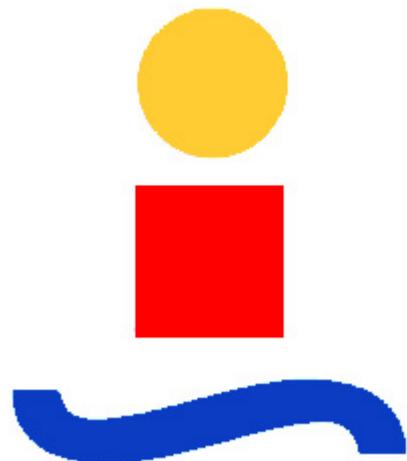


UNIVERSIDAD DE SEVILLA

ESCUELA TÉCNICA SUPERIOR DE INGENIEROS

DEPARTAMENTO DE INGENIERÍA AEROESPACIAL Y MECÁNICA DE
FLUIDOS

Titulación de Ingeniería Aeronáutica



Proyecto Fin De Carrera: Estudio y diseño preliminar de un
UAV de propulsión eléctrica para investigación académica: El
Proyecto Austros

Autor:

José Carlos García Hiniesta

Tutores:

D. Sergio Esteban Roncero

D. Francisco Gavilán Jiménez

Sevilla. Octubre de 2013

Agradecimientos

En primer lugar, me gustaría agradecer a mi tutor Sergio Esteban la oportunidad de realizar un proyecto tan interesante y enriquecedor a título personal como el que aquí se presenta. Por otro lado también he de agradecerle su profunda dedicación y disponibilidad durante todos estos meses. Sin su confianza ni su inestimable aportación de cara al análisis y presentación de los resultados no estaría en estas fechas presentando el trabajo. No puedo olvidarme tampoco de Fran Gavilán, fundamental a la hora de debatir dudas acerca de distintos aspectos del proyecto.

Por otro lado, la presentación de este trabajo implica el final de mi etapa universitaria. Es por ello que he de agradecer a mis compañeros y amigos de la escuela todas las vivencias, consejos, apoyos e innumerables horas de trabajo compartidas para llegar a este punto. También tengo mucho que agradecer a Lourdes, por estar siempre ahí con su paciencia y ánimos diarios todos estos últimos meses.

Dejo para el final a mi familia. A mi hermano, por ser él, por su apoyo y ánimo. A mi padre, que allá donde estés tienes que saber que hay mucho de ti en cada paso que doy en la vida. Y por último a la más importante, mi madre, porque has sido y serás mi guía y apoyo incondicional. Si soy quien soy es fundamentalmente gracias a ti.

INDICE

1	INTRODUCCIÓN.....	8
1.1	FUNDAMENTOS Y CONTEXTO	9
1.2	EL DESARROLLO DEL <i>CÉFIRO</i>	10
1.3	OBJETIVOS	11
1.4	REQUISITOS BÁSICOS	13
1.5	ESTRUCTURA DE LA MEMORIA	13
1.6	AERONAVES SIMILARES.....	14
1.6.1	UAVs SIMILARES.....	14
1.6.2	<i>CÉFIRO</i>	16
2	DISEÑO.....	17
2.1	INTRODUCCIÓN	18
2.2	ANALISIS PREVIO. DIAGRAMA P/W-W/S.....	19
2.3	EVOLUCIÓN DEL DISEÑO	25
2.4	FUSELAJE	27
2.5	MOTOR.....	29
2.6	TREN DE ATERRIZAJE	30
2.7	CONJUNTO ALAR	30
2.8	CONJUNTO DE COLA	33
2.9	CONCLUSIONES	35
3	ESTRUCTURAS.....	35
3.1	INTRODUCCION	36
3.2	ESTIMACIÓN DE PESOS	36
3.2.1	FUSELAJE	38
3.2.2	CONJUNTO ALAR	41
3.2.3	CONJUNTO DE COLA	45
3.2.4	ACCESORIOS	47
3.3	RESULTADOS TOTALES	47
3.4	LOCALIZACIÓN DEL CENTRO DE GRAVEDAD	48
3.5	CONCLUSIONES	50
4	AERODINÁMICA.....	50
4.1	INTRODUCCION	51
4.2	ANÁLISIS BIDIMENSIONAL.....	53

4.2.1	SELECCIÓN DEL PERFIL AERODINÁMICO. INTRODUCCION	53
4.2.2	SELECCIÓN DEL PERFIL AERODINÁMICO. ALA.....	54
4.2.3	SELECCIÓN DEL PERFIL AERODINÁMICO. COLA	65
4.3	ANÁLISIS TRIDIMENSIONAL.....	67
4.3.1	SELECCIÓN DE LA GEOMETRÍA. ALA.....	67
4.3.2	SELECCIÓN DE LA GEOMETRÍA. CONJUNTO DE COLA.....	75
4.4	RESULTADOS FINALES. SUSTENTACIÓN	77
4.4.1	SUSTENTACION. ALA	78
•	Dispositivos hipersustentadores	80
4.4.2	SUSTENTACION. ALA+FUSELAJE	82
4.4.3	SUSTENTACION. HTP	83
4.4.4	SUSTENTACION. AVIÓN COMPLETO	84
4.5	RESULTADOS FINALES. POLARES.....	85
4.5.1	COEFICIENTE DE RESISTENCIA PARASITA	85
4.5.2	POLAR DEL AVIÓN	90
4.5.3	EFICIENCIA.....	92
5	ACTUACIONES Y PROPULSIÓN.....	94
5.1	INTRODUCCION	95
5.2	DIAGRAMA P/W – W/S.....	95
5.3	OBTENCION DE LA PLANTA MOTORA	97
5.4	ACTUACIONES	100
5.4.1	PAT	100
5.4.2	METODOLOGÍA.....	106
5.4.3	ANALISIS	108
Despegue.....	108	
Ascenso	110	
Crucero	114	
Loiter	118	
Descenso	119	
Aterrizaje	120	
5.5	DIAGRAMA V-n.....	122
6	ESTABILIDAD.....	125
6.1	INTRODUCCIÓN	126
6.1.1	DEFINICIONES PREVIAS	127

6.2	ESTABILIDAD ESTÁTICA LONGITUDINAL.....	128
6.2.1	INTRODUCCIÓN	128
6.2.2	OBTENCION DEL PUNTO NEUTRO.....	130
6.2.3	TRIMADO LONGITUDINAL.....	135
6.3	ESTABILIDAD DINÁMICA LONGITUDINAL.....	138
6.3.1	MODELO MATRICIAL DEL SISTEMA	138
6.3.2	DERIVADAS DE ESTABILIDAD LONGITUDINALES	141
6.3.3	RESPUESTA DEL MODELO.....	146
6.3.4	MODOS LONGITUDINALES	155
6.4	ESTABILIDAD ESTATICA LATERAL-DIRECCIONAL	156
6.4.1	CRITERIOS DE ESTABILIDAD ESTÁTICA LATERAL-DIRECCIONAL	157
6.4.2	TRIMADO.....	158
6.5	ESTABILIDAD DINAMICA LATERAL-DIRECCIONAL	159
6.5.1	MODELO MATRICIAL	160
6.5.2	DERIVADAS DE ESTABILIDAD LATERAL-DIRECCIONALES.....	163
6.5.3	RESPUESTA DEL MODELO.....	174
6.5.4	MODOS LATERALES	178
7	CONCLUSIONES.....	180
8	FUTURAS MEJORAS.....	181
9	BIBLIOGRAFÍA.....	182
	ANEXO A: PROCEDIMIENTO DE CÁLCULO DE LOS TAIL BOOM.....	183
	ANEXO B: MANUAL DE XFLRS.....	188

FIGURAS

Figura 1 - Rosa de los Vientos de la Mitología Griega.....	10
Figura 2 - Esquema del desarrollo de un UAV.....	11
Figura 3 - Esquema de áreas implicadas en el diseño del avión	12
Figura 4 - Clasificación de los UAVs respecto a peso y tamaño	14
Figura 5 - Esquema de estructura de la sección.....	18
Figura 6 - Diagrama P/W vs W/S con características de <i>Céfiro</i>	24
Figura 7 - Primer boceto.....	25
Figura 8 - Segundo boceto	26
Figura 9 - Diseño final.....	26
Figura 10 - Recreación en XFLR5 del encastre de las alas	28
Figura 11 - Frontal del fuselaje.....	29
Figura 12 - Motor tipo puller/pusher	30
Figura 13 - Esquema de los rigidizadores de fibra de carbono	31
Figura 14 - Esquema de una cuaderna	32
Figura 15 - Idea del anclaje de los tail-booms al ala central	33
Figura 16 - Posición de la hélice entre los dos tail boom	34
Figura 17 - Estructura global detallada del <i>Céfiro</i>	37
Figura 18 - Filosofía de diseño de la bahía de carga	39
Figura 19 - Filosofía de distribución de cuadernas.....	40
Figura 20 - Reparto de pesos en el fuselaje	41
Figura 21 - Cálculo de la superficie del perfil utilizando dos rectángulos	42
Figura 22 - Filosofía de estructura del ala central.....	43
Figura 24 - Filosofía de la estructura en el ala	44
Figura 23 - Reparto de pesos en las alas	44
Figura 25 - Reparto de pesos en la cola	47
Figura 26 - Reparto global de pesos.....	47
Figura 27 - Reparto de pesos total	48
Figura 28 - Localización del centro de gravedad del avión	50
Figura 29 - Perfil Eppler 748.....	55
Figura 30 – Curvas de sustentación para el perfil Eppler 748.....	56
Figura 31 - Curvas de eficiencia aerodinámica para el perfil Eppler 748	56
Figura 32 - Perfil NACA 2415	58
Figura 33 - Curvas de sustentación para el perfil NACA2415.....	58
Figura 34 - Curvas de eficiencia aerodinámica para el perfil NACA2415	59
Figura 35 - Perfil NACA 5415	60
Figura 36 – Curvas de sustentación para el perfil NACA5415	61
Figura 37 - Curvas de eficiencia aerodinámica para el perfil NACA5415	61
Figura 38 - Superposición de perfiles considerados.....	62
Figura 39 - Comparativa de sustentación para los perfiles considerados.....	63
Figura 40 - Comparativa de eficiencia aerodinámica para los perfiles considerados.....	63
Figura 41- Perfil NACA 0012	65
Figura 42 - Curvas de sustentación para el perfil NACA0012.....	66

Figura 43 - Curvas de eficiencia aerodinámica para el perfil NACA0012	66
Figura 44 - Guía del ángulo de diedro	68
Figura 45 - Distribución de sustentación en el ala para distintos estrechamientos	69
Figura 46 - Comparativa de eficiencia de Oswald para distintos alargamientos	70
Figura 47 - Estrechamiento óptimo en función del alargamiento	71
Figura 48 - Ilustración del ala en XFLR5.....	72
Figura 49 - Comparativa de eficiencia para distintos alargamientos con estrechamiento óptimo	73
Figura 50 - Geometría en planta del ala.....	74
Figura 51 - Ilustración de la cola	77
Figura 52 - Sustentación para el ala elegida.....	78
Figura 53 - Sustentación y resistencia inducida a lo largo del ala.....	79
Figura 54 - Distribución del coeficiente de sustentación para varios ángulos de ataque.....	80
Figura 55 - Comparativa de CL para el ala con fuselaje y sin fuselaje.....	82
Figura 56 - Dibujo del Wing+Body en Austros	82
Figura 57 - Sustentación de la cola.....	83
Figura 58 - Comparativa sustentación para con distintas contribuciones.....	84
Figura 59 - Avión completo en XFLR5.....	84
Figura 60 - Polar del ala aislada.....	91
Figura 61 - Comparativa polares del avión y del ala	92
Figura 62 - Eficiencia del ala	93
Figura 63 - Comparativa de eficiencias entre el ala y el avión completo.....	94
Figura 64 - Curvas limitantes para el Austros.....	96
Figura 65 - Tipo de batería que se empleará	98
Figura 66 - Variador Jeti Spin 99 Opto.....	100
Figura 67 - Esquema básico funcionamiento de Trajectory.....	101
Figura 68 - Esquema básico del funcionamiento del PAT	102
Figura 69 - Potencia mecánica proporcionada por el motor el Céfiro	105
Figura 70 - Rendimiento propulsivo del motor del Céfiro	105
Figura 71 - Potencia necesaria vs. Disponible en vuelo de crucero	107
Figura 72 - Distancia de despegue respecto a la carga de pago	109
Figura 73 - Tiempo de despegue respecto a carga de pago.....	110
Figura 74 - Ángulo de trayectoria para distintas velocidades horizontales	112
Figura 75 - Velocidad vertical para distintas velocidades horizontales	113
Figura 76 - Potencia necesaria vs disponible para vuelo de crucero	115
Figura 77 - Autonomía frente a la velocidad.....	115
Figura 78 - Alcance en función de la velocidad.....	116
Figura 79 - Relación de velocidades	117
Figura 80 - Velocidad vertical de descenso en función de la velocidad horizontal	119
Figura 81 - Ángulo de descenso en función de la velocidad horizontal	120
Figura 82 - Diagrama V-n.....	125
Figura 84 - Definición de ángulos y fuerzas.....	127
Figura 85 - Criterio de estabilidad longitudinal.....	130
Figura 86 – Margen estático en función de la posición del cdg del ala	132
Figura 87 - Rango de colocación del centro de gravedad del ala.....	133

Figura 88 - Posición más adelantada del centro de gravedad	135
Figura 89 - Respuesta dinámica longitudinal ante una perturbación de la velocidad	150
Figura 90 - Respuesta dinámica longitudinal ante una perturbación del ángulo de ataque	150
Figura 91 - Respuesta dinámica longitudinal ante una perturbación combinada	151
Figura 92 - Respuesta dinámica longitudinal ante un cambio en el pitch rate	151
Figura 93 - Respuesta dinámica longitudinal ante un cambio en el ángulo de cabeceo	152
Ilustración 94 –Superposición de respuestas dinámicas para un incremento de velocidad	153
Figura 95 - Superposición de respuestas dinámicas para distinto alpha	153
Figura 96 - Superposición de respuestas dinámicas para distinta velocidad y variación de alpha	154
Figura 97 - Superposición de respuestas dinámica para distinta velocidad y variación de q ...	154
Figura 98 - Superposición de respuestas dinámicas para distinta velocidad y variación de theta	155
Figura 99 - Respuesta dinámica longitudinal ante un cambio en el ángulo de resbalamiento	176
Figura 100 - Respuesta dinámica longitudinal ante un cambio en el ángulo de balance	177
Figura 101 - Respuesta dinámica longitudinal ante una perturbación combinada	177

TABLAS

Tabla 1 - Aeronaves similares.....	15
Tabla 2 - Características de la aeronave <i>Céfiro</i>	17
Tabla 3- Datos del Céfiro como punto de partida.....	19
Tabla 4 – Accesorios y carga de pago.....	28
Tabla 5 - Relación de maderas empleadas.....	37
Tabla 6 - Distribución de pesos del fuselaje	40
Tabla 7 - Distribución de pesos de la parte central del ala	42
Tabla 8 - Distribución de pesos de los extremos de ala	44
Tabla 9 - Distribución de pesos del estabilizador horizontal	45
Tabla 10 - Distribución de pesos del estabilizador vertical	46
Tabla 11 - Características de los tail boom.....	46
Tabla 12 - Accesorios.....	47
Tabla 13 - Localización del centro de gravedad	49
Tabla 14 - Tabla resumen de resultados para distintos perfiles	64
Tabla 15 - Estrechamiento óptimo para distintos alargamientos.....	71
Tabla 16 - Dimensiones óptimas en función del alargamiento.....	72
Tabla 17 - Características geométricas del ala	75
Tabla 18 - Características geométricas de los estabilizadores	77
Tabla 19 - Resultados Component Buildup Method	88
Tabla 20 - Tabla de valores óptimos del ala	93
Tabla 21 - Datos del Austros	96
Tabla 22 - Características de las baterías	98
Tabla 23 – Especificaciones del motor elegido	99
Tabla 24 - Derivadas de estabilidad estática longitudinal.....	137
Tabla 25 - Trimado para distintas velocidades de vuelo.....	138
Tabla 26 - Ejemplos de matrices para distintas velocidades.....	147
Tabla 27 - Autovalores longitudinales.....	147
Tabla 28 - Derivadas de estabilidad	149
Tabla 29 - Modos longitudinales	156
Tabla 30 - Trimado lateral para beta=6°	159
Tabla 31 - Trimado lateral para beta=8 °	159
Tabla 32 - Trimado lateral para beta=10°	159
Tabla 33 - Matrices de la estabilidad lateral-direccional	174
Tabla 34 - Autovalores dinámica lateral-direccional.....	175
Tabla 35 - Derivadas de estabilidad lateral-direccionales.....	175
Tabla 36 - Modos lateral-direccionales	179

1. INTRODUCCIÓN

Hace unos años el departamento de Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de Fluidos de la Escuela Superior de Ingenieros de Sevilla diseñó, construyó y puso en operación con total éxito la aeronave *Céfiro I* y su segunda versión mejorada, el *Céfiro II*. Ahora el objetivo es iniciar el desarrollo paralelo de otra aeronave que sirva para cubrir un nuevo rango de misión de forma eficiente y eficaz.

1.1 FUNDAMENTOS Y CONTEXTO

Uno de los campos de la aeronáutica que se encuentran más en alza en estos tiempos es, sin duda alguna, el de los vehículos aéreos no tripulados, en adelante referidos por sus siglas en inglés UAV (Unmanned Aerial Vehicle).

El hecho de no tener que llevar tripulante en cabina siempre ha sido un motivo más que interesante a la hora de desarrollar este tipo de aeronaves. De hecho, los primeros que se dieron cuenta de las ventajas que podrían aportar los UAV fueron personas del mundo militar. Como en muchos otros campos, la investigación para su aplicación en cuestiones de defensa o ataque ha sido fundamental para el desarrollo de estos aviones. No en vano, la Segunda Guerra Mundial supuso el impulso definitivo a esta tecnología.

Con el paso de los años y el avance de la tecnología, sobre todo en la última parte del siglo XX e inicios del XXI, el abanico de interesados en este tipo de aeronaves fue creciendo exponencialmente. Se trataba de un avión cada vez más barato en términos de coste y operación, versátil, fiable y, lo más importante, no tripulado. Todas sus características han hecho que, dejando a un lado sus aplicaciones más que evidentes de la industria militar, se extienda su uso para misiones de monitorización, vigilancia y de ayuda para muchos tipos de aplicaciones que necesiten de apoyo aéreo.

Por otro lado, la investigación en los numerosos campos implicados en el desarrollo de este tipo de aeronaves es fundamental, y en este sentido la universidad juega un papel crucial volcando numerosos recursos a utilizarlos como plataforma de estudio y experimentación. Además, de nuevo su carácter no tripulado hace que sea sumamente interesante investigar con ellos, dado que ideas y aplicaciones novedosas pueden ser puestas en práctica de forma segura.

1.2 EL DESARROLLO DEL CÉFIRO

Siguiendo el contexto señalado anteriormente, departamento de Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de Fluidos de la Escuela Superior de Ingenieros de la Universidad de Sevilla comenzó una nueva senda de investigación en 2007, comenzando a considerar el uso de UAVs para labores de estudio y experimentación. Tras decidir diseñar autónomamente la plataforma sin acudir a otros aviones ya diseñados, todo comenzó con un prediseño realizado en la asignatura de Cálculo de Aviones de quinto curso de Ingeniería Aeronáutica. Algo más de un año después, en el que se incluye la realización de cinco proyectos fin de carrera que optimizaron el diseño, se obtuvo como resultado el *Céfiro I*. Posteriormente, se buscó incorporar mejoras a dicho avión como, por ejemplo, la incorporación de una planta impulsora eléctrica en lugar de usar un motor alternativo. Con ello surge la segunda versión del avión, el *Céfiro II*.

Tras seis años de trabajo la experiencia ganada en este campo es muy elevada, generando numerosos artículos de investigación y abriendo diversos caminos a seguir para futuros estudios. Uno de ellos es sobre el que versa el presente proyecto, dado que aparece la necesidad de desarrollar un UAV de menor tamaño que el *Céfiro II*. Por tanto, dado el contexto en el que se encuentra el desarrollo de este proyecto, se elige *Austros* como nombre del UAV. *Austros* es un dios del viento de la mitología romana (equivalente a Noto en la griega), mientras que *Céfiro* lo es de la mitología griega.

