



**Escola Tècnica Superior d'Enginyeries
Industrial i Aeronàutica de Terrassa**
UNIVERSITAT POLITÈCNICA DE CATALUNYA

Titulació:

INGENIERIA AERONÁUTICA

Alumno:

ANTONI FABRÉS PINAR

Título del PFC:

**DISEÑO PRELIMINAR DE UNA AERONAVE EN RÉGIMEN
SUBSÓNICO ALTO, DE CORTO ALCANCE Y UN SOLO PASILLO**

Tutor del PFC:

VANESSA DEL CAMPO GATELL

Convocatoria de presentación del PFC:

JUNIO, 2013

Contenido de este Volumen 1:

MEMORIA DEL DISEÑO PRELIMINAR



PÁGINA EXPRESAMENTE EN BLANCO



Resumen

El objeto de este proyecto es el diseño preliminar de una aeronave en régimen subsónico alto, de corto alcance y de un solo pasillo. Para ello, y tras un exhaustivo análisis de la competencia junto con las necesidades del mercado actual y la tendencia del precio del crudo en los últimos tiempos, se diseña un avión capaz de transportar a 159 pasajeros a una altitud de diseño en crucero de 35000 pies y con la finalidad de ser lo más eficiente posible.

Para ello, se calculan inicialmente los pesos de la aeronave a partir de datos de aeronaves semejantes y del tipo de misión, en este caso la correspondiente a una aeronave comercial de corto alcance. Haciendo uso de un método de cálculo iterativo, se obtiene el valor de la masa en vacío y de la masa al despegue, esta última de valor igual a 66303 kg. A partir de estos valores, quedan determinados de forma directa el resto de pesos típicos de la aeronave.

El dimensionado preliminar de la cabina y el fuselaje se realiza de forma que, bajo una configuración 3-3 de un solo pasillo, se ahorre el máximo espacio posible. Se limita el ancho total de cabina en 3,7 metros y se dispone de un total de 27 filas en la cabina de pasajeros. Además, los resultados obtenidos muestran una esbeltez de valor igual a 10, lo que permite poder contar con futuras versiones de la aeronave que alberguen una mayor capacidad. En cuanto a salidas de emergencia se refiere, y siguiendo la normativa FAR que regula cada tipo de salida con el número de pasajeros que permite evacuar, en este diseño preliminar se usan dos pares de salidas Tipo I, junto con dos pares más de Tipo III.

Mediante la aproximación de polar parabólica de la aeronave, se calcula el punto de diseño teniendo en cuenta que cumpla con las actuaciones de la aeronave tales como las limitaciones en despegue, segundo segmento, crucero y aterrizaje. Además de cumplir con lo anterior, el punto de diseño obtenido cuenta también con empuje suficiente para contemplar el uso de futuras versiones de la aeronave que requieran de mayor capacidad, como ya se ha comentado en el párrafo anterior.

El grupo alar se caracteriza por el uso de ala baja, carenada y con una superficie alar de 112,38 m². La forma en planta es en flecha presentando un quiebro, y a efectos aerodinámicos incluye *winglets* o aletas de borde marginal, *flaps* triplemente ranurados y *slats* del tipo Krueger.

Por último, el grupo propulsor se escoge en base a su adecuación al punto de diseño obtenido y a las prestaciones del mismo en comparación con los demás disponibles



en el mercado. Es por ello que, después de un profundo análisis de las posibilidades, se opta por equipar la aeronave en diseño con el modelo CFM56-3, de la multinacional General Electric.

Finalmente, se demuestra la veracidad y adecuación de los cálculos obtenidos en el presente diseño preliminar mediante el cálculo de la polar. De esta forma, se grafica la eficiencia aerodinámica en función del coeficiente de sustentación y se comprueba como el valor de la máxima eficiencia se encuentra dentro de los límites establecidos por las actuales aeronaves comerciales en régimen subsónico alto.

En el segundo volumen de este proyecto se presenta la lista maestra de equipos mínimos (MMEL) de la aeronave, una relación de los equipos mínimos que deben estar operativos en la aeronave para poder ser certificada y operar en categoría I (CAT I): aproximación y aterrizaje de precisión por instrumentos (ILS) con una altura de decisión (DH) no inferior a 200 pies y con un alcance visual en pista (RVR) no inferior a 550 m para aviones, según definición de EASA en su normativa JAR/EU OPS. De esta forma, se establecen los equipos mínimos que debe llevar la aeronave con el fin de reducir costes, y se definen los criterios de despacho requeridos por la normativa para la operación, excluyendo sistemas esenciales como la planta de potencia y el tren de aterrizaje, que siempre deben estar operativos antes de iniciar cualquier vuelo. Se establecen los intervalos de rectificación y los procedimientos operativos (O) y/o de mantenimiento (M) a aplicar en cada caso. Todos estos equipos y sistemas de aeronavegabilidad se clasifican según el listado ATA 100, una forma de organizar las distintas partes, reparaciones o tipos de sistemas de cualquier aeronave.

Por último, en el tercer volumen se presenta la Memoria de una Organización de Mantenimiento de acorde a los requisitos establecidos en el Anexo II del Real Decreto Europeo 2042/2003, elaborado por la Comisión de EASA y aprobado por su director ejecutivo, D. Patrick Godou. Con ello, se pretende disponer de organizaciones aprobadas en virtud de la Parte 145 para dar servicio de mantenimiento post-venta, una estrategia que ya han desarrollado fabricantes como Cessna con la implantación de sus correspondientes *Service Centers* ubicados alrededor del mundo (Brasil, Londres, España, Italia, etc.), y una medida que ya empiezan también a adoptar los distintos fabricantes de automóviles para hacer frente a la crisis económica actual.

En conclusión, mediante el presente diseño preliminar se presenta una aeronave moderna, económica y funcional, adaptada a las necesidades actuales y lista para salir a competir contra las existentes de qué dispone el mercado actual.



ÍNDICE

PRÓLOGO	9
1. Objeto.....	10
2. Alcance	11
3. Especificaciones técnicas.....	12
3.1. Parámetros de diseño.....	12
3.2. Definición de la misión.....	13
4. Justificación	15
4.1.1. <i>El mercado actual</i>	15
4.1.2. <i>Costes de explotación</i>	16
4.1.3. <i>El precio del petróleo</i>	16
4.2. Análisis de la competencia	17
4.2.1. <i>Las ventas de Boeing</i>	18
5. Estudio de aeronaves semejantes	19
5.1. Boeing 737	19
5.1.1. <i>Evolución histórica</i>	19
5.2. Airbus A320.....	20
5.2.1. <i>Evolución histórica</i>	21
5.3. Mc Donald Douglas DC-9	22
5.3.1. <i>Evolución histórica</i>	22
5.4. Mc Donald Douglas MD-80.....	23
5.4.1. <i>Evolución histórica</i>	23
6. Tablas comparativas.....	24
6.1. Datos generales	24
6.2. Grupo propulsor.....	25
6.3. Pesos de la aeronave.....	27
6.4. Fuselaje y cabina.....	28
6.5. Grupo aerodinámico	30
6.6. Tren de aterrizaje	31
7. Pesos de la aeronave.....	32
7.1. Peso al despegue.....	32
7.1.1. <i>Masa al despegue</i>	32
7.2. Carga de pago y tripulación	32
7.2.1. <i>Carga de pago</i>	32
7.2.2. <i>Tripulación</i>	33
7.3. Peso de combustible	33
7.3.1. <i>Relación entre etapas 4 y 5</i>	34
7.3.2. <i>Relación entre etapas 5 y 6</i>	34



7.3.3.	Relación entre etapas 7 y 8.....	35
7.3.4.	Masa de combustible	35
7.4.	Peso en vacío.....	36
7.4.1.	Masa en vacío.....	36
7.5.	Tabla de pesos	37
8.	Diseño del fuselaje.....	38
8.1.	Dimensionado transversal	38
8.1.1.	Dimensiones de los asientos.....	39
8.1.2.	Dimensiones de la cabina y el fuselaje.....	40
8.2.	Dimensionado longitudinal.....	41
8.3.	Salidas de emergencia	42
8.3.1.	Ubicación longitudinal	43
8.3.2.	Dimensiones de las puertas	44
9.	Punto de diseño	45
9.1.	Polar parabólica.....	46
9.2.	Limitaciones de diseño	47
9.2.1.	Limitaciones en despegue.....	47
9.2.2.	Limitaciones en segundo segmento	50
9.2.3.	Limitaciones en crucero	52
9.2.4.	Limitaciones en aterrizaje.....	53
9.3.	Selección del punto de diseño	55
9.3.1.	Conclusiones.....	56
10.	Grupo aerodinámico	57
10.1.	El ala	57
10.1.1.	Flecha y espesor relativo.....	58
10.1.2.	Forma en planta	59
10.1.3.	Resultados	61
10.2.	Dispositivos hipersustentadores	61
10.3.	Superficies de cola	62
10.4.	Vista en planta del ala	63
10.5.	Perfil alar	64
11.	Grupo propulsor.....	66
11.1.	Fabricante	66
11.2.	Modelo.....	66
11.2.1.	Elección del CFM56-7B27.....	67
11.3.	Especificaciones técnicas.....	68
11.4.	Integración con el punto de diseño	69
12.	Polar de la aeronave	70
12.1.	Resistencia parásita	70
12.1.1.	Contribución ala- fuselaje.....	71



12.1.2.	<i>Resistencia parásita del ala.....</i>	<i>72</i>
12.1.3.	<i>Resistencia parásita del fuselaje</i>	<i>73</i>
12.1.4.	<i>Superficies de cola</i>	<i>74</i>
12.1.5.	<i>Grupo propulsor</i>	<i>74</i>
12.1.6.	<i>Resultados</i>	<i>74</i>
12.2.	<i>Resistencia inducida.....</i>	<i>75</i>
12.2.1.	<i>Contribución del ala.....</i>	<i>75</i>
12.2.2.	<i>Contribución del fuselaje</i>	<i>75</i>
12.2.3.	<i>Contribución de otros elementos</i>	<i>75</i>
12.2.4.	<i>Coeficiente de resistencia inducida</i>	<i>76</i>
12.2.5.	<i>Resultados</i>	<i>76</i>
12.3.	<i>Gráfica de la polar</i>	<i>76</i>
12.3.1.	<i>Resultados</i>	<i>76</i>
12.3.2.	<i>Conclusiones.....</i>	<i>78</i>
13.	<i>Definición de la aeronave</i>	<i>79</i>
13.1.	<i>Pesos característicos.....</i>	<i>79</i>
13.2.	<i>Definición geométrica</i>	<i>79</i>
13.2.1.	<i>Geometría del fuselaje</i>	<i>79</i>
13.2.2.	<i>Geometría alar</i>	<i>80</i>
13.3.	<i>Grupo propulsor.....</i>	<i>81</i>
13.4.	<i>Dibujo a tres vistas</i>	<i>81</i>
13.4.1.	<i>Alzado</i>	<i>81</i>
13.4.2.	<i>Planta.....</i>	<i>82</i>
13.4.3.	<i>Perfil.....</i>	<i>82</i>
14.	<i>Presupuesto</i>	<i>83</i>
14.1.	<i>Definición.....</i>	<i>83</i>
14.2.	<i>Costes de investigación y desarrollo.....</i>	<i>83</i>
14.2.1.	<i>Costes de la fase inicial.....</i>	<i>84</i>
14.3.	<i>Costes de explotación</i>	<i>85</i>
14.3.1.	<i>Costes de la fase de producción</i>	<i>85</i>
14.3.2.	<i>Costes de financiación</i>	<i>86</i>
14.3.3.	<i>Costes totales de explotación.....</i>	<i>86</i>
14.4.	<i>Viabilidad económica.....</i>	<i>86</i>
14.4.1.	<i>Número de trabajadores.....</i>	<i>87</i>
14.4.2.	<i>Resultados</i>	<i>87</i>
14.4.3.	<i>Conclusiones.....</i>	<i>88</i>
15.	<i>Impacto ambiental.....</i>	<i>90</i>
15.1.	<i>Fase de producción</i>	<i>90</i>
15.2.	<i>Fase de vida útil</i>	<i>92</i>
15.2.1.	<i>Emisiones contaminantes.....</i>	<i>92</i>
15.2.2.	<i>Ruido de la aeronave</i>	<i>93</i>



15.3.	Fase de desmantelamiento.....	94
15.4.	Conclusiones.....	95

BIBLIOGRAFÍA	97
---------------------------	-----------

ANEXOS	99
---------------------	-----------



PRÓLOGO

Don Alfredo Martínez, secretario general de Airbus España, nos menciona durante una conferencia la siguiente expresión: *“solo la innovación es capaz de conseguir y mantener los liderazgos empresariales”*. De ella se extrae que en un mercado global como en el que nos encontramos, cualquier hecho significativo si realmente lo es, lo es para todos. Se puede nombrar una larga lista de ejemplos, de entre los cuales los que siguen a continuación: el precio del barril de petróleo, la crisis hipotecaria, la paridad euro- dólar o la producción en países de bajo coste.

Teniendo en cuenta lo anterior, el proyecto de una aeronave debe satisfacer las necesidades actuales del mercado, por lo que se establece como objetivo principal del presente diseño preliminar un bajo consumo específico incluyendo una reducción de emisiones contaminantes. Además, en cuanto a rentabilidad se refiere, se debe contar con el volumen de mercado más amplio como cliente, a modo de vender mayor cantidad de unidades reduciendo a la vez los costes asociados al proceso de producción. Se hace uso de materiales compuestos como materiales de proceso y de la tecnología más vanguardista del momento.

Con el fin de cumplir con todo lo anterior, en los próximos capítulos se presenta el diseño preliminar de una aeronave de transporte comercial en régimen subsónico alto, de corto alcance y de un solo pasillo.



1. Objeto

El objeto de este proyecto es el diseño preliminar de una aeronave en régimen subsónico alto, de corto alcance y de un solo pasillo.



2. Alcance

El alcance de este proyecto incluye las tareas descritas a continuación:

- Planificación del proyecto. Redacción y preparación de la defensa oral.
- Análisis de mercado. Definición de mercado, análisis actual, estudio de la competencia y oportunidades.
- Especificaciones técnicas.
- Estudio de aeronaves semejantes. Confección de tablas comparativas.
- Definición de la misión.
- Cálculo de pesos de la aeronave. Presentación de pesos preliminares.
- Diseño del fuselaje. Dimensionado transversal, longitudinal y elección del número y tipo de salidas de emergencia.
- Punto de diseño. Estimación de la polar parabólica de la aeronave. Limitaciones de diseño y selección del punto de diseño.
- Grupo alar. El ala, dispositivos hipersustentadores y superficies de cola.
- Grupo propulsor. Elección de la planta propulsora e integración con el punto de diseño.
- Polar de la Aeronave. Cálculo de la resistencia parásita e inducida. Gráfica de la polar de la aeronave.
- Definición de la aeronave. Pesos de la aeronave, definición geométrica, grupo propulsor y dibujo a tres vistas.
- Presupuesto del proyecto. Presupuesto y viabilidad económica.
- Impacto ambiental. Estudio ambiental e impacto ambiental del proyecto: fabricación, vida útil y desmantelamiento.
- Lista Maestra de Equipos Mínimos.
- Memoria de la Organización de Mantenimiento.



3. Especificaciones técnicas

Existen importantes diferencias entre los modelos de aeronaves de bajo alcance y los de largo recorrido. Como se ha visto mediante el estudio de mercado, las de corto alcance son las más rentables por parte de las empresas fabricantes. A continuación se presentan las ventajas y desventajas que ofrecen las mismas respecto a las de largo recorrido.

Las aeronaves de corto alcance permiten a las aerolíneas que las adquieren el poder ofrecer espectaculares rebajas en los precios de los billetes gracias a escalas cortas, elevada utilización de la aeronave, una sola clase, mayor densidad de asientos, operación en aeropuertos pequeños o no saturados (consiguiendo pagar menos en tasas y ganando en puntualidad), entre otros muchos factores que cabe tener en cuenta.

Respecto a éstas, las de largo recorrido ofrecen desventajas en los puntos mentados anteriormente debido a:

- Escalas cortas: después de vuelos de más de 8 horas no es factible realizar una escala de menos de una hora u hora y media.
- Un sola clase: ofrecer una sola clase para vuelos de tan larga duración es claramente desfavorable para la compañía dado el importante número de pasaje que se descarta al no hacer esta distinción.
- Mayor densidad de asientos: no se puede pretender reducir la distancia entre asientos con vuelos de tan larga duración. La consecuencia de ello sería incomodidad para el cliente y una mala imagen de la compañía.
- Operación en aeropuertos pequeños o no saturados: se debería estudiar cada uno de los casos, pero muchos aeropuertos pequeños no son capaces de albergar las aeronaves de largo alcance. Además, su área de influencia no generaría, en la mayoría de casos, la suficiente demanda.

Es por todo lo expuesto que se decide presentar el estudio preliminar de una aeronave de corto alcance en régimen subsónico alto y con un solo pasillo, intentando transportar al máximo número de pasajeros posibles con el fin de reducir los ya mencionados costes de operación. De esta forma se asegura el disponer de una aeronave con alto nivel de demanda por parte de las aerolíneas actuales.

3.1. Parámetros de diseño

Los parámetros necesarios para definir el tipo de misión de una aeronave son los que se listan a continuación: carga de pago y tipo de carga de pago, alcance y esperas,

velocidad y altitud de crucero, longitud de campo necesaria para el despegue y el aterrizaje, reservas de combustible, requisitos de ascenso, requisitos de maniobras, tipo de certificación.

A continuación se detalla la **Tabla 1** con las especificaciones correspondientes a la misión de la aeronave a diseñar.

DESCRIPCIÓN	ESPECIFICACIONES TÉCNICAS
Carga de pago	159 pasajeros de 175 lbs (79,4 kg) con un equipaje de 30 lbs (13,6 kg) cada uno
Tripulación	2 pilotos y 3 azafatas de 175 lbs (79,4 kg) con un equipaje de 30 lbs (13,6 kg) cada uno
Alcance	Vuelo en crucero de 2000 NM (3700 km), con una espera de 1 hora y el posterior vuelo de 100 NM hasta aeropuerto alternativo
Altitud (de diseño)	35000 ft (10668 m)
Velocidad de crucero	Mach 0,82 a la altitud de diseño
Ascenso	Ascenso constante hasta la altitud de crucero (35000 ft.) con el máximo peso al despegue, MTOW
Grupo propulsor	2 Turbofans
Certificación	FAR 25

Tabla 1 Especificaciones técnicas

3.2. Definición de la misión

El tipo de misión es característica del tipo de aeronave, por lo que al tratarse de una aeronave comercial de corto alcance el perfil de misión es como el que se detalla en la siguiente imagen, **Fig. 1**. Como el lector puede ver, dicha misión se divide en un total de 9 fases distintas, todas ellas descritas a continuación.

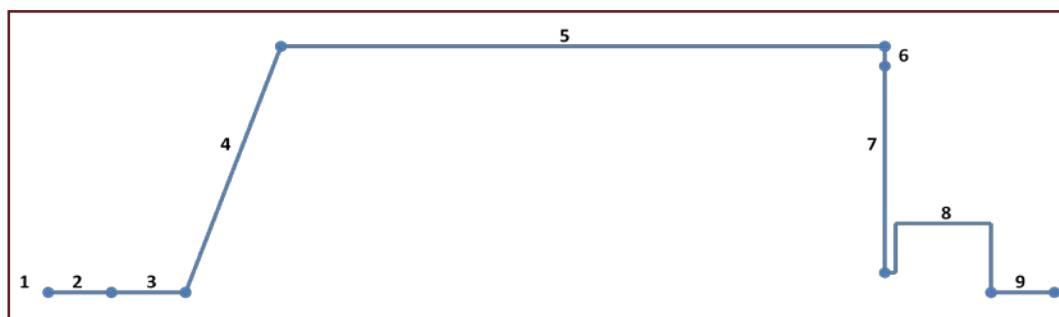


Fig. 1 Esquema de la misión e identificación de las distintas fases

En la **Tabla 2** se muestra cada una de las fases de la misión con su correspondiente descripción.



FASE	DESCRIPCIÓN
1	Puesta en marcha de los motores
2	Taxi
3	Despegue
4	Ascenso a 275 nudos a 2500 pies por minuto
5	Crucero a Mach 0,82 (473 nudos) y a 35000 pies de altura
6	Espera durante 1 hora
7	Descenso y aborto del aterrizaje
8	Ascenso hasta 10000 pies, crucero a 250 nudos (regulaciones FAA) y descenso final a aeropuerto alternativo
9	Aterrizaje, taxi y parada de los motores

Tabla 2 Descripción de las distintas fases de la misión

4. Justificación

El tráfico aéreo a nivel mundial crece de forma continuada. La parálisis de crecimiento que supuso el atentado del 11 de septiembre de 2001 fue paliada especialmente en Europa por la expansión de las denominadas líneas aéreas de bajo coste, las cuales han democratizado el mercado en los últimos años ofreciendo tarifas aptas para casi toda la sociedad. Este tipo de aerolíneas han ampliado considerablemente el mercado potencial de clientes y en cierto modo han terminado con el tópico de que únicamente las personas con alto nivel adquisitivo eran las que se podían permitir viajar en avión.

Por otra parte, la crisis a la que nos vemos sometidos en la actualidad ha provocado otra de las grandes parálisis experimentadas por la aviación en los últimos tiempos. Aún así, se debe tener en cuenta que tarde o temprano la aviación seguirá creciendo como la ha ido haciendo hasta el momento.

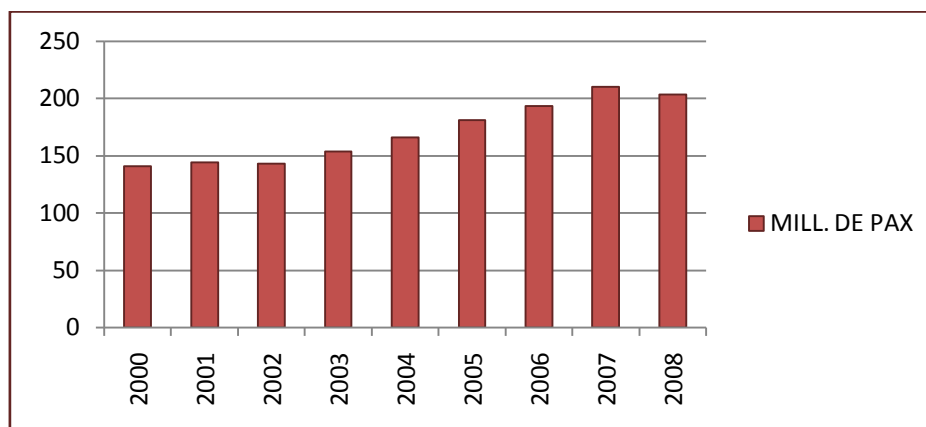


Fig. 2 Evolución del tráfico aéreo en España [1]

En la **Fig. 2** se puede apreciar el crecimiento experimentado en España en cuanto a pasajeros transportados se refiere. Se puede ver como las dos principales frenadas suceden en los años 2002 y 2008, como ya se ha comentado anteriormente. No obstante, el tráfico de pasajeros ha experimentado una subida de casi el 150% en esta primera década del siglo XXI, pasando de 141 millones de pasajeros transportados el año 2000 hasta los casi 204 millones el año 2008.

4.1.1. El mercado actual

Los principales factores que influyen en la adquisición de una aeronave por parte de una compañía aérea se pueden dividir en dos grandes categorías: principales y secundarios.

Los factores principales engloban la economía del avión, sus actuaciones, el diagrama de carga de pago- alcance, la velocidad de crucero, sus actuaciones en campo y la

capacidad de vuelo con un motor parado (actuaciones ETOPS o EROPS), siendo este último menos influyente cuando se trata de aeronaves de corto- mediano alcance sin rutas transoceánicas.

Por otra parte, los factores secundarios que intervienen en la adquisición de una aeronave son el propio fabricante (su fiabilidad y experiencia previa), las condiciones de financiación, los plazos de entrega y el servicio post- venta, entre otros como lo pueden ser la propia estética de la aeronave, el atractivo para el pasajero (interiores, comodidad de los asientos, etc.) o las emisiones acústicas y contaminantes (CO, CO₂, etc.).

4.1.2. Costes de explotación

La OACI clasifica los costes de explotación del transporte aéreo en sus elementos directos e indirectos. Los costes directos hacen referencia a todos aquellos costes que dependen únicamente del tipo de aeronave, mientras que los indirectos son aquellos que no dependen del avión en cuestión. En el promedio mundial, el coste directo representa algo más del la mitad del total, mientras que el indirecto representa un poco menos.

La partida más importante de los costes directos constituye las operaciones de vuelo, incluso la tripulación de vuelo y los gastos de combustible, que ascienden a poco más de la cuarta parte del total, tal y como refleja la tabla a continuación.

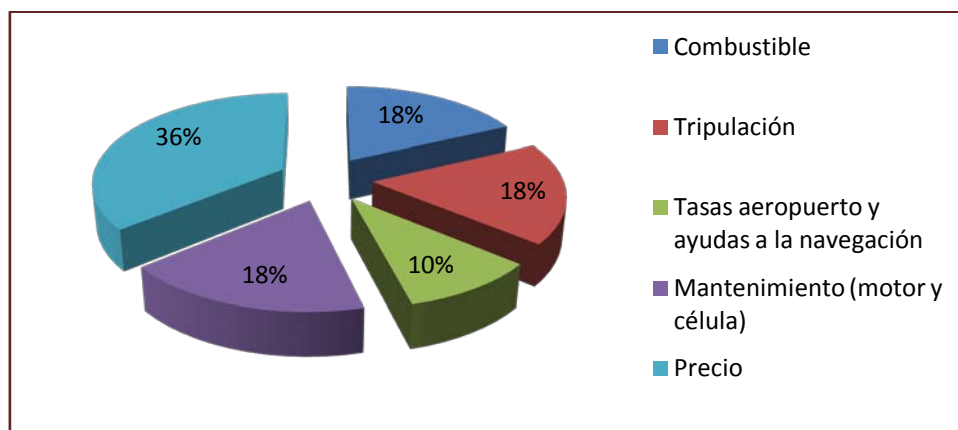


Fig. 3 Costes directos de operación [2]

Como se puede ver en la **Fig. 3**, el precio y los gastos de mantenimiento representan más de la mitad de los costes directos de operación.

4.1.3. El precio del petróleo

En los últimos años, el aumento del precio del crudo ha tenido una incidencia directa en el mercado aeronáutico, obligando a las compañías a subir precios o redistribuir costes. Es por ello que una de las principales especificaciones que debe satisfacer la

aeronave a diseñar, cuando no la más importante, es la de presentar el consumo específico más bajo posible.

La **Fig. 4** muestra las fluctuaciones en el precio del barril de crudo desde la década de los 90 hasta el día de hoy. Como se puede ver, durante el año 2008 se alcanzó un récord histórico en el que se llegó a superar la barrera de los doscientos dólares por barril, situándose en un máximo de 248 dólares en julio de 2008. Aunque a partir de ese momento se experimentó una fuerte caída en el precio situando el barril en 78 dólares a finales del mismo año, a partir de entonces ha vuelto a seguir aumentando hasta llegar a los 140,16 dólares actuales.

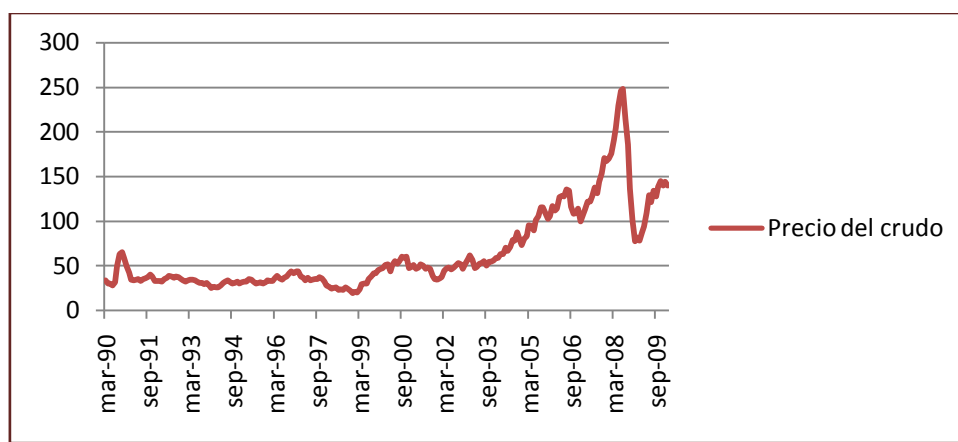


Fig. 4 Evolución del precio del crudo [3]

Según los expertos, la causa del continuo crecimiento en los precios de los barriles Brent y Texas se debe a la debilidad del dólar norteamericano ante el euro, entre otras causas como lo pueden ser la escasez, el aumento de la demanda, las tensiones geopolíticas y la especulación. Sea cual sea la razón, el hecho es que el precio del petróleo vuelve a cosechar récords superando los 138 dólares (90 euros) a día de hoy, triplicando el precio que tenía el mismo barril a la entrada del presente siglo XVI (47,25 dólares).

Así pues, el presente diseño preliminar debe satisfacer el objetivo de presentar el más bajo consumo específico posible. Para ello se deberá seleccionar una planta propulsora eficiente contando con las nuevas tecnologías disponibles en el momento, además de introducir materiales compuestos en los elementos estructurales para disminuir el peso de la aeronave.

4.2. Análisis de la competencia

Con el fin de estudiar qué tipo de aeronaves son las que más venden, y por tanto las que más demanda conllevan por parte de las aerolíneas, se realiza a continuación un



estudio de las entregas totales de las dos grandes empresas fabricantes de aeronaves que existen en la actualidad: la europea Airbus i la americana Boeing.

Se clasifican las aeronaves por familias con el fin de determinar qué tipo es el más atractivo para los clientes que las adquieren. La **Tabla 3** muestra el total de ventas de la empresa Airbus.

Familia de aeronave	A300/A310	A320	A330/A340/A350	A380	Total
Entregas	816	6539	1940	202	9497
% sobre el total	8,6%	68,9%	20,4%	2,1%	100%

Tabla 3 Ventas totales de la flota de aeronaves de Airbus [4]

Como se puede ver, más de la mitad de las ventas se deben a la familia de aeronaves A320, las cuales son de corto- mediano alcance y operan en régimen subsónico alto.

4.2.1. Las ventas de Boeing

Se ha visto que la empresa Airbus debe principalmente sus ventas a la flota de aeronaves de la familia A320, todas ellas de corto- mediano alcance. Con el fin de corroborar datos, la siguiente **Tabla 4** muestra ahora las ventas correspondientes a la flota de aeronaves del coloso Boeing.

Familia de aeronave	737	747	767	777	787	Total
Entregas	6285	1418	983	840	0	9526
% sobre el total	66,0%	14,9%	10,3%	8,8%	0 %	100%

Tabla 4 Ventas totales de la flota de aeronaves de Boeing [5]

Se comprueba que, una vez más, la familia de aeronaves responsable de más de la mitad de las ventas de la multinacional americana son las de corto- mediano alcance, en concordancia con los resultados obtenidos para la empresa europea Airbus. Queda por tanto demostrado que la demanda está en este tipo de aeronaves, las cuales resultan ser, a su vez, las más rentables de ambas empresas fabricantes.

5. Estudio de aeronaves semejantes

Las dos grandes multinacionales aeronáuticas, el europeo Airbus y el estadounidense Boeing, se hallan en una auténtica batalla de altura. La competencia entre estos dos colosos del aire es enorme, tanto en volumen de venta de aparatos como en la lucha por los subsidios y política de subvenciones.

5.1. Boeing 737

El Boeing 737 se construyó con la finalidad de competir en el mercado del transporte aéreo de corto alcance con los dos modelos de aeronaves que existían hasta el momento: el BAC 1-11 y el McDonnell Douglas DC-9. No obstante, ambas aeronaves ya disponían de certificados de vuelo cuando el 737 se empezó a construir en 1964 (véase **Fig. 5**).



Fig. 5 Fotografía de un B-737-800 matrícula EC-JHK S/N: 33975 [6]

La firma norteamericana Boeing no anunció la construcción del 737 hasta el año 1965, cuando informó sobre un nuevo modelo de aeronave de corto alcance propulsado por dos motores a reacción. La primera versión desarrollada fue el 737-100, que hizo su primer vuelo el 9 de abril de 1967, y con el que Lufthansa inauguró sus servicios un año después, en 1968. Constituido por el mismo fuselaje que el modelo 727, la cola era similar a la del 707, tecnología que la empresa reutilizó al máximo.

5.1.1. Evolución histórica

Con una primera estimación de capacidad para albergar entre 60 y 85 pasajeros, Lufthansa obligó a Boeing a alargar el fuselaje con el fin de poner a disposición, como mínimo, hasta un total de 100 asientos. Al brindar más capacidad de pasajeros y un menor coste de diseño, el 737 contaba con una gran ventaja sobre sus competidores.

La versión 737-200 se anunció dos meses después de que Boeing lanzara al mercado su primera versión, el 737-100. Este nuevo modelo ofrecía mayor capacidad de



pasajeros (hasta 180 asientos) y su primer vuelo fue por primera vez el 8 de agosto de 1967. Un año después entraría en servicio con la aerolínea *United Airlines*. En 1979 aparecía el 737- 200- *Advanced*, con mayor capacidad de combustible, mayor peso al despegue, mayor alcance y mejor aviónica que el hasta entonces existente 737- 200. La producción de este tipo de aeronave terminó en 1988 después de haberse fabricado un total de 1.114 unidades.

Después se fabricaron dos series más, la 300 que fue lanzada el 5 de marzo de 1981 por *Southwest Airlines*, y la serie 400, que hizo su aparición el 4 de julio de 1986. Finalmente, en mayo de 1987 se dio a conocer la serie 500, la más pequeña y última de la segunda generación.

En noviembre de 1993 Boeing anunció el desarrollo de la tercera generación de aeronaves, incluyendo nuevos conjuntos alares más grandes y mejorados, mayores velocidades de crucero, mayores alcances, un mantenimiento más económico y una aviónica muy mejorada. Ésta fue iniciada por *Southwest Airlines* el 14 de enero de 1994, cuando pidió 63 aeronaves de la serie 700, sucesor del 737-300 y que hizo su primer vuelo el 9 de febrero de 1997. La primera entrega fue el 17 de diciembre de ese mismo año.

El 787-800 hizo su primer vuelo el 31 de julio de 1997 y reemplazaba la serie 400. El penúltimo miembro de esta familia de aeronaves es el 737-900, con capacidad para 179 pasajeros y con un alcance de 5.000 km. Debido a la poca demanda de la serie 900, Boeing anunció el 18 de octubre de 2005 el B-737-900ER.

5.2. Airbus A320

La familia Airbus A320 es una gama de aeronaves con un único pasillo diseñadas para cubrir las necesidades de las compañías aéreas con aviones de corto y mediano alcance (véase **Fig. 6**). Su diseño es excelente y disponen de una gran tecnología electrónica que las hacen rápidas, convenientes y fiables a la vez. Con miles de pedidos en menos de una década de existencia, esta familia de aeronaves se garantiza seguir ocupando nuestros cielos durante mucho tiempo.

La empresa Airbus define la familia del A320 con las siguientes menciones:

- La familia de aeronaves que más se ha vendido a nivel mundial.
- La aeronave más amplia de entre todas aquellas con un único pasillo.
- La primera aeronave civil con sistema de mandos fly by wire y control side stick.
- La aeronave con costes de operación más bajos de toda su clase.

- El único reactor empresarial con certificación para transporte público.
- La primera aeronave civil en hacer uso de materiales compuestos para la estructura completa de los flaps y el plano de cola.



Fig. 6 Fotografía de un A-320-211 matrícula EC-FDB S/N: 173 [6]

El A320 fue el primero en disponer de los sistemas revolucionarios conocidos bajo las siglas FBY (Fly by Wire). Semejante sistema electrónico nunca se había utilizado antes en un avión comercial. Sustituye el control mecánico de la aeronave por las señales eléctricas. Además, no permite al piloto hacer movimientos brutos con los controles y mantiene en todo momento el avión en condiciones de vuelo seguro. Otro sistema revolucionario introducido por este tipo de aeronaves es el FADEC, un sistema que controla el acelerador.

