

DISEÑO CONCEPTUAL DE UN AVIÓN DE NEGOCIOS NO CONVENCIONAL PARA OPERACIÓN ANFIBIA

UNIVERSIDAD POLITÉCNICA DE MADRID
MÁSTER UNIVERSITARIO EN INGENIERÍA AERONÁUTICA

Autor:

Uxío Suárez Tapia

Directores del Proyecto:

Cristina Cuerno Rejado
Alejandro Sánchez Carmona

Septiembre, 2017

Índice general

Índice general	I
Índice de figuras	III
Nomenclatura	V
1. Introducción	7
1.1. Definición del TFM	7
1.2. Requisitos de diseño	8
1.3. Especificación de la misión a realizar	8
1.3.1. Tripulacion:	9
2. Estado del arte	10
3. Diseño del fuselaje	11
4. Dimensionado Inicial	12
4.1. Estimación de pesos	13
4.1.1. Método de Roskam	13
4.1.2. Método de Torenbeek	13
4.1.3. Método de alpha	13
4.2. Parámetros de diseño de la aeronave	13
4.2.1. Requisito de despegue	13
4.2.2. Requisito de aterrizaje	13
4.2.3. Requisitos de ascenso	13
4.2.3.1. Ascenso en despegue	13
4.2.3.2. Ascenso tras aterrizaje frustrado	13
4.2.4. Requisito de velocidad de crucero	13
4.2.5. Requisito de entrada en pérdida	13
4.2.6. Determinación del punto de diseño	13
4.3. Selección de la planta propulsora	13
5. Estudio de la configuración alar	17

5.1. Elección del perfil	18
5.2. Determinación de algunos parámetros geométricos	22
6. Determinación de la polar	24
6.1. Resistencia inducida debida a los torbellinos	24
6.2. Resistencia parásita debida a la forma	27
6.2.1. Resistencia parásita de los perfiles	28
6.2.2. Resistencia parásita de las alas	31
6.2.3. Resistencia parásita del fuselaje	32
6.2.4. Resistencia parásita de los motores	33
6.2.5. Resistencia parásita del VTP	34
6.3. Resistencia debida a las interferencias	35
7. Predicción de pesos	36
Bibliografía	37
Apéndice A. Perfil Supercrítico NASA SC(3)-0712	39
Apéndice B. Medidas relevantes del fuselaje	41

Índice de figuras

1.1. Perfil de vuelo de la misión a realizar	9
4.1. Figura	13
4.2. Figura	13
4.3. Figura	14
4.4. Figura	14
4.5. Figura	15
4.6. Figura	15
4.7. Figura	16
5.1. Flujo y distribución de presiones alrededor de un perfil convencional y alrededor de un perfil supercrítico. Ref: (Harris, 1990)	19
5.2. Coeficiente de sustentación de un perfil convencional y un supercrítico a baja velocidad. Ref: (Ayers, 1972)	20
5.3. Dos diferentes ventajas de los perfiles supercríticos. Ref: (Ayers, 1972)	20
5.4. Perfil supercrítico NASA SC(3)-0712	21
5.5. Datos experimentales para el perfil SC(3)-0712 digitalizados desde (Johnson et al., 1985) para varios números de Mach y de Reynolds . .	22
6.1. Factores v y w , obtenidas de (Abbott and Doenhoff, 1959)	26
6.2. Contribuciones a la resistencia inducida	27
6.3. Ejemplo de la resistencia parásita de un perfil	28
6.4. Relación de la resistencia parásita con la sustentación. (Torenbeek, 1982)	30
6.5. Resistencia parásita de los perfiles	30
6.6. Diagrama de un turbofán	33
6.7. Contribuciones a la resistencia parásita	35
B.1. Áreas en planta de la sección casi cilíndrica y del cono de cola	41
B.2. Área vertical del fuselaje sin alas ni VTP	42
B.3. Distancias horizontales en los puntos un cuarto y tres cuartos de la longitud del fuselaje	42

B.4. Distancias verticales en los puntos un cuarto y tres cuartos de la longitud del fuselaje	42
---	----

Nomenclatura

Símbolos Romanos

A	Alargamiento alar	$[-]$
A_c	Área transversal de un cuerpo aerodinámico	$[m^2]$
A_{II}	Área en planta del cono de cola	$[m^2]$
A_I	Área en planta del fuselaje de revolución	$[m^2]$
b	Envergadura ala	$[m]$
c	Cuerda del perfil aerodinámico	$[m]$
c_g	Cuerda media geométrica del ala (Mean Geometric Chord)	$[m]$
C_p	Coeficiente de presiones del perfil, $\frac{p-p_\infty}{q_\infty}$	$[-]$
C_{D_v}	Coeficiente de resistencia inducida debido a la vorticidad	$[-]$
$C_{L_{max}}$	Coeficiente de sustentación máximo de la aeronave	$[-]$
E	Corrección de la velocidad en el contorno de Jones (E=semiperímetro/envergadura)	$[-]$
EW	Peso vacío (Empty Weight)	$[kg]$
l_A	Longitud de la parte trasera del fuselaje (Afterbody)	$[m]$
l_N	Longitud de la parte delantera del fuselaje (Nose)	$[m]$
M	Número de Mach	$[-]$
M_{cr}	Mach crítico del ala/perfil	$[-]$
M_{dd}	Mach de divergencia del ala/perfil (Drag Divergence Mach)	$[-]$
MAC	Cuerda media aerodinámica del ala (Mean Aerodynamic Chord)	$[m]$
$MTOW$	Peso máximo al despegue (Maximum Take-Off Weight)	$[kg]$
OEW	Peso vacío operativo (Operating Empty Weight)	$[kg]$
q_∞	Presión dinámica sin perturbar ($q_\infty = 1/2\rho_\infty V_\infty^2 = 1/2\gamma P_\infty M_\infty^2$)	$[Pa]$
Re	Número de Reynolds	$[-]$
S_{net}	Superficie alar neta, descontando la proyección del fuselaje	$[m^2]$

S_w	Superficie alar	$[m^2]$
t	Espesor máximo del perfil aerodinámico	$[m]$
T_{TO}	Empuje disponible al despegue a nivel de mar	$[N]$
W_F	Peso del combustible de la misión (Mission Fuel Weight)	$[kg]$
W_{PL}	Peso de la carga de pago (Payload Weight)	$[kg]$
y	Cordenada en la envergadura, medida desde el plano de simetría	$[m]$

Símbolos Griegos

β	Corrección de compresibilidad de Prandtl-Glauert ($\beta = \sqrt{1 - M^2}$)	$[-]$
δ	Incremento del coeficiente de resistencia inducida debido a la sustentación adicional	$[-]$
η	Cordenada adimensional respecto a la envergadura ($\eta = 2y/b$)	$[-]$
η_{cp}	Posición adimensional del centro de presiones en la envergadura	$[-]$
γ	Ratio de calores específicos, para el aire $\gamma = 1,4$	$[-]$
Λ	Flecha del ala, en la línea $c/4$ salvo que se indique lo contrario	$[^\circ]$
λ	Parámetro de estrechamiento del ala	$[-]$
Λ_β	Flecha efectiva del ala ($\tan(\Lambda_\beta) = \tan(\Lambda)/\beta$)	$[^\circ]$
μ	Viscosidad dinámica	$[\frac{N \cdot s}{m^2}]$
ν	Viscosidad cinemática	$[\frac{m^2}{s}]$
ρ	Densidad del aire	$[kg/m^3]$
ε	Ángulo de torsión en una determinada sección del ala	$[^\circ]$

Subíndices

∞	Relativo a las condiciones del flujo no perturbado corriente arriba
L	Relativo al aterrizaje
TO	Relativo al despegue

Capítulo 1

Introducción

El siguiente trabajo de fin de máster surge en el marco del proyecto de colaboración entre MTorres Diseños Industriales y la Universidad Politécnica de Madrid, para...

Aquí va la introducción al trabajo, los objetivos, requisitos del cliente, los requisitos por normativas varias y demás mierdas que se me ocurran...

El lector debe tener en cuenta que los resultados aquí obtenidos, así como las valoraciones y conclusiones extraídas de éstos, se corresponden con una etapa de diseño preliminar, en la que los métodos de cálculo empleados son rápidos, y muchos de ellos se encuentran basados en el estado del arte de los aviones de negocios de largo alcance, dando lugar, por tanto, a estimaciones que conllevan asociado un significativo grado de imprecisión. A su vez, el autor hace constar que las especificaciones iniciales para estas estimaciones no están totalmente fijadas, sino que tienen un elevado grado de indefinición que han obligado a realizar numerosas hipótesis, afectando todo ello a los resultados posteriores.

1.1. Definición del TFM

El trabajo consiste en llevar a cabo el diseño conceptual de un avión de negocios para seis pasajeros, en máximo confort, a 10.000 km y configuración no convencional para las superficies aerodinámicas. Tras desarrollar dicho diseño se evaluarán varios de los aspectos que se señalan a continuación: configuración y dimensionado de partida, características másica, características aerodinámicas, actuaciones principales, estabilidad y control, diseño y dimensionado de un elemento estructural a partir de los casos críticos de carga, y otros análogos que pudieran ser de interés a la vista de las cuestiones que surjan en las síntesis de esta configuración especial.

1.2. Requisitos de diseño

Tras la primera toma de contacto con MTorres Diseños Industriales, en la que se descartaron varias especificaciones solicitadas por el cliente, bien porque no eran factibles físicamente, bien porque contradecían la legislación o porque sencillamente no eran viables con la tecnología actual, se han mantenido los siguientes requisitos de diseño que se han tratado de satisfacer en el presente estudio:

1. La geometría del avión deberá ser con dos alas en tándem.
2. El fuselaje se deberá encontrar bajo el ala (disposición de ala alta).
3. La aeronave deberá disponer de una geometría cilíndrica en el fuselaje.
4. La propulsión de la aeronave queda abierta.
5. La aeronave debería ser capaz de transportar 6 personas con un alto grado de comodidad.
6. La aeronave deberá contar con la capacidad de albergar un pasaje máximo de 10 pasajeros con menor grado de comodidad.
7. La aeronave deberá ser capaz de proporcionar un alcance de 10.000km en la configuración de 6 pasajeros.
8. La aeronave deberá contar con una altura de 2.0 metros en cabina con el objetivo de maximizar el confort de los pasajeros.
9. La velocidad de crucero deberá encontrarse en torno a los 800 km/h.
10. La aeronave deberá proporcionar un comportamiento seguro en vuelo sin motor, pudiendo realizar maniobras de aterrizaje sin riesgo en esta configuración.
11. Se deberá obtener una mejora sustancial en costes y consumos para resultar competitivo en un mercado con productos asentados y larga trayectoria.

Como se puede observar, los cuatro primeros requisitos guardan relación con la configuración de la aeronave o aspecto exterior de ésta, los cinco siguientes hacen referencia a las actuaciones o prestaciones de la aeronave y finalmente, los dos últimos se refieren a aspectos operativos.

