delta k_v \left( \frac{S_r}{S'_v} A'_v \cos \Lambda_{1/4r} \right)^{\frac{1}{3}} \frac{S'_v}{S_w} \quad (8.5)$$

Donde Torenbeek [12, p. 336] define, tal y como se muestra en la Figura 8.7, el parámetro  $k_v = 1,1$  y para  $k_\delta$  propone la gráfica también apreciable en dicha figura, donde el dato del eje  $x$  es la deflexión capaz de realizar el timón de dirección, dato que establece en la hipótesis inicial. Por tanto,  $k_\delta = 1,1$ . Además, en ella también describe los parámetros geométricos como son  $S'_v$ ,  $S_r$  y  $A'_v$ .

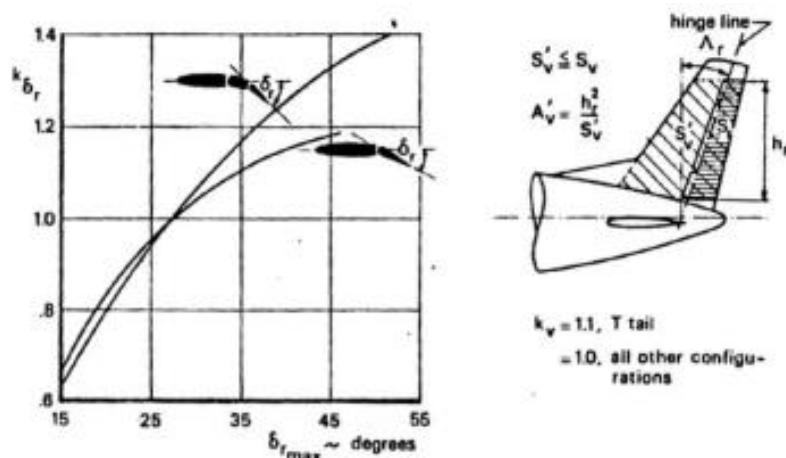


Figura 8.7: Descripción de los parámetros geométricos por Torenbeek

Por tanto, teniendo en cuenta las definiciones de Torenbeek, mediante los cálculos básicos de superficies con cuerda y envergadura, se obtiene  $S_r = 2,03 \text{ m}^2$ ,  $S'_v = 6,09 \text{ m}^2$  y  $A'_v = 0,89$ . El resto de los parámetros ya han sido obtenidos en capítulos anteriores por lo que la ecuación ha quedado definida por completo. Sin más que sustituir en la ecuación (8.5), se obtiene eje  $y = 0,095$ .

Por tanto, las coordenadas obtenidas dan lugar al punto PD = (0,082,0,093), donde se aprecia claramente que cumple con las limitaciones impuestas por Torenbeek para aeronaves de dos motores, de forma que el diseño del estabilizador vertical cumpliría el requisito y sería capaz de proporcionar un momento de guiñada suficiente que sea capaz de compensar el fallo de motor crítico.

A modo de resumen de este punto, se añaden en la Tabla 8.9, los valores obtenidos en los cálculos realizados.

$K_\delta$	1,10	$y_e$ [m]	1,88
$K_v$	1,10	$T_{e1}$ [N]	37089
$S_r$ [ $m^2$ ]	2,03	$C_{LmaxTO}$	1,90
$S_v'$ [ $m^2$ ]	6,09	$l_v$ [m]	8,49
$A_v'$	0,89	MTOW [kg]	22141
$\cos\Lambda_{1/4r}$	0,81	MPL [kg]	2831
$S_w$ [ $m^2$ ]	48,05		
$h_r$ [m]	2,33		
$\delta_r$ [°]	35		
Valor eje y	0,095	Valor eje x	0,082

Tabla 8.9: Resultados de la comprobación del VTP

## Capítulo 9

### 9. Dimensionado del tren de aterrizaje

#### 9.1. Introducción

##### 9.1.1. Objetivo

El objetivo de este capítulo es, una vez se tienen los datos del ala y el fuselaje, diseñar un tren de aterrizaje de tipo triciclo, compuesto por un tren principal alojado en las alas y un tren auxiliar que lo hace en la parte delantera del fuselaje. Ambos trenes estarán compuestos por dos ruedas en cada pata. Se debe mencionar también que, al igual que en capítulos anteriores, se hará uso en muchas ocasiones de los datos obtenidos sobre los aviones de igual configuración.

##### 9.1.2. Descripción del contenido

En este capítulo, en primer lugar, se va a dimensionar y ubicar el tren de aterrizaje a lo largo del fuselaje además de con respecto a las alas cuando se trate del tren principal. Se determinará también la distancia que va a existir entre el suelo y el fuselaje.

Posteriormente, una vez conocida la situación de cada tren, se calculará la carga que soporta y así se seleccionará los neumáticos necesarios para cada uno de ellos. Finalmente se realizarán unas comprobaciones para determinar si el diseño se ha realizado correctamente. Estas comprobaciones tratarán sobre la carga que soporta la pata de morro, la estabilidad en el giro para evitar el vuelco, el ángulo de guarda del cono de cola  $\theta_{TO}$ , la estabilidad en el aterrizaje y la separación con respecto del suelo. Estas comprobaciones son imprescindibles ya que según [12, p. 342] su peso debe rondar entre el 3% y 5% del total. Un mal diseño implica una reducción en el alcance y las capacidades de carga.

Por último, como llegados a este capítulo se habrá diseñado el avión por completo, se añade un dibujo a 3 vistas de la aeronave de diseño.

##### 9.1.3. Relación con el resto de los capítulos

Al ser el último capítulo es lógico que esté relacionado con la mayoría de los capítulos anteriores, siendo imprescindibles los datos de longitud del fuselaje, diseño de las alas y posición longitudinal de las mismas y pesos máximos de despegue y aterrizaje.

##### 9.1.4. Arquitectura del tren de aterrizaje

De acuerdo con [16], un tren de aterrizaje es un dispositivo encargado de establecer contacto con el suelo y hacer posibles las maniobras en tierra que se lleven a cabo, siendo protagonista de:

- Proporcionar suspensión durante despegue, aterrizaje y maniobras en tierra.
- Impedir el contacto de otras partes del avión con el terreno.
- Absorción de la energía cinética durante el aterrizaje, reduciendo las cargas soportadas tanto por la pista como por la aeronave.

- Facilitar la parada del avión gracias a los frenos.

Además, como se puede ver en la Figura 9.1 obtenida de [20], está formado por:

- Sistema de frenos: componente encargado de absorber la energía cinética durante el aterrizaje. Están compuestos por elementos elásticos y realizan el control hidráulicamente utilizando cilindros. También controlan las oscilaciones horizontales (en inglés “Shimy-Damper”).
- Sistema de amortiguación de tipo óleo-neumático: está compuesto por dos cámaras, una con gas (nitrógeno) y otra con líquido hidráulico, conectadas por uno o varios orificios pequeños. La disipación se consigue comprimiendo el gas y mayoritariamente por la pérdida de presión en los orificios. Al descomprimirse el aire se expande y empuja el líquido de vuelta a través de los orificios, permitiendo una descompresión suave.
- Actuadores: encargados de proporcionar fuerza para mover los dispositivos mecánicos.
- Llantas: montan los neumáticos y soportan el peso del avión.
- Neumáticos: son un conjunto fundido de caucho sintético. Su finalidad es permitir un contacto adecuado de la rueda con el pavimento en las distintas situaciones en las que se pueda encontrar la rueda del avión. Los neumáticos se inflan con nitrógeno seco ya que este no arde ni se congela con las bajas temperaturas que la aeronave alcanza a elevadas altitudes.
- Control de dirección: proporcionan maniobrabilidad al avión en tierra. El control de la dirección del avión en tierra se puede desarrollar de dos maneras
- Estructura: puede ser de acero, aluminio o titanio.

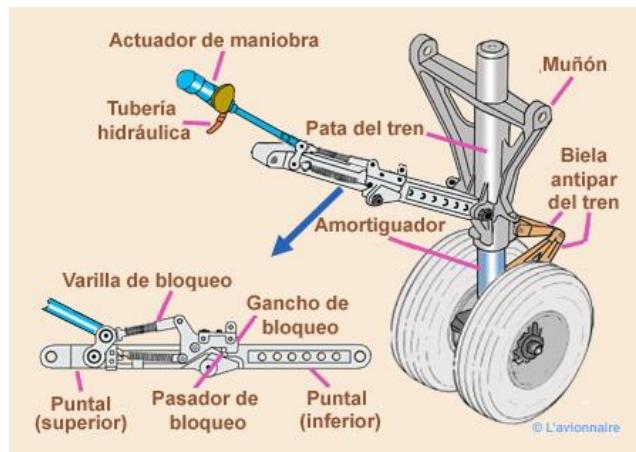


Figura 9.1: Partes de un tren de aterrizaje

### 9.1.5. Funcionamiento del tren de aterrizaje

El tren de aterrizaje funciona mediante un sistema de retracción y de extensión que se activa mediante una palanca que se encuentra en la cabina. Los elementos del tren se iluminarán con una luz verde cuando se encuentren operativos. También se acciona el mecanismo deertura de las compuertas. El sistema que controla el tren de aterrizaje es un sistema hidráulico, tanto para su despliegue como para la dirección y los frenos.

A la hora del aterrizaje, las gomas de las ruedas y las patas del tren son las que amortiguan las fuerzas del impacto con el suelo de la aeronave, siendo los amortiguadores los responsables de absorberlas, y en muchos casos, devolverlas haciendo que la aeronave rebote en la pista. En el caso de aeronaves con tren de aterrizaje fijo, el funcionamiento es idéntico salvo que en estos

casos la aeronave no posee un sistema de control sobre la posición del tren al carecer este de movilidad.

## 9.2. Localización del tren de aterrizaje

El objetivo de los cálculos será calcular la vía T, que se define como la distancia que existe entre los centros de las patas del tren de aterrizaje principal, la batalla B, distancia entre el tren principal y el tren auxiliar,  $d_f$ , que es la distancia mínima del fuselaje con respecto del suelo y, finalmente, se calculará la posición relativa tanto del tren auxiliar como del tren principal con respecto del fuselaje.

Para ello, se presenta la Tabla 9.1, con los datos de los aviones semejantes que se van a utilizar en los cálculos.

	T/B	T/b	B/lf
Challenger 605	0,40	0,16	0,43
Falcon 900EX	0,56	0,23	0,39
Gulfstream G450	0,35	0,18	0,49
Embraer Legacy 600	0,33	0,19	0,51
Challenger 300	0,38	0,16	0,45
Citation Sovereign +	0,36	0,16	0,47
Citation X+	0,35	0,15	0,50

Tabla 9.1: Datos del tren de aterrizaje de aviones semejantes

Para obtener los datos de vía y batalla, se realizará un promedio de los parámetros adimensionalizados T/b y B/lf de los aviones semejantes. Esto resulta en los valores de  $T/b = 0,17$  y  $B/l_f = 0,43$ . Por tanto, deshaciendo la adimensionalización con los valores de envergadura y longitud del fuselaje resulta en  $T = 3,41$  m y  $B = 9,87$  m.

Se va a utilizar el parámetro T/B para realizar una comparación con los aviones semejantes, de forma que en el avión de diseño se obtiene un valor de 0,35, lo que mirando la Tabla 9.1, se puede comprobar que es un resultado aceptable.

A continuación, se va a calcular la distancia mínima que existe desde el suelo al fuselaje. Para ello se presenta la Tabla 9.2, que seguidamente se procede a explicar.

	$d_f$	$d_f/b$	$d_f/l_f$	$d_f/b_f$
Challenger 605	0,86	0,05	0,05	0,32
Falcon 900EX	0,74	0,04	0,04	0,30
Legacy 600	0,78	0,04	0,03	0,34
Challenger 300	-	-	0,04	0,28
Sovereign +	0,73	0,04	0,04	0,39

Tabla 9.2: Datos de distancia mínima al suelo de aviones semejantes

En primer lugar, se han seleccionado de nuevo los aviones con medidas más similares entre ellos, de forma que se reduzcan la dispersión y varianza de los datos. Aun así, en el caso del

Bombardier Challenger 300 se han descartado algunos datos por no cumplir los requisitos mencionados. A continuación, el procedimiento a seguir será realizar promedios de los parámetros representados en dicha tabla, tanto de los adimensionalizados como de los que no lo están para posteriormente deshacer los que sí lo están con las medidas del avión de diseño y obtener el dato de la distancia mínima en todos los casos. Así, se obtienen los resultados que se presentan en la Tabla 9.3 que se muestra a continuación.

	Avión de diseño	$d_f$
$d_f$	0,78	0,78
$d_f/b$	0,04	0,79
$d_f/l_f$	0,04	0,86
$d_f/b_f$	0,34	0,86

Tabla 9.3: Datos de distancia mínima del avión de diseño

Finalmente, se realizará de nuevo otro promedio con las diferentes distancias mínimas obtenidas en cada caso, obteniendo  $d_f = 0,82$  m. Se ha procurado mediante este método tener en cuenta todas las variables posibles y así calcular dicha distancia con la mayor exactitud.

Por último, queda determinar la posición de cada tren de aterrizaje con respecto del morro del avión o, en su caso, con respecto del centro de gravedad, como se explicará posteriormente, además de la distancia a la que se encuentra el tren principal con respecto del eje longitudinal.

Comenzando por tren principal, una vez se conoce la longitud de la vía, únicamente queda por dimensionar la distancia relativa con respecto del morro. Nótese que la distancia de cada pata del tren principal con respecto del eje longitudinal será la mitad de la longitud de la vía. Por tanto, en lo que se refiere a la posición longitudinal, se debe remarcar que el tren principal en aviones de ala baja se sitúa tras el larguero posterior del ala en la zona entre el quiebro y el encastre, siendo la posición típica del larguero posterior 65% de la cuerda. En consecuencia, resulta como posición típica del tren de aterrizaje principal entre un 70% y un 80% de la cuerda del ala a la altura de la vía.

En este caso se ha seleccionado un 80% de la cuerda por motivos de centrado y posición del centro de gravedad que se explicará en el punto de selección de neumáticos. Por tanto, para calcular dicha distancia longitudinal se atiende a la ecuación (9.1) que se muestra a continuación.

$$x_{MLG} = x_{morro-BA} + \frac{T}{2} \tan \Lambda_{BA} + 0,8c \left( \frac{T}{2} \right) \quad (9.1)$$

Donde  $x_{morro-BA}$  es la distancia del morro del avión al borde de ataque del encastre del ala calculada en puntos anteriores y  $c(T/2)$  es la cuerda del ala a la altura de la mitad de la vía, es decir, donde se encuentra alojada cada pata del tren principal, obteniéndose mediante la ley de cuerdas  $c(T/2) = 3,59$  m. Nótese que el subíndice MLG hace referencia al tren principal (del inglés “Main Landing Gear”)

Sin más que sustituir en la ecuación (9.1) se obtiene una distancia del morro al tren principal de 13,52 m. Se muestra en la Tabla 9.4, los datos de distancia al tren principal de aviones semejantes donde se comprueba que es un valor aceptable acorde y proporcional con la distancia del fuselaje en cada avión.

	XMLG [m]
Challenger 605	10,31
Falcon 900EX	11,16
Gulfstream G450	14,01
Embraer Legacy 600	14,66
Challenger 300	10,81
Citation Sovereign +	10,54
Citation X+	10,63

Tabla 9.4: Posición del MLG de los aviones semejantes

A continuación, se establece la ecuación trivial (9.2), que dará como resultado la distancia del morro al tren auxiliar, denotado con el subíndice NLG (del inglés “*Nose Landing Gear*”).

$$x_{NLG} = x_{MLG} - B \quad (9.2)$$

Con el resto de los datos conocidos, se obtiene un resultado de 3,65 m. Nótese que el tren de morro se debe colocar en la parte delantera del avión.

Por último, se va a calcular el diámetro de la sección de salida del APU, es decir, la parte final del cono de cola. Se realizará también de acuerdo con las medidas de los aviones semejantes tal y como se muestra en la Tabla 9.5. Esta medida mantiene una alta relación con el ángulo de guarda.

	d <sub>b</sub> salida APU [m]
Challenger 605	0,73
Falcon 900EX	0,92
Gulfstream G450	0,23
Embraer Legacy 600	0,24
Challenger 300	0,41
Citation Sovereign +	0,36
Citation X+	0,28

Tabla 9.5: Datos de diámetro de salida de APU de aviones semejantes

Se calculará mediante promedio obteniéndose un valor de 0,45 m.

### 9.3. Selección de neumáticos y su presión

La selección de neumáticos se va a basar en las cargas estáticas que deberán soportar cada uno de los trenes, la cual a su vez se repartirá entre el número de patas y el de neumáticos. A su vez, supondremos que las cargas se reparten por igual entre las distintas ruedas de cada pata. Como se ha dicho anteriormente, cada pata estará compuesta por dos ruedas, así como el tren auxiliar estará compuesto por una pata y el principal por dos, es decir, configuración de tipo triciclo. Además, se deberán calcular cargas máximas, para lo que se plantearán situaciones críticas para ambos trenes. En primer lugar, se calculará la carga del tren principal para lo que se establecerá

el centro de gravedad en su posición más retrasada posible y, a continuación, se calculará la carga del tren auxiliar con el centro de gravedad lo más adelantado posible.

Para el cálculo de las cargas se realizará un equilibrio de fuerzas y momentos básico, que se puede comprobar en la Figura 9.2 obtenido de Torenbeek [12, p. 359] y para lo que se muestra la ecuación (9.3), donde intervienen el peso de la aeronave, en este caso el MLW, y las distancias se tomarán respecto del morro del avión.

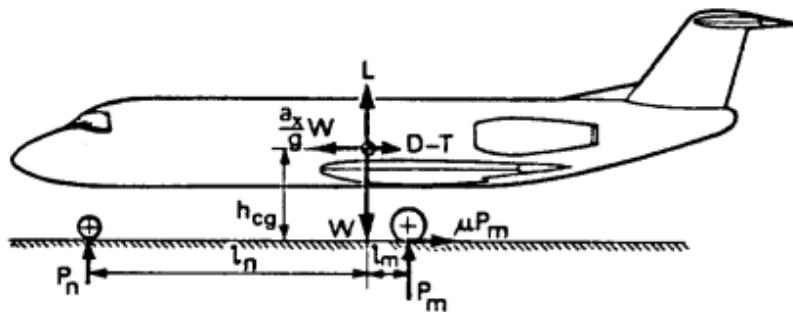


Figura 9.2: Representación del equilibrio de momentos para el cálculo de cargas

$$\begin{cases} R_{NLG} + R_{MLG} = MLW \\ R_{NLG}x_{NLG} + R_{MLG}x_{MLG} = MLWx_{CDG} \end{cases} \quad (9.3)$$

Dicho sistema tiene como incógnitas  $R_{NLG}$ , la reacción que se produce en el tren auxiliar y  $R_{MLG}$ , la del tren principal. Únicamente faltaría por conocer la distancia del morro del avión al centro de gravedad,  $x_{CDG}$ , para lo que como este proyecto no abarca los cálculos de centrado y equilibrado, se hará uso de los datos proporcionados por Torenbeek [12, p. 295], que se muestran en la Figura 9.3. Como en ella se muestran aviones de negocios con distintas características, se ha tratado de buscar el más similar a la configuración del avión de diseño, por lo que se ha seleccionado el Dassault Mystere 20F.