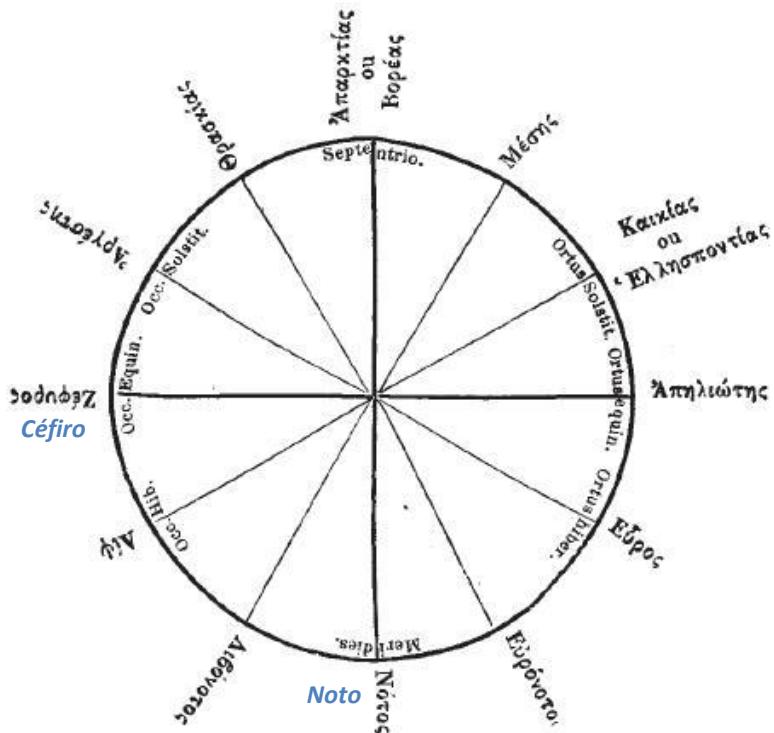


Figura 1 - Rosa de los Vientos de la Mitología Griega

El desarrollo de una aeronave consta de distintas fases bien diferenciadas que van desde estudios preliminares generales a estudios de optimización de cada una de las áreas implicadas. Un esquema aproximado del proceso de desarrollo que seguirá el nuevo proyecto es el siguiente:

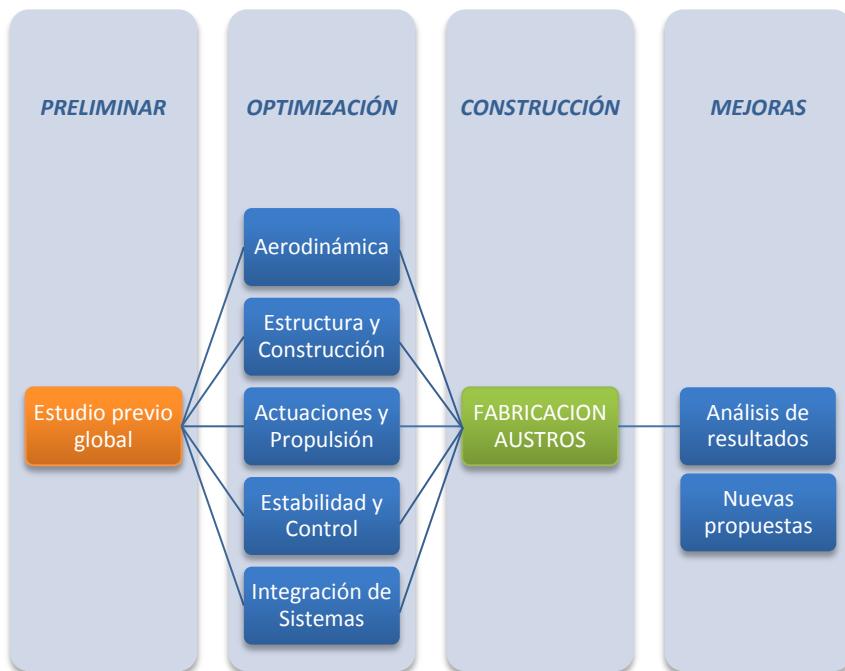


Figura 2 - Esquema del desarrollo de un UAV

El presente proyecto trata sobre el primer paso de todos: el análisis y diseño preliminar. En el esquema se ha destacado dicho punto sobre el resto para ejemplificar su situación.

1.3 OBJETIVOS

El objetivo del presente proyecto es el diseño preliminar de un UAV de investigación académica de pequeño tamaño que lleve a bordo una determinada carga de pago que permita aplicar la experiencia recogida por el departamento con el diseño y construcción de anteriores proyectos. La carga de pago, en principio, serán bloques de aviónica.

El diseño preliminar es el primer paso en el proceso de fabricación de una aeronave. En él se define tanto el aspecto y forma de la aeronave como todas las características técnicas iniciales del mismo. Para ello se suelen realizar estudios más o menos teóricos en cada una de las áreas implicadas, las cuales se muestran en la Figura 3:



Figura 3 - Esquema de áreas implicadas en el diseño del avión

Como en cualquier proceso de diseño ingenieril donde intervengan más de un departamento o área, es necesaria una filosofía concurrente. Esto es así porque ningún área es independiente de otra, y cualquier modificación en una de ellas puede tener efectos más o menos sensibles en otra. Por tanto, es necesario un proceso iterativo entre todos los departamentos implicados. Finalmente se llegará a una solución de compromiso entre todos los departamentos implicados.

Es en esta fase donde la imaginación y la inventiva tienen su papel más relevante, dado que una vez acabado el diseño preliminar el modelo del avión quedará fijado y los cambios no podrán ser muy importantes. Es por ello que se trata posiblemente de la parte más importante en todo el proceso de fabricación un avión.

Tras el diseño preliminar es el turno de la fase de optimización donde, a partir de los resultados y conclusiones obtenidos en la primera fase, se profundizará en cada una de las áreas para realizar un análisis más exhaustivo de las características del avión.

El siguiente documento tiene como objetivo plasmar el estudio preliminar realizado para el diseño de la aeronave *Austros* en base a los objetivos propuestos. Para realizar el estudio se han empleado estimaciones y métodos de cálculo presentes en la bibliografía. A todo ello se añade la experiencia que se tiene con la construcción de la aeronave *Céfiro*, que será muy importante en la toma de decisiones. Las hipótesis realizadas y los métodos empleados pueden ser más o menos acertados según el caso pero, en primera aproximación, son perfectamente válidos para el objetivo del presente proyecto.

1.4 REQUISITOS BÁSICOS

Los requisitos básicos a cumplir por la aeronave diseñada se encuentran definidos y son los siguientes:

- La aeronave debe ser capaz de realizar correctamente una misión tipo básica compuesta de despegue, subida, crucero, vuelo de vigilancia (loiter), descenso y aterrizaje.
- La misión será principalmente de experimentación con bloques de aviónica que se introduzcan en el interior del fuselaje.
- El peso máximo de la aeronave debe rondar los 15 kg y estar diseñada para soportar una carga de pago de 3kg. En principio, dicha carga de pago se compone de los mencionados bloques de aviónica de 10x10x11 cm y hay que estimarlos en 1.5kg cada uno.
- La propulsión debe ser eléctrica.
- Debe ser desmontable y transportable, de manera que ninguna de las secciones supere unas dimensiones que impidan su transporte en coche de tamaño medio o reducido.
- Las velocidades de entrada en pérdida y de crucero deben estar en torno a 13 y 20 m/s, respectivamente.

1.5 ESTRUCTURA DE LA MEMORIA

La organización de la memoria del proyecto seguirá una filosofía parecida a la que se siguió a la hora de realizar el estudio del mismo. En primer lugar se mostrará el estudio y conclusiones llevado a cabo sobre aeronaves similares a la que ocupa este proyecto, con objeto de buscar tendencias orientativas basándose en aviones existentes en la actualidad. Seguidamente, con un punto de partida, se mostrarán diversos bocetos iniciales de la geometría del avión en los que no se incluye ningún tipo de análisis numérico. Tras la elección de una tipología de aeronave comienza el análisis de cada área implicada en el proyecto: aerodinámica, estabilidad, estructuras, actuaciones y propulsión. Cada una de ellas constituirá un apartado independiente del presente informe. Como se mencionó anteriormente, esta independencia en la práctica no es tal, por lo que la interacción entre diferentes departamentos quedará plasmada en el documento con múltiples referencias y relaciones entre los mismos.

Hay que notar que el orden de los distintos apartados no es el orden cronológico seguido durante el desarrollo del proyecto, dado que en múltiples ocasiones hay que realizar cálculos en varias áreas simultáneamente debido al carácter iterativo de los cálculos, todo con el fin de optimizar el diseño final de la aeronave.

1.6 AERONAVES SIMILARES

El primer paso en la etapa de diseño de una aeronave es aprovechar la experiencia acumulada en distintos proyectos similares. Estudiar la configuración y características de aeronaves de características y misión parecidas a la del proyecto lanzado es fundamental para tener un punto del que partir.

En la actualidad, existe una gran variedad de UAVs en función de formas, tamaños, configuraciones y características que dependen de su misión. Entre todos los existentes, el *Austros* ocupará un rango de aplicación de UAVs de pequeño tamaño delimitado que puede apreciarse en la Figura 4 atendiendo a su tamaño:

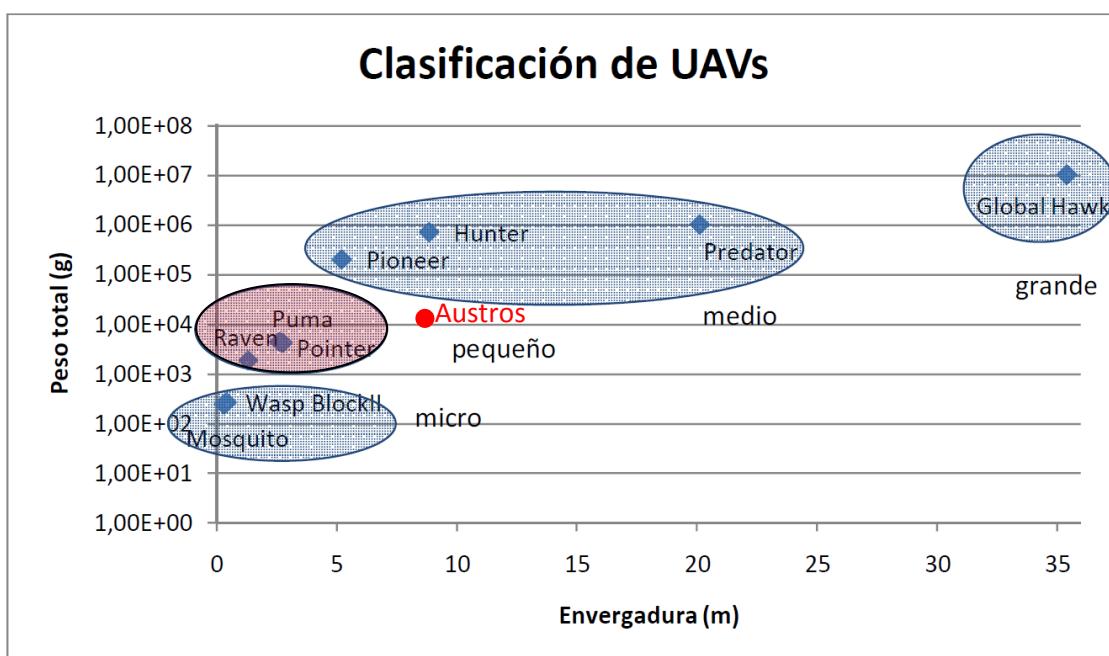


Figura 4 - Clasificación de los UAVs respecto a peso y tamaño

Seguidamente se va a mostrar una relación de los UAVs más representativos en el rango de aplicación que se busca en el presente proyecto.

1.6.1 UAVs SIMILARES

Como se mencionó anteriormente, un primer paso fundamental en el desarrollo del proyecto de una aeronave es saber en dónde nos encontramos y qué es lo que existe en la actualidad que se acerque a nuestras pretensiones. Este análisis permitirá, gracias a la experiencia acumulada en otros proyectos con el paso de los años, tener un abanico de opciones viables y testeadas que nos permita tener un punto de partida sobre el que sentar las bases de nuestro diseño. Asimismo, fijando un peso y misión

aproximados, se pueden hacer estimaciones muy preliminares de la geometría y actuaciones de la aeronave.

Concretamente, tras realizar un barrido en una base de datos por diversas fuentes, entre ellas [4], los aviones elegidos han sido los que se muestran en la tabla 1.

	MTOW (kg)	Carga de Pago (kg)	Carga Alar (kg/m²)
Javelin	9	1	
Silver Fox	12	0	34
Finder	26	6	28
Luna	40	10	40
Dragon Drone	41	11	22
Céfiro	25	7.5	25

Tabla 1 - Aeronaves similares

Se puede apreciar como existen dos zonas relativamente bien diferenciadas en la gráfica, con aviones de peso máximo al despegue sensiblemente inferiores y superiores al proyectado aquí. Por tanto, nuestro avión se encuentra en una zona intermedia con poca posibilidad de extraer tendencias. Hay que notar también que el proyecto contempla el despegue y aterrizaje tradicional, al contrario que numerosos aviones analizados que carecen de tren de aterrizaje por ser lanzados a mano o con catapulta. Los aviones así diseñados, los cuales aterrizan sobre su propia panza, se ahoran el peso del tren de aterrizaje y la estructura asociada.

Por tanto se llega a la conclusión de que el punto de partida en cuanto a dimensiones y estimaciones de pesos va a ser el *Céfiro*, debido a que no se diferencia demasiado en peso, la misión que lleva a cabo es muy parecida y aporta una gran experiencia dado que fue diseñado y construido por el departamento con el cual se está realizando este proyecto.



Finder



Javelin



Silver Fox

Luna



Céfiro

1.6.2 CÉFIRO

Como se mencionó anteriormente, el *Céfiro* es un UAV diseñado y construido íntegramente por el departamento de Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de Fluidos de la Escuela Superior de Ingenieros de la Universidad de Sevilla.

Se trata de una aeronave capaz de transportar unos 7.5 kg de carga de pago. Está diseñado para seguir una misión específica en tareas de observación o experimentación. Una de sus características principales es que se trata de un diseño modular que proporciona una buena versatilidad en cuanto a modificación de misión se refiere, básico en labores de experimentación.

Tras la construcción y pruebas de un primer prototipo de la aeronave, se diseñó y construyó un segundo prototipo con diversas mejoras incorporadas. Dichas mejoras contemplaban desde avances en el diseño y control de la aeronave, a un cambio del tipo de propulsión de la misma, al pasar de un motor de combustión a un motor eléctrico.

Del proyecto del *Céfiro* han salido numerosas vías de estudio con las cuales se han generado proyectos fin de carrera y tesis doctorales. Esto ha proporcionado al departamento una experiencia muy grande en el ámbito de diseño de UAVs.

En la Tabla 2 se muestra una serie de características físicas y de actuaciones correspondientes a la aeronave *Céfiro*, los cuales han sido obtenidos del proyecto fin de carrera de Pérez Alcaraz [8]. Estos datos servirán como punto de partida para realizar los cálculos propios de la aeronave *Austros*.

Datos Geométricos		Actuaciones	
Superficie Alar	1.143 m ²	Autonomía máxima	20 min
Superficie HTP	0.176 m ²	Velocidad max. auto.	18 m/s (64.8 km/h)
Superficie VTP	0.173 m ²	Alcance máximo	174.9 km
Cuerda media del ala	0.406 m	Velocidad max. alc.	20.5 m/s (73.8 km/h)
Cuerda raíz del ala	0.460 m	Máxima tasa subida	600 feet/min
Cuerda extremo del ala	0.309 m	Máximo gradiente	17%
Aspect Ratio	7.27	Distancia despegue	180.4 m
Envergadura del ala	2.81 m	Distancia aterrizaje	613 m
Longitud del fuselaje	1.52 m	Max. velocidad crucero	39 m/s (140.4 km/h)
Masa en vacío	15 kg	Velocidad perdida (sucia)	13.08 m/s (47 km/h)
Masa con carga de pago	25 kg	Velocidad perdida (limpia)	15.08 m/s (54.3 km/h)

Tabla 2 - Características de la aeronave *Céfiro*

2. DISEÑO

2.1 INTRODUCCIÓN

En el mundo del diseño de aeronaves las posibilidades son muy amplias. Dependiendo del tipo de misión para el cual se realice el diseño, una opción puede ser más válida que otra. Asimismo, dentro de cada tipo de misión, también pueden ser seleccionadas distintas configuraciones que pueden funcionar igualmente, cada una con sus ventajas e inconvenientes. Los criterios para decidir una configuración u otra pueden ser, por tanto, muy dispares y diferentes, y habrá que tenerlas en cuenta a la hora de decantarnos por una u otra.

Lo fundamental es justificar un diseño en base a las ventajas, inconvenientes y posibilidades de cada uno de los mismos. Una vez hecho ese balance entre las distintas opciones posibles, una será elegida y será la que definirá la geometría y configuración preliminar de la aeronave de diseño. Con todo, se trata de un estudio preliminar, por lo que no deja de ser posible optar por otra decisión más adelante, aunque lo normal será hacer cambios mínimos que no modifiquen en exceso las características operacionales que se hayan estudiado.

La sección de diseño se va a estructurar cronológicamente al proceso que se ha seguido durante el desarrollo del proyecto, como se muestra esquemáticamente en la figura 5. En el apartado 2.2, partiendo de los datos del *Céfiro* que se mostraron en el apartado anterior, se calculan unas curvas limitantes preliminares de actuaciones que permitirán tener una idea de los requisitos geométricos y propulsivos básicos que necesitará el avión. Una vez realizado este análisis previo, en el apartado 2.3 se busca el diseño más apropiado atendiendo a las características del proyecto y, por último, una vez elegido el diseño preliminar del *Austros*, a partir del apartado 2.4 se concreta en los detalles de la filosofía y morfología de cada una de las partes por separado.

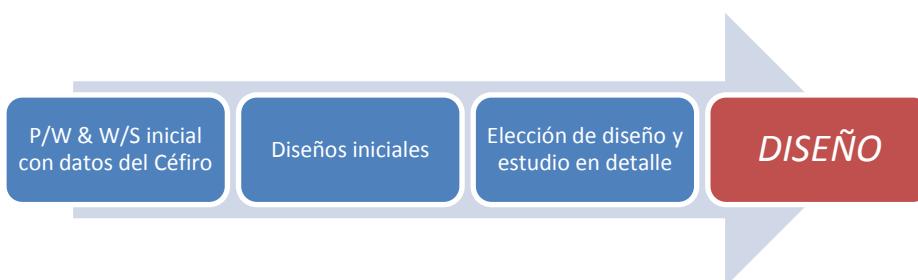


Figura 5 - Esquema de estructura de la sección

2.2 ANALISIS PREVIO. DIAGRAMA P/W-W/S

Previo a comenzar el diseño de la aeronave atendiendo a sus características físicas y operativas, es conveniente realizar un estudio preliminar de los requisitos de potencia-peso (P/W) y carga alar (W/S) que serán necesarios para llevar a cabo la misión encomendada en los requisitos. Este estudio previo proporcionará una estimación de la planta motora necesaria, así como una superficie alar desde la que se podrá partir para realizar todos los análisis. En resumen, este estudio sirve como punto de partida para todos y cada uno de los siguientes apartados.

El análisis P/W-W/S se realiza implementando las ecuaciones de punto de la mecánica de vuelo, particularizadas en cada segmento, introduciendo W/S como variable y realizando un barrido de la misma, calculando la potencia requerida para realizar dicho segmento en esas condiciones de carga alar. De esta manera se obtienen una serie de curvas limitantes entre las que tendrá que estar contenido el punto de operación del avión. Dicho punto de operación estará definido por una relación potencia-peso y por una carga alar. Los cálculos se han hecho sobre el nivel del mar para poder ser rigurosos con la comparativa, aunque la variación con la altura es mínima al ser pequeña la diferencia de alturas y al emplear motor eléctrico.

Como en este punto del proyecto se desconocen totalmente las características que tendrá la aeronave *Austros*, algunos valores necesarios para la realización de este estudio han sido tomados directamente de la aeronave *Céfiro*. Dado que son aeronaves de forma relativamente similar, estos datos proporcionarán una aproximación buena para la fase de proyecto en la que se realiza este estudio. Los datos empleados se encuentran en la tabla 3 y fueron obtenidos por Samblás en [9].

Dato	$S (m^2)$	C_{D_0}	K_1	K_2	b	$M (kg)$
Valor	1.088	0.031	-0.000433	0.04296	3	25.59

Tabla 3- Datos del *Céfiro* como punto de partida

Este análisis posteriormente volverá a realizarse con los datos obtenidos para el *Austros* en la sección de Actuaciones, mostrando la relación P/W vs W/S final con las curvas limitantes correspondientes.