1.3. Especificación de la misión a realizar

El paso previo al diseño de cualquier aeronave es determinar sin lugar a equívocos la misión para la cual se realiza éste. Como con los requisitos proporcionados por el fabricante en el apartado 1.2 no se logra determinar la misión en su totalidad, se han tenido que realizar varias suposiciones respecto a algunos aspectos de ésta

Un ejemplo del perfil de la misión es:

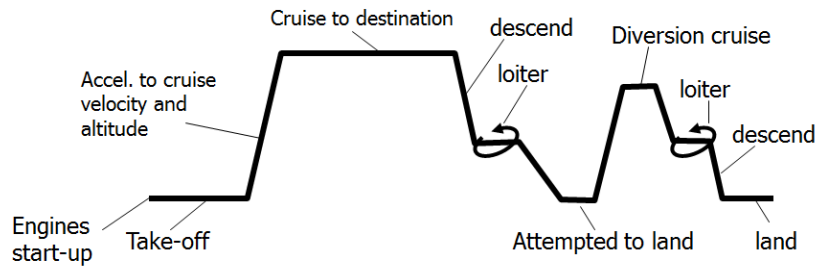


Figura 1.1: Perfil de vuelo de la misión a realizar

Aparte, indicar todas las especificaciones que definen completamente una misión, bien sea a partir de los requisitos o con suposiciones que yo haya hecho para acabar de definirla.

- Carga de pago y tipo de carga de pago
- Alcance y requisitos de loiter
- Velocidad de crucero y autonomía
- Longitud de pista para el despegue y el aterrizaje
- Reservas de combustible
- Requisitos de ascenso
- Requisitos de maniobrabilidad
- Reglamento de certificación

1.3.1. Tripulacion:

JAR-OPS 1.990 and Commission Regulation (EC) No 859/2008 (EU-OPS) OPS 1.990 Number and composition of cabin crew (a) An operator shall not operate an aeroplane with a maximum approved passenger seating configuration of more than 19, when carrying one or more passengers, unless at least one cabin crew member is included in the crew for the purpose of performing duties, specified in the Operations Manual, in the interests of the safety of passengers.

En primer lugar realizará una primera estimación del peso máximo al despegue, MTOW, peso vacío, EW, y peso de combustible para la misión, FW.

Los

Capítulo 2

Estado del arte

Aquí hay que contar que aviones se han elegido como semejantes en actuaciones, explicar los problemas para coger semejantes en configuración y por último incluir los valores relevantes del excel, de forma automatizada para poder incluir cambios en cualquier momento.

Decir que todos los datos han salido de (Gunston, 2016-2017), de (Daly, 2016-2017) y de la business aviation (la revista)

Capítulo 3

Diseño del fuselaje

Lo importante es el dimensionado de la cabina, que es lo que decide todo a partir de aquí

Meter todo lo de CATIA

hablar de la esbeltez \rightarrow esbeltez $\lambda_f = l_f/a_f$ suele estar entre 8 y 12

las medidas irán en el apéndice B

Capítulo 4

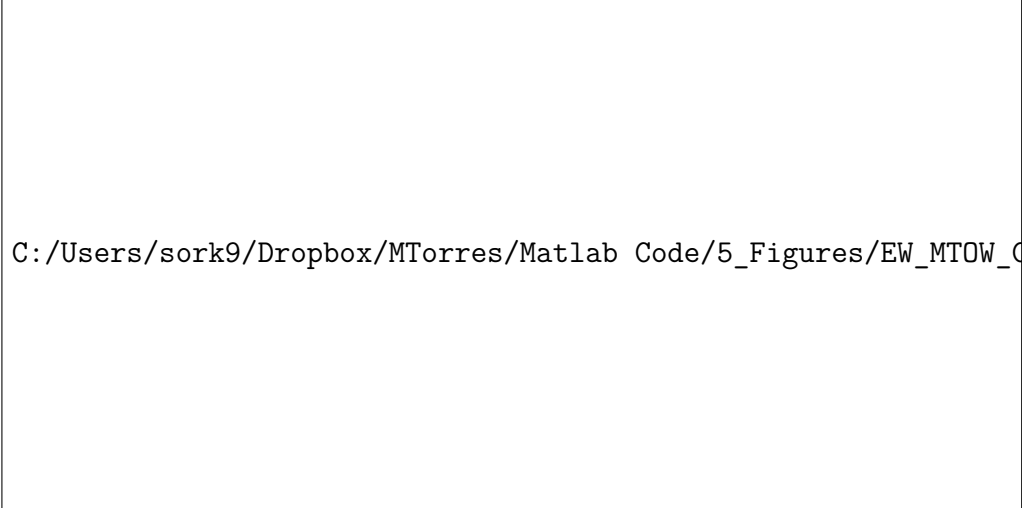
Dimensionado Inicial

A lo largo de este capítulo y en los sucesivos, se abordará el diseño preliminar de una aeronave que cumpla las especificaciones de la misión definida en el apartado 1.3. A su vez, este diseño se deberá realizar cumpliendo en la medida de lo posible los requisitos establecidos en el apartado 1.2, o en el caso de que ésto no sea posible, se deberá razonar y explicar las razones que llevan a ello.

El proceso de diseño que se ha seguido para lograr la completa definición preliminar de la aeronave es similar al mostrado por Roskam en (Roskam, 1985) y en (Roskam, 1989), donde se realiza una primera fase de dimensionado general de la aeronave, en la que se calculan, a partir de las especificaciones de la misión que debe ser capaz de realizar y de las normativas de certificación aplicables, los parámetros másicos, propulsivos y aerodinámicos más relevantes para la correcta definición de las actuaciones de punto.

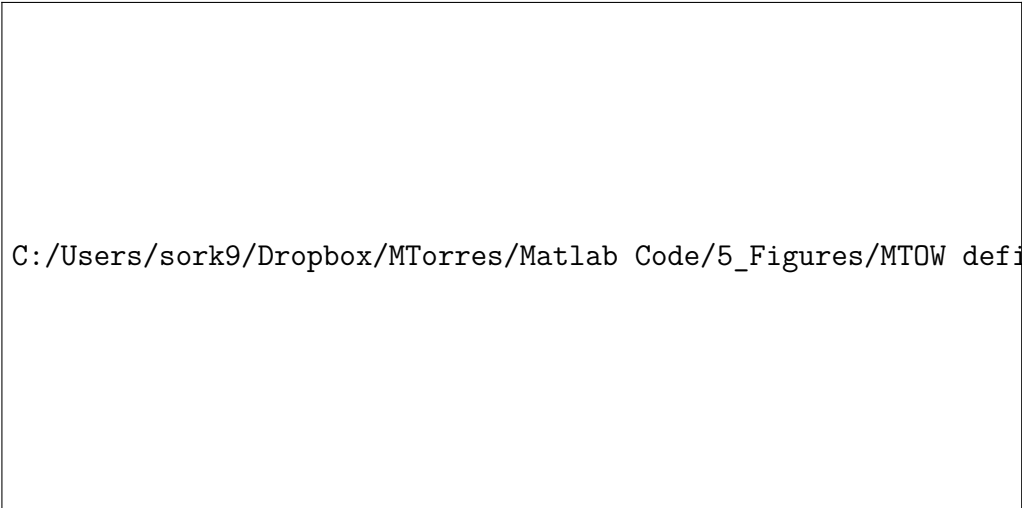
A continuación se realiza una segunda fase de diseño más detallado, aunque todavía muy preliminar, en la que se trata a la aeronave como un sólido en vez de como una masa puntual y se fija la configuración, geometría, planta propulsora y distribución de masas de la aeronave y se puede realizar por tanto un cálculo más preciso de las actuaciones. En este capítulo se explicará la primera fase.