AIRPLANE TYPE	C.G. LIMITS, PER CENT M.A.C.						PAY-LOAD % OEW	$S_h^2 / S_c$	hor. tail type **	$C_L_{max}$ ***				
	FORWARD		REAR		RANGE									
	takeoff landing	flight	takeoff landing	flight	takeoff landing	flight								
Aerospatiale Corvette SN601	-	20.0	-	36.0	-	16.0	28.3	.64	V	2.40				
A.C. Jet Commander 1121	20.0	20.0	36.0	36.0	16.0	16.0	20.6	.54	F	1.66				
Lear Jet 25	9.0	9.0	30.0	30.0	21.0	21.0	35.6	.64	F	1.39				
H. Siddeley HS-125 1A/1B	18.0 *	18.0 *	37.5 *	37.5 *	19.5 *	19.5 *	14.0	.69	F	2.44				
Dassault Mystère 20F	14.0	16.0	28.5	28.5	14.5	12.5	23.1	.66	V	2.30				
H.F.B. Hansa	13.0	11.7	23.0	21.7	10.0	10.0	30.9	.71	F	2.00				
Fokker F-28 Mk1000	18.0	17.0	35.0	37.0	17.0	20.0	42.0	.97	V	2.53				
BAC 1-11 Srs. 400	15.0 *	14.0 *	39.0 *	41.0 *	24.0 *	27.0 *	35.3	.85	V	2.38				
Sud. Av. Caravelle 10R	25.0	25.0	41.5	41.5	16.5	16.5	32.3	.56	F	2.10				
McD. Douglas DC-9/10	16.3	15.0	39.0	40.0	22.7	25.0	42.4	1.15	V	2.40				
DC-9/33F	5.9	3.1	34.7	34.7	28.8	31.6	70.8	1.18	V	2.98				
Boeing 737/100	15.0	15.0	35.0	35.0	20.0	20.0	49.4	1.14	V	3.10				
Airbus A-300 B2	11.0	11.0	31.0	31.0	20.0	20.0	37.4	1.07	V	2.65				

Figura 9.3: Datos de centrado de aviones semejantes por Torenbeek

Por tanto, se escogerá como posición más adelantada del cdg el 14% de la cuerda media aerodinámica del ala y como posición más retrasada el 28,5%. Haciendo uso de la ecuación (9.4) se podrá calcular la distancia del morro al centro de gravedad en cada caso.

$$\begin{cases} \text{Caso crítico Tren Auxiliar} \rightarrow x_{CDG} = x_{morro-BA} + x_{CMA} + 0,14CMA \\ \text{Caso crítico Tren Principal} \rightarrow x_{CDG} = x_{morro-BA} + x_{CMA} + 0,285CMA \end{cases} \quad (9.4)$$

Por tanto, resolviendo en (9.4) para posteriormente sustituir en (9.3) se obtienen las reacciones en cada caso crítico y para cada tren de aterrizaje, cuyos datos se muestran en la Tabla 9.6. Nótese que se han añadido los valores de  $V_N$  y  $V_M$ , que muestran la reacción en cada tren adimensionalizada con el MLW de forma que se tenga una referencia de la proporción de peso que soporta cada parte del tren de aterrizaje. De igual forma que en los casos anteriores, el subíndice M hace referencia al tren principal y el subíndice N al tren auxiliar.

<u>Carga crítica TP (<math>x_{CDG}</math> 28,5% CMA)</u>		<u>Carga crítica TA (<math>x_{CDG}</math> 14% CMA)</u>	
$x_{CDG}$ [m]	12,66	$x_{CDG}$ [m]	12,25
$R_{NLG}$ [N]	19038	$R_{NLG}$ [N]	28055
$R_{MLG}$ [N]	198167	$R_{MLG}$ [N]	189149
$V_N$	0,0877	$V_N$	0,1292
$V_M$	0,9123	$V_M$	0,8708

Tabla 9.6: Valores de reacciones del tren de aterrizaje

Finalmente, queda calcular la carga que debe soportar cada rueda,  $ESWL_i$ , de forma que una vez se conozca dicho dato se pueda acudir al catálogo y seleccionarla. No existe ninguna complicación más que dividir la carga de cada tren entre el número de ruedas que lo forman. A continuación, se muestran los datos en la Tabla 9.7. Se debe hacer hincapié en que los datos finales de carga se han calculado en kg y lb en lugar de en N.

Tren Principal	<u>Carga crítica TP</u>		<u>Carga crítica TA</u>	
	$ESWL_i$ [Kg]	5050	$ESWL_i$ [Kg]	4820
	$ESWL_i$ [lb]	11134	$ESWL_i$ [lb]	10627
Tren Auxiliar	$ESWL_i$ [Kg]	970	$ESWL_i$ [Kg]	1430
	$ESWL_i$ [lb]	2139	$ESWL_i$ [lb]	3152

Tabla 9.7: Datos de carga por rueda del avión de diseño

Por tanto, los valores limitantes de carga estática serán 5050 kg para cada rueda del tren principal y 4820 kg para cada rueda del tren auxiliar. Por último, para realizar una mejor elección de los neumáticos, se deberá tener en cuenta, además de la carga calculada, los datos de los neumáticos de los aviones semejantes, que se presentan en Tabla 9.8, en cuanto a dimensiones y presión de inflado.

	$D_p$ TP[m]	$b_p$ TP[m]	$p_p$ TP [bar]	$D_p$ TA[m]	$b_p$ TA[m]	$p_p$ TA [bar]
Challenger 605	0,59	0,20	12,70	0,46	0,11	7,12
Falcon 900EX	0,74	0,20	13,80	0,42	0,16	4,17
Gulfstream G450	0,78	0,21	13,55	0,51	0,18	5,13
Embraer Legacy 600	0,76	0,24	11,25	0,47	0,14	5,91
Challenger 300	0,67	0,20	13,03	0,46	0,14	9,65
Citation Sovereign +	0,66	0,17	15,51	0,41	0,11	9,31
Citation X+	0,66	0,17	15,51	0,41	0,11	5,86

Tabla 9.8: Datos de neumáticos de aviones semejantes

Donde  $D_p$  es el diámetro del neumático,  $b_p$  el ancho y  $p_p$  la presión de inflado. Por tanto, teniendo todos estos factores en cuenta y acudiendo al catálogo de neumáticos de Bridgestone [21] se llega a las conclusiones mostradas en la Tabla 9.9 donde se comprueba que se ha seleccionado el neumático APS00330-A 24x7,7 para el tren delantero y el APS01203 30x8,8 para el tren principal. Nótese que son neumáticos que soportan una carga ligeramente superior a la calculada, en previsión de posibles errores en cálculos o cambios en posteriores iteraciones.

	Tren principal	Tren auxiliar
Denominación	APS01203	APS00330-A
Tamaño	30x8,8	24x7,7
$D_p$ [m]	0,77	0,6033
$b_p$ [m]	0,23	0,194
$p_p$ [bar]	14,00	5,86
Carga máxima [lb]	14340	5100

Tabla 9.9: Selección de neumáticos del avión de diseño

Se debe hacer hincapié en que, tras el valor de la carga estática, el segundo factor determinante en la elección de los neumáticos es la presión de inflado. Esto es debido a que una disminución de la presión de inflado puede ocasionar pérdidas de resistencia y, por tanto, la explosión del neumático. Los factores que determinan la presión de inflado son la presión máxima que puede soportar la pista, el espacio interno de las ruedas para alojar los frenos y la efectividad de estos. Finalmente hay que decir que los neumáticos de un avión pueden alcanzar temperaturas elevadas por lo que para evitar que revienten se introduce un fusible térmico que los desinflan al alcanzar una temperatura determinada.

## 9.4. Comprobación de condiciones necesarias para el diseño del tren de aterrizaje

Una vez se ha dimensionado el tren de aterrizaje por completo, se deberán llevar a cabo una serie de comprobaciones de forma que se analice la viabilidad del diseño. Dichas comprobaciones abarcan la comprobación de la carga de la pata de morro, la estabilidad en el giro para evitar el vuelco y estabilidad en el aterrizaje y si existe tanto suficiente ángulo de guarda en el cono de cola como separación respecto del terreno para operaciones normales.

### 9.4.1. Carga de la pata de morro

La carga de la pata de morro debe ser suficientemente grande para asegurar la controlabilidad y estabilidad del avión durante la maniobra de taxi y no ser excesivamente grande para garantizar un frenado eficaz.

Por ello, según la literatura de Torenbeek [12, p. 353] la carga de la pata de morro debe estar en un intervalo entre un 8% y un 15% aproximadamente. La forma de realizar esta comprobación será suponer unos límites de centrado y calcular la carga en la pata de morro de acuerdo a dichos límites. Como dichos límites de centrado ya se han establecido anteriormente en la estimación de cargas estáticas máximas, únicamente se debe comprobar que las cargas estáticas límite para la pata del tren de morro, en las que se ha situado el centro de gravedad del

avión en un 14% y un 28,5% de la CMA, está por encima del 8% y por debajo del 15% en ambos casos.

Comprobando los resultados en la Tabla 9.6, se llega a la conclusión que para el CdG en su posición más adelantada la carga de la pata de morro es un 12,92% y en la más retrasada un 8,77% de modo que siempre estará dentro del rango marcado.

Así, siempre habrá carga suficiente para asegurar la controlabilidad y nunca será excesivamente grande de forma que garantice un frenado eficaz.

#### 9.4.2. Estabilidad en el giro para evitar el vuelco

Esta comprobación se centra en la existencia de riesgo de que el avión vuelque debido a las fuerzas laterales ya sea por viento cruzado, guiñada respecto a la pista o girar a alta velocidad durante la maniobra de taxi.

Para ello, Torenbeek [12, p. 352] indica que el ángulo que determina la tendencia a volcar,  $\psi$ , no debe ser superior a  $60^\circ$  siendo  $55$  ó  $57^\circ$  valores máximos por seguridad, de forma que se cumpla la ecuación (9.5).

$$d > h_{CDG} \tan \psi \quad (9.5)$$

Además, se añade la Figura 9.4, para una mejor comprensión de la geometría. Se ha construido un triángulo con las patas del tren de aterrizaje, cuya base es la vía calculada en el punto anterior y cuya altura es la batalla. Además, se añaden la posición del centro de gravedad y el ángulo  $\Psi$ .

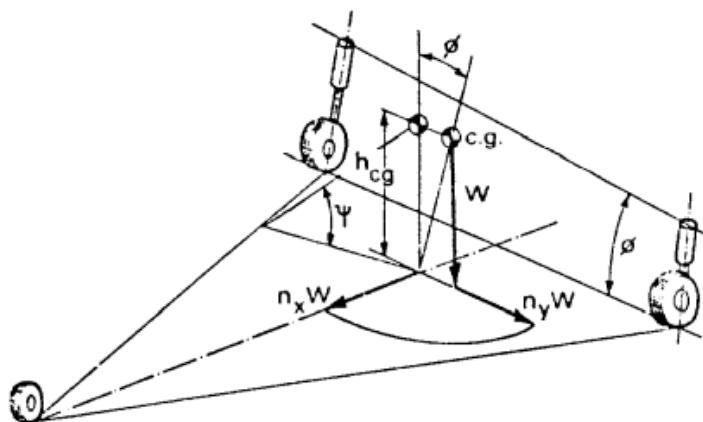


Figura 9.4: Diagrama para estabilidad antes de vuelco según Torenbeek

De esta figura se deduce que cuanto más adelantada esté la posición del centro de gravedad, para el caso del avión de diseño su posición más crítica es al 14% de la CMA, más grande será el ángulo  $\Psi$ , y por tanto existirá una menor tendencia de vuelco. Se va a elegir el ángulo más restrictivo por lo que se establece que  $\Psi = 55^\circ$ . A partir de ahí se va a realizar una comprobación analítica donde se obtendrá un valor crítico de altura del centro de gravedad.

En primer lugar, tal y como viene explicado en [16], se calcula la distancia que existe desde el centro de gravedad en su posición más crítica a las líneas que unen los centros de las patas del

tren de aterrizaje, que como se ha explicado antes, serán los datos de vía y batalla. Operando por trigonometría, dará lugar a un valor de  $d$  crítico por ser el máximo valor para el cual el avión no vuelca, igual a 1,49 m. A partir de ahí, despejando en la ecuación (9.5) se obtiene el valor de  $h_{CDG}$  crítico, que es igual a 2,12 m, a partir del cual valores mayores corren riesgo de volcar.

Una vez se han calculado la distancia mínima y la altura del fuselaje, se calcula a qué % de la altura del fuselaje corresponde ese valor mediante la ecuación (9.6). El valor obtenido es un 51,02% que es un valor típico en aeronaves de negocios con poca altura.

$$\% = \frac{h_{CDG} - d_{min}}{h_f} \quad (9.6)$$

Se adjunta en la Tabla 9.10, un resumen de los datos obtenidos en este apartado.

$\Psi [^{\circ}]$	55
$T/2 [m]$	1,71
$d [m]$	1,49
$h_{cg} [m]$	2,12
%	51,02

Tabla 9.10: Valores obtenidos en la comprobación de vuelco

#### 9.4.3. Ángulo de guarda del cono de cola suficiente

El ángulo de guarda,  $\theta_{TO}$ , es el ángulo formado por la tangente trazada desde el punto de contacto del tren principal al cono de cola, con la horizontal y es el que delimita el ángulo de asiento máximo del avión tanto en despegue como en aterrizaje. En caso de sobrepasar dicha limitación se produciría contacto entre cola y pista.

La forma de realizar este cálculo es mediante promedio de los ángulos de guarda de los aviones semejantes que se presentan en la Tabla 9.11.

	$\theta_{TO} [^{\circ}]$
Challenger 605	10,65
Falcon 900EX	12,97
Gulfstream G450	14,37
Embraer Legacy 600	14,79
Challenger 300	18,00
Citation Sovereign +	16,32
Citation X+	17,79

Tabla 9.11: Datos de ángulo de guarda de aviones semejantes

Así, se obtiene un  $\theta_{TO} = 14,98 ^{\circ}$ .

#### 9.4.4. Estabilidad en el aterrizaje

En la maniobra de aterrizaje, el caso más crítico en cuanto a posición del centro de gravedad será cuando este esté situado en la posición más retrasada posible, es decir, en el caso del avión de diseño, cuando este se sitúe en el 28,5% de la CMA. Según Torenbeek, este deberá quedar por delante de la línea vertical que pasa por el tren principal a ángulo de asiento máximo. Así, se asegura generar un momento de picado en el avión.

Se va a llevar a cabo una comprobación analítica, en la que se va a calcular la altura máxima del centro de gravedad a partir de la tangente del ángulo de guarda, tal y como se muestra en la Figura 9.5 obtenida de la literatura de Torenbeek [12, p. 354].

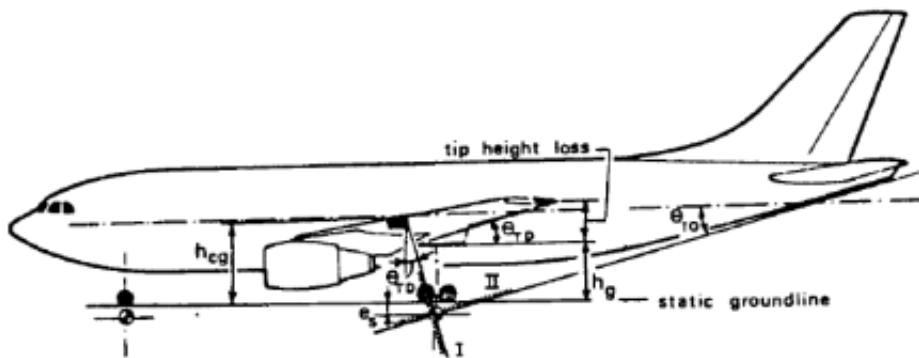


Figura 9.5: Representación de situación crítica para estabilidad en el aterrizaje

Esta comprobación atiende por tanto a la ecuación (9.7), mediante la cual se calcula la altura máxima del centro de gravedad a partir de la tangente del ángulo de guarda.

$$h_{CDG} < \frac{x_{MLG} - x_{CDG}}{\tan \theta_{TO}} - e_s \quad (9.7)$$

Donde solo queda por obtener el parámetro  $e_s$ , que hace referencia a la deflexión estática del tren de aterrizaje, teniendo en cuenta tanto la de la rueda como la del amortiguador.

En primer lugar, se va a calcular la deflexión máxima de la rueda,  $S_t$ , para lo que Torenbeek [12, p. 360], propone la ecuación (9.8) que se presenta a continuación. En ella, el único parámetro desconocido hasta ahora es  $\lambda$  que es una constante a la cual se le asigna un valor de 2,5.

$$S_t = 0,5 \frac{\lambda ESWL_i}{p_p \sqrt{D_p b_p}} \quad (9.8)$$

Nótese que la deflexión máxima  $S_t$  es un valor distinto a la deflexión estática  $S_{te}$ , la cual se establece como  $S_{te} = S_t/3$ . Por lo tanto,  $S_t = 107 \text{ mm}$  y  $S_{te} = 36 \text{ mm}$ .

Por otro lado, se procede a hallar la deflexión del amortiguador  $S$  mediante la ecuación (9.9) propuesta por Torenbeek [12, p. 360]. En ella,  $\eta_s$  representa la eficiencia del amortiguador y  $\eta_t$  el de eficiencia de las ruedas. Según Torenbeek, para amortiguadores oleo-neumáticos como es el caso del avión de diseño toma un valor de 0,8 y el de las ruedas 0,47. Por último quedaría conocer el parámetro  $w$ , que representa la velocidad vertical con la que el avión descendiendo en

el aterrizaje, de modo que, para plantear la situación más crítica posible, de acuerdo con la FAR 25.723 y FAR 25.473, se establece como 3,048 m/s.

$$S = \frac{1}{\eta_s} \left( \frac{w^2}{1,84g\lambda} - \eta_t S_t \right) \quad (9.9)$$

Sustituyendo los datos mencionados anteriormente, se obtiene un valor de  $S = 194$  mm. Finalmente, sumando ambas deflexiones se obtiene  $e_s = 0,301$  m y sustituyendo en (9.7) se obtiene un valor máximo de  $h_{CDG} = 2,91$  m. Operando de la misma forma que en la ecuación (9.6) se obtiene un porcentaje con respecto a la altura del fuselaje de 82%. Se debe destacar que de las dos comprobaciones que calculan la altura del centro de gravedad se escoge la del criterio anterior por tener un valor menor.