Los requisitos de P/W y W/S se basan en los requerimientos de misión que se definen para el diseño de la aeronave *Austros*. La misión que deberá llevar a cabo la aeronave constará de los siguientes segmentos:

1. Despegue
2. Ascenso a altura de crucero
3. Crucero
4. Vuelo de vigilancia (loiter)
5. Descenso a altura de aterrizaje
6. Aterrizaje

A continuación se describen en detalle las ecuaciones de la mecánica de vuelo que gobiernan cada uno de los segmentos anteriores y que se emplearán para realizar los cálculos de las curvas limitantes. En todas las ecuaciones se incluye el rendimiento propulsivo η_p de tal manera que los resultados obtenidos se corresponden con la potencia mecánica. El valor estimado de dicho rendimiento es $\eta_p = 0.75$.

- **Despegue**

El tramo de despegue suele realizarse en un régimen de potencia máxima, y dado el método de despegue clásico con tren de aterrizaje debe ser capaz, desde posición de velocidad nula, de acelerar, alcanzar la velocidad de despegue, y ascender hasta los 50ft, momento en el que se dará por finalizado el tramo de despegue. Como criterio limitante se va a estimar la distancia de despegue en 150 metros, incluido tramo de ascenso. Por tanto, tras realizar el análisis de las ecuaciones pertinentes, se tendrá una curva que determinará la relación P/W mínima para que el *Austros* sea capaz de despegar en 150 metros.

El modelo empleado ha sido tomado en la asignatura de cálculo de aviones impartida por Sergio Esteban y es el siguiente:

$$S_{TO} = \frac{1.65W}{\rho g S C_{D_G}} \ln \left[\frac{\frac{T}{W} - \mu}{\frac{T}{W} - \mu - \frac{C_{D_G}}{C_{L_R}}} \right] \quad (2.1)$$

Introduciendo que $T = \frac{\mu_P P}{V}$ y despejando el valor de P/W:

$$\left. \frac{P}{W} \right|_{TO} = \frac{1 - \exp \left(0.6 \rho g C_{D_G} S_{TO} \left(\frac{1}{W/S} \right) \right)}{\mu - \left(\mu + \frac{C_{D_G}}{C_{L_R}} \right) \left[\exp \left(0.6 \rho g C_{D_G} S_{TO} \left(\frac{1}{W/S} \right) \right) \right]} \frac{\eta_P}{V_{TO}} \quad (2.2)$$

Donde:

$$C_{D_G} = (C_{D_{TO}} - \mu C_{L_{TO}}) \quad (2.3)$$

$$C_{L_R} = \frac{2W}{\rho SV_R^2} \quad (2.4)$$

Donde V_R es la velocidad del avión durante la rotación y toma un valor de $1.2V_s$, siendo V_s la velocidad de entrada en pérdida. Por otro lado, al parámetro de fricción μ se le asigna un valor de 0.03 correspondiente a terreno duro o asfalto.

- **Ascenso**

En este caso se incluye un análisis con las siguientes condiciones:

- Ascenso a velocidad de mínima resistencia (subida óptima).
- Gradiente de subida de 13%.

El gradiente de subida marcará la diferencia entre la potencia necesaria para vuelo rectilíneo equilibrado y la potencia disponible en esas condiciones.

Para este análisis previo se van a considerar constantes las propiedades propulsivas de la planta motora en función de la altura. Dado el carácter eléctrico del tipo de propulsión, esta hipótesis resulta ser muy aproximada con la realidad. Sin embargo, los requisitos propulsivos sí que varían debido a la influencia de la velocidad en la resistencia del aire. En este caso, se va a tomar la resistencia a nivel del mar dotando al análisis de un carácter conservador, dado que la resistencia a nivel del mar es mayor en estas circunstancias.

Las ecuaciones empleadas en el tramo de subida parten de las ecuaciones fundamentales de la mecánica de vuelo para este tramo:

$$T = D + W \sin \gamma \quad (2.5)$$

$$L = W \cos \gamma \quad (2.6)$$

$$V_v = V \sin \gamma \quad (2.7)$$

Siendo V_v la velocidad vertical durante el tramo. Tras operar tal y como aparece en [9] se llega a la expresión 2.8, que será la utilizada finalmente:

$$\left. \frac{P}{W} \right|_{subida} = \frac{1}{\eta_P} \left(V_v + \frac{\frac{1}{2} \rho V^3 C_{D_0}}{W/S} - k_1 V + k_2 \frac{W/S}{\frac{1}{2} \rho V} \right) \quad (2.8)$$

Esta es la expresión general que se tiene para cualquier velocidad. Como se mencionó anteriormente, se pretende subir a la velocidad óptima de manera que se tenga la menor resistencia horizontal. Para ello se debe volar a la velocidad que corresponde a la que maximiza la eficiencia aerodinámica L/D . En todo caso, el gradiente de subida seguirá siendo de un 13%. En resumen, dicho criterio asume que la aeronave volará a la velocidad de mínima resistencia que, para

aeronaves de hélice, toma la expresión 2.9, obtenida en [9] para el tipo de polar que se emplea en este proyecto:

$$V_{opt} = \sqrt{\frac{W}{S} \frac{k_1 + \sqrt{k_1^2 + 12k_2 C_{D_0}}}{3\rho C_{D_0}}} \quad (2.9)$$

- **Crucero**

Se realizan tres análisis:

- Vuelo de crucero a velocidad 22m/s (por ilustrar una velocidad distinta a máximo alcance o autonomía).
- Vuelo de máxima autonomía.
- Vuelo de máximo alcance.

Las ecuaciones de la mecánica de vuelo que se emplearán en el modelo son las siguientes:

$$T = D \quad (2.10)$$

$$L = W \quad (2.11)$$

Operando se llega a:

$$\left. \frac{P}{W} \right|_{crucero} = \frac{1}{\eta_P} \left(\frac{\frac{1}{2}\rho V^3 C_{D_0}}{W/S} - k_1 V + k_2 \frac{W/S}{\frac{1}{2}\rho V} \right) \quad (2.12)$$

Las velocidades de máxima autonomía y máximo alcance se determinan obteniendo las velocidades de mínima potencia y máxima eficiencia, respectivamente, resultando:

$$V_{autonomia} = \sqrt{\frac{W}{S} \frac{k_1 + \sqrt{k_1^2 + 12k_2 C_{D_0}}}{3\rho C_{D_0}}} \quad (2.13)$$

$$V_{alcance} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S} \sqrt{\frac{2k_2}{C_{D_0}}}} \quad (2.14)$$

- **Viraje**

El segmento de vigilancia se desarrolla realizando un viraje nivelado con un factor de carga determinado. El factor de carga se define como $n = \frac{L}{W}$ y aquí se impondrá un valor de 1.2. Dado que se trata de un segmento de vigilancia, el mayor interés es que su duración sea la máxima posible consumiendo el menor combustible, por lo que además de calcular los requerimientos de un viraje a velocidad de crucero, se realiza el estudio a velocidad de máxima autonomía.

Las ecuaciones empleadas para realizar los cálculos parten de las ecuaciones fundamentales de la mecánica de vuelo para el tramo de viraje:

$$T = D \quad (2.15)$$

$$n = \frac{L}{W} = \frac{L}{D} \frac{T}{W} \quad (2.16)$$

Operando se llega a:

$$\left. \frac{P}{W} \right|_{loiter} = \frac{1}{\eta_P} \left(\frac{\frac{1}{2} \rho V^3 C_{D_0}}{W/S} - nk_1 V + k_2 \frac{W/S}{\frac{1}{2} \rho V} n^2 \right) \quad (2.17)$$

La velocidad de mínima potencia asociada al vuelo de máxima autonomía adopta la siguiente expresión, muy similar a la anteriormente obtenida para el tramo de crucero:

$$V_{autonomia} = \sqrt{n \frac{W}{S} \frac{k_1 + \sqrt{k_1^2 + 12k_2 C_{D_0}}}{3\rho C_{D_0}}} \quad (2.18)$$

- **Entrada en pérdida**

Las condiciones de entrada en pérdida (V_s y C_{Lmax}) determinarán la máxima carga alar admisible. Se mostrarán dos rectas verticales correspondientes cada una a la entrada en pérdida con flaps desplegados (entrada en pérdida sucia) y sin ellos (entrada en pérdida limpia). La entrada en pérdida elegida es de $V_{stall} = 14m/s$

La velocidad de entrada en pérdida, en conjunto con las propiedades aerodinámicas de la aeronave, marcará la carga alar máxima que será capaz de soportar la aeronave. Para ello, se asigna una velocidad de entrada en pérdida de 14m/s como requisito y se impone que la sustentación sea igual al peso, es decir, que el avión sea capaz de volar:

$$W = L = \frac{1}{2} \rho V_s^2 S C_{L_{max}} \rightarrow \left. \frac{W}{S} \right|_{max} = \frac{1}{2} \rho V_s^2 C_{L_{max}} = 227.4 \text{ Pa}$$

Una vez planteadas las ecuaciones que determinan el ratio potencia-peso necesario para cada uno de los segmentos, se realiza un barrido de cargas alares, produciendo las curvas limitantes que se muestran en la figura 6.

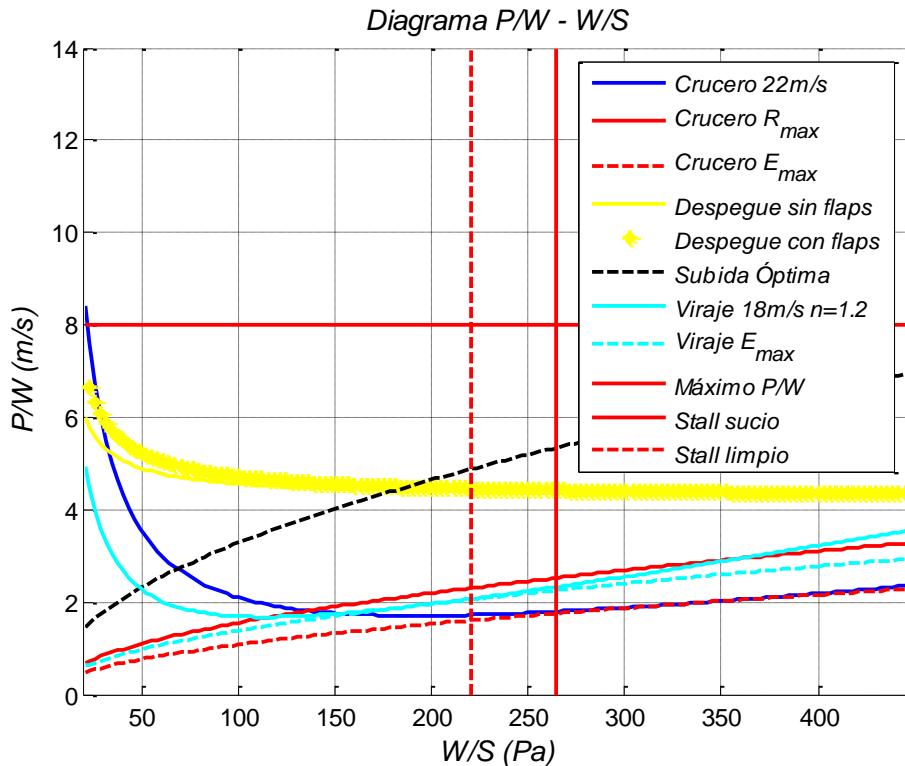


Figura 6 - Diagrama P/W vs W/S con características de *Céfiro*

Para leer este diagrama hay que tener en cuenta que la relación P/W disponible para una carga alar determinada tiene que ser superior a las curvas que se muestran para cada una de las situaciones. La única excepción es la recta horizontal, que es una estimación de la relación P/W máxima que podrá tenerse.

A tenor del anterior párrafo, se aprecia como el segmento limitante va a ser el segmento de subida, seguido del segmento de despegue. Mucho menos exigentes son los segmentos de crucero y viraje.

A tenor de los resultados obtenidos, se elige un punto de operación que esté situado en una carga alar de $\frac{W}{S} = 210 \text{ Pa}$ y un $\frac{P}{W} = 8 \frac{\text{m}}{\text{s}}$. Estos datos de carga alar y potencia-peso permiten comenzar a realizar el análisis con un punto de partida de la superficie alar y de motor necesario a partir del cual se puede optimizar y calcular los datos pertenecientes al *Austros*. Posteriormente, en el apartado de actuaciones, se volverá a realizar este análisis ya con los datos definitivos calculados.

2.3 EVOLUCIÓN DEL DISEÑO

Una vez se tiene una idea de los valores numéricos en los que se moverá el avión, el primer paso a seguir es en el que más se involucra la imaginación. Una vez se ha hecho el estudio de aeronaves similares y se tiene un punto de partida, comienza una lluvia de ideas en la que cualquier diseño puede ser válido dentro de unos parámetros lógicos, siempre buscando que sobre el papel cumpla los requisitos de diseño. Una vez con los diseños sobre la mesa, se discuten las ventajas e inconvenientes de cada uno de ellos hasta llegar a una decisión de compromiso que será la finalmente escogida. Esta configuración será sobre la que se realizarán los análisis correspondientes a los siguientes apartados y, como se ha dicho antes, será susceptible de ser modificado según los distintos resultados vayan aconsejando.

En un principio se partió de dos bocetos básicos, ambos con motor en configuración 'pusher' que se darán posteriormente. Finalmente, se escogió la configuración base de uno de ellos y, tras estudiarlo detenidamente, se le aplicaron las modificaciones que se consideraron adecuadas. Ambos bocetos en y servilleta se muestran en las figuras 7 y 8:

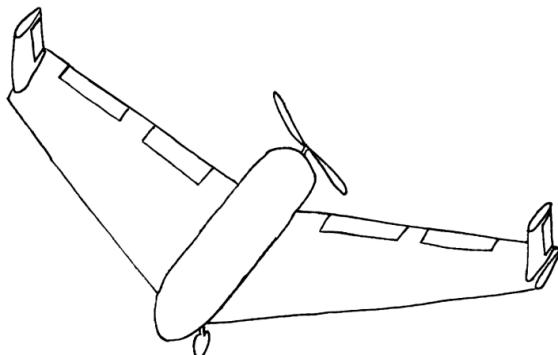


Figura 7 - Primer boceto

Con el primer boceto se buscaba un diseño novedoso y original, su principal ventaja era la estética innovadora con respecto al segundo boceto. Sin embargo, y pese a decidir que podría ser viable el diseño del ala volante, se desechó dado que uno de los principales requerimientos que se pedía para el proyecto es polivalencia. Se busca un diseño modular con el que poder realizar modificaciones en la aeronave, tanto de misión como de carga de pago, con el menor impacto en el diseño de la misma. Se optó entonces por pensar en un diseño clásico con tubo de cola, de tal manera que se facilite ajustar la estabilidad del avión.

Asimismo las alas pueden ser modulares y, mediante los estudios pertinentes, aumentar o disminuir la superficie alar de manera más sencilla que en el caso del ala volante, cuyo análisis de estabilidad puede resultar más complicado. Surge así un segundo diseño que se muestra en la figura 8.

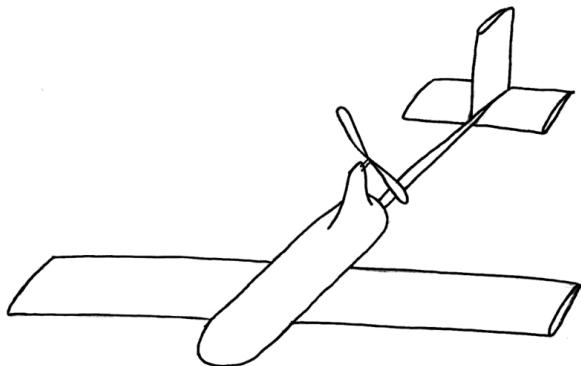


Figura 8 - Segundo boceto

Se trata de un diseño válido, cumple con los requerimientos de diseño y se incrementan las características modulares respecto al ala volante. El problema es la colocación de la hélice, separada en el plano vertical del eje del avión. Este hecho implica un incremento importante de resistencia por lo que se piensa finalmente en incorporar un diseño con doble tubo de cola enganchado a las alas, de manera que se coloque la hélice entre ambos tubos. Asimismo, la colocación del estabilizador horizontal elevado aleja el mismo de las perturbaciones del motor. Por otro lado, la experiencia que se ha ganado con el *Céfiro* se puede aplicar en el diseño que nos ocupa, lo cual facilitará la toma de decisiones y repercutirá muy positivamente en los resultados obtenidos. Finalmente, el modelo completo realizado en CATIA resulta ser como sigue:

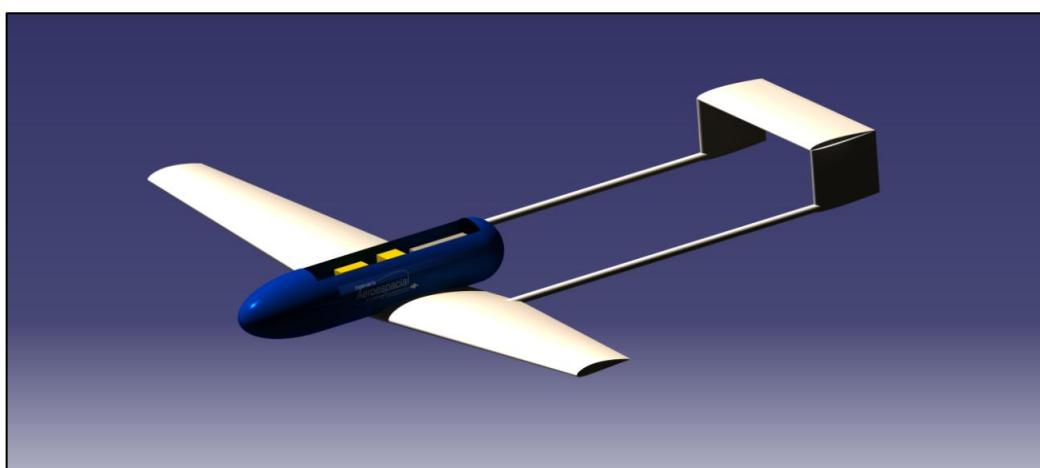


Figura 9 - Diseño final

Pese a que no se muestra en la imagen anterior, la planta motora se coloca en configuración “pusher” con el motor situado en la parte trasera del fuselaje.

Una vez se elige un modelo global, las modificaciones particulares de cada sección del mismo son ya objeto de estudio en este y sucesivos análisis que se hagan del proyecto en cuestión.

En resumen, a grandes rasgos la tipología del avión elegida tiene las siguientes características principales:

- Motor eléctrico con configuración ‘pusher’.
- Diseño con tren de aterrizaje tradicional.
- Fuselaje integral.
- Ala baja con diedro positivo y con quiebro.
- Cola en U invertida con doble tail-boom cilíndricos, los cuales estarán fabricados de aluminio.
- Empleo de madera de balsa de distintos espesores en la construcción. También se empleará contrachapado para las zonas de mayor necesidad estructural y algunos componentes llevarán abeto.

A continuación se pasa a estudiar explícitamente los componentes particulares de los que consta el avión, poniendo especial énfasis a la tipología, materiales usados y características principales de los mismos. Este apartado es uno de los que probablemente esté más sujeto a modificaciones más o menos importantes cuando se realice un estudio más detallado del diseño y construcción del avión.

2.4 FUSELAJE

A la hora de elegir el tipo de fuselaje uno de los factores más críticos es la carga de pago que tendrá que transportar, la cual determinará en gran medida las dimensiones del mismo. Asimismo, las características de despegue y aterrizaje, así como la configuración del motor, son cruciales de cara a la colocación de refuerzos y distribución de la carga.

Dado que el avión incorpora tren de aterrizaje, es necesario incorporar zonas de anclaje junto con refuerzos en dichas zonas que sean capaces de soportar los esfuerzos que se producirán en todos los segmentos de la misión. Concretamente, el aterrizaje será el segmento más crítico y habrá que asegurarse de que la carga de pago no se ve dañada al golpear el tren de aterrizaje con el suelo. El tren de aterrizaje irá enganchado al fuselaje en la sección del encastre del ala, para poder así aprovechar el refuerzo de la zona.

El ala, por la configuración elegida, irá encastrada en la parte inferior del fuselaje. Para facilitar la conjunción ala-fuselaje, la sección del propio fuselaje en la zona del encastre del ala no será circular por la parte inferior, sino que, tal y como se aprecia en la ilustración 10, ligeramente cuadrada.