Para ello,



C:/Users/sork9/Dropbox/MTorres/Matlab Code/5_Figures/EW_MTOW_Correlation.eps

Figura 4.1: Figura



C:/Users/sork9/Dropbox/MTorres/Matlab Code/5_Figures/MTOW definition.eps

Figura 4.2: Figura

4.1. Estimación de pesos

4.1.1. Método de Roskam

4.1.2. Método de Torenbeek

4.1.3. Método de alpha

4.2. Parámetros de diseño de la aeronave

4.2.1. Requisito de despegue

4.2.2. Requisito de aterrizaje

4.2.3. Requisitos de ascenso

4.2.3.1. Ascenso en despegue

4.2.3.2. Ascenso tras aterrizaje frustrado

4.2.4. Requisito de velocidad de crucero

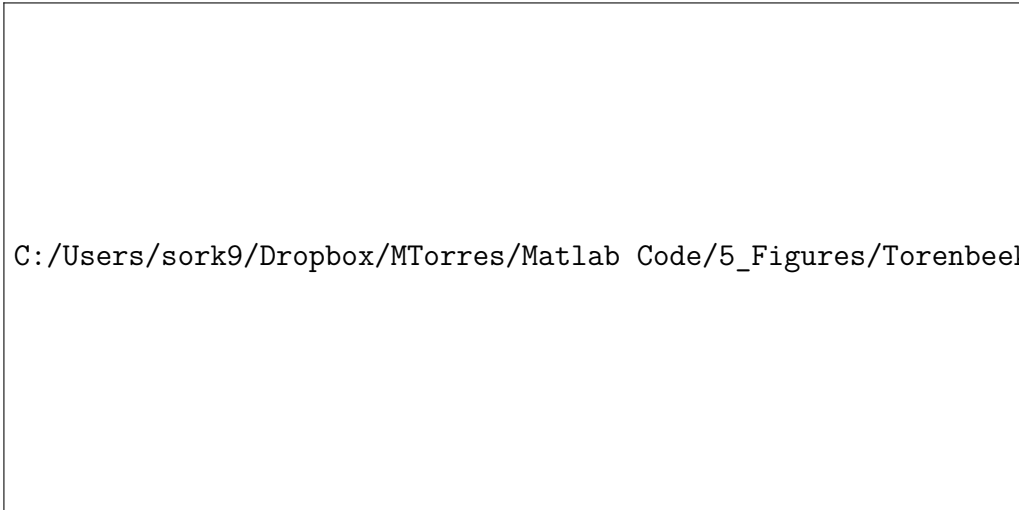


Figura 4.3: Figura

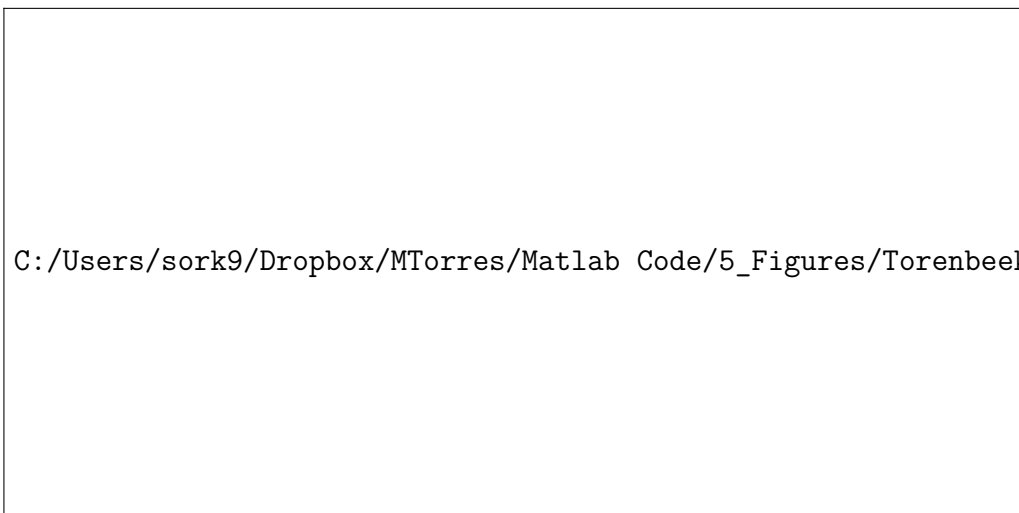
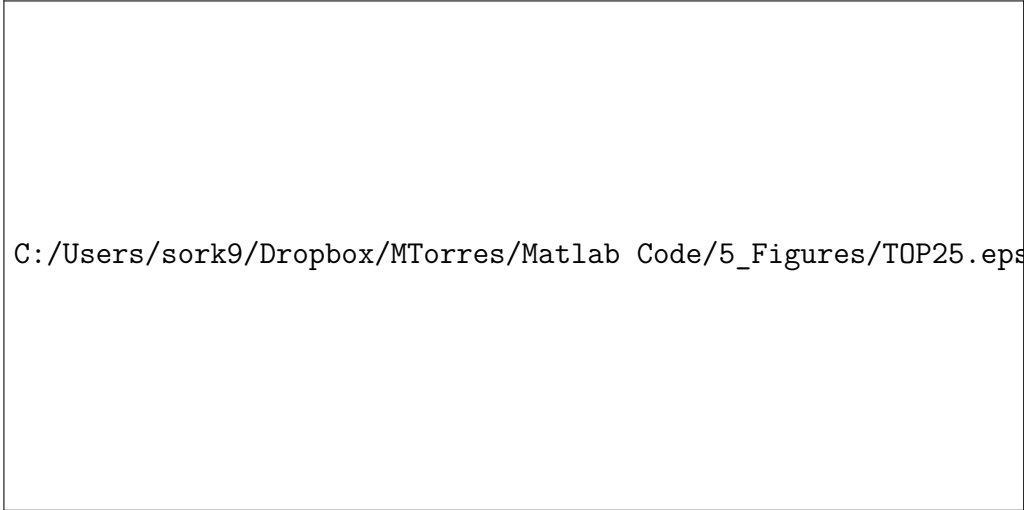
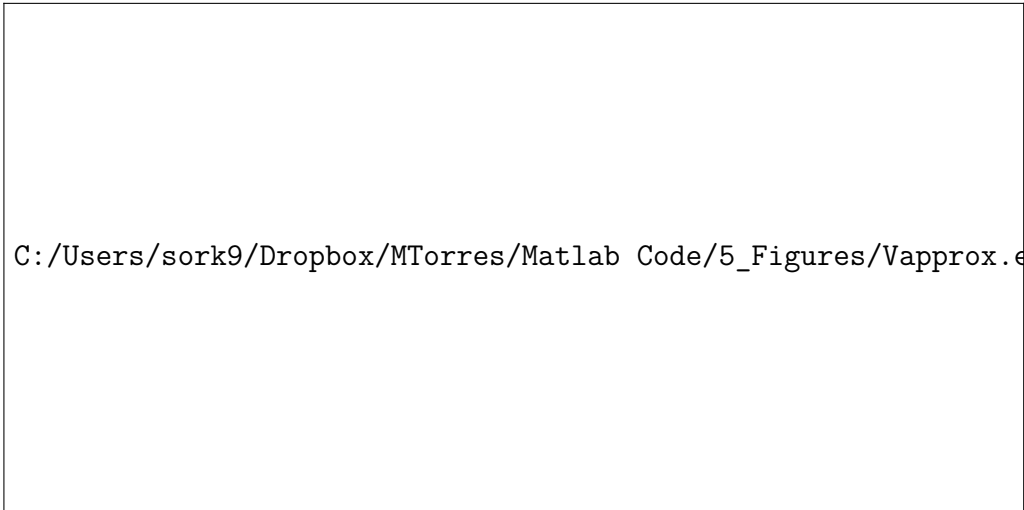


Figura 4.4: Figura



C:/Users/sork9/Dropbox/MTorres/Matlab Code/5_Figures/TOP25.eps

Figura 4.5: Figura



C:/Users/sork9/Dropbox/MTorres/Matlab Code/5_Figures/Vapprox.eps

Figura 4.6: Figura

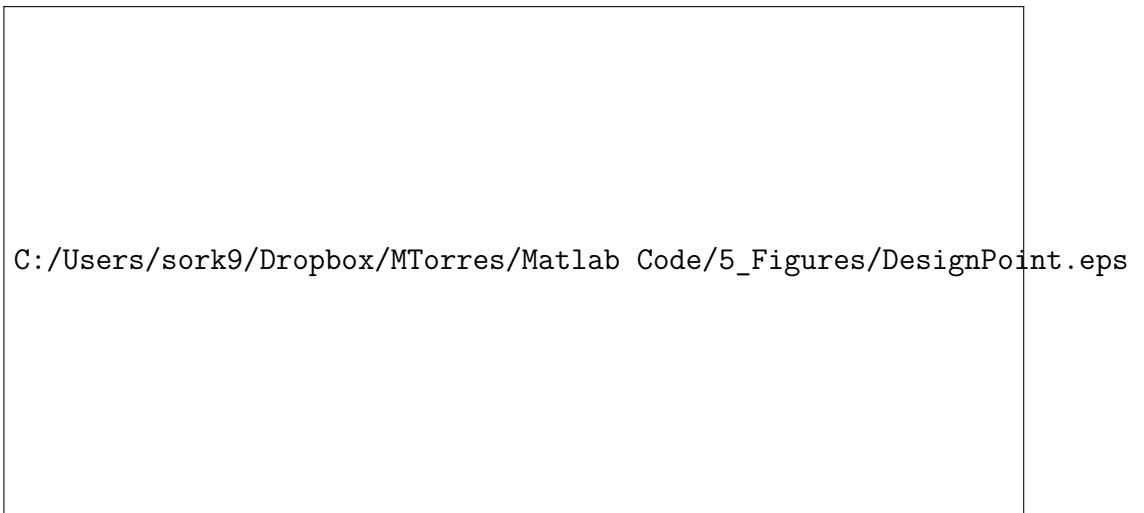


Figura 4.7: Figura

Capítulo 5

Estudio de la configuración alar

A lo largo del capítulo anterior se ha mostrado el proceso seguido hasta lograr realizar un dimensionado inicial de la aeronave, logrando fijar unos valores preliminares para los pesos más relevantes en el diseño, como son el peso máximo al despegue ($MTOW$), peso vacío (EW), peso vacío operativo (OEW), peso de la carga de pago (W_{PL}) y peso del combustible necesario para realizar la misión (W_F).

A su vez, también se han fijado ciertos valores relacionados con la aerodinámica y planta propulsora de la aeronave, como son la superficie alar (S_w), el alargamiento alar (A), el empuje disponible al despegue (T_{TO}), y los coeficientes de sustentación máximos en configuración limpia ($C_{L_{max}}$), en configuración de despegue ($C_{L_{maxTO}}$) y en configuración de aterrizaje ($C_{L_{maxL}}$). Todos estos valores se resumen en la tabla 5.1 por comodidad y servirán de partida para la siguiente fase de diseño, que consiste en la determinación de la configuración de la aeronave y de la planta propulsora.

$MTOW$	[kg]	S_w	[m ²]
EW	[kg]	A	[-]
OEW	[kg]	T_{TO}	[kN]
W_{PL}	[kg]	$C_{L_{max}}$	[-]
W_F	[kg]	$C_{L_{maxTO}}$	[-]
		$C_{L_{maxL}}$	[-]

← **METER VALORES**

Cuadro 5.1: Resumen de los valores obtenidos en la sección 4

Para lograr diseñar un avión eficiente, que proporcione las actuaciones deseadas con el menor consumo de combustible posible, la aerodinámica de éste juega un papel esencial, haciendo por tanto indispensable un estudio detallado de ésta. En este capítulo se mostrará el proceso seguido para la elección del perfil de las alas, así como la forma, ubicación y características de éstas.

A la hora de seleccionar una configuración para una aeronave, aparte de los aspectos técnicos, intervienen otros muchos factores, como pueden ser las preferencias personales de la persona encargada del diseño, sus experiencias previas, el feedback

que reciba del equipo de marketing, y un largo etcétera que no se van a valorar en el presente estudio, por lo que únicamente nos centraremos en la parte técnica del proceso de selección de la configuración, respetando los requisitos de diseño indicados en el apartado 1.2.

5.1. Elección del perfil

La elección del perfil a utilizar en las alas es una de las decisiones más críticas en el diseño de éstas. Dicha decisión se ve determinada por la velocidad de diseño de crucero, el valor de diseño del coeficiente de sustentación, su relación espesor máximo/cuerda (t/c), la modificación de sus propiedades en presencia de suciedad o imperfecciones y la facilidad de construcción entre otros muchos aspectos.

Resulta habitual que los fabricantes empleen perfiles optimizados para sus respectivas aeronaves a partir de las series NACA de 4 o 5 dígitos, los cuales son perfiles diseñados y ampliamente ensayados por el Comité Asesor Nacional de Aeronáutica (NACA) de los Estados Unidos durante la década de 1930. Sin embargo, la velocidad de vuelo de nuestra aeronave, ligeramente superior a Mach 0.80 en crucero, pudiendo alcanzar una velocidad máxima de Mach 0.85, hacen desaconsejar el uso de estas familias de perfiles, puesto que aunque la velocidad de la aeronave siga siendo subsónica, el incremento de velocidad del flujo de aire que tiene lugar sobre alas a partir de velocidades de vuelo superiores a Mach 0.70 o 0.75, causa que localmente se alcancen valores sónicos, produciéndose una onda de choque sobre el perfil, con todos los problemas asociados que esto conlleva.

Para velocidades de vuelo subsónicas pero por encima del valor crítico, se tienen regiones del perfil con flujo subsónico y otras con flujo supersónico, lo cual obliga a un diseño inteligente de esta región de flujo mixto mediante técnicas diferentes de las empleadas habitualmente en el caso del vuelo subsónico. Estas técnicas han recibido el nombre de aerodinámica supercrítica.

En el vuelo a números de Mach supercríticos, una amplia región del flujo sobre los perfiles se encuentra en régimen supersónico, la cual se representa en la figura 5.1 por la zona sombreada. Esta región de flujo supersónico por lo general termina en una onda de choque, que provoca una gran pérdida de energía en el fluido y por tanto un aumento de la resistencia. A su vez, la onda de choque conlleva asociado un gradiente de presión positiva en la superficie del perfil que puede provocar la separación de la capa límite lo que produciría otro gran aumento de la resistencia, un importante buffet y problemas de estabilidad y control.