#### 9.4.5. Separación respecto al terreno en operaciones normales

Se debe asegurar que las patas del tren de aterrizaje tengan la suficiente longitud para evitar que cualquier parte del avión entre en contacto con el suelo durante el despegue y el aterrizaje. Además, esto se deberá evitar también con cualquier combinación de cabeceo ( $\theta$ ) y balance ( $\phi$ ) que pueda ocurrir en la operación normal. Adicionalmente se debe mantener una separación mínima de 0,18 m entre las góndolas y el suelo durante la maniobra de taxi atendiendo a la CS.149.

El objetivo de esta comprobación será determinar el ángulo de balance máximo,  $\emptyset$ , que se podría producir durante el despegue o aterrizaje sin que la punta del ala entre en contacto con el suelo. Para ello, según la literatura de Torenbeek [12, p. 350], se establece la ecuación (9.10) que permitirá determinar dicho ángulo.

$$\tan \emptyset = \tan \Gamma + \frac{2h_g}{b - T} - \tan \theta \tan \Lambda \quad (9.10)$$

Donde  $\Gamma$  es el ángulo diedro del ala,  $\theta$  el ángulo de cabeceo y  $\Lambda$  la flecha en el punto 0,8c que se calcula mediante la ecuación (9.11) que resulta de operaciones trigonométricas. Todos estos parámetros se presentan en la Figura 9.6 de forma que se aporte un aspecto más visual de los cálculos.

$$\Lambda = \tan^{-1} \left( \frac{\left( \frac{b - T}{2} \right) \tan \Lambda_{BA} + c_t - c \left( \frac{T}{2} \right) x_{MLG}}{\frac{b - T}{2}} \right) \quad (9.11)$$

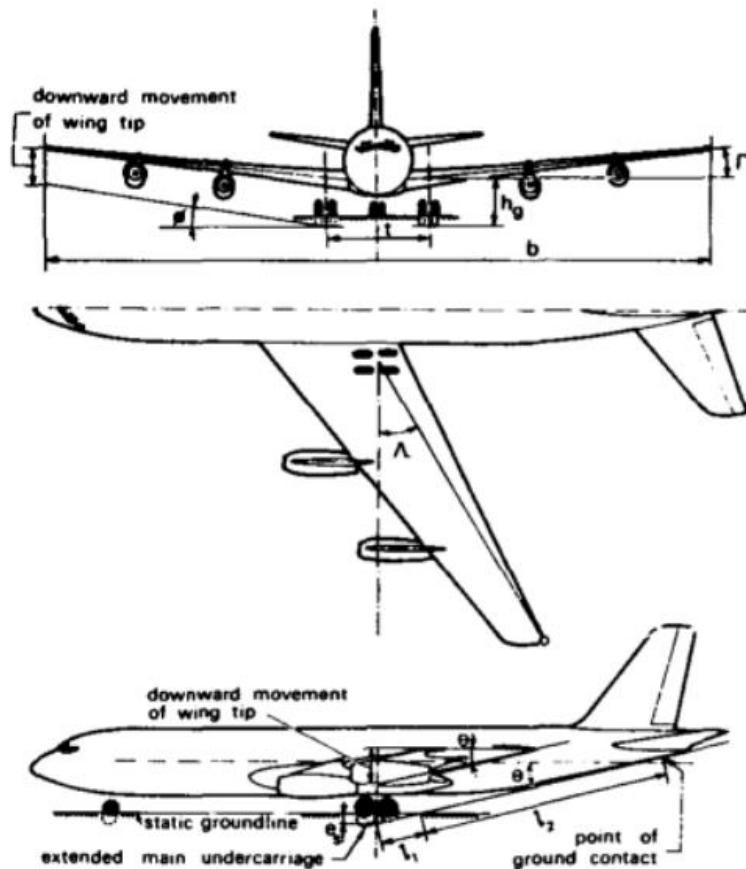


Figura 9.6: Representación de los ángulos de guarda, diedro, balance y cabeceo

Nótese que para un ángulo de balance nulo el ángulo de cabeceo máximo será igual al ángulo de guarda y que a medida que se aumenta el ángulo de balance disminuye el ángulo de cabeceo. Esto se puede ver claramente en la Figura 9.7, donde el punto de intersección de ambas rectas coincide con el ángulo de guarda y el ángulo de balance máximo. Dicho en otras palabras, se deberá obtener el ángulo de balance a partir del cual el ángulo de cabeceo deja de ser igual al ángulo de guarda.

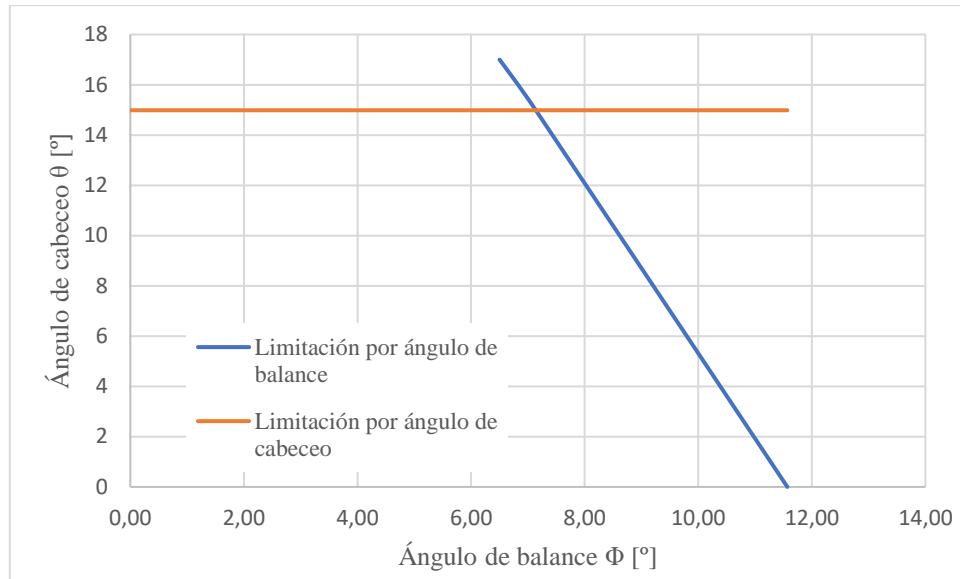


Figura 9.7: Gráfica ángulo de cabeceo-ángulo de balance

Por tanto, el único dato que quedaría por obtener es la distancia  $h_g$ , definido en la ecuación (9.12), como la distancia del punto medio del perfil a la altura del tren de aterrizaje.

$$h_g = d_{min} + \frac{1}{2} \left[ \left( \frac{t}{c} \right)_r C_{encastre} + T \tan \Gamma \right] \quad (9.12)$$

De las ecuaciones (9.11) y (9.12) se obtiene  $\Lambda = 16,53^\circ$  y  $h_g = 1,21$  m. Por tanto, sustituyendo en (9.10) se obtiene un ángulo de balance máximo  $\emptyset_{max} = 7,14^\circ$ . Según Torenbeek, para aviones de transporte un valor que ronde los  $8^\circ$  se considera aceptable.

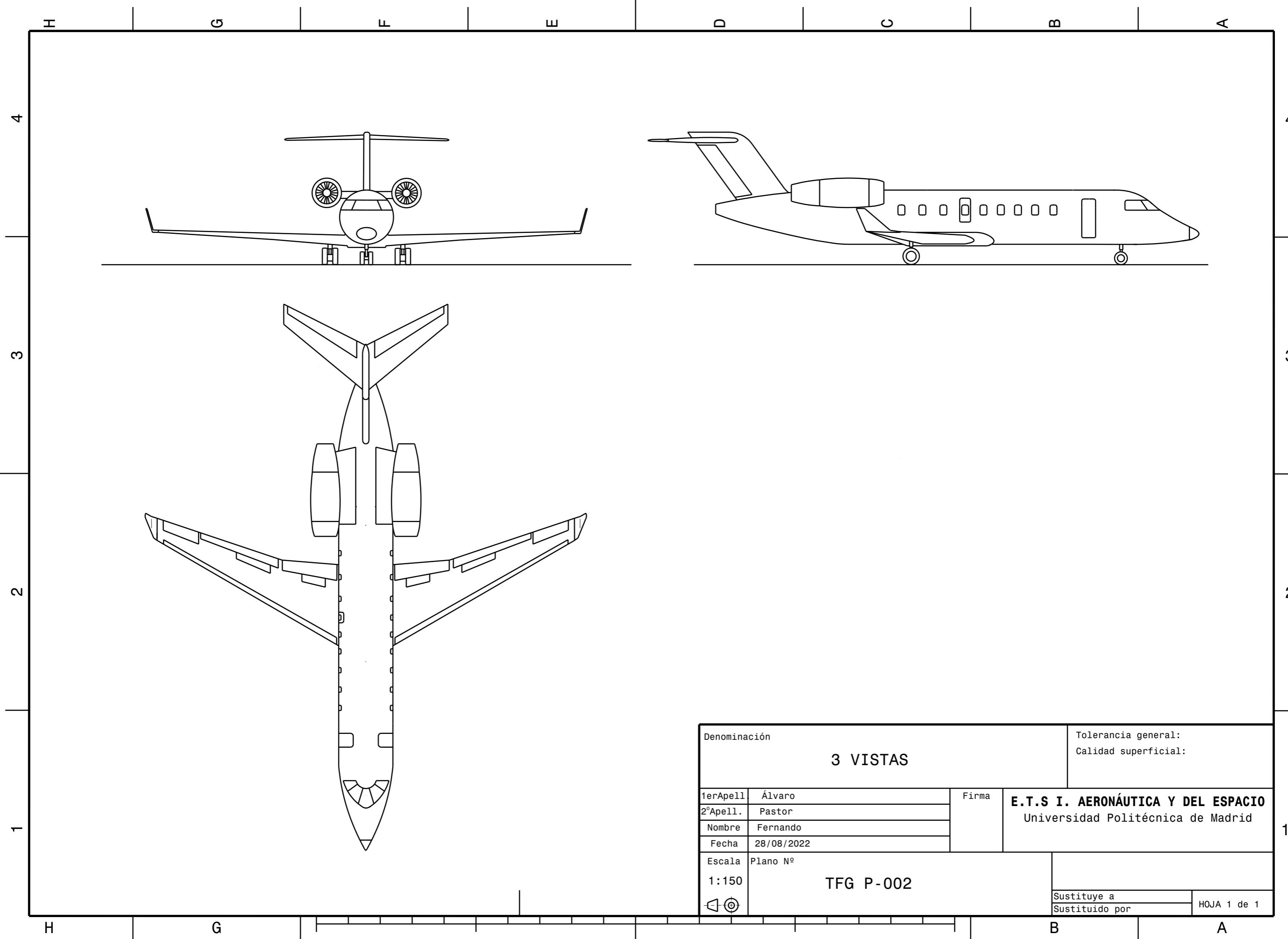
Se presenta mediante la Tabla 9.12 un resumen de los resultados obtenidos en este apartado.

$\emptyset$	7,14	$\tan \Gamma$	0,05
$\Gamma$	3,14	$\tan \theta_{TO}$	0,27
$\theta$	14,98	$\tan \Lambda$	0,30
$\Lambda$	16,53	$h_g$	1,21
$\tan \emptyset$	0,13	$C_{encastre}$	4,19

Tabla 9.12: Resultados de la comprobación de distancia al suelo

## 9.5. Dibujo 3 vistas del avión

Una vez se ha llegado a este punto, se han calculado todas y cada una de las dimensiones que componen la aeronave. Por ello, a continuación, se muestra un dibujo a tres vistas del avión de diseño.



# Capítulo 10

## 10. Estimación de la polar no equilibrada

### 10.1. Introducción

#### 10.1.1. Objetivo

El objetivo de este capítulo es estimar la polar del avión de forma que se pueda utilizar para obtener el diagrama PL-R o Carga de Pago-Alcance de la aeronave y tener así la primera aproximación a la misión de diseño planteada al inicio del proyecto.

Para simplificar los cálculos, la polar será no-equilibrada, es decir, no se tendrá en cuenta la resistencia asociada al incremento de sustentación del ala y del estabilizador horizontal que son necesarios para estabilizar el avión. Por tanto, para aviones estáticamente estables, la polar calculada será optimista.

Téngase en cuenta que una aeronave estáticamente estable es aquella sobre la que la suma de fuerzas y momentos alrededor del centro de gravedad es nula y es capaz de mantener una altura constante, lo cual se consigue mediante cambios en el ángulo de calado que se traducen en incrementos de sustentación.

#### 10.1.2. Descripción del contenido

Para una mejor comprensión del contenido del capítulo, se debe realizar una breve introducción del contenido que se va a desarrollar.

La resistencia total de la aeronave está constituida por la suma de resistencias de los diferentes elementos que conforman la aeronave, siendo estos las alas, el fuselaje, las góndolas de los motores, los pilones que ejercen de sujeción de los motores, el estabilizador horizontal y el estabilizador vertical.

Según la literatura de Roskam [22, p. 15], se muestra a continuación la Figura 10.1, en la cual Roskam expone las diferentes contribuciones que conforman la resistencia aerodinámica que darán lugar a su vez a la resistencia generada en cada una de las partes del avión detalladas anteriormente. Sin embargo, en muchas de ellas aparecerán términos que se explicarán en cada caso.

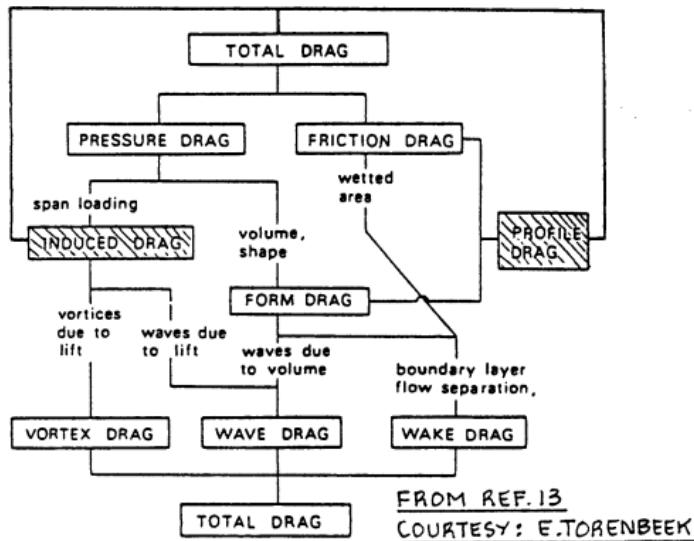


Figura 10.1: Contribuciones a la resistencia aerodinámica según Roskam

Sin embargo, un estudio tan detallado sobre la resistencia aerodinámica carece de sentido en el anteproyecto de una aeronave, por lo que se estimará la resistencia aerodinámica de forma que quedará compuesta por: resistencia inducida y resistencia parásita. Esta última estará compuesta por la resistencia de onda y resistencia de forma, que a su vez se puede separar en resistencia de fricción y resistencia de presión.

En cuanto a la resistencia inducida, es aquella resistencia que producida por la sustentación y que, por tanto, será proporcional a la misma. Un ejemplo muy visual pueden ser los torbellinos en la punta del ala, generados por una diferencia de presiones entre intradós y extradós, que inducen una componente de velocidad vertical que sumada vectorialmente con la velocidad de vuelo resulta en una velocidad inducida que da lugar a la resistencia mencionada.

Por otro lado, la resistencia parásita es aquella que tiene lugar independientemente de la sustentación y es por ello que está formada por la resistencia de onda y la resistencia de forma. En primer lugar, la resistencia de onda es aquella que se produce en régimen transónico cuando se alcanza el Mach crítico en alguna parte del perfil. Se debe a la generación de ondas de choque, que no son más que gradientes adversos de presión que desprenden la capa límite y por tanto incrementan la resistencia. En segundo lugar, la resistencia de forma está compuesta por resistencia de fricción y resistencia de presión.

La resistencia de fricción tiene lugar debido al rozamiento del aire en la capa límite con el cuerpo. Es por ello que el número de Reynolds será un factor determinante, así como el tipo de capa límite. Sin embargo, el factor determinante será la resistencia de presión, que está asociada a los desprendimientos de capa límite. Estas zonas desprendidas tendrán menos presión que si estuviera adherida, lo que origina una fuerza en sentido contrario al sentido de la corriente incidente.

Así, una vez explicados los tipos de resistencia, en este capítulo se irán calculando, según detalla Roskam a no ser que se especifique lo contrario, las distintas contribuciones aplicadas a cada parte del avión que finalmente conformarán la resistencia total.

Finalmente se sustituirá el valor del coeficiente de sustentación medio para hallar los valores de eficiencia media y parámetro de Breguet. Además, se compararán los resultados con una polar parabólica pura.

Se debe remarcar que, tal y como detalla Roskam [22, p. 16], se establecerán como hipótesis iniciales una capa límite en régimen turbulento y una baja rugosidad superficial.

### 10.1.3. Relación con el resto de los capítulos

Dejando de lado la obviedad de que la mayoría de los datos calculados en los capítulos anteriores son necesarios en el cálculo de la polar, especialmente aquellos relacionados con las dimensiones de la aeronave, la mayor relevancia de este capítulo se encuentra a la hora del cálculo del diagrama de alcance-carga de pago que se llevará a cabo en el siguiente capítulo y determinará la validez de esta primera aproximación.

## 10.2. Contribuciones a la polar no equilibrada

### 10.2.1. Coeficiente de resistencia del ala

Según el procedimiento indicado por la literatura de Roskam [22, p. 23] y, según se ha explicado anteriormente y se muestra en la ecuación (10.1), el coeficiente de resistencia del ala está compuesto por un término asociado a la resistencia parásita  $C_{D0w}$  y un término correspondiente a la resistencia inducida,  $C_{DLw}$ .

$$C_{Dwing} = C_{D0w} + C_{DLw} \quad (10.1)$$

#### Coeficiente de resistencia parásita, $C_{D0w}$ .

Continuando con las directrices proporcionadas por Roskam [22, p. 23], a su vez, propone dividir el término de resistencia parásita en otros dos términos que se muestran en la ecuación (10.2). El primero, relacionado con la resistencia de fricción y presión,  $(C_{D0w})_{M=0,6}$ , y el segundo que engloba la resistencia de onda  $C_{Dwave}$ .

$$C_{D0w} = (C_{D0w})_{M=0,6} + C_{Dwave} \quad (10.2)$$

Se va a comenzar con el cálculo del término de resistencia de fricción y presión, el cual se mantiene constante a partir del Mach indicado, y se define de acuerdo con la ecuación (10.3) que se muestra a continuación.

$$(C_{D0w})_{M=0,6} = R_{wf} R_{LS} C_{fw} \left( 1 + L' \frac{t}{c} + 100 \left( \frac{t}{c} \right)^4 \right) \frac{S_{wet\_w}}{S_w} \quad (10.3)$$

Donde  $R_{wf}$  es el factor que representa la interferencia del ala-fuselaje,  $R_{LS}$  es el factor de corrección de la superficie de sustentación y  $C_{fw}$  es el coeficiente de fricción que presenta una placa plana que es equivalente al ala. Finalmente,  $L'$  es el parámetro de localización de espesor del perfil y  $S_{wet\_w}$  es la superficie mojada del ala, es decir, se debe excluir del valor de superficie alar aquella superficie que se encuentre dentro del fuselaje además de tener en cuenta tanto intradós como extradós. Hay que añadir que como valor de espesor del perfil se tomará el valor máximo, de modo que  $(t/c) = 0,1188$  y como  $S_w$  la superficie alar calculada en capítulos anteriores.