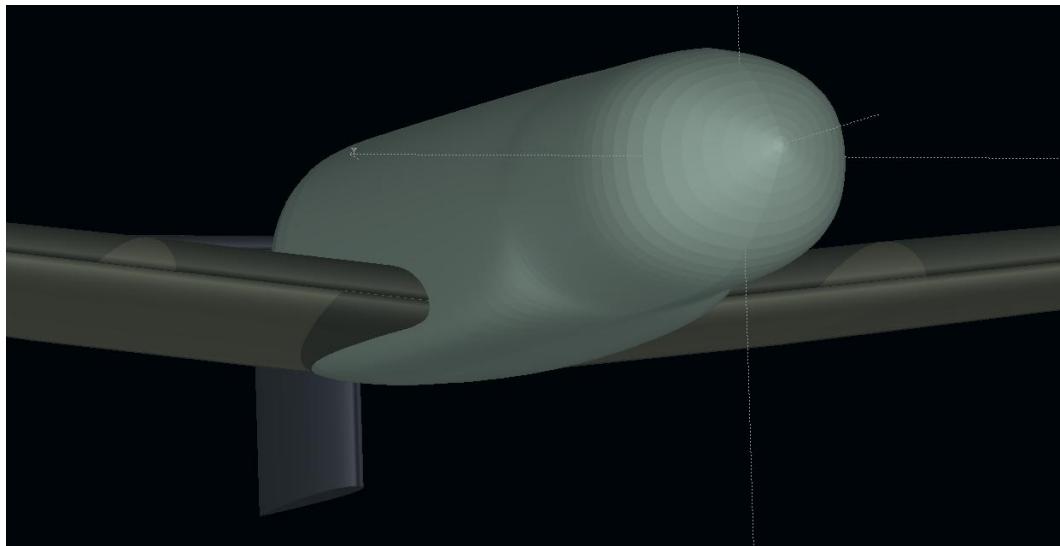


Figura 10 - Recreación en XFLR5 del encastre de las alas

Como se mencionó anteriormente, las dimensiones del fuselaje vendrán determinadas fundamentalmente por las necesidades de carga de pago, tanto de peso como de tamaño. Para la colocación de la misma en el interior del fuselaje, se incorporará una bahía de carga en forma de cajón. Concretamente, en la tabla 4 los elementos y carga de pago que habrá que tener en cuenta.

Elemento	Dimensiones (cm)	Peso (kg)
Bloques de Aviónica (x2)	10x10x11 c/u	1.5 c/u
Baterías Motor (x3)	8x5.6x196 c/u	1.16 c/u
Regulador	5x5x3 c/u	0.11 c/u
Caja de conexiones	5x5x3 c/u	0.1 c/u

Tabla 4 – Accesorios y carga de pago

Todo ello provocará que se defina una bahía de carga de dimensiones 85x13x13, alrededor de la cual se comienza a diseñar el fuselaje. La colocación de cada uno de los elementos en la bahía de carga se realizará teniendo en cuenta la relación entre cada uno de ellos, pero siempre atendiendo a criterios de estabilidad.

- El variador y la caja de conexiones se colocan lo más cerca posible del motor y, debido a su tamaño, pueden colocarse uno al lado o encima del otro.
- Seguidamente, se colocan los bloques de aviónica de manera que el centro de gravedad del conjunto quede lo más cerca posible del centro de gravedad del avión.

- Las baterías se distribuirán en los laterales de los bloques de aviónica (dado que se puede ajustar el espacio y así se colocan cerca del centro de gravedad del avión) y en la parte frontal.

La superficie frontal de la aeronave, como se muestra en la figura 11, se diseñará con objeto de disminuir la resistencia, por lo que se buscará que la superficie expuesta sea la menor posible y que su morfología facilite el flujo de corriente creando las menores turbulencias posibles. Interiormente el avión estará compuesto de cuadernas, largueros y refuerzos colocados y diseñados de tal manera que las zonas de mayor solicitud estén reforzadas, así como que su fabricación y colocación sea lo más sencillas posible.

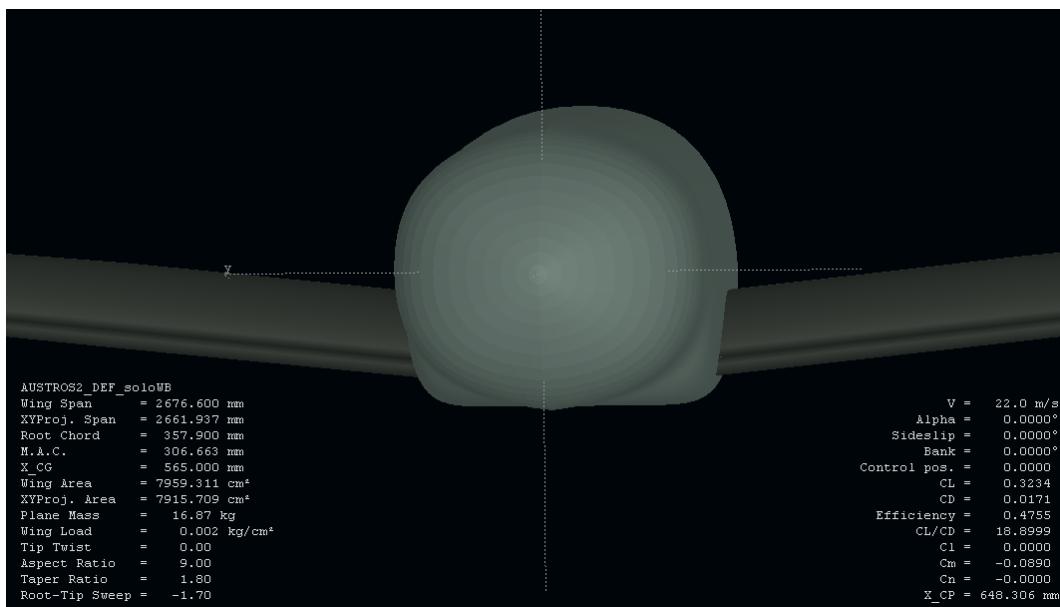


Figura 11 - Frontal del fuselaje

El acceso a los componentes se realizará por la parte superior. Las posibilidades de diseño son muy amplias dado que, al poseer ala baja, se puede diseñar el fuselaje con unos accesos más o menos amplios situados donde más convenga.

2.5 MOTOR

La propulsión de esta aeronave se realiza a través de un motor eléctrico alimentado por baterías. La decisión sobre la colocación del motor es crítica en cuanto al diseño final de la aeronave: en la configuración “pusher” la hélice está situada por detrás del motor (el motor empuja a la aeronave) mientras que en la configuración “puller” o tractora la hélice se coloca por delante del motor (el motor tira de la aeronave). La siguiente figura explica con claridad las dos configuraciones posibles:



Figura 12 - Motor tipo puller/pusher

En este caso se va a utilizar la configuración tipo pusher por dos razones principales:

- La posición delantera de la hélice haría que ésta y el eje estuvieran expuestos a todos los golpes en caso de aterrizaje defectuoso.
- Con motor tipo puller, el fuselaje y el ala reciben una corriente de aire muy acelerada debido a la propia propulsión, por lo que la resistencia aumenta considerablemente.

Con configuración pusher, a bajas velocidades se aumenta la controlabilidad en dirección y cabeceo debido a que la hélice aumenta el flujo que llega a la cola.

2.6 TREN DE ATERRIZAJE

En muchos UAVs existentes que se han analizado, muchos con pesos inferiores a los que se contemplan en este proyecto, la aeronave carece de tren de aterrizaje y el despegue suele realizarse mediante su lanzamiento de manera explosiva con el brazo. En caso extremo, puede incluso realizarse mediante el lanzamiento con catapulta. En estos casos, el avión aterriza sobre la panza, por lo que es necesario reforzar convenientemente esa zona para proteger su integridad.

En el caso del *Austros*, se va a optar por despegue y aterrizaje tradicional con tren de aterrizaje incorporado. El tren principal estará colocado bajo las alas con una estructura de ballesta, de tal manera que las ruedas estarán separadas entre sí 40 centímetros. Por otro lado, la posición longitudinal vendrá determinada por el análisis de estabilidad que se realizará a lo largo del presente proyecto. Hay que notar que tanto el tren principal como el de morro estarán carenados para minimizar la resistencia.

2.7 CONJUNTO ALAR

El ala es el elemento que produce la sustentación necesaria para que el avión cumpla su función de volar, por lo que su correcto y eficiente diseño es una de las cuestiones más importantes en el estudio de una aeronave.

En el caso del *Austros*, la geometría en planta del ala, como se verá en el apartado de aerodinámica, ha sufrido diversas variaciones a lo largo del desarrollo del proyecto. Finalmente, el resultado será el de un ala trapezoidal con quiebro.

El ala será de tipología de ala baja, tal y como se ha visto en diversas imágenes anteriores. La elección de esta posición del ala se rige por criterios de mejor acceso a la carga de pago además de para usar como encastre la parte inferior del fuselaje, la cual suele estar desaprovechada y de esta manera se tendría un acceso más limpio a los distintos componentes de la carga de pago.

El conjunto alar estará dividido en tres secciones: un ala central recta y dos extremos unidos al primero, en los que se producirá el estrechamiento. Dicha unión se realizará mediante dos sistemas macho-hembra de tubos de fibra de carbono. Concretamente, la zona central del ala incorporará el elemento macho del ala y los extremos el elemento hembra. Los tubos asimismo servirán como rigidizadores de las alas. Dichos tubos, tal y como se aprecia en la figura 12, no se prolongarán hasta los extremos. El sistema macho-hembra más adelantado será el que tendrá más longitud puesto que, como se verá posteriormente, la forma en planta con quiebro provocará que el tubo trasero sea más corto. La unión de las partes se va a realizar en el quiebro para facilitar el ensamblaje y construcción del mismo.

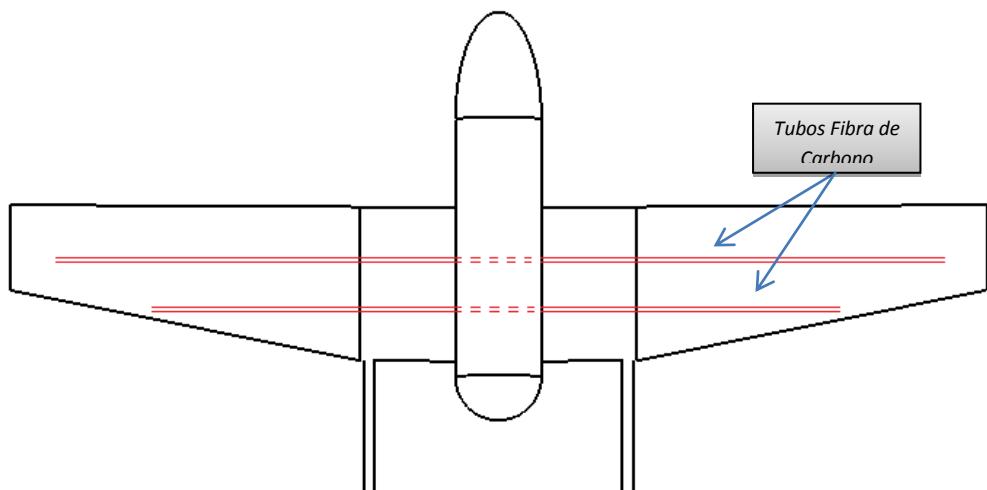


Figura 13 - Esquema de los rigidizadores de fibra de carbono

Internamente, el ala estará formada por costillas de madera de balsa (exceptuando las correspondientes al ala central que estarán fabricadas de contrachapado). En la figura tal puede apreciarse un dibujo esquemático de una cuaderna general. Dichas cuadernas tendrán los orificios correspondientes que permitan el paso de los tubos de fibra de carbono, así como agujeros con objeto de llevar el cableado necesario a los distintos puntos de las alas. Adicionalmente, con estos orificios se disminuirá el peso del ala sin comprometer la integridad estructural. El borde de ataque del ala consistirá en un segmento colocado de forma longitudinal y conformado de tal manera que tome la forma de del borde de ataque del perfil aerodinámico. Se hace así debido a que la zona más crítica del ala en cuanto a generación de sustentación es precisamente esa.

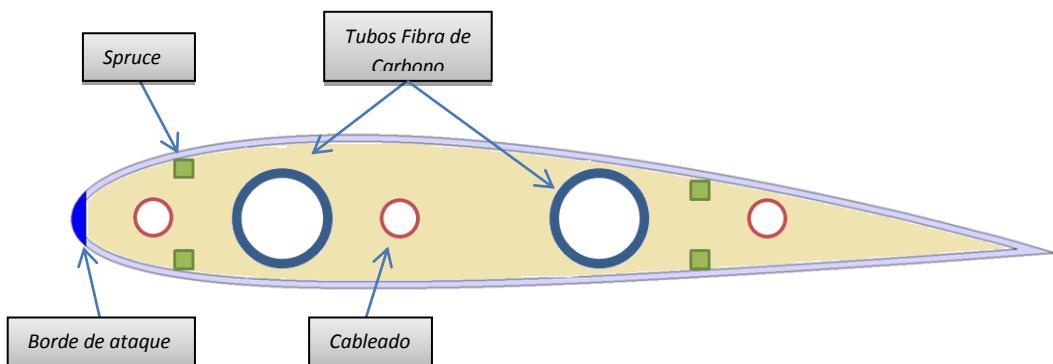


Figura 14 - Esquema de una cuaderna

En lo concerniente a superficies hipersustentadoras, necesarias en todo tipo de aeronaves para aumentar la sustentación a baja velocidad, se incorporarán tanto flaps como alerones, desechando preliminarmente la posibilidad de usar flaperones. Tanto los flaps como los alerones se colocarán en las secciones externas del ala. Concretamente, dada su naturaleza, los flaps se colocarán en la zona del ala externa más cercana a la raíz del avión mientras que, por el contrario, los alerones se colocarán más hacia los extremos del ala. En la zona donde se encuentren tanto los flaps como los alerones, se colocará un segmento longitudinal de madera que supondrá la división entre el conjunto fijo y móvil del ala. De esta manera, en caso de deflexión del flap se seguirá manteniendo la estanqueidad de la misma. Es en este segmento donde se colocarán los servos correspondientes.

Como se explicará a continuación, la cola se encontrará unida al resto del avión mediante dos tubos que estarán conectados a las alas. Concretamente, el anclaje se colocará en el segmento central del ala, en una zona cercana al punto de quiebro pero que deje espacio suficiente entre éste y el propio anclaje. Dicho anclaje estará formado por placas de aluminio atornilladas a la estructura. En la figura 15 se muestra la cogida que emplea el *Céfiro*. La filosofía que se seguirá será la misma, solo que los puntos de cogida a los que está anclado el ajuste no serán los rigidizadores de madera que lleva el *Céfiro*.

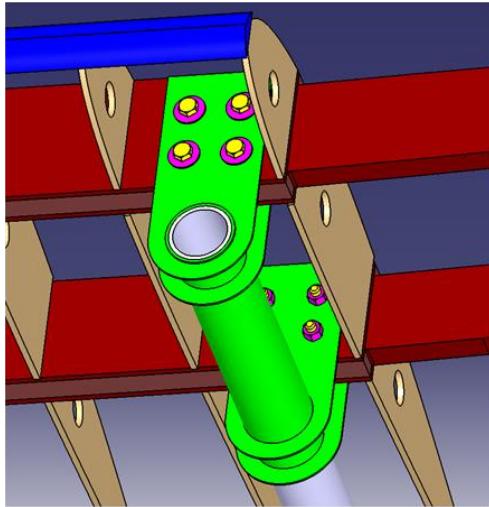


Figura 15 - Idea del anclaje de los tail-booms al ala central

2.8 CONJUNTO DE COLA

Debido a las numerosas posibilidades que se presentan, la tipología de cola suele ser una de las cuestiones más variables al configurar una aeronave. En el caso del *Austros*, el motor tipo pusher situado en la parte trasera del fuselaje es un factor muy a tener en cuenta a la hora de diseñarlo, ya que una cola con un único tubo longitudinal que haga de unión con la parte trasera del fuselaje no será posible si no desplazamos el motor y la hélice lo suficiente del eje del avión, lo cual queda totalmente descartado por el incremento de resistencia que esto produciría. Por tanto la opción más clara pasa por diseñar una cola unida por dos tubos a las alas en vez de al fuselaje, de manera que la hélice se sitúe en medio de los dos tubos tal y como se aprecia en la figura 16. Adicionalmente, el uso de este sistema favorece el objetivo de avión modular que se planteó al comienzo del proyecto.

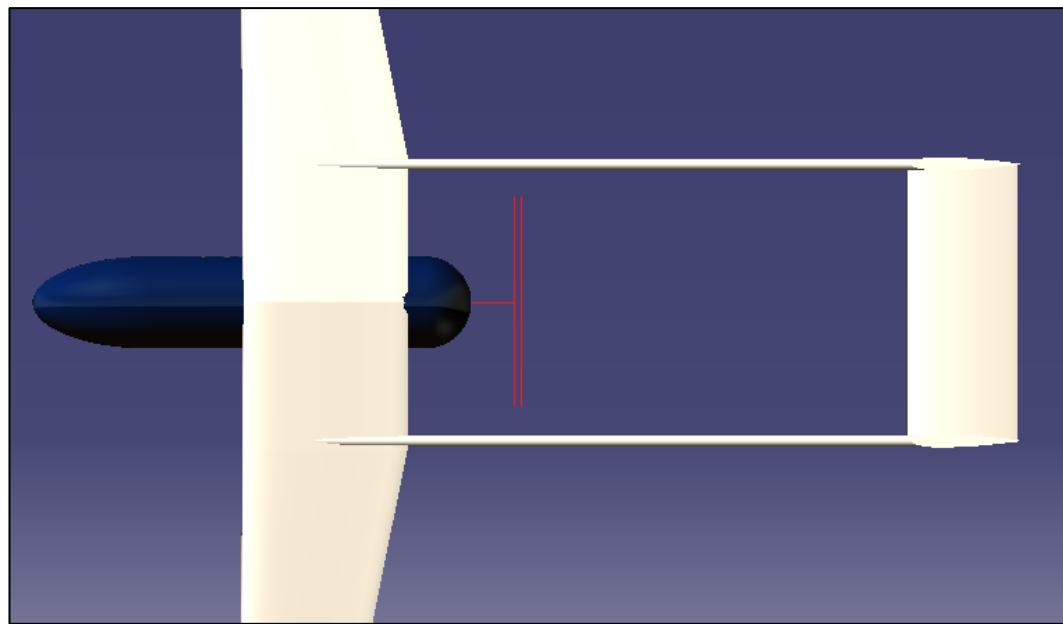


Figura 16 - Posición de la hélice entre los dos tail boom

Al usar este diseño con doble tail-boom, se ha decidido emplear un sistema de dos estabilizadores verticales situados en los extremos del estabilizador horizontal de planta rectangular, el cual se situará en la parte inferior de la cola. Por otro lado, y para evitar las perturbaciones en el flujo de aire que provoca la hélice, se coloca el estabilizador horizontal en la parte superior.

La estructura interna de los estabilizadores mantendrá la misma filosofía de cuadernas, bordes de ataque, superficies de control y servos que la del conjunto alar, con la excepción de que no se incorporarán los tubos rigidizadores de fibra de carbono. En su lugar, se emplearán dos largueros fabricados en madera de balsa y rigidizados, cada uno, por dos segmentos de madera de abeto para proporcionar rigidez a flexión.

Tubo de cola

Cada tubo de cola (tail-boom) estará formado a su vez por dos tubos solidarios de aluminio que, como se dijo anteriormente, irá anclado a la parte trasera de la sección recta del ala central. Se trata de un diseño muy versátil que permite aumentar o disminuir la distancia de la cola al fuselaje, facilitando el trimado del avión en caso de que se modifique la misión del mismo.

2.9 CONCLUSIONES

Primeramente hay que tener en cuenta que el análisis de diseño y construcción realizado en este proyecto es muy superficial, por lo que es de prever que en un estudio posterior profundizando en este aspecto encuentre numerosas mejoras en materiales, tipología de construcción y anclajes, etc.

Con todo, se ha hecho un análisis muy aproximado de los elementos preliminares que debe incorporar cada una de las partes de la aeronave. Se ha tomado como base la experiencia acumulada con el diseño y perfeccionamiento del *Céfiro*, lo que ha ayudado a diseñar preliminarmente los distintos componentes e implementar las mejoras que se han concluido de la construcción y operación del mismo.