Para tratar de minimizar estos efectos, durante las décadas de 1960 y 1970, la NASA desarrolló las bases de los denominados perfiles supercríticos, los cuales buscaban lograr un buen comportamiento en régimen transónico, a la vez que mantenían

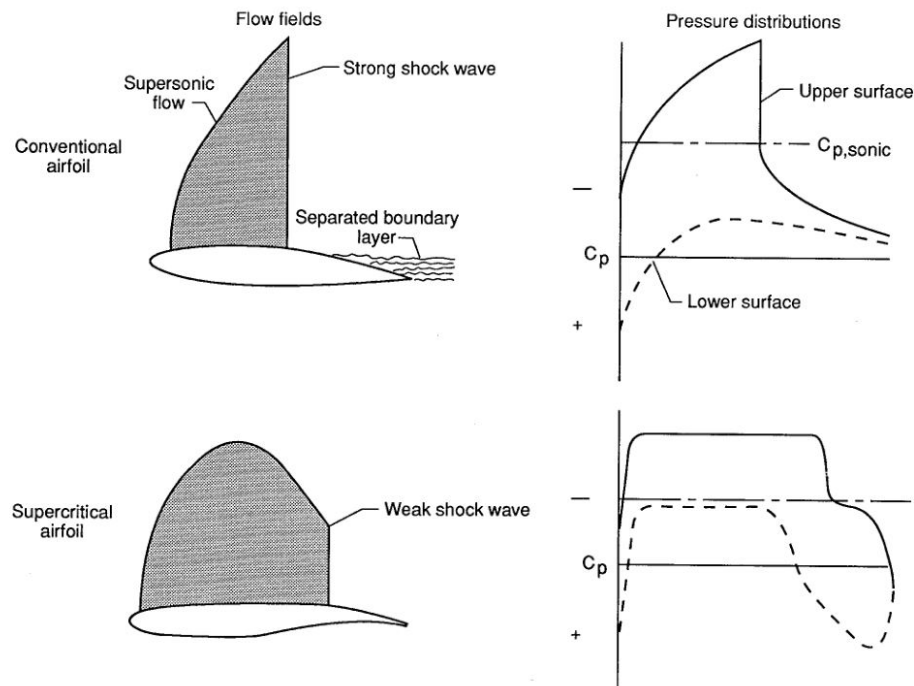


Figura 5.1: Flujo y distribución de presiones alrededor de un perfil convencional y alrededor de un perfil supercrítico. Ref: (Harris, 1990)

unas propiedades aceptables a bajas velocidades. Estos perfiles buscan lograr un flujo supersónico local con una posterior recompresión isentrópica y se caracterizan por una forma peculiar con un gran radio de curvatura en el borde de ataque, junto con una parte superior prácticamente sin curvatura, o muy reducida, y una gran curvatura en el borde de salida.

Como se puede observar en la figura 5.1, y se explica en detalle en (Harris, 1990), en el caso de los perfiles convencionales, el aire con poca energía de la capa límite no es capaz de vencer el incremento de presión que tiene lugar en la onda de choque al verse forzado a recuperar la presión subcrítica, por lo que se desprende. En cambio, en el caso de los perfiles supercríticos, la forma plana de su parte superior (extradós) reduce tanto la extensión como la fuerza de la onda de choque, así como el gradiente positivo de presiones a través de ésta, lo que conlleva una importante reducción de la resistencia. A su vez, la mayor curvatura del borde de salida logra compensar la falta de sustentación producida por esta falta de curvatura en la zona intermedia, logrando aumentar el Mach de divergencia.

Numerosos estudios se han realizado en torno a esta familia de perfiles, es de destacar el análisis llevado a cabo por R. T. Whitcomb en (Whitcomb, 1974) y el estudio desarrollado por T. G. Ayers en (Ayers, 1972). En este segundo, se ensayaron dos North American T-2C, uno de ellos con su geometría original (perfil convencional con un espesor del 12%) y otro al que se le añadió madera de balsa y fibra de

carbono al ala hasta lograr proporcionar la geometría de un perfil supercrítico con un espesor del 17%, ensayándose juntos ambos aviones. Los principales resultados de este estudio se muestran en las figuras 5.2 y 5.3. En la primera de ellas se observa que a bajas velocidades el perfil supercrítico proporciona mayores valores del coeficiente de sustentación, y en la segunda se representa la doble ventaja de sustituir los perfiles convencionales por perfiles supercríticos, ya que permiten, o bien mantener constante el valor del ratio t/c y aumentar el Mach de crucero hasta un 15%, o bien mantener la velocidad de crucero constante y aumentar el ratio t/c hasta un 42% (aunque se cree que este valor es incluso conservador), o por supuesto cualquier combinación intermedia de ellas.

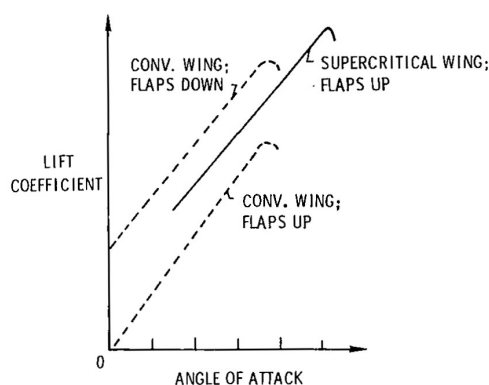


Figura 5.2: Coeficiente de sustentación de un perfil convencional y un supercrítico a baja velocidad. Ref: (Ayers, 1972)

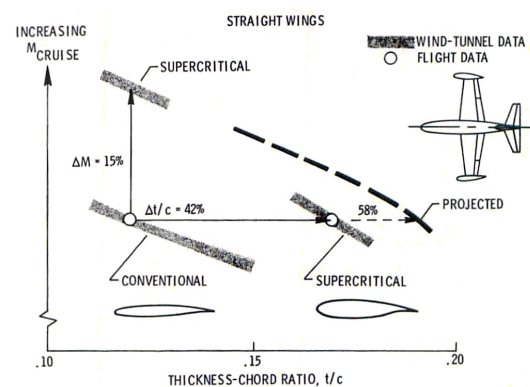


Figura 5.3: Dos diferentes ventajas de los perfiles supercríticos. Ref: (Ayers, 1972)

En base a todos los argumentos presentados, queda sobradamente justificada la decisión de usar un perfil supercrítico para nuestra aeronave, que proporcione el coeficiente de sustentación de diseño necesario para el vuelo en crucero, con la mínima resistencia y el máximo espesor en relación a la cuerda para facilitar la construcción de las alas y almacenar el mayor combustible posible. Para ello se ha acudido a (Harris, 1990), donde se muestran numerosos perfiles ensayados.

El perfil deseado debe reunir varias características contradictorias entre ellas, por un lado, se busca que tenga una relación de espesor relativamente alta, puesto que esto permite aumentar el $C_{l_{max}}$, aumentar los beneficios de los dispositivos hipersustentadores que se añadan posteriormente, reducir el peso estructural para un mismo momento flector en el encastre y aumentar el volumen de combustible alojado en las alas. Sin embargo, el espesor del perfil, la flecha del ala y el Mach de divergencia del ala se encuentran relacionados, por lo que un perfil demasiado grueso, ocasionará que el Mach de divergencia del ala (M_{dd}) sea demasiado bajo para poder volar a la velocidad de diseño establecida en los requisitos de la aeronave, y

aunque el Mach de divergencia puede aumentarse proporcionando flecha al ala, ésto conlleva a una disminución del $C_{l_{max}}$ efectivo y a otra serie de problemas que se estudiarán más adelante, por lo que tampoco es una solución ideal y se debe buscar una solución de compromiso.

En base a los razonamientos anteriores, inicialmente se había seleccionado un perfil NASA SC(2)-0714, el cual tiene un ratio de espesor del 14% y ha sido ampliamente ensayado, tanto a altos como a bajos número de Reynolds, por lo que se encuentran disponible abundantes datos experimentales que mejoran la exactitud de los sucesivos cálculos frente a aproximaciones basadas en métodos de paneles como pueden ser los obtenidos con un software del estilo de XFOIL.

Sin embargo, pronto se comprobó que debido a su espesor, para obtener un M_{dd} aceptable con este perfil era necesario dotar de una flecha excesiva a las alas, por lo que se rectificó y el perfil escogido finalmente y con el que se han realizado todos los cálculos sucesivos es un NASA SC(3)-0712, donde el término SC(3) hace referencia a la tercera fase de diseño de los perfiles supercríticos de la NASA, finalizada en 1979, el 07 hace referencia al coeficiente de sustentación de diseño multiplicado por 10 y el 12 hace referencia al ratio de espesor multiplicado por 100. Un esquema de este perfil se muestra en la figura 5.4, sus coordenadas se incluyen en el apéndice B y sus características más relevantes se resumen en el cuadro 5.2.

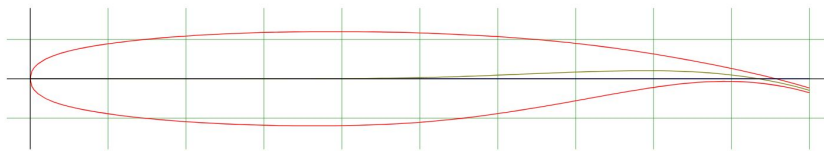



Figura 5.4: Perfil supercrítico NASA SC(3)-0712

$C_{l_{design}}$	0.7
$C_{l_{max}}$	1.7
M_{dd}	0.77
t/c	12%

Cuadro 5.2: Perfil NASA SC(3)-0712

Este perfil también fue ensayado por la NASA dentro del programa Advanced Technology Airfoil Tests (ATAT) en la década de los años ochenta a diferentes velocidades y a un significativo rango de números de Reynolds. Todos los datos de estos ensayos se pueden consultar en (Johnson et al., 1985), desde donde se han digitalizado el coeficiente de sustentación para diferentes ángulos de ataque del perfil, y el coeficiente de resistencia y de momentos en función del coeficiente de sustentación, para cada combinación de Mach y Reynolds, que se muestran en la figura 5.5 y entre los que se interpolará para obtener los valores correspondientes a nuestra condición de vuelo.



C:/Users/sork9/Dropbox/MTorres/Matlab Code/5_Figures/SC(3)-0712(B) - Cl_

C:/Users/sork9/Dropbox/MTorres/Matlab Code/5_Figures/SC(3)-0712(B) - Cl_

C:/Users/sork9/Dropbox/MTorres/Matlab Code/5_Figures/SC(3)-0712(B) - Cl_

Figura 5.5: Datos experimentales para el perfil SC(3)-0712 digitalizados desde (Johnson et al., 1985) para varios números de Mach y de Reynolds

5.2. Determinación de algunos parámetros geométricos

Para la configuración alar, se ha decidido que las características geométricas de ambas alas sean similares, de esta forma se pretende facilitar el proceso de fabricación de la aeronave, siendo únicamente diferente el montaje de éstas, ya que el ángulo de incidencia del ala con el fuselaje sí que será diferente, así como la configuración de

los dispositivos hipersustentadores y superficies de control.