En primer lugar, para el cálculo de  $R_{wf}$ , Roskam [22, p. 24] presenta una gráfica que se puede apreciar en la Figura 10.2 a continuación y para la que será imprescindible obtener el número de Reynolds en el ala.

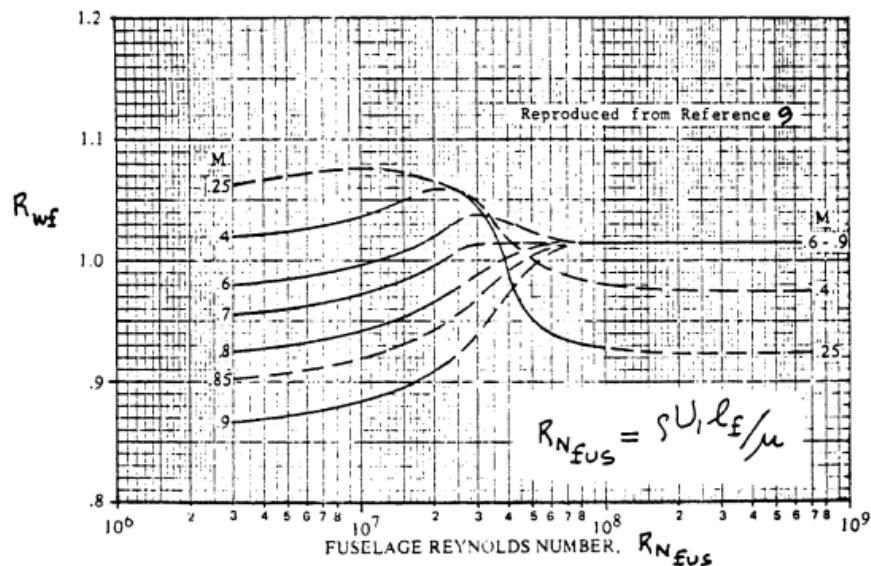


Figura 10.2: Factor de interferencia ala/fuselaje

Por tanto, se recuerda en la ecuación (10.4) la equivalencia del número de Re correspondiente al ala donde se usará como longitud la cuerda media geométrica del ala, como densidad la correspondiente a la altura de servicio y como velocidad la de crucero establecida en los parámetros iniciales. Finalmente, el término  $\mu$  indica la viscosidad, en este caso la del aire cuyo valor es 1,74E-05.

$$Re_{wing} = \frac{CMG V_{cr} \rho_{ser}}{\mu} \quad (10.4)$$

Así, se obtiene un valor de  $Re_{wing} = 11172281$ . Continuando con el factor  $R_{LS}$ , se obtiene de la gráfica presentada en la Figura 10.3, obtenida también de la literatura de Roskam [22, p. 24].

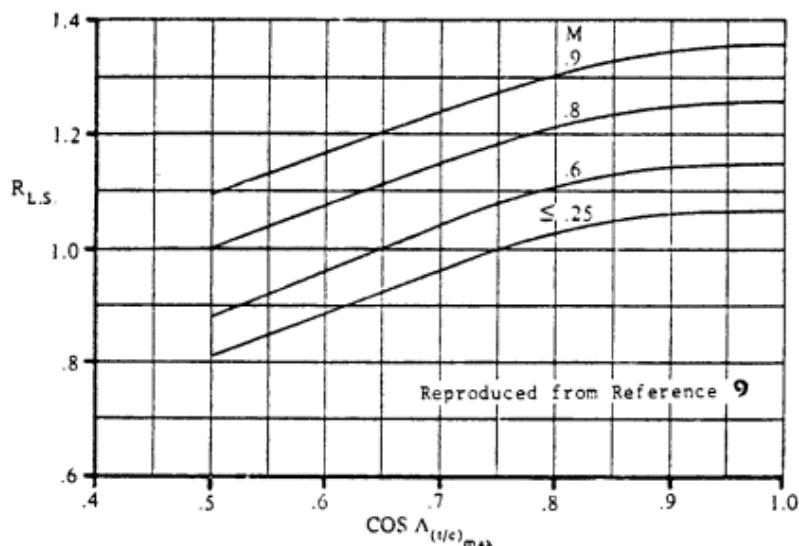


Figura 10.3: Factor de corrección de la superficie de sustentación.

Nótese, que primero se debe obtener el ángulo de flecha correspondiente con la sección del perfil de espesor máximo. De acuerdo con lo mostrado en 7.3: Selección del perfil aerodinámico, el espesor máximo, que adquiere un valor de  $(t/c)_{\max} = 0,1188$ , tiene lugar en el 35% de la cuerda. Así, para obtener la flecha correspondiente a dicha sección se empleará la ecuación (10.5) que se muestra a continuación.

$$\Lambda = \tan^{-1} \left( \tan \Lambda_{BA} + \frac{2x_1}{b} (c_t - c_r) \right) \quad (10.5)$$

Nótese que es una ecuación genérica mediante la cual se puede obtener la flecha en cualquier sección de la cuerda, únicamente variando el parámetro  $x_1$  por la coordenada correspondiente. Así, adaptando esta ecuación a lo que se pide se sustituye el parámetro  $x_1$  por el valor 0,35 y se obtiene  $\Lambda_{(t/c)\max} = 24,30^\circ$ . Por tanto, regresando a la Figura 10.3 y sustituyendo por el coseno del valor obtenido en el eje x, se obtiene un valor de  $R_{LS} = 1,27$ .

Continuando con la obtención de parámetros de la ecuación (10.3), el valor de  $C_{fw}$  se obtendrá de la Figura 10.4, una vez más de acuerdo con la literatura de Roskam [22, p. 25].

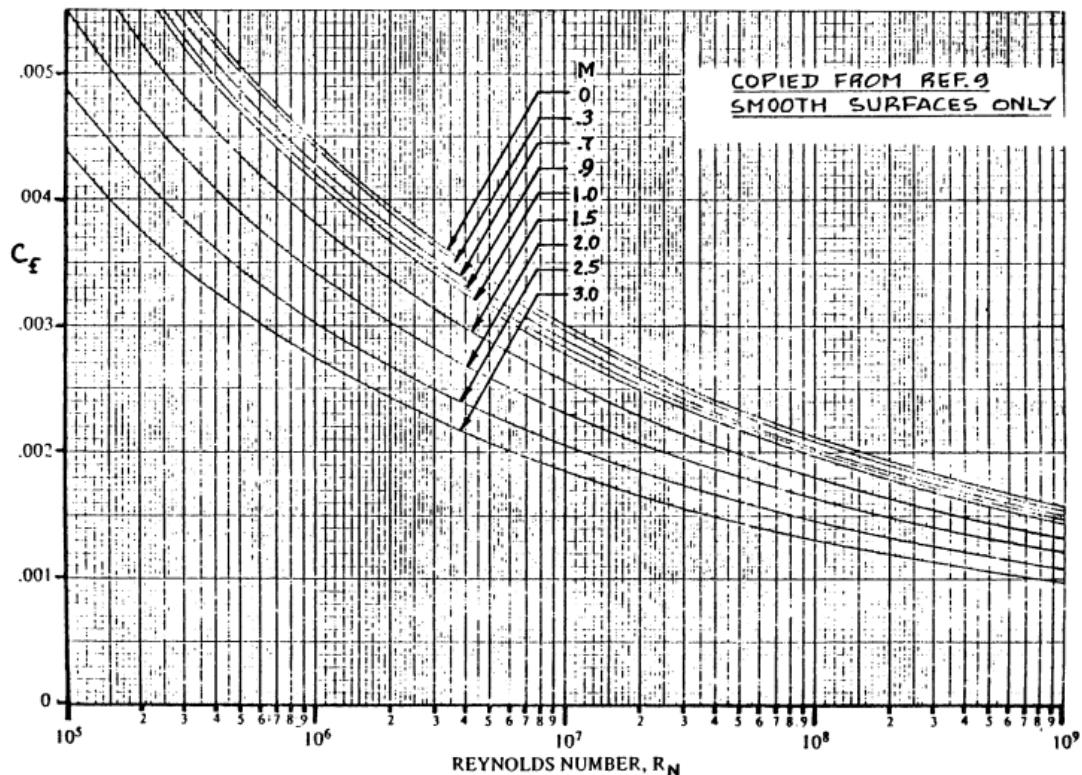


Figura 10.4: Coeficiente de fricción.

Como se aprecia en la gráfica, se deberá primero obtener el valor del número de Re del fuselaje. Se muestra en la ecuación (10.6), donde se ha tomado como longitud la del fuselaje, y como velocidad, densidad y viscosidad los mismos valores que los de la ecuación (10.4).

$$Re_{fus} = \frac{l_f V_{cr} \rho_{ser}}{\mu} \quad (10.6)$$

Así, se obtiene un valor de  $Re_{fus} = 103379617$  y por tanto  $C_{fw} = 0,0027$ .

Finalmente, quedaría obtener el parámetro  $L'$  y la superficie mojada  $S_{wet\_w}$ . Para el primero, Roskam [22, p. 26] establece el criterio mostrado en la Figura 10.5.

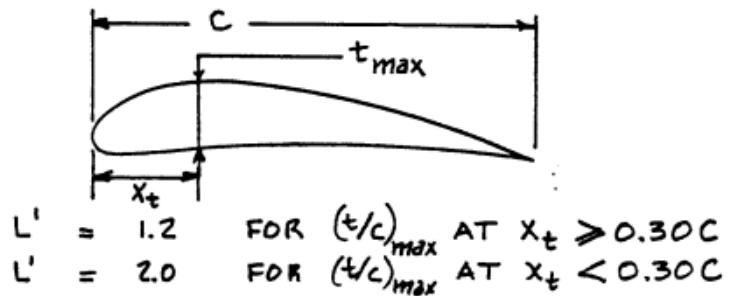


Figura 10.5: Parámetro  $L'$  en función de la cuerda del perfil

Por tanto, como se ha mencionado anteriormente, el espesor máximo se encuentra en el 35% de la cuerda y  $L' = 1,2$ . Continuando con el cálculo de la superficie mojada del ala, se muestra la Figura 10.6 obtenida de Roskam [22, p. 26], de forma que mejore la comprensión del procedimiento. Se trata de un cálculo trigonométrico sin mucha complicación, cuyos rasgos generales se muestran en la ecuación (10.7) para el cálculo de la superficie neta.

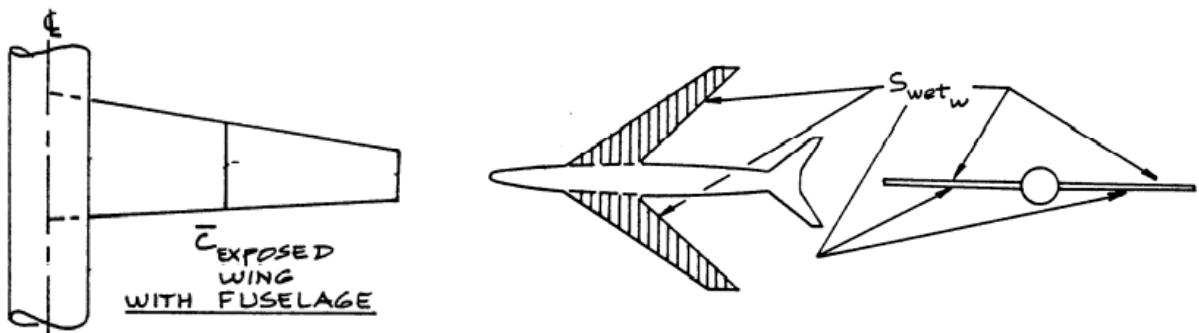


Figura 10.6: Superficie mojada del ala de un avión

$$S_{net} = 2(S_w - S_{dentro \ del \ fuselaje}) \quad (10.7)$$

Así, se obtiene un valor de superficie neta de 72,27 m<sup>2</sup>. A continuación, se hace uso de la ecuación (10.8) propuesta por Torenbeek [12, p. 448] para determinar la superficie mojada completa del ala.

$$S_{wet\_w} = S_{net} \left[ 1 + 0,25 \left( \frac{t}{c} \right)_r \frac{1 + \tau \lambda}{1 + \lambda} \right] \quad (10.8)$$

Finalmente, se obtiene un resultado de superficie mojada igual a 74,66 m<sup>2</sup>. A modo se resumen, se muestran en la Tabla 10.1 todos los resultados de los parámetros necesarios.

R <sub>wf</sub>	1,015	S <sub>wet</sub> [m <sup>2</sup> ]	74,66

R <sub>LS</sub>	1,27	S <sub>w</sub> [m <sup>2</sup> ]	48,05
C <sub>fw</sub>	0,0027	R <sub>efus</sub>	103379617
L'	1,2	R <sub>e_w</sub>	11172281
(t/c) <sub>max</sub>	0,1188	Λ(t/c) <sub>max</sub> [°]	24,30

Tabla 10.1: Datos obtenidos para el cálculo de CD<sub>0w</sub> M=0,6

Una vez se han obtenido todos los parámetros que eran desconocidos, sustituyendo en la ecuación (10.3) se obtiene (C<sub>D0w</sub>)<sub>M=0,6</sub> = 0,006286.

A continuación, se inicia el cálculo del coeficiente de resistencia de onda C<sub>Dwave</sub>. Se seguirá el procedimiento detallado por Roskam [22, p. 28] que consiste en obtener una gráfica como la mostrada en la Figura 10.7, en la que se representa el coeficiente de resistencia de onda frente al número de Mach y finalmente obtener el valor de resistencia cuando se entre en ella con el valor de Mach de crucero de diseño.

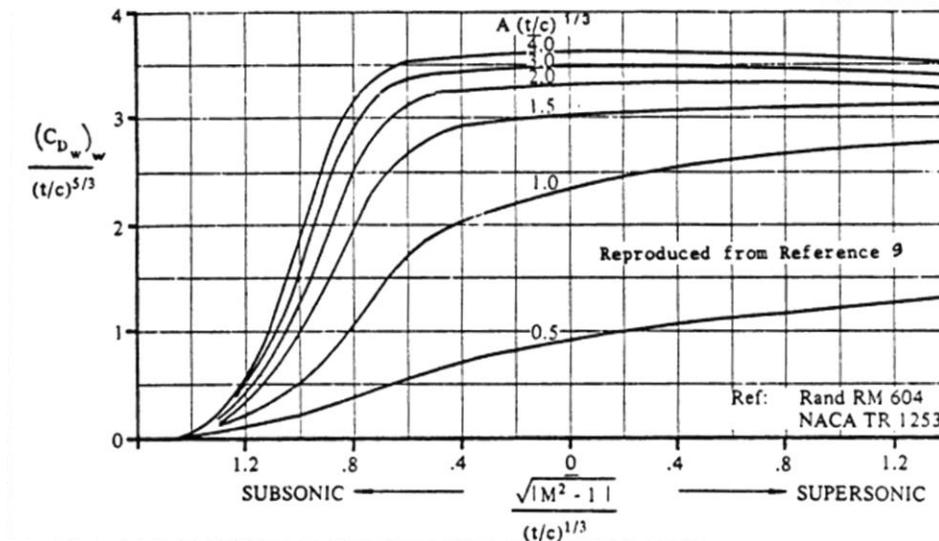


Figura 10.7: Gráfica para obtener el coeficiente de resistencia de onda.

Se debe hacer hincapié en que esta gráfica únicamente es válida para alas sin flecha por lo que para alas con flecha se deberán aplicar las correcciones que se muestran a continuación en la ecuación (10.9).

$$\left\{ \begin{array}{l} M_{con\ flecha} = \frac{M_{sin\ flecha}}{\sqrt{\cos \Lambda_{1/4}}} \\ C_{Dwave\ con\ flecha} = C_{Dwave\ sin\ flecha} \cos \Lambda_{1/4}^{2,5} \end{array} \right. \quad (10.9)$$

Por tanto, el procedimiento consiste en dar varios valores de Mach para los que se obtendrá su correspondiente resistencia de onda de acuerdo con la Figura 10.7. Una vez hecho esto, se realizarán las correcciones englobadas en la ecuación (10.9), y se obtendrá una nueva gráfica de la que se sacará el valor de resistencia de onda que corresponde con el mach de crucero de diseño. Los valores resultantes de las iteraciones en la gráfica y correcciones para alas con flecha se representan en la Tabla 10.2 a continuación.

Msin flecha	Valor eje x tabla	Valor eje y tabla	Cdwave sin flecha	Mcon flecha	Cdwave con flecha
0,40	1,864	0,000	0,000	0,423	0,000
0,60	1,627	0,000	0,000	0,635	0,000
0,75	1,346	0,095	0,003	0,793	0,002
0,81	1,193	0,600	0,017	0,857	0,013
0,83	1,135	0,950	0,027	0,878	0,021
0,87	1,003	1,900	0,055	0,920	0,041
0,91	0,843	3,000	0,086	0,963	0,065
0,95	0,635	3,500	0,100	1,005	0,076
0,97	0,495	3,600	0,103	1,026	0,078
0,99	0,287	3,650	0,105	1,047	0,079
1,00	0,000	3,650	0,105	1,058	0,079
1,10	0,932	3,600	0,103	1,163	0,078

Tabla 10.2: Valores para el cálculo del CDwave

Sobre ella, se obtiene la gráfica de la Figura 10.8, en la que además se podrá obtener el Mach de divergencia. Recuérdese que se definió a este Mach como aquel al que se produce un incremento de resistencia de onda igual a 20 cuantos, o lo que es lo mismo,  $\Delta C_{Dwave} = 0,002$ .