Se dispone también de un sistema que permite al piloto comprobar cualquier fallo relacionado con el funcionamiento de la aeronave, el llamado CFD. Además, este sistema envía un informe a través de señales radio a los sistemas alojados al aeropuerto de destino con el fin de informar sobre aquellos que presentan falla en la aeronave.

La cabina del A320 refleja su avanzado nivel electrónico. Consta de hasta seis paneles multifuncionales, dos en frente de cada piloto y dos más en el centro entre ambos. Todas las pantallas están controladas por un total de tres procesadores.

5.2.1. Evolución histórica

Hace ya casi tres décadas, Airbus decidió apostar por el uso de turbohélices para equipar a toda su flota de aeronaves dotadas de un único pasillo. Así, en 1981, Airbus ya anunciaba la construcción del modelo A320.

En un principio, se contaba con dos versiones diferentes para el nuevo modelo de aeronave: el A320- 100, capaz de transportar hasta 140 pasajeros, y el A320- 200, este último con capacidad para hasta 160 asientos. Air France parecía la única

interesada en aquel entonces durante el Salón Aeronáutico de París, celebrado el mismo 1981.

Tras el anuncio por parte de Boeing de su última versión del 787, el 787-300, Airbus decidió finalmente fabricar ambas versiones para el mismo número de pasajeros pero con distintos alcances. En el momento se disponía de turbohélices con un amplio rango de potencias, que iba desde los 9000 kg. hasta los 12000 kg. de empuje en masa.

5.3. Mc Donald Douglas DC-9

La familia de aeronaves DC-9 (véase **Fig. 7**) fue diseñada especialmente para operar desde aeropuertos pequeños y para llevar a cabo trayectos de corto y mediano alcance.

Hasta el momento, se hacía uso de motores alternativos con hélice, y es por ello que se introdujo esta familia de jets a centenares de comunidades, aportando mejoras en velocidad, confort y seguridad.



Fig. 7 Fotografía de un DC-9-87 matrícula EC-FFI S/N: 53210 [6]

Su diseño, desarrollo y fabricación fue llevado a cargo por la empresa Douglas en Long Beach, California, en las actuales instalaciones de la división de aeronaves comerciales de la firma Boeing. Durante 18 años, se llegaron a fabricar hasta un total de 976 jets, con el primer vuelo efectuado el 25 de febrero de 1965 y la última aeronave de la serie entregada en octubre de 1982.

5.3.1. Evolución histórica

Más pequeño que el DC-8, el DC-9 se caracterizaba por hacer uso de lo que se conoce como cola en forma de "T", además de contar con dos motores emplazados en la cola capaces de exceder velocidades de hasta 800 km/h y altitudes de hasta 30000 pies (9,144 km).

Existen hasta cinco versiones distintas del DC-9, distinguidas entre ellas por series, que van de la serie 10 hasta la serie 50, pasando por las series, 20, 30 y 40. Además,

en cada una de las series existen varios modelos de aeronave, ofreciendo a los operadores múltiples alternativas y distintas combinaciones para una máxima eficiencia en términos de densidad de tráfico, volumen de carga y alcance de la aeronave. No obstante, todas las variantes del DC-9 cuentan con un mismo modelo de motor: el JT8D, desarrollado por la empresa Pratt & Whitney, actualmente propiedad de UTC (United Technology Company).

5.4. Mc Donald Douglas MD-80

La familia de aeronaves MD-80 pertenece también a la multinacional americana Boeing (véase **Fig. 8**). Con dos motores altamente eficientes, la primera aeronave de la familia obtuvo la certificación FAA en agosto de 1980 y entró en servicio meses después, en octubre de 1980.



Fig. 8 Fotografía de un MD-88 matrícula EC-FJE S/N: 53197 [6]

La combinación de los motores Pratt & Whitney modelo JT8D-200 con una aerodinámica altamente eficiente hacen del MD-80 una aeronave sigilosa capaz de cumplir con las normativas más estrictas en cuanto a ruido se refiere. A todo esto cabe añadir sus costes operativos, de entre los más bajos en la aviación comercial del momento.

5.4.1. Evolución histórica

Se desarrollaron hasta cuatro modelos distintos que compartían la misma longitud y el mismo número de asientos: el MD-81, MD-82, MD-83, y el MD-88. Como alternativa, se desarrolló el MD-87, menor que los anteriores tanto en longitud como en número de asientos. No obstante, todos los modelos de la familia montaban alas de igual envergadura y se estuvieron fabricando en la división Boeing de Long Beach hasta diciembre de 1999.

Apostando por un mercado que incluía desde aerolíneas extranjeras hasta operadores charter del propio país, las primeras aeronaves MD-80 fueron puestas en servicio por las compañías Swissair y Australian Airlines, llegándose a vender a operadores de la propia República china.



6. Tablas comparativas

A continuación se muestran las distintas tablas comparativas a partir de los datos disponibles de aeronaves semejantes.

6.1. Datos generales

La siguiente **Tabla 5** muestra los principales datos generales y presenta a su vez las aeronaves semejantes con las que se compara a lo largo de este apartado.

DATOS GENERALES	A318	A319	A320	A321	B737-100	B737-200	B737-300	B737-400	B737-500	B737-600
Fabricante	Airbus	Airbus	Airbus	Airbus	Boeing	Boeing	Boeing	Boeing	Boeing	Boeing
Fecha Primer Vuelo	15-01-02	25-08-95	22-02-87	11-03-93	09-04-67	08-08-67	24-02-84	19-02-88	30-06-89	22-01-98
Altura máx. (m)	12,56	11,76	11,76	11,76	11,33	11,33	11,15	11,15	11,15	12,57
Longitud máx. (m)	31,45	33,84	37,57	44,51	28,65	30,53	33,4	36,4	31,01	31,24
Anchura máx. (m)	34,1	34,1	34,1	34,1	28,35	28,35	28,88	28,88	28,88	34,32

DATOS GENERALES	B737-700	B737-800	B737-900	DC-9-15	DC-9-21	DC-9-32	DC-9-41	DC-9-51	MD-87	MD-88
Fabricante	Boeing	Boeing	Boeing	Douglas	Douglas	Douglas	Douglas	Douglas	Douglas	Douglas
Fecha Primer Vuelo	09-02-97	31-07-93	03-08-00	22-02-65	09-06-68	01-08-66	28-11-67	15-12-74	04-12-86	15-08-87
Altura máx. (m)	12,57	12,55	12,55	8,4	8,4	8,5	8,7	8,8	9,5	9,2
Longitud máx. (m)	33,63	39,47	42,11	31,82	31,82	36,36	38,28	40,72	39,75	45,02
Anchura máx. (m)	34,32	34,32	34,32	27,25	28,44	28,44	28,44	28,45	32,85	32,85

Tabla 5 Datos generales de aeronaves semejantes



6.2. Grupo propulsor

A continuación, en la siguiente **Tabla 6**, se muestran las características principales del grupo propulsor de aeronaves semejantes.

GRUPO PROPULSOR	A318	A319	A320	A321	B737-100	B737-200	B737-300	B737-400	B737-500	B737-600
Número de motores	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2
Posición	Ala	Ala	Ala	Ala	Ala	Ala	Ala	Ala	Ala	Ala
Tipo	Turbofan	Turbofan	Turbofan	Turbofan	Turbofan	Turbofan	Turbofan	Turbofan	Turbofan	Turbofan
Modelo	CFM56-5B	CFM56-5B	CFM56-5B4	CFM56-5B	JT8D-7	JT8D-7	CFM56-3	CFM56-3	CFM56-3	CFM56-7
Fabricante	CFM Intl.	CFM Intl.	CFM Intl.	CFM Intl.	P&W/UT C	P&W/UT C	CFM Intl.	CFM Intl.	CFM Intl.	CFM Intl.
Empuje motor (kN)	96-106	98-120	111-120	133-147	62-71	62-71	89-105	100-105	89-105	82-92
Mach máx. operativo	0,820	0,820	0,820	0,820	0,740	0,740	0,740	0,740	0,740	0,785
Ratio de conducción	5,9	5,9	5,7	5,5	1-1,7	1-1,7	6	6	5,9	5,5
Ratio de presión	32,6	32,6	32,6	35,4	15,8-21	15,8-21	27,5	28,8	30,6	32,8
Flujo de aire (kg/s)	368	382	407	434	-	-	289,4	309,8	322	307
Longitud total (m)	2,6	2,6	2,6	2,6	3,05-3,91	3,05-3,91	2,36	2,36	2,36	2,51
Diámetro del fan (m)	1,74	1,74	1,74	1,74	1,01-1,25	1,01-1,25	1,52	1,52	1,52	1,55



GRUPO PROPULSOR	B737-700	B737-800	B737-900	DC-9-15	DC-9-21	DC-9-32	DC-9-41	DC-9-51	MD-87	MD-88
Número de motores	2	2	2	2	2	2	2	2	2	2
Posición	Ala	Ala	Ala	Cola	Cola	Cola	Cola	Cola	Cola	Cola
Tipo	Turbofan	Turbofan	Turbofan	Turbofan	Turbofan	Turbofan	Turbofan	Turbofan	Turbofan	Turbofan
Modelo	CFM56-7	CFM56-7	CFM56-7	JT8D-7	JT8D-9	JT8D-15	JT8D-15	JT8D-17	JT8D-217C	JT8D-217A/C
Fabricante	CFM Intl.	CFM Intl.	CFM Intl.	P&W/UT C	P&W/UT C	P&W/UT C	P&W/UT C	P&W/UT C	P&W/UT C	P&W/UTC
Empuje motor (kN)	92-117	101-121	108-121	62,2	68	69	69	71,1	89	89
Mach máx. operativo	0,785	0,785	0,780	0,850	0,840	0,860	0,846	0,842	0,760	0,760
Ratio de conducción	5,3	5,3	5,1	1-1,7	1-1,7	1-1,7	1-1,7	1-1,7	1-1,7	1-1,7
Ratio de presión	32,8	32,8	32,8	15,8-21	15,8-21	15,8-21	15,8-21	15,8-21	15,8-21	15,8-21
Flujo de aire (kg/s)	330	341	355	-	-	-	-	-	-	-
Longitud total (m)	2,51	2,51	2,51	3,05-3,91	3,05-3,91	3,05-3,91	3,05-3,91	3,05-3,91	3,05-3,91	3,05-3,91
Diámetro del fan (m)	1,55	1,55	1,55	1,01-1,25	1,01-1,25	1,01-1,25	1,01-1,25	1,01-1,25	1,01-1,25	1,01-1,25

Tabla 6 Características del grupo propulsor de aeronaves semejantes



6.3. Pesos de la aeronave

A continuación, mediante la siguiente **Tabla 7**, se muestran los pesos principales de aeronaves semejantes.

PESOS DE LA AERONAVE	A318	A319	A320	A321	B737-100	B737-200	B737-300	B737-400	B737-500	B737-600
MTOW (kg)	68.000	75.500	77.000	93.500	49.896	52.390	63.277	68.040	68.040	65.544
MLW (kg)	57.500	62.500	66.000	77.800	44.906	46.720	52.527	56.246	49.896	55.112
MZFW (kg)	54.500	58.500	62.500	73.800	40.824	43.092	48.308	53.071	46.494	51.936
OEW (kg)	38.400	39.725	41.244	48.139	28.123	27.125	32.904	33.643	31.312	36.378
MPL (kg)	16.100	18.775	21.256	25.661	12.701	15.967	15.404	19.428	15.182	15.558
MFOW (kg)	19.156	23.957	23.957	23.828	14.345	14.527	19.131	19.131	19.131	20.894
OEW/MTOW	0,56	0,53	0,54	0,51	0,56	0,52	0,52	0,49	0,46	0,56
MPL/MTOW	0,24	0,25	0,28	0,27	0,25	0,30	0,24	0,29	0,22	0,24
MFOW/MTOW	0,28	0,32	0,31	0,25	0,29	0,28	0,30	0,28	0,28	0,32

PESOS DE LA AERONAVE	B737-700	B737-800	B737-900	DC-9-15	DC-9-21	DC-9-32	DC-9-41	DC-9-51	MD-87	MD-88
MTOW (kg)	70.080	79.016	79.016	41.141	45.359	48.988	51.710	54.885	63.503	67.812
MLW (kg)	58.604	66.361	66.361	37.059	43.227	44.906	46.266	49.895	58.060	58.967
MZFW (kg)	55.202	62.732	63.639	33.566	38.102	39.463	42.184	44.679	50.802	55.338
OEW (kg)	37.648	41.413	42.901	22.300	23.879	25.789	27.821	29.336	33.237	35.369
MPL (kg)	17.554	21.319	20.738	11.266	11.501	13.674	14.363	15.343	17.566	19.969
MFOW (kg)	20.894	20.894	20.894	11.223	11.181	11.181	11.181	11.181	17.764	17.766
OEW/MTOW	0,54	0,52	0,54	0,54	0,53	0,53	0,54	0,53	0,52	0,52
MPL/MTOW	0,25	0,27	0,26	0,27	0,25	0,28	0,28	0,28	0,28	0,29
MFOW/MTOW	0,30	0,26	0,26	0,27	0,25	0,23	0,22	0,20	0,28	0,26

Tabla 7 Pesos de aeronaves semejantes



6.4. Fuselaje y cabina

A continuación, mediante la siguiente **Tabla 8**, se muestran las características principales correspondientes a fuselaje y cabina.

FUSELAJE Y CABINA	A318	A319	A320	A321	B737-100	B737-200	B737-300	B737-400	B737-500	B737-600
Longitud fuselaje (m)	31,5	33,8	37,6	44,5	27,6	29,5	32,2	35,2	29,8	29,8
Diámetro fuselaje (m)	4,0	4,0	4,0	4,0	3,8	3,8	3,8	3,8	3,8	3,8
Esbeltez	8,0	8,6	9,5	11,3	7,3	7,9	8,6	9,4	7,9	7,9
Altura fuselaje (m)	12,6	11,8	11,8	11,8	5,1	5,1	5,3	5,3	5,3	5,5
Sección transversal (m2)	12,3	12,3	12,3	12,3	11,1	11,1	11,1	11,1	11,1	11,1
Longitud cabina (m)	21,4	23,8	27,5	34,4						
Anchura cabina (m)					3,5	3,5	3,5	3,5	3,5	3,5
Altura cabina (m)					2,2	2,1	2,2	2,2	2,2	2,2
Volumen cabina (m3)	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0
Número de asientos	107,0	124,0	150,0	185,0	96,0	124,0	134,0	159,0	122,0	130,0
Disposición transversal										
Volumen de carga (m3)					18,4	-	-	38,9	23,3	21,4



FUSELAJE Y CABINA	B737-700	B737-800	B737-900	DC-9-15	DC-9-21	DC-9-32	DC-9-41	DC-9-51	MD-87	MD-88
Longitud fuselaje (m)	32,2	38,0	40,7						36,3	41,6
Diámetro fuselaje (m)	3,8	3,8	3,8						3,3	3,3
Esbeltez	8,6	10,1	10,8						10,9	12,4
Altura fuselaje (m)	5,6	5,4	5,6						9,5	9,2
Sección transversal (m ²)	11,1	11,1	11,1						8,8	8,8
Longitud cabina (m)										
Anchura cabina (m)	3,5	3,5	3,5							
Altura cabina (m)	2,2	2,2	2,2							
Volumen cabina (m ³)	0,0	0,0	0,0							
Número de asientos	148,0	184,0	189,0	90,0	85,0	111,0	128,0	139,0		
Disposición transversal										
Volumen de carga (m ³)	27,3	45,1	52,5							

Tabla 8 Características del fuselaje y la cabina de pasajeros



6.5. Grupo aerodinámico

A continuación, mediante la siguiente **Tabla 9**, se muestran las características principales de aeronaves semejantes correspondientes a su grupo aerodinámico.

GRUPO AERODINÀMICO	A318	A319	A320	A321	B737-100	B737-200	B737-300	B737-400	B737-500	B737-600
Envergadura alar	34,1	34,1	34,1	34,1	28,35	28,35	28,88	28,88	28,88	34,32
Superficie alar (m ²)	122,6	122,6	122,6	122,6						
Flecha al 25% de c (°)	25	25	25	25						

GRUPO AERODINÀMICO	B737-700	B737-800	B737-900	DC-9-15	DC-9-21	DC-9-32	DC-9-41	DC-9-51	MD-87	MD-88
Envergadura alar	34,32	34,32	34,32	27,25	28,44	28,44	28,44	28,45	32,85	32,85
Superficie alar (m ²)										
Flecha al 25% de c (°)										

Tabla 9 Características del grupo aerodinámico



6.6. Tren de aterrizaje

Por último, la **Tabla 10** muestran las características principales de los distintos trenes de aterrizaje utilizados en aeronaves semejantes.

TREN DE ATERRIZAJE	A318	A319	A320	A321	B737-100	B737-200	B737-300	B737-400	B737-500	B737-600
Tipo de tren	Triciclo	Triciclo	Triciclo	Triciclo	Triciclo	Triciclo	Triciclo	Triciclo	Triciclo	Triciclo
Distancia entre ejes (m)	10,25	11,04	12,64	16,91	10,46	11,38	12,45	14,27	11,07	11,23
Distancia entre ruedas (m)	7,59	7,59	7,59	7,59	5,23	5,23	5,23	5,23	5,23	5,72

TREN DE ATERRIZAJE	B737-700	B737-800	B737-900	DC-9-15	DC-9-21	DC-9-32	DC-9-41	DC-9-51	MD-87	MD-88
Tipo de tren	Triciclo	Triciclo	Triciclo	Triciclo	Triciclo	Triciclo	Triciclo	Triciclo	Triciclo	Triciclo
Distancia entre ejes (m)	12,60	15,60	17,17	13,32	13,32	16,22	17,10	18,57	19,18	22,05
Distancia entre ruedas (m)	5,72	5,72	5,72	5,00	5,00	5,00	5,00	4,88	5,08	5,08

Tabla 10 Características del tren de aterrizaje

7. Pesos de la aeronave

A continuación se calculan los distintos pesos preliminares de la aeronave.

7.1. Peso al despegue

El peso al despegue de una aeronave (TOW) contempla su peso operativo en vacío (OEW), el peso del combustible (FW) y el de la carga de pago (PL), tal y como muestra la ecuación (7.1). A su vez, en (7.2) se puede ver como el peso asociado al combustible se puede descomponer según sea éste el estrictamente útil para el trayecto (TF), o el puramente transportado como reservas (RF).

$$TOW = OEW + FW + PL \quad (7.1)$$

$$FW = TF + RF \quad (7.2)$$

7.1.1. Masa al despegue

Se especifica un valor para la masa al despegue a partir de aeronaves semejantes usando los datos adjuntos en la siguiente **Tabla 11**.

TIPO AERONAVE	TOW (kg)	PL (kg)
Airbus A320	77.000	21.256
Boeing 737-300	63.277	15.404
McDD DC-9-51	54.885	15.343
McDD MD-88	67.812	19.969

Tabla 11 Pesos de aeronaves semejantes [6]

Comparando con aeronaves semejantes, se justifica como óptimo un valor de 65.700 kg como primera aproximación para la masa al despegue (7.3), obtenido de hacer una mediana aritmética entre el valor los cuatro semejantes presentados en la tabla anterior (**Tabla 11**).

$$TOW = 65.700 \text{ kg} \quad (7.3)$$

7.2. Carga de pago y tripulación

7.2.1. Carga de pago

Con los datos de partida especificados en el primer capítulo del presente documento se puede calcular la masa debido a la carga de pago. Para ello, se

emplea un total de 159 pasajeros con un peso medio de 90 kg. cada uno (incluyendo equipaje). Con estos datos, el valor total de la carga de pago se estima de 14.310 kg., como muestra la expresión **(7.4)**.

$$PL = 159 \text{ pax} \cdot (77 + 13) \text{ kg/pax} = 14.310 \text{ kg} \quad (7.4)$$

7.2.2. Tripulación

De forma análoga al de la carga de pago, se puede ahora calcular la masa total de la tripulación (CW), compuesta por un total de 5 personas según especificaciones. La siguiente ecuación **(7.5)** muestra el cálculo para este valor, que resulta ser de 1.025 libras, equivalente a 450 kg.

$$CW = 5 \text{ pax} \cdot (77 + 13) \text{ kg/pax} = 450 \text{ kg} \quad (7.5)$$

7.3. Peso de combustible

Para determinar el peso de combustible necesario para la misión es necesario determinar antes el parámetro de combustible (MF). Para ello se emplea la **Fig. A1.1 del Anexo 1**. A partir de ésta se pueden determinar el valor de las distintas relaciones que aparecen en la ecuación **(7.6)**.

$$MF = \left(W_1 / TOW \right) \cdot \sum_{i=1}^9 \left(W_{i+1} / W_i \right) = \frac{W_1}{TOW} \cdot \frac{W_2}{W_1} \cdot \frac{W_3}{W_2} \cdot \frac{W_4}{W_3} \cdot \frac{W_5}{W_4} \cdot \frac{W_6}{W_5} \cdot \frac{W_7}{W_6} \cdot \frac{W_8}{W_7} \cdot \frac{W_9}{W_8} \quad (7.6)$$

El cálculo de las relaciones entre etapas $\frac{W_5}{W_4}$, $\frac{W_6}{W_5}$, $\frac{W_8}{W_7}$ es necesario pues en la tabla no se especifican debido a que dependen del tipo de misión en cuestión. Nótese que las distintas fases de la misión quedan especificadas con detalle en el primer capítulo del presente documento.

Finalmente, el peso debido al combustible para satisfacer la misión queda determinado según **(7.7)** a partir del parámetro anterior y de la masa al despegue asumida como primera aproximación, de 67.500 kg como se estima en 3.2.2.

$$TF = (1 - MF) \cdot TOW \quad (7.7)$$

7.3.1. Relación entre etapas 4 y 5

Estimando una velocidad de ascenso igual a 275 nudos con una variación de altura de 2500 pies por minuto, se puede comprobar que la distancia recorrida hasta que se alcanza la altitud de crucero de 35000 pies es de 64,17 millas náuticas, tal y como muestra **(7.8)**.

$$Distancia = Velocidad \cdot tiempo = 275 \cdot \left(\frac{35000}{2500} \cdot \frac{1}{60} \right) = 64,17 \text{ mn} \quad (7.8)$$

Como se ha especificado, se requiere una velocidad igual a Mach 0,82 a la altitud de diseño, correspondiente a 473 nudos. Para el cálculo de la cantidad de combustible gastado durante la etapa de crucero se emplea la ecuación de Breguet **(7.9)**.

$$R_{cr} = \left(\frac{V}{c_j} \right)_{cr} \cdot \left(\frac{L}{D} \right)_{cr} \cdot \ln \left(\frac{W_4}{W_5} \right) \quad (7.9)$$

Para ello, se asume un valor de eficiencia en crucero igual a 15 y un valor optimista para c_j igual a 0,5 lbs/lbs/h, siguiendo los datos extraídos de la **Fig. A1.2 del Anexo 1**.

El alcance será igual a las millas náuticas de crucero menos la distancia recorrida durante el ascenso hasta la altitud de 35000 ft., como muestra **(7.10)**.

$$R_{cr} = 2000 - 64,17 = 1.935,83 \text{ mn} \quad (7.10)$$

Finalmente, de la ecuación de Breguet **(7.11)** se puede determinar la relación entre pesos al inicio y final de la fase de crucero, respectivamente.

$$\frac{W_4}{W_5} = e^{\left(\frac{R_{cr}}{\left(\frac{V}{c_j} \right)_{cr} \cdot \left(\frac{L}{D} \right)_{cr}} \right)} = e^{\left(\frac{1935,83}{\frac{473}{0,5} \cdot 15} \right)} = 1,146 \rightarrow \frac{W_5}{W_4} = \left(\frac{W_4}{W_5} \right)^{-1} = \frac{1}{1,146} = 0,872 \quad (7.11)$$

7.3.2. Relación entre etapas 5 y 6

De forma análoga a la anterior, se puede ahora obtener la relación entre pesos al inicio y al fin de la etapa de espera, que como se ha especificado en la misión de la aeronave, es de 1 hora. Ahora se utiliza la ecuación de Breguet de la forma **(7.12)**.

$$E_{ltr} = \left(\frac{1}{c_j} \right)_{ltr} \cdot \left(\frac{L}{D} \right)_{ltr} \cdot \ln \left(\frac{W_5}{W_6} \right) \quad (7.12)$$

Introduciendo los valores previamente definidos para la eficiencia aerodinámica y el coeficiente de consumo del motor en la anterior ecuación se determina el valor del cociente $\frac{W_6}{W_5}$, igual a 0,967 como indica **(7.13)**.

$$\frac{W_5}{W_6} = e^{\left(\frac{E_{ltr}}{\left(\frac{1}{c_j} \right)_{ltr} \cdot \left(\frac{L}{D} \right)_{ltr}} \right)} = e^{\left(\frac{1}{0,6^{18}} \right)} = 1,034 \rightarrow \frac{W_6}{W_5} = \left(\frac{W_5}{W_6} \right)^{-1} = \frac{1}{1,034} = 0,967 \quad (7.13)$$

7.3.3. Relación entre etapas 7 y 8

La relación $\frac{W_8}{W_7}$ se determina a partir de la ecuación de Breguet **(7.14)**. Se considera que la aeronave alcanzará una altura de 10000 pies sin poder llegar a la altura de diseño de 35000 ft.

$$R_{alt} = \left(\frac{V}{c_j} \right)_{alt} \cdot \left(\frac{L}{D} \right)_{alt} \cdot \ln \left(\frac{W_7}{W_8} \right) \quad (7.14)$$

Además, se debe tener en cuenta que las regulaciones FAA establecen que no se sobrepase la velocidad de 250 nudos. Así pues, los valores de eficiencia y de parámetro del motor deberán ser coherentes con dicha situación. Es por ello que se escoge un valor de eficiencia aerodinámica igual a 10 y un parámetro del motor igual a 0,9.

Introduciendo valores y despejando, se determina finalmente la relación según **(7.15)**.

$$\frac{W_7}{W_8} = e^{\left(\frac{R_{alt}}{\left(\frac{V}{c_j} \right)_{alt} \cdot \left(\frac{L}{D} \right)_{alt}} \right)} = e^{\left(\frac{100}{0,9^{10}} \right)} = 1,036 \rightarrow \frac{W_8}{W_7} = \left(\frac{W_7}{W_8} \right)^{-1} = \frac{1}{1,036} = 0,965 \quad (7.15)$$

7.3.4. Masa de combustible

Con todos los parámetros calculados en los apartados anteriores y los facilitados por las tablas de la referencia [7] adjuntas en el **Anexo 1**, en la siguiente **Tabla 12** se muestran los distintos valores a introducir en la expresión **(7.6)** para determinar el peso de combustible necesario para la misión.

$\frac{W_1}{TOW}$	$\frac{W_2}{W_1}$	$\frac{W_3}{W_2}$	$\frac{W_4}{W_3}$	$\frac{W_5}{W_4}$	$\frac{W_6}{W_5}$	$\frac{W_7}{W_6}$	$\frac{W_8}{W_7}$	$\frac{W_9}{W_8}$
0.990	0.990	0.995	0.980	0.872	0.967	0.990	0.965	0.992

Tabla 12 Valor de los parámetros entre fases de la misión

Sustituyendo estos valores en **(7.6)**, el parámetro de combustible necesario para la misión es el que se muestra en **(7.16)**.

$$MF = 0,990 \cdot 0,990 \cdot 0,995 \cdot 0,980 \cdot 0,872 \cdot 0,967 \cdot 0,990 \cdot 0,965 \cdot 0,992 = 0,764 \quad (7.16)$$

Mediante el anterior parámetro se puede finalmente estimar el valor de la masa de combustible, TF (entre fases 1 y 9, sin incluir las reservas), a partir de la siguiente expresión **(7.17)**.

$$TF = (1 - MF) \cdot TOW = (1 - 0,764) \cdot 65.700 = 15.523 \text{ kg} \quad (7.17)$$

7.4. Peso en vacío

Con los primeros valores de los pesos asociados a la carga de pago y al combustible, y teniendo en cuenta que según [7] las reservas se pueden aproximar como un 5% del peso total al despegue (aproximadamente 329 kg.), puede ahora calcular un primer valor estimado de la masa de operación en vacío de la aeronave mediante la siguiente expresión **(7.18)**.

$$OEW_{est} = TOW - TF - RF - PL = 65.700 - 15.523 - 329 - 14.310 = 35.538 \text{ kg} \quad (7.18)$$

Como se puede ver, mediante la ecuación **(7.19)** se obtiene una primera aproximación para la masa en vacío de la aeronave, el cual resulta ser de 62.000 kg.

$$EW_{est} = OEW_{est} - CW = 35.538 - 450 = 35.088 \text{ kg} \quad (7.19)$$

7.4.1. Masa en vacío

A continuación se determina el valor del peso en vacío a partir de la relación con el peso disponible para el despegue que nos muestra la ecuación **(7.20)**. Nótese que dicha fórmula representa la ecuación de la línea de regresión entre ambos pesos. Los valores de las constantes A i B se pueden determinar a partir de la **Fig. A1.3** adjunta en el **Anexo 1** y el valor de los pesos en la ecuación debe darse en unidades anglosajonas; esto es, en libras.

$$EW = 10^{\left(\frac{\log_{10} TOW - A}{B}\right)} = 10^{\left(\frac{\log_{10} 144844 - 0.0833}{1.0383}\right)} = 77.678 \text{ lbs} = 35.234 \text{ kg} \quad (7.20)$$

Como este último valor no coincide con el anteriormente estimado, se debe iniciar un proceso iterativo hasta encontrar un valor óptimo del peso al despegue para el cual ambos valores del peso en vacío coincidan: el valor previamente



estimado **(7.19)** y el obtenido haciendo uso de la anterior ecuación **(7.20)**. Nótese que el peso al despegue se había obtenido al inicio de este capítulo a partir de datos de aviones semejantes, por lo que dicho valor, aunque da una primera estimación del orden de magnitud del mismo, debe adecuarse a las necesidades de la aeronave en diseño y, por tanto, de las especificaciones de la misión.

7.5. Tabla de pesos

Mediante el procedimiento descrito anteriormente se itera hasta que los dos valores del peso en vacío convergen, obteniéndose finalmente para un valor para la masa al despegue igual a 66.303 kg. (véase **Fig. A1.4** adjunta en el **Anexo 1**). Con el valor fijado para este peso, quedan directamente determinados todos los demás.

Se puede afirmar que el valor del peso al despegue obtenido mediante el procedimiento descrito en el presente capítulo es razonable y está entre los límites fijados por aeronaves semejantes, que van desde los 54.885 kg. del DC-9-51, hasta los 77.000 kg. de masa al despegue del Airbus A320.

En la **Tabla 13** se listan los distintos pesos de la aeronave con sus correspondientes valores preliminares.

DESCRIPCIÓN	ACRÓNIMO	PESO (N)
Peso al despegue	TOW	$66.303 * 9,81 = 650,43 \text{ kN}$
Peso de combustible transportado	FW	$15.997 * 9,81 = 156,93 \text{ kN}$
Combustible necesario para la misión	TF	$15.666 * 9,81 = 153,68 \text{ kN}$
Reserva de combustible	RF	$332 * 9,81 = 3,25 \text{ kN}$
Peso a cero de combustible	ZFW	$50.306 * 9,81 = 493,50 \text{ kN}$
Carga de pago	PL	$14.310 * 9,81 = 140,38 \text{ kN}$
Peso en vacío operativo	OEW	$35.996 * 9,81 = 353,12 \text{ kN}$
Peso de la tripulación	CW	$450 * 9,81 = 4,41 \text{ kN}$
Peso en vacío	EW	$35.546 * 9,81 = 348,71 \text{ kN}$

Tabla 13 Pesos iniciales de la aeronave



8. Diseño del fuselaje

El fuselaje es una parte de vital importancia en la aeronave, pues es el encargado de albergar y proteger a la carga de pago alojando a su vez los distintos sistemas de abordaje e integrando todas las demás partes del avión (grupo alar, tren de aterrizaje, etc.).

Existen varias variables a tener en cuenta en el diseño preliminar del fuselaje, todas ellas dependientes de las especificaciones de la misión de la aeronave, presentadas ya en el primer capítulo del presente documento.

Además, para el diseño preliminar del fuselaje en una aeronave comercial para el transporte de pasajeros, las siguientes variables son clave y deben quedar definidas acorde a los distintos parámetros de diseño del proyecto en cuestión:

- Número de asientos por fila.
- Número de pasillos y dimensionado de los mismos.
- Tipo de asientos: primera clase, clase turista, etc.
- Facilidades en cabina en términos de: aseos, galerías, habitáculos para equipaje, etc.
- Provisión de asientos para la tripulación.

En el presente capítulo se definen todas estas variables y se diseña el fuselaje de forma preliminar a partir de las necesidades en cabina: tipo de carga de pago, duración del vuelo, accesos, tripulación de cabina y auxiliar, servicios a la aeronave y al pasajero, etc.

Se hace uso de expresiones que permiten estimar las dimensiones totales del fuselaje a partir del dimensionado previo de la cabina y se adjuntan croquis de la distribución transversal y longitudinal, señalando el uso de las salidas de emergencia necesarias para el transporte de pasajeros según normativa FAR.

8.1. Dimensionado transversal

La referencia [7] demuestra que, de entre las distintas geometrías que puede presentar la sección transversal del fuselaje, la circular es la más idónea desde un punto de vista estructural para vuelos a partir de los 8000 pies de altura (2,45 km.). Como la aeronave vuela a 35000 pies y debe estar presurizada, se usa un

fuselaje con forma de sección circular en vez de optar por una forma rectangular o elíptica.

Teniendo en cuenta que se quiere transportar a un total de 159 pasajeros, la normativa FAR establece el uso de un solo pasillo, que además es especificación inicial del proyecto (véase **Anexo 2**). Ello permite el uso de hasta tres asientos a lado y lado de dicho pasillo por fila, permitiendo todas aquellas configuraciones que incluyan menor número de asientos que los mencionados.

Para el presente diseño se usa una configuración transversal de asientos del tipo 3- pasillo- 3, con tres asientos a lado y lado del único pasillo que incluye la aeronave. Ello permite aumentar la capacidad de la aeronave en posibles versiones futuras sin tener que aumentar excesivamente la longitud del fuselaje.

8.1.1. Dimensiones de los asientos

Para el dimensionado de los asientos se ha recurrido a varias referencias fabricantes de estos componentes. A continuación se adjunta una fotografía real, **Fig. 9**, de la estructura típica de tres asientos que se usa para cada lado del pasillo.



Fig. 9 Estructura de 3 asientos ensamblados

Comparando dimensiones de aviones semejantes y de los distribuidores existentes, se premia al confort del pasajero y se establece una anchura total de 60 cm para el pasillo, dejando un margen de 1,5 metros a lado y lado para ensamblar las estructuras de tres asientos seleccionadas.

La **Fig. 10** muestra un croquis del dimensionado de los asientos empleando estructuras de ensamble de tres asientos distribuidas por la referencia [6], por ser ésta la líder proveedora de asientos en aviación comercial, tanto en experiencia como en aplicaciones, por ejemplo, el Boeing 737 serie 200. Se elige este tipo de estructura por cumplir con las dimensiones totales de 1,5 metros de

anchura y presentar la relación calidad precio más competitiva de entre las existentes.