A su vez, dado que los motores no irán sujetos a las alas y por tanto éstas no tendrán que soportar una elevada carga puntual que requiera de una mayor cuerda hasta la sección en la que se produjese esta unión, ni tampoco se replegará el tren de aterrizaje en el interior del ala debido a que la configuración es de ala alta, se ha optado por un diseño de estrechamiento constante, sin presentar un quiebro en el borde de ataque como es habitual en otras aeronaves donde las dos razones anteriores sí que se cumplen.

A continuación se mostrarán los valores de diseño para los principales parámetros geométricos de ambas alas, véase, la flecha, el alargamiento, el estrechamiento y la torsión, así como un breve estudio mostrando las principales razones que han motivado cada decisión.

Capítulo 6

Determinación de la polar

Una vez determinadas la forma en planta, posición, principales parámetros geométricos e incidencia de las alas, así como la geometría exterior del fuselaje y la posición y geometría de los motores, es el momento de realizar un cálculo de la polar de la aeronave mucho más preciso que la aproximación realizada anteriormente en el apartado 4.2.4.

Para ello, se ha dividido la resistencia en sus cuatro contribuciones, calculándose cada una de ellas por separado, véase resistencia inducida, resistencia parásita, resistencia debida a interferencias y resistencia debida a protuberancias o imperfecciones, para posteriormente combinar sus efectos y realizar una regresión parabólica respecto al coeficiente de sustentación global de la aeronave, de la forma:

$$C_D = A + BC_L + DC_L^2 \quad (\text{Eq. 6.1})$$

que proporcione el valor del coeficiente de resistencia total de la aeronave en función del coeficiente de sustentación global.

6.1. Resistencia inducida debida a los torbellinos

La primera de las contribuciones a estudiar es la debida a la energía cinética requerida para generar los torbellinos de borde de salida y la estela. Si consideramos las diferentes partes de la aeronave como cuerpos separados, esta contribución puede ser calculada con bastante precisión utilizando los métodos potenciales clásicos.

Un método para estimar esta contribución una vez se conoce la distribución de sustentación sobre el ala, es el presentado por H. Garner en (Garner, 1968). Para ello, se supondrá temporalmente que toda la sustentación de la aeronave es proporcionada por un ala sin torsión, pudiéndose expresar por tanto el coeficiente

de resistencia inducida como:

$$C_{D_v} = (1 + \delta) \frac{C_L^2}{\pi A} \quad (\text{Eq. 6.2})$$

donde δ es el incremento del coeficiente de resistencia inducida debido a la sustentación adicional. En esta referencia, Garner muestra que existe una correlación entre δ y la posición adimensional en la envergadura del centro de presiones (η_{cp}), la cual viene dada por:

$$\delta = 46,264 \left(\eta_{cp} - \frac{4}{3\pi} \right)^2 \quad (\text{Eq. 6.3})$$

A su vez, η_{cp} se puede calcular a partir del coeficiente de sustentación del ala y de la distribución de sustentación adicional, calculada como se muestra en el apartado ??, como:

$$\eta_{cp} = \int_0^1 \frac{c_l c}{C_L c_g} \eta d\eta \quad (\text{Eq. 6.4})$$

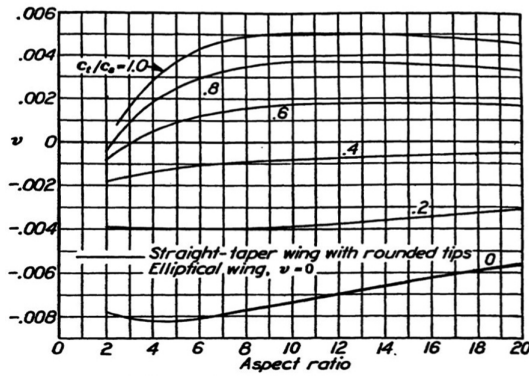
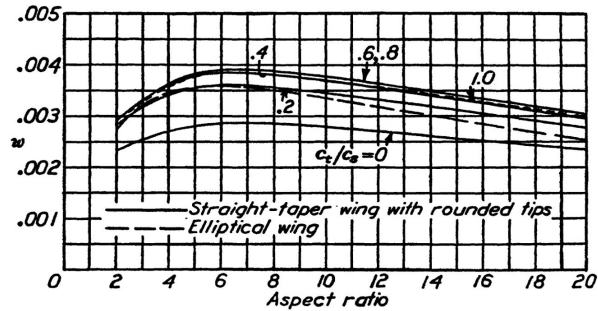
teniendo cuidado de introducir en c_l la distribución de sustentación adicional, no la total, para considerar que el ala no tiene torsión ya que la correlación anterior solo es válida para éstas.

La forma de la distribución de sustentación de un ala sin torsión es independiente del valor del C_L , sin embargo, para un ala con torsión, la sustentación básica debida precisamente a la torsión, hace que la forma final de la distribución de sustentación varíe con éste, de hecho, para un valor de $C_L = 0$, la resistencia inducida debido a la sustentación en un ala sin torsión es nula, sin embargo, de existir torsión, la distribución de sustentación básica produce una componete de resistencia inducida que debe ser tenida en cuenta. Por lo tanto, una vez obtenido este primer valor de C_{D_v} , es necesario añadirle la contribución de la torsión.

Anderson, en (Anderson, 1937) representa esta contribución al coeficiente de resistencia inducida debido a la torsión como:

$$\Delta_\varepsilon C_{D_v} = C_L \left(\frac{\varepsilon_t C_{l_\alpha}}{E} \right) v + \left(\frac{\varepsilon_t C_{l_\alpha}}{E} \right)^2 w \quad (\text{Eq. 6.5})$$

donde los coeficientes v y w se obtienen de las figuras 11 y 12 de la referencia (Abbott and Doenhoff, 1959) que se presentan a continuación en la figura 6.1 por comodidad.

FIG. 11. Chart for determining induced-drag factor v .FIG. 12. Chart for determining induced-drag factor w .Figura 6.1: Factores v y w , obtenidas de (Abbott and Doenhoff, 1959)

Otro efecto conocido que presenta influencia en la resistencia inducida de las alas es la forma de la punta. Este efecto es conocido desde que Schauffele y Ebeling mostrasen en (Schauffele and Ebeling, 1967) cómo un pequeño cambio en la forma de la punta de éstas puede conllevar un significativo cambio en el peso máximo de despegue de la aeronave. Desgraciadamente, no existen métodos analíticos que permitan estimar fácilmente este efecto, por lo que en esta fase de diseño preliminar no será tenido en cuenta, debiéndose realizar un estudio más detallado de estos efectos de continuarse con el estudio de esta aeronave.

Por último, se calculará la contribución del fuselaje a la resistencia inducida. Si bien, un cuerpo cerrado en un fluido no viscoso no produciría sustentación aunque se encontrase a un determinado ángulo de ataque, en la vida real existe una importante componente viscosa que hace que se genere una capa límite sobre el cuerpo y que efectivamente el fuselaje también sustente, y por tanto, contribuya a la resistencia inducida.

Para calcular esta contribución, Torenbeek en el apéndice F de (Torenbeek, 1982) propone una sencilla expresión basada en datos experimentales para cuerpos de revolución o cercanos a estos, como es el caso de nuestra aeronave, mostrada en la ecuación Eq. 6.6, donde α_f es el ángulo de ataque del fuselaje en radianes y V_f el volumen contenido por el fuselaje.

$$C_D S = 0,15 \alpha_f^2 V_f^{2/3} \quad (\text{Eq. 6.6})$$

Como se puede ver, en la expresión anterior no se ha calculado la contribución directa al coeficiente de resistencia, sino que se calcula la denominada “área de resistencia”. Esto será una práctica habitual a lo largo del informe, y se realiza para evitar malentendidos en la adimensionalización cuando no resulte evidente el área al que va referido dicho coeficiente, como suele ser el caso del fuselaje o de las

contribuciones de las góndolas de los motores.

Cuando se acaben de calcular todas las contribuciones a la resistencia se podrá establecer el coeficiente de resistencia global de la aeronave multiplicando los coeficientes de cada una de las alas por su respectiva área de referencia, sumando todas las áreas de resistencia y adimensionalizando de nuevo el coeficiente con el área total calculado en el capítulo 4, de forma que:

$$C_D = \frac{\sum (C_{D,S})_j}{S_w} \quad (\text{Eq. 6.7})$$

Por último, para proporcionar una idea de la importancia de cada uno de los efectos explicados, se muestran en la figura 6.2 las distintas contribuciones de la resistencia inducida.

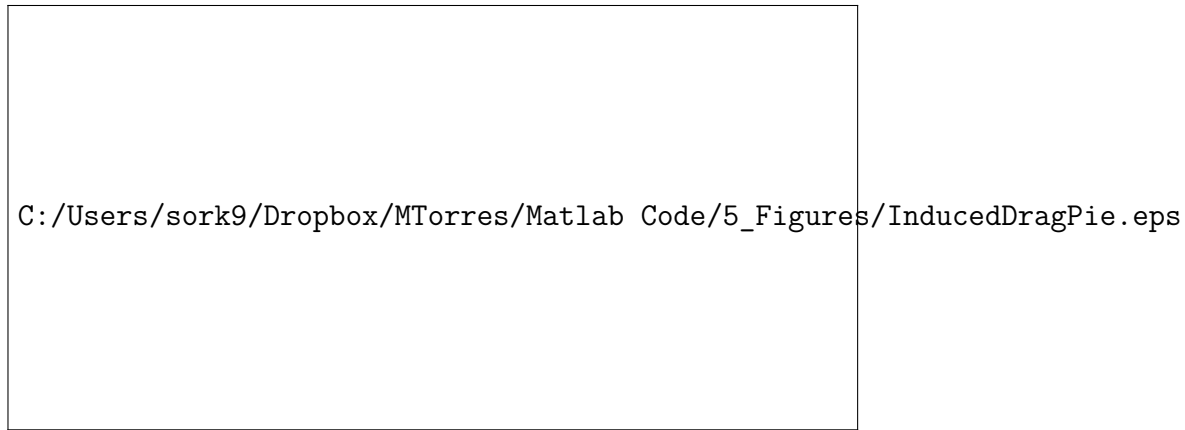


Figura 6.2: Contribuciones a la resistencia inducida

Como es de esperar, el porcentaje de cada una de las contribuciones depende de la condición de vuelo, siendo las mostradas las correspondientes al punto de la polar de la aeronave de máxima eficiencia, la cual se calculará más adelante, ya que será la condición en la que se intentará volar en crucero.