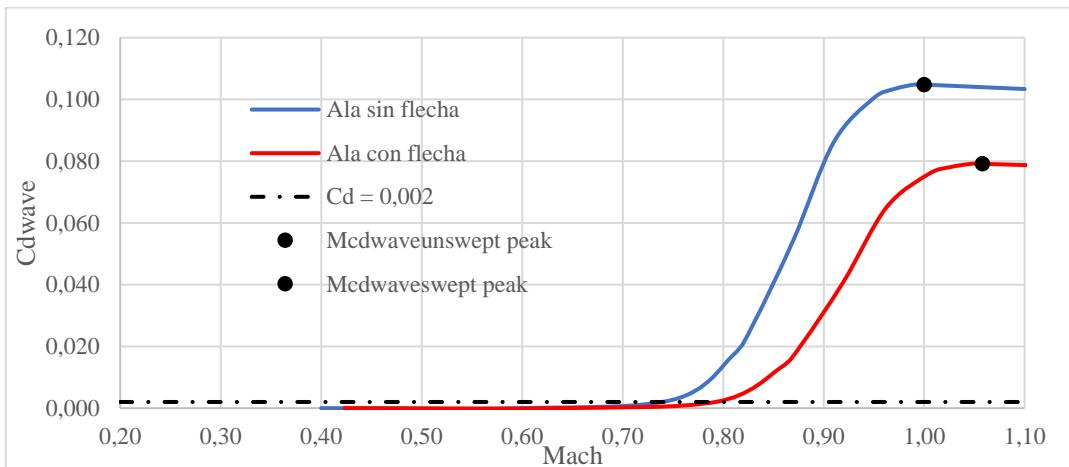


Figura 10.8: Gráfica M-CDwave

Se puede apreciar en dicha gráfica la línea negra discontinua que corresponde al incremento mencionado anteriormente y que interseca a la línea para el ala con flecha en un valor de  $M = 0,80$  aproximadamente, por tanto, se establece que  $M_{DD} = 0,80$ . Se puede observar también como el valor del Mach para el cual el valor de resistencia de onda toma su valor máximo sería  $M = 1,05$  dando lugar a  $C_{Dwave} = 0,08$  aproximadamente. Finalmente, entrando en la Figura 10.8 con el Mach de crucero que se estableció en  $M = 0,81$  se obtiene un valor de  $C_{Dwave} = 0,004554$ . Nótese que dicha exactitud se ha obtenido de la interpolación de valores. A modo de resumen del procedimiento, se muestra la Tabla 10.3 con los datos obtenidos para dicha interpolación.

Msin flecha	Valor eje x tabla	Valor eje y tabla	Cdwave sin flecha	Mcon flecha	Cdwave con flecha
0,766	1,308	0,210	0,006	0,810	0,004554

Tabla 10.3: Resultados obtenidos de CDwave

Finalmente, introduciendo ambos resultados,  $(C_{D0w})_{M=0,6}$  y  $C_{Dwave}$  en la ecuación (10.2), se obtiene un valor de resistencia parásita del ala,  $C_{D0w} = 0,01084$ .

### Coeficiente de resistencia inducida, $C_{DLw}$ .

El coeficiente de resistencia inducida, como se ha explicado anteriormente, es consecuencia de la sustentación y por tanto será proporcional al coeficiente de sustentación. Tal y como se muestra en la ecuación (10.10), está conformado por dos términos, la resistencia inducida no viscosa ( $C_{DLw}$ )<sub>NV</sub>, y la resistencia inducida viscosa, ( $C_{DLw}$ )<sub>V</sub>.

$$C_{DLw} = (C_{DLw})_{NV} + (C_{DLw})_V \quad (10.10)$$

Comenzando con el término no viscoso, según la literatura de Roskam [22, p. 27] se define de acuerdo con la ecuación (10.11), que se presenta a continuación.

$$(C_{DLw})_{NV} = \frac{C_{LW}^2}{\pi A e} + 2\pi C_{LW} \varepsilon_t v + 4\pi^2 \varepsilon_t^2 w \quad (10.11)$$

Donde  $C_{LW}$ , que es el coeficiente de sustentación del ala se establece como 1,05 veces el  $C_{Lavión}$ , al que de ahora en adelante se denominará con  $C_L$ . Esto se debe a la posición del centro de gravedad adelantada con respecto del centro aerodinámico. Continuando con la definición de parámetros,  $A$  es el alargamiento,  $e$  el factor de eficiencia de Oswald,  $\varepsilon_t$  es la torsión del ala,  $v$  el parámetro que representa la resistencia inducida producida por la torsión lineal y  $w$  la resistencia parásita por dicha torsión.

Se procede a hallar los valores de dichos parámetros, en su mayoría desconocidos a excepción del alargamiento y el ángulo de torsión del ala que deberá introducirse en radianes. Para ello, se comienza con el factor de Oswald que se define de acuerdo con la expresión (10.12), proporcionada por la literatura de Roskam [22, p. 27].

$$e = 1,1 \frac{C_{L\alpha_w}/A}{R \frac{C_{L\alpha_w}}{A} + (1 - R)\pi} \quad (10.12)$$

En primer lugar,  $R$  es el parámetro que representa la succión del borde de ataque del perfil y para su obtención, Roskam [22, p. 29] proporciona la Figura 10.9, que se muestra a continuación. Se empleará la gráfica pequeña situada en la esquina inferior izquierda para la que se obtiene un valor de  $R = 0,94$ .

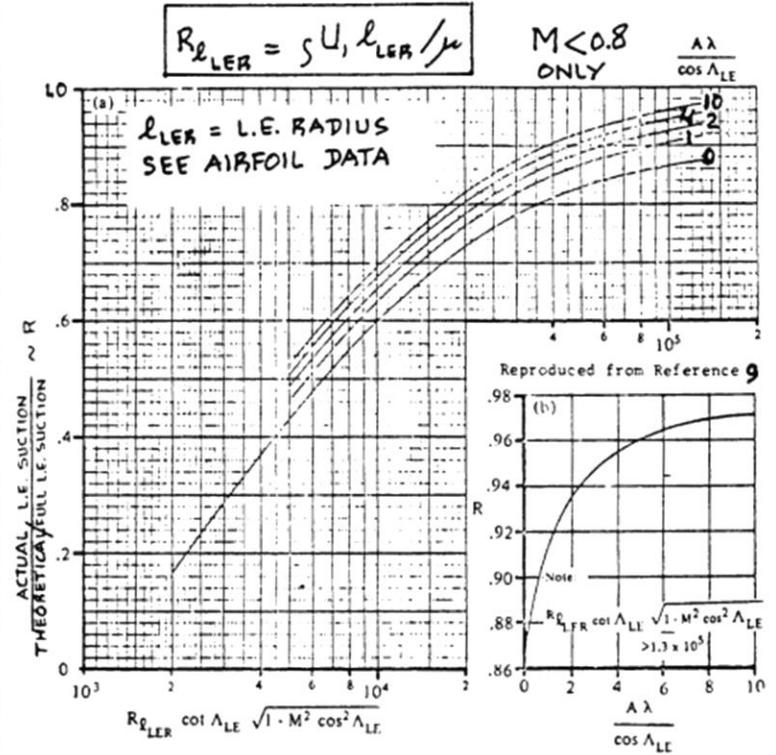


Figura 10.9: Gráfica para la obtención de  $R$  por Roskam

En segundo lugar, el otro parámetro que queda por definir es  $C_{L\alpha_w}$  que se corresponde con la pendiente de la curva de sustentación del ala y que se define mediante la expresión (10.13) establecida por Torenbeek [12, p. 473]. Esta relaciona dicha pendiente con parámetros geométricos y la pendiente de sustentación del perfil.

$$C_{L\alpha} = C_{L\alpha_w} = \frac{2\pi A}{2 + \sqrt{\frac{A^2 \beta^2}{K^2} \left(1 + \frac{(\tan \Lambda_{1/2})^2}{\beta^2}\right) + 4}} \quad (10.13)$$

Donde se emplean las ecuaciones (10.14) y (10.15) para definir los parámetros  $\beta$  y  $K$  obteniéndose los valores de  $\beta = 0,5864$  y  $K = 0,98$

$$\beta = \sqrt{1 - M^2} \quad (10.14)$$

$$K = \frac{\beta C_{l\alpha}}{2\pi} \quad (10.15)$$

Por tanto, para obtener la pendiente de la curva de sustentación del ala únicamente quedaría por definir  $\Lambda_{1/2}$  para lo que se emplea la ecuación (10.5) sustituyendo el parámetro  $x_1$  por 0,5, obteniendo así  $21,80^\circ$ . Así, sustituyendo en (10.13) se obtiene  $C_{L\alpha_w} = 6,2185 \text{ rad}^{-1}$ .

Así, finalmente se obtiene de (10.12) un valor de factor de Oswald tal que  $e = 0,931$ . Quedaría, por tanto, obtener los parámetros  $v$  y  $w$  de forma que se pueda obtener el coeficiente de resistencia no viscoso. Para el primero se empleará la Figura 10.10 obtenida de la literatura de

Roskam [22, p. 30] y el segundo corresponde con Roskam [22, p. 32] y se presenta en la Figura 10.11.

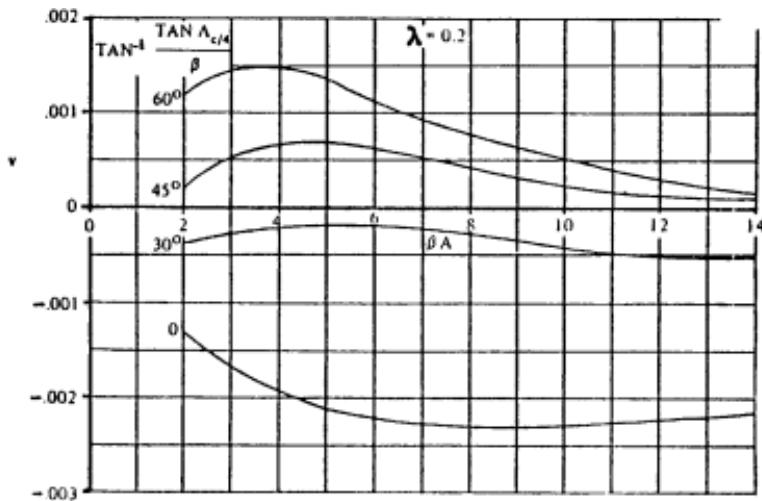


Figura 10.10: Gráfica para la obtención de  $v$  por Roskam.

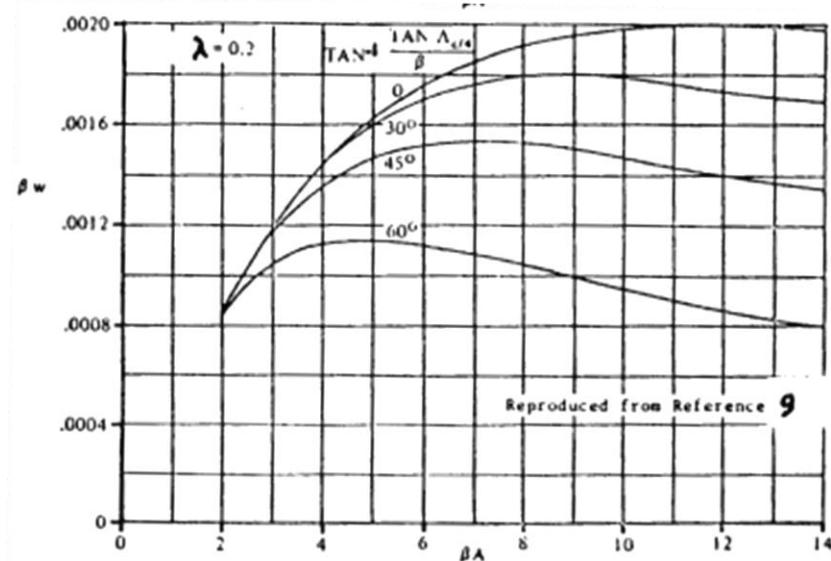


Figura 10.11: Gráfica para la obtención de  $w$  por Roskam.

Nótese que en ambas gráficas se han escogido para  $\lambda = 0,2$  ya que es el valor que más se aproxima al estrechamiento alar real. Sustituyendo con los valores de eje x correspondientes a cada una de las gráficas y deshaciendo el valor del eje y en el caso de la segunda gráfica se obtienen los valores de  $v = 0,00075$  y  $w = 0,0013$ .

Por tanto, se presentan en la a modo de resumen los valores obtenidos con los que mediante su sustitución en la ecuación (10.11) se obtiene  $(C_{DLw})_{NV}$  en función del coeficiente de sustentación del avión, como se muestra en la ecuación (10.16). Se deberá tener en cuenta que debido a la presencia de winglets los coeficientes se reducen en un 10%.

e	0,931
v	0,00075
w	0,0013
CL <sub>w</sub> [rad-1]	6,2185

Tabla 10.4: Valores obtenidos para el cálculo del coeficiente de resistencia inducida no viscosa

$$(C_{DLw})_{NV} = 0,04261C_L^2 - 0,000389C_L + 0,000352 \quad (10.16)$$

Por otro lado, se pasa a calcular el coeficiente de resistencia inducida viscosa,  $(C_{DLw})_V$ , la cual, a excepción del resto de parámetros relacionados con resistencia, se calculará por el método de Torenbeek [12, p. 501] según la expresión (10.17).

$$(C_{DLw})_V = 0,75 \left( \Delta_l \bar{C}_{dp} \right)_{ref} \left( \frac{C_{LW} - C_{Li}}{C_{Lmax} - C_{Li}} \right)^2 \quad (10.17)$$

Donde  $C_{Li}$  se estima como 1,05 veces el  $C_L$  del avión en el punto de diseño calculado en el capítulo 6. Punto de diseño: selección de la carga alar y relación empuje-peso igual a 0,3948,  $C_{LW}$  es el mismo parámetro que en el punto anterior y  $C_{Lmax}$  el coeficiente de sustentación máximo en crucero calculado en el capítulo 7.3: Selección del perfil aerodinámico y equivalente a 0,9965.

Por tanto, únicamente queda hallar el término  $\left( \Delta_l \bar{C}_{dp} \right)_{ref}$  para el que Torenbeek [12, p. 500], establece la ecuación (10.18) para alas con un número de Re superior a 1E07.

$$\left( \Delta_l \bar{C}_{dp} \right)_{ref} = 0,01C_{lmax} - 0,0046 \left( 1 + 2,75 \left( \frac{t}{c} \right) \right) \quad (10.18)$$

Donde  $C_{lmax}$  es el coeficiente de sustentación máximo del perfil calculado en el capítulo 7.3: Selección del perfil aerodinámico y así, se obtiene un valor del parámetro de la ecuación (10.18) igual a 0,00681.

Finalmente, operando y sustituyendo en (10.17) se obtiene la expresión (10.19).

$$(C_{DLw})_V = 0,016618C_L^2 - 0,013122C_L + 0,002590 \quad (10.19)$$

Sumando (10.19) y (10.16) se obtiene el coeficiente de resistencia inducida que se muestra en la expresión (10.20). Se deberá tener en cuenta que debido a la presencia de winglets los coeficientes se reducen en un 10%.

$$C_{DLw} = 0,059229C_L^2 - 0,013511C_L + 0,002942 \quad (10.20)$$

Y finalmente, añadiendo a la expresión el coeficiente de resistencia parásita obtenida en el punto se llega a la expresión (10.21) que muestra el coeficiente de resistencia total producido en el ala.

$$C_{Dwing} = 0,059229C_L^2 - 0,013511C_L + 0,013782 \quad (10.21)$$

### 10.2.2. Coeficiente de resistencia del fuselaje

De igual forma que ocurre en el ala y tal y como se muestra en la ecuación (10.22), el coeficiente de resistencia del fuselaje también se dividirá en la componente de resistencia parásita,  $(C_{D0f})_{M=0,6}$ , y la componente de resistencia inducida  $C_{DLfus}$ .

$$C_{Dfus} = (C_{D0f})_{M=0,6} + C_{DLfus} \quad (10.22)$$

#### Coeficiente de resistencia parásita del fuselaje, $C_{D0f}$ .

En este caso, la resistencia parásita del fuselaje estará únicamente formada por la componente producida por los efectos de presión y fricción de la capa límite,  $(C_{D0f})_{M=0,6}$ , ya que la resistencia de onda producida por el fuselaje es despreciable frente a la producida en ala. Nótese que igual que para el caso del ala, este término de resistencia se mantiene constante desde  $M = 0,6$ .

Para su cálculo, Roskam [22, p. 48] propone la ecuación (10.23), que relaciona dicha resistencia con las dimensiones del fuselaje y algunos factores para tener en cuenta que se explicarán a continuación.

$$(C_{D0f})_{M=0,6} = R_{wf} C_{ffus} \left( 1 + \frac{60}{\left(\frac{l_f}{b_f}\right)^3} + 0,0025 \frac{l_f}{b_f} \right) \frac{S_{wet\_fus}}{S_w} + C_{Dbfus} \quad (10.23)$$

Donde  $R_{wf}$  es el factor de interferencia ala-fuselaje que se ha visto para el caso del ala y, por tanto, adquiere el mismo valor,  $C_{ffus}$  es el parámetro que representa el coeficiente de fricción de la placa plana equivalente,  $S_{wet\_fus}$  la superficie mojada del fuselaje y  $C_{Dbfus}$  la resistencia de base del fuselaje que tiene lugar en la salida del APU. Nótese que el resto de los parámetros son dimensiones que se han visto en capítulos anteriores.

Se va a comenzar por el cálculo de  $C_{ffus}$  para lo que se empleará la misma Figura 10.4 usada para el caso del ala, aunque se deberá entrar con el dato del  $Re$  del fuselaje, también calculado anteriormente. Con todo ello, entrando en la gráfica se obtiene  $C_{ffus} = 0,0018$ .

Continuando, para el cálculo de la superficie mojada se va a realizar acorde a la aproximación proporcionada por Torenbeek [12, p. 447] y presentada según la ecuación (10.24) que corresponde a un fuselaje de sección cilíndrica y que poseen una esbeltez superior a 4,5.

$$S_{wet\_fus} = \pi D l_f \left( 1 - \frac{2}{\lambda_f} \right)^{\frac{2}{3}} \left( 1 + \frac{1}{\lambda_f^2} \right) \quad (10.24)$$

Recuérdese que la esbeltez,  $\lambda_f$ , es el cociente entre la longitud y el ancho del fuselaje, donde para el caso del avión de diseño adquiere un valor de 8,93, como se ha detallado en el capítulo de dimensionado del fuselaje. Así, se obtiene  $S_{wet\_fus} = 155,5 \text{ m}^2$ . Así, únicamente quedaría por

conocer el valor de la resistencia de base del fuselaje, para lo que Roskam [22, p. 46] propone la expresión (10.25) que se muestra a continuación.

$$C_{Dbfus} = \left( \frac{0,029 \left( d_b / d_f \right)^3}{\sqrt{C_{D0fus\_base} \frac{S_w}{S_{fus}}}} \right) \frac{S_{fus}}{S_w} \quad (10.25)$$

Donde  $d_b$  es el diámetro de la salida del APU establecido en 30 cm,  $d_f$  el diámetro del fuselaje,  $S_{fus}$  la superficie frontal máxima que presenta el fuselaje donde, al ser un cilindro de sección constante, será el área circular calculada con el diámetro anterior y resulta  $5,09 \text{ m}^2$ . Finalmente,  $C_{D0fus\_base}$  es el primer sumando del lado derecho de la igualdad de la ecuación (10.23).