3. ESTRUCTURAS

3.1 INTRODUCCION

El estudio estructural de una aeronave es una parte esencial en el proceso de diseño puesto que proporcionará valores del peso de la misma. Estos valores serán proporcionados a distintos departamentos del proyecto y provocarán modificaciones de los resultados más o menos sustanciales, por lo que una aproximación lo más fina posible tendrá como consecuencia un resultado más ajustado con la realidad y con menor margen de error.

Primeramente se debe tener claro cuál va a ser la tipología estructural de cada uno de los componentes (cuadernas, costillas, etc.) y los materiales que serán empleados en cada uno de ellos. En este sentido, se ha seguido la filosofía adoptada en el Céfiro añadiéndole ciertas modificaciones propias del Austros.

En el punto 3.2 de esta sección se tratarán uno a uno los distintos elementos estructurales de la aeronave. Aquí se realizará un análisis de los distintos materiales y componentes implicados y, por último, se incorporarán una serie de gráficos comparativos para obtener las conclusiones pertinentes. Para terminar, en el punto 3.3 se realiza un estudio de la localización del centro de gravedad.

3.2 ESTIMACIÓN DE PESOS

El objetivo fundamental de todo proceso de diseño estructural de una aeronave es que cumpla los requisitos necesarios con el mínimo peso posible. En el diseño preliminar de la aeronave se realizarán estimaciones de los pesos de los distintos componentes basándose en la experiencia con aeronaves similares. Con estos datos y sabiendo cuáles serán los materiales utilizados y las dimensiones aproximadas que tendrá el avión, se obtendrán unos resultados precisos para la fase de estudio en la que se encuentra el proyecto.

En una primera estimación la estructura interna está inspirada en la empleada en el *Céfiro*, por lo que para ilustrar algunas explicaciones este proyecto se apoyará en las ilustraciones realizadas para el proyecto de diseño realizado para el *Céfiro* por Pérez Alcaraz [8]. Se han realizado numerosas variaciones tanto en materiales como en tipología estructural gracias a la experiencia ganada y a las propuestas que se han realizado.

Los resultados aquí mostrados así como las hipótesis y propuestas realizadas, como se dijo en la sección de diseño, podrán ser modificados y mejorados en un análisis posterior más fino del diseño estructural.

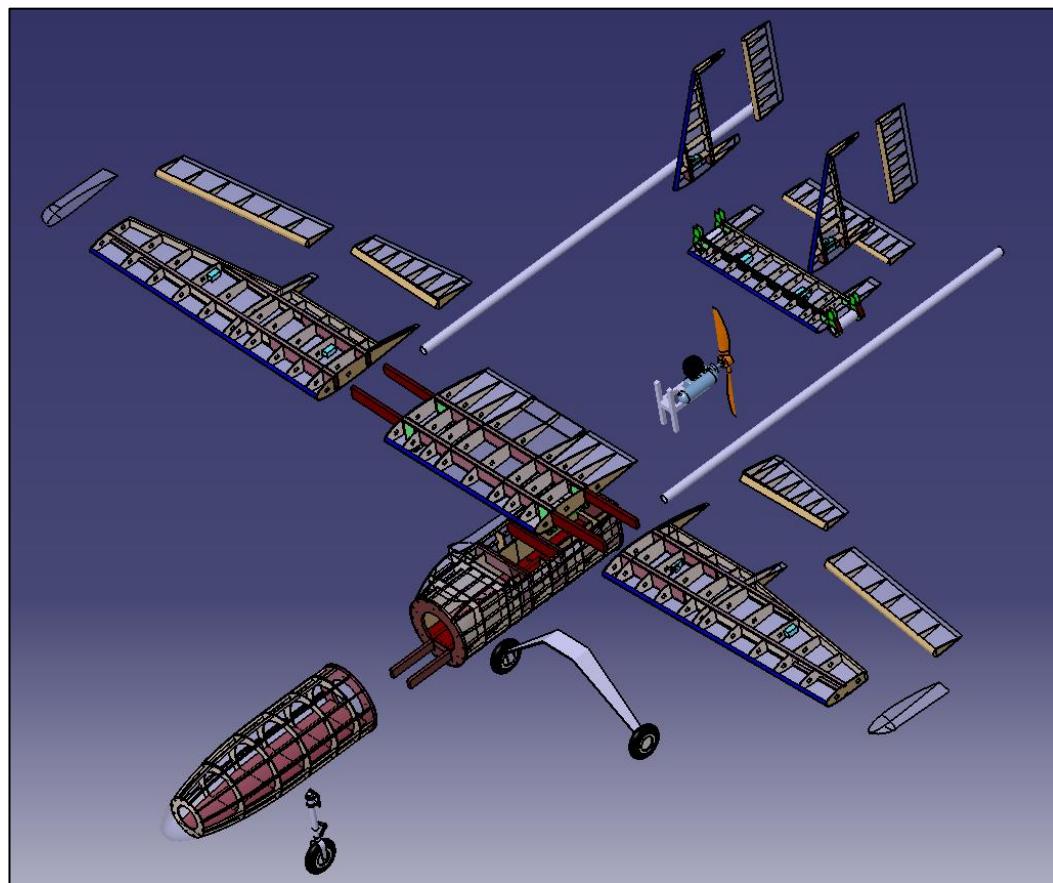


Figura 17 - Estructura global detallada del *Céfiro*

La relación de maderas y densidades asociadas se encuentra detallada en la tabla 5, cuyos datos se han obtenido de los correspondientes a la construcción del *Céfiro*.

	Grosor (mm)	Ancho (mm)	Largo (mm)	Volumen (cm ³)	Peso ud. (gr)	Densidad (gr/ cm ³)
Contrachapado 1/8x12x24"	3.175	304.8	609.6	589.93	370.67	0.6283
Contrachapado 3/8x12x24"	9.525	304.8	609.6	1769.80	1126.00	0.6362
Balsa B.Ataque 3/4x36"	19.05	14.2875	914.4	248.88	32.33	0.1299
Balsa 1/8x4x36"	3.175	101.6	914.4	294.97	40.44	0.1371
Balsa 3/8x3x36"	9.525	76.2	914.4	663.68	61.57	0.0928
Balsa 1/8x3/8x36"	3.175	9.525	914.4	27.65	5.85	0.2117
Abeto 1/4x1/2x36"	6.35	12.7	914.4	73.74	41.61	0.5642

Tabla 5 - Relación de maderas empleadas

La metodología con la que se van a calcular los pesos estará dividida en dos:

- El fuselaje, cuyas dimensiones vendrán definidas por el tamaño de la bahía de carga que se necesitará.
- Las superficies aerodinámicas, cuyo tamaño vendrá definido por la carga alar definida, el peso total del avión y los requisitos que impondrán el resto de secciones (aerodinámica, actuaciones y estabilidad).

Para ambos casos se ha realizado una hoja de Excel donde se enumeran los distintos componentes en los que estarán compuestas las secciones con su material correspondiente y el peso asociado a dicho componente. Asumiendo que las hipótesis de componentes y dimensiones han sido realizadas con objeto de ser ligeramente conservativos, para todos los casos se ha intentado aproximar la superficie que se usará de manera que los resultados sean lo más precisos posibles.

3.2.1 FUSELAJE

Primeramente hay que recordar que se considerará el fuselaje como una pieza única de 95 cm de longitud. Se diseñará y fabricará de manera que se tenga un acceso adecuado a la bahía de carga y a la planta propulsora.

Con respecto a la distribución de elementos estructurales de la aeronave, una aproximación a la filosofía seguida se puede encontrar posteriormente en la figura 19, con las consideraciones que se mencionarán junto a la misma.

En este análisis se van a considerar todas las cuadernas como coronas de circunferencias de diámetro exterior el diámetro del propio fuselaje, 20 centímetros, y diámetro interior el que resulta de dejar espacio suficiente para que la bahía de carga tenga espacio suficiente. Para la estimación de peso, se ha determinado una distancia entre exterior e interior de la corona circular de 2.5 cm. No se ha hecho ningún ajuste para tener en cuenta la disminución del diámetro que se produce en el morro del avión dado que no provoca una variación significativa en el peso. En lo concerniente al material, 13 cuadernas se realizarán en madera de balsa y se incorporan dos adicionales de contrachapado que se colocarán en las zonas de mayor solicitud. Por último, la última cuaderna será donde se coloque el motor y se considera que será de contrachapado y completa, en vez de corona circular. De esta manera se le dota de una mayor rigidez y de soporte para el anclaje del motor.

Para unir todas las cuadernas, se colocarán trece larquerillos distribuidos alrededor del fuselaje, fabricados de tiras de balsa.

Con respecto a la bahía de carga, estará formada por las tres placas (suelo y dos paredes) fabricadas de contrachapado con estructura de celosía para hacerlo más liviano. Asimismo, en las zonas donde se encuentren anclados cada uno de los tres trenes de aterrizaje, así como en la zona de anclaje de los tail-boom, se colocarán placas de contrachapado para aumentar la rigidez. Dicha zona será la misma que la del encastre del ala.

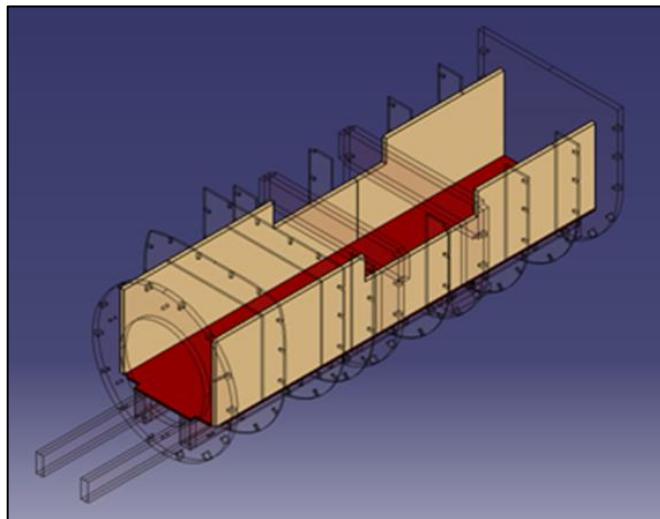


Figura 18 - Filosofía de diseño de la bahía de carga

El revestimiento de la aeronave se va a realizar mediante placas de madera de balsa e irán unidas a la estructura interna de manera que se permita el correcto acceso a los componentes internos.

Por último, el tren de aterrizaje se va a estimar con un peso total de 1.44 kg. Este valor es la suma de todos los componentes del tren principal y de morro, contando carenado, rueda y toda la estructura asociada. Se trata de un valor tomado como referencia de la aeronave *Céfiro* y se considera muy conservativo.

En la figura 19 se muestra un esquema de la distribución de elementos estructurales que lleva el fuselaje de la aeronave *Céfiro*. Como se ha dicho, la filosofía será la misma pero hay que realizar ciertas matizaciones para que no se lleve a confusión:

- El fuselaje del *Austros* es un fuselaje completamente integral, por lo que no incorpora las cuadernas de contrachapado empleadas en la junta de las dos secciones en las que se divide el fuselaje del *Céfiro*.
- El *Céfiro* tiene ala alta y el *Austros* ala baja, por lo que la colocación de las cuadernas y refuerzos que se aprecian en la Figura estarán completamente invertidos en el *Austros* para conformar la geometría del fuselaje que se mostró en la figura 10.

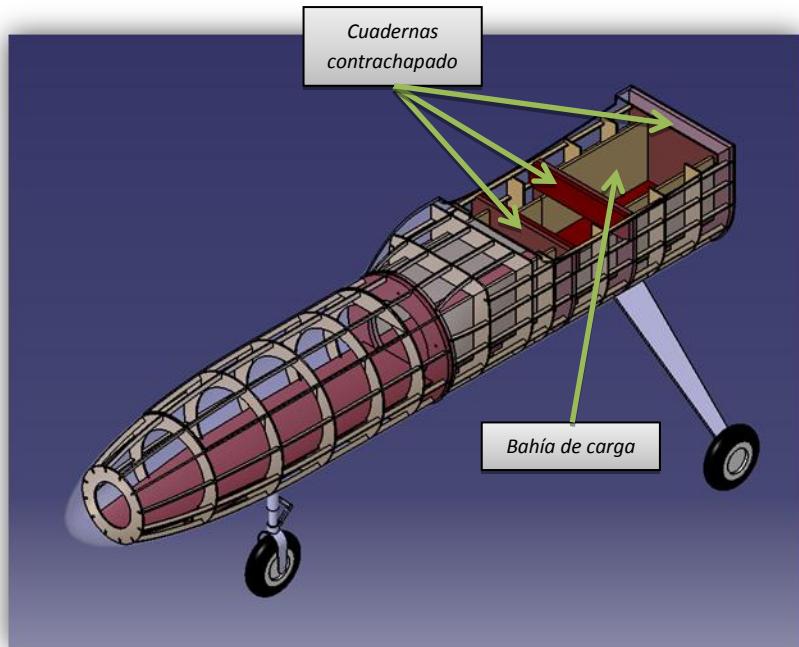


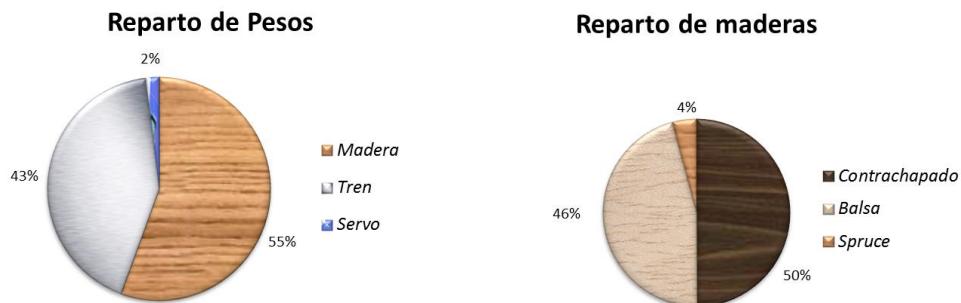
Figura 19 - Filosofía de distribución de cuadernas

En la tabla 6 se muestra un resumen de los pesos estimados asociados a cada componente.

<i>Elemento</i>	<i>Peso (g)</i>
Revestimiento	259.82
Cuadernas (balsa)	77.77
Cuadernas (contrachapado)	166.57
Cuaderna motor	190.37
Cajón de Carga	297.64
Larguerillos	79.06
Refuerzos Tren	335.10
Refuerzo anclaje boom	246.02
Tren de aterrizaje	1442
Total	3384.81

Tabla 6 - Distribución de pesos del fuselaje

A continuación se muestran unos gráficos ilustrativos para reflejar la distribución de materiales y pesos desde distintas perspectivas:



Reparto Detallado

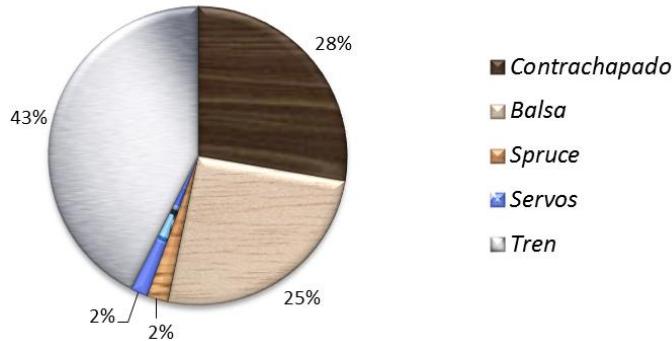


Figura 20 - Reparto de pesos en el fuselaje

3.2.2 CONJUNTO ALAR

Las alas están divididas en dos segmentos:

- El segmento central de forma en planta rectangular.
- Los dos segmentos laterales de forma en planta trapezoidal.

Como se dijo en el apartado de diseño, la unión entre los dos segmentos se va a realizar mediante dos largueros de fibra de carbono que estarán compuestos, cada uno, de un sistema macho-hembra, conteniendo el ala central el segmento hembra y las laterales el segmento macho.

Las dimensiones de la superficie alar vendrán dados por las imposiciones de aerodinámica y actuaciones, y será independiente del cálculo del fuselaje a excepción del peso del mismo.

- **Ala central**

La estructura interna del ala central, cuya filosofía de diseño se encuentra en la figura 22, estará formada por 9 costillas de contrachapado en vez de balsa, puesto que en esa zona se busca asegurar la resistencia a los esfuerzos que se producen en el encastre. Para la estimación del peso se va a dividir la costilla en dos rectángulos de distintas dimensiones para aproximar un poco más el peso de la misma, como se aprecia en la figura 21. El rectángulo posterior se relacionará con la zona del borde de salida y de superficies hipersustentadoras, en su caso. Con todo, el resultado es conservador y es de deducir que el peso se verá disminuido, dado que no se consideran los agujeros de los largueros de fibra de carbono ni los correspondientes al cableado.

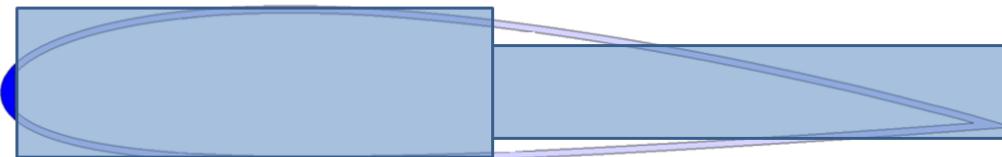


Figura 21 - Cálculo de la superficie del perfil utilizando dos rectángulos

El borde de ataque se realizará con un segmento de madera de balsa construido de manera que se adapte perfectamente al perfil del ala. La zona central de la costilla se separará del borde de salida por una lámina de balsa colocada a lo largo del ala y adaptada a la forma del perfil. Adicionalmente, se han añadido segmentos de sección cuadrada de madera de abeto a lo largo del ala central para dotar de mayor rigidez a flexión. Concretamente, se ha añadido un segmento en la parte superior y otro en la parte inferior de la zona delantera de la costilla, y otro también en la parte superior e inferior de la separación de madera de balsa mencionada anteriormente. El revestimiento de madera de balsa se ha estimado como dos placas de anchura la cuerda del ala y longitud la correspondiente del ala central.

Como se dijo anteriormente, el segmento de ala central incorporará el elemento hembra de los tubos de fibra de carbono que servirán de unión con los dos extremos de las alas. Dichos tubos hembra tendrán 2.5mm de diámetro exterior y 2.2mm de diámetro interior, con una densidad longitudinal de 170g/m.

Por último, se ha estimado la zona de anclaje de los tail-booms con 4 placas de aluminio (de densidad 2.7 g/cm^3 por anclaje de $5 \times 5 \times 0.2 \text{ cm}$.

<i>Elemento</i>	<i>Peso (g)</i>
Revestimiento	200.16
Costillas	629.03
Borde de ataque	40.37
Separador de Balsa	10.81
Rigidizadores Abeto	116.91
Rigidizador Fibra Carbono	218.40
Refuerzo anclaje boom	108
Total	1323.70

Tabla 7 - Distribución de pesos de la parte central del ala

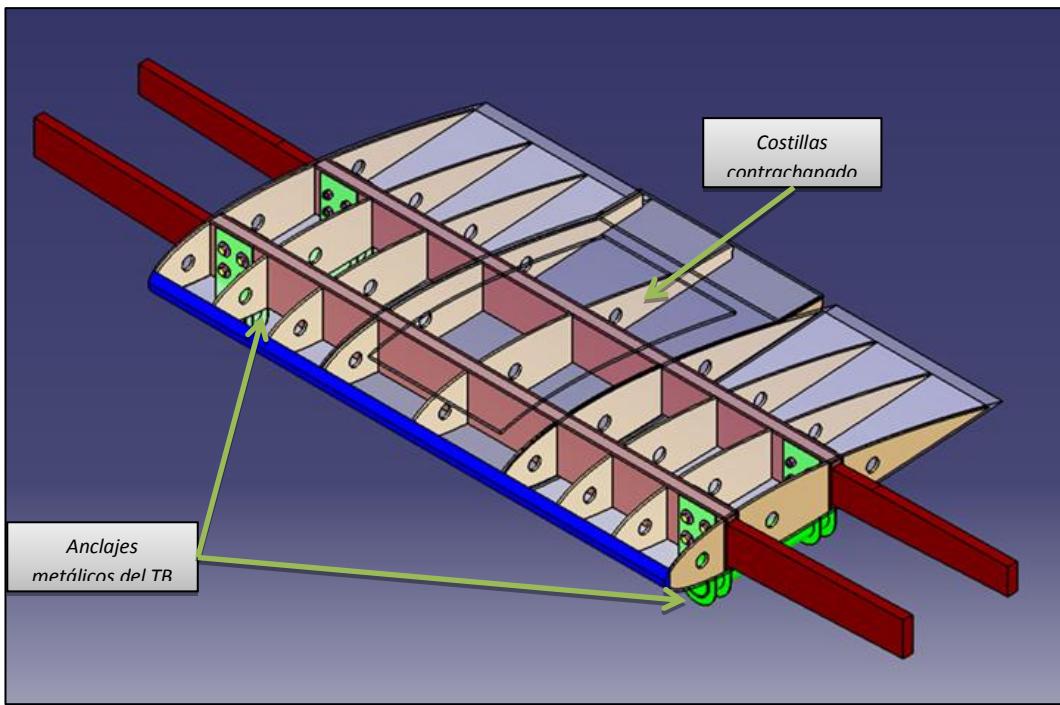


Figura 22 - Filosofía de estructura del ala central

Con respecto a la figura anterior, tomada de la aeronave *Céfiro*, debe tenerse en cuenta que los dos rigidizadores de contrachapado que se muestran se encuentran sustituidos en el *Austros* por los rigidizadores de fibra de carbono siguiendo la misma filosofía.