6.2. Resistencia parásita debida a la forma

La segunda contribución se debe a la resistencia producida por la capa límite de los cuerpos y las regiones de flujo desadherido existentes. Para cuerpos aerodinámicos a bajos ángulos de ataque, la componente principal es la debida a la fricción con el aire, siendo mucho menor la componente debida a la disminución de presión que aparece tras el paso del cuerpo. Esta componente de la resistencia también puede ser aproximada con bastante exactitud para la mayoría de formas de fuselaje existentes.

Para ello, en primer lugar se estudiará la resistencia de las diferentes secciones que componen el ala, los perfiles, para a continuación pasar a estimar la resistencia

de las alas. Por último, se estudiará la resistencia debida al fuselaje, los motores y el VTP. Durante todos los cálculos de esta sección se supondrá que las superficies son lisas, sin rugosidad, y que las distintas partes de la aeronave a analizar se encuentran aisladas del resto, calculándose las contribuciones debidas a las interferencias en la siguiente sección.

Estas suposiciones permiten aplicar la analogía de la placa plana a cada una de las componentes, que se realizará de la siguiente forma:

1. Se calculará la superficie mojada del correspondiente perfil, ala o cuerpo.
2. Se calculará el coeficiente de fricción, C_F , de la placa plana equivalente suponiendo que trata de una superficie lisa, con la misma área mojada, misma longitud proyectada en dirección de la corriente, mismo punto de transición laminar-turbulento respecto de la parte delantera del cuerpo y al correspondiente número de Reynolds en función de la longitud característica del cuerpo.
3. Se calculará un factor corrector de forma, ψ , que refleje las correcciones para los siguientes aspectos:
 - Existen diferencias en la forma en la que se desarrolla la capa límite respecto a la placa plana.
 - Los cuerpos tienen un espesor que no se tiene en cuenta con la placa plana y que modifica la velocidad del flujo exterior.
 - Los cuerpos presentan una determinada superficie frontal que origina una resistencia de presión.
4. Finalmente, se calculará el área de resistencia de dicho cuerpo, en función de los parámetros anteriores como:

$$C_D S = C_F (1 + \psi) S_{wet} \quad (\text{Eq. 6.8})$$

6.2.1. Resistencia parásita de los perfiles

En la figura 6.3 se muestra, a modo de ejemplo, la resistencia parásita obtenida de modo experimental de un perfil en un flujo bidimensional. Como se puede ver, la resistencia parásita presenta un mínimo de un valor que denominaremos $C_{d_{pmin}}$, obtenido para un determinado valor del coeficiente de sustentación del perfil, que denominaremos C_{l_i} y que se suele corresponder con el valor del coeficiente de sustentación de diseño

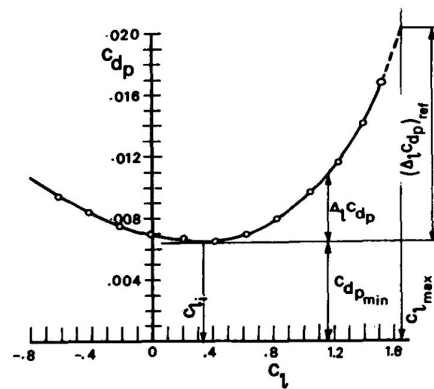


Figura 6.3: Ejemplo de la resistencia parásita de un perfil

del perfil, por lo que en nuestro caso se su-
pondrá $C_{l_i} = 0,7$. A partir de ese punto, la
resistencia parásita aumenta, tanto al aumentar el coeficiente de sustentación, co-
mo al disminuir su valor, por lo que para facilitar su estimación, se expresará la
resistencia parásita como:

$$C_{d_p} = C_{d_{p_{min}}} + \Delta_l C_{d_p} \quad (\text{Eq. 6.9})$$

El primero de los términos se puede calcular una vez que conozcamos su coefi-
ciente de fricción y el parámetro de forma siguiendo el procedimiento indicado en el
apartado 6.2, con la única diferencia de que el resultado tiene que ser multiplicado
por dos, ya que el C_F se calcula basado en la longitud de cuerda, mientras que el
 C_{d_p} está basado en el área mojada del perfil, con las dos caras expuestas al flujo,
resultando:

$$C_{d_{p_{min}}} = 2C_F (1 + \psi_w) \quad (\text{Eq. 6.10})$$

donde el parámetro de forma se puede estimar como:

$$\psi_w = 2,7 \frac{t}{c} + 100 \left(\frac{t}{c} \right)^4 \quad (\text{Eq. 6.11})$$

El segundo de los términos de la ecuación Eq. 6.9, que aporta una corrección a la
resistencia parásita para tener en cuenta que el perfil no se encuentra proporcionando
el C_l de diseño, se puede relacionar a través del coeficiente de sustentación del perfil,
su valor máximo y el de diseño, con el valor del incremento de resistencia parásita
que presenta el perfil en el momento de la entrada en pérdida, es decir, con el $\Delta_l C_{d_p}$
para el coeficiente de sustentación máximo del perfil, $C_{l_{max}}$, que a partir de ahora
denominaremos $(\Delta_l C_{d_p})_{ref}$.

La forma más aproximada que disponemos para estimar este valor en una fase
preliminar de diseño como es esta, es a través de regresiones realizadas a partir de
datos experimentales para las series NACA 4 y 5 en función del número de Reynolds
del perfil, resultando:

$$\begin{aligned} (\Delta_l C_{d_p})_{ref} &= \frac{67 C_{l_{max}}}{(\log_{10} Re)^{4,5}} - 0,0046 (1 + 2,75 t/c) & \text{Para } Re \leq 10^7 \\ (\Delta_l C_{d_p})_{ref} &= 0,01 C_{l_{max}} - 0,0046 (1 + 2,75 t/c) & \text{Para } Re > 10^7 \end{aligned} \quad (\text{Eq. 6.12})$$

El valor del Reynolds de la ecuación anterior deberá ser calculado para una
condición de vuelo de alta sustentación, en la que la velocidad de vuelo será menor
que la velocidad a la que se ha calculado el valor mínimo de la resistencia parásita.

En nuestro caso se ha decidido usar un 75% del $C_{l_{max}}$ con un peso típico de

fin de la fase de ascenso, lo cual resulta en una velocidad de aproximadamente 650 km/h, y unos Reynolds de $8,2e6$ en el perfil delantero y de $7,6e6$ en el trasero, ya que recordemos que según la ??, la presión dinámica, y por tanto la velocidad al suponer densidad constante, que ve el segundo ala es menor, resultando en:

$$\left(\Delta_l C_{dp}\right)_{ref_1} = 0,0128 \quad \left(\Delta_l C_{dp}\right)_{ref_2} = 0,0133 \quad (\text{Eq. 6.13})$$

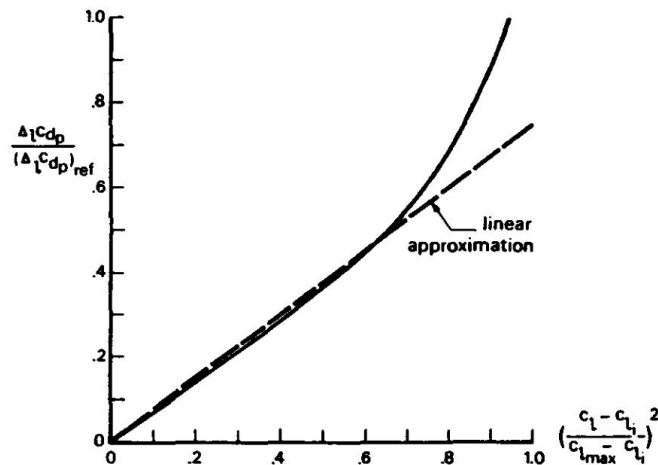


Figura 6.4: Relación de la resistencia parásita con la sustentación. (Torenbeek, 1982)

Por último, entrando en la gráfica de la figura 6.4 con cada valor del coeficiente de sustentación, se puede calcular la resistencia parásita del perfil en función de la sustentación que se encuentre proporcionando, la cual se encuentra representada para ambos perfiles en la figura 6.5.

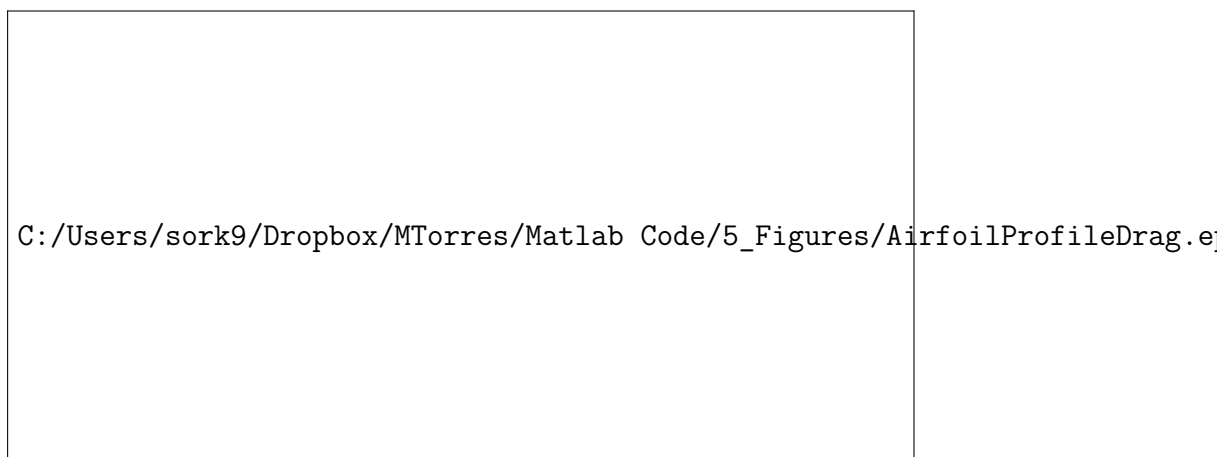


Figura 6.5: Resistencia parásita de los perfiles

6.2.2. Resistencia parásita de las alas

Una vez conocido el C_{dp} de las secciones en función del valor del C_l local de éstas, se puede calcular el coeficiente de resistencia parásita de las alas, C_{Dp} , para cada valor del coeficiente de sustentación de éstas, C_L , sin más que calcular la distribución de sustentación para dicho C_L siguiendo el procedimiento explicado en la sección ??, lo que nos proporcionaría $C_l(y)$, calcular la distribución de distribución parásita considerando el ala como un conjunto de secciones independientes, obteniendo $C_{dp}(y)$ y por último integrando esta distribución a lo largo de la envergadura:

$$C_{Dp} = \frac{2}{S_w} \int_{b_f/2}^{b/2} c_{dp} c dy \quad (\text{Eq. 6.14})$$

Este procedimiento descrito proporciona resultados bastante precisos en alas sin flecha. Para alas con flecha se pueden incorporar correcciones al factor de forma de los perfiles, resultando:

$$C_{dp_{min}} = 2C_F \left(1 + \psi_w \cos^2 \Lambda_{1/2} \right) \quad (\text{Eq. 6.15})$$

pero incluso con estas correcciones los resultados no logran asemejarse a la realidad, siendo la razón de esto el flujo cruzado que aparece, modificando la forma de desarrollarse de la capa límite y no permitiendo suponer el ala compuesta por secciones independientes.