Así, conocidos todos los parámetros, se obtiene  $C_{D0fus\_base} = 0,00654$ , sustituyendo en (10.25) se llega a  $C_{Dbfus} = 0,00002$  y, por último, volviendo a (10.23) se obtiene  $(C_{D0f})_{M=0,6} = 0,00656$ .

### **Coeficiente de resistencia inducida del fuselaje, $C_{DLf}$ .**

En la literatura de Roskam [22, p. 46] se propone la ecuación (10.26) para el cálculo de la resistencia inducida, la cual al igual que para el caso del ala será proporcional al coeficiente de sustentación.

$$C_{DLfus} = 2\alpha^2 \frac{S_{bfus}}{S_w} + \eta C_{dc} \alpha^3 \frac{S_{pl\_fus}}{S_w} \quad (10.26)$$

Donde  $S_{bfus}$  es el área de la base del fuselaje, es decir, la zona trasera circular de salida del APU que resulta en  $0,07 \text{ m}^2$  y  $S_{pl\_fus}$  será la superficie en planta del fuselaje. Para su cálculo, se tomará una sección transversal en el centro del cilindro y se diferenciarán la zona de la cabina como un triángulo, la cabina de pasajeros y la zona de acceso como un rectángulo y el cono de cola como un trapecio de bases el ancho de la cabina y el diámetro de salida del APU. Llevando a cabo el cálculo de áreas se llega al resultado de  $S_{pl\_fus} = 45,72 \text{ m}^2$ .

Por otro lado,  $\eta$  es el cociente de la resistencia entre un cilindro finito y uno infinito, para cuyo cálculo Roskam [22, p. 47] establece la gráfica presentada en la Figura 10.12 que presenta dicho parámetro frente a la esbeltez.

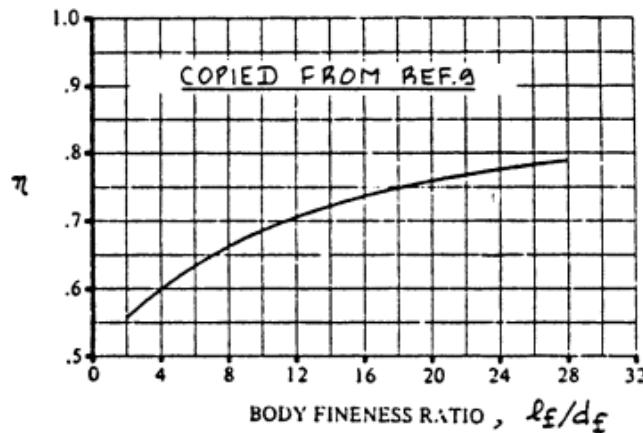


Figura 10.12: Gráfica de  $\eta$  frente a la esbeltez

Así, entrando en la gráfica con el valor de la esbeltez mencionado anteriormente se obtiene  $\eta = 0,68$ . Continuando con el resto de los parámetros,  $C_{dc}$  es la resistencia experimental de flujo cruzado en estado estacionario de un cilindro circular, cuyo valor se obtiene mediante la gráfica de la Figura 10.13 de acuerdo con Roskam [22, p. 47].

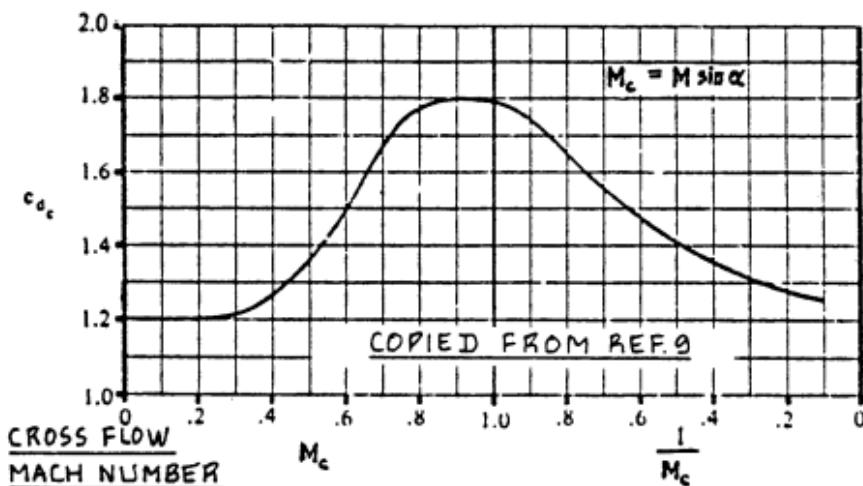


Figura 10.13: Gráfica de  $C_{dc}$  frente al número de Mach

Nótese que el valor en el eje x es el número de Mach de flujo cruzado, el cual se obtiene mediante la expresión que se aprecia en la esquina superior derecha de la Figura 10.13. Sin embargo, se va a realizar la siguiente aproximación. Se va a considerar un ángulo de ataque muy pequeño para vuelo de crucero, dando lugar a un seno igual a 0 y por tanto a un Mach de flujo cruzado del mismo valor. Así se obtiene  $C_{dc} = 1,2$ .

Por último, el parámetro  $\alpha$  representa el ángulo de ataque del fuselaje que se aproximarán por el ángulo de ataque del avión y se corresponde con la ecuación (10.27). Nótese que su valor de deberá dar en radianes.

$$\alpha = \frac{C_L - C_{L0}}{C_{L\alpha}} \quad (10.27)$$

Siendo  $C_L$  igual al coeficiente de sustentación del avión y sobre el que la polar es función,  $C_{L0}$  igual al coeficiente de sustentación del avión en el punto de diseño calculado en capítulos anteriores y  $C_{La}$  el valor calculado en la ecuación (10.13).

Por tanto, una vez obtenidos todos los datos y operando de forma que se obtenga la ecuación (10.26) en función del coeficiente de sustentación del avión, se obtiene la ecuación (10.28) que define el coeficiente de sustentación inducida sobre el fuselaje.

$$C_{DLfus} = 0,003229C_L^3 - 0,003748C_L^2 - 0,00145C_L + 0,000187 \quad (10.28)$$

Y, finalmente, sumando a la ecuación (10.28) el coeficiente de resistencia parásita del fuselaje se obtiene la expresión (10.29) que representa el coeficiente resistencia total producido por el fuselaje.

$$C_{Dfus} = 0,003229C_L^3 - 0,003748C_L^2 - 0,00145C_L + 0,006375 \quad (10.29)$$

### 10.2.3. Coeficiente de resistencia de los estabilizadores horizontal y vertical

El cálculo de los coeficientes de resistencia de los estabilizadores se realizará de una forma muy parecida al del ala. Sin embargo, se presentan algunas diferencias.

En lo que respecta al estabilizador horizontal, tal y como se muestra en la expresión (10.30), se va a despreciar la resistencia de onda debido a que el estabilizador tiene una flecha mayor y un alargamiento menor, decrementando así dicha resistencia. Además, se despreciará el coeficiente de resistencia inducida al tratarse del cálculo de la polar no equilibrada y, como su propio nombre indica, excluir la función del dicho estabilizador en el equilibrio de fuerzas y momentos.

$$C_{Dh} = (C_{D0h})_{M=0,6} \frac{S_h}{S_w} \quad (10.30)$$

Continuando con el estabilizador vertical, que atiende a la expresión (10.31), también se despreciará la resistencia de onda por el mismo motivo que en el estabilizador horizontal y se despreciará también el coeficiente de resistencia inducida al haberse planteado como hipótesis un vuelo de crucero sin resbalamiento.

$$C_{Dv} = (C_{D0v})_{M=0,6} \frac{S_v}{S_w} \quad (10.31)$$

Se concluye que ambos coeficientes únicamente estarán compuestos por el coeficiente de resistencia parásita, el cual deberá ser ponderado con la superficie del estabilizador y la superficie alar como consecuencia de haber utilizado la misma expresión que para el ala, tal y como se verá a continuación.

#### **Coeficiente de resistencia del estabilizador horizontal, $CD_h$ .**

Tal y como se ha mencionado anteriormente, únicamente se deberá calcular el coeficiente de resistencia parásita, cuya expresión ha sido propuesta por Roskam [22, p. 66] y se muestra en la ecuación (10.32) a continuación.

$$C_{D0h} = R_{hf} R_{LS} C_{fh} \left( 1 + L' \frac{t}{c} + 100 \left( \frac{t}{c} \right)^4 \right) \frac{S_{wet\_h}}{S_h} \quad (10.32)$$

En ella, todos los coeficientes han sido definidos en el cálculo de resistencia del ala, sin embargo, ahora tienen como protagonista al estabilizador horizontal y por tanto se deberán particularizar para dicho elemento.

Así, según Roskam [22, p. 23] el parámetro  $R_{hf}$  que ahora representa el factor de interferencia del fuselaje con el estabilizador horizontal se puede considerar como unitario. Para la obtención de  $R_{LS}$  se acude a la Figura 10.3, donde se requiere el valor de la flecha en la sección de espesor máximo del perfil, que fue definido en el capítulo de dimensionado de los estabilizadores, llegando a la conclusión de elegir un perfil NACA 0009 que tiene el espesor máximo en el 30% de la cuerda, y obteniendo mediante la ecuación (10.5) un valor de 36,01°. Por tanto, se concluye que  $R_{LS} = 1,21$ . De acuerdo con este perfil y con lo explicada en el apartado del ala,  $L'$  tiene un valor de 1,2.

Continuando con  $C_{fh}$ , se recurre a la Figura 10.4. cuyo valor de eje x será el número de  $Re$  en el estabilizador horizontal. El cálculo se realizará del mismo modo que los anteriores, aunque esta vez se tomará como medida de longitud la cuerda media geométrica del estabilizador, obteniendo un resultado de 6692027 y, por tanto,  $C_{fh} = 0,0032$ .

Por último, queda definir la superficie mojada, para lo que se hará uso de la ecuación (10.8) y se establecerá como superficie neta el doble de la superficie del estabilizador horizontal, dando lugar a  $S_{wet\_h} = 24,41 \text{ m}^2$ . Nótese que se ha supuesto que el espesor del perfil no varía con la cuerda y por tanto  $(t/c)_r = 0,09$  y  $\tau = 1$ .

Se presenta la Tabla 10.5 a modo de recopilación de los parámetros calculados.

$R_{hf}$	1	$S_{wet} [\text{m}^2]$	24,97
$R_{LS}$	1,21	$S_w [\text{m}^2]$	48,05
$C_{fh}$	0,0032	$Re_h$	6692027
$L'$	1,2	$\Lambda(t/c)_{\max} [\text{°}]$	36,01
$t/c$	0,09	$S_h [\text{m}^2]$	12,21

Tabla 10.5: Datos para el cálculo del coeficiente de resistencia del estabilizador horizontal.

Finalmente, introduciendo todos los valores obtenidos en la ecuación (10.32) se obtiene  $(C_{D0h})_{M=0,6} = 0,00883$  y resolviendo la ecuación (10.30) se obtiene  $C_{Dh} = 0,00224$ .

### Coeficiente de resistencia del estabilizador vertical, $CD_v$ .

De igual forma que en el caso del estabilizador horizontal, únicamente se deberá calcular el coeficiente de resistencia parásita, cuya expresión ha sido propuesta por Roskam [22, p. 66] y se muestra en la ecuación (10.33) a continuación.

$$C_{D0h} = R_{vf} R_{LS} C_{fv} \left( 1 + L' \frac{t}{c} + 100 \left( \frac{t}{c} \right)^4 \right) \frac{S_{wet\_v}}{S_h} \quad (10.33)$$

Ahora dichos parámetros se deberán particularizar para el estabilizador vertical.

Así, según Roskam [22, p. 23] el parámetro  $R_{vf}$  que ahora representa el factor de interferencia del fuselaje con el estabilizador vertical se puede considerar como unitario. Para la obtención de  $R_{LS}$  se acude a la Figura 10.3, donde se requiere el valor de la flecha en la sección de espesor máximo del perfil, que fue definido en el capítulo de dimensionado de los estabilizadores, llegando a la conclusión de elegir un perfil NACA 0012, que tiene el espesor máximo en el 30% de la cuerda, y obteniendo mediante la ecuación (10.5) un valor de 35,96°. Por tanto, se concluye que  $R_{LS} = 1,18$ . De acuerdo con este perfil y con lo explicada en el apartado del ala,  $L'$  tiene un valor de 1,2.

Continuando con  $C_{fv}$ , se recurre a la Figura 10.4. cuyo valor de eje x será el número de  $Re$  en el estabilizador vertical. Esta vez se tomará como medida de longitud la cuerda media geométrica del estabilizador vertical, obteniendo un resultado de 11119518 y, por tanto,  $C_{fv} = 0,00265$ .

Por último, queda definir la superficie mojada, para lo que se hará uso de la ecuación (10.8) y se establecerá como superficie neta el doble de la superficie del estabilizador vertical, dando lugar a  $S_{wet\_v} = 15,45 \text{ m}^2$ . Nótese que se ha supuesto que el espesor del perfil no varía con la cuerda y por tanto  $(t/c)_r = 0,12$  y  $\tau = 1$ .

Se presenta la Tabla 10.6 a modo de recopilación de los parámetros calculados.

$R_{vf}$	1	$S_{wet} [\text{m}^2]$	15,45
$R_{LS}$	1,18	$S_w [\text{m}^2]$	48,05
$C_{fv}$	0,00265	$Re_v$	11119518
$L'$	1,2	$\Lambda(t/c)_{\max} [\text{°}]$	35,96
$t/c$	0,12	$S_v [\text{m}^2]$	7,5

Tabla 10.6: Datos para el cálculo del coeficiente de resistencia del estabilizador vertical.

Finalmente, introduciendo todos los valores obtenidos en la ecuación (10.32) se obtiene  $(C_{D0v})_{M=0,6} = 0,0075$  y resolviendo la ecuación (10.30) se obtiene  $C_{Dv} = 0,00117$ .

Por último, sumando ambas contribuciones se llega a  $C_{Dest} = 0,00341$ .

#### 10.2.4. Coeficiente de resistencia de las góndolas y los pilones

El cálculo del coeficiente de resistencia para ambos, góndolas y pilones, se va a realizar de forma unitaria y posteriormente se duplicarán los resultados para adaptarlos al avión bimotor.

Se debe destacar que para el caso de las góndolas se realizará un cálculo semejante al del fuselaje, teniendo en cuenta únicamente el carenado ya que por el interior existe flujo de aire y carece de base. Por tanto, el coeficiente de resistencia, correspondiente con la ecuación (10.34), estará compuesto por un coeficiente de resistencia parásita,  $C_{D0gon}$  y un coeficiente de resistencia inducida,  $C_{DLgon}$ .

$$C_{Dgon} = C_{D0gon} + C_{DLgon} \quad (10.34)$$

En el caso de los pilones, al tratarse de motores situados en la parte posterior del fuselaje y provocar una disposición horizontal de los pilones, se tratarán como estabilizadores horizontales y se establecerá el mismo perfil NACA 0009. Por tanto, su coeficiente de

resistencia, reflejado en la ecuación (10.35), únicamente estará compuesto por un coeficiente de resistencia parásita.

$$C_{Dpil} = (C_{D0pil})_{M=0,6} \frac{S_{pil}}{S_w} \quad (10.35)$$

### Coeficiente de resistencia de las góndolas, $C_{Dgon}$ .

Comenzando con el cálculo de la resistencia parásita, se hará uso de la ecuación (10.23) particularizada para las dimensiones de la góndola y eliminando el término correspondiente a la resistencia de base. Se tendrá en cuenta que el factor de interferencia de la góndola es unitario y para obtener el valor de  $C_{fgon}$  se recurre de nuevo a la Figura 10.4, con un valor de  $R_{Egon} = 18474069$  obtenido con una longitud igual a la de la góndola. Por tanto,  $C_{fgon} = 0,0025$

Para definir las dimensiones de la góndola, recogidas en la Tabla 10.7 se hace uso de la Figura 10.14 propuesta por Torenbeek [12, p. 449] y posteriormente se tratarán de imitar las medidas de la góndola del Embraer Legacy 600 debido a que lleva el mismo motor que la aeronave de diseño. Se debe remarcar que posee zona de gas generator cowling pero carece de plug.

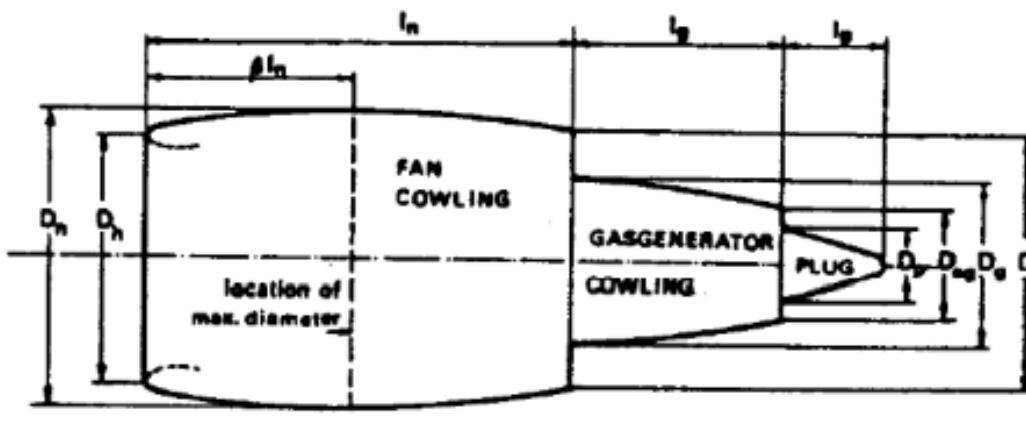


Figura 10.14: Dimensiones características de una góndola.

$l_n$ [m]	4,35
$b$ (labio) [m]	0,164
$\lambda$	26,52
$D_p$ [m]	0,77
$D_n$ [m]	1,38
$D$ [m]	1,27
$D_h$ [m]	1,03

Tabla 10.7: Dimensiones de la góndola del avión de diseño.

Se entiende esbeltez como la longitud total,  $l_n$ , entre el espesor del labio de la góndola,  $b$ . Por último, únicamente queda definir cuál será la superficie mojada, para lo que se usa la expresión (10.36), propuesta por Torenbeek [12, p. 449].

$$S_{wet\ gon} = l_n D_n \left[ 2 + 0,35\beta + 0,8\beta \frac{D}{D_n} + 1,15(1 - \beta) \frac{D_h}{D_n} \right] \quad (10.36)$$

Donde  $\beta = 0,7/l_n$  que resulta en un valor de 0,16. Se obtiene así una superficie mojada igual a  $18,25 \text{ m}^2$  y volviendo a la ecuación (10.23) ahora resoluble, recuérdese que, sin el término de la resistencia de base, resulta en un coeficiente de resistencia parásita  $C_{D0\text{gon}} = 0,001016$ .