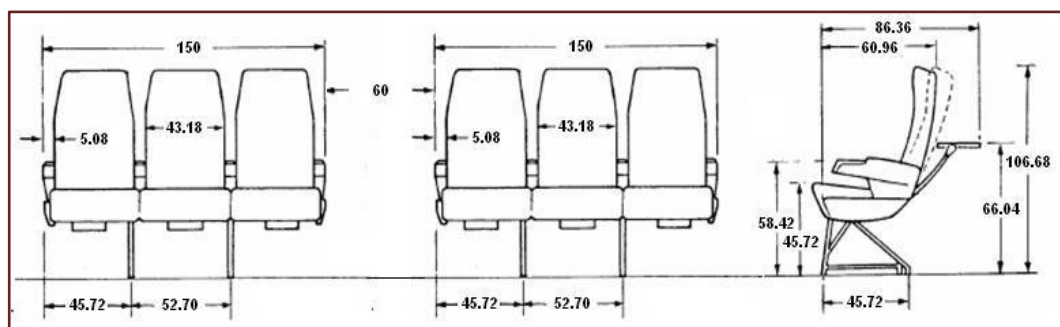


Fig. 10 Croquis con cotas de los asientos seleccionados

La **Tabla 14** sintetiza las dimensiones características de los asientos empleados.

DIMENSIONES BÁSICAS	(cm)
Anchura del asiento	43,18
Altura del asiento	106,68
Anchura del reposabrazos	5,08
Altura suelo- asiento	45,72
Anchura del pasillo	60,00

Tabla 14 Dimensiones características de los asientos

8.1.2. Dimensiones de la cabina y el fuselaje

La anchura total de la cabina es, por tanto, la suma del espacio que ocupan las estructuras de tres asientos y el espacio debido al ancho del pasillo, además de un margen de holgura total para ambos lados que se estima de 5 centímetros, según referencia [2]. Así pues, la siguiente ecuación **(8.1)** muestra un ancho total de la cabina de 3,65 metros.

$$A_c = 2 \cdot 1,5 + 0,6 + 2 \cdot 0,05 = 3,7 \text{ m} \quad (8.1)$$

Una vez determinado el ancho de la cabina, para el cálculo del diámetro del fuselaje se utiliza el método propuesto por [2], por el cual se cumple la siguiente ecuación **(8.2)** para aeronaves de transporte comercial. Según ésta, se obtiene un diámetro total del fuselaje de 3,88 metros.

$$D_f = 1,05 \cdot A_c = 3,88 \text{ m} \quad (8.2)$$

A modo de síntesis, la siguiente **Tabla 15** refleja las dimensiones transversales preliminares para la cabina y el fuselaje.

DIMENSIONES BÁSICAS	(m)
Diámetro de la cabina	3,70
Sección transversal cabina (m ²)	10,75
Diámetro del fuselaje	3,88
Sección transversal fuselaje (m ²)	11,85

Tabla 15 Dimensiones transversales de la cabina y el fuselaje

A continuación, en la **Fig. 11** adjunta en la siguiente página, se muestra un croquis con las dimensiones y distribución de la sección transversal del fuselaje y la cabina de pasajeros para una configuración en clase turista (máxima densidad de asientos).

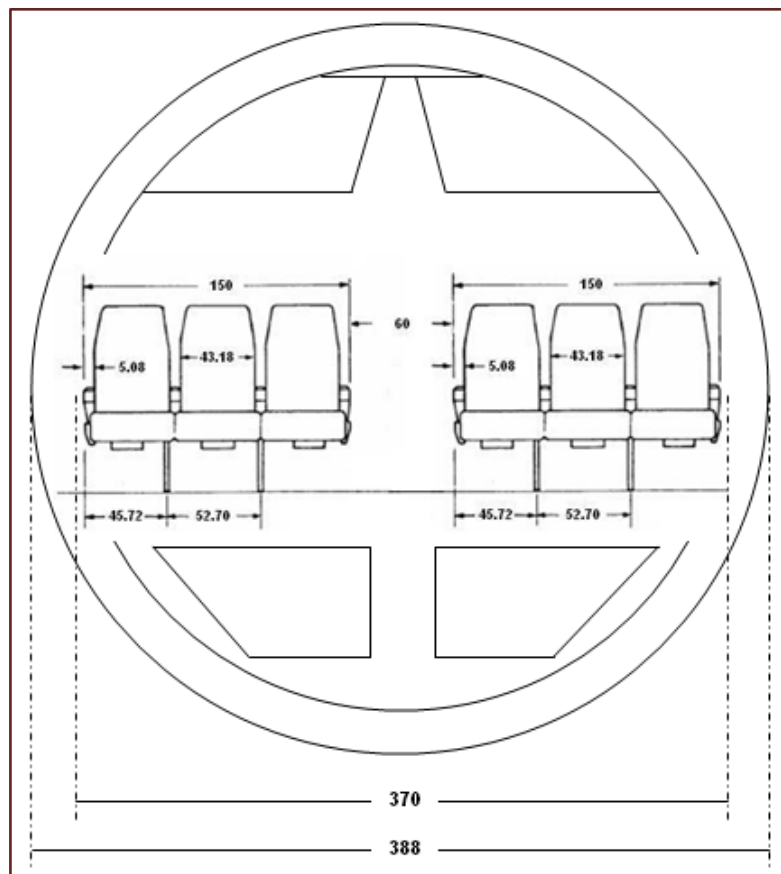


Fig. 11 Croquis con cotas de la sección transversal del fuselaje

8.2. Dimensionado longitudinal

El fuselaje se puede dividir longitudinalmente en tres secciones bien diferenciadas entre ellas, las cuales son:

- Cabina de pilotos y morro de la aeronave.
- Cabina de pasajeros.
- Cono de cola

Longitudinalmente, y en configuración turista por ser ésta la que más asientos contempla, y por tanto la más restrictiva, la cabina de pasajeros consta de un total de 26 filas con 6 asientos por fila y una fila adicional con 3 pasajeros más, albergando por tanto un total de 159 pasajeros ($156 + 3$), que son los especificados inicialmente en este proyecto. Además, se establece un paso entre filas igual a 85 centímetros, según referencia [2].

Con todo esto, y haciendo uso de las expresiones **(8.3)** y **(8.4)**, se puede determinar finalmente la longitud de la cabina y, a partir de esta última, la longitud total del fuselaje.

$$L_c = \#filas \cdot p \cdot 1,3 = 27 \cdot 0,85 \cdot 1,3 = 29,84 \text{ m} \quad (8.3)$$

$$L_f = L_c \cdot (3 \cdot A_f) = 29,84 \cdot (3 \cdot 3,88) = 41,5 \text{ m} \quad (8.4)$$

Con estos datos se dimensiona finalmente la cabina de pasajeros y el fuselaje, obteniendo un valor total de la esbeltez del mismo igual a 10,68 tal y como muestra la siguiente **Tabla 16**.

DIMENSIONES BÁSICAS	(m)
Longitud de la cabina	29,84
Longitud del fuselaje	41,5
Esbeltez del fuselaje (L_f / A_f)	10,68

Tabla 16 Dimensiones longitudinales de la cabina y el fuselaje

En la referencia [7] se especifica que la esbeltez en aviones comerciales debe situarse entre los límites 8 y 12, pudiendo afirmar que en este caso se cumple dicha condición. Además, se pueden asegurar futuras ampliaciones en cuanto a longitud del fuselaje debido al margen existente entre el valor obtenido y el límite superior de 12. Así, en versiones futuras se puede ampliar la longitud del fuselaje hasta un total de 5 metros más, cumpliéndose en todo momento la condición impuesta por las presentes regulaciones aeronáuticas.

8.3. Salidas de emergencia

En el **Anexo 2** se incluye la regulación FAR acerca las salidas de emergencia de que debe disponer cualquier aeronave puesta en servicio. Considerando un

número total de pasajeros en clase económica igual a 159, y por tanto menor a 160, se establece como requisito el disponer de dos pares de salidas tipo I y dos pares tipo III, entendiéndose como par el hecho de disponer de una puerta de salida en cada lado del fuselaje.

A continuación se muestra una tabla con el tipo de salida de emergencia y el número de pasajeros que permite evacuar cada par de las mismas (**Tabla 17**). Además, se incluye el número de pares de puertas utilizadas en la aeronave del presente proyecto preliminar, que como se puede ver permiten evacuar hasta un total de 160 pasajeros.

TIPO	# PASAJEROS	# PARES	# PASAJEROS
A	110		
B	75		
C	55		
I	45	2	90
II	40		
III	35	2	70
IV	9		
Total			160

Tabla 17 Salidas de emergencia y número de pasajeros evacuados

La normativa FAR establece las siguientes definiciones respecto a los dos tipos de salidas de emergencia utilizados por la aeronave en diseño:

- **Tipo I:** Salida a nivel del suelo con apertura rectangular de no menos de 61 cm. de ancho por 122 cm. de alto, y con chaflán en las esquinas de radio máximo 20,3 cm.
- **Tipo III:** Salida con apertura rectangular de no menos de 50,8 cm. de ancho por 91,5 cm. de alto y con radios en las esquinas no mayores a 17,8 cm. Además, el desnivel con el interior de la aeronave no debe ser superior a 50,8 cm. y, si la salida se encontrase sobre el ala, entonces el desnivel con el plano exterior no debe exceder de los 68,5 cm.

8.3.1. Ubicación longitudinal

La siguiente **Fig. 12** muestra un croquis de la disposición en planta del fuselaje, para una configuración en clase turista (máximo número de asientos), junto con la ubicación de las distintas salidas de emergencia.

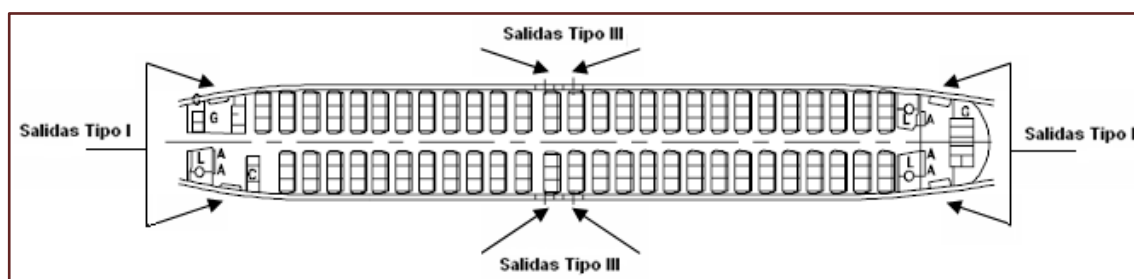


Fig. 12 Disposición longitudinal en clase turista y ubicación de las salidas de emergencia

8.3.2. Dimensiones de las puertas

A continuación, en la **Fig. 13**, se presenta un croquis sin cotas de las salidas de emergencia utilizadas.

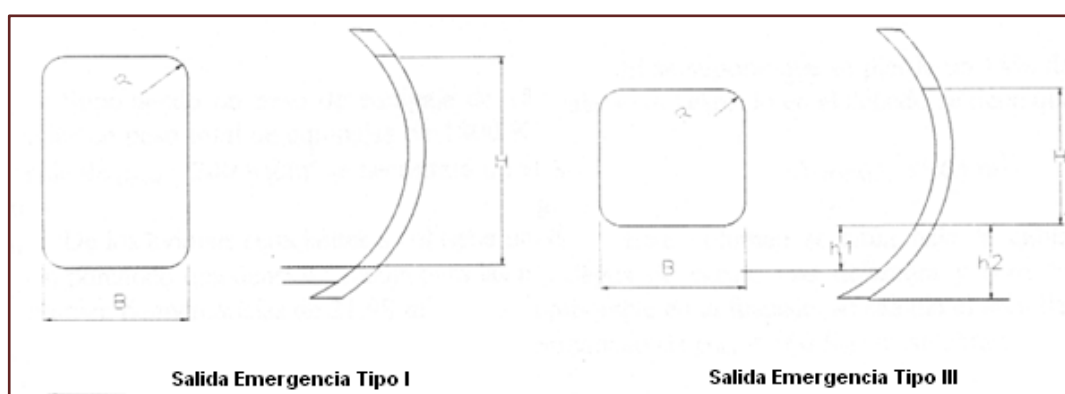


Fig. 13 Croquis sin cotas de las salidas de emergencia utilizadas

Finalmente, la siguiente **Tabla 18** muestra las dimensiones básicas de cada tipo de salidas utilizadas.

DIMENSIONES BÁSICAS	Tipo I	Tipo III
Características	Nivel Suelo	Con escalón
Base, B (cm)	61	50,8
Altura, H (cm)	122	91,5
Radio, a (cm)	20,3	17,8
Altura, h1 (cm)	-	50,8
Altura h2 (cm)	-	68,5

Tabla 18 Dimensiones características de las salidas de emergencia



9. Punto de diseño

En el diseño preliminar de una aeronave, más allá de las especificaciones iniciales de alcance y velocidad de vuelo en crucero, se deben también determinar las siguientes características en cuanto a performance se refiere:

- Velocidad de pérdida.
- Longitud de campo para el despegue.
- Longitud de campo para el aterrizaje.
- Velocidad de crucero.
- Ratio de ascenso, ya sea con todos los motores operativos como con un motor inoperativo.
- Tiempo de ascenso hasta una cierta altura.
- Maniobrabilidad.

Despreciando en este primer diseño las características relacionadas con la maniobrabilidad, en el presente capítulo se determinan aquellos parámetros de diseño que afectan a todas las demás características de performance de la aeronave. Estos parámetros son los que se listan a continuación:

- Superficie alar, S_w .
- Empuje en despegue, T_{TO} .
- Coeficiente de sustentación máximo en despegue para configuración limpia, $C_{L_{max}}$.
- Coeficiente de sustentación máximo en despegue, $C_{L_{max,TO}}$.
- Coeficiente de sustentación máximo en aterrizaje, $C_{L_{max,L}}$.

Como es sabido, la combinación del valor de máxima carga alar, W/S , con la mínima relación empuje a peso, T/W , proporcionan a la aeronave el menor peso posible y, por tanto, el menor coste asociado a la misma. Es por ello que de entre todos los valores obtenidos para los cuales se satisfacen las necesidades de performance especificadas, se escogen aquellos que cumplen con la citada condición.

9.1. Polar parabólica

Se dispone de la siguiente expresión **(9.1)** para el cálculo de la polar a bajas velocidades (véase referencia [7]). Como se puede ver, se asume una polar de tipo parabólico.

$$C_D = C_{D0} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot A \cdot e} = \frac{f}{S_w} + \frac{C_L^2}{\pi \cdot A \cdot e} \quad (9.1)$$

Donde f es la llamada superficie parásita equivalente y puede ser estimada, conocido el peso de la aeronave en despegue, mediante las siguientes ecuaciones **(9.2)** y **(9.3)**.

$$\log_{10} f = a + b \cdot \log_{10} S_{wet} \quad (9.2)$$

$$\log_{10} S_w = c + d \cdot \log_{10} W_{TO} \quad (9.3)$$

Haciendo uso de los datos incluidos en **Fig A3.1**, **Fig. A3.2**, **Fig. A3.3** y **Fig. A3.4** adjuntas en el **Anexo 3** del presente documento, se obtienen los resultados representados en la siguiente **Tabla 19**. Nótese que en esta primera aproximación la carga alar al despegue se estima como la media geométrica de los valores existentes de las aeronaves semejantes (ver capítulo 2).

W_{TO} (kg)	$(W/S)_{TO}$ (kg/m ²)	S_w (m ²)	S_{wet} (m ²)	f (m ²)	C_{D0}
66.303	606,50	109,32	754,38	2,26	0,0207

Tabla 19 Definición de parámetros básicos para el cálculo de la polar

Considerando un alargamiento alar, A , ligeramente superior al de los aviones semejantes con el fin de reducir la resistencia e incrementar a su vez la eficiencia de la aeronave, y un parámetro de Oswald igual a 0,85 por ser éste un valor característico de los semejantes, se puede expresar la polar del avión en configuración limpia tal y como muestra la siguiente ecuación **(9.4)**.

$$C_D = 0,0207 + 0,0374 \cdot C_L^2 \quad (9.4)$$

No obstante, la expresión anterior es válida, como ya se ha comentado, para vuelo a bajas velocidades. Es por ello que, dado que la aeronave se diseña para operar en régimen subsónico alto, se debe incrementar el coeficiente de resistencia parásita en 0,0020. Con todos estos datos, y suponiendo el uso de flaps del tipo Flower doblemente ranurado al borde de salida y un tren de aterrizaje situado en un ala baja, se puede finalmente expresar la polar de la aeronave para las distintas fases del vuelo, tal y como muestra la siguiente

Tabla 20. El efecto de los dispositivos hipersustentadores y del tren de aterrizaje sobre la polar se puede ver ilustrado en la **Fig. A3.5** en el **Anexo 3**.

RÉGIMEN DE VUELO	POLAR PARABÓLICA
Despegue con flaps y tren	$C_{D_{T0}} = 0,048 + 0,056 \cdot C_L^2$
Segundo segmento con flaps	$C_{D_2} = 0,033 + 0,056 \cdot C_L^2$
Crucero	$C_{D_C} = 0,023 + 0,037 \cdot C_L^2$
Aterrizaje con flaps y tren	$C_{D_L} = 0,093 + 0,064 \cdot C_L^2$

Tabla 20 Polar de la aeronave para las distintas fases del vuelo

9.2. Limitaciones de diseño

9.2.1. Limitaciones en despegue

La distancia de despegue necesaria para una aeronave depende de los siguientes factores:

- Peso al despegue, TOW.
- Velocidad al despegue, v_{TO} .
- Relación empuje a peso al despegue, $\left(\frac{T}{W}\right)_{TO}$.
- Coeficiente de resistencia aerodinámica, $C_{D,G}$.
- Coeficiente de rozamiento con el suelo, μ_G .
- Técnica y experiencia del piloto.

Considerando la fase de despegue sobre una pista típica de asfalto y a nivel del mar, la aeronave en diseño debe satisfacer los requisitos que impone la normativa FAR en referencia a las limitaciones en despegue, traducible todo ello en términos de la distancia mínima requerida para efectuar dicha maniobra de despegue.

La normativa FAR 25 a la que aplica la aeronave en diseño establece una velocidad característica a 35 pies de altura (10,7 metros) mayor o igual a 1,2 veces la velocidad de pérdida en despegue.

Partiendo del balance energético entre el principio del despegue y el punto donde se alcanza dicha velocidad característica, a 35 pies de altura, se relaciona

la longitud de campo al despegue con los parámetros de carga alar y empuje a peso mediante la siguiente ecuación (9.5).

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{TO} = \left[k_{TO} \cdot \left(\frac{W}{S_w}\right)_{TO} \right] / \left[\sigma \cdot C_{Lmax, TO} \cdot S_{TO} \right] = k_{TO} \cdot TOP_{25} \quad (9.5)$$

Introduciendo en la anterior expresión el parámetro de despegue TOP_{25} , definido en la normativa FAR 25, se obtiene una relación que permite obtener la distancia necesaria en despegue en función del parámetro TOP_{25} y de la constante de proporcionalidad k_{TO} , tal y como se puede ver en la siguiente ecuación (9.6).

$$S_{TO} = k_{TO} \cdot TOP_{25} \quad (9.6)$$

El valor de la anterior constante de proporcionalidad se puede extraer de aviones semejantes y toma el valor mostrado en la siguiente ecuación (9.7).

$$k_{TO} = 2,34 \quad (9.7)$$

Con el fin de calcular el coeficiente de sustentación máximo al despegue, se hace uso de los datos disponibles de aeronaves semejantes presentados todos ellos a continuación. Haciendo la media geométrica de los semejantes se puede ver como se obtiene un valor de dicho parámetro igual a 2,30, tal y como muestra la siguiente ecuación (9.8).

$$C_{L, TO} = 2,30 \quad (9.8)$$

Este valor del coeficiente de sustentación al despegue, aunque está ligeramente por encima de los límites establecidos por la referencia [7], tal y como se puede ver en la **Fig. A3.4**, **Error! No se encuentra el origen de la referencia.** en el **Anexo 3**, es válido pues la tabla anexa no está actualizada con la tecnología presente en cuanto a dispositivos hipersustentadores se refiere (los datos incluidos en esta referencia son de finales del siglo XX, en concreto del año 1984). La **Tabla 21** muestra los valores de los parámetros básicos obtenidos en este diseño preliminar.

	A320	B737-400	DC-9-51	MD-87	PROYECTO
$T_{TO} (N)$	240000	142000	142200	178000	171378
$W_{TO} (N)$	755370	667472	538422	622964	641276
$(T/W)_{TO}$	0,32	0,21	0,26	0,29	0,27
S_w	122,60	105,40	93,00	112,30	107,78



S_{TO}	2090	2550	2300	2300	2.304
$(W/S_w)_{TO}$	628,06	645,54	590,16	565,48	606,50
$C_{Lmax,TO}$	2,21	2,78	2,27	2,01	2,30

Tabla 21 Comparación de parámetros para limitaciones en despegue con aeronaves semejantes

Como se puede ver, para la aeronave en diseño se usa una distancia de despegue igual a 2.304 metros, que se corresponde con el valor del coeficiente de sustentación considerado y que proviene, una vez más, de la media geométrica de los valores disponibles de aeronaves semejantes. Dicho valor queda reflejado en la siguiente ecuación **(9.9)**.

$$S_{TO} = 2.304 \text{ m} \quad (9.9)$$

A modo de síntesis, a continuación se presenta una gráfica con la familia de rectas que se obtiene para cada valor del coeficiente de sustentación considerado (cada uno de los disponibles de aviones semejantes y el considerado para la aeronave en diseño, igual a 2,30). Así, cada recta de las representadas muestra los distintos valores que toma la relación empuje a peso en despegue en función de los valores de carga alar para el coeficiente de sustentación considerado. Para ello, se grafica la siguiente ecuación **(9.10)** para cada valor de $C_{L,TO}$ y distancia al despegue correspondiente, S_{TO} (datos de aeronaves semejantes y de la aeronave en proyecto, ver **Tabla 21**), y para un rango de valores de carga alar entre 50 y 1000 kg/m².

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{TO} = \left[2,34 \cdot \left(\frac{W}{S_w}\right)_{TO} \right] / [C_{Lmax,TO} \cdot S_{TO}] \quad (9.10)$$

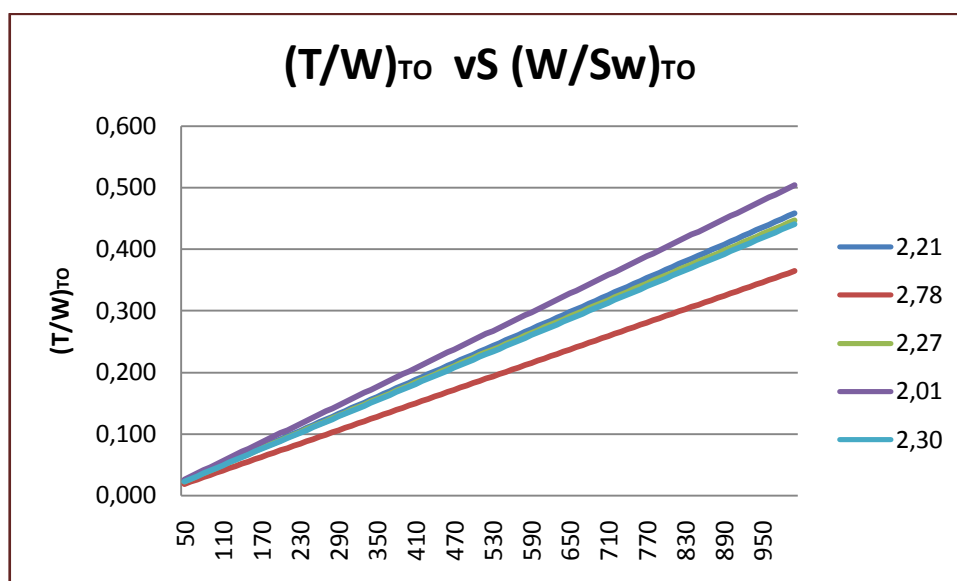


Fig. 14 Limitaciones del punto de diseño en fase de despegue para distintos valores de c_L

En la anterior gráfica, **Fig. 14**, se puede ver el efecto del coeficiente de sustentación máximo al despegue y de la carga alar sobre la relación de empuje a peso de la aeronave. Asimismo, las limitaciones en fase de despegue exigen que el punto de diseño se encuentre por encima de las rectas ascendentes que aparecen en el gráfico anterior.

9.2.2. Limitaciones en segundo segmento

Durante el ascenso posterior al despegue y hasta alcanzar el nivel de crucero (en este caso 35000 pies de altura) se supone el tren de aterrizaje subido y los flaps en configuración de despegue. En este tramo, las normas exigen que debe cumplirse un gradiente mínimo de subida (ángulo mínimo de ascenso, γ_2) incluyendo fallo de motor crítico. Este ángulo varía con el número de motores instalado en la aeronave, y para aeronaves bimotores como la del presente diseño preliminar su valor es del 2,40 %, tal y como muestra la siguiente ecuación (9.11).

$$\gamma_2 = 2,40 \% = 0,024 \text{ rad} = 1,375^\circ \quad (9.11)$$

Las ecuaciones dinámicas que rigen este ascenso, proyectadas en dirección vertical y horizontal respectivamente, son las que se muestran mediante las siguientes ecuaciones (9.12) y (9.13).

$$T = D + W \cdot \sin \gamma + \frac{W}{g} \cdot \frac{dV}{dt} \quad (9.12)$$

$$L = W \cdot \cos \gamma \quad (9.13)$$

Bajo hipótesis de ángulo de ascenso pequeño, se puede expresar la relación empuje a peso al despegue en términos de los parámetros en este régimen de ascenso, obteniéndose la siguiente ecuación **(9.14)**.

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{TO} = \left(\frac{T}{W}\right)_2 \cdot \left(\frac{N_e}{N_e - 1} \cdot \frac{T_{TO,1e}}{T_{2,1e}}\right) \cdot \left(\frac{W_2}{W_{TO}}\right) = \frac{N_e}{N_e - 1} \cdot \frac{T_{TO,1e}}{T_{2,1e}} \cdot \left(\gamma_2 + \left[\frac{D}{L}\right]_2\right) \quad (9.14)$$

La relación entre pesos en segundo segmento y en despegue suele ser del orden del 98%. Los demás valores de los términos presentes en la anterior ecuación **(9.14)** se pueden ver sintetizados en la siguiente **Tabla 22**. Nótese que la inversa de la eficiencia (D/L) que aparece en la ecuación se obtiene a partir de la polar en este régimen de vuelo, ya estimada en el apartado 5.2 del presente capítulo.

$(N_e/N_e - 1)$	$(T_{TO,1e}/T_{2,1e})$	(W_2/W_{TO})	γ_2	$(D/L)_2$
2	1,176	0,98	0,024	0,11

Tabla 22 Parámetros necesarios para el cálculo de las limitaciones en segundo segmento

Sustituyendo valores, finalmente se puede representar gráficamente la relación empuje a peso al despegue en función de la carga alar a partir de la siguiente ecuación **(9.15)**, obteniéndose la gráfica de la **Fig. 15**. Como se puede ver, en este régimen la relación empuje a peso al despegue no depende de la carga alar.

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{TO} = 0,308 \quad (9.15)$$

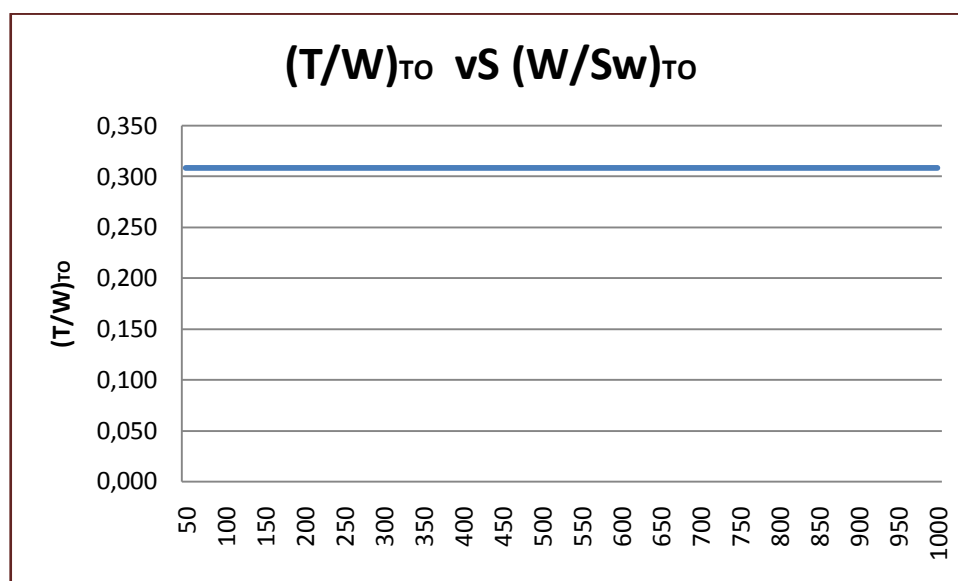


Fig. 15 Limitaciones del punto de diseño en fase de segundo segmento

A partir de la gráfica anterior, es fácil ver como el punto de diseño debe situarse por encima de la recta representada en color azul.

9.2.3. Limitaciones en crucero

La fase de vuelo en crucero es la más larga de la misión, especificada ya en el capítulo 3 del presente documento. En ésta, se impone vuelo uniforme a la velocidad de diseño; esto es, Mach 0,82 (279 m/s).

Las dos leyes dinámicas que rigen esta fase de la misión (en sentido vertical y horizontal, respectivamente) son las expresadas mediante las siguientes ecuaciones (9.16) y (9.17).

$$L = W \quad (9.16)$$

$$T \geq D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_{cr}^2 \cdot S_w \cdot C_D \quad (9.17)$$

Manipulando convenientemente ambas expresiones se puede finalmente obtener la siguiente ecuación (9.18), la cual permite obtener la relación empuje a peso al despegue en función de los demás parámetros de diseño, entre los cuales la carga alar.

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{T0} = \frac{T_{T0}}{T} \cdot \left(\frac{C_{D0} \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2}{\left(\frac{W}{S_w}\right)_{T0}} + \frac{\left(\frac{W}{S_w}\right)_{T0}}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot \pi \cdot A \cdot e} \cdot \left(\frac{W}{W_{T0}}\right)^2 \right) \quad (9.18)$$

V_{cr} (m/s)	e	A	ρ (kg/m ³)	T_{T0}/T	W/W_{T0}
279	0,85	10	0,41	4,5	0,92

Tabla 23 Parámetros necesarios para el cálculo de limitaciones en fase de crucero

Sustituyendo los términos de la anterior **Tabla 23** por sus respectivos valores en la anterior ecuación (9.18), a continuación se puede representar gráficamente los valores de la relación empuje a peso al despegue en función de la carga alar al despegue a partir de la siguiente ecuación (9.19).

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{T0} = \frac{1630,101}{\left(\frac{W}{S_w}\right)_{T0}} + 8,938 \cdot 10^{-6} \cdot \left(\frac{W}{S_w}\right)_{T0} \quad (9.19)$$

De esta forma se obtiene la siguiente **Fig. 16**, a partir de la cual se deduce que el punto de diseño debe escogerse de tal modo que se sitúe, una vez más, por encima de la curva representada en color azul.

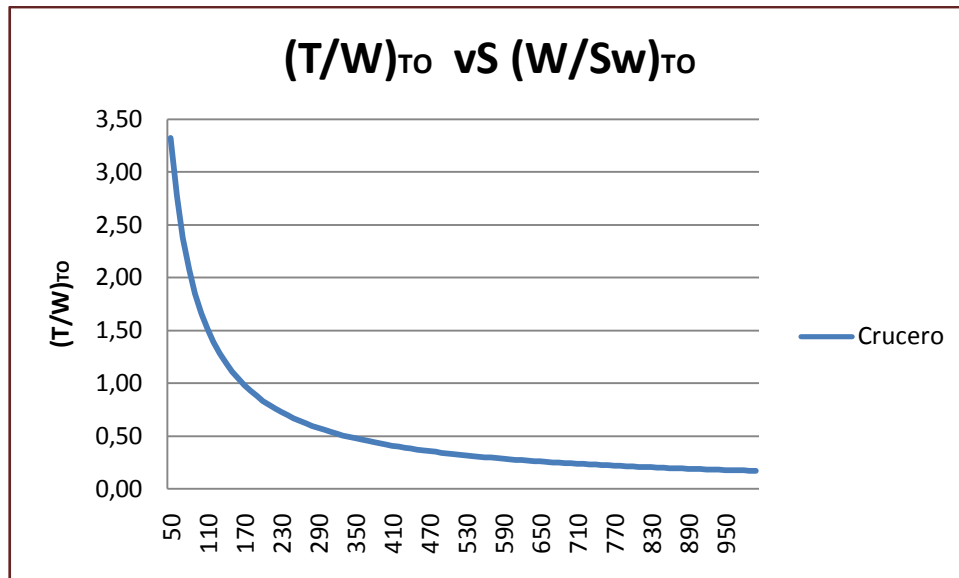


Fig. 16 Limitaciones del punto de diseño en fase de crucero

9.2.4. Limitaciones en aterrizaje

La distancia de aterrizaje necesaria para una aeronave depende básicamente de los siguientes cuatro factores:

- Peso al aterrizaje, LW .
- Velocidad de aproximación, v_A .
- Método de deceleración utilizado.
- Calidad de la aeronave y técnica y experiencia del piloto.

Desde un punto de vista energético, la velocidad de aproximación tiene un efecto “al cuadrado” sobre la distancia de aterrizaje necesaria. Una vez la aeronave ha tocado tierra, se puede utilizar cualquier de los métodos de deceleración existentes: frenos, reversa, uso de paracaídas o de barreras de frenado, etc.

La normativa establece una velocidad mínima de aproximación a 50 pies del suelo, V_B , igual a 1,3 veces la velocidad de pérdida en el aterrizaje. Esto se traduce en un coeficiente de sustentación 1,69 veces inferior al de pérdida en el aterrizaje. Por otra parte, la normativa también establece un límite de

deceleración por encima del cual los pasajeros presentarían molestias durante el aterrizaje.

De forma similar al caso del despegue, se realiza un balance energético obteniendo la relación mostrada en la siguiente ecuación **(9.20)**. Esta expresión se puede poner en función de la carga alar en el despegue tal y como muestra la ecuación **(9.21)**, en la que se ha considerado que el aeropuerto de destino se encuentra a nivel del mar.

$$S_L \cdot W_L \cdot \alpha \cdot g = \frac{1}{2} \cdot W_L \cdot V_B^2 \quad (9.20)$$

$$\left(\frac{W}{S_w}\right)_{TO} = k_L \cdot S_L \cdot C_{L,max,L} \quad (9.21)$$

El valor de la constante de proporcionalidad (k_L) se puede extraer de aeronaves semejantes y su valor es el que muestra la ecuación **(9.22)**.

$$k_L = 0,12 \quad (9.22)$$

Con el fin de calcular el coeficiente de sustentación máximo al aterrizaje, se hace uso una vez más de los datos disponibles de aeronaves semejantes, presentados todos ellos en la siguiente **Tabla 24**. Haciendo la media geométrica de los semejantes, se puede ver como se obtiene un valor de dicho parámetro igual a 2,84, tal y como muestra la siguiente ecuación **(9.23)**.

$$C_{L,max,L} = 2,84 \quad (9.23)$$

Una vez más, el valor del coeficiente de sustentación obtenido por el procedimiento descrito está ligeramente por encima de los límites que establece la **Fig. A3.4** del **Anexo 3**, y se justifica que dicho valor es válido por no estar ésta actualizada a la tecnología presente.

	A320	B737-400	DC-9-51	MD-87	PROYECTO
W_L (N)	647.460	551.773	489.470	569.569	561.774
S_w	122,60	105,40	93,00	112,30	107,78
S_L	1470	1575	1550	1650	1.560
$(W/S_w)_L$	538,34	533,64	536,51	517,01	531,31
W_L/W_{TO}	0,86	0,83	0,91	0,91	0,88
$(W/S_w)_{TO}$	628,06	645,54	590,16	565,48	606,50
$C_{Lmax,L}$	3,05	2,82	2,88	2,61	2,84

Tabla 24 Comparación de parámetros para limitaciones en aterrizaje con aeronaves semejantes

Como se puede ver, para la aeronave en diseño se estima una distancia necesaria para el aterrizaje igual a 1.560 metros. Dicho valor queda reflejado en la siguiente ecuación (9.24).

$$S_L = 1.560 \text{ m} \quad (9.24)$$

De forma análoga al caso del despegue, en la siguiente gráfica **Fig. 17** quedan representadas las relaciones empuje a peso al despegue en función de la carga alar para cada una de las aeronaves semejantes consideradas, así como también para la aeronave en diseño, cuya recta es la representada en color rojo. Nótese que el punto de diseño debe situarse al semiplano izquierdo de las rectas verticales representadas.