Otro método semiempírico para alas con flecha que reproduce mejor los resultados experimentales y que por tanto es el que se ha usado para estimar la resistencia parásita de nuestras alas debido a su alta flecha es el presentado por Torenbeek en (Torenbeek, 1982).

En este método se sugiere calcular los valores de \overline{Re} , \overline{C}_{l_i} , $\overline{C}_{l_{max}}$, $\overline{C}_{dp_{min}}$ y $(\Delta_l \overline{C}_{dp})_{ref}$ de una sección característica del ala, situada a una posición aproximadamente equidistante de la punta y del fuselaje, que en nuestro caso se ha tomado como la posición de la cuerda media aerodinámica, y a partir de esos valores de referencia obtenidos del caso bidimensional, calcular el coeficiente de resistencia parásita tridimensional de la forma:

$$C_D = \overline{C}_{dp_{min}} \frac{S_{net}}{S_w} + 0,75 (\Delta_l \overline{C}_{dp})_{ref} \left(\frac{C_L - C_{L_i}}{C_{L_{max}} - C_{L_i}} \right)^2 \quad (\text{Eq. 6.16})$$

donde C_{L_i} se considera igual a C_{l_i} , $C_{L_{max}}$ se ha estimado anteriormente en la sección ?? y S_{net} se obtiene restando a la superficie alar total el área resultante de proyectar el fuselaje sobre las alas.

6.2.3. Resistencia parásita del fuselaje

Para calcular la resistencia del fuselaje se supondrá que se trata de un cuerpo de revolución, liso, sin imperfecciones ni protuberancias, calculándose los efectos de estas últimas más adelante, y que por tanto su resistencia se puede descomponer en una resistencia básica debida al rozamiento del aire con el cuerpo y a una contribución por el ángulo de ataque del fuselaje y el cono de cola, pudiéndose escribir:

$$(C_D S)_{fus} = (C_D S)_{basic} + \Delta_{\alpha\beta} (C_D S) \quad (\text{Eq. 6.17})$$

La resistencia básica es la más importante, ya que la superficie mojada es muy grande y en cambio los ángulos de ataque del fuselaje suelen ser pequeños, pudiéndose expresar en función del coeficiente de fricción, basado en la longitud del fuselaje y considerando que la transición a turbulento sucede en las cercanías al morro del avión, en función del factor de forma, altamente dependiente de la esbeltez del fuselaje, y de la superficie mojada.

$$(C_D S)_{basic} = C_F (1 + \psi_f) S_{wet} \quad (\text{Eq. 6.18})$$

donde ψ_f se puede obtener en función de la esbeltez efectiva del fuselaje, λ_{eff} , como:

$$\psi_f = \frac{2,2}{\lambda_{eff}^{1,5}} + \frac{3,8}{\lambda_{eff}^3} \quad (\text{Eq. 6.19})$$

la cual a su vez viene determinada por:

$$\lambda_{eff} = \min \left(\frac{l_f}{D_{eff}}, \frac{l_N + l_A}{D_{eff}} + 2 \right) \quad D_{eff} = \sqrt{\frac{4}{\pi} A_c} \quad (\text{Eq. 6.20})$$

donde A_c es el área transversal, l_N es la longitud desde el morro del avión hasta que comienza la parte cilíndrica y l_A es la longitud de la parte trasera del fuselaje donde deja de ser cilíndrico.

Para estimar la contribución debida al ángulo de ataque del fuselaje, α_f , y al ángulo del cono de cola, β , se puede suponer que el coeficiente de resistencia efectivo del fuselaje frente a un flujo transversal con un ángulo de ataque α_f es el de un cilindro de longitud infinita y área transversal igual al área transversal del avión en dirección perpendicular al flujo, corregido para tener en cuenta la longitud finita del fuselaje y calculado a un Re equivalente al del flujo transversal al fuselaje, que para fuselajes cilíndricos o casi cilíndricos se puede suponer $C_{dc} \approx 1,0$. Siendo por tanto el área de resistencia:

$$\Delta_{\alpha\beta} (C_D S) = \int_0^{l_f} |\sin^3(\alpha_f - \beta)| C_{dc} \frac{b}{\cos \beta} dx \quad (\text{Eq. 6.21})$$

La integral anterior se puede resolver numéricamente para una geometría arbitraria, sin embargo para un fuselaje de revolución, con ángulo del cono de cola constante, que en nuestro caso vale 17° y suponiendo $C_{dc} = 1,0$, se puede simplificar en función de las áreas proyectadas del fuselaje para la sección de revolución, A_I , y para la sección del cono de cola, A_{II} , las cuales se muestran en el apéndice B, resultando:

$$\Delta_{\alpha\beta}(C_D S) = A_I |\sin^3 \alpha_f| + A_{II} \frac{|\sin^3(\alpha_f - \beta)|}{\cos \beta} \quad (\text{Eq. 6.22})$$

6.2.4. Resistencia parásita de los motores

La resistencia parásita del conjunto góndola/motor en el caso de motores de reacción se puede subdividir en cuatro componentes diferentes, siendo éstas las correspondientes a los principales componentes del motor en contacto con el aire, véase, la resistencia parásita de la cubierta del fan, la resistencia parásita de la cubierta del núcleo del motor (compresor, cámara de combustión y turbina), la resistencia parásita del cono de salida sumido en el flujo de alta velocidad y la resistencia parásita del pión que une la góndola al fuselaje.

Realizar un cálculo preciso de la resistencia parásita de los motores en esta etapa preliminar de diseño, resulta altamente complicado puesto que gran parte de estas contribuciones son altamente dependientes de la geometría interna del motor, o de datos relativos a las velocidades internas del flujo y las relaciones de compresión o expansión que sufre en el interior, los cuales, son conocidos por el fabricante del motor, pero no de uso público.

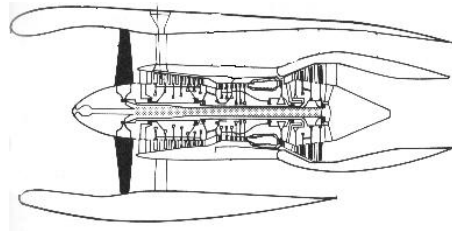


Figura 6.6: Diagrama de un turbofán

A su vez parte de las contribuciones de la resistencia parásita relativas a los componentes internos del motor, como son las correspondientes a la cubierta del núcleo del motor y al cono de salida, dependiendo del fabricante, pueden haber sido incluidas o no en el dato del empuje del motor proporcionado por el fabricante en las especificaciones de éste.

En nuestro caso, como el motor seleccionado es relativamente novedoso y todavía se encuentra en fase de diseño, ya que el avión para el que se ha diseñado ni siquiera ha salido a la venta, y por tanto la mayoría de las especificaciones de éste no se han publicado, se ha considerado que estas dos contribuciones se encuentran incluidas en el empuje neto del motor.

Para estimar la contribución de la cubierta del fan se ha usado la aproximación

propuesta por Torenbeek para turbofanés de relación de derivación entre media y alta, volando en régimen de crucero y considerando que se ha realizado un diseño óptimo de la cubierta, siendo ésta:

$$(C_D S)_{nacelles} \approx 1,25 C_F S_{n_{wet}} \quad (\text{Eq. 6.23})$$

En nuestro caso, debido a la cercanía del fuselaje a los motores, no se ha considerado necesario introducir unos pilones, pudiéndose obviar la última componente de la resistencia parásita, ya que posteriormente se calculará el incremento de resistencia debida a las posibles interferencias entre las góndolas y el fuselaje. Por último se debe multiplicar la resistencia obtenida anteriormente por el número de motores existentes, dos en nuestro caso,

A pesar de haberse tratado de realizar un cálculo más preciso de esta resistencia, ante la falta de datos de los motores publicados por el fabricante y la imposibilidad de calcular o estimar éstos, se han tenido que obviar parte de las contribuciones o tomar como válidas aproximaciones con un menor grado de precisión que las utilizadas en el resto del proyecto.

Se avisa por tanto al lector de que un estudio más detallado de esta resistencia, como el realizado en (Boppe, 1987), resulta necesario tras solicitar al fabricante, en este caso Safran Aircraft Engines, anteriormente llamado Snecma, unos datos más detallados de las especificaciones del motor.

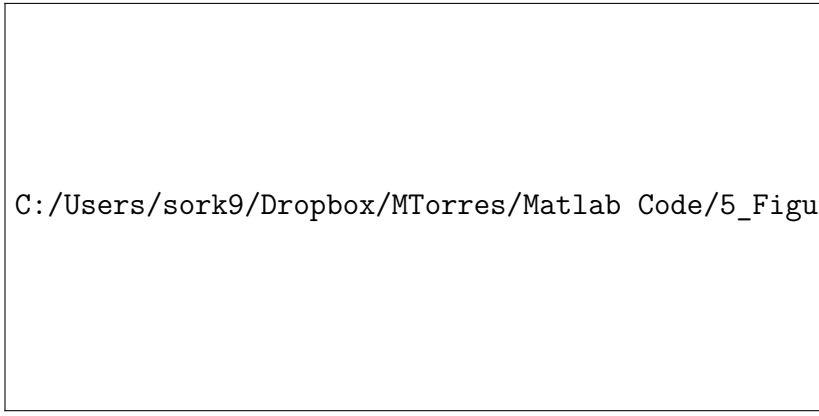
6.2.5. Resistencia parásita del VTP

La resistencia parásita del estabilizador vertical es similar a la de un ala sin torsión ni producción de sustentación, pudiéndose obtener como:

$$(C_D S)_v = 2 C_F \left[1 + 2,75 (t/c)_v \cos^2 \Lambda_{1/2_v} \right] S_v \quad (\text{Eq. 6.24})$$

donde el coeficiente de fricción, C_F , se obtiene utilizando la cuerda media geométrica del VTP como longitud de referencia y asumiendo que la transición del flujo a turbulento se produce en el borde de ataque.

Al igual que se ha realizado para la resistencia inducida, a continuación se presentan en la figura 6.7 las contribuciones de cada uno de los efectos explicados a la resistencia parásita de la aeronave para el caso de vuelo en la condición de máxima eficiencia. Estos porcentajes no son iguales para todas las condiciones de vuelo por lo que su valor exacto no es relevante, sin embargo sí que permiten hacerse una idea de la importancia de cada una de las contribuciones.



C:/Users/sork9/Dropbox/MTorres/Matlab Code/5_Figures/ProfileDragPie.eps

Figura 6.7: Contribuciones a la resistencia parásita

6.3. Resistencia debida a las interferencias

Las dos contribuciones anteriores se han calculado suponiendo que las diferentes partes de la aeronave se encuentran aisladas y no existen interferencias entre ellas. Sin embargo, en la realidad esto no es así y la contribución a la resistencia de cada componente de la aeronave se ve afectada por las componentes cercanas. Para tener en cuenta este efecto se han tratado de incorporar algunas correcciones experimentales, aunque esta componente es pequeña, suele representar como máximo un 5-10% de la sustentación global, y los métodos para estimarla son de baja precisión.