- **Alas laterales**

La estructura interna de las alas laterales seguirá la misma filosofía que la del ala central pero con algunas diferencias. Primeramente las costillas estarán fabricadas de madera de balsa en vez de contrachapado, ya que los mayores esfuerzos se producen en el encastre y podemos así ahorrar peso. Por otro lado el ala es trapezoidal, por lo que las dimensiones cambian y hay que tenerlo en cuenta a la hora de estimar los pesos. Concretamente se considerarán 11 costillas de igual dimensión a lo largo de cada extremo del ala a efectos de cálculo de pesos. Por último, los tubos de fibra de carbono serán en este caso de tipo macho y no llegarán a los extremos del ala, por lo que se ha estimado que tendrán una longitud de $\frac{3}{4}$ partes la correspondiente al ala lateral. En este caso, los tubos tendrán un diámetro exterior de 22mm y uno interior de 20mm (como se puede comprobar, adecuado para que ajuste con el segmento hembra). La densidad lineal, en este caso, será de 99 g/m.

Evidentemente, dado que son dos extremos de ala, todos los resultados unitarios calculados en este apartado hay que multiplicarlo por dos. En los resultados que a continuación se muestran se incluyen los correspondientes a la suma de los dos extremos.

<i>Elemento</i>	<i>Peso (g)</i>
Revestimiento	253.54
Costillas	44.18
Borde de ataque	63.92
Separador de Balsa	17.12
Rigidizadores Abeto	148.08
Rigidizador Fibra Carbono	151.03
Total (x2)	1613

Tabla 8 - Distribución de pesos de los extremos de ala

Mediante la figura 23 se muestran unos gráficos ilustrativos para reflejar la distribución de materiales y pesos desde distintas perspectivas.

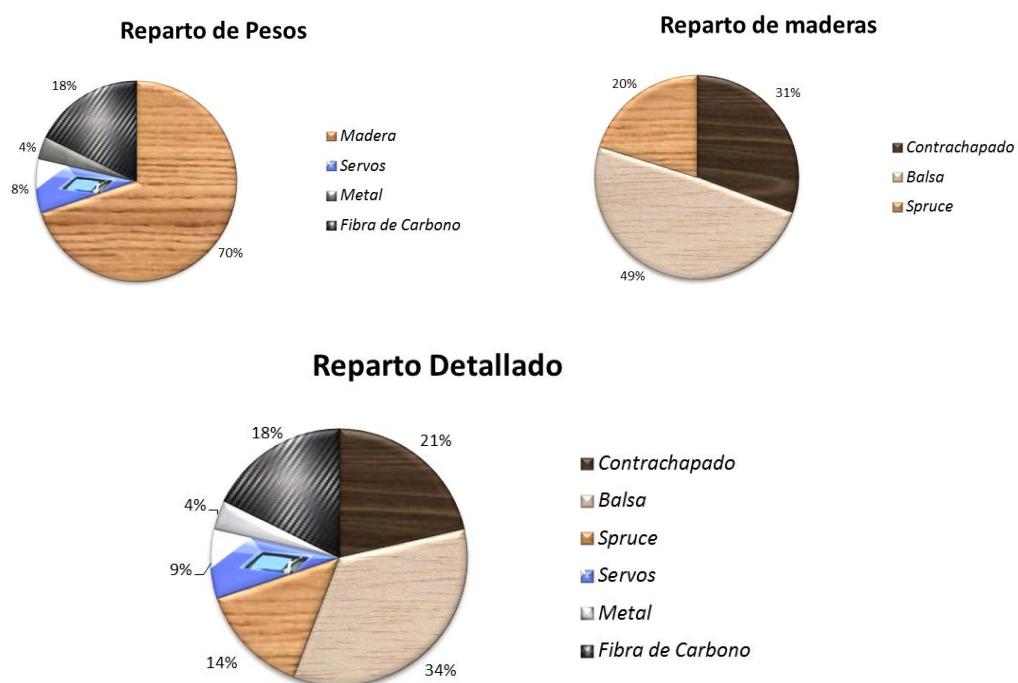


Figura 23 - Reparto de pesos en las alas

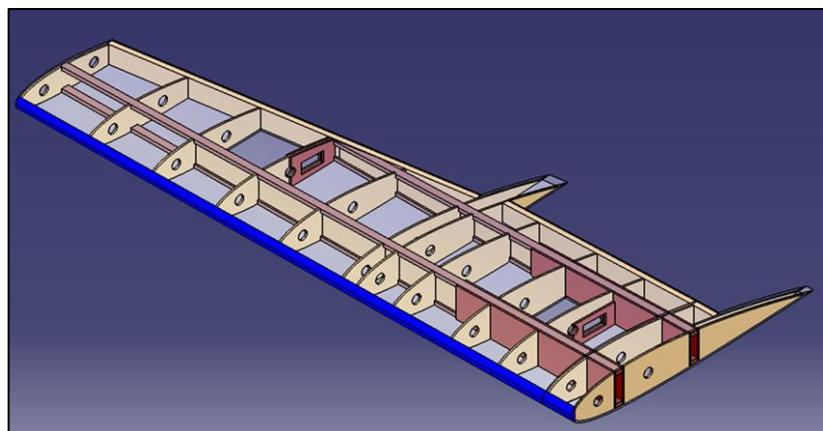


Figura 24 - Filosofía de la estructura en el ala

Hay que recordar que en la aeronave Austros no se incorporarán los tacos de madera a modo de rigidizadores. En su caso, se incorporarán los tubos de fibra de carbono.

3.2.3 CONJUNTO DE COLA

Como se dijo en el apartado de diseño, la cola va a estar compuesta por un estabilizador horizontal de forma en planta recta junto con un estabilizador vertical doble que se unirá al horizontal en sus extremos. El estabilizador horizontal tendrá forma en planta trapezoidal. El tamaño del conjunto de cola vendrá determinado por criterios aerodinámicos, como se verá en el apartado correspondiente.

La estructura tanto del estabilizador horizontal como del vertical tiene la misma filosofía de construcción que la que se siguió para el conjunto alar. Una diferencia importante es que, al contrario que en las alas, los estabilizadores no incorporarán tubos rigidizadores de fibra de carbono.

- ***Estabilizador Horizontal***

Estará formado por 9 costillas de madera de balsa cuyo peso se estimará dividiéndolas en 2 partes, igual que se hizo en el caso del ala. En las zonas donde se incorporen los servos correspondientes al elevador se incorporarán placas de contrachapado como refuerzo, al igual que en las zonas de las cogidas con el tail-boom y el estabilizador vertical. Dos largueros de madera de balsa con refuerzos de abeto se colocarán en la zona de borde de ataque y de borde de salida. Para cada anclaje del tail-boom a la cola se estiman, al igual que en el ala, cuatro placas de aluminio de las mismas dimensiones (5x5x0.2 cm).

Por último, el revestimiento de madera de balsa se colocará respetando los accesos a los servos y a la estructura interna.

<i>Elemento</i>	<i>Peso (g)</i>
Revestimiento	85.36
Costillas	16.10
Borde de ataque	24.07
Separador de Balsa	8.6
Rigidizadores Abeto	37.17
Rigidizador Balsa	11.46
Refuerzos Servos	24
Refuerzos Cogidas	13.49
Total	283.28

Tabla 9 - Distribución de pesos del estabilizador horizontal

- ***Estabilizador vertical***

La superficie del estabilizador vertical total necesaria estimada por los departamentos de estabilidad y aerodinámica se dividirá en dos al elegir un estabilizador vertical doble. La estructura interna seguirá la misma tipología que el estabilizador horizontal. A efectos de cálculo de peso, se considerarán 7 costillas.

<i>Elemento</i>	<i>Peso (g)</i>
Revestimiento	36.88
Costillas	7.57
Borde de ataque	18.21
Separador de Balsa	3.50
Rigidizador Balsa	7.88
Refuerzos Servos	12
Refuerzos Cogidas	9.33
Total (x2)	346

Tabla 10 - Distribución de pesos del estabilizador vertical

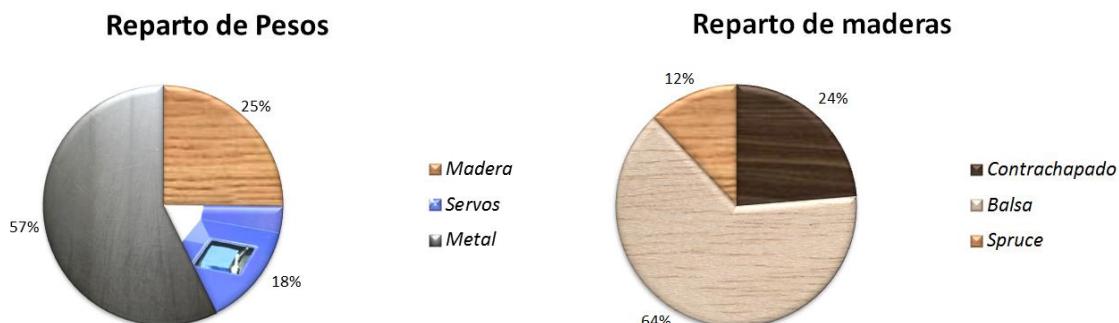
- ***Tailboom***

La unión entre el conjunto de cola y el resto del avión se realizará mediante dos tubos de cola que irán acoplados a los extremos del estabilizador horizontal y, por el otro lado, al ala central. Estarán fabricados en aluminio y cada uno se dividirá en dos tubos de distinto diámetro. Los cálculos seguidos para obtener las dimensiones del tubo se pueden encontrar en el anexo 1. Tras realizar diversas iteraciones sobre todo concernientes al departamento de estabilidad y la posición del centro de gravedad, se llega al tamaño del tailboom adecuado:

<i>D_i(m)</i>	<i>D_e(m)</i>	<i>Peso total (kg)</i>
0.21	0.25	0.96

Tabla 11 - Características de los tail boom

A continuación se muestran unos gráficos ilustrativos para reflejar la distribución de materiales y pesos desde distintas perspectivas:



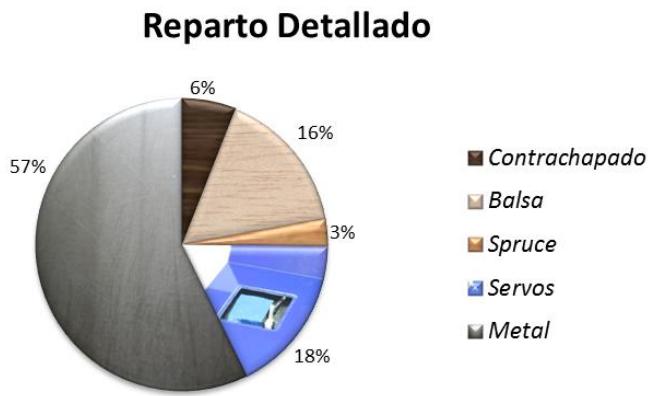


Figura 25 - Reparto de pesos en la cola

3.2.4 ACCESORIOS

Por último, se adjunta una tabla con los pesos de los accesorios, incluyendo planta motora y carga de pago que incorporará la aeronave. Los servos han sido incluidos en los cálculos estructurales de cada sección.

Elemento	Peso (kg)
Motor	1.00
Baterías (x2)	1.16
Baterías (x2)	1.16
Baterías (x3)	1.74
Regulador	0.11
Caja de conexiones	0.10
Bloque de aviónica 1	1.50
Bloque de aviónica 2	1.50

Tabla 12 - Accesarios

3.3 RESULTADOS TOTALES

A la suma de todos los pesos anteriormente calculados, se le sumará 1kg que relacionado con todas las instalaciones del avión (cableado, tornillería, etc.). En definitiva, sumando todos los pesos reflejados en los apartados anteriores más el de instalaciones, se concluye que el peso total del avión es:

$$W_{total} = 16.8 \text{ kg}$$

Como conclusión global del reparto de pesos, se incorporan los siguientes gráficos que han tenido en cuenta todos los componentes del avión:

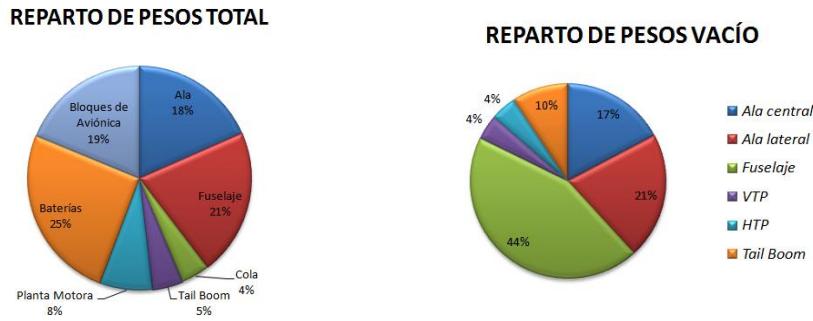


Figura 27 - Reparto de pesos total

Se puede apreciar cómo la mitad del peso de la aeronave corresponde a la estructura en sí y la otra mitad a la carga de pago y la planta motora. Dentro de la distribución de pesos de la estructura, se aprecia como el fuselaje se lleva gran parte del porcentaje del peso, seguido muy de cerca por la suma de las distintas componentes de las alas.

En cuanto a las inercias, éstas han sido estimadas mediante el modelado de la aeronave en el programa Catia por Mario Rodriguez García como introducción para su proyecto fin de carrera que comenzará próximamente. De esta manera, y dado que el diseño no incluye detalles internos de la estructura, se ha asignado a cada una de las partes que componen el avión la densidad que tiene que tener para que el componente completo tenga un peso equiparable al que se ha calculado anteriormente. Una vez realizado el ajuste anterior en Catia, se obtienen los siguientes resultados de las inercias de la aeronave:

$$I_{xx} = 2.305 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$$

$$I_{yy} = 3.286 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$$

$$I_{zz} = 1.126 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$$

$$I_{xy} = -0.149 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$$

$$I_{xz} \approx 0 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$$

$$I_{yz} \approx 0 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$$

3.4 LOCALIZACIÓN DEL CENTRO DE GRAVEDAD

Un aspecto muy importante es el estudio de la localización del centro de gravedad del avión. Dicha importancia es debida a criterios de estabilidad, dado que un centro de gravedad muy adelantado o muy retrasado implicará que el avión será inestable, lo cual no es deseable. En la posición del centro de

gravedad es fundamental el estudio de la colocación de los elementos dentro de la bahía de carga.

Tras realizar el pertinente estudio en conjunto con el departamento de estabilidad, se llega a la conclusión de que el centro de gravedad debe estar a unos 69.5 centímetros del morro del avión. Para cumplir con este criterio, la localización con respecto al morro de los centros de gravedad de los distintos componentes será como sigue:

Elemento	Localización (m)	Peso (kg)
Ala	0.64	2.93
Fuselaje	0.550	1.94
HTP	1.918	0.33
VTP	1.918	0.31
Tren de aterrizaje de morro	0.250	0.96
Tren de aterrizaje principal	0.733	0.48
Motor	1.000	1.00
Tubos de cola	1.522	0.96
Baterías (x2)	0.700	1.16
Baterías (x2)	0.500	1.16
Baterías (x3)	0.200	1.74
Regulador	0.800	0.11
Caja de conexiones	0.800	0.10
Bloque de aviónica 1	0.68	1.50
Bloque de aviónica 2	0.68	1.50
Instalaciones	0.65	1.00
TOTAL		16.8

Tabla 13 - Localización del centro de gravedad

El centro de gravedad del avión viene dado por la expresión 3.1:

$$X_{CG} = \frac{\sum W_i X_{cg_i}}{\sum W_i} \quad (3.1)$$

Se obtiene un valor de: $X_{CG} = 0.67 \text{ m}$ (medido desde el morro). En la siguiente Figura puede apreciarse la localización del centro de gravedad en el plano longitudinal de la aeronave:

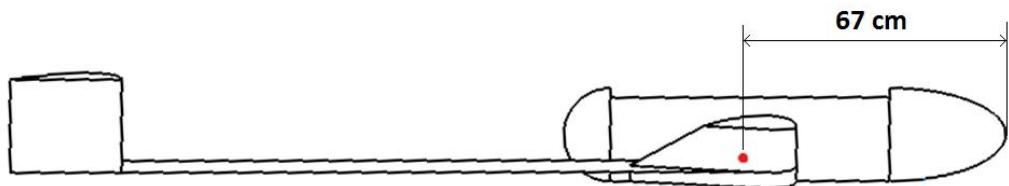


Figura 28 - Localización del centro de gravedad del avión

3.5 CONCLUSIONES

Debido al carácter del proyecto, el cálculo aquí realizado resulta ser muy preliminar. Aunque bastante detallado y particularizado por componentes, está basado en estimaciones y suposiciones basadas en la experiencia, sin realizar ningún tipo de análisis estructural que optimice los cálculos. El siguiente paso a tener en consideración sería realizar un diseño fino en Catia. En dicho programa se pueden asignar densidades a los componentes involucrados, obteniendo así un análisis de pesos mucho más aproximado. Adicionalmente, un estudio más fino del diseño conllevará modificaciones en la tipología estructural que modificará, en mayor o menor medida, las estimaciones aquí obtenidas. Con todo, y salvo grandes cambios, se cree que las suposiciones y metodología de estimación aquí empleados se aproximarán en gran medida a la realidad.

4. AERODINAMICA

4.1 INTRODUCCION

En el presente apartado se realiza un estudio de la aerodinámica del *Austros*. Los resultados que en este apartado se obtienen son de vital importancia para el cálculo de las dimensiones y las actuaciones del mismo.

Las fuerzas aerodinámicas sobre la aeronave son las responsables de que ésta pueda cumplir su cometido de volar, por lo que su adecuado estudio permitirá optimizar la aeronave de tal manera que se maximicen los beneficios de dichas fuerzas, dado que la sustentación no será la única fuerza existente. La distribución de presiones por la superficie de la aeronave conforma una distribución de fuerzas de sustentación, resistencia y lateral, así como una distribución de momentos de balanceo, cabeceo y guiñada. Un correcto estudio de todas estas fuerzas y momentos permitirá el diseño correcto y eficiente de la aeronave.

El análisis aerodinámico conllevará la elección de una tipología de superficies aerodinámicas (estabilizadores horizontal y vertical y conjunto alar), incluyendo forma en planta, perfil aerodinámico y superficies. Una vez elegidas las geometrías, se procede al estudio más en profundidad de la aerodinámica de las mismas, determinando coeficientes de resistencia, curvas de sustentación, polares, etc.

En primer lugar se muestran los parámetros del aire en las condiciones en las que se realizarán los análisis:

$$\rho = 1.167 \frac{kg}{m^3} \quad (altura = 500 \text{ m.}) \quad (4.1)$$

$$\gamma = 1.4 \quad (4.2)$$

$$R = 287.142 \frac{J}{KgK} \quad (4.3)$$

$$T = 288 \text{ K} \quad (4.4)$$

Por otro lado, en diversos apartados habrá que realizar simulaciones aerodinámicas que dependerán del número de Reynolds al que se realicen. Por ello se va a estimar aproximadamente el rango de operación en el que se encontrará el Austros en vuelo de crucero para así seguir un criterio de elección en donde proceda. La expresión del número de Reynolds se muestra en la ecuación 4.5.

$$Re = \frac{\rho V L}{\mu} \quad (4.5)$$

Donde:

- ρ es la densidad del aire, que a 500 metros de altura tiene un valor aproximado de 1.16 kg/m^3
- V es la velocidad de crucero. A efectos de cálculo se considera 20 m/s .
- L es la longitud característica, en este caso la cuerda media del perfil en cuestión, la cual será 0.3 metros en el ala y 0.24 en la cola.
- $\mu = 1.33 \cdot 10^{-5}$ es la viscosidad cinemática del fluido.