En segundo lugar, se calcula el coeficiente de resistencia inducida mediante la ecuación (10.26), donde particularizando para la góndola se tienen  $S_{bg\text{on}}$  que corresponde con el área circular del final de la góndola y equivale a  $0,47 \text{ m}^2$  y  $S_{pl\text{gon}}$  que se define como la vista en planta de la góndola y se modeliza mediante trapecios y rectángulos en un cálculo trigonométrico simple para obtener un valor de  $1,43 \text{ m}^2$ .

Por otro lado, para la obtención del parámetro  $\eta$  se recurre a la Figura 10.12 con el dato de la esbeltez obtenido anteriormente y resulta  $\eta = 0,74$  y, finalmente, el valor de  $C_{dc}$  se mantiene en 1,2 por la misma razón que en el caso del fuselaje.

Por tanto, sustituyendo todos estos valores, además de las dimensiones correspondientes a la góndola en la ecuación (10.26) y operando para dejarlo en función del coeficiente de sustentación se obtiene la expresión (10.37) que se muestra a continuación.

$$C_{DL\text{gon}} = 0,000110C_L^3 + 0,000371C_L^2 - 0,000344C_L + 0,000071 \quad (10.37)$$

Finalmente, sumando ambas contribuciones de resistencia se llega a la expresión (10.38), en la que se recoge el coeficiente de resistencia total generado por ambas góndolas.

$$C_{D\text{gon}} = 0,000219C_L^3 + 0,000743C_L^2 - 0,000689C_L + 0,002174 \quad (10.38)$$

### **Coeficiente de resistencia de los pilones, $C_{D\text{pil}}$ .**

Como se ha mencionado anteriormente, se van a modelizar como un estabilizador horizontal con un perfil NACA 0009 y únicamente tendrán el coeficiente de resistencia parásita a  $M = 0,6$  como contribución al coeficiente de resistencia total.

Se han diseñado unos pilones con forma de trapecio rectángulo cuyas medidas se detallan a continuación. Poseen una cuerda en la raíz de 3,62 m, una cuerda en la punta de 3,26 m y una semienvergadura de 0,535 m.

Para el cálculo de la resistencia se va a hacer uso de la ecuación (10.32) donde, al tratarse del mismo perfil, el espesor y el valor de  $L'$  se mantienen igual. Continuando por adaptar el resto de los parámetros a las medidas del pílon,  $R_{pf}$  se tomará como unitario, el valor de  $R_{LS}$  de acuerdo con la Figura 10.3 se mantendrá igual que en el estabilizador horizontal por tener el mismo espesor y por tanto misma flecha en el punto de espesor máximo.

En cuanto al parámetro  $C_{fp\text{pil}}$ , que atiende a la Figura 10.4, se deberá calcular el valor del  $Re$  primero, donde se usará como dimensión la cuerda media geométrica del pílon obteniendo así  $R_{p\text{pil}} = 14609378$  y, por tanto,  $C_{fp\text{pil}} = 0,0026$ . Por último, queda calcular la superficie mojada, para lo que se hará uso de la ecuación (10.8) en el que la superficie neta se establecerá como el doble de la superficie del pílon, calculada trigonométricamente adquiriendo un valor de  $1,84 \text{ m}^2$ . Así  $S_{wet\text{pil}} = 3,76 \text{ m}^2$ .

Finalmente, entrando en la ecuación (10.32) con todos los valores obtenidos, resulta en  $(C_{D0\text{pil}})_{M=0,6} = 0,00716$ , que ponderado con las superficies y aplicado a ambos pilones queda de la forma  $C_{D\text{pil}} = 0,00055$ .

### 10.3. Cálculo de la polar no equilibrada

Una vez se han calculado las contribuciones al coeficiente de resistencia aerodinámica de cada una de las partes del avión, se realiza la suma total que da lugar a una expresión de orden 3, de la forma de (10.39).

$$C_D = k_1(M) C_L^3 + k_2(M) C_L^2 - k_3(M) C_L + k_4(M) \quad (10.39)$$

Sustituyendo los datos calculados y realizando el sumatorio total se obtiene la expresión (10.40).

$$C_D = 0,003448C_L^3 + 0,056223C_L^2 - 0,01275C_L + 0,026293 \quad (10.40)$$

Donde cada uno de los coeficientes que la componen se recogen en la Tabla 10.8, a modo de resumen.

	$k_1(M)$	$k_2(M)$	$k_3(M)$	$k_4(M)$
Ala	-	0,059229	-0,013511	0,013782
Fuselaje	0,003229	-0,003748	0,001450	0,006375
Estabilizadores	-	-	-	0,00341
Góndolas y pilones	0,000219	0,000743	-0,000689	0,002724

Tabla 10.8: Contribuciones a la polar no equilibrada.

Representando dicha polar se obtiene la Figura 10.15.

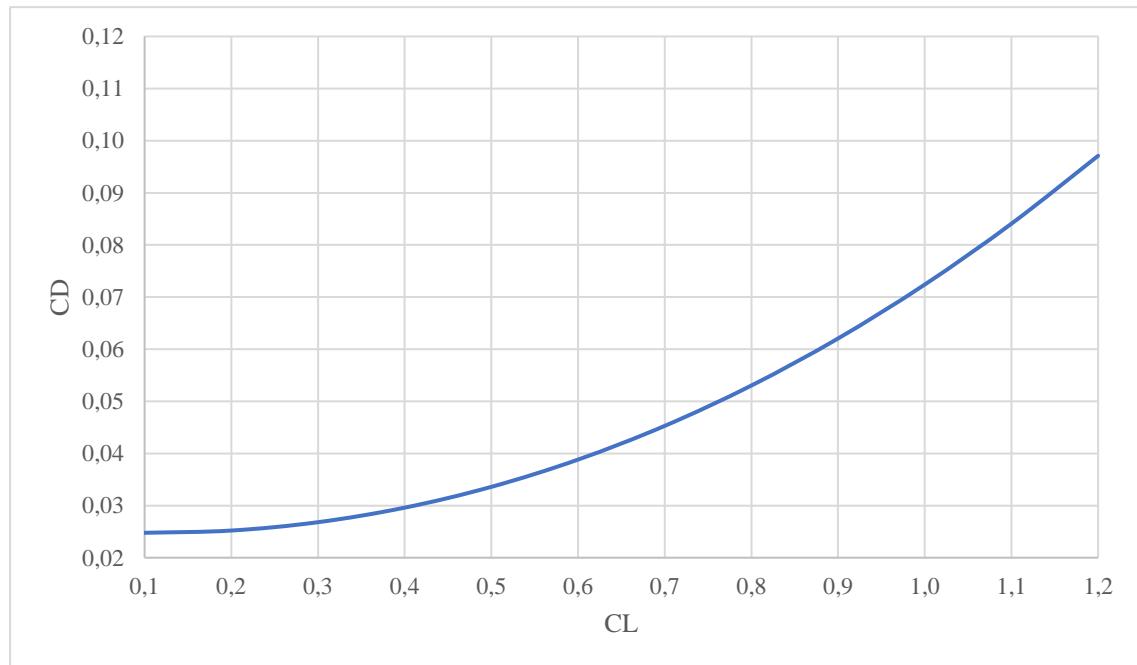


Figura 10.15: Polar no equilibrada

Se va a ajustar mediante mínimos cuadrados esta polar no equilibrada a una polar parabólica pura, de la forma de la ecuación (10.41), cuyos datos se obtienen de un equilibrio de fuerzas al inicio, en el punto medio y al final del crucero ya que, al ser proporcional el coeficiente de sustentación al peso de la aeronave, este variará a lo largo del crucero. De esta forma se podrá comparar con la polar calculada en el capítulo de punto de diseño.

$$C_D = C_{D0} + kC_L^2 \quad (10.41)$$

Donde  $k = 1/(\pi A \rho)$ . Se obtienen así los coeficientes de sustentación presentados en la Tabla 10.9, y a continuación mediante la sustitución de cada uno de estos en la ecuación (10.39) se obtienen tres puntos de resistencia que permiten representar dicha polar, como se muestra en la a continuación.

$C_L$ inicio	$C_L$ medio	$C_L$ final
0,4661	0,3948	0,3235

Tabla 10.9: Coeficiente de sustentación en función del crucero

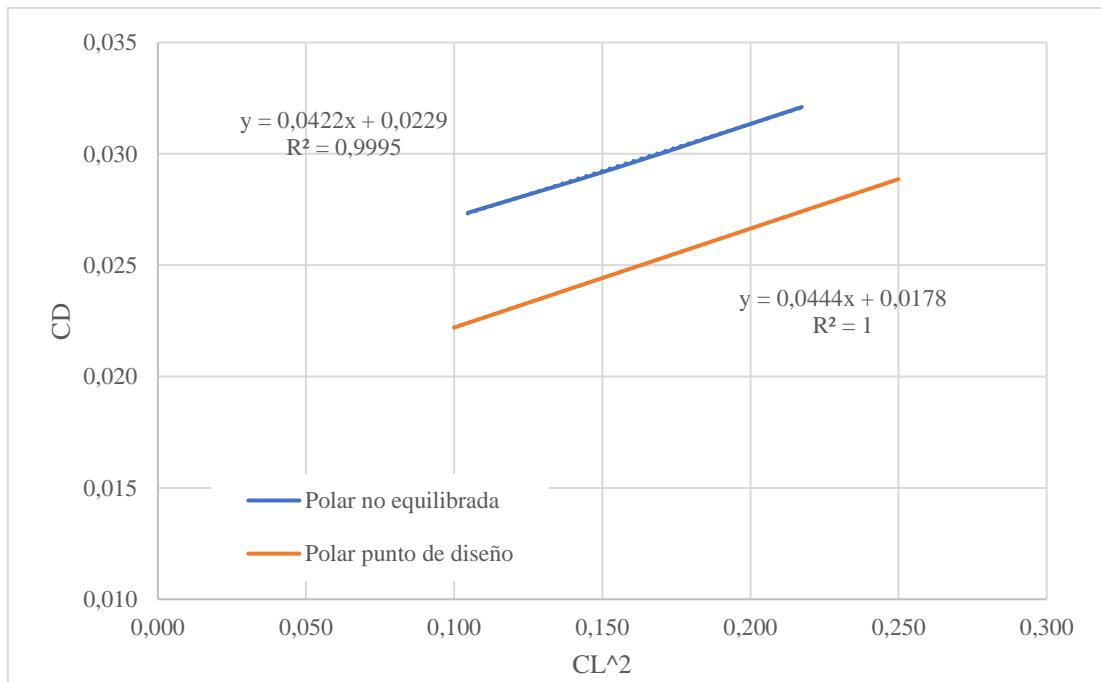


Figura 10.16: Polar parabólica pura

Se tienen, por tanto, dos polares parabólica de la forma de la expresión (10.42), que se proceden a comparar a continuación.

$$\begin{cases} C_D = 0,0237 + 0,0422C_L^2 & \text{Polar no equilibrada} \\ C_D = 0,0178 + 0,0444 C_L^2 & \text{Polar de punto de diseño} \end{cases} \quad (10.42)$$

La mayor variación de la polar no se ve en el parámetro  $k$ , que finalmente resultado muy similar, sino en el  $C_{D0}$ . Pese a que ambos rondan el valor de 0,02 que puede ser considerado como normal, están lejos uno de otro y es lo que provoca la separación de las rectas. Esto puede deberse a una alta resistencia de onda que debería reducirse, paralo que debería bajarse la velocidad de crucero hasta una velocidad menor que la de divergencia.

Por otro lado, despejando la eficiencia  $\varphi$ , de la primera expresión de la ecuación (10.42) se obtiene un valor de 0,9476, que es mayor de lo establecido en el punto de diseño donde se estableció un valor de 0,9 para dicho parámetro debido a la presencia de winglets. Se espera que, al haberse realizado un cálculo optimista en la polar no equilibrada, en futuras iteraciones más exactas dicha eficiencia baje hasta aproximarse al valor del punto de diseño.

Finalmente, se presenta en la Figura 10.17 la eficiencia en el crucero de la misión de diseño. Entrando en ella con los valores de los coeficientes de sustentación de la Tabla 10.9, se obtiene para el inicio del crucero un valor de  $E_{\text{inicio}} = 13,81$ , para la mitad de crucero  $E_{\text{medio}} = 13,06$  y para el final del crucero  $E_{\text{final}} = 12,21$ . Nótese que estos valores entran dentro del rango establecido por Roskam [13, p. 14] de la eficiencia en aviones de negocios. Por último, se debe mencionar que la eficiencia máxima para vuelo de crucero toma un valor de 15,18 y se obtiene para un  $C_L = 0,7$ .

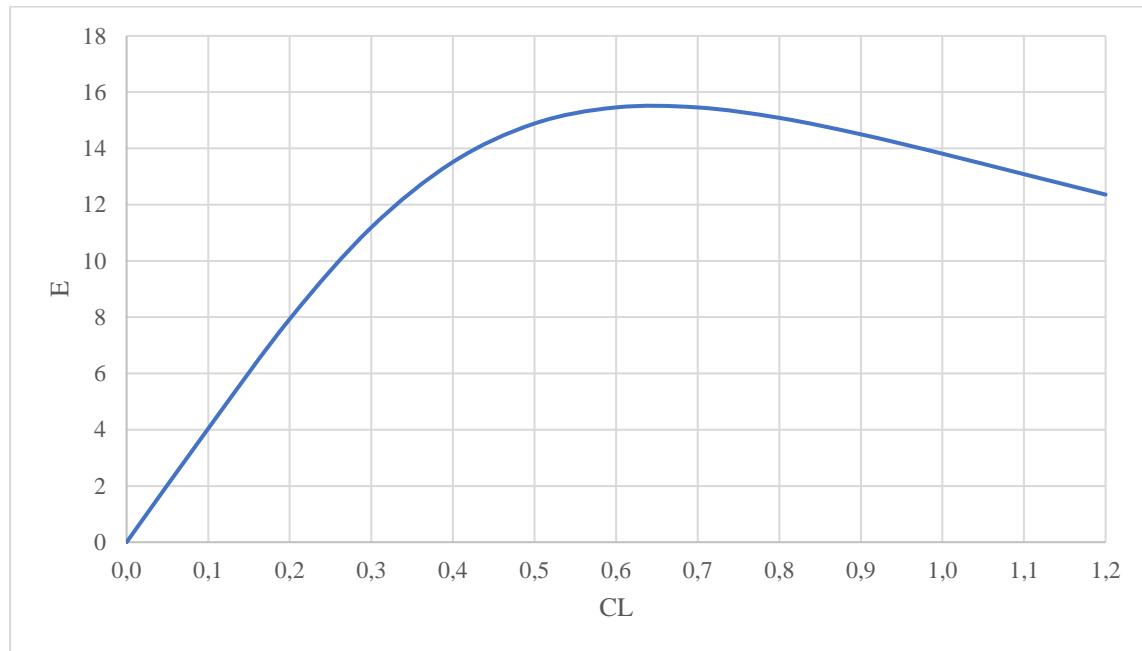


Figura 10.17: Eficiencia en función del coeficiente de sustentación.



## Capítulo 11

# 11. Evaluación de las actuaciones más características (diagrama PL vs R)

## 11.1. Introducción

### 11.1.1. Objetivo

El objetivo de este capítulo final es obtener el diagrama PL-R para determinar si el diseño realizado de la aeronave a lo largo del proyecto es capaz de cumplir con la misión de diseño, y en caso de que no lo sea, establecer unos pasos a seguir y unas modificaciones para las siguientes iteraciones.

### 11.1.2. Descripción del contenido

Se trata de calcular, mediante la ecuación de Breguet, los puntos básicos de este tipo de diagramas, punto A donde el avión despegue a MTOW con MPL, punto B, donde el avión despegue a MTOW con MFW y punto C, donde el avión despegue con MFW y sin PL. Una vez calculados se dibujan para componer el diagrama. A continuación, se realizará un comentario sobre el resultado del diagrama.

Finalmente, se calculará el punto de máxima productividad en cuanto a pasajeros por kilómetro de la misión de diseño.

### 11.1.3. Relación con el resto de los capítulos

Todos los cálculos realizados en los capítulos anteriores desembocan en el cálculo y dibujo de este diagrama por lo que puede considerarse como el escalón final que muestra los resultados del proyecto.

## 11.2. Cálculo del Diagrama PL-R

En primer lugar, se va a definir el alcance total de la misión mediante la expresión (11.1), donde se diferencian tres distancias diferentes dentro de la misión de la aeronave, ascenso, crucero y descenso.

$$R_{misión} = R_{ascenso} + R_{crucero} + R_{descenso} \quad (11.1)$$

Recuérdese que las distancias de ascenso y descenso se calcularon en el capítulo de cálculo de los pesos, dando lugar a  $R_{ascenso} = 166$  km y  $R_{descenso} = 290$  km y, por tanto, será la distancia de crucero la que varíe en función de cada punto del diagrama y de los pesos característicos de cada uno, según la ecuación (11.2), conocida como la ecuación de Breguet.

$$R_{crucero} = K \ln \frac{W_{\text{inicio crucero}}}{W_{\text{final crucero}}} \quad (11.2)$$

Se va a calcular primero el parámetro de Breguet, K, cuya expresión se recuerda en la ecuación (11.3), aunque ya se presentó en el capítulo de cálculo de pesos y es común para todos los puntos del diagrama.

$$K = \frac{V_{\text{crucero}}}{C_e g} E_{\text{media crucero}} \quad (11.3)$$

Donde la  $V_{\text{crucero}}$  es un parámetro de diseño, 239,01 m/s y la  $E_{\text{media crucero}}$  se calculó en el capítulo anterior dando un valor de 13,06. Así, únicamente quedaría por calcular el consumo específico del motor,  $C_e$ . Nótese que al llevar la aeronave de diseño el mismo motor que una de sus aeronaves semejantes, se había obtenido previamente el dato del consumo específico, teniendo un valor de 18 g/KN/s a un  $M = 0,8$  y FL 350.

Por tanto, se deberá corregir dicho valor para el Mach de crucero del avión de diseño, 0,81 y a la altura de servicio, 11600 m. Para ello, se define el consumo específico según la ecuación (11.4) que se muestra a continuación.

$$C_e = C_{e \text{ ref}} \sqrt{\theta} M^\beta \quad (11.4)$$

Donde  $\theta$  es la relación  $T/T_0$  siendo  $T$  la temperatura a la altura de servicio calculada mediante la expresión de la ISA, y  $T_0$  la temperatura a nivel del mar, definida como 288,15. De acuerdo con la ISA, la temperatura a partir de los 11000m se mantiene constante de forma que  $T = 216,65$  K. Por otro lado, el parámetro  $\beta$  se establece como 0,5 para turbofanes.