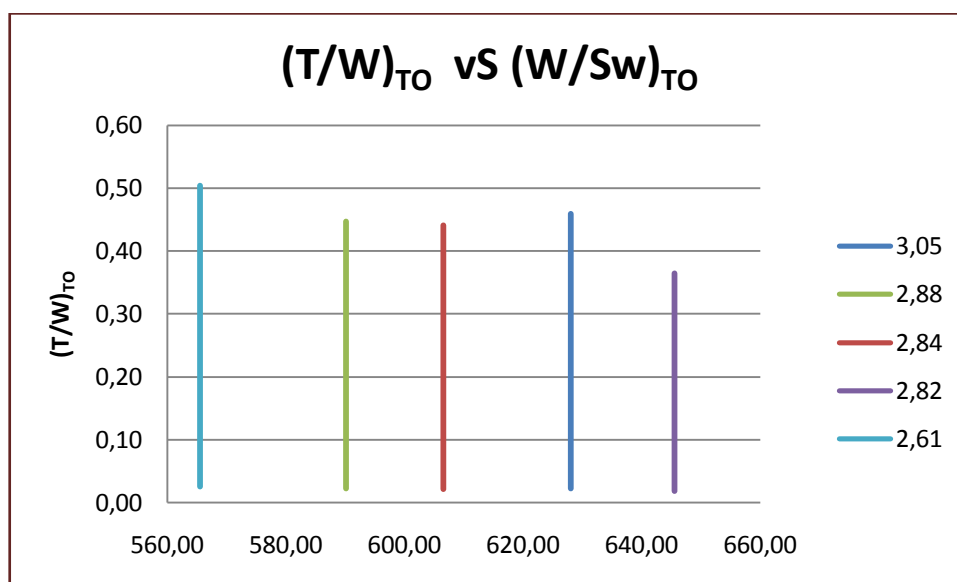


Fig. 17 Limitaciones del punto de diseño en fase de aterrizaje

9.3. Selección del punto de diseño

Representando los anteriores resultados sobre unos mismos ejes se obtiene finalmente la gráfica mostrada a continuación, en la siguiente **Fig. 18**.

Para la selección del punto de diseño, se debe tener en cuenta los límites que imponen las actuaciones de la siguiente forma:

- Debe estar por encima de la hipérbola definida por los requisitos en crucero.
- Debe encontrarse por encima de la recta creciente que definen los requisitos al despegue.

- Debe estar al semiplano izquierdo de la recta vertical definida por los requisitos al aterrizaje.
- Debe encontrarse por encima de la recta horizontal definida por los requisitos de subida en segundo segmento.

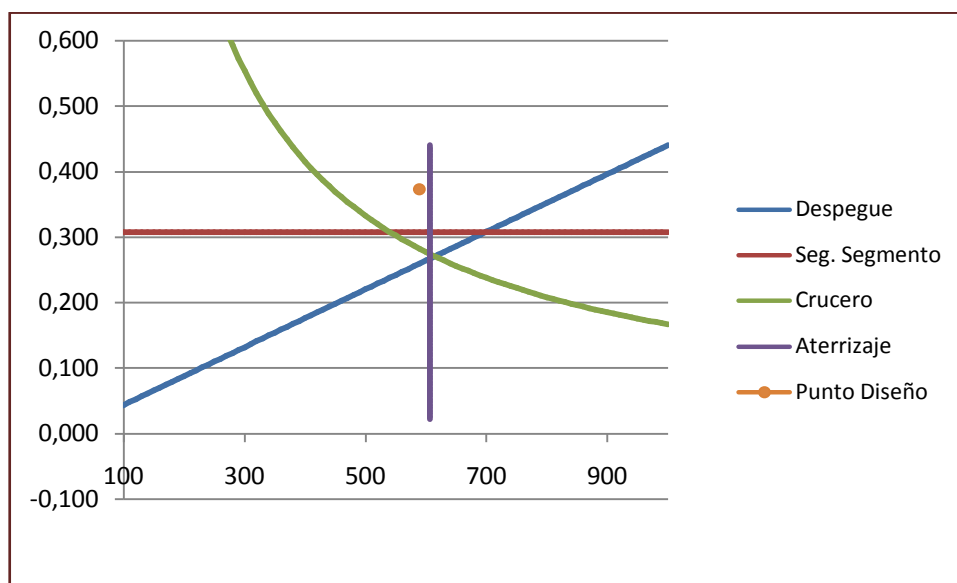


Fig. 18 Selección y emplazamiento del Punto de Diseño

9.3.1. Conclusiones

Como puede verse en la anterior **Fig. 18**, el punto de diseño se determina de forma que se cumplan todos los requisitos impuestos por las actuaciones y con empuje suficiente como para tener en cuenta futuras versiones de la aeronave (con mayor capacidad). Además, interesa una carga alar lo mayor posible, pues conlleva una menor superficie alar y, por tanto, un menor peso de la aeronave, lo que significa una ventaja en lo que a economía se refiere, requisito impuesto en el primer capítulo del presente documento.

En el siguiente capítulo se determina la planta propulsora y el grupo alar, por lo que se obtienen valores de los parámetros de empuje al despegue y superficie alar que permiten justificar la posición del punto de diseño en el anterior gráfico.

El lector puede ver la tabla de resultados a partir de la cual se obtiene el gráfico mostrado en las figuras **Fig. A5.1**, **Fig. A5.2** y **Fig. A5.3** adjuntas en el **Anexo 5**.

10. Grupo aerodinámico

10.1. El ala

A partir del punto de diseño determinado en el capítulo anterior, y en lo que a carga alar se refiere, se tiene que ésta debe tener un valor al despegue igual a 590 kg/m^2 , por ser éste un valor conservativo y coherente con el obtenido de aeronaves semejantes. Puesto que el peso al despegue resulta ser de 66303 kg , determinado y especificado en el tercer capítulo del presente documento, la superficie alar que cumple con la carga alar al despegue mencionada es, por tanto, igual a $112,38 \text{ m}^2$, tal y como indica la siguiente ecuación **(10.1)**.

$$\left(\frac{W}{S_w}\right)_{TO} = 590 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2} \Rightarrow S_w = 112,38 \text{ m}^2 \quad (10.1)$$

Este valor de carga alar al despegue se justifica con **Fig. A6.1** en el **Anexo 6**, que muestra los límites de dicho parámetro en función del tipo de aeronave. Así pues, el cociente en unidades anglosajonas resulta ser igual a $120,84 \text{ psf}$ ($146173,094 \text{ lbs} / 1209,62 \text{ ft}^2$), que resulta válido para aeronaves comerciales como la de diseño.

Teniendo en cuenta los valores existentes para aeronaves semejantes, tal y como se refleja en la tabla 2.6.5 del segundo capítulo del presente diseño preliminar, se promedian valores para el alargamiento alar, y una vez determinado éste queda por tanto definida la envergadura del ala, pues se relacionan entre sí mediante la superficie alar tal y como muestra la siguiente ecuación **(10.2)**. De esta forma, y teniendo en cuenta que se toma un valor de alargamiento igual a 10, coincidiendo con el utilizado en el cálculo del punto de diseño, a continuación se muestra el valor de la envergadura de ala que utiliza la aeronave en diseño.

$$S_w = \frac{b^2}{A} \Rightarrow b = \sqrt{S_w \cdot A} = \sqrt{112,38 \cdot 10} = 33,52 \text{ m} \quad (10.2)$$

Como se ha mencionado, la aeronave se diseña con un ala baja, típica e idónea para este tipo de aviones en régimen subsónico alto que precisan de flecha como es el caso. Además, con el fin de evitar un aumento en la resistencia aerodinámica debido a la interferencia ala- fuselaje, ésta se posiciona carenada al fuselaje, como todas las existentes de aeronaves semejantes.

La siguiente **Tabla 25** muestra los principales parámetros del ala que se han definido hasta el momento por el procedimiento mencionado.



CARACTERÍSTICAS DEL ALA	
Tipo de ala	Baja
Ensamble fuselaje	Carenada
Superficie, S_w (m ²)	112,38
Alargamiento, A	10
Envergadura, b (m)	33,52
Cuerda media, CMG (m)	3,35

Tabla 25 Características básicas del grupo alar

Nótese que la cuerda media es, por definición, aquella que multiplicada por la envergadura da la superficie alar requerida, por lo que su cálculo es inmediato a partir de los datos ya definidos.

10.1.1. Flecha y espesor relativo

Tal y como recomiendan algunas de las grandes literaturas aeronáuticas, se usan perfiles súper- críticos y se impone flecha en el ala debido al acercamiento a la zona de divergencia de la resistencia, efecto característico en régimen subsónico alto y que provoca una disminución en la velocidad de la corriente efectiva. Así pues, se define un número de Mach crítico a partir del cual se alcanzan condiciones sónicas en algún punto del perfil alar, sin llegar a presentarse dicha divergencia de la resistencia. En las tablas comparativas de aviones semejantes del capítulo 6 del presente documento se presentan los valores de Mach crítico de los semejantes, el cual se toma igual al Mach máximo operativo definido para los mismos.

En coherencia con el valor de los semejantes, y debido al uso de perfiles súper- críticos, se define como valor de referencia para la aeronave en diseño un Mach crítico igual a 0.82, tal y como se define mediante la siguiente expresión **(10.2)**.

$$M_{cr} = 0,82 \quad \textbf{(10.2)}$$

A continuación se definen dos variables esenciales en el diseño del ala: la flecha en los puntos que se encuentran a un cuarto del ala y el espesor relativo máximo de los perfiles. Estos dos parámetros se relacionan entre sí y son función del Mach de vuelo y del Mach crítico que se acaba de definir. A continuación se presenta una gráfica que permite encontrar la combinación óptima flecha- espesor, de forma que se encuentre dentro de la zona de validez sin perjudicar a su vez otras variables.

Para determinar estos parámetros, cabe antes definir el coeficiente de sustentación en crucero tal y como muestra la siguiente ecuación **(10.3)**.

$$C_{L_{cr}} = \frac{(TOW - 0.4 \cdot FW)}{q \cdot S_w} = \frac{(146173 - 0.4 \cdot 35267,34)}{1482 \cdot 0,2353 \cdot 0,82^2 \cdot 1209,62} = 0,46 \quad (10.3)$$

La flecha se escoge de acorde a las aeronaves semejantes, conservando el menor valor posible (correspondiente al utilizado por el Boeing 737) con el fin de mejorar las características de entrada en pérdida del perfil. Así pues, se escoge una flecha de valor igual a 25° , tal y como se especifica en la ecuación (10.4). Con dicho valor y el obtenido para el coeficiente de sustentación en crucero, se puede ahora hacer uso de la **Fig. A6.2** en el **Anexo 6** para determinar el espesor relativo correspondiente. Para ello, debe considerarse que el número de Mach de divergencia, M_{DD} , corresponde al Mach crítico incrementado en 0,1 unidades, tal y como muestra la siguiente ecuación (10.5).

$$\Lambda_{1/4} = 25^\circ \quad (10.4)$$

$$M_{DD} = M_{cr} + 0,1 \quad (10.5)$$

Con todo ello, se obtiene un valor del espesor relativo máximo igual a 0,15, que a efectos del presente diseño preliminar se supondrá constante a lo largo de la envergadura alar. Ello queda reflejado en la próxima ecuación (10.6).

$$(t/c)_{máx} = 0,15 \quad (10.6)$$

10.1.2. Forma en planta

A continuación se establecen los parámetros básicos que definen la forma en planta del grupo alar de la aeronave en diseño.

Para establecer la ordenada en la que se encuentra el quiebro en cada semi-ala de la aeronave, así como el valor de la cuerda en dicho quiebro, se hace uso de los datos existentes de aeronaves semejantes, obteniendo según referencia [7] un valor medio del cociente ordenada- envergadura igual al representado en la siguiente ecuación (10.7).

$$y_q/b = 0,2 \quad (10.7)$$

De igual forma se obtiene el estrechamiento alar, cuyo valor queda reflejado en la **Tabla 26** junto con el de los otros parámetros mencionados (nótese que el valor de la ordenada donde se sitúa el quiebro queda inmediatamente determinado a partir del cociente anterior).

CARACTERÍSTICA	VALOR
y_q (m)	6,705
c_q (m)	4,364
Λ	0,168

Tabla 26 Resultados obtenidos

A continuación es posible determinar los valores de la cuerda en la raíz y punta del ala, al igual que la cuerda media aerodinámica, a partir de los parámetros anteriores mediante las ecuaciones **(10.8)** a **(10.11)**.

$$\lambda = c_t / c_r \quad (10.8)$$

$$S_w = \frac{1}{2} \cdot b \cdot (c_t + c_r) \quad (10.9)$$

$$CMA_i = \frac{2}{3} \cdot c_{r_i} \cdot \frac{(1+\lambda+\lambda^2)}{(1+\lambda)} \quad (10.10)$$

$$CMA = \frac{S_{w1}}{S_w} \cdot CMA_1 + \frac{S_{w2}}{S_w} \cdot CMA_2 \quad (10.11)$$

De esta forma se obtienen los valores de la cuerda en la raíz y la punta para la geometría alar antes y después del quiebro, al igual que la superficie alar y la cuerda media aerodinámica, que como es sabido no es más que la cuerda que tendría un ala rectangular y sin flecha que produjera el mismo momento y sustentación. La siguiente **Tabla 27** recoge los resultados geométricos obtenidos.

	ANTE QUIEBRO	POST QUIEBRO	TOTAL
c_r (m)	7,00	4,36	7,00
c_t (m)	4,36	1,18	1,18
λ	0,62	0,27	0,17
S_w (m ²)	38,10	74,29	112,38
CMA	4,78	2,98	3,59

Tabla 27 Resultados geométricos obtenidos para el grupo alar

Por último, cabe indicar que a efectos del presente estudio preliminar resulta casi imposible determinar el diedro necesario, pues para ello debe llevarse a cabo un estudio de estabilidad lateral- direccional previamente, por lo que el valor del mismo se toma por el momento análogo al de aeronaves semejantes. Dicho valor puede verse representado en la siguiente ecuación **(10.12)**. De igual forma

se escoge el ángulo de incidencia en la raíz, cuyo valor figura en la expresión (10.13).

$$\Gamma = 6^\circ \quad (10.12)$$

$$i = 1^\circ \quad (10.13)$$

10.1.3. Resultados

A modo de síntesis, a continuación se representa la **Tabla 28** con los principales parámetros y valores geométricos preliminares del grupo aerodinámico que incorpora la aeronave en diseño. Asimismo, la **Fig. A6.9** del **Anexo 6** muestra dichos parámetros y los compara con los de aeronaves semejantes, en este caso con la geometría alar que presentan las aeronaves de la familia 737 del fabricante Boeing.

CARACTERÍSTICAS	VALOR
Envergadura (m)	33,52
Superficie alar (m ²)	112,38
Alargamiento	10,00
Estrechamiento	0,17
Cuerda raíz (m)	7,00
CMA (m)	3,59
Cuerda punta (m)	1,18
Espesor/cuerda máx.	0,15
Diedro (°)	6,00
Incidencia raíz (°)	1,00
Flecha 1/4 de cuerda (°)	25,00

Tabla 28 Tabla de Resultados para el grupo aerodinámico diseñado

Como puede verse, los valores son muy similares a las aeronaves existentes y en particular se asemejan mucho a los pertenecientes a modelos de nueva generación, hecho que indica que el diseño es totalmente válido y está adaptado a la innovación tecnológica con que se cuenta en el presente.

10.2. Dispositivos hipersustentadores

A modo de cumplir con los requisitos que impone el despegue en corta longitud de campo, el uso de *flaps* y *slats* del tipo Krueger se hace casi imprescindible y es por ello que se dota al grupo alar de la aeronave con este tipo de dispositivos hipersustentadores. Este tipo de actuación es requisito impuesto en el capítulo 1

del presente documento, ya que permite a la aeronave disponer de más aeropuertos alternativos, con todas las ventajas que ello conlleva.

Por otra parte, en cuanto al procedimiento y requisitos impuestos por el aterrizaje en presencia de corta longitud de campo se refiere, el uso de *flaps* triplemente ranurados se hace indispensable para cumplimentar con éxito este tipo de actuaciones.

Estas superficies se incorporan al grupo alar de la aeronave mediante el uso de un falso larguero principal.

10.3. Superficies de cola

La cola de la aeronave supone un elemento de control esencial en términos de estabilidad, por lo que requiere de un estudio detallado y complejo de la misma. Como en el presente diseño preliminar no se dispone de este estudio de estabilidad, se determina la superficie de ambas superficies, horizontal y vertical, a partir de datos de aeronaves semejantes.

A continuación se muestra la **Tabla 29**, donde se detallan los datos de aeronaves semejantes y se presenta el valor medio utilizado para determinar ambas superficies de plano necesarias.

AERONAVE	x_h (m)	V_h	S_e/S_h	x_v (m)	V_v	S_r/S_v
B737- 200	13,35	1,28	0,27	12,41	0,100	0,24
B737- 300	15,15	1,35	0,24	13,93	0,100	0,31
DC-9-S80	18,71	0,96	0,34	15,39	0,062	0,39
DC-9-50	17,31	1,32	0,38	14,08	0,079	0,41
MEDIA	16,13	1,23	0,31	13,95	0,09	0,34

Tabla 29 Valores típicos de aeronaves semejantes

Mediante los valores de la tabla anterior y los ya determinados con anterioridad relativos al ala, se puede finalmente obtener una primera estimación de las dimensiones de ambas superficies vertical y horizontal mediante las siguientes dos ecuaciones **(10.14)** y **(10.15)**.

$$S_h = \frac{V_h \cdot S_w \cdot CMG}{x_h} = \frac{1,23 \cdot 112,38 \cdot 3,35}{16,13} = 29 \text{ m}^2 \quad (10.14)$$

$$S_v = \frac{V_v \cdot S_w \cdot b}{x_v} = \frac{0,09 \cdot 112,38 \cdot 33,52}{13,95} = 23 \text{ m}^2 \quad (10.15)$$

Como se puede comprobar mediante las primeras figuras adjuntas en el **Anexo 6**, estos valores de las superficies horizontal y vertical de cola se encuentran ligeramente por debajo de los valores que presentan aeronaves semejantes como lo es el Boeing 737. Así pues, los coeficientes de volumen de ambas superficies vertical y horizontal son, en consecuencia, también menores en comparación, hecho que dotará a la aeronave de gran estabilidad estática a ser combinada con el uso de un sistema digital de control de vuelo del tipo *fly-by-wire*.

10.4. Vista en planta del ala

A continuación se muestra la forma en planta del ala preliminar, **Fig. 19**.



Fig. 19 Forma en planta del ala. Realizado en Autocad (escala 1:100)

Finalmente, en la siguiente **Fig. 20** se presenta un croquis acotado de la semi-ala izquierda.

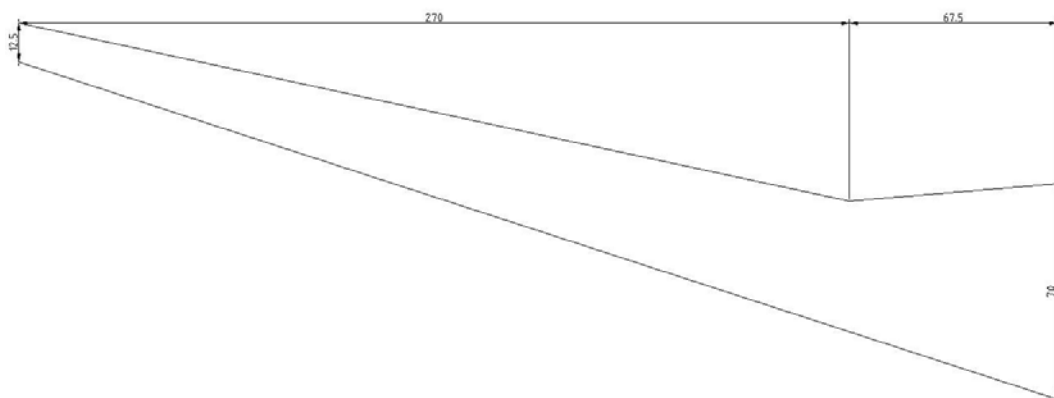


Fig. 20 Croquis acotado del ala (cotas en milímetros). Realizado en Autocad (escala 1:100)



10.5. Perfil alar

Según la clasificación de varias referencias literarias acerca de la entrada en pérdida de perfiles, conviene un perfil que tenga una entrada en pérdida tipo B (perfiles con espesor relativo entre 0.08 y 0.15), con desprendimiento cerca del borde de ataque y formación de burbuja corta. Esta tendencia a tener el desprendimiento cerca del borde de ataque disminuye a medida que el espesor relativo aumenta, teniendo para valores de espesor relativo igual a 15% o superiores una entrada en pérdida por el borde de salida. Este tipo de entrada en pérdida por el borde de salida, y cuyo punto de desprendimiento se adelanta a medida que aumenta el ángulo de ataque, hace que sea muy suave; por lo que cuanto más grueso sea el perfil, más gradual será la entrada en pérdida. Por el contrario, a menores espesores se forma una burbuja que puede explotar de forma repentina causando el desprendimiento sin previo aviso, por lo que la curva del coeficiente de sustentación frente al ángulo de ataque cae bruscamente al producirse el desprendimiento.

En coherencia con los parámetros del presente diseño preliminar, se elige la familia NACA de perfiles de cuatro dígitos para la aeronave en proyecto, y en concreto la serie 4415, cuya representación se puede ver en la siguiente **Fig. 21**. Además de ajustarse a los valores calculados, mediante el programa *Aero Foil* se puede comprobar que el perfil presenta buenas características ante la pérdida, además de un pequeño movimiento del centro de presiones a lo largo del rango de gran velocidad.

Para los estabilizadores horizontal y vertical, el perfil más extendido es el NACA 0012, un perfil simétrico con espesor relativo del 12%.

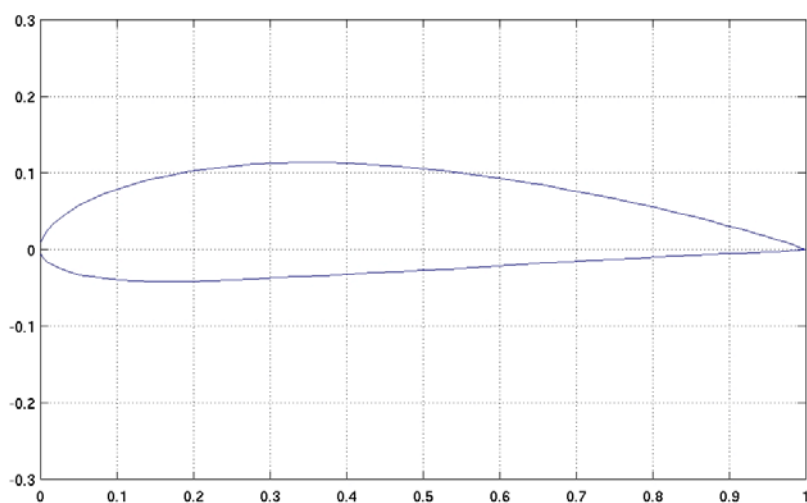


Fig. 21 Perfil NACA 4415. Programa Aero Foil versión 3.2



11. Grupo propulsor

11.1. Fabricante

La aeronave en diseño usa dos motores turbofans, uno debajo de cada semiala, ya que es la mejor opción para propulsar una aeronave en régimen subsónico alto de semejantes características. Además, se opta por adquirir la planta propulsora al fabricante CFM, que no es más que una firma perteneciente a la empresa multinacional General Electric, GE. Ello es debido a que, después del estudio de mercado realizado, y después de comparar con aeronaves semejantes (ver el segundo capítulo del presente documento), se comprueba que todas ellas usan turbofans de este fabricante, por lo que, sumado a la gran experiencia y fiabilidad que posee éste en el sector aeronáutico, se opta por las versiones más actuales y novedosas que CFM dispone a día de hoy.

11.2. Modelo

El fabricante CFM dispone de hasta seis modelos de turbofan para equipar aeronaves de mediano- largo alcance en régimen subsónico alto. Para la elección del modelo se ha realizado una tabla comparativa con las características de cada uno de los disponibles y se ha evaluado con una escala del 1 al 6 las dos que más interesan en este proyecto preliminar: el empuje necesario y el peso en seco de la planta propulsora.

Siguiendo lo descrito se elabora la **Fig. A6.10**, adjunta en el **Anexo 6** de este documento. En ella se puede ver como los tres modelos que presentan la mejor relación empuje- peso son el CFM56-3-C1, el CFM56-5-A1 y el CFM56-7-B27. De entre ellos, el que ofrece un mayor empuje es el CFM56-7-B27, mientras que el turbofan que presenta un menor peso es el CFM56-3-C1. Teniendo en cuenta que entre ambos la diferencia de peso es de unos 400 kg., y que el empuje que ofrece el CFM56-7-B27 es bastante mayor que el que proporciona el CFM56-3-C1, se opta por el turbofan que monta la familia de aeronaves Boeing 737 de última generación (versiones 737- 600, 737- 700, 737- 800 y 737- 900): el modelo CFM56-7B27. De esta forma, en caso de desarrollar versiones futuras de la aeronave en diseño, se dispondría de potencia suficiente para las mismas (véase **Fig. 22**).



Fig. 22 Apariencia del grupo propulsor seleccionado

11.2.1. Elección del CFM56-7B27

El modelo CFM56-7B27 sigue con la filosofía de su fabricante, CFM: *“proporcionar a sus clientes un motor de última generación que sea competitivo con los modelos existentes en la actualidad”*.

Inicialmente diseñado para equipar los modelos de última generación de la familia 737, de la multinacional Boeing, este modelo de motor proporciona un mayor empuje y eficiencia presentando a la vez unos costes de operación menores que su predecesor, el CFM56-3. Además, desde su puesta en servicio en 1994, este modelo se consolida como líder en fiabilidad dentro de la industria aeronáutica.

Como hecho relevante, la utilización de este tipo de motor permitió a las aeronaves 737 que lo montaban extender hasta 180 minutos el requisito temporal para llegar hasta un aeropuerto operativo en caso de actuaciones ETOPS, es decir, ante el fallo de un motor en aeronaves bimotoras. De esta forma, se permitía a las aerolíneas que incorporaban aeronaves con CFM56-7B una mayor flexibilidad a la hora de diseñar sus rutas.

En 2007, CFM desarrolló una versión actualizada del CFM56-7B con la que se consigue una mejora del consumo específico de combustible reduciendo a la vez hasta un 15% los costes asociados a su mantenimiento. Además, cabe decir que cumple con los estándares y la normativa ICAO (International Civil Aviation Organization) en cuanto a impacto medioambiental.

11.3. Especificaciones técnicas

A continuación se muestra la **Tabla 30**, que resume las principales características del modelo escogido mediante el procedimiento descrito en el apartado anterior.



CFM56-7B27

Condiciones en despegue	
Empuje máximo (kN)	121,48
Flujo de aire (kg/s)	354,71
Relación bypass	6
Performance en crucero	
Empuje máximo en ascenso (kN)	26,53
Relación de presiones en ascenso máximo	32,80
Empuje máximo en crucero (kN)	24,38
Características del motor	
Longitud (m)	2,51
Diámetro del fan (m)	1,55
Peso en seco (kg)	2365,94
Aplicaciones	B737 NG

Tabla 30 Prestaciones de la motorización del proyecto preliminar

Actualmente, CFM está preparando una nueva versión que según previsiones entrará en servicio en 2011: el modelo CFM56-7BE. Con éste, se pretende reducir el consumo de carburante en un 2%, reduciendo a la vez en la misma medida las emisiones de carbono a la atmósfera. En cuanto al mantenimiento, se espera reducirlo otro 4% más respecto a la versión actual de este modelo. De esta forma, posibles nuevas versiones futuras de la aeronave pueden estar equipadas y disponer ya de esta nueva variante del CFM56-7B: el CFM56-7BE.

11.4. Integración con el punto de diseño

En el presente capítulo se ha definido el grupo aerodinámico a partir de la superficie alar requerida para cumplir con el punto de diseño obtenido y discutido en el capítulo anterior. Asimismo, se ha escogido un grupo propulsor formado por dos turbofans, los cuales proporcionan potencia suficiente como para cumplir con éxito los requisitos impuestos por las actuaciones de la aeronave en diseño.

Despegue	$(T/W)_{TO} \geq$	0,256
Aterrizaje	$(W/S_w)_{TO} \leq$	606,5
Segundo Segmento	$(T/W)_{TO} \geq$	0,308
Crucero	$(T/W)_{TO} \geq$	0,287

Tabla 31 Requisitos del punto de diseño

Teniendo en cuenta que con los dos turbofans se obtiene una potencia total en despegue de 242 kN (121 kN x 2), entonces es fácil ver que la relación empuje a peso al despegue es igual a 0,374, cumpliendo con los requisitos impuestos por las actuaciones, como puede verificarse mediante la **Tabla 31**. Por último, recordar que el valor de la carga alar al despegue, igual a 590 kg/m², ha sido impuesto al final del capítulo anterior y también cumple con el requisito impuesto en fase de aterrizaje. En el apartado **5.4.1** se encuentra la **Fig. 18** con la representación y emplazamiento de este punto de diseño preliminar.



12. Polar de la aeronave

En el presente capítulo se determina la polar no equilibrada de la aeronave en diseño. Para ello, se calcula dicha polar en régimen de crucero (configuración limpia) para valores medios de los parámetros de número de Mach y número de Reynolds.

De esta forma, se obtienen las actuaciones en vuelo de la aeronave y es posible establecer un procedimiento iterativo a través del cual se garantiza que se cumple con las especificaciones iniciales del proyecto con un error menor al 5%.

Como es sabido, la resistencia total de una aeronave puede dividirse en varios términos, siendo lo más usual expresar el coeficiente de resistencia mediante aproximación parabólica, como se muestra en la siguiente ecuación (12.1).

$$C_D = C_{D_0} + k \cdot C_L^2 = C_{D_0} + \frac{1}{\pi \cdot A \cdot e} \cdot C_L^2 \quad (12.1)$$

Como puede verse en la anterior ecuación, el coeficiente de resistencia depende básicamente de los dos términos siguientes: un primer término, C_{D_0} , conocido como el coeficiente de resistencia parásita de la aeronave y cuyo significado físico es el asociado a la resistencia aerodinámica que presenta dicha aeronave cuando no sustenta, y un segundo término que depende del coeficiente de sustentación y que recibe el nombre de coeficiente de resistencia inducida. Éste, además, depende del alargamiento alar, A , y del parámetro de Oswald, e , como puede comprobarse en la segunda parte de la igualdad de la ecuación (12.1).

12.1. Resistencia parásita

La resistencia parásita de la aeronave, que es la resistencia asociada a la misma en ausencia de sustentación, viene determinada por la distribución de presiones y los esfuerzos viscosos que tienen lugar en la capa límite de cada uno de los componentes del avión. En el presente diseño preliminar, no obstante, no es posible determinar con exactitud el campo de presiones y velocidades, y por tanto dichas distribuciones, debido a que la forma geométrica no queda aún definida con suficiente exactitud. Así pues, se hará uso de la analogía de placa plana, mediante la cual es posible modelar la aeronave en diseño como un conjunto de elementos perfectamente unidos sin interferencias entre componentes estructurales, lo cual incrementa el valor de este coeficiente de resistencia parásita.

De esta forma, se procede a calcular la resistencia de fricción de cada componente mediante la analogía de placa plana y se aplica en cada caso el



factor de forma correspondiente. Éste no es más que un factor de corrección necesario debido a que los componentes presentan un perfil de velocidades y un coeficiente de fricción distinto al de la placa plana. Este parámetro de corrección considera, además, el área frontal de cada elemento, por lo que introduce un término debido a la resistencia de presión que suele ser del orden del 10% de la resistencia de fricción.

El coeficiente de resistencia parásita puede finalmente calcularse a partir de la siguiente ecuación **(12.2)**, como suma de todas y cada una de las contribuciones siguientes:

- coeficiente de resistencia parásita debido al conjunto ala- fuselaje,
- coeficiente de resistencia parásita debido a la superficie vertical de cola,
- coeficiente de resistencia parásita debido a la superficie horizontal de cola, y
- coeficiente de resistencia parásita debido a otros elementos.

$$C_{D0} = (C_{D0})_{wb} + (C_{D0})_v + (C_{D0})_h + (C_{D0})_{misc} \quad (12.2)$$

La siguiente **Tabla 32** muestra las condiciones de vuelo en crucero, así como las correspondientes propiedades termodinámicas del aire a la altura especificada, según referencia [9].

Altura (m)	10668	Presión (Pa)	23909
Velocidad (m/s)	279	Temperatura (K)	218,92
Mach	0,82	Viscosidad cinemática (m²/s)	3,77· 10 ⁻⁵

Tabla 32 Características del aire en régimen de crucero

Debe indicarse que la polar se calcula en un inicio para un Mach igual a 0,6.

12.1.1. Contribución ala- fuselaje

Teniendo en cuenta que la polar se estima inicialmente para un Mach igual a 0,6, ello se corresponde a unos valores de velocidad y viscosidad cinemática del aire igual a los que se presentan en la siguiente **Tabla 33**.

M	a (m/s)	V (m/s)	μ (m²/s)
0,6	295,07	177,12	3,91·10 ⁻⁵

Tabla 33 Propiedades del aire a Mach 0,6

El coeficiente de resistencia parásita debido a la contribución del conjunto ala-fuselaje puede calcularse mediante la siguiente expresión **(12.3)** a partir del coeficiente de resistencia parásita debido al conjunto alar y el debido al fuselaje, este último corregido a partir de la superficie frontal máxima del mismo y una superficie de referencia que se toma igual a la superficie alar ya obtenida en el capítulo anterior, y que para el avión en cuestión es igual a 123,93 m².

$$C_{D0} = (C_{D0})_w + (C_{D0})_b \cdot \frac{S_b}{S_w} \quad (12.3)$$

12.1.2. Resistencia parásita del ala

La contribución del ala al coeficiente de resistencia parásita puede estimarse mediante la ecuación **(12.4)**. En ésta, S_{wet} es la superficie mojada del ala y C_{f_w} es el correspondiente coeficiente de fricción, determinado a partir del número de Reynolds correspondiente a la analogía de placa plana en régimen turbulento y dependiente de la cuerda media aerodinámica del ala, que una vez más queda determinada en el capítulo 6 y cuyo valor es igual a 3,73.

$$(C_{D0})_w = C_{f_w} \cdot \left[1 + L \cdot \left(\frac{t}{c} \right) \right] \cdot \left(\frac{S_{wet}}{S_{ref}} \right)_w \quad (12.4)$$

Se adjuntan a continuación los valores de las características alares que se usan en el presente cálculo del coeficiente de resistencia parásita. Éstos son valores correspondientes a la geometría alar expuesta, indicados mediante el subíndice e y calculados mediante las ecuaciones **(12.5)** a **(12.8)** a partir de los parámetros alares originales de diseño, ya determinados, discutidos y justificados en capítulos anteriores.

$$c_{r_e} = c_r - \frac{c_r - c_t}{(b/2)} \cdot \frac{d_f}{2} = 7 - \frac{7 - 1,176}{(33,52/2)} \cdot \frac{3,88}{2} = 6,326 \quad (12.5)$$

$$\lambda_e = \frac{c_t}{c_{r_e}} = \frac{1,18}{6,326} = 0,186 \quad (12.6)$$

$$CMA_e = \frac{2}{3} \cdot \left[c_{r_e} \cdot \frac{(1 + \lambda_e + \lambda_e^2)}{1 + \lambda_e} \right] = \frac{2}{3} \cdot \left[6,326 \cdot \frac{(1 + 0,186 + 0,186^2)}{1 + 0,186} \right] = 4,340 \quad (12.7)$$

$$\left(\frac{b}{2} \right)_e = (b/2) - \frac{d_f}{2} = (33,52/2) - \frac{3,88}{2} = 14,82 \quad (12.8)$$

Se calcula el número de Reynolds correspondiente al número de Mach especificado (igual a 0,6) según **(12.9)** a partir de los datos mostrados anteriormente y de la cuerda media aerodinámica expuesta del ala. Véase **Fig. A7.1 en Anexo 7**.

$$Re_w = \frac{V \cdot CMA_e}{\mu} = \frac{177,12 \cdot 4,36}{3,91 \cdot 10^{-5}} = 1,97 \cdot 10^7 \quad (12.9)$$

Teniendo en cuenta que la referencia [7] propone un coeficiente k de valor $1,015 \cdot 10^{-5}$ como media para pintura estándar, a continuación se muestra la relación entre la cuerda media aerodinámica expuesta y dicho valor del parámetro, lo cual se corresponde a un número de Reynolds de corte igual a $3,68 \cdot 10^7$.

$$\frac{l}{k} = \frac{CMA_e}{1,015 \cdot 10^{-5}} \quad (12.10)$$

Mediante la **Fig. A7.2** adjunto en el **Anexo 7**, se puede ver el coeficiente de fricción del ala junto con el correspondiente número de Reynolds de corte.