Con esto se tiene un número de Reynolds del orden de $5 \cdot 10^5$. Este dato como se verá posteriormente es importante para definir las características del perfil bidimensional. Por ello, y debido a la variabilidad que puede tener la velocidad de vuelo se escogerá un rango de Reynolds sobre los que obtener los datos del orden de $4.5 \cdot 10^5 - 5.5 \cdot 10^5$.

El análisis aerodinámico se realizará mediante dos herramientas bien diferenciadas:

- Herramienta informática XLR5, la cual proporciona análisis aerodinámicos de perfiles, superficies aerodinámicas y aviones completos.
- Métodos empíricos y estimativos que se pueden encontrar en la literatura. Proporcionan un punto de partida sobre el que basarse e incluso resultados considerados válidos en algunos casos.

La estructura de esta sección se va a dividir cronológicamente respetando los pasos que se han seguido a la hora de realizar el análisis. Primeramente, en el punto 4.2 se trata el análisis de los perfiles. Una vez elegido el perfil, en el apartado 4.3 se traslada a una geometría en tres dimensiones, definiendo una geometría del ala y de la cola. Por último, en los apartados 4.4 y 4.5 se ensambla el avión completo y se obtienen las características de sustentación, resistencia y eficiencia del mismo.

4.2 ANÁLISIS BIDIMENSIONAL

A continuación, y tras introducir la herramienta que va a utilizar, se realiza un estudio de la aerodinámica del *Austros*, mostrando los resultados obtenidos y las conclusiones. Este análisis se realiza en conjunción con el resto de departamentos implicados en el diseño de la aeronave.

4.2.1 SELECCIÓN DEL PERFIL AERODINÁMICO. INTRODUCCION

En términos de aerodinámica, el componente más elemental de un ala es el perfil aerodinámico. Constituye la geometría básica cuya finalidad es generar la sustentación necesaria en el seno de un fluido, en este caso aire. El comportamiento del perfil marcará en gran medida el comportamiento del ala ante muchas situaciones como pueden ser la entrada en pérdida, las distancias de despegue y aterrizajes, los ángulos de incidencia y velocidades características. Existen infinidad de perfiles que se pueden utilizar en el avión, proporcionando cada uno a la aeronave ventajas en ciertos comportamientos, e inconvenientes en otros. La solución a la hora de elegir un perfil es llegar a un criterio de compromiso en el que la variable de mayor interés en el estudio se vea lo más beneficiada posible sin olvidar el resto de características.

Diversos aviones incorporan perfiles aerodinámicos distintos en función del estadio en el que se encuentre. De esta manera se usa el perfil más adecuado en cada zona atendiendo a las características que se requieran. En este caso, se va a utilizar el mismo perfil en toda la superficie sustentadora.

En este proyecto, los análisis se han realizado con la herramienta XFLR5, tal y como se mencionó anteriormente. Lo ideal es realizar análisis en túneles de viento, pero dada la profundidad de este proyecto, los resultados que proporciona el programa informático son suficientes y válidos.

A continuación se muestran los análisis y resultados para los distintos perfiles analizados en las superficies sustentadoras. En concreto, se detallarán los datos del perfil, adjuntando una imagen representativa del mismo y la gráfica de la curva de sustentación y eficiencia del perfil para distintos números de Reynolds. Asimismo, se incorpora la relación de las siguientes variables de interés:

- Coeficiente de sustentación máximo $C_{l_{max}}$
- Ángulo de ataque al que se produce $\alpha_{C_{l_{max}}}$
- Coeficiente de sustentación a ángulo de ataque cero C_{l_0}

- Eficiencia máxima $E_{max} = \left(\frac{Cl}{Cd}\right)_{max}$
- Ángulo de ataque al que se produce $\alpha_{E_{max}}$

4.2.2 SELECCIÓN DEL PERFIL AERODINÁMICO. ALA

Las características que se buscan en el perfil se pueden resumir en los siguientes:

- Ofrecer la menor resistencia posible.
- Tener un C_{l_α} moderado y un C_{l_0} moderado que permita ángulos de ataque grandes.
- Un $C_{l_{max}}$ alto que conlleve buenas características de entrada en pérdida.
- Curva suave tras la entrada en pérdida, para que no existan cambios bruscos en la sustentación.

Los perfiles que se van a analizar para el ala son:

- El Eppler748, muy típico en los UAV de baja velocidad.
- NACA 2415, utilizado en el *Céfiro*.
- NACA 5415.

Los perfiles que se van a analizar se muestran a continuación junto a las razones de su elección:

- El Eppler748: Es muy típico en los UAV de baja velocidad por su buen rendimiento en distintas condiciones.
- NACA 2415: Se trata del perfil utilizado en el *Céfiro*.
- NACA 5415: En el Proyecto Fin de Carrera de Martín Cañal [12] se realizó un estudio amplio de perfiles NACA obteniendo que el 5415 era el óptimo.

A continuación se van a explicar las características principales de cada uno de los perfiles para después realizar un análisis detallado de cada uno de los mismos.

EPPLER 748

El Eppler748 surge gracias al desarrollo de la aerodinámica numérica y a la mejora de los métodos de resolución. Se trata del resultado de resolver el problema inverso: a partir del gradiente de presiones se obtiene la geometría del perfil.

Se trata de un perfil muy usado en UAVs de baja velocidad debido a su rango de operación muy elevado, a costa de un aumento de los momentos y la resistencia. Sus características son las siguientes:

- Espesor relativo: $\left(\frac{t}{c}\right)_{max} = 0.1975$
- Posición del punto de máximo espesor respecto de la cuerda: $\left(\frac{x}{c}\right)_{max\ thick} = 0.284$
- Curvatura máxima: 2%
- Posición del punto de máxima curvatura: $\left(\frac{x}{c}\right)_{max\ camber} = 0.544$

En la figura 29 se tiene un dibujo esquemático del perfil. Se puede notar claramente su curvatura acusada en el borde de salida, que lleva a que el intradós se sitúe incluso por encima de la recta que une borde de ataque y borde de salida.

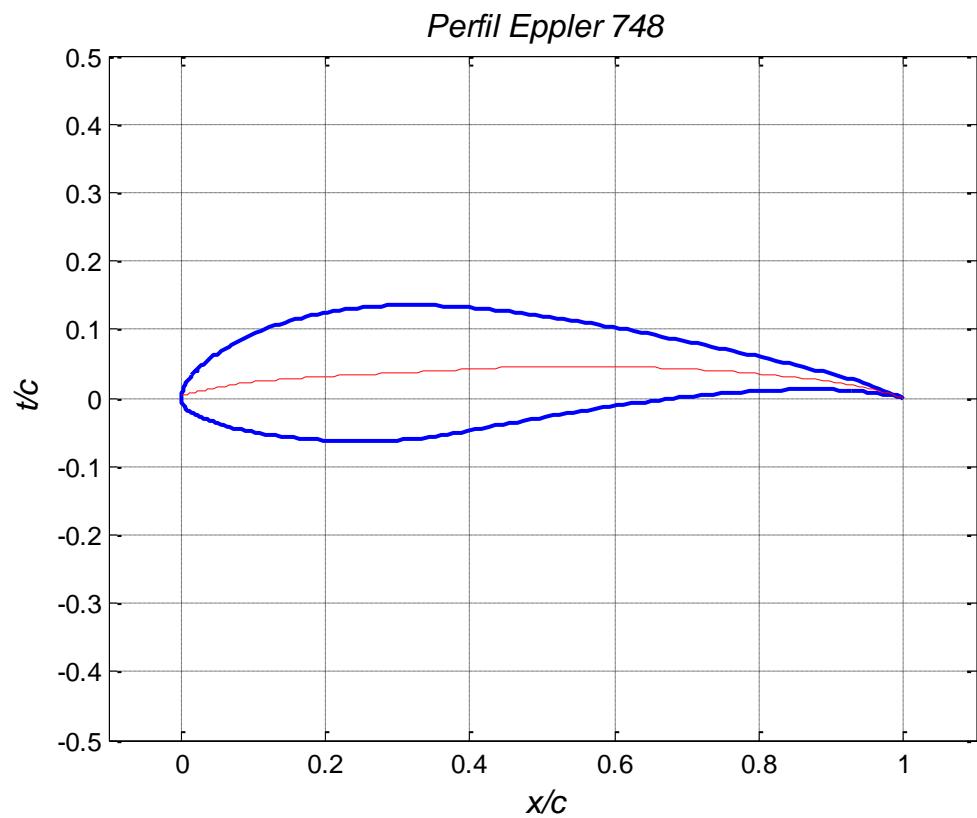


Figura 29 - Perfil Eppler 748

En las figuras 30 y 31 se muestran la curva de sustentación y de eficiencia extraída del análisis con el XFLR5.

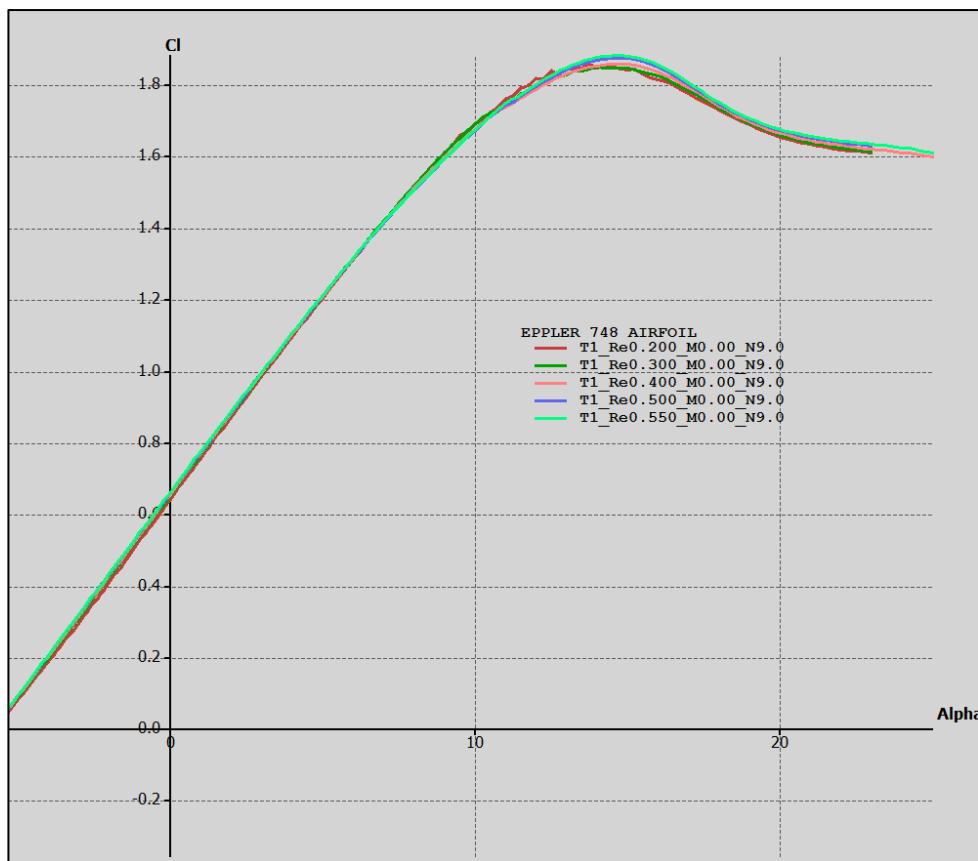


Figura 30 – Curvas de sustentación para el perfil Eppler 748

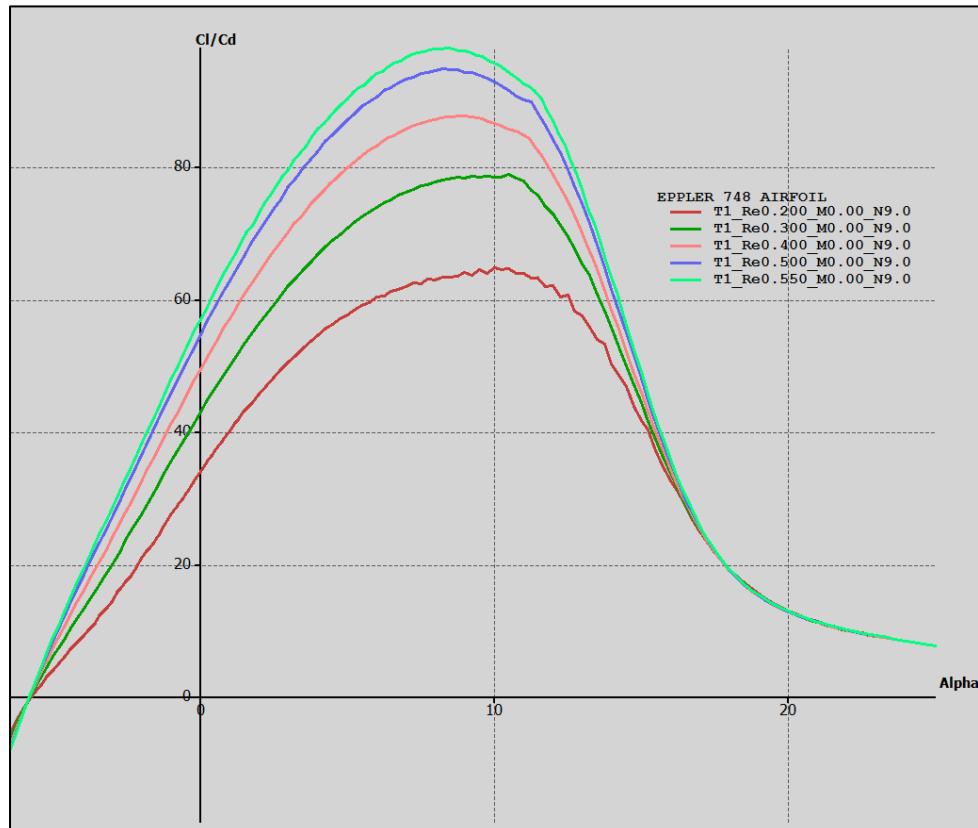


Figura 31 - Curvas de eficiencia aerodinámica para el perfil Eppler 748

Se aprecia que en el caso de la curva de sustentación, las curvas son prácticamente invariables en el rango de Reynolds estudiado, no así en el caso de la eficiencia, lo que indica una disminución del coeficiente de resistencia.

Finalmente, a continuación se muestran las conclusiones fundamentales que se han obtenido en el análisis del perfil Eppler 748:

$$C_{l_0} = 0.65 \quad (4.6)$$

$$C_{l_{max}} = 1.86 \quad (4.7)$$

$$\alpha_{C_{l_{max}}} = 14.7^\circ \quad (4.8)$$

$$E_{max} = 80 - 95 \quad (4.9)$$

$$\alpha_{E_{max}} = 8^\circ - 10^\circ \quad (4.10)$$

Como se dijo en la introducción, los datos anteriores, que se tendrán en cuenta a la hora de elegir el perfil, serán los correspondientes al rango más elevado de número de Reynolds (en torno a $5 \cdot 10^5$). La razón de que se realicen simulaciones para numerosos números de Reynolds que no estén en ese rango es por un lado a modo ilustrativo y, por otro, debido a que posteriormente para el análisis tridimensional del ala y del avión el programa XFLR5 requerirá haber realizado el análisis para un rango muy amplio de Reynolds.

NACA 2415

El perfil de la familia NACA de numeración 2415 es el utilizado en el Céfiro. Posteriormente en [12] Martín Cañal demostró que el 5415 era el más óptimo de la familia NACA para la aeronave, aunque las diferencias en sus actuaciones no eran elevadas.

Como se ve en la figura 32, se trata de un perfil con una curvatura sensiblemente inferior a la del Eppler 748 analizado anteriormente, lo que como se verá a continuación se traducirá en C_{l_0} y $C_{l_{max}}$ inferiores.

Sus características principales son las siguientes:

- Espesor relativo: $\left(\frac{t}{c}\right)_{max} = 0.15$
- Posición del punto de máximo espesor respecto de la cuerda: $\left(\frac{x}{c}\right)_{max\ thick} = 0.298$
- Curvatura máxima: 2%
- Posición del punto de máxima curvatura: $\left(\frac{x}{c}\right)_{max\ camber} = 0.4$

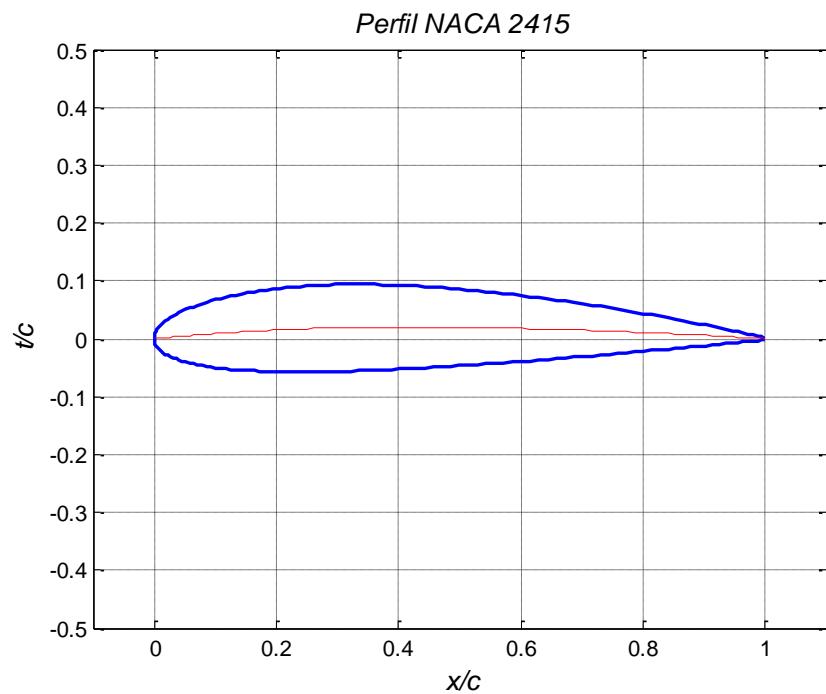


Figura 32 - Perfil NACA 2415

En las figuras 33 y 34 se muestran la curva de sustentación y de eficiencia extraída del análisis con el XFLR5.