En primer lugar, una aproximación sencilla para estimar los efectos en la resistencia parásita de las interferencias es suponer que las áreas mojadas de los cuerpos utilizadas para obtener la resistencia parásita, en realidad son las áreas netas de éstos, es decir, no se descontará a la superficie mojada del fuselaje la intersección con las alas, ni con el VTP, ni con los motores. Esta aproximación fue propuesta por Hoerner en (Hoerner, 1965), y se encuentra basada en datos experimentales de múltiples aeronaves de la época.

Capítulo 7

Predicción de pesos

Bibliografía

Ira H. Abbott and Albert E. Von Doenhoff. *Theory of Wing Sections. Including a Summary of Airfoil Data*. Dover Publications, Inc., New York, 1959.

Raymond F. Anderson. Determination of the characteristics of tapered wings. Technical Report 572, National Advisory Committee for Aeronautics (NACA), Langley Aeronautical Lab.; Langley Field, VA, United States., January 1937.

Theodore G. Ayers. Supercritical aerodynamics worthwhile over a range of speeds. *Astronautics and Aeronautics (AIAA)*, pages 32–36, August 1972.

Charles W. Boppe. Aerodynamic analysis for aircraft with nacelles, pylons, and winglets at transonic speeds. Contractor Report 4066, National Aeronautics and Space Administration (NASA), Grumman Aerospace Corporation. Bethpage, New York, April 1987. Contract NAS1-14732.

Mark Daly. *Jane's Aero Engines 2016/2017: Yearbook*. Jane's Aero-Engines. IHS Jane's Information Group, 2016-2017.

H. C. Garner. Some remarks on vortex drag and its spanwise distribution in incompressible flow. *The Aeronautical Journal of the Royal Aeronautical Society (RAeS)*, 72(Issue 691):623–625, July 1968.

Bill Gunston. *Jane's All the World's Aircraft: Development & Production 2016/2017: Yearbook*. Jane's All the World's Aircraft. IHS Jane's Information Group, 2016-2017.

Charles D. Harris. Nasa supercritical airfoils. Technical Report 2969, National Aeronautics and Space Administration (NASA), Langley Research Center. Hampton, Virginia, 1990.

Sighard F. Hoerner. *Fluid-Dynamic Drag*. Published by the Author, 1965.

William G. Johnson, Acquilla S. Hill, and Otto Eichmann. High reynolds number tests of a nasa sc(3)-0712(b) airfoil in the langley 0.3-meter transonic cryogenic

- tunnel. Technical Memorandum 86371, National Aeronautics and Space Administration (NASA), Langley Research Center. Hampton, Virginia, June 1985.
- Jan Roskam. *Airplane Design: Part I - Preliminary Sizing of Airplanes*. University of Kansas, 1985.
- Jan Roskam. *Airplane Design: Part II - Preliminary Configuration Design and Integration of the Propulsion System*. University of Kansas, 1989.
- Roger D. Schaufele and Ann W. Ebeling. Aerodynamic design of the dc-9 wing and high-lift system. Technical Paper 670846, SAE International, February 1967.
- Egbert Torenbeek. *Synthesis of Subsonic Airplane Design*. Delft University Press. Kluwer Academic Publishers, 1982.
- Richard T. Whitcomb. Review of nasa supercritical airfoils. *International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS)*, (Conference Paper 74-10), August 1974.

Apéndice A

Perfil Supercrítico NASA SC(3)-0712

A continuación se reproducen las coordenadas del perfil NASA SC(3)-0712 propuesto para las alas. Estas coordenadas se han obtenido de la referencia (Johnson et al., 1985).

Superficie Superior				Superficie Inferior			
x/c	t/c	x/c	t/c	x/c	t/c	x/c	t/c
0.002	0.0092	0.500	0.0584	0.002	-0.0051	0.500	-0.0558
0.005	0.0141	0.530	0.0573	0.005	-0.0081	0.530	-0.0530
0.010	0.0190	0.550	0.0564	0.010	-0.0116	0.550	-0.0509
0.020	0.0252	0.580	0.0549	0.020	-0.0165	0.580	-0.0472
0.030	0.0294	0.60	0.0537	0.030	-0.0204	0.600	-0.0446
0.040	0.0327	0.630	0.0516	0.040	-0.0238	0.620	-0.0419
0.050	0.0354	0.650	0.0500	0.050	-0.0266	0.650	-0.0376
0.070	0.0397	0.670	0.0482	0.070	-0.0316	0.680	-0.0331
0.080	0.0415	0.700	0.0451	0.080	-0.0338	0.700	-0.0299
0.100	0.0446	0.730	0.0416	0.100	-0.0377	0.720	-0.0267
0.120	0.0471	0.750	0.0390	0.120	-0.0412	0.750	-0.0221
0.150	0.0504	0.770	0.0362	0.150	-0.0458	0.770	-0.0191
0.180	0.0530	0.800	0.0316	0.180	-0.0498	0.800	-0.0149
0.200	0.0544	0.830	0.0266	0.200	-0.0521	0.820	-0.0123
0.220	0.0557	0.850	0.0230	0.230	-0.0550	0.850	-0.0088
0.250	0.0572	0.870	0.0192	0.250	-0.0566	0.880	-0.0059
0.280	0.0584	0.900	0.0131	0.280	-0.0585	0.900	-0.0049
0.300	0.0590	0.920	0.0088	0.300	-0.0595	0.930	-0.0055
0.330	0.0596	0.940	0.0042	0.330	-0.0605	0.950	-0.0074
0.350	0.0599	0.950	0.0018	0.350	-0.0609	0.960	-0.0088
0.370	0.0601	0.960	-0.0007	0.380	-0.0610	0.970	-0.0105
0.400	0.0601	0.970	-0.0033	0.400	-0.0608	0.980	-0.0126
0.420	0.0600	0.980	-0.006	0.430	-0.0600	0.990	-0.0150
0.450	0.0596	0.990	-0.0088	0.450	-0.0591	1.000	-0.0177
0.480	0.0590	1.000	-0.0117	0.480	-0.0573		

Cuadro A.1: Coordenadas del perfil NASA SC(3)-0712

Apéndice B

Medidas relevantes del fuselaje

A lo largo del presente estudio, existen numerosas ocasiones en las que resulta imprescindible un conocimiento de diversas longitudes o superficies del fuselaje para el cálculo de las fuerzas o momentos que aparecen sobre éste.

En esas ocasiones, en vez de recurrir a aproximaciones en función de la descomposición del fuselaje en elementos más sencillos, se ha hecho uso de las posibilidades que proporcionan las herramientas de modelado 3D para, a partir de un modelo realista creado en función de los parámetros definidos en el diseño, medir sobre éste las distancias o superficies necesarias.

Sin embargo, para evitar desvirtuar el estudio con figuras del modelo 3D, se ha preferido agrupar todas las mediciones utilizadas en un único apéndice y éstas se muestran a continuación:

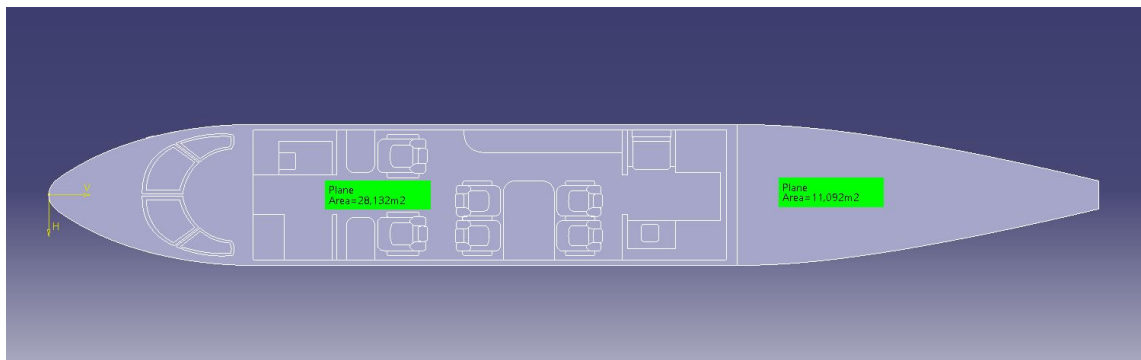


Figura B.1: Áreas en planta de la sección casi cilíndrica y del cono de cola



Figura B.2: Área vertical del fuselaje sin alas ni VTP

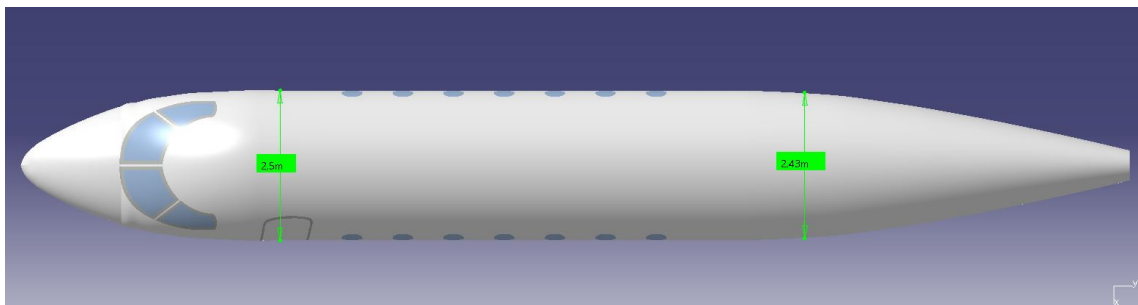


Figura B.3: Distancias horizontales en los puntos un cuarto y tres cuartos de la longitud del fuselaje

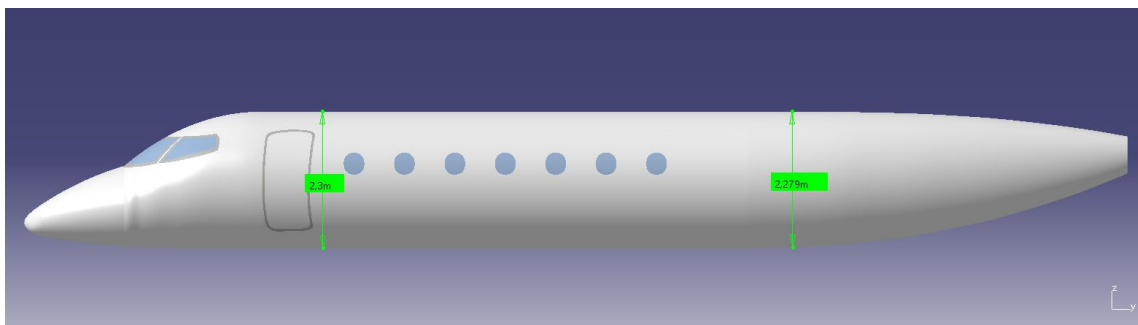


Figura B.4: Distancias verticales en los puntos un cuarto y tres cuartos de la longitud del fuselaje