Finalmente, para estimar la superficie mojada del ala se utilizan las ecuaciones **(12.11)** y **(12.12)**.

$$S_{e_w} = 2 \cdot \left(\frac{b}{2}\right)_e \cdot \left(\frac{c_{re} + c_t}{2}\right) = 2 \cdot 16,76 \cdot \left(\frac{6,326 + 1,18}{2}\right) = 111,2 \text{ m}^2 \quad (12.11)$$

$$S_{wet_w} = 2 \cdot S_{e_w} \cdot \left[1 + 1,2 \cdot \left(\frac{t}{c}\right)\right] = 2 \cdot 118 \cdot [1 + 1,2 \cdot 0,15] = 262,4 \text{ m}^2 \quad (12.12)$$

$$c_{f_w} = 0,00256 \quad (12.13)$$

Por último, aplicando a la ecuación **(12.4)** los datos obtenidos de **(12.11)** y **(12.12)**, junto con los que ya se conocían referente a la geometría alar de la aeronave en diseño, se obtiene finalmente el coeficiente de resistencia parásita correspondiente a la contribución del ala, cuyo valor es el mostrado en la siguiente expresión **(12.14)**.

$$(C_{D0})_w = 0,00706 \quad (12.14)$$

12.1.3. Resistencia parásita del fuselaje

De forma análoga a la contribución del ala, se aplica el procedimiento a utilizar para el cálculo de la influencia del fuselaje en el coeficiente de resistencia parásita.

Se distinguen tres términos distintos implicados en la resistencia parásita que ofrece el fuselaje, y a partir de éstos es posible encontrar el coeficiente correspondiente mediante la siguiente ecuación **(12.15)**.

$$(C_{D0})_B = (C_{Df})_{B1} + (C_{Df})_{B2} + (C_{Df})_{B3} \quad (12.15)$$

12.1.4. Superficies de cola

Teniendo en cuenta que por el momento aún no se ha establecido una geometría clara para la parte posterior del fuselaje, donde se encuentran ensambladas ambas superficies de cola, vertical y horizontal, se procede a estimar la contribución de las mismas al coeficiente de resistencia parásita mediante la superficie alar de cada una, datos que sí son conocidos y presentados en el capítulo anterior.

Debe recalcar que el procedimiento empleado es el recomendado por la referencia [7], en el cual se utiliza un coeficiente de fricción igual al valor mostrado en (12.16).

$$C_{Df} = 0,0025 \quad (12.16)$$

Así, el coeficiente de resistencia parásita debido a la contribución de ambas superficies puede ser calculado a partir de las superficies alares correspondientes mediante la siguiente ecuación (12.17).

$$(C_{D0})_{h+v} = 2 \cdot C_{Df} \cdot \frac{(S_h + S_v)}{S_w} = 2 \cdot 0,0025 \cdot \frac{(29+23)}{112,38} = 0,0023 \quad (12.17)$$

12.1.5. Grupo propulsor

Las nacelas donde se alojan los turbofans de la aeronave también contribuyen a la resistencia parásita, pues representan una sección más que ofrece resistencia de este tipo.

La siguiente ecuación (12.18) permite obtener la contribución de estos elementos a dicho coeficiente de resistencia. Como puede verse, dicho valor depende exclusivamente de la superficie mojada de las nacelas y, una vez más, de la superficie de referencia (superficie alar) con el fin de adimensionalizar el parámetro. La superficie de las nacelas se escoge en base a la media de aeronaves semejantes y los datos proporcionados por el fabricante, como pudo verse en el capítulo anterior, concretamente en el apartado donde fueron definidos los parámetros del grupo propulsor que equipan la aeronave en diseño.

$$(C_{D0})_{nacelle} = 0,006 \cdot \frac{S_{nacelle}}{S_w} = 0,006 \cdot \frac{16,79}{112,38} = 0,0018 \quad (12.18)$$

12.1.6. Resultados

Una vez obtenidas las contribuciones de los distintos elementos, se calcula finalmente el valor del coeficiente de resistencia parásita mediante la ecuación [6.2], cuyo resultado puede verse sintetizado en la siguiente expresión (12.19).

No obstante, el lector debe tener presente que finalmente se calculó la contribución de las superficies vertical y horizontal juntamente, por lo que la expresión queda reducida al sumatorio de tres términos, y no cuatro como se representaba en (6.2). Además, se incrementa en un 2% este valor del coeficiente de resistencia parásita debido a la interferencia existente entre los elementos involucrados, tal y como se especifica en [7].

$$C_{D0} = 1,2 \cdot [(C_{D0})_{wb} + (C_{D0})_{h+v} + (C_{D0})_{misc}] = 0,0186 \quad (12.19)$$

12.2. Resistencia inducida

A continuación se muestra la ecuación (12.20), expresión que permite determinar el valor del parámetro de Oswald a partir de las contribuciones del ala, fuselaje y demás partes de la aeronave.

$$\frac{1}{e} = \frac{1}{e_{ala}} + \frac{1}{e_{fuselage}} + \frac{1}{e_{otros}} \quad (12.20)$$

12.2.1. Contribución del ala

Para estimar la contribución del grupo alar al parámetro de Oswald se hace uso de la siguiente expresión W. En ésta, el valor del factor $(e_{ala})_{\Lambda=0}$ se determina a partir de la referencia W, mientras que la flecha alar ya es conocida para la aeronave en diseño, tal y como se especifica en el capítulo anterior. Así pues, el valor obtenido es de 0,912 tal y como puede verse a continuación.

$$e_{ala} = (e_{ala})_{\Lambda=0} \cdot \cos(\Lambda - 5) = 0,97 \cdot \cos(25 - 5) = 0,912 \quad (12.21)$$

12.2.2. Contribución del fuselaje

En [7] se establece que, para el caso de fuselajes de sección circular, la relación presentada en la siguiente ecuación toma como valor 0,8, como se puede ver. A partir de este dato, y haciendo uso de datos conocidos como la superficie alar y la del fuselaje, es posible determinar la contribución del fuselaje al parámetro de Oswald, cuyo valor queda representado en la misma ecuación (12.21).

$$\frac{1/e_{fuselage}}{S_f/S_w} = 0,8 \Rightarrow e_{fuselage} = \frac{1}{0,8} \cdot \left(\frac{S_w}{S_f}\right) = \frac{1}{0,8} \cdot \left(\frac{112,38}{11,82}\right) = 11,88 \quad (12.21)$$

12.2.3. Contribución de otros elementos

El valor del parámetro de Oswald debido a todos los demás elementos que no son ni ala ni fuselaje se determina de acorde a lo especificado en la referencia

Roskam. Este factor es el que se especifica para aeronaves comerciales en régimen subsónico alto, siendo válido para la aeronave en diseño y presentándose dicho valor en la siguiente expresión **(12.22)**.

$$e_{otros} = 20 \quad (12.22)$$

12.2.4. Coeficiente de resistencia inducida

Con los valores anteriores ya es posible determinar el parámetro de Oswald de la aeronave mediante la anterior ecuación, obteniendo como resultado la siguiente expresión **(12.23)**.

$$e = 0,812 \quad (12.23)$$

Finalmente, usando el alargamiento del ala junto con este parámetro de Oswald, es posible determinar el coeficiente k de la resistencia inducida, cuyo resultado queda sintetizado en la ecuación **(12.24)**.

$$k = \frac{1}{\pi \cdot A \cdot e} = \frac{1}{\pi \cdot 10 \cdot 0,812} = 0,039 \quad (12.24)$$

12.2.5. Resultados

Mediante los dos parámetros principales de la polar calculados en el presente capítulo (C_L y k), es posible ahora mostrar la ecuación que relaciona el coeficiente de sustentación con su correspondiente coeficiente de resistencia, es decir, la polar de la aeronave, tal y como se muestra en la siguiente ecuación **(12.25)**.

$$C_D = C_{D_0} + k \cdot C_L^2 = 0,018 + 0,039 \cdot C_L^2 \quad (12.25)$$

12.3. Gráfica de la polar

12.3.1. Resultados

A partir de la expresión **(12.25)** se puede obtener una gráfica de la polar de la aeronave en diseño para valores del coeficiente de sustentación comprendidos entre 0 y 1,4. En el **Anexo 7, Fig. A7.3** **Error! No se encuentra el origen de la referencia.**, puede verse la tabla de valores con que se construye dicha gráfica, mostrada en la **Fig. 23** mostrada a continuación.

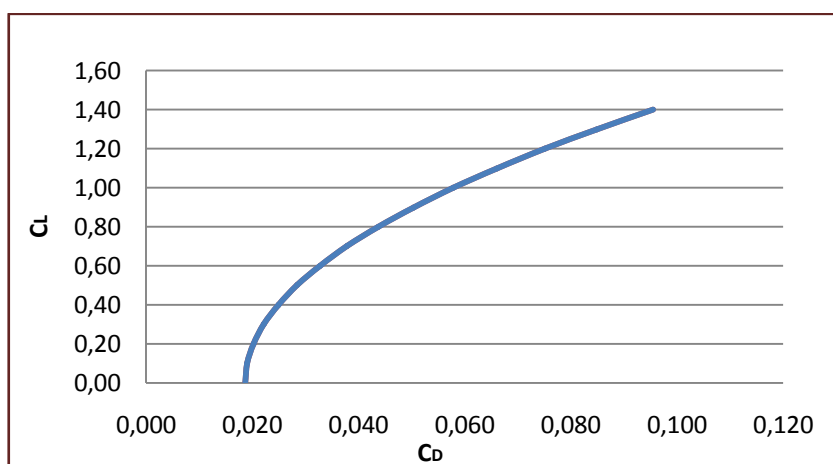


Fig. 23 Polar de la Aeronave

Es sabido que la eficiencia de la aeronave (L/D) puede ser obtenida directamente a partir de la polar sin más que dividir el coeficiente de sustentación por la expresión del coeficiente de resistencia obtenida. Así pues, se obtiene la relación C_L/C_D , que coincide con el valor de la eficiencia de la aeronave. La expresión queda como muestra la siguiente ecuación (12.26).

$$\frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} = \frac{C_L}{C_{D0} + k \cdot C_L^2} = \frac{C_L}{0,018 + 0,039 \cdot C_L^2} \quad (12.26)$$

A partir de la ecuación anterior es posible obtener una representación gráfica de la eficiencia de la aeronave para valores del coeficiente de sustentación comprendidos entre 0 y 1,4, como en el caso anterior para la representación de la polar y tal y como muestra la siguiente **Fig. 24** (véase **Fig. A7.4** en el **Anexo 7** para ver la tabla de resultados con qué se construye esta gráfica).

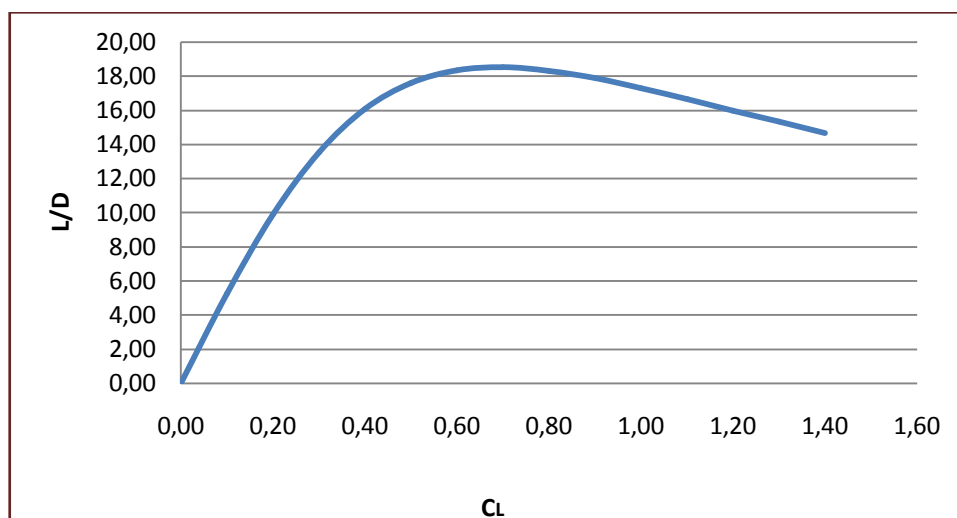


Fig. 24 Eficiencia aerodinámica en función del coeficiente de sustentación



12.3.2. Conclusiones

Como puede verse, la eficiencia de la aeronave presenta un máximo para un valor determinado del coeficiente de sustentación. A fin de encontrar dicho valor, no se tiene que hacer más que derivar la anterior expresión de la eficiencia **(12.26)** e igualarla a cero, encontrándose que el coeficiente de sustentación para el que se presenta el máximo es el que se muestra en la siguiente ecuación **(12.27)**. A este valor del coeficiente de sustentación se le conoce y distingue del resto bajo el nombre de coeficiente de sustentación óptimo, de acrónimo $C_{L,opt}$.

$$C_{L,opt} = \sqrt{\frac{C_{D0}}{k}} = \sqrt{\frac{0,0186}{0,0392}} = 0,69 \quad (12.27)$$

Finalmente, sustituyendo este valor del coeficiente de sustentación óptimo en la expresión de la eficiencia aerodinámica **(12.26)**, se encuentra el valor máximo de dicha eficiencia, que resulta ser igual a 19,4 como indica la expresión **(12.28)**.

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{m\acute{a}x} = \left(\frac{L}{D}\right)_{C_L=C_{L,opt}} = 18,51 \quad (12.28)$$

Teniendo en cuenta este valor de eficiencia máxima, se puede concluir que está dentro de los límites de las aeronaves comerciales en régimen subsónico alto y que se asemeja mucho al valor que presentan los actuales Boeing 737 y Airbus 320, por lo que queda demostrado que la polar ha sido estimada correctamente y los resultados son coherentes y satisfactorios.



13. Definición de la aeronave

A continuación se presenta la definición de la aeronave de este proyecto, junto con un dibujo a escala de sus tres vistas.

13.1. Pesos característicos

DESCRIPCIÓN	ACRÓNIMO	PESO (kN)
Peso al despegue	TOW	$66.303 \cdot 9,81 = 650,43 \text{ kN}$
Peso de combustible transportado	FW	$15.997 \cdot 9,81 = 156,93 \text{ kN}$
Combustible necesario para la misión	TF	$15.666 \cdot 9,81 = 153,68 \text{ kN}$
Reserva de combustible	RF	$332 \cdot 9,81 = 3,25 \text{ kN}$
Peso a cero de combustible	ZFW	$50.306 \cdot 9,81 = 493,50 \text{ kN}$
Carga de pago	PL	$14.310 \cdot 9,81 = 140,38 \text{ kN}$
Peso en vacío operativo	OEW	$35.996 \cdot 9,81 = 353,12 \text{ kN}$
Peso de la tripulación	CW	$450 \cdot 9,81 = 4,41 \text{ kN}$
Peso en vacío	EW	$35.546 \cdot 9,81 = 348,71 \text{ kN}$

Tabla 34 Pesos de la aeronave

13.2. Definición geométrica

13.2.1. Geometría del fuselaje

DIMENSIONES DEL FUSELAJE	(m)
Longitud de la cabina	29,84
Longitud del fuselaje	41,5
Diámetro de la cabina	3,70
Sección transversal cabina (m ²)	10,75
Diámetro del fuselaje	3,88
Sección transversal fuselaje (m ²)	11,85
Esbeltez del fuselaje (L_f / A_f)	10,68

CABINA DE PASAJEROS	
Número de Pasajeros	159
Configuración transversal	3-3
Anchura del asiento	43,18 cm
Altura del asiento	106,68 cm
Anchura del reposabrazos	5,08 cm
Altura suelo- asiento	45,72 cm
Anchura del pasillo	60,00 cm

Tabla 35 Geometría del fuselaje y disposición de la cabina de pasajeros



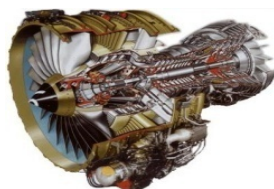
13.2.2. Geometría alar

CARACTERÍSTICAS	VALOR
Tipo de ala	Baja
Ensamble fuselaje	Carenada
Envergadura (m)	33,52
Superficie alar (m ²)	112,38
Alargamiento	10,00
Estrechamiento	0,17
Cuerda raiz (m)	7,00
CMA (m)	3,59
Cuerda punta (m)	1,18
Espesor/ cuerda máx.	0,15
Diedro (°)	6,00
Incidencia raiz (°)	1,00
Flecha 1/4 de cuerda (°)	25,00

	ANTE QUIEBRO	POST QUIEBRO	TOTAL
c_r (m)	7,00	4,36	7,00
c_t (m)	4,36	1,18	1,18
λ	0,62	0,27	0,17
S_w (m ²)	38,10	74,29	112,38
CMA	4,78	2,98	3,59

Tabla 36 Parámetros básicos y geometría alar

13.3. Grupo propulsor



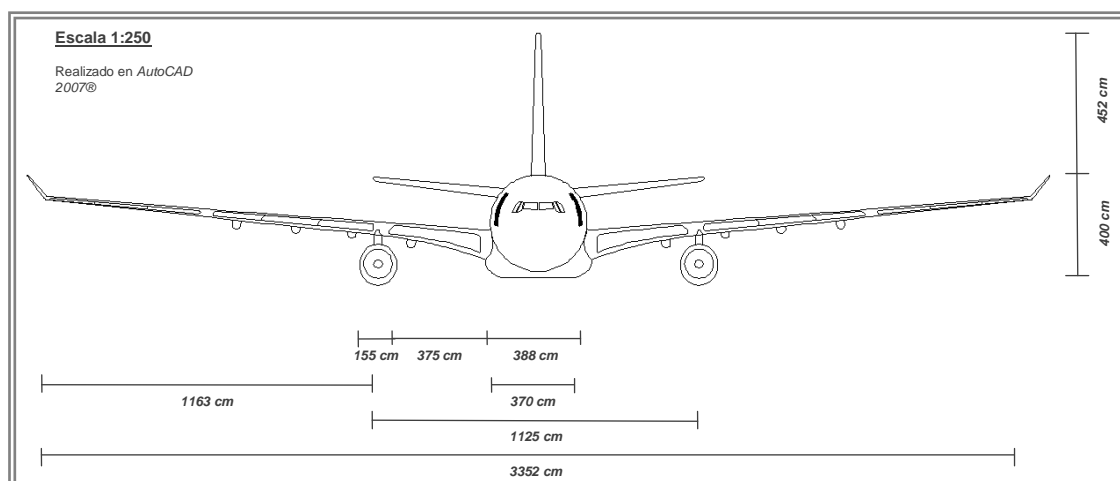
CFM56-7B27

Condiciones en despegue	
Empuje máximo (kN)	121,48
Flujo de aire (kg/s)	354,71
Relación bypass	6
Performance en crucero	
Empuje máximo en ascenso (kN)	26,53
Relación de presiones en ascenso máximo	32,80
Empuje máximo en crucero (kN)	24,38
Características del motor	
Longitud (m)	2,51
Diámetro del fan (m)	1,55
Peso en seco (kg)	2365,94
Aplicaciones	B737 NG

Tabla 37 Características del grupo propulsor

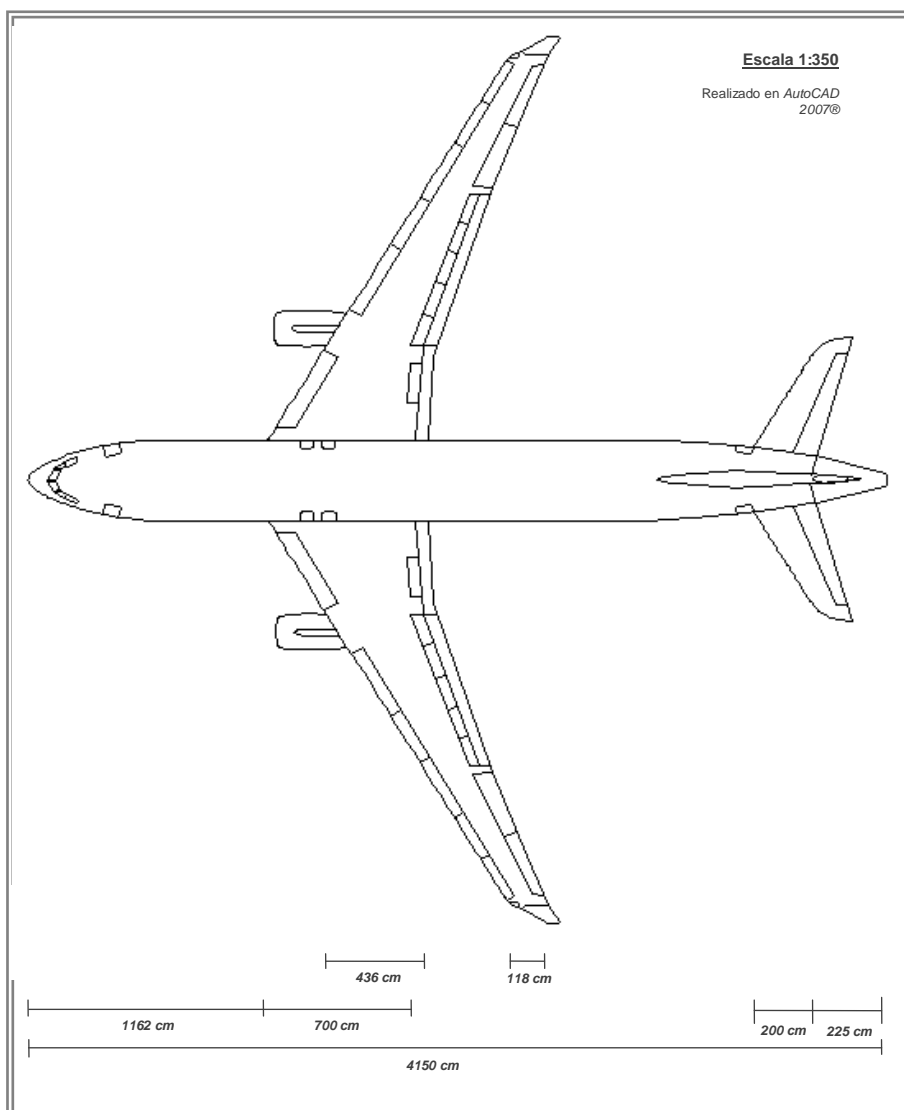
13.4. Dibujo a tres vistas

13.4.1. Alzado

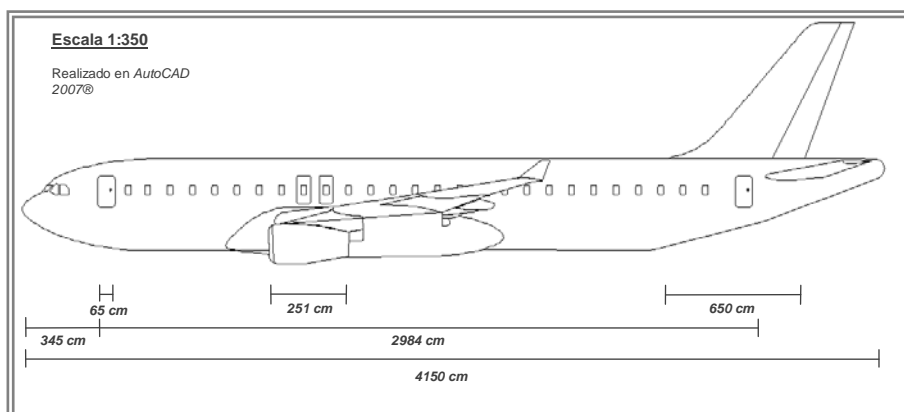




13.4.2. Planta



13.4.3. Perfil





14. Presupuesto

14.1. Definición

En este capítulo se presenta el presupuesto para la construcción y puesta en servicio de la aeronave de este diseño preliminar.

Asimismo, se calculan de forma diferenciada los siguientes conceptos asociados al presupuesto:

- Costes de investigación y desarrollo
- Costes de explotación
- Viabilidad económica

Para ello, y siguiendo el método propuesto por la referencia [7], el coste principal de diseño y producción de la aeronave puede ser estimado a partir de los parámetros especificados en la siguiente **Tabla 38**.

PARÁMETRO DE DISEÑO	VALOR
Masa al despegue (lbs)	146173
Velocidad de diseño (kt)	543
Número de Motores	2
Número de Pasajeros	159

Tabla 38 Parámetros principales para el cálculo del presupuesto

Como la referencia [7] hace uso de los datos existentes y actualizados al año 1989, se hace uso de la referencia [10] para demostrar como 1 USD en el año 1989 equivale actualmente a 1.81 USD en el presente año 2012. Además, y mediante la referencia [11], se obtiene la tasa de cambio Euro- Dólar a la fecha Septiembre de 2012, equivalente a 0,78 EUR/USD.

14.2. Costes de investigación y desarrollo

El presupuesto para la investigación y desarrollo se realiza teniendo en cuenta la fase de investigación inicial para la realización de este proyecto. Como dicha fase se caracteriza por no haber ningún tipo de ingresos, se incluyen en la misma las fases de investigación, desarrollo, test y evaluación (IDTE) del proyecto en cuestión.

Asimismo, esta fase se puede dividir en las siguientes categorías:



- *Ingeniería y diseño inicial*: se incluye el diseño conceptual, el diseño preliminar, ingeniería para los modelos de túneles de viento, desarrollo de nuevos materiales y las especificaciones de los mismos, etc. (C_{IDI}).
- *Test y soporte al desarrollo*: se incluyen los ensayos en túneles de viento, testado de sistemas, de estructuras, del grupo propulsor y, finalmente, las simulaciones pertinentes (C_{TSD}).
- *Pruebas en vuelo*: producción de la aeronave para prueba en estática y en vuelo (C_{PV}). A su vez, ésta se puede descomponer en:
 - *Costes de motorización y aviónica* (C_{e+a})
 - *Costes de mano de obra de producción* (C_{man})
 - *Costes de materiales de producción* (C_{mat})
 - *Costes de utillajes de producción* (C_{tool})
 - *Costes de control de calidad* ($C_{quality}$)
- *Operaciones en vuelo*: pruebas en vuelo y simulaciones (C_{OV}).
- *Instalaciones y equipos*: nuevas instalaciones y equipos para el diseño y el desarrollo (C_{IE}).

14.2.1. Costes de la fase inicial

El coste de esta primera fase puede ser calculado a partir de la expresión **(14.1)**.

$$C_{FI} = C_{IDI} + C_{TSD} + C_{PV} + C_{OV} + C_{IE} \quad (14.1)$$

Donde se muestra como el cálculo del coste total de la fase de investigación inicial (CFI), puede ser calculado a partir de la suma de las distintas sub- fases que la componen, mencionadas todas ellas en el apartado anterior.

El cálculo de los parámetros anteriores se demuestra mediante las ecuaciones **(14.1)** a **(14.6)** del **Anexo 8**, obteniéndose los resultados mostrados en la siguiente **Tabla 39**.

COSTE DE LA SUBFASE DE DISEÑO INICIAL	COSTE (M USD '89)	COSTE (M EUR)
Ingeniería y diseño inicial	125	176
Test y soporte al desarrollo	44	62
Pruebas en vuelo	346	489
<i>Motorización y aviónica</i>	15	21
<i>Mano de obra de producción</i>	100	141

<i>Materiales de producción</i>	32	46
<i>Utillajes de producción</i>	187	263
<i>Control de calidad</i>	13	18
Operaciones en vuelo	4	6
Instalaciones y equipos	130	183
COSTES ESTIMADOS FASE INICIAL	649	916

Tabla 39 Coste desglosado asociado a la Fase de Investigación Inicial

14.3. Costes de explotación

Los costes de explotación están directamente relacionados con la producción de la aeronave. Asimismo, los costes a considerar son los asociados a la producción y financiación de la aeronave.

14.3.1. Costes de la fase de producción

Estos costes pueden ser desglosados en las siguientes categorías:

- *Ingeniería y diseño de la aeronave*: costes asociados a subsanar errores previos de diseño preliminar, estudios de integración, corrección de fallos, cambios en el proceso de producción, etc. (C_{aedm}).
- *Programa de producción*: se incluyen costes de grupo propulsor y aviónica, de interiores, de mano de obra de producción, costes de material, utillajes y de control de calidad (C_{apcm}).
- *Operaciones de pruebas en vuelo* de producción: costes de las pruebas en vuelo a realizar antes de cada entrega al cliente (C_{pftom}).

Por tanto, los costes asociados a la producción se pueden calcular mediante la siguiente ecuación **(14.2)**. Para ello, se supone una entrega inicial de 100 unidades.

$$C_{MAN} = C_{aedm} + C_{apcm} + C_{pftom} \quad (14.2)$$

El cálculo de los parámetros anteriores se demuestra mediante las ecuaciones **(14.8)** a **(14.17)** del **Anexo 8**, obteniéndose los resultados mostrados en la siguiente **Tabla 40**.

COSTE DE LA FASE DE PRODUCCIÓN	COSTE (M USD '89)	COSTE (M EUR)
Ingeniería y diseño de apoyo	131	185
Producción	3151	4449
<i>Motorización y aviónica</i>	1480	2089

<i>Interiores</i>	16	22
<i>Mano de obra</i>	684	966
<i>Materiales de producción</i>	694	979
<i>Utillajes de producción</i>	189	267
<i>Control de calidad</i>	89	126
<i>Pruebas en Vuelo Pre- Entrega</i>	2	3
COSTES ESTIMADOS DE PRODUCCIÓN	3285	4637

Tabla 40 Coste desglosado asociado a la Fase de Producción de 100 Unidades

14.3.2. Costes de financiación

Los costes de financiación contemplan las fases de investigación inicial y la de producción, y se considera un interés del 15% para su cálculo, tal y como muestra la siguiente ecuación **(14.3)**.

$$C_{FIN} = F_{fin} \cdot (C_{FI} + C_{MAN}) = 0,15 \cdot (916 + 4637) = 833 \text{ M EUR} \quad (14.3)$$

14.3.3. Costes totales de explotación

Estos costes contemplan los costes asociados a la fase de producción (ver apartado 9.1.3.2) y a los costes de financiación (apartado 9.1.3.3). De esta forma, estos costes ascienden a un total de 5470 Millones de Euros, tal y como muestra la siguiente expresión **(14.4)** (datos aproximados actualizados al tipo de cambio en fecha Septiembre, 2012).

$$C_{EXP} = C_{MAN} + C_{FIN} = 4637 + 833 = 5470 \text{ M EUR} \quad (14.4)$$

14.4. Viabilidad económica

Mediante la siguiente ecuación **(14.5)** se estima el precio total de un avión considerando un factor de beneficio del 15%, tal y como recomienda la referencia [7].

$$PA = \frac{(1 + F_{profit}) \cdot C_{MAN} + C_{FIN} + C_{FI}}{N_m} = \frac{(1 + 0,15) \cdot 4637 + 833 + 489}{100} = 66,55 \text{ M EUR} \quad (14.5)$$

14.4.1. Número de trabajadores

De las ecuaciones (14.8) y (14.11) del **Anexo 8** se extrae que el total de horas para la fase inicial de investigación y desarrollo y de producción de cada uno de los 100 aviones que se pretenden vender son las siguientes:

- 21442 Horas totales invertidas de ingeniería por aeronave
- 191577 Horas totales invertidas de técnicos y operarios por aeronave

Asimismo, y considerando un total de 1400 horas anuales por persona (se descuentan fiestas, vacaciones y se tienen en cuenta los diferentes factores humanos que rebajan el tiempo de trabajo), se necesitarían en total 16 ingenieros y 137 operarios para cada avión, con lo que se tardaría un total de 10 meses en tenerlo listo para entrega.

No obstante, y considerando un plazo total de 10 años para la entrega de las 100 aeronaves desde el momento de la entrega de este diseño preliminar, se necesitaría una plantilla con un total de 157 ingenieros y 1396 técnicos y operarios, produciendo un total de 10 aeronaves/año.

14.4.2. Resultados

Los costes de producción se pueden clasificar según sean fijos o variables.

Los costes de producción fijos incluyen los costes de ingeniería y diseño y los costes asociados a financiación. Por otra parte, los costes variables son los asociados a las pruebas en vuelo pre- entrega y a la producción en sí de las aeronaves.

Asimismo, los costes fijos no dependen de las aeronaves vendidas. Asumiendo una duración total del proyecto de 10 años, estos costes se calculan como indica la siguiente ecuación (14.6).

$$CF = \frac{\text{Coste Total}}{\text{Duración}} = \frac{1018}{10} = 101,8 \text{ M EUR / Año} \quad (14.6)$$

En cambio, los costes variables sí dependen de las unidades vendidas, y se calculan haciendo uso de las siguientes ecuaciones (14.7) y (14.8).

$$CV = \frac{\text{Coste Total}}{N_m} = \frac{5470}{100} = 54,7 \text{ M EUR / Aeronave} \quad (14.6)$$

$$CV = \frac{\text{Coste Total}}{N_m} N_{year} = \frac{5470}{100} 10 = 547 \text{ M EUR / Año} \quad (14.6)$$

Teniendo en cuenta que se pretenden vender 10 aviones al año, el ingreso anual por ventas es de 665 M EUR/año.

Finalmente, el coste total (CT) y el concepto de flujo de caja (CF) se definen como muestran las siguientes ecuaciones (14.7) y (14.8). De forma análoga, mediante la ecuación (14.9) se muestra el cálculo del VAN.

$$CT = CF + CV \quad (14.7)$$

$$CF = Ingresos - CT \quad (14.8)$$

$$VAN = -C_0 + \sum_{i=1}^n \frac{C_t}{(1+k)^i} \quad (14.9)$$

14.4.3. Conclusiones

A modo de conclusión, se muestra la **Fig. 26** y la **¡Error! No se encuentra el origen de la referencia.**, con los costes fijos y variables, los ingresos anuales, el flujo de caja y el VAN desde que se fabrica el primer avión y hasta que se completa la entrega de las primeras 100 unidades. No obstante, se amplía dicha tabla hasta los 20 años, mostrando unas ventas totales de 200 aeronaves. De acorde a los resultados obtenidos, el VAN para el proyecto es de -1320 M EUR, por lo que se deben de fabricar, como mínimo, un total de 120 aviones durante los 12 primeros años para que económicamente resulte viable.