Una vez conocidos estos datos, en primer lugar, se debe despejar de (11.4) el consumo específico de referencia introduciendo los valores de  $M$  y  $\theta$  para las condiciones de las que se obtuvo el dato de consumo específico. A continuación, una vez calculado lo anterior, se calcula el  $C_e$  de la aeronave para las condiciones de servicio y con el valor del consumo específico de referencia obtenido en el cálculo anterior. Así, se obtiene  $C_e = 18,018$  g/KN/s.

Sustituyendo los datos obtenidos en la ecuación (11.3) se obtiene  $K = 17657$  km.

Por tanto, únicamente quedan por definir los pesos que dependerán del punto del diagrama que se esté calculando.

Se define el punto A del diagrama tal que, como se ha explicado en la introducción del capítulo, despegue con la máxima carga de pago y un peso de combustible correspondiente hasta llegar al máximo peso de despegue, de forma que se trate de llevar dicha carga de pago máxima lo más lejos posible.

Se define el punto B del diagrama tal que, se produzca un despegue con el máximo peso de combustible y la carga de pago restante hasta alcanzar MTOW, de forma que al igual que el punto A trate de llevar dicha carga de pago lo más lejos posible.

Por último, se define el punto C como aquel de máximo recorrido del avión sin carga de pago a bordo, por lo que también llevará el máximo peso de combustible. Así se obtiene la Tabla 11.1 con lo explicado anteriormente.

	TOW [kg]	PL [kg]	OEW [kg]	FW [kg]
Punto A (MTOW-MPL)	22141	2831	12044	7266
Punto B (MTOW-MFW)	22141	780	12044	9317
Punto C (TOW-MFW)	21361	0	12044	9317

Tabla 11.1: Pesos característicos de cada punto del diagrama.

Nótese que para calcular los pesos al inicio y final del crucero se deben utilizar las fracciones de peso definidas en el capítulo de cálculo de pesos, dando lugar a las ecuaciones (11.5) y (11.6), obteniéndose así los valores de la Tabla 11.2, que se introducirán directamente en la ecuación (11.2).

$$W_{\text{inicio crucero}} = MTOW \frac{W_3}{W_2} \frac{W_4}{W_3} \quad (11.5)$$

$$W_{\text{final crucero}} = \frac{\frac{OEW + PL}{1 - \alpha}}{\frac{W_{11}}{W_{10}}} \quad (11.6)$$

	W <sub>inicio crucero</sub> [kg]	W <sub>final crucero</sub> [kg]
Punto A (MTOW-MPL)	21590	16145
Punto B (MTOW-MFW)	21590	13919
Punto C (TOW-MFW)	20829	13072

Tabla 11.2: Pesos inicial y final de crucero para el diagrama PL-R.

Sustituyendo los pesos de cada punto en (11.2) se obtienen los recorridos en crucero para cada configuración y, sin más que sumar a cada recorrido las distancias de despegue y aterrizaje se obtienen las distancias totales recorridas en cada caso, mostradas ambas en la Tabla 11.3.

	R <sub>cruce</sub> [km]	R <sub>total</sub> [km]
Punto A (MTOW-MPL)	5812	6268
Punto B (MTOW-MFW)	7751	8207
Punto C (TOW-MFW)	8226	8681

Tabla 11.3: Distancias de crucero y total para cada punto.

Finalmente, reflejando todos los datos obtenidos en el diagrama PL-R se obtiene lo mostrado en la Figura 11.1.

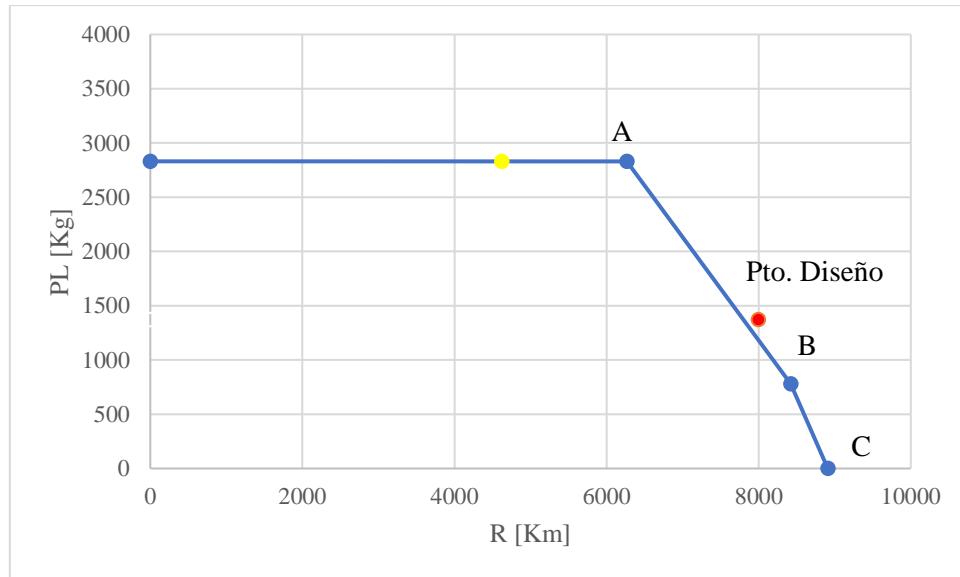


Figura 11.1: Diagrama PL-R del avión de diseño

Nótese que el punto de diseño finalmente ha quedado fuera del diagrama, lo que implica que el avión este subdimensionado o que la misión era muy optimista para el avión que finalmente se ha realizado. La situación ideal sería que el punto de diseño se sitúe sobre la recta A-B de forma que la misión se adaptaría por completo al diseño del avión. En caso de estar dentro del diagrama significa que el diseño cumple con creces con la misión, incluso que el avión no se está empleando al máximo.

Una disminución de la velocidad de crucero provocaría una disminución de la resistencia y por tanto un aumento de la eficiencia, que produciría que el alcance de todos los puntos aumentase de forma que el punto de diseño se introduciría en el diagrama.

Sin embargo, cabe destacar que, al haberse realizado una aproximación optimista en cuanto al cálculo de la resistencia, probablemente su valor real sea mayor, produciendo así un decremento de la eficiencia y por tanto una disminución del rango de todos los puntos del diagrama, cabiendo la posibilidad de que el punto de diseño se aleje del diagrama PL-R.

Por último, se va a calcular el punto de máxima productividad de la aeronave, definido como carga de pago por distancia, y que se muestra como un punto amarillo en la Figura 11.1. Para hallarlo gráficamente simplemente se debe prolongar la recta A-B hasta el punto de corte de esta con el eje x, que se denominará  $R_0$ , siendo el punto mencionado igual a  $R_0/2$  ya que se trata de una parábola. Por tanto,  $R_{\max \text{ PL-R}} = 4620 \text{ km}$ .

Nótese que como dicho punto está en la recta de A, el verdadero punto de máxima productividad será el punto A al llevar la misma carga de pago a más distancia.

## Capítulo 12

### 12. Conclusiones

A rasgos generales se puede decir que la misión de diseño impuesta para la aeronave se ha cumplido con el diseño realizado. Sin embargo, es cierto que estrictamente existe un pequeño error, de en torno a 100 km en el diagrama PL-R, que es fácilmente subsanable en próximas iteraciones.

Se puede ver como la aeronave diseñada está subdimensionada, lo que implica que la misión era optimista para el avión que finalmente se ha realizado. Se debe remarcar que el alcance de diseño escogido es ligeramente superior al de la media de los aviones de negocios semejantes escogidos, únicamente uno de ellos supera los 8000 km, por lo que, aunque se ha tratado de hacerlo lo más correcto posible, en cierto modo era un resultado previsible. Sin embargo, cabe destacar que, al haberse realizado una aproximación optimista, tal y como se ha explicado en el punto anterior, probablemente en próximas iteraciones la resistencia sea mayor, produciendo un decremento de la eficiencia y por tanto una disminución del rango de todos los puntos del diagrama, provocando que el punto de diseño se aleje más del diagrama PL-R.

Un aspecto a tener en cuenta para próximas iteraciones es la disminución de la velocidad de crucero. Esto provocaría una disminución de la resistencia y por tanto un aumento de la eficiencia, que produciría que el alcance de todos los puntos aumentase de forma que el punto de diseño se introduciría en el diagrama PL-R. Además, dicha disminución de la velocidad de crucero no solo arreglaría el diagrama, sino que también igualaría la estimación de la polar parabólica entre el punto de diseño y la calculada con la polar no equilibrada. Esta reducción necesaria de la velocidad se puso de manifiesto cuando en el cálculo de la resistencia de onda se obtuvo un Mach de divergencia inferior al de crucero. Por tanto, para una siguiente iteración se debería partir, por ejemplo, de un  $M_{\text{crucero}} = 0,78$ .

De cara también a próximas iteraciones, se deberán sustituir los datos obtenidos en la ya realizada por aquellos que fueron tomados como hipótesis. Esto puede ser el caso de la selección de planta propulsora en el peso en vacío de la aeronave o, por ejemplo, una vez se tiene especificada dicha planta propulsora, sustituir los datos de eficiencias y consumo específico obtenidos de estimaciones de Roskam para el cálculo del consumo de combustible por los reales, de forma que se obtenga una estimación más precisa de las fracciones de peso y los alcances en cada etapa que darán lugar a nuevos FW y MLW.

Para finalizar, se debe remarcar que se ha obtenido un avión competitivo en cuanto al resto de parámetros, distancia de despegue y aterrizaje, consumo de combustible, comodidad de los pasajeros... comparado con sus aviones semejantes. Otro aspecto que se deberá corregir en próximas iteraciones es el alto peso de combustible que se necesita para llevar a cabo la misión y que, prácticamente, se iguala al máximo peso de combustible.

Por último, hay que añadir que en algunos casos ha sido difícil encontrar información de aviones de negocios, y muchas veces se ha tenido que hacer uso de documentos de mantenimiento. Se ha intentado ser lo más exacto posible, pero en ocasiones se tenían que realizar medidas directamente sobre el documento lo que puede dar lugar a errores.



## Bibliografía

- [1] A. C. Jets, «Billionaires Study,» France, 2014.
- [2] P. Jackson, Jane's All the World's Aircraft 2007-2008, Surrey: Cambridge University Press, 2007.
- [3] B. Aerospace, «Aircraft Recovery Manual,» Montreal, Quebec, Canada, 2015.
- [4] J. C. Conklin&DeDecker, «Bombardier Challenger 605,» 21 Agosto 2019. [En línea].
- [5] D. Aviation, «FALCON 900 AIRPLANE CHARACTERISTICS FOR AIRPORT PLANNING,» 2006.
- [6] J. C. Conklin&DeDecker, «Gulfstream G450,» Agosto 21,2019.
- [7] J. C. Conklin&DeDecker, «Embraer Legacy 600,» Agosto 21, 2019.
- [8] E. S.A., «AIRPORT PLANNING MANUAL,» Sao José dos Campos, Brazil, 20 abril 2001.
- [9] B. Aerospace, «FLIGHT CREW OPERATING MANUAL VOLUME 2,» 31 octubre 2008.
- [10] C. T. Aviation, «SPECIFICATION AND DESCRIPTION. Citation Sovereign,» Octubre 2015.
- [11] C. T. Aviation, «SPECIFICATION AND DESCRIPTION. Citation X,» Octubre 2015.
- [12] E.Torenbeek, Synthesis of Subsonic Airplane Design, London: Springer Netherlands, December 28, 2009.
- [13] D. J. Roskam, Part I: Airplane Design. Preliminary Sizing of Airplanes., Ottawa, Kansas: DARCorporation, 1985.
- [14] «Wikipedia,» Available: [https://es.wikipedia.org/wiki/Ala\\_\(aeron%C3%A1utica\)#:~:text=Dar%20sustentaci%C3%B3n%20y%20mantener%20el,eje%20longitudinal%20mediante%20los%20alerones..](https://es.wikipedia.org/wiki/Ala_(aeron%C3%A1utica)#:~:text=Dar%20sustentaci%C3%B3n%20y%20mantener%20el,eje%20longitudinal%20mediante%20los%20alerones..)
- [15] «TMAS Aviación,» [En línea]. Available: <https://www.tmas.es/blog/mecanica-de-aviones/ alas-de-avion-tipos-estructura-y-futuro/>.
- [16] ETSIAE, Diapositivas de la asignatura de Aeronaves de Ala Fija, Madrid, 2021-2022.

- 
- [17] D. J. Roskam, Part II. Preliminary Configuration Design and Integration of the Propulsion System, Ottawa, Kansas: DARCorporation, 1985.
- [18] «El Vuelo de la gran Avutarda,» [En línea]. Available: <https://greatbustardsflight.blogspot.com/2018/12/el-mac-o-cuerda-aerodinamica-media.html>.
- [19] «El Gato Volante. Planos y técnicas de aeromodelismo,» Available: <https://gatovolante.wordpress.com/2014/11/02/torsion-alar-o-washout-retrasar-la-entrada-en-perdida/>.
- [20] «L'avionnaire,» 2010. [En línea]. Available: <https://www.lavionnaire.fr/EspTrenaterrizaje.php>.
- [21] Bridgeston, «Bridgeston Aircraft Tyres,» Diciembre 2019.  
Available: [https://www.bridgestone.com/products/aircraft/products/applications/pdf/tire\\_specifications.pdf](https://www.bridgestone.com/products/aircraft/products/applications/pdf/tire_specifications.pdf). [Último acceso: Julio 2022].
- [22] D. J. Roskam, Preliminary calculation of Aerodynamic, Thrust and Power characteristics. Part VI, Lawrence, Kansas, 1987.
- [23] «EMBRAER,» 23 09 2019.  
Available: [https://www.flyembraer.com/irj/go/km/docs/download\\_center/Anonymous/Ergonomia/Home%20Page/Documents/APM\\_135.pdf](https://www.flyembraer.com/irj/go/km/docs/download_center/Anonymous/Ergonomia/Home%20Page/Documents/APM_135.pdf). [Último acceso: 06 06 2022].

## a. Anexo I

En este anexo se redactan las fórmulas de la Atmósfera Estándar Internacional, ISA, de densidad, temperatura y presión en función de la altura de forma que queden recogidas en un capítulo y se pueda recurrir a ellas en caso de necesitarlo.

En dicho sistema, se toma como referencia el nivel del mar, donde  $h_0 = 0 \text{ m}$ ,  $T_0 = 288,15 \text{ K}$ ,  $\rho_0 = 1,225 \text{ kg/m}^3$  y  $p_0 = 101325 \text{ Pa}$ . Se presentan a continuación las ecuaciones.

- Temperatura

$$\begin{cases} T(h) = T_0 + \alpha(h - h_0) & \text{para } h \leq 11000 \text{ m} \\ T(h) = T(h = 11000 \text{ m}) & \text{para } 11000 < h \leq 20000 \text{ m} \end{cases} \quad (\text{a.1})$$

- Presión

$$\begin{cases} p(h) = p_0 \left( \frac{T(h)}{T_0} \right)^{-\frac{g}{\alpha R}} & \text{para } h \leq 11000 \text{ m} \\ p(h) = p_0 e^{-\frac{g}{RT}(h-h_0)} & \text{para } 11000 < h \leq 20000 \text{ m} \end{cases} \quad (\text{a.2})$$

- Densidad

$$\begin{cases} p(h) = \rho_0 \left( \frac{T(h)}{T_0} \right)^{-1-\frac{g}{\alpha R}} & \text{para } h \leq 11000 \text{ m} \\ p(h) = \rho_0 e^{-\frac{g}{RT}(h-h_0)} & \text{para } 11000 < h \leq 20000 \text{ m} \end{cases} \quad (\text{a.3})$$

## b. Anexo II

La siguiente figura se ha obtenido de las diapositivas de la asignatura [16]. Mencionar que la linea vertical gruesa se corresponde con el encastre del ala en el fuselaje. Por cq se entiende la cuerda en el quiebro del ala. Además, el sufijo “eq” se refiere a un ala equivalente sin quiebro.

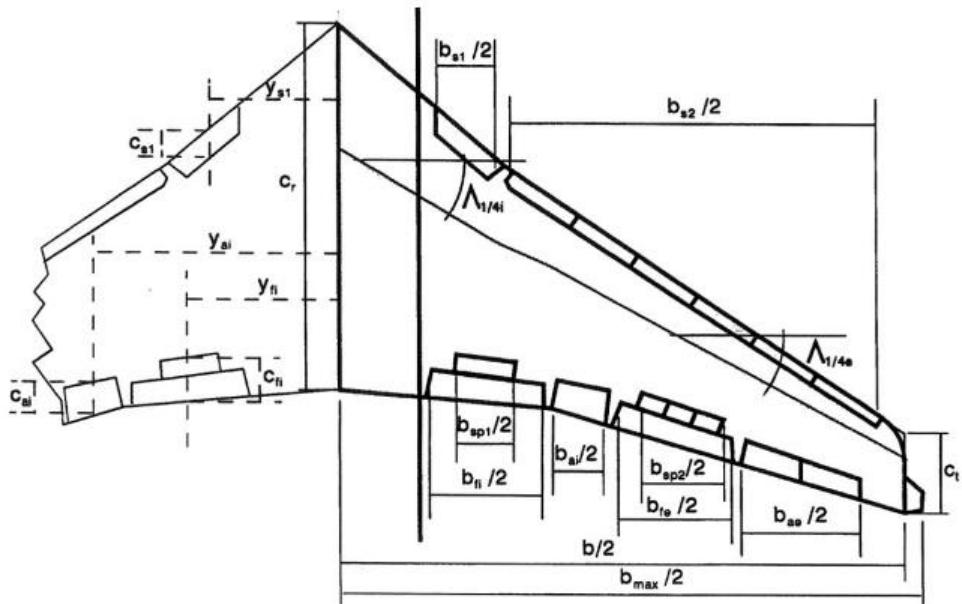


Figura b.1: Dimensiones del ala y sus dispositivos

## c. Anexo III

La Tabla c.1 es un extracto de las tablas presentadas en el capítulo 3 y tiene el objetivo de sintetizar la información para agilizar la lectura del documento.

Nombre	Challenger 605	Falcon 900EX	Gulfstream G450	Embraer Legacy 600	Challenger 300	Citation Sovereign +	Citation X+
$c_{encastre}$ [m]	3,99	4,37	5,70	4,25	4,01	3,56	4,32
$c_r$ [m]	4,90	5,18	6,17	4,88	4,86	3,82	4,59
$c_{req}$ [m]	3,96	4,30	6,17	4,26	4,34	3,82	4,19
$c_q$ [m]	2,39	2,66	-	2,79	3,50	-	2,94
$c_t$ [m]	1,27	1,12	1,81	1,09	1,14	1,15	0,81
$\lambda_1$	0,49	0,51	-	0,57	0,72	-	0,64
$\lambda_2$	0,53	0,42	-	0,39	0,33	-	0,28
$\lambda$	0,26	0,22	0,29	0,22	0,23	0,30	0,18
$\lambda_{eq}$	0,32	0,26	0,29	0,26	0,26	0,30	0,19

Tabla c.1: Parámetros de estrechamiento y cuerdas