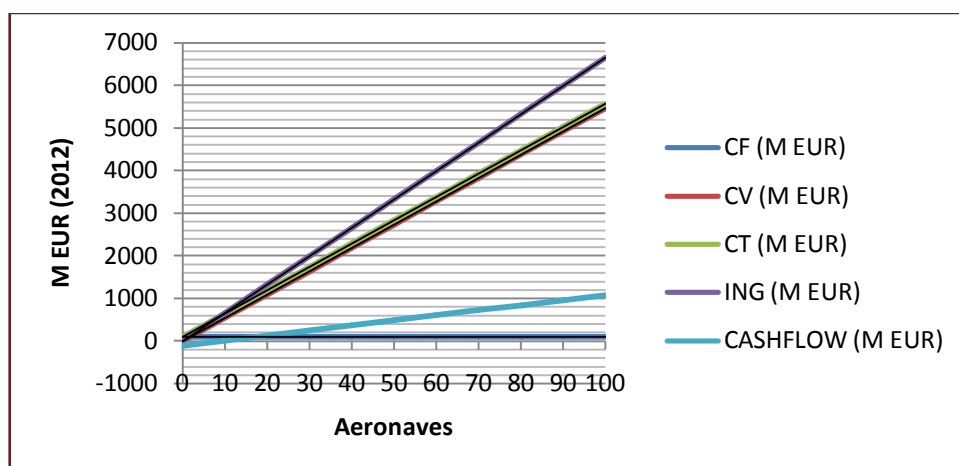


Fig. 25 Gráfica de costes totales, ingresos y flujo de caja



AÑO	UNIDADES VENDIDAS	FASE INICIAL (M EUR)	COSTE FIJO (M EUR)	COSTE VARIABLE (M EUR)	CT (M EUR)	INGRESOS (M EUR)	CF (M EUR)	VAN
0	0	916	102	0	102	0	-102	-5470
1	10		102	547	649	666	17	-5454
2	20		102	1094	1196	1331	135	-5329
3	30		102	1641	1743	1997	254	-5103
4	40		102	2188	2290	2662	372	-4785
5	50		102	2735	2837	3328	491	-4382
6	60		102	3282	3384	3993	609	-3900
7	70		102	3829	3931	4659	728	-3347
8	80		102	4376	4478	5324	846	-2729
9	90		102	4923	5025	5990	965	-2051
10	100		102	5470	5572	6655	1083	-1320
11	110		102	6017	6119	7321	1202	-539
12	120		102	6564	6666	7986	1320	286
13	130		102	7111	7213	8652	1439	1150
14	140		102	7658	7760	9317	1557	2049
15	150		102	8205	8307	9983	1676	2979
16	160		102	8752	8854	10648	1794	3937
17	170		102	9299	9401	11314	1913	4919
18	180		102	9846	9948	11979	2031	5922
19	190		102	10393	10495	12645	2150	6942
20	200		102	10940	11042	13310	2268	7977

Fig. 26 Costes, ingresos, flujo de caja y VAN

15. Impacto ambiental

En el presente capítulo se presenta el impacto medioambiental de este proyecto, así como los distintos métodos para reducirlo: ya sea mediante los aspectos tenidos en cuenta durante el presente diseño preliminar, como aquellos a tener en cuenta en las siguientes fases del mismo.

Como es sabido, la contaminación ambiental ha sido la principal preocupación desde las primeras décadas de la aviación comercial. No obstante, y debido al rápido incremento del tráfico aéreo en los últimos años, como se discute en el primer capítulo del presente documento, se hace necesario el prestar una especial atención a este aspecto, pues tal y como muestra la siguiente **Fig. 27**, las emisiones de óxidos de Nitrógeno están creciendo en los últimos años de forma exponencial.

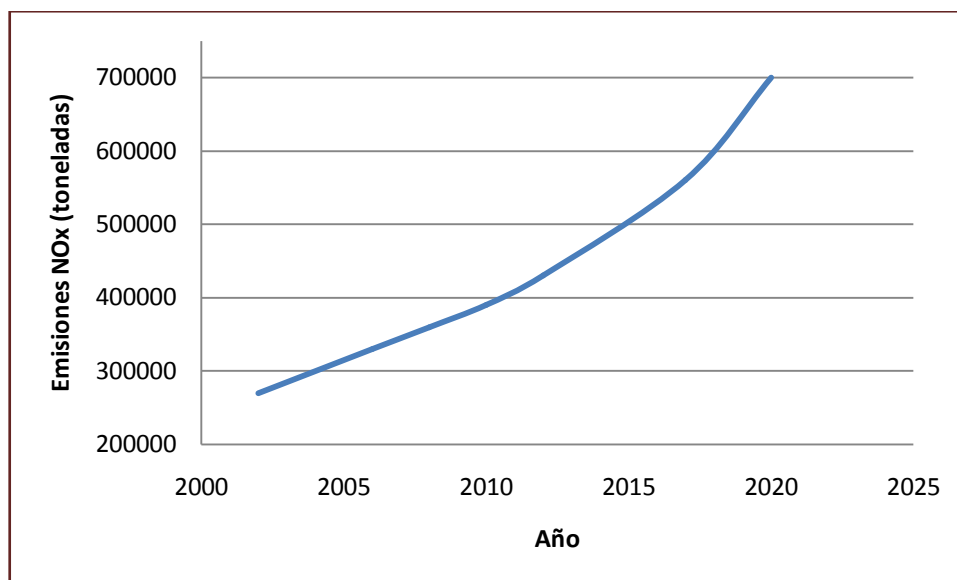


Fig. 27 Evolución histórica de las emisiones de NO_x a bajas altitudes [19]

Teniendo en cuenta que cualquier estudio medioambiental debe contemplar las siguientes fases del proyecto: fabricación, vida útil y desmantelamiento [16], éstas se presentan y discuten a continuación.

15.1. Fase de producción

Cualquier organización de diseño y de producción aeronáutica (comúnmente conocidas como organizaciones DOA y POA, respectivamente [12]), debe cumplir con la legislación ambiental actual [13].



Con el fin de garantizar el mínimo impacto medioambiental durante la etapa de fabricación, se escogerá un fabricante que trabaje bajo el sistema conocido bajo las siglas anglosajonas EMS (Sistema de Gestión Ambiental). Dicho sistema es organizativo y consistente, continuo y eficaz. Es por ello que se hace esencial ante el rápido crecimiento de requisitos ambientales nacionales e internacionales, y a la vez con el avance de las nuevas tecnologías de fabricación disponibles.

EMS proporciona al usuario las siguientes características [14]:

- Establecer una correcta política medioambiental, incluyendo fuertes medidas para la prevención de la contaminación.
- Determinar los requisitos legislativos y los aspectos ambientales asociados con las actividades y productos de la organización.
- Desarrollar comités de gestión y protección del medioambiente.
- Fomentar la buena praxis medioambiental mediante todas las actividades y procesos de la organización, desde la adquisición de materia prima hasta la distribución del producto final.
- Proporcionar una formación continua al personal para anticiparse a los requisitos nacionales e internacionales.
- Promover y mantener un programa de respuesta de emergencia.
- Establecer un sistema de control operacional y un programa de mantenimiento que asegure continuos niveles de trabajo de alta calidad.
- Evaluar y mejorar continuamente la política de la organización, sus objetivos, los procesos y procedimientos, etc.
- Fomentar la implantación del sistema EMS entre proveedores y distribuidores.

Con todo ello, se logra un sistema robusto que da credibilidad, reduciendo el número de incidentes y a su vez el de gastos de la organización, además de beneficiarse de lo que comporta en nuestra sociedad actual el poder demostrar una buena certificación ambiental.

Un estándar de este sistema lo es la normativa ISO 14001 [15] que puede ser implementada en cualquier organización. La última revisión de dicha normativa es de 2008, pero se prevé una inminente nueva publicación de la misma. De



estructura similar al sistema de gestión de la calidad ISO 9001, ayuda a minimizar el impacto ambiental de la actividad reduciendo, a su vez, costes a la organización. Es por ello que se escoge para este proyecto un fabricante que sostenga estos dos estándares en vigor.

15.2. Fase de vida útil

Durante la etapa de vida útil de la aeronave, los factores principales a tener en cuenta relacionados con el impacto ambiental son las emisiones contaminantes y el ruido producido durante las actuaciones de la misma.

15.2.1. Emisiones contaminantes

Las emisiones contaminantes motivo de preocupación en motores turbina de aviación comercial son las siguientes:

- Emisiones de dióxido de Carbono (CO_2)
- Hidrocarburos quemados parcialmente (HC)
- Monóxido de Carbono (CO)
- Óxidos de Nitrógeno (NO_x)
- Otras partículas contaminantes

La tecnología actual, como resultado de una reducción del combustible específico quemado durante la combustión gracias a los avances en materias de aerodinámica y propulsión, ha sido la responsable de reducir sustancialmente las emisiones de dióxido de Carbono. Por otra parte, los niveles de hidrocarburos emitidos también se han reducido debido a los nuevos diseños y avances en cuanto a la tecnología de los sistemas de inyección de combustible se refiere, incluyendo eficientes diseños de los dispositivos de mezcla aire- combustible, de estabilización de llama y de combustión.

No obstante, el continuo incremento de la relación *bypass* en los motores turbina, junto con la tecnología de nuevos materiales utilizados y el ímpetu por reducir pérdidas en las plantas propulsoras (aumentando de esta forma su eficiencia) se ha traducido en un incremento de las presiones operativas del motor y de la relación aire- combustible, lo que implica, a su vez, un incremento de la temperatura de salida de los gases en la cámara de combustión. Todo ello, junto con las preocupaciones ambientales de las últimas décadas, hace que sea necesario un desarrollo de nuevas tecnologías para la reducción de emisiones

de monóxido de Carbono y óxidos de Nitrógeno emitidos por los grupos propulsores utilizados en aviación comercial.

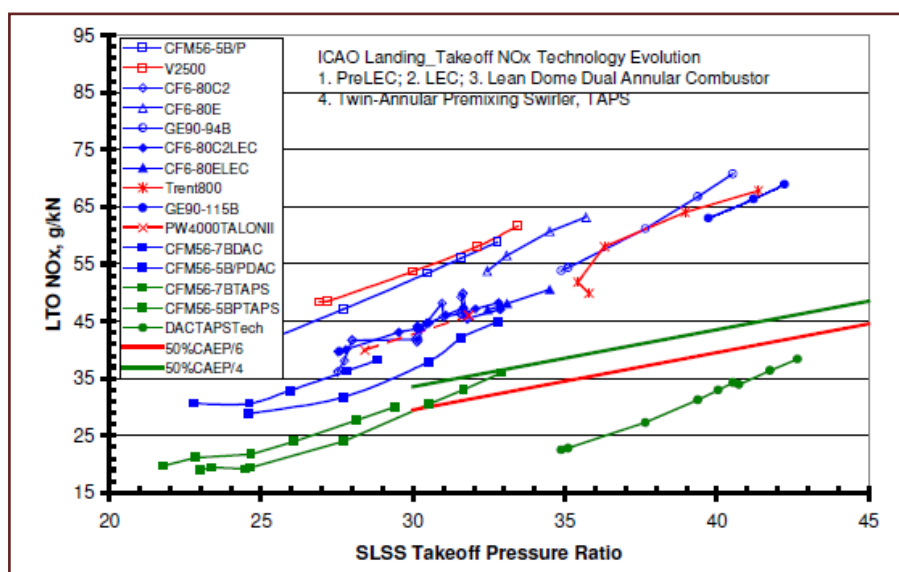


Fig. 28 Índice de emisiones NO_x en ciclos de despegue y aterrizaje según ICAO [19]

No obstante, y según [20], en la actualidad se confirma que las emisiones de NO_x en régimen de crucero son hasta cuatro veces mayores que las emisiones de CO₂, siendo de mayor urgencia la reducción de las mismas en crucero que a bajas altitudes, como muestra la anterior **Fig. 28**.

Teniendo en cuenta que el motor escogido para propulsar la aeronave en diseño es de los más eficientes y menos contaminantes que existen en el mercado, como se demuestra mediante la **Fig. 28**, será de especial interés la integración de nuevas tecnologías que permitan la reducción de emisiones de NO_x a altas altitudes. Actualmente, ya existen métodos para tal fin, como lo es la incorporación del TAPS (combustor generador de turbulencias en la pre- mezcla con doble sistema anular).

15.2.2. Ruido de la aeronave

Con la finalidad de reducir el ruido causado durante las actuaciones de la aeronave, y en especial durante la fase de despegue, se deben tener en cuenta las siguientes medidas preventivas que ayudan a minimizar sus efectos contaminantes: la dirección de despegue, la potencia de los motores y la senda de planeo.

No obstante, se selecciona el CFM56, un grupo propulsor eficiente e innovador con los menores niveles de ruido de entre todos los existentes [20]. Mientras los



motores más antiguos emiten 75 decibelios de niveles de ruido que se extienden hasta un total de 12 millas náuticas a lo largo de la senda de despegue, el modelo elegido solamente emite estos decibelios a lo largo de 3,5 millas, reduciendo más de tres veces su efecto contaminante.

15.3. Fase de desmantelamiento

Las aeronaves civiles comerciales, al igual que cualquier otro producto, disponen de un tiempo de vida máximo limitado por los siguientes factores:

- Incremento de los costes asociados al mantenimiento de la aeronave
- Costosas demandas legislativas relacionadas con la actualización a nuevas tecnologías
- Dificultades, a largo plazo, para encontrar suministradores de componentes de recambio, en especial aquellos con tiempo de vida útil.

Asimismo, el proceso de desmantelamiento empieza cuando componentes usables y reusables empiezan a ser progresivamente desensamblados de la aeronave, ya sea para desecho o para devolver al fabricante para un posterior uso. Tal y como se especifica en el Anexo II de la regulación europea [12], cada componente desinstalado de la aeronave debe ir acompañado de su documentación correspondiente (mostrando origen, horas de funcionamiento, etc.) y debidamente etiquetado según se trate de un componente usable, reparable o inútil (para desechar).

Los interiores de la cabina se confeccionan mediante distintos tipos de materiales, pero los más comunes son los plásticos y materiales compuestos basados en polímeros [17]. Aunque la única opción sea el desecho de los mismos al término de la vida útil de la aeronave, se deberán estudiar mejores opciones debido al continuo incremento del coste que comporta dicha operación [18]. Es por ello que algunos puntos fuertes a implementar son los siguientes:

- Separación y clasificación eficiente de los materiales orgánicos, metálicos y compuestos.
- Identificación y separación de los materiales metálicos de los que no lo son.
- Desarrollo de eficientes y viables sistemas de re- procesamiento de materiales.



- Encontrar mercados que paguen por los materiales reciclados un alto valor monetario.

Finalmente, cuando la aeronave finaliza su ciclo de vida útil y es retirada del servicio, debe ser destinada a un centro donde se preserve la estructura del medio ambiente o donde se desensamblen, clasifiquen y retiren todos los componentes de la misma. Cabe mencionar que actualmente se están llevando a cabo dos proyectos relacionados con el desmantelamiento de las aeronaves tal y como se explica a continuación:

- PAMELA (Proceso para una gestión avanzada del fin de vida de la aeronave) es una iniciativa de Airbus de cooperación junto con las aerolíneas para que no se sigan abandonando las aeronaves en los aeropuertos y aeródromos, lo que contamina el medio ambiente y perjudica la imagen de la compañía. Con ello, se pretende demostrar cómo entre el 85% y 95% de los componentes de una aeronave retirada pueden ser reciclados, reutilizados o recuperados [22].
- AFRA (Asociación de Reciclaje de Aeronaves), que es un grupo de voluntarios individuales y organizaciones que han acordado trabajar para la implantación y creación de productos aeronáuticos sin límite de tiempo de vida.

15.4. Conclusiones

El impacto medioambiental de este proyecto se debe a los siguientes factores:

- Proceso de fabricación de la aeronave
- Emisiones contaminantes a la atmósfera durante la fase de vida útil, en especial de NO_x a bajas altitudes y en régimen de crucero
- Ruido producido durante las distintas actuaciones durante la fase de vida útil
- Desmantelamiento una vez agotada la vida útil de la aeronave

Como medida preventiva al impacto ambiental debido a la fabricación de la aeronave, se elige a un fabricante que trabaje bajo los estándares regulados por las normativas 9001 y 14001 en su último estado de actualización vigente.

En cuanto a las emisiones contaminantes y ruido de la aeronave durante su etapa de vida útil, se hace uso de uno de los motores turbina más eficientes y

menos contaminantes de qué dispone el mercado actual: el CFM56 de General Electric, presentado en el capítulo 6. Además, durante la fase inicial de investigación y desarrollo del proyecto se tendrán en cuenta las últimas tendencias tecnológicas disponibles desde un punto de vista aerodinámico y propulsivo, adaptando e incorporando a la aeronave cualquier tecnología que reduzca el impacto ambiental de cualquier de los aspectos comentados.

Finalmente, y a modo de reducir el impacto ambiental debido al desmantelamiento de la aeronave, se implantará un sistema que incluya el previo desensamble de todos los componentes e interiores de la aeronave, evaluándose entonces la opción de reciclar la estructura o preservarla del medio ambiente y almacenarla en algún centro destinado a ello.



BIBLIOGRAFÍA

- [1] Web de Aena: www.aena.es. Consultada el 27 de febrero de 2010.
- [2] Apuntes del profesor Sureda Anfrés, Miquel, *Diseño de aeronaves*.
- [3] Web de Repsol: www.repsol.com. Consultada el 28 de febrero de 2010.
- [4] Web de Airbus: www.airbus.com. Consultada el 6 de marzo de 2010.
- [5] Web de Boeing: www.boeing.es. Consultada el 6 de marzo de 2010.
- [6] Web de Airlines: www.airliners.com. Consultada el 1 de abril de 2010.
- [7] Roskam, Jan. *Airplane design*. Washington DC (1985).
- [8] Web de Eastern Airlines: <http://www.easternairlinesvirtual.org>. Consultada el 10 de Junio de 2010.
- [9] Web de Aerospace: <http://www.aerospaceweb.org>. Consultada el 15 de Junio de 2010.
- [10] Web de Measuring Worth: <http://www.measuringworth.com/ppowerus/> "Purchasing Power of Money in the United States from 1774 to 2008". Consultada el 06 de Septiembre de 2012.
- [11] Web de Oanda: <http://www.oanda.com> "Currency Converter". Consultada el 06 de Septiembre de 2012.
- [12] Reglamento CE 2042/2003 de la Comisión Europea (AESA). Köln, Germany Revisión: Noviembre de 2010.
- [13] Web de European Aviation Safety Authority (Environmental protection): http://www.easa.eu.int/ws_prod/g/g_environ_main.php. Consultada el 31 de Agosto de 2012.
- [14] Cascio, J. *The ISO 14000 Handbook*. ASQ Quality Press, 1996. ISBN 0-87389-440-5.
- [15] Web de International Organization for Standardization (ISO 14000): <http://www.iso.org/iso/home.htm>. Consultada el 30 de Agosto de 2012.
- [16] Web de Desktop Aeronautics (Aircraft Design: Synthesis and Analysis): <http://adg.stanford.edu/aa241/AircraftDesign.html>. Consultada del 31 de Agosto de 2012.
- [17] Pren Lobo, Dondald E. Magen, Philip D. Whitefield. *Measurement and analysis of aircraft engine PM emissions downwind of an active runway at the Oakland Int. Airport*.
- [18] Department for Transport's document on Sustainable Aviation (URN05/1251): *A strategy towards sustainable development of UK aviation*.



- [19] Hukam Mongia and Willard Dodds. *Low Emissions Propulsion Engine Combustor Technology Evolution. Past, Present and Future*. GE Aircraft Engines, Cincinnati, Ohio, U.S.A.
- [20] Jeffrey J. Berton and Edmane Envia. *An Analytical Assessment of NASA's N+1 Subsonic Fixed Wing Project Noise Goal*. NASA Glenn Research Center, Cleveland, Ohio.
- [21] Torenbeek, E. *Synthesis for Subsonic Airplane Design*.
- [22] Web de <http://www.airbus.com/en/corporate/ethics/environment/> Airbus to protect the environment in therecycling of old airliners. Airbus Corporation. Consultada el 30 de Agosto de 2012.
- [23] Web de Net composites Corporation (Carbon Composite Recycling turns from Dream to reality): <http://www.netcomposites.co.uk/news.asp?3729>. Consultada el 30 de Agosto de 2012.
- [24] Web de Adherent Technologies Inc. (Recycling technologies): http://www.adherenttech.com/recycling_technologies.htm. Consultada el 31 de Agosto de 2012.
- [25] Web de HV steel (Metal recovering & processing): <http://www.hvsc.net/metals.php>. Consultada el 31 de Agosto de 2012.

ANEXOS

En las páginas siguientes se adjuntan los anexos a los que se hace referencia durante la lectura de este proyecto.



ANEXO 1



A continuación se presentan los parámetros relacionados con los distintos pesos de la aeronave. Todos ellos extraídos de la referencia [7].

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

Notes: 1. The numbers in this table are based on experience or on judgment.
2. There is no substitute for common sense! If and when common sense so dictates, the reader should substitute other values for the fractions suggested in this table.

Fig. A1.1 Valores típicos de aeronaves semejantes

Mission Phase No. (See Fig.2.1)	Cruise			Loiter		
	L/D	C_j	C_p	L/D	C_j	C_p
Airplane Type	lbs/lbs/hr	lbs/lbs/hr	lbs/hp/hr	lbs/lbs/hr	lbs/lbs/hr	lbs/hp/hr
1. Homebuilt	8-10*		0.6-0.8	0.7	10-12	0.5-0.7
2. Single Engine	8-10		0.5-0.7	0.8	10-12	0.5-0.7
3. Twin Engine	8-10		0.5-0.7	0.82	9-11	0.5-0.7
4. Agricultural	5-7		0.5-0.7	0.82	8-10	0.5-0.7
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	11-15	0.5-0.7
7. Transport Jets	13-15	0.5-0.9			14-18	0.4-0.6
8. Military	8-10	0.5-1.0	0.4-0.6	0.82	10-14	0.4-0.6
9. Trainers						
10. Fighters	4-7	0.6-1.4	0.5-0.7	0.82	6-9	0.6-0.8
11. Mil. Patrol, Bomb, Transport	13-15	0.5-0.9	0.4-0.7	0.82	14-18	0.4-0.6
12. Flying Boats, Amphibious, Float Airplanes						
13. Supersonic Cruise	4-6	0.7-1.5			7-9	0.6-0.8

Notes: 1. The numbers in this table represent ranges based on existing engines.
2. There is no substitute for common sense! If and when actual data are available, these should be used.
3. A good estimate for L/D can be made with the drag polar method of Sub-section 3.4.1.
* Homebuilts with smooth exteriors and/or high wing loadings can have L/D values which are considerably higher.

Fig. A1.2 Valor de la eficiencia aerodinámica típica



Airplane Type	A	B	Airplane Type	A	B
1. Homebuilts			8. Military Trainers		
Pers. fun and transportation	0.3411	0.9519	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			Piston/Props	0.5627	0.8761
Propeller Driven	-0.1440	1.1162	9. Fighters		
3. Twin Engine			Jets(+ ext.load)	0.5091	0.9505
Propeller Driven	0.0966	1.0298	Jets(clean)	0.1362	1.0116
Composites	0.1130	1.0403	Turboprops(+ ext.load)	0.2705	0.9830
4. Agricultural	-0.4398	1.1946	10. Mil. Patrol, Bomb and Transport		
5. Business Jets	0.2678	0.9979	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

Equation (2.16) is repeated here for convenience:

$$W_E = \text{invlog}_{10} \{ (\log_{10} W_{TO} - A) / B \}$$

Fig. A1.3 Valores de las constantes A i B a partir de aeronaves semejantes

TOW (kg)	146.000,00	146.100,00	146.150,00	146.160,00	146.170,00	146.171,00	146.172,00	146.173,00	146.174,00	146.175,00
EWest (kg)	78.233,54	78.309,41	78.347,35	78.354,93	78.362,52	78.363,28	78.364,04	78.364,80	78.365,56	78.366,31
EW (kg)	78.275,70	78.327,33	78.353,15	78.358,31	78.363,48	78.363,99	78.364,51	78.365,03	78.365,54	78.366,06
ERROR	-0,0539%	-0,0229%	-0,0074%	-0,0043%	-0,0012%	-0,0009%	-0,0006%	-0,0003%	0,0000%	0,0003%
PL (kg)	31.548,15	31.548,15	31.548,15	31.548,15	31.548,15	31.548,15	31.548,15	31.548,15	31.548,15	31.548,15
CW (kg)	992,08	992,08	992,08	992,08	992,08	992,08	992,08	992,08	992,08	992,08
RF (kg)	730,00	730,50	730,75	730,80	730,85	730,86	730,86	730,87	730,87	730,88
TF (kg)	34.496,23	34.519,86	34.531,67	34.534,04	34.536,40	34.536,64	34.536,87	34.537,11	34.537,34	34.537,58
FW (kg)	35.226,23	35.250,36	35.262,42	35.264,84	35.267,25	35.267,49	35.267,73	35.267,97	35.268,21	35.268,46
OEWE (kg)	79.225,62	79.301,49	79.339,43	79.347,01	79.354,60	79.355,36	79.356,12	79.356,88	79.357,64	79.358,39
MZFW (kg)	110.773,77	110.849,64	110.887,58	110.895,16	110.902,75	110.903,51	110.904,27	110.905,03	110.905,79	110.906,54

Fig. A1.4 Resultados del método iterativo empleado para el cálculo de la masa en vacío



ANEXO 2



Code of Federal Regulations

▼ Sec. 25.807

Part 25 AIRWORTHINESS STANDARDS: TRANSPORT CATEGORY AIRPLANES	
Subpart D--Design and Construction	Emergency Provisions

Emergency exits.

(a) **Type.** For the purpose of this part, the types of exits are defined as follows:

(1) *Type I.* This type is a floor-level exit with a rectangular opening of not less than 24 inches wide by 48 inches high, with corner radii not greater than eight inches.

(2) *Type II.* This type is a rectangular opening of not less than 20 inches wide by 44 inches high, with corner radii not greater than seven inches. Type II exits must be floor-level exits unless located over the wing, in which case they must not have a step-up inside the airplane of more than 10 inches nor a step-down outside the airplane of more than 17 inches.

(3) *Type III.* This type is a rectangular opening of not less than 20 inches wide by 36 inches high with corner radii not greater than seven inches, and with a step-up inside the airplane of not more than 20 inches. If the exit is located over the wing, the step-down outside the airplane may not exceed 27 inches.

(4) *Type IV.* This type is a rectangular opening of not less than 19 inches wide by 26 inches high, with corner radii not greater than 6.3 inches, located over the wing, with a step-up inside the airplane of not more than 29 inches and a step-down outside the airplane of not more than 36 inches.

(5) *Ventral.* This type is an exit from the passenger compartment through the pressure shell and the bottom of the fuselage skin. The dimensions and physical configuration of this type of exit must allow at least the same rate of egress as a Type I exit with the airplane in the normal ground attitude, with landing gear extended.



(6) *Tailcone*. This type is an aft exit from the passenger compartment through the pressure shell and through an openable cone of the fuselage aft of the pressure shell. The means of opening the tailcone must be simple and obvious and must employ a single operation.

(7) *Type A*. This type is a floor-level exit with a rectangular opening of not less than 42 inches wide by 72 inches high, with corner radii not greater than seven inches.

(8) *Type B*. This type is a floor-level exit with a rectangular opening of not less than 32 inches wide by 72 inches high, with corner radii not greater than six inches.

(9) *Type C*. This type is a floor-level exit with a rectangular opening of not less than 30 inches wide by 48 inches high, with corner radii not greater than 10 inches.

(b) Step down distance. Step down distance, as used in this section, means the actual distance between the bottom of the required opening and a usable foot hold, extending out from the fuselage that is large enough to be effective without searching by sight or feel.

(c) Over-sized exits. Openings larger than those specified in this section, whether or not of rectangular shape, may be used if the specified rectangular opening can be inscribed within the opening and the base of the inscribed rectangular opening meets the specified step-up and step-down heights.

(d) Asymmetry. Exits of an exit pair need not be diametrically opposite each other nor of the same size; however, the number of passenger seats permitted under paragraph (g) of this section is based on the smaller of the two exits.

(e) Uniformity. Exits must be distributed as uniformly as practical, taking into account passenger seat distribution.

(f) Location.

(1) Each required passenger emergency exit must be accessible to the passengers and located where it will afford the most effective means of passenger evacuation.



(2) If only one floor-level exit per side is prescribed, and the airplane does not have a tailcone or ventral emergency exit, the floor-level exits must be in the rearward part of the passenger compartment unless another location affords a more effective means of passenger evacuation.

(3) If more than one floor-level exit per side is prescribed, and the airplanes does not have a combination cargo and passenger configuration, at least one floor-level exit must be located in each side near each end of the cabin.

(4) For an airplane that is required to have more than one passenger emergency exit for each side of the fuselage, no passenger emergency exit shall be more than 60 feet from any adjacent passenger emergency exit on the same side of the same deck of the fuselage, as measured parallel to the airplane's longitudinal axis between the nearest exit edges.

(g) Type and number required. The maximum number of passenger seats permitted depends on the type and number of exits installed in each side of the fuselage. Except as further restricted in paragraphs (g)(1) through (g)(9) of this section, the maximum number of passenger seats permitted for each exit of a specific type installed in each side of the fuselage is as follows:

A.....	110
B.....	75
C.....	55
I.....	45
II.....	40
III.....	35
IV.....	9

(1) For a passenger seating configuration of 1 to 9 seats, there must be at least one Type IV or larger overwing exit in each side of the fuselage or, if overwing exits are not provided, at least one exit in each side that meets the minimum dimensions of a Type III exit.



- (2) For a passenger seating configuration of more than 9 seats, each exit must be a Type III or larger exit.
- (3) For a passenger seating configuration of 10 to 19 seats, there must be at least one Type III or larger exit in each side of the fuselage.
- (4) For a passenger seating configuration of 20 to 40 seats, there must be at least two exits, one of which must be a Type II or larger exit, in each side of the fuselage.
- (5) For a passenger seating configuration of 41 to 110 seats, there must be at least two exits, one of which must be a Type I or larger exit, in each side of the fuselage.
- (6) For a passenger seating configuration of more than 110 seats, the emergency exits in each side of the fuselage must include at least two Type I or larger exits.
- (7) The combined maximum number of passenger seats permitted for all Type III exits is 70, and the combined maximum number of passenger seats permitted for two Type III exits in each side of the fuselage that are separated by fewer than three passenger seat rows in 65.
- (8) If a Type A, Type B, or Type C exit is installed, there must be at least two Type C or larger exits in each side of the fuselage.
- (9) If a passenger ventral or tailcone exit is installed and that exit provides at least the same rate of egress as a Type III exit with the airplane in the most adverse exit opening condition that would result from the collapse of one or more legs of the landing gear, an increase in the passenger seating configuration is permitted as follows:
- (i) For a ventral exit, 12 additional passenger seats.
 - (ii) For a tailcone exit incorporating a floor level opening of not less than 20 inches wide by 60 inches high, with corner radii not greater than seven inches, in the pressure shell and incorporating an approved assist means in accordance with Sec. 25.810(a), 25 additional passenger seats.



(iii) For a tailcone exit incorporating an opening in the pressure shell which is at least equivalent to a Type III emergency exit with respect to dimensions, step-up and step-down distance, and with the top of the opening not less than 56 inches from the passenger compartment floor, 15 additional passenger seats.

(h) Other exits. The following exits also must meet the applicable emergency exit requirements of Sec. Sec. 25.809 through 25.812, and must be readily accessible:

(1) Each emergency exit in the passenger compartment in excess of the minimum number of required emergency exits.

(2) Any other floor-level door or exit that is accessible from the passenger compartment and is as large or larger than a Type II exit, but less than 46 inches wide.

(3) Any other ventral or tail cone passenger exit.

(i) Ditching emergency exits for passengers. Whether or not ditching certification is requested, ditching emergency exits must be provided in accordance with the following requirements, unless the emergency exits required by paragraph (g) of this section already meet them:

(1) For airplanes that have a passenger seating configuration of nine or fewer seats, excluding pilot seats, one exit above the waterline in each side of the airplane, meeting at least the dimensions of a Type IV exit.

(2) For airplanes that have a passenger seating configuration of 10 or more seats, excluding pilot seats, one exit above the waterline in a side of the airplane, meeting at least the dimensions of a Type III exit for each unit (or part of a unit) of 35 passenger seats, but no less than two such exits in the passenger cabin, with one on each side of the airplane. The passenger seat/exit ratio may be increased through the use of larger exits, or other means, provided it is shown that the evacuation capability during ditching has been improved accordingly.

(3) If it is impractical to locate side exits above the waterline, the side exits must be replaced by an equal number of readily accessible overhead hatches of not less than the dimensions of a Type III exit, except that for airplanes with a



passenger configuration of 35 or fewer seats, excluding pilot seats, the two required Type III side exits need be replaced by only one overhead hatch.

(j) *Flightcrew emergency exits.* For airplanes in which the proximity of passenger emergency exits to the flightcrew area does not offer a convenient and readily accessible means of evacuation of the flightcrew, and for all airplanes having a passenger seating capacity greater than 20, flightcrew exits shall be located in the flightcrew area. Such exits shall be of sufficient size and so located as to permit rapid evacuation by the crew. One exit shall be provided on each side of the airplane; or, alternatively, a top hatch shall be provided. Each exit must encompass an unobstructed rectangular opening of at least 19 by 20 inches unless satisfactory exit utility can be demonstrated by a typical crewmember. Amdt. 25-114, Eff. 6/2/2004.



ANEXO 3

Equivalent Skin Friction Coefficient, c_f	a	b
0.0090	-2.0458	1.0000
0.0080	-2.0969	1.0000
0.0070	-2.1549	1.0000
0.0060	-2.2218	1.0000
0.0050	-2.3010	1.0000
0.0040	-2.3979	1.0000
0.0030	-2.5229	1.0000
0.0020	-2.6990	1.0000

Fig. A3.1 Datos empleados para el coeficiente de fricción [7]

Airplane Type	c	d
1. Homebuilts	1.2362	0.4319
2. Single Engine Propeller Driven	1.0892	0.5147
3. Twin Engine Propeller Driven	0.8635	0.5632
4. Agricultural	1.0447	0.5326
5. Business Jets	0.2263	0.6977
6. Regional Turboprops	-0.0866	0.8099
7. Transport Jets	0.0199	0.7531
8. Military Trainers*	0.8565	0.5423
9. Fighters*	-0.1289	0.7506
10. Mil. Patrol, Bomb and Transport	0.1628	0.7316
11. Flying Boats, Amph. and Float	0.6295	0.6708
12. Supersonic Cruise Airplanes	-1.1868	0.9609

* For these airplanes, wetted areas were correlated with 'clean', maximum take-off weights. No stores were accounted for.

Fig. A3.2 Datos de aeronaves semejantes [7]

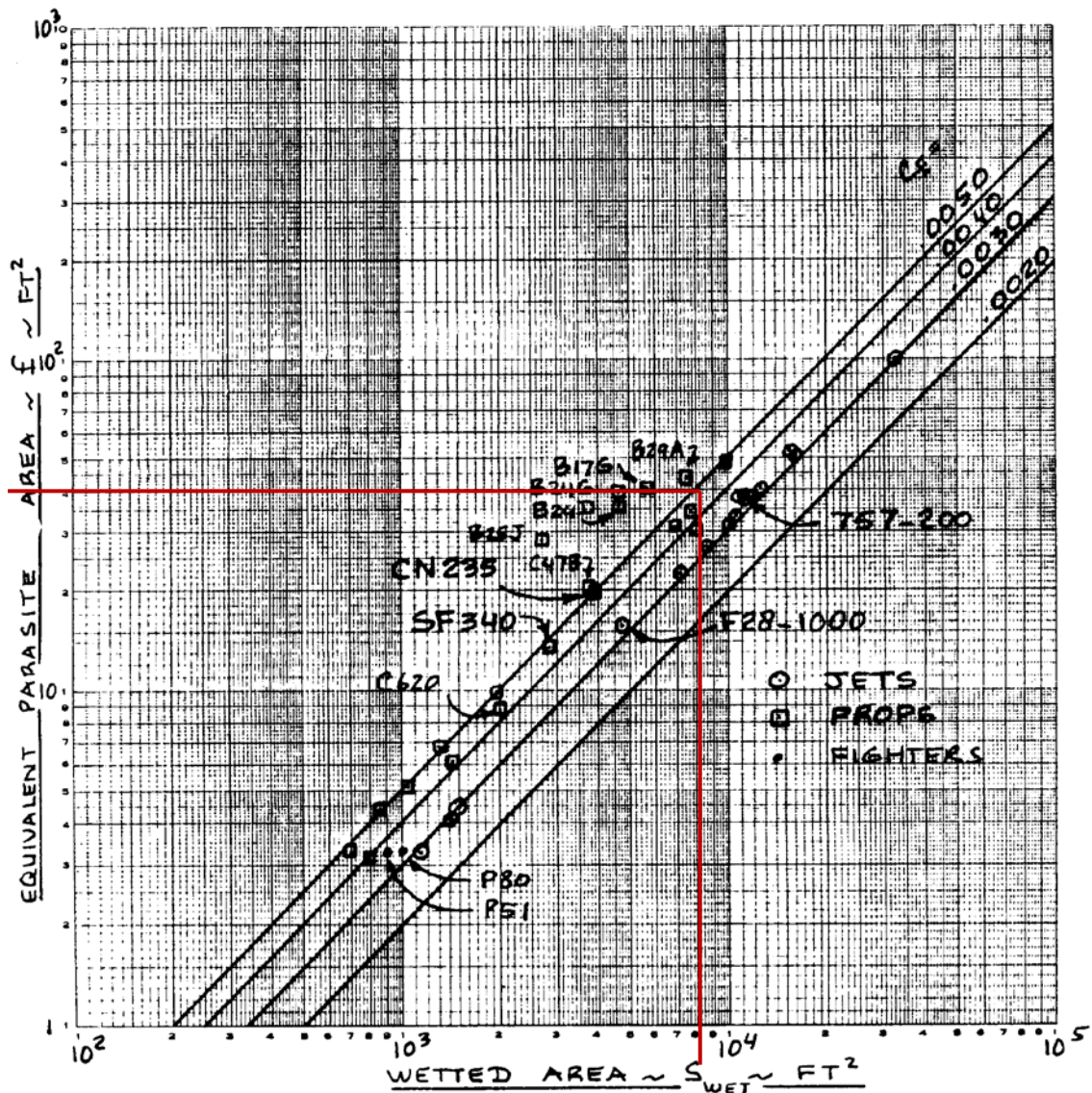


Fig. A3.3 Superficie mojada en función de la superficie equivalente parásita [7]

Airplane Type	$C_{L_{max}}$	$C_{L_{max_{TO}}}$	$C_{L_{max_L}}$
1. Homebuilts	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

Fig. A3.4 Valores típicos del coeficiente de sustentación máximo [7]

Efecto sobre la polar	ΔC_D	e
Flaps despegue	0,010	0,570
Flaps aterrizaje	0,055	0,500
Tren	0,015	-

Fig. A3.5 Valores en función de la configuración y el tren



Performance Data
Max Range: 3,000 nm
Max Speed: 488 kts
Max Altitude: 39,000 ft
Takeoff Field Length: 6,857 ft
Landing Field Length: 4,823 ft
Aircraft Weight Info
MTOW: 180,779 lbs
MLDW: 157,630 lbs
ZFW: 134,500 lbs
OEW: 107,365 lbs
Max Payload: 48,060 lbs
Fuel Capacity: 42,200 gal
PowerPlant Info
No. of Engines: 2
Mfg: CFM International
Model: CFM56-5
Thrust: 33,000 lbs

Fig. A3.6 Datos del website de Eastern airlines [8]



ANEXO 4

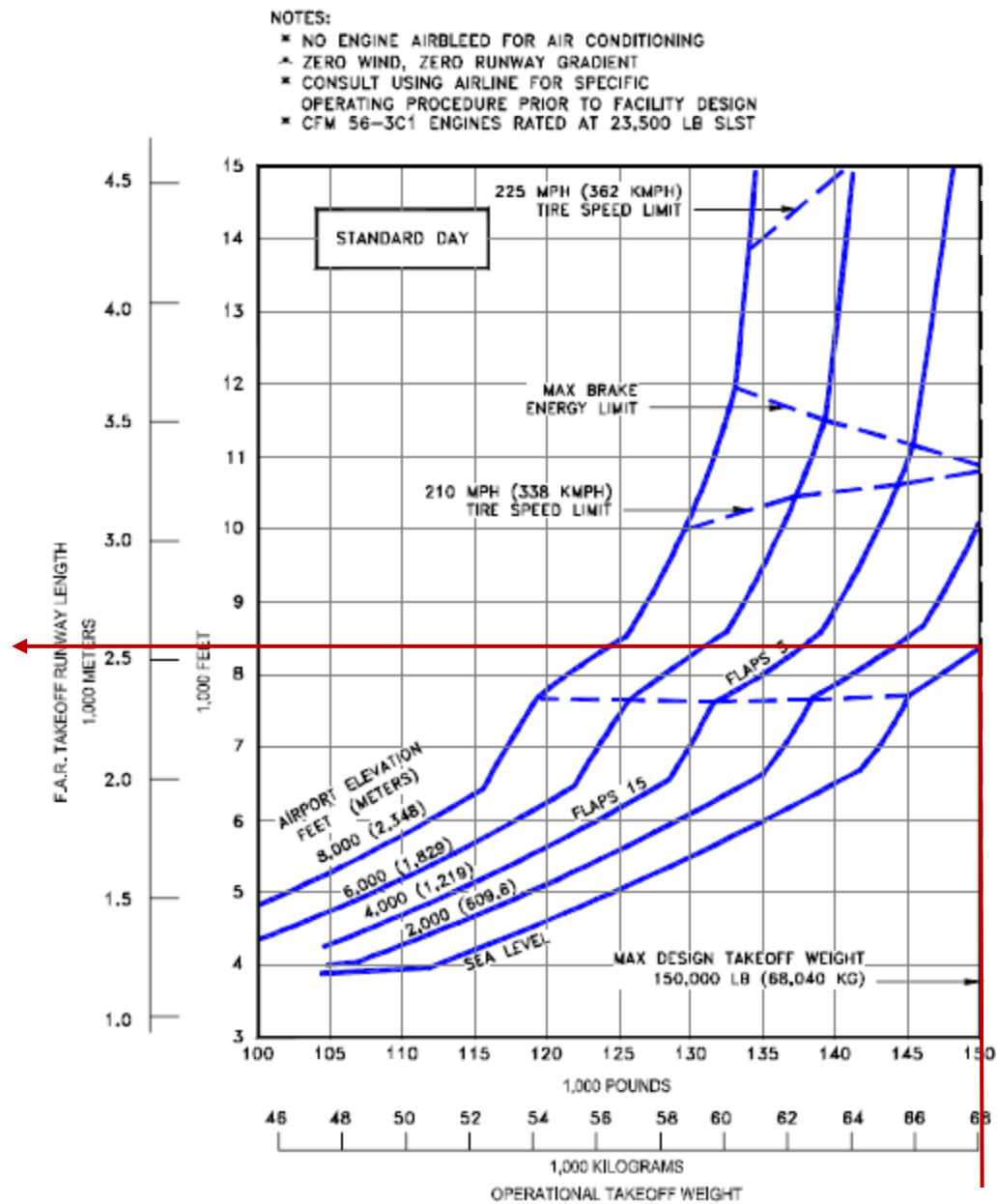


Fig. A4.1 Tabla de requisitos FAR al despegue en un día estándar: B737-400

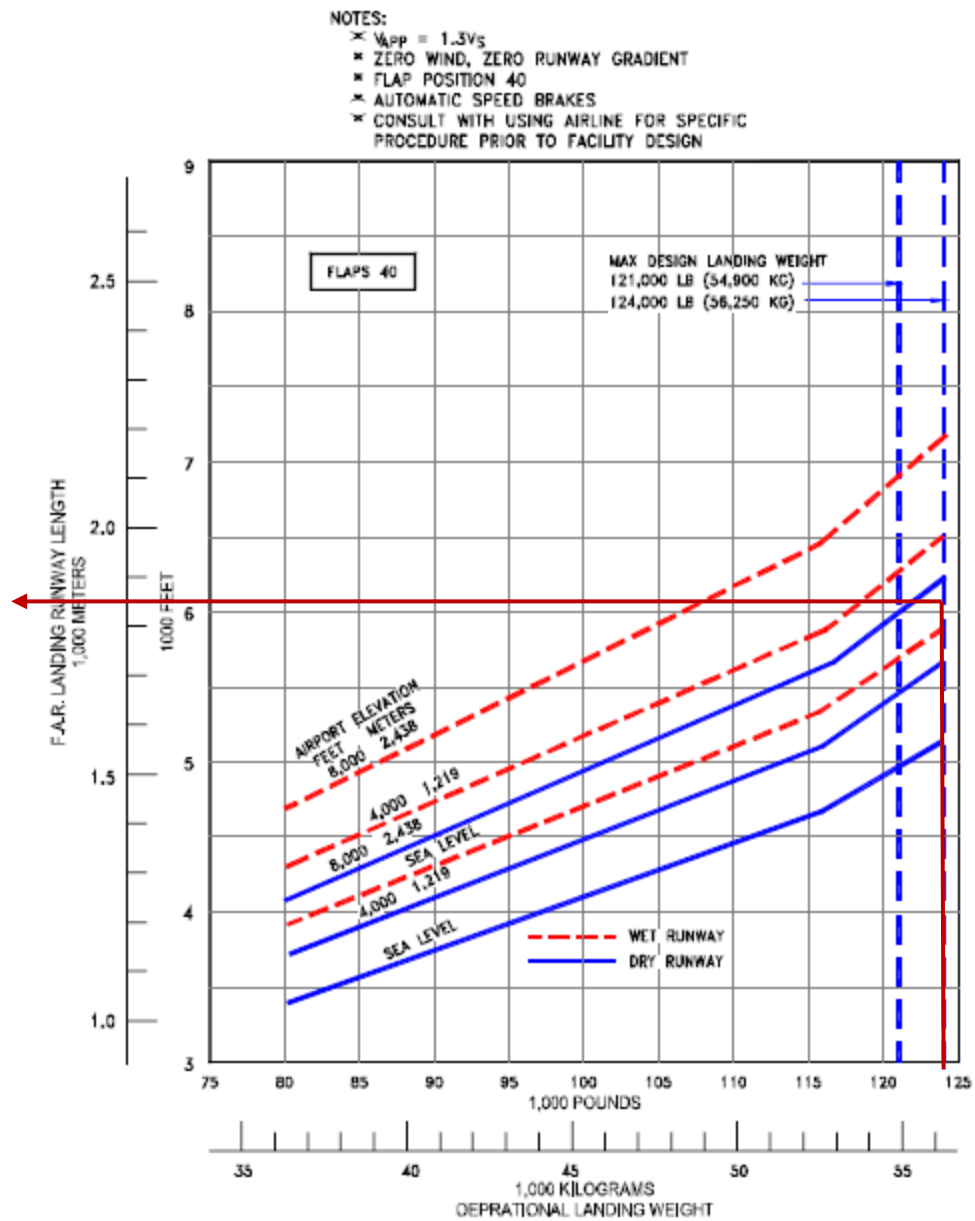


Fig. A4.2 Requisitos FAR al aterrizaje configuración Flaps 40 grados: B737-400

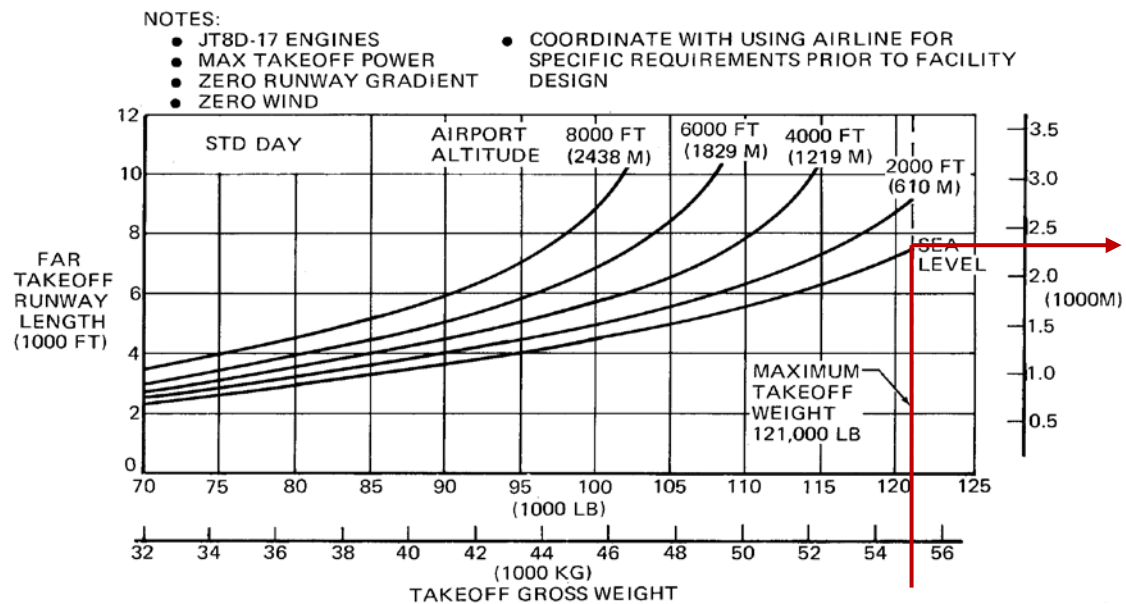


Fig. A4.3 Tabla de requisitos FAR al despegue: DC-9-51

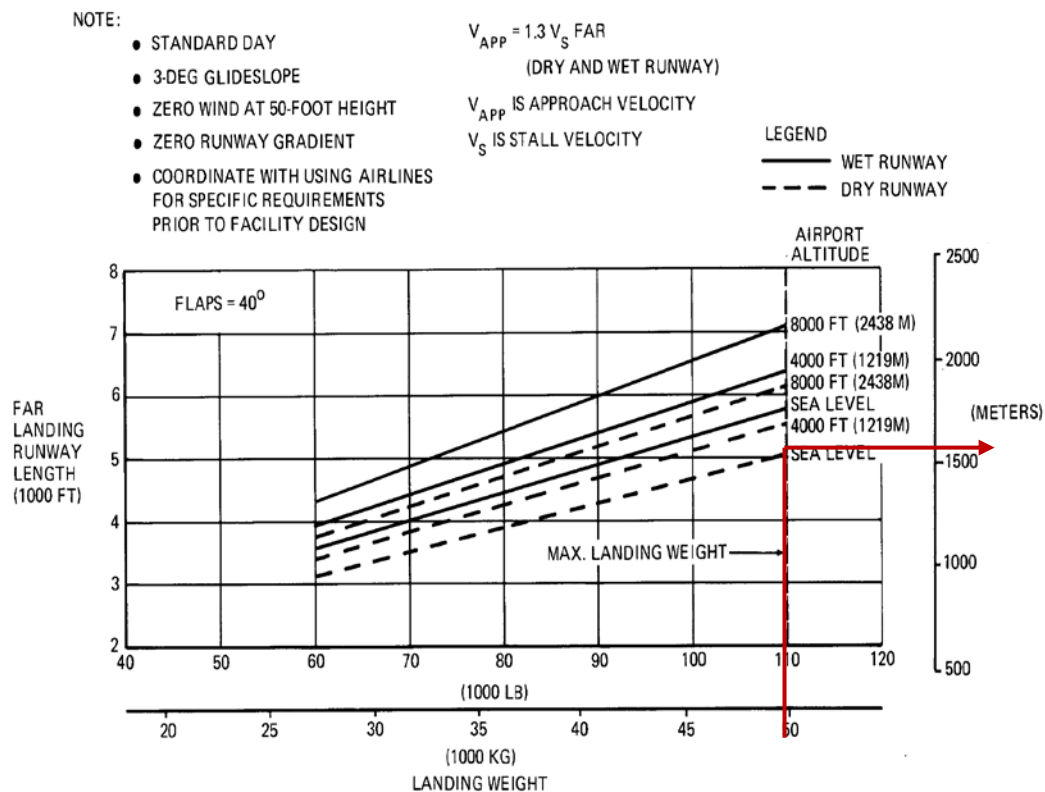


Fig. A4.4 Requisitos FAR al aterrizaje: DC-9-51

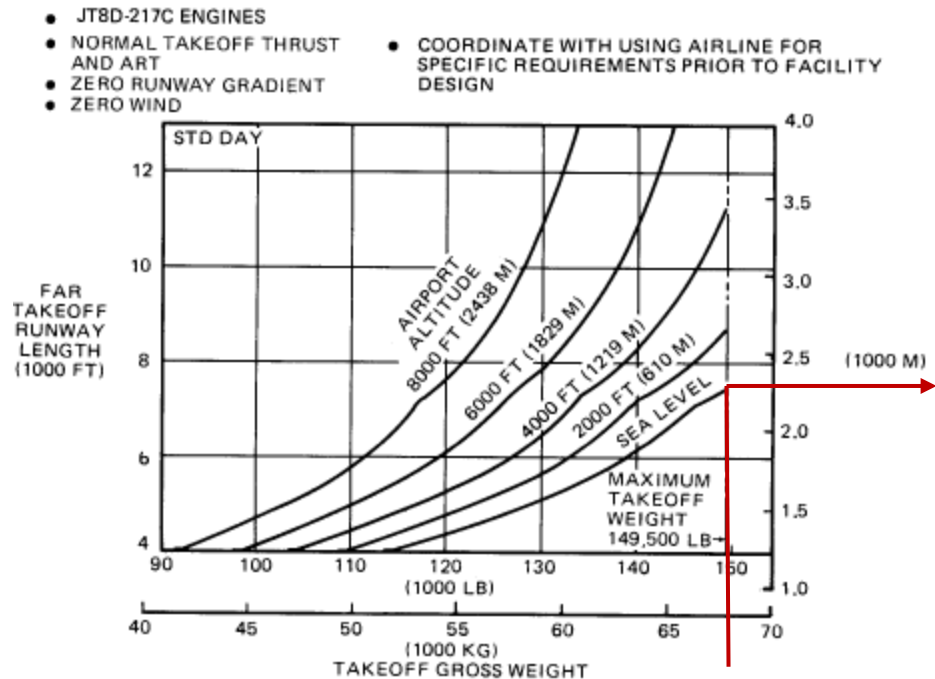


Fig. A4.5 Tabla de requisitos FAR al despegue: MD-87

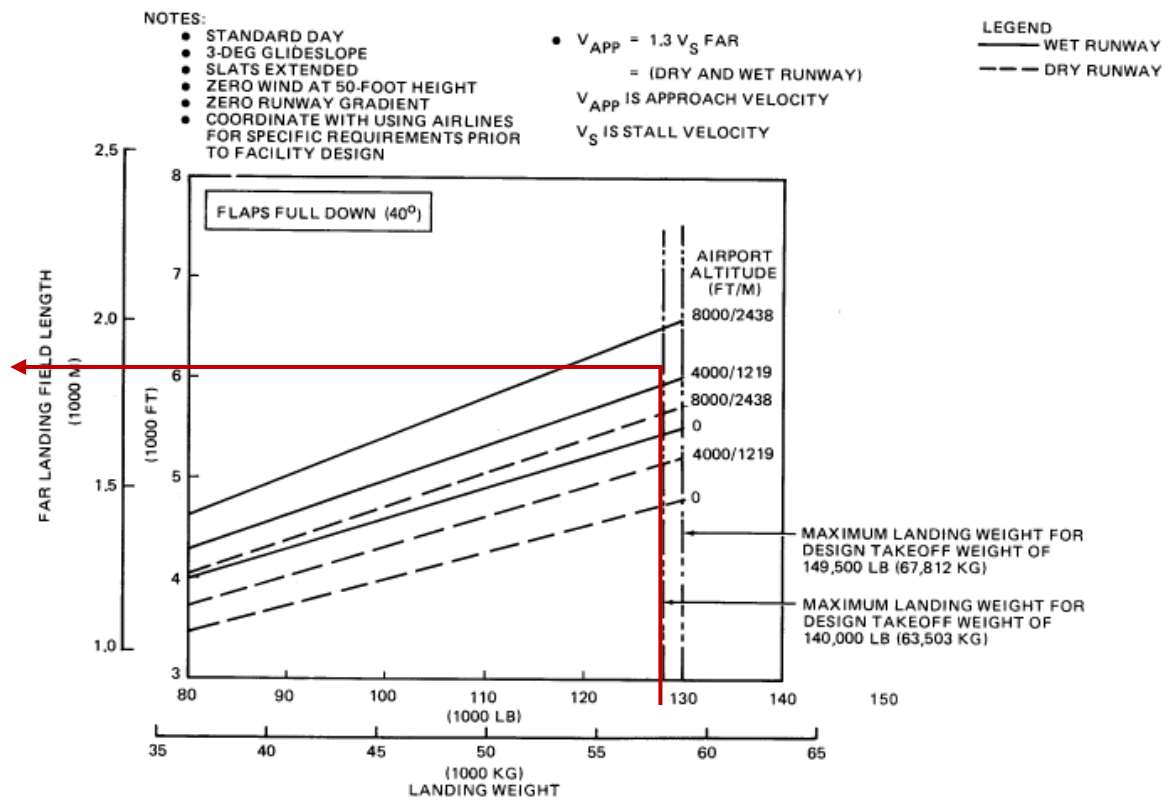


Fig. A4.6 Requisitos FAR al aterrizaje: MD-87



ANEXO 5



A continuación se muestra la tabla de resultados mostrando los distintos valores de la relación empuje a peso en función de la carga alar al despegue, para el avión del proyecto en cuestión y para las aeronaves semejantes a modo de comparación.

$(W/S_w)_{TO}$	$(T/W)_{TO}$ A320	$(T/W)_{TO}$ B737-400	$(T/W)_{TO}$ DC-9-51	$(T/W)_{TO}$ MD-87	$(T/W)_{TO}$ PROYECTO
50	0,023	0,018	0,022	0,025	0,022
60	0,028	0,022	0,027	0,030	0,026
70	0,032	0,026	0,031	0,035	0,031
80	0,037	0,029	0,036	0,040	0,035
90	0,041	0,033	0,040	0,045	0,040
100	0,046	0,036	0,045	0,050	0,044
110	0,050	0,040	0,049	0,055	0,048
120	0,055	0,044	0,054	0,061	0,053
130	0,060	0,047	0,058	0,066	0,057
140	0,064	0,051	0,063	0,071	0,062
150	0,069	0,055	0,067	0,076	0,066
160	0,073	0,058	0,071	0,081	0,071
170	0,078	0,062	0,076	0,086	0,075
180	0,083	0,066	0,080	0,091	0,079
190	0,087	0,069	0,085	0,096	0,084
200	0,092	0,073	0,089	0,101	0,088
210	0,096	0,077	0,094	0,106	0,093
220	0,101	0,080	0,098	0,111	0,097
230	0,106	0,084	0,103	0,116	0,101
240	0,110	0,088	0,107	0,121	0,106
250	0,115	0,091	0,112	0,126	0,110
260	0,119	0,095	0,116	0,131	0,115
270	0,124	0,098	0,121	0,136	0,119
280	0,128	0,102	0,125	0,141	0,123
290	0,133	0,106	0,130	0,146	0,128
300	0,138	0,109	0,134	0,151	0,132
310	0,142	0,113	0,138	0,156	0,137
320	0,147	0,117	0,143	0,161	0,141
330	0,151	0,120	0,147	0,166	0,145
340	0,156	0,124	0,152	0,171	0,150
350	0,161	0,128	0,156	0,177	0,154
360	0,165	0,131	0,161	0,182	0,159



$(W/S_w)_{TO}$	$(T/W)_{TO}$ A320	$(T/W)_{TO}$ B737-400	$(T/W)_{TO}$ DC-9-51	$(T/W)_{TO}$ MD-87	$(T/W)_{TO}$ PROYECTO
370	0,170	0,135	0,165	0,187	0,163
380	0,174	0,139	0,170	0,192	0,167
390	0,179	0,142	0,174	0,197	0,172
400	0,184	0,146	0,179	0,202	0,176
410	0,188	0,150	0,183	0,207	0,181
420	0,193	0,153	0,188	0,212	0,185
430	0,197	0,157	0,192	0,217	0,189
440	0,202	0,160	0,197	0,222	0,194
450	0,206	0,164	0,201	0,227	0,198
460	0,211	0,168	0,205	0,232	0,203
470	0,216	0,171	0,210	0,237	0,207
480	0,220	0,175	0,214	0,242	0,212
490	0,225	0,179	0,219	0,247	0,216
500	0,229	0,182	0,223	0,252	0,220
510	0,234	0,186	0,228	0,257	0,225
520	0,239	0,190	0,232	0,262	0,229
530	0,243	0,193	0,237	0,267	0,234
540	0,248	0,197	0,241	0,272	0,238
550	0,252	0,201	0,246	0,277	0,242
560	0,257	0,204	0,250	0,282	0,247
570	0,262	0,208	0,255	0,287	0,251
580	0,266	0,212	0,259	0,293	0,256
590	0,271	0,215	0,264	0,298	0,260
600	0,275	0,219	0,268	0,303	0,264
610	0,280	0,222	0,272	0,308	0,269
620	0,284	0,226	0,277	0,313	0,273
630	0,289	0,230	0,281	0,318	0,278
640	0,294	0,233	0,286	0,323	0,282
650	0,298	0,237	0,290	0,328	0,286
660	0,303	0,241	0,295	0,333	0,291
670	0,307	0,244	0,299	0,338	0,295
680	0,312	0,248	0,304	0,343	0,300
690	0,317	0,252	0,308	0,348	0,304
700	0,321	0,255	0,313	0,353	0,308
710	0,326	0,259	0,317	0,358	0,313
720	0,330	0,263	0,322	0,363	0,317
730	0,335	0,266	0,326	0,368	0,322
740	0,340	0,270	0,331	0,373	0,326
750	0,344	0,274	0,335	0,378	0,330

$(W/S_w)_{TO}$	$(T/W)_{TO}$ A320	$(T/W)_{TO}$ B737-400	$(T/W)_{TO}$ DC-9-51	$(T/W)_{TO}$ MD-87	$(T/W)_{TO}$ PROYECTO
760	0,349	0,277	0,339	0,383	0,335
770	0,353	0,281	0,344	0,388	0,339
780	0,358	0,284	0,348	0,393	0,344
790	0,362	0,288	0,353	0,398	0,348
800	0,367	0,292	0,357	0,403	0,353
810	0,372	0,295	0,362	0,409	0,357
820	0,376	0,299	0,366	0,414	0,361
830	0,381	0,303	0,371	0,419	0,366
840	0,385	0,306	0,375	0,424	0,370
850	0,390	0,310	0,380	0,429	0,375
860	0,395	0,314	0,384	0,434	0,379
870	0,399	0,317	0,389	0,439	0,383
880	0,404	0,321	0,393	0,444	0,388
890	0,408	0,325	0,398	0,449	0,392
900	0,413	0,328	0,402	0,454	0,397
910	0,418	0,332	0,406	0,459	0,401
920	0,422	0,336	0,411	0,464	0,405
930	0,427	0,339	0,415	0,469	0,410
940	0,431	0,343	0,420	0,474	0,414
950	0,436	0,346	0,424	0,479	0,419
960	0,440	0,350	0,429	0,484	0,423
970	0,445	0,354	0,433	0,489	0,427
980	0,450	0,357	0,438	0,494	0,432
990	0,454	0,361	0,442	0,499	0,436
1000	0,459	0,365	0,447	0,504	0,441

Fig. A5.1 Relación empuje a peso en función de la carga alar al despegue



Para el diseño preliminar, se muestra mediante la siguiente tabla los valores de la relación empuje a peso para las distintas fases del vuelo en función de los distintos valores de carga alar en el despegue.

$(W/S_w)_{TO}$	$(T/W)_{TO}$ DESPEGUE	$(T/W)_{TO}$ SEG.SEG.	$(T/W)_{TO}$ CRUCERO	$(W/S_w)_{TO}$	$(T/W)_{TO}$ DESPEGUE	$(T/W)_{TO}$ SEG.SEG.	$(T/W)_{TO}$ CRUCERO
50	0,022	0,308	3,323	390	0,172	0,308	0,426
60	0,026	0,308	2,770	400	0,176	0,308	0,416
70	0,031	0,308	2,374	410	0,181	0,308	0,406
80	0,035	0,308	2,077	420	0,185	0,308	0,396
90	0,040	0,308	1,846	430	0,189	0,308	0,387
100	0,044	0,308	1,662	440	0,194	0,308	0,378
110	0,048	0,308	1,511	450	0,198	0,308	0,370
120	0,053	0,308	1,385	460	0,203	0,308	0,362
130	0,057	0,308	1,278	470	0,207	0,308	0,354
140	0,062	0,308	1,187	480	0,212	0,308	0,347
150	0,066	0,308	1,108	490	0,216	0,308	0,340
160	0,071	0,308	1,039	500	0,220	0,308	0,333
170	0,075	0,308	0,978	510	0,225	0,308	0,326
180	0,079	0,308	0,923	520	0,229	0,308	0,320
190	0,084	0,308	0,875	530	0,234	0,308	0,314
200	0,088	0,308	0,831	540	0,238	0,308	0,308
210	0,093	0,308	0,791	550	0,242	0,308	0,303
220	0,097	0,308	0,756	560	0,247	0,308	0,297
230	0,101	0,308	0,723	570	0,251	0,308	0,292
240	0,106	0,308	0,693	580	0,256	0,308	0,287
250	0,110	0,308	0,665	590	0,260	0,308	0,282
260	0,115	0,308	0,639	600	0,264	0,308	0,277
270	0,119	0,308	0,616	610	0,269	0,308	0,273
280	0,123	0,308	0,594	620	0,273	0,308	0,269
290	0,128	0,308	0,573	630	0,278	0,308	0,264
300	0,132	0,308	0,554	640	0,282	0,308	0,260
310	0,137	0,308	0,536	650	0,286	0,308	0,256
320	0,141	0,308	0,520	660	0,291	0,308	0,252
330	0,145	0,308	0,504	670	0,295	0,308	0,249
340	0,150	0,308	0,489	680	0,300	0,308	0,245
350	0,154	0,308	0,475	690	0,304	0,308	0,241
360	0,159	0,308	0,462	700	0,308	0,308	0,238
370	0,163	0,308	0,449	710	0,313	0,308	0,235
380	0,167	0,308	0,438	720	0,317	0,308	0,231

$(W/S_w)_{TO}$	$(T/W)_{TO}$ DESPEGUE	$(T/W)_{TO}$ SEG.SEG.	$(T/W)_{TO}$ CRUCERO	$(W/S_w)_{TO}$	$(T/W)_{TO}$ DESPEGUE	$(T/W)_{TO}$ SEG.SEG.	$(T/W)_{TO}$ CRUCERO
730	0,322	0,308	0,228	910	0,401	0,308	0,183
740	0,326	0,308	0,225	920	0,405	0,308	0,181
750	0,330	0,308	0,222	930	0,410	0,308	0,180
760	0,335	0,308	0,219	940	0,414	0,308	0,178
770	0,339	0,308	0,217	950	0,419	0,308	0,176
780	0,344	0,308	0,214	960	0,423	0,308	0,174
790	0,348	0,308	0,211	970	0,427	0,308	0,172
800	0,353	0,308	0,208	980	0,432	0,308	0,170
810	0,357	0,308	0,206	990	0,436	0,308	0,169
820	0,361	0,308	0,203	1000	0,441	0,308	0,167
830	0,366	0,308	0,201	970	0,427	0,308	0,172
840	0,370	0,308	0,199	980	0,432	0,308	0,170
850	0,375	0,308	0,196	990	0,436	0,308	0,169
860	0,379	0,308	0,194	1000	0,441	0,308	0,167
870	0,383	0,308	0,192	970	0,427	0,308	0,172
880	0,388	0,308	0,190	980	0,432	0,308	0,170
890	0,392	0,308	0,188	990	0,436	0,308	0,169
900	0,397	0,308	0,185	1000	0,441	0,308	0,167

Fig. A5.2 Tabla de resultados para el avión del proyecto

A continuación la tabla de resultados computando los distintos valores de la relación empuje- peso al aterrizaje para un valor constante de la carga alar al despegue.

$(W/S_w)_{TO}$	$(T/W)_{TO}$ ATERRIJAJE	$(W/S_w)_{TO}$	$(T/W)_{TO}$ ATERRIJAJE	$(W/S_w)_{TO}$	$(T/W)_{TO}$ ATERRIJAJE
606,495	0,022	606,495	0,172	606,495	0,322
606,495	0,026	606,495	0,176	606,495	0,326
606,495	0,031	606,495	0,181	606,495	0,330
606,495	0,035	606,495	0,185	606,495	0,335
606,495	0,040	606,495	0,189	606,495	0,339
606,495	0,044	606,495	0,194	606,495	0,344
606,495	0,048	606,495	0,198	606,495	0,348
606,495	0,053	606,495	0,203	606,495	0,353
606,495	0,057	606,495	0,207	606,495	0,357
606,495	0,062	606,495	0,212	606,495	0,361
606,495	0,066	606,495	0,216	606,495	0,366
606,495	0,071	606,495	0,220	606,495	0,370
606,495	0,075	606,495	0,225	606,495	0,375
606,495	0,079	606,495	0,229	606,495	0,379
606,495	0,084	606,495	0,234	606,495	0,383
606,495	0,088	606,495	0,238	606,495	0,388
606,495	0,093	606,495	0,242	606,495	0,392
606,495	0,097	606,495	0,247	606,495	0,397
606,495	0,101	606,495	0,251	606,495	0,401
606,495	0,106	606,495	0,256	606,495	0,405
606,495	0,110	606,495	0,260	606,495	0,410
606,495	0,115	606,495	0,264	606,495	0,414
606,495	0,119	606,495	0,269	606,495	0,419
606,495	0,123	606,495	0,273	606,495	0,423
606,495	0,128	606,495	0,278	606,495	0,427
606,495	0,132	606,495	0,282	606,495	0,432
606,495	0,137	606,495	0,286	606,495	0,436
606,495	0,141	606,495	0,291	606,495	0,441
606,495	0,145	606,495	0,295		
606,495	0,150	606,495	0,300		
606,495	0,154	606,495	0,304		
606,495	0,159	606,495	0,308		
606,495	0,163	606,495	0,313		
606,495	0,167	606,495	0,317		

Fig. A5.3 Tabla de resultados para el avión del proyecto



ANEXO 6



Note: Ranges for take-off wing loadings are in psf.

Airplane Type	(W/S) _{TO}	Airplane Type	(W/S) _{TO}
1. Homebuilts	5 - 15	9. Fighters	
2. Single Engine Prop. Driven	10 - 25	Jets	70 - 140
		Props	40 - 70
3. Twin Engine Prop. Driven	20 - 45	10. Mil. Patrol, Bomb and Trans- port Airplanes	70 - 120
4. Agricultural	15 - 30	11. Flying Boats, Amphibious and Float Airplanes	
5. Business Jets	40 - 80	Jets	50 - 90
6. Regional TBP	30 - 55	Props	30 - 60
7. Transport Jets	80 - 120	Floats	20 - 50
8. Mil.Trainers		12. Supersonic Cruise Airplanes	80 - 120
Jets	40 - 80		
Props	20 - 40		

Fig. A6.1 Valores típicos de las cargas alares al despegue [7]

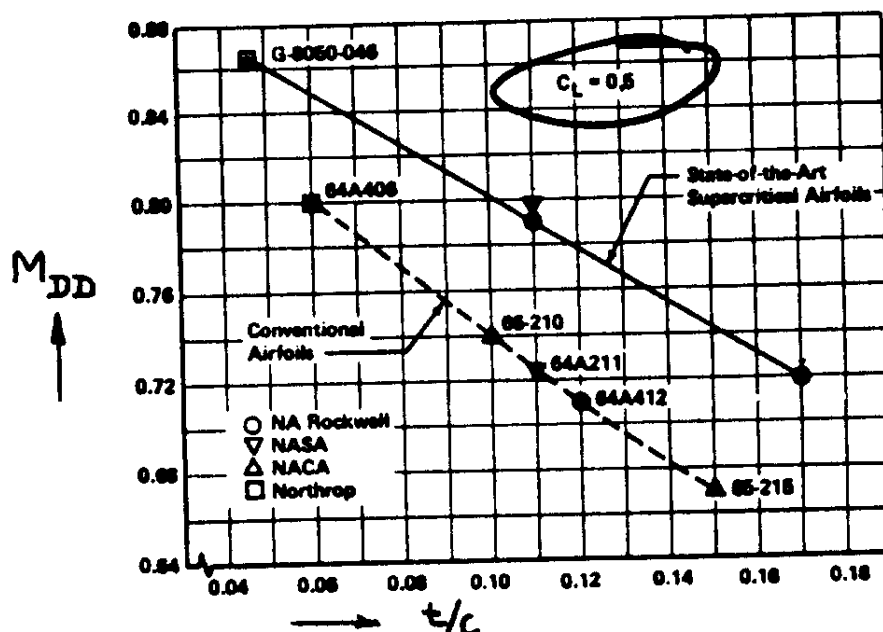


Fig. A6.2 Espesor relativo en función del Mach y coeficiente de sustentación

Type	Dihedral Angle, Γ_w	Incidence Angle, i_w	Aspect Ratio, A	Sweep Angle, $\Lambda_{c/4}$	Taper Ratio, λ_w	Max. Speed, V_{max}	Wing Type
	deg.	root/tip deg.		deg.		kts	
BOEING							
727-200	3	2	7.1	32	0.30	549(22K)	ctl/low
737-200	6	1	8.8	25	0.34	462(33K)	ctl/low
737-300	6	1	8.0	25	0.28	462(33K)	ctl/low
747-200B	7	2	7.0	37.5	0.25	523(30K)	ctl/low
747SP	7	2	7.0	37.5	0.25	529(30K)	ctl/low
757-200	5	3.2	7.9	25	0.26		ctl/low
767-200	6	4.3	7.9	31.5	0.27		ctl/low
MCDONNELL DOUGLAS							
DC-9 Super 80	3	1.3	9.6	24.5	0.16	500	ctl/low
DC-9-50	1.5	NA	8.7	24	0.18	537	ctl/low
DC-10-30	5.3/3	+/-	7.5	35	0.25	530(25K)	ctl/low
AIRBUS							
A300-B4	5	NA	7.7	28	0.35	492(25K)	ctl/low
A310	11.1/4.1	5.3	8.8	28	0.26	483(30K)	ctl/low
Lockh.1011-500	7.5/5.5	NA	7.0	35	0.30	525(30K)	ctl/low
Fkr F28-4000	2.5	NA	8.0	16	0.31	390	ctl/low
Rombac 111-495	2	2.5	8.5	20	0.32	470(21K)	ctl/low
BAe 146-200	-3	3.1/0	9.0	15	0.36	420(26K)	ctl/high
Tupolev Tu154	0	NA	7.0	35	0.27	526(31K)	ctl/low

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

Fig. A6.3 Tabla 1 de valores característicos del conjunto aerodinámico [7]

Type	Wing Area S ft ²	Wing mgc \bar{c} ft	Wing Airfoil root/tip	Hor. Tail Area S_h ft ²	S_e/S_h	x_h ft	\bar{V}_h	Elevator Chord root/tip fr. c_h
BOEING								
727-200	1,700	18.0	BAC	376	0.25	67.0	0.82	.29/.31
737-200	980	11.2	BAC	321	0.27	43.8	1.28	.30/.32
737-300	1,117	10.9	BAC	330	0.24	49.7	1.35	.24/.34
747-200B	5,500	38.0	BAC	1,470	0.24	104.5	0.74	0.29
747SP	5,500	38.0	BAC	1,534	0.21	72.9	0.54	.32/.20
757-200	1,951	14.9	BAC	585	0.25	56.9	1.15	.29/.38
767-200	3,050	19.8	BAC	836	0.23	67.6	0.94	.30/.25
MCDONNELL-DOUGLAS								
DC-9 S80	1,270	15.7	N.A.	314	0.34	61.4	0.96	.39/.38
DC-9-50	1,001	11.8	N.A.	276	0.38	56.8	1.32	.41/.47
DC-10-30	3,958	24.7	N.A.	1,338	0.22	65.9	0.90	.25/.30
AIRBUS								
A300-B4	2,799	19.2	N.A.	748	0.26	80.4	1.12	0.35
A310	2,357	19.3	N.A.	689	0.26	72.0	1.09	.33/.30
Lockheed L1011-500	3,541	24.5	N.A.	1,282	0.19	55.9	0.83	stabilator
Fokker F-28-4000								
	850	10.9	N.A.	210	0.20	47.2	1.07	.34/.33
Rombac/British Aerospace								
1-11 495	1,031	11.8	N.A.	258	0.27	40.7	0.86	.41/.35
British Aerospace								
146-200	832	10.2	N.A.	276	0.39	45.3	1.48	.42/.44
Tu-154	2,169	16.8	N.A.	436	0.18	58.9	0.71	.27/.25

Fig. A6.4 Tabla 2 de valores característicos del conjunto aerodinámico [7]



Type	Wing Area S ft ²	Wing Span b ft	Vert. Tail Area S _v ft ²	S _r /S _v	x _v ft	\bar{V}_v	Rudder Chord root/tip fr.c _v	S _a /S	Inb'd Ail. Span in/out fr.b/2	Inb'd Ail. Chord in/out fr.c _w
BOEING										
727-200	1,700	108	422	0.16	47.4	0.110	.29/.28	0.034	.38/.46	.17/.24
737-200	980	93.0	233	0.24	40.7	0.100	.25/.22	0.024	none	none
737-300	1,117	94.8	239	0.31	43.7	0.100	.26/.30	0.021	none	none
747-200B	5,500	196	830	0.30	102	0.079	0.30	0.040	.38/.44	.17/.25
747-SP	5,500	196	885	0.27	69.5	0.057	.31/.34	0.040	.38/.44	.17/.25
757-200	1,951	125	384	0.34	54.2	0.086	.35/.33	0.027	none	none
767-200	3,050	156	497	0.35	64.6	0.067	.33/.36	0.041	.31/.40	.23/.20
MCDONNELL-DOUGLAS										
DC-9 S80	1,270	108	168	0.39	50.5	0.062	.49/.46	0.030	none	none
DC-9-50	1,001	93.4	161	0.41	46.2	0.079	.45/.44	0.038	none	none
DC-10-30	3,958	165	605	0.18	64.6	0.060	0.35	0.047	.32/.39	.20/.25
AIRBUS										
A300-B4	2,799	147	487	0.30	79.5	0.094	.35/.36	0.049	.29/.39	.23/.27
A310	2,357	144	487	0.35	68.5	0.098	.33/.35	0.027	.32/.40	.23/.27
Lockheed L1011										
-500	3,541	164	550	0.23	58.2	0.055	.29/.26	0.051	.40/.49	.22/.23
Fokker F-28										
-4000	850	82.3	157	0.16	37.9	0.085	.29/.31	0.034	none	none
Rombac/British Aerospace										
1-11 495	1,031	93.5	117	0.28	31.6	0.038	.39/.37	0.030	none	none
British Aerospace										
146-200	832	86.4	224	0.44	38.9	0.12	0.29	0.046	none	none
Tu-154	2,169	123	341	0.27	43.3	0.055	0.37	0.036	none	none

Fig. A6.5 Tabla 3 de valores característicos del conjunto aerodinámico [7]

Type	Outb'd Ail. Span	Outb'd Ail. Chord	Inb'd Spoiler Span Loc.	Inb'd Spoiler Chord	Inb'd Spoiler Binge Loc.	Outb'd Spoiler Span Loc.	Outb'd Spoiler Chord	Outb'd Spoiler Binge Loc.
	in/out	in/out	in/out	in/out	in/out	in/out	in/out	in/out
	fr.b/2	fr.c _w	fr.b/2	fr.c _w	fr.c _w	fr.c _w	fr.c _w	fr.c _w
BOEING								
727-200	.76/.93	.23/.30	.14/.37	.09/.14	.79/.69	.48/.72	.16/.20	.65/.63
737-200	.74/.94	.20/.28	.40/.66	.14/.18	.66/.67	none	none	none
737-300	.72/.91	.23/.30	.38/.64	0.14	.64/.70	none	none	none
747-200B	.70/.95	.11/.17	.46/.67	.12/.16	0.71	none	none	none
747-SP	.70/.95	.11/.17	.46/.67	.12/.16	0.71	none	none	none
757-200	.76/.97	.22/.36	.41/.74	.12/.13	.73/.69	none	none	none
767-200	.76/.98	.16/.15	.16/.31	.09/.11	.85/.78	.44/.67	.12/.17	.74/.71
MCDONNELL-DOUGLAS								
DC-9 S80	.64/.85	.31/.36	.35/.60	.10/.08	.69/.65	none	none	none
DC-9-50	.78/.95	.30/.35	.35/.60	.10/.08	.69/.65	none	none	none
DC-10-30	.75/.93	.29/.27	.17/.30	.05/.06	.78/.74	.43/.72	.11/.16	.75/.70
AIRBUS								
A300-B4	.83/.99	.32/.30	.57/.79	.16/.22	.73/.72	none	none	none
A310	none	none	.62/.83	.16/.22	.69/.66	none	none	none
Lockheed L1011								
-500	.77/.98	.26/.22	.13/.39	.08/.12	.82/.73	.50/.74	.14/.14	.67/.67
Fokker F-28								
-4000	.66/.91	.29/.28	no lateral control spoilers					
Rombac/British Aerospace								
1-11 495	.72/.92	0.26	.37/.68	.06/.11	.68/.63	none	none	none
British Aerospace								
146-200	.78/1.0	.33/.31	.14/.70	.22/.27	.76/.68	none	none	none
Tu-154	.76/.98	.34/.27	.43/.70	.14/.20	.62/.60	none	none	none

Fig. A6.6 Tabla 4 de valores característicos del conjunto aerodinámico [7]

Type	Dihedral Angle, Γ_h deg.	Incidence Angle, i_h deg.	Aspect Ratio, λ_h	Sweep Angle, $\Delta_c/4_h$ deg.	Taper Ratio, λ_h
Homebuilts	+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	3.7 - 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
Regional Turbo- Props.	0 - +12	0 - 3 fixed to variable	3.4 - 7.7	0 - 35	0.39 - 1.0
Jet Transports	0 - +11	variable	3.4 - 6.1	18 - 37	0.27 - 0.62
Military Trainers	-11 - +6	0 fixed to variable	3.0 - 5.1	0 - 30	0.36 - 1.0
Fighters	-23 - +5	0 fixed to variable	2.3 - 5.8	0 - 55	0.16 - 1.0
Mil. Patrol, Bomb and Transports	-5 - +11	0 fixed to variable	1.3 - 6.9	5 - 35	0.31 - 0.8
Flying Boats, Amph. and Float Airplanes	0 - +25	0 fixed	2.2 - 5.1	0 - 17	0.33 - 1.0
Supersonic Cruise Airplanes	-15 - 0	0 fixed to variable	1.8 - 2.6	32 - 60	0.14 - 0.39

Fig. A6.7 Valores (1) del conjunto aerodinámico de aeronaves semejantes [7]

Type	Dihedral Angle, Γ_v deg.	Incidence Angle, i_v deg.	Aspect Ratio, A_v	Sweep Angle, $\Delta_c/4_v$ deg.	Taper Ratio, λ_v
Homebuilts	90	0	0.4 - 1.4	0 - 47	0.26 - 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
Regional Turbo- Props.	90	0	0.8 - 1.7	0 - 45	0.32 - 1.0
Jet Transports	90	0	0.7 - 2.0	33 - 53	0.26 - 0.73
Military Trainers	90	0	1.0 - 2.9	0 - 45	0.32 - 0.74
Fighters	75 - 90	0	0.4 - 2.0	9 - 60	0.19 - 0.57
Mil. Patrol, Bomb and Transports	90	0	0.9 - 1.9	0 - 37	0.28 - 1.0
Flying Boats, Amph. and Float Airplanes	90	0	1.2 - 2.4	0 - 32	0.37 - 1.0
Supersonic Cruise Airplanes	75 - 90	0	0.5 - 1.8	37 - 65	0.20 - 0.43

Fig. A6.8 Valores (2) del conjunto aerodinámico de aeronaves semejantes [7]

CARACTERÍSTICAS	ORIGINALES	CLÁSICOS	NUEVA GENER.	DISEÑO
Envergadura (m)	28,35	28,88	34,32	33,52
Superficie alar (m ²)	102,00	105,40	124,58	112,38
Alargamiento	8,83	8,99	9,45	10,00
Estrechamiento	0,34	0,24	0,16	0,17
Cuerda raíz (m)	4,71	4,71	7,88	7,00
CMA (m)	3,80	3,73	3,96	3,59
Cuerda punta (m)	1,60	1,13	1,25	1,18
Espesor/cuerda máx.	0,14	0,14	UNKN	0,15
Diedro (°)	6,00	6,00	6,00	6,00
Incidencia raíz (°)	1,00	1,00	1,00	1,00
Flecha 1/4 de cuerda (°)	25,02	25,02	25,02	25,00

Fig. A6.9 Cuadro- resumen de las características más relevantes

CARACTERÍSTICAS	CFM56-2-C1			CFM56-3-C1			CFM56-5-A1			CFM56-5-B9			CFM56-5-C4			CFM56-7B27	
Condiciones en despegue																	
Empuje máximo (kN)	97,89	23500	1,00	104,57	25000	3,00	111,24	23300	4,00	103,68	34000	2,00	151,29	27300	6,00	121,48	5,00
Flujo de aire (kg/s)	357,43	710		322,05	852		386,46	841		381,47	1065		483,08	782		354,71	
Relación bypass	6,00	6		6,00	6		6,00	5,9		5,90	6,4		6,40	5,1		5,10	
Performance en crucero																	
Empuje máximo en ascenso (kN)	24,03	5540		24,65	5260		23,41	5630		25,05	7580		33,73	5962		26,53	
Relación de presiones en ascenso máximo	31,30	30,6		30,60	31,3		31,30	32,6		32,60	38,3		38,30	32,8		32,80	
Empuje máximo en crucero (kN)	22,16	5370		23,90	5000		22,25	5020		22,34	7100		31,59	5480		24,38	
Características del motor																	
Longitud (m)	2,43	93		2,36	95,4		2,42	102,4		2,60	103		2,62	98,7		2,51	
Diámetro del fan (m)	1,73	60		1,52	68,3		1,73	68,3		1,73	72,3		1,84	61		1,55	
Peso en seco (kg)	2102,40	4301	5,00	1950,90	4995	6,00	2265,69	5250	4,00	2381,36	8796	2,00	3989,80	5216	1,00	2365,94	3,00
Aplicaciones	B707			B737 2G			A320			A318/A319			A340 LR			737 NG	
PONDERACIÓN MEDIA	3,00			4,50			4,00			2,00			3,50			4,00	

Fig. A6.10 Método de ponderación y resultados obtenidos



ANEXO 7

A continuación las ecuaciones empleadas:

$$c_{r_e} = c_r - \frac{c_r - c_t}{(b/2)} \cdot \frac{d_f}{2} = 7 - \frac{7 - 1,176}{(33,52/2)} \cdot \frac{3,88}{2} = 6,326 \quad (7.1)$$

$$\lambda_e = \frac{c_t}{c_{r_e}} = \frac{1,18}{6,326} = 0,186 \quad (7.2)$$

$$CMA_e = \frac{2}{3} \cdot \left[c_{r_e} \cdot \frac{(1 + \lambda_e + \lambda_e^2)}{1 + \lambda_e} \right] = \frac{2}{3} \cdot \left[6,326 \cdot \frac{(1 + 0,186 + 0,186^2)}{1 + 0,186} \right] = 4,340 \quad (7.3)$$

$$\left(\frac{b}{2} \right)_e = (b/2) - \frac{d_f}{2} = (33,52/2) - \frac{3,88}{2} = 14,82 \quad (7.5)$$

$$S_{e_w} = 2 \cdot \left(\frac{b}{2} \right)_e \cdot \left(\frac{c_{r_e} + c_t}{2} \right) = 2 \cdot 14,82 \cdot \left(\frac{6,326 + 1,18}{2} \right) = 111,2 \, m^2 \quad (7.6)$$

$$S_{wet_w} = 2 \cdot S_{e_w} \cdot \left[1 + 1,2 \cdot \left(\frac{t}{c} \right) \right] = 2 \cdot 111,2 \cdot [1 + 1,2 \cdot 0,15] = 262,4 \, m^2 \quad (7.7)$$

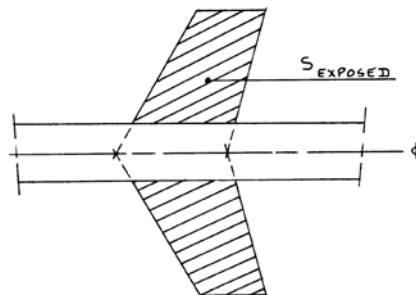


Fig. A7.1 Croquis para el cálculo del Área expuesta

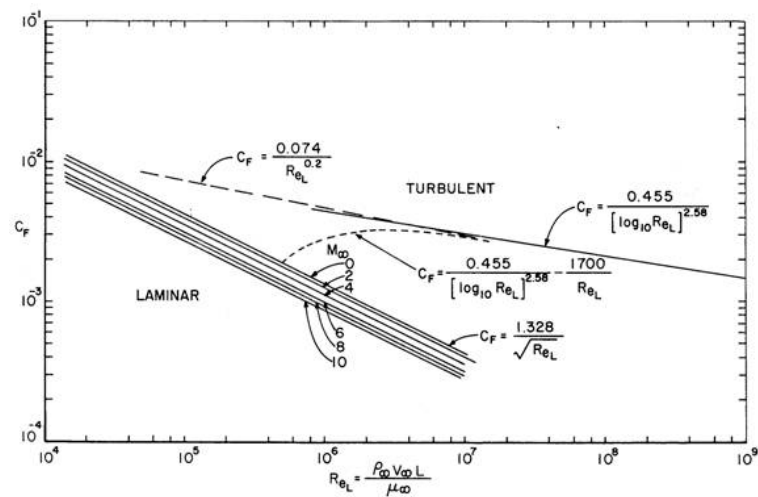


Fig. A7.2 Número de Reynolds en función del coeficiente de fricción

C_L	C_D
0,00	0,019
0,10	0,019
0,20	0,020
0,30	0,022
0,40	0,025
0,50	0,028
0,60	0,033
0,70	0,038
0,80	0,044
0,90	0,050
1,00	0,058
1,10	0,066
1,20	0,075
1,30	0,085
1,40	0,095

Fig. A7.3 Coeficiente de sustentación y de resistencia. Tabla de resultados.



C_L	L/D
0,00	0,00
0,10	5,26
0,20	9,91
0,30	13,55
0,40	16,08
0,50	17,60
0,60	18,34
0,70	18,51
0,80	18,31
0,90	17,87
1,00	17,30
1,10	16,66
1,20	15,99
1,30	15,32
1,40	14,67

Fig. A7.4 Coeficiente de sustentación y de eficiencia aerodinámica. Tabla de resultados.



ANEXO 8

A continuación las ecuaciones empleadas, junto con las figuras de apoyo, para el cálculo de los **costes de investigación inicial y desarrollo**:

$$C_{IDI} = [0,0396 \cdot [10^{(0,1936+0,8045 \cdot \log(TOM))}]^{0,791} \cdot V_{\max}^{1,526} \cdot N_r^{0,183} \cdot F_{diff} \cdot F_{CAD}] \cdot R_{MH}$$

$$C_{IDI} = [0,0396 \cdot [10^{(0,1936+0,8045 \cdot \log(146173))}]^{0,791} \cdot 543^{1,526} \cdot 2^{0,183} \cdot 0,8 \cdot 0,8] \cdot 60 = 124564394 \text{ USD}'89$$

(8.1)

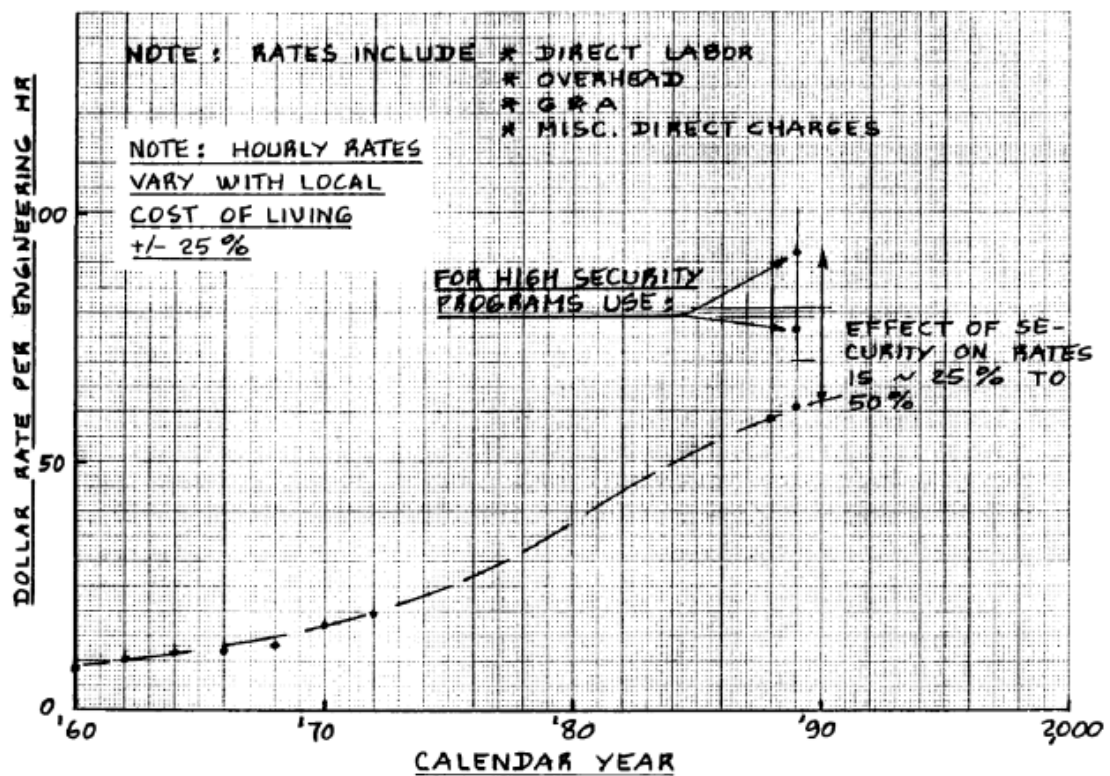


Fig. A8.1 Variación histórica del precio de la hora de ingeniería [7]

$$C_{TSD} = 0,008325 \cdot [10^{(0,1936+0,8045 \cdot \log(TOM))}]^{0,873} \cdot V_{\max}^{1,89} \cdot N_r^{0,346} \cdot F_{diff} \cdot CEF$$

$$C_{TSD} = 0,008325 \cdot [10^{(0,1936+0,8045 \cdot \log(146173))}]^{0,873} \cdot 543^{1,89} \cdot 2^{0,346} \cdot 0,83 = 43702420 \text{ USD}'89$$

(8.2)

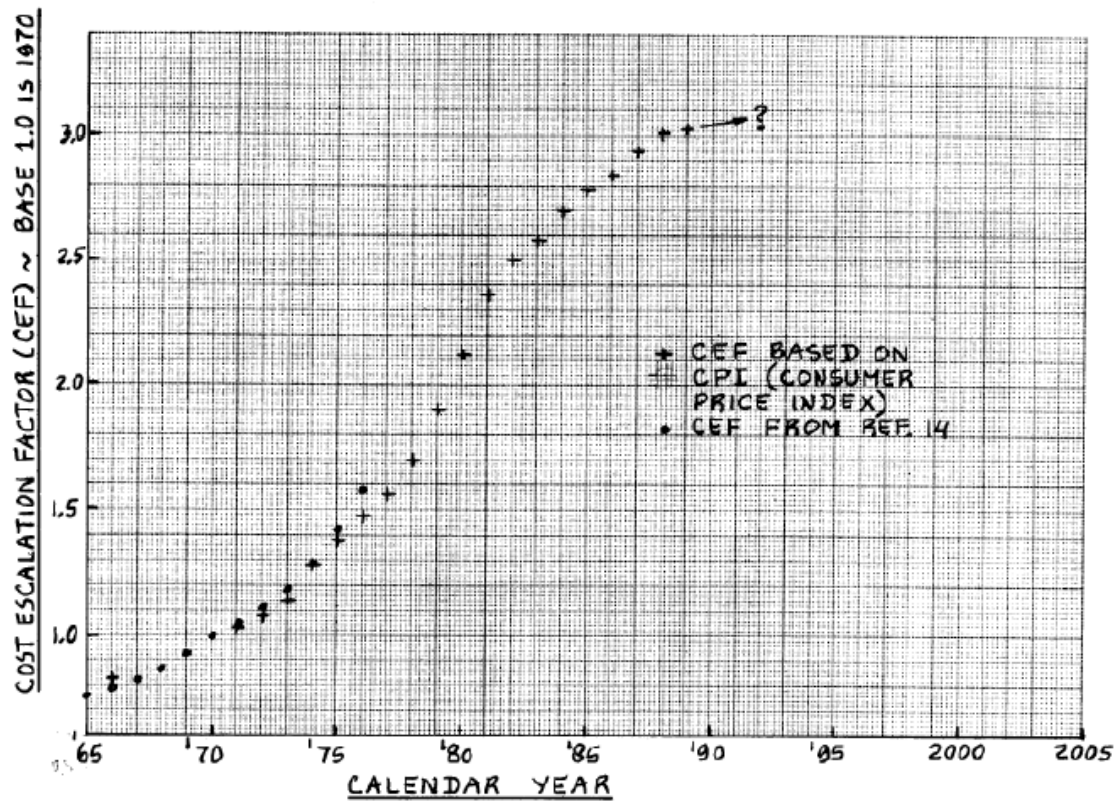


Fig. A8.2 Variación histórica del coste de factor de escala [7]

$$C_{e+a} = (C_{er} \cdot N_e + C_{avionics})(N_{rdte} - N_{st})$$

$$C_{e+a} = (6900000 \cdot 2 + 1000000)(2 - 1) = 14800000 \text{ USD}'89$$

(8.3)

$$C_{manr} = [28,984 \cdot [10^{(0,1936+0,8045 \cdot \log(TOM))}]^{0,74} \cdot V_{max}^{0,543} \cdot N_{rdte}^{0,524} \cdot F_{diff}] \cdot R_{MH}$$

$$C_{manr} = [28,984 \cdot [10^{(0,1936+0,8045 \cdot \log(146173))}]^{0,74} \cdot 543^{0,543} \cdot 2^{0,524} \cdot 0,8] \cdot 35 = 99870413 \text{ USD}'89$$

(8.4)

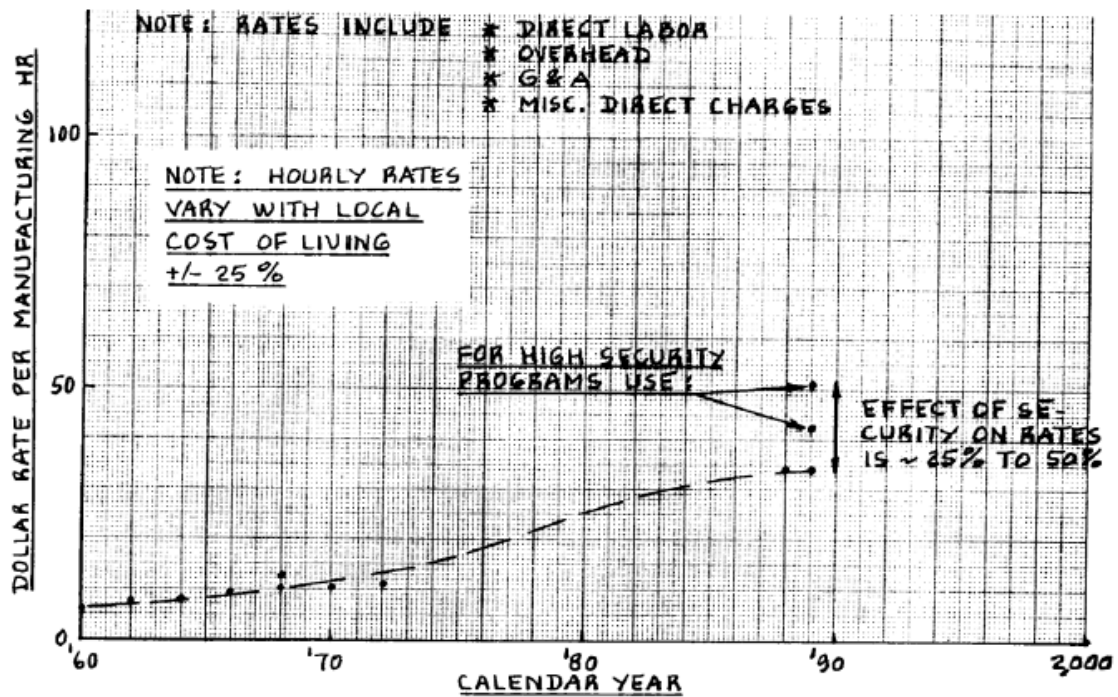


Fig. A8.3 Variación histórica del precio de la hora producción [7]

$$C_{mat} = 37,632 \cdot F_{mat} \cdot [10^{(0,1936+0,8045 \cdot \log(TOM))}]^{0,689} \cdot V_{max}^{0,624} \cdot N_{rdte}^{0,792} \cdot CEF$$

$$C_{mat} = 37,632 \cdot 2 \cdot [10^{(0,1936+0,8045 \cdot \log(146173))}]^{0,689} \cdot 543^{0,624} \cdot 2^{0,792} \cdot 3 = 32242882 \text{ USD'89}$$

(8.5)

$$C_{tool} = [4,0127 \cdot [10^{(0,1936+0,8045 \cdot \log(TOM))}]^{0,764} \cdot V_{max}^{0,899} \cdot N_{rdte}^{0,178} \cdot N_{rr}^{0,066} \cdot F_{diff}] \cdot R_{tr}$$

$$C_{tool} = [4,0127 \cdot [10^{(0,1936+0,8045 \cdot \log(146174))}]^{0,764} \cdot 543^{0,899} \cdot 2^{0,178} \cdot 4^{0,066} \cdot 0,8] \cdot 45 = 186567104 \text{ USD'89}$$

(8.6)

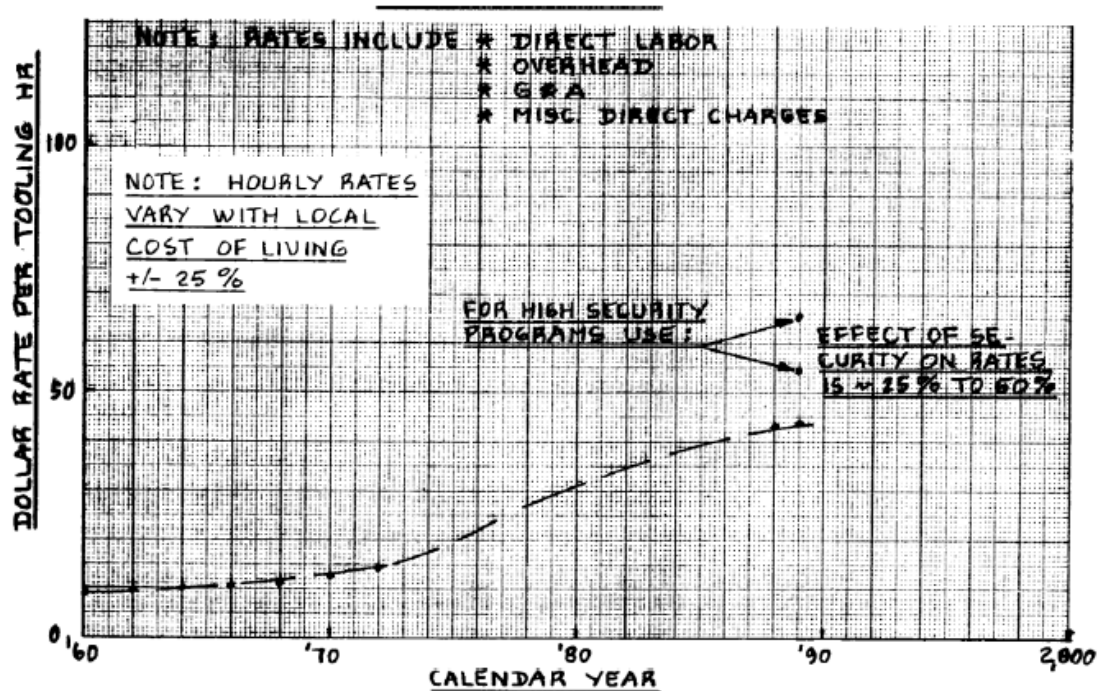


Fig. A8.4 Variación histórica del precio de la hora de utillajes/tooling [7]

$$C_{qcr} = 0,13 \cdot C_{man} = 12983154 \text{ USD'89}$$

(8.7)

A continuación las ecuaciones empleadas para el cálculo de los **costes de producción**:

$$C_{aedm} = [0,0396 \cdot [10^{(0,1936+0,8045 \cdot \log(TOM))}]^{0,791} \cdot V_{max}^{1,526} \cdot N_{program}^{0,183} \cdot F_{diff} \cdot F_{CAD}] \cdot R_{em} - C_{IDI}$$

$$C_{aedm} = [0,0396 \cdot [10^{(0,1936+0,8045 \cdot \log(146174))}]^{0,791} \cdot 543^{1,526} \cdot 102^{0,183} \cdot 0,80,8] \cdot 60 - 124564394 = 131223073 \text{ USD'89}$$

(8.8)

$$C_{(e+a)m} = (C_{er} \cdot N_e + C_{avionics}) N_m$$

$$C_{(e+a)m} = (6900000 \cdot 2 + 1000000) \cdot 100 = 1480000000 \text{ USD'89}$$

(8.9)

$$C_{int} = F_{int} \cdot N_{pax} \cdot N_m = 1000 \cdot 159 \cdot 100 = 15900000 \text{ USD'89}$$

(8.10)

$$C_{manm} = [28,984 \cdot [10^{(0,1936+0,8045 \cdot \log(TOM))}]^{0,74} \cdot V_{max}^{0,543} \cdot N_{program}^{0,524} \cdot F_{diff}] \cdot R_{MH} - C_{manr}$$

$$C_{manm} = [28,984 \cdot [10^{(0,1936+0,8045 \cdot \log(146173))}]^{0,74} \cdot 543^{0,543} \cdot 102^{0,524} \cdot 0,8] \cdot 35 - 99870413 = 683926626 \text{ USD'89}$$

(8.11)

$$C_{matm} = 37,632 \cdot F_{mat} \cdot [10^{(0,1936+0,8045 \cdot \log(TOM))}]^{0,689} \cdot V_{max}^{0,624} \cdot N_{program}^{0,792} \cdot CEF - C_{matr}$$

$$C_{matm} = 37,632 \cdot 2 \cdot [10^{(0,1936+0,8045 \cdot \log(146173))}]^{0,689} \cdot 543^{0,624} \cdot 2^{0,792} \cdot 3 - 32242882 = 693577965 \text{ USD'89}$$

(8.12)

$$C_{toolm} = [4,0127 \cdot [10^{(0,1936+0,8045 \cdot \log(TOM))}]^{0,764} \cdot V_{max}^{0,899} \cdot N_{program}^{0,178} \cdot N_{rr}^{0,066} \cdot F_{diff}] \cdot R_{tr} - C_{tool}$$

$$C_{toolm} = [4,0127 \cdot [10^{(0,1936+0,8045 \cdot \log(146174))}]^{0,764} \cdot 543^{0,899} \cdot 102^{0,178} \cdot 4^{0,066} \cdot 0,8] \cdot 45 - 186567104 = 189082177 \text{ USD'89}$$

(8.13)

$$C_{qcr} = 0,13 \cdot C_{manm} = 88910461 \text{ USD'89}$$

(8.14)

$$C_{ftom} = N_m \cdot C_{ops/h} \cdot t_{pft} \cdot F_{ftoh} = 100 \cdot 2000 \cdot 2 \cdot 4 = 2000000 \text{ USD'89}$$

(8.15)