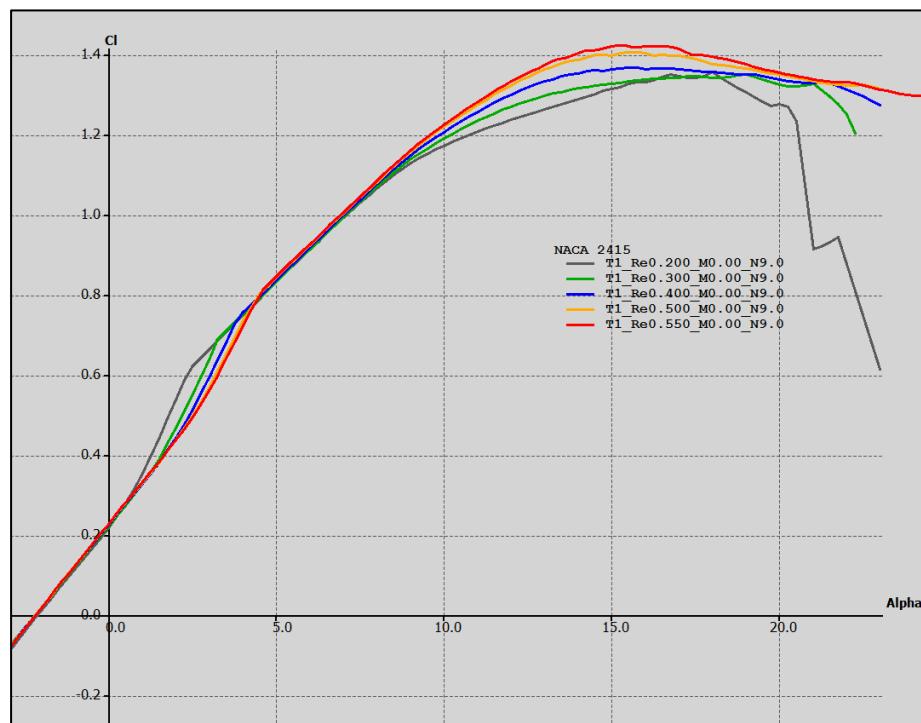


Figura 33 - Curvas de sustentación para el perfil NACA2415

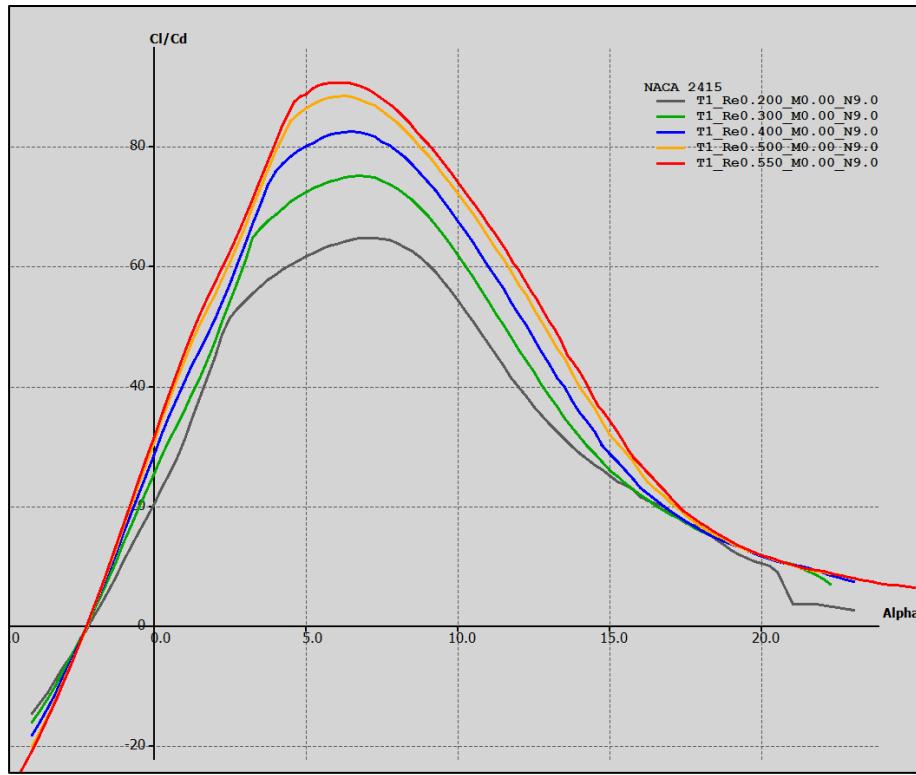


Figura 34 - Curvas de eficiencia aerodinámica para el perfil NACA2415

Se puede apreciar una entrada en pérdida muy suave, no produciéndose una disminución de la sustentación apreciable, lo cual es positivo. En el Eppler 748 se producía una leve disminución del coeficiente de sustentación, cosa que no se produce aquí. Por otro lado, atendiendo a la curva de eficiencia se aprecia un pico más acusado en torno al máximo que en el Eppler 748. Eso puede no interesar debido a que es positivo que la eficiencia sea alta para un amplio rango de ángulos de ataque.

Los resultados de interés son los siguientes (escogido para un número de Reynolds del orden de 4e5-5e5):

$$C_{l_0} = 0.23 \quad (4.11)$$

$$C_{l_{max}} = 1.38 \quad (4.12)$$

$$\alpha_{C_{l_{max}}} = 16^\circ \quad (4.13)$$

$$E_{max} = 83 - 92 \quad (4.14)$$

$$\alpha_{E_{max}} = 6^\circ - 6.5^\circ \quad (4.15)$$

NACA 5415

Se trata de un nuevo perfil NACA de 4 dígitos. Como se mencionó anteriormente, se trata del perfil que resultó ser el óptimo según [12]. Con respecto al 2415, se puede apreciar en la figura que posee una curvatura ligeramente superior, por lo que es de prever que el C_{l0} y C_{lmax} será superior, aunque también lo será su resistencia por lo que habrá que comprobar la eficiencia. Sus características son las siguientes:

- Espesor relativo: $\left(\frac{t}{c}\right)_{max} = 0.15$
- Posición del punto de máximo espesor respecto de la cuerda: $\left(\frac{x}{c}\right)_{max\ thick} = 0.298$
- Curvatura máxima: 5%
- Posición del punto de máxima curvatura: $\left(\frac{x}{c}\right)_{max\ camber} = 0.40$

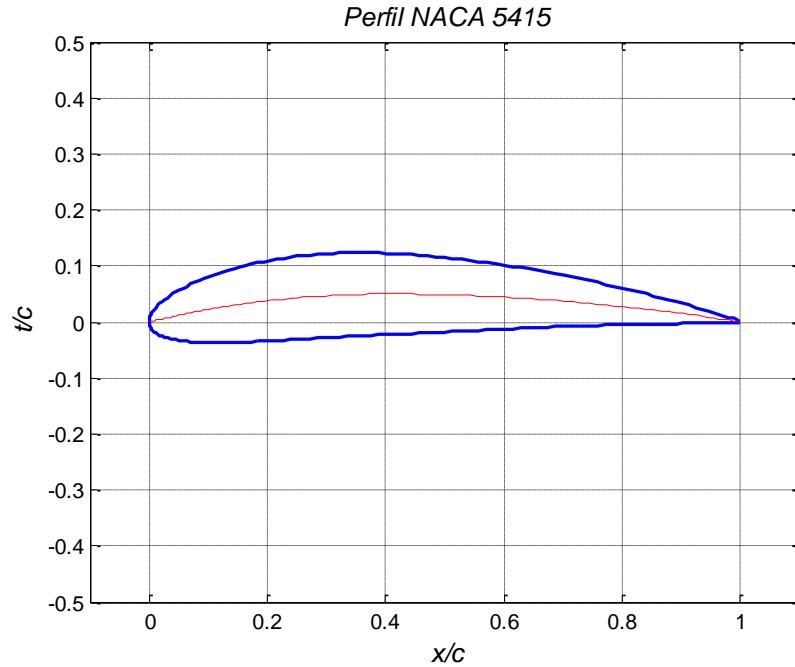


Figura 35 - Perfil NACA 5415

En las siguientes figuras se muestran la curva de sustentación y de eficiencia extraída del análisis con el XFLR5:

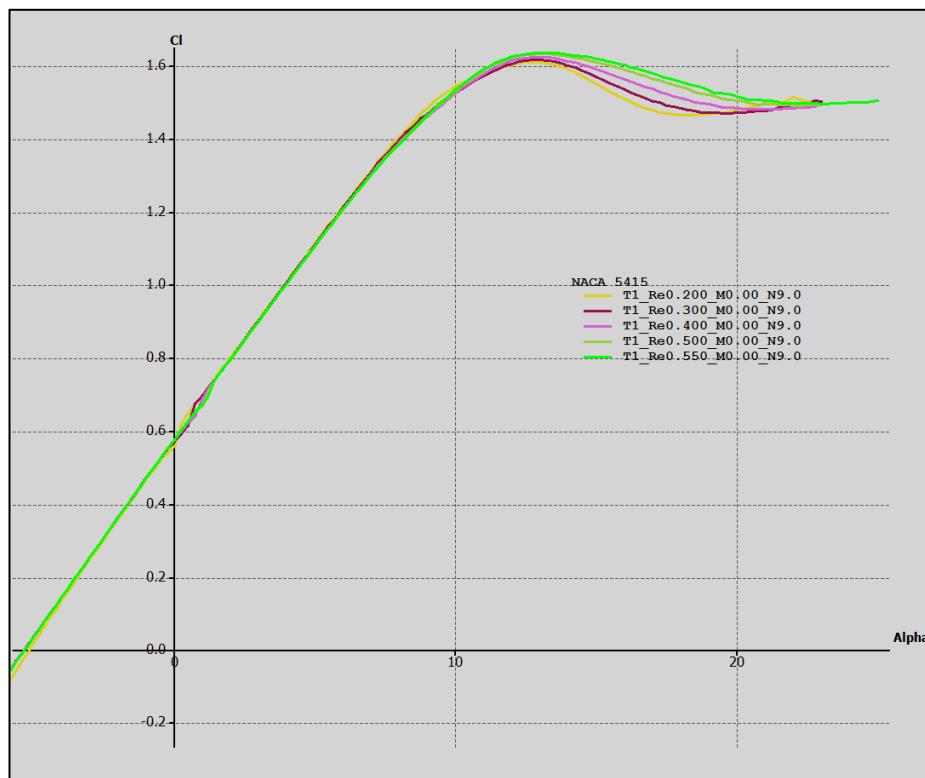


Figura 36 – Curvas de sustentación para el perfil NACA5415

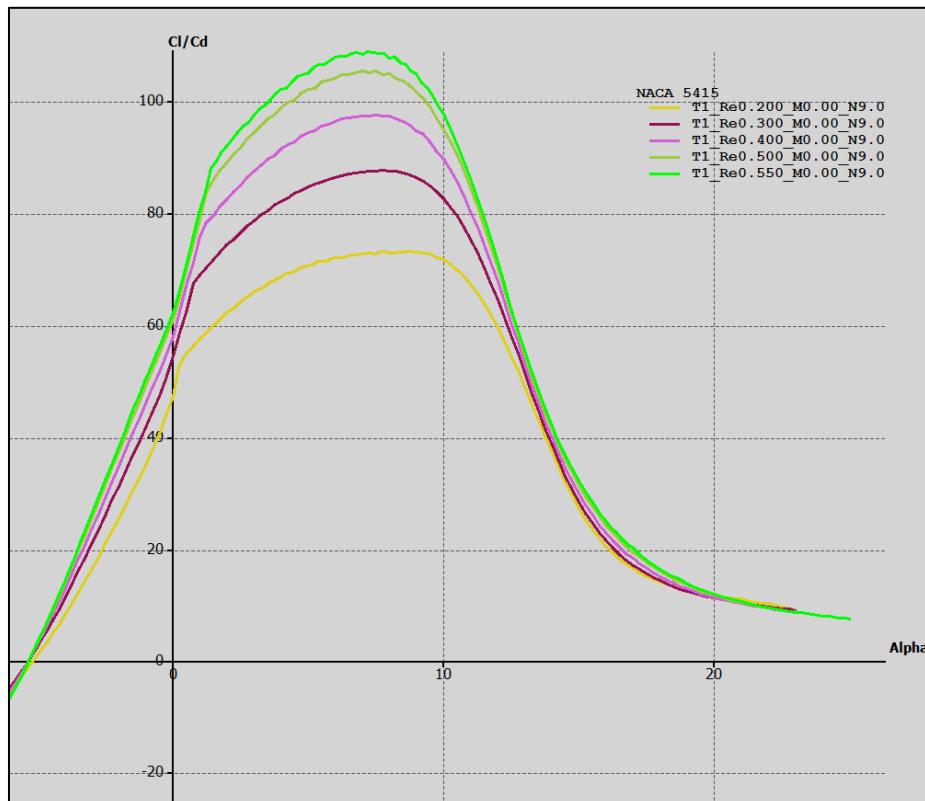


Figura 37 - Curvas de eficiencia aerodinámica para el perfil NACA5415

En la figura se aprecia una entrada en pérdida muy suave con un ligero descenso del coeficiente de sustentación, más parecida a la que se obtuvo con el Eppler 748. Asimismo, en la figura se ve una distribución un poco más repartida del máximo de la eficiencia aerodinámica en comparación con el NACA 2415 y su máximo más acusado.

Los resultados de interés son los siguientes (escogido para un número de Reynolds del orden de 4e5-5e5).

$$C_{l_0} = 0.58 \quad (4.16)$$

$$C_{l_{max}} = 1.62 \quad (4.17)$$

$$\alpha_{C_{l_{max}}} = 13^\circ \quad (4.18)$$

$$E_{max} = 95 - 110 \quad (4.19)$$

$$\alpha_{E_{max}} = 7^\circ - 7.5^\circ \quad (4.20)$$

ELECCIÓN FINAL DEL PERFIL DEL ALA

A continuación se van a mostrar las gráficas anteriores pero con los tres perfiles a la vez, para poder tener una visión más global de las diferencias entre uno y otro. Primeramente se aporta una superposición de la forma geométrica de cada uno de los perfiles y a continuación las correspondientes a las curvas de sustentación y de eficiencia aerodinámica.

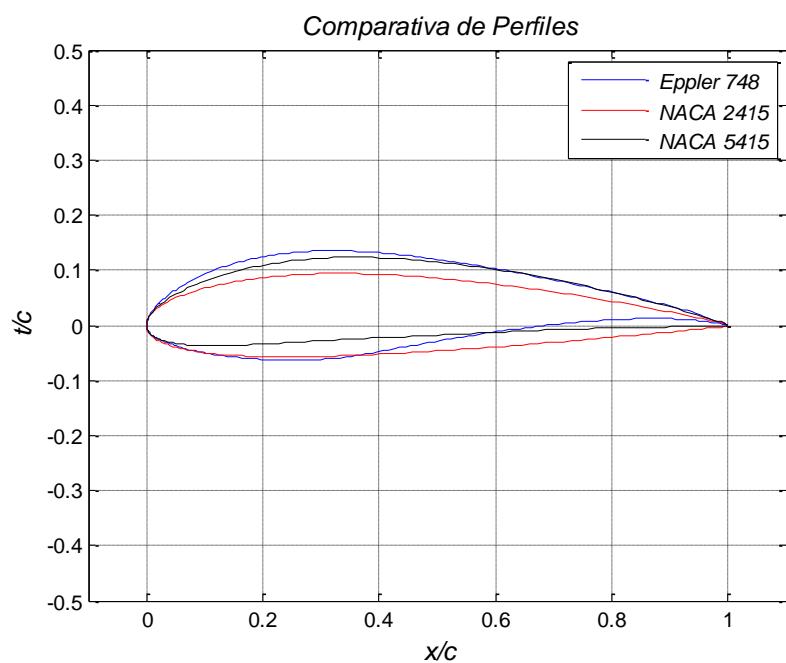


Figura 38 - Superposición de perfiles considerados

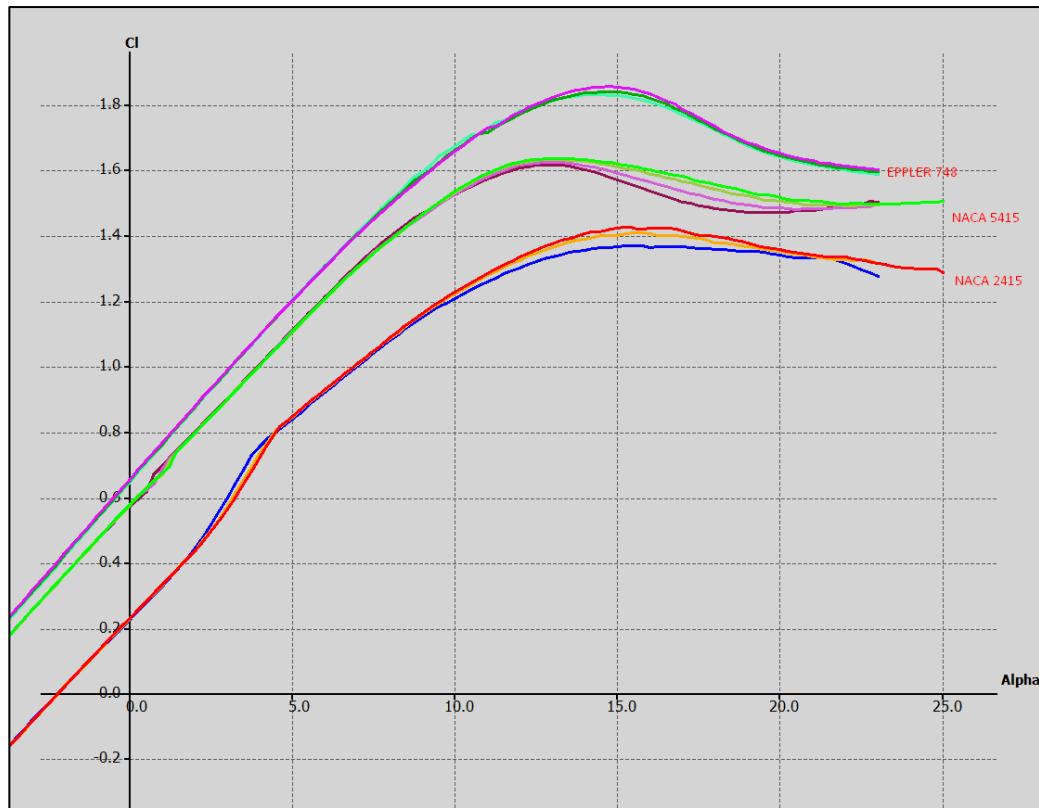


Figura 39 - Comparativa de sustentación para los perfiles considerados

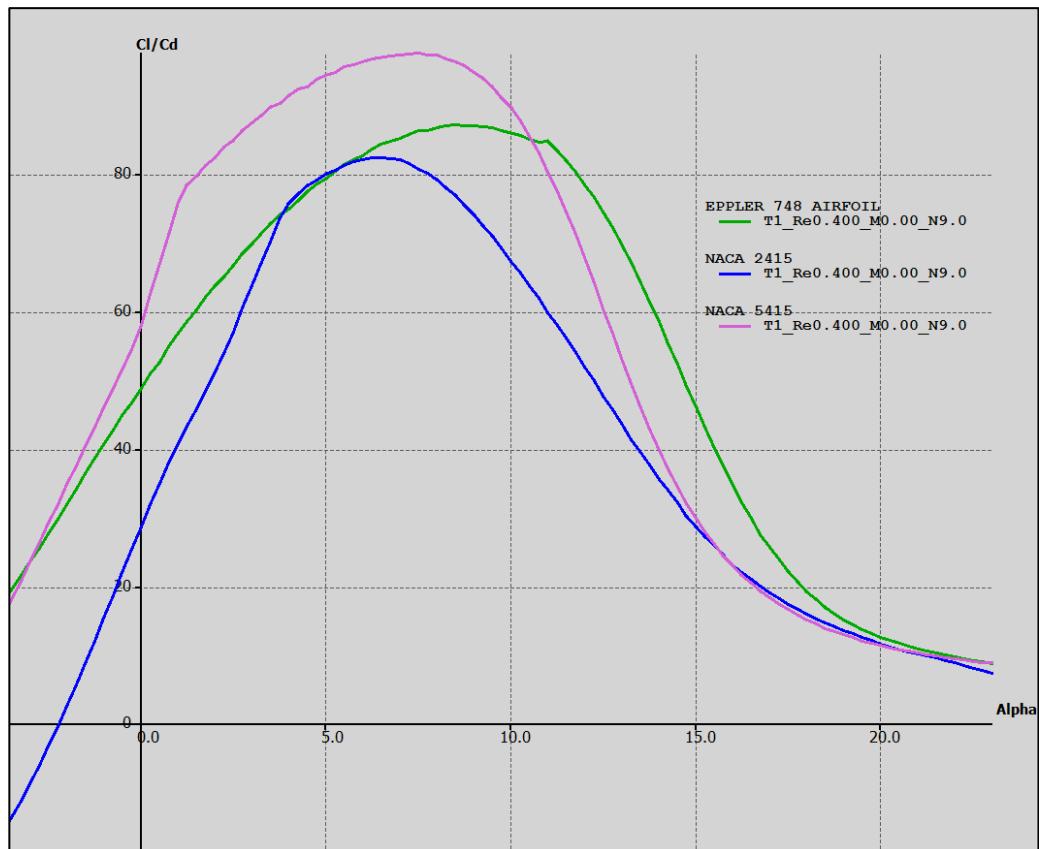


Figura 40 - Comparativa de eficiencia aerodinámica para los perfiles considerados

Se aprecian claramente y a simple vista las diferencias existentes entre cada uno de los perfiles. Como se dijo con anterioridad, la elección de un perfil va a conllevar una solución de compromiso en el que se le dará más importancia a una característica en especial. Para facilitar la elección, además de visualizar las gráficas representativas y como apoyo a éstas, se muestra una gráfica comparativa en la que se agrupan los parámetros calculados para cada perfil:

	C_{l_0}	$C_{l_{max}}$	$\alpha_{C_{l_{max}}}$	E_{max}	$\alpha_{E_{max}}$
EPPLER 748	0.65	1.86	14.7°	80-95	8-10°
NACA 2415	0.23	1.38	16°	83-92	6-6.5°
NACA 5415	0.58	1.62	13°	95-110	7.7.5°

Tabla 14 - Tabla resumen de resultados para distintos perfiles

Lo primero que puede apreciarse en la tabla anterior es que en la comparativa entre los dos perfiles NACA, el 5415 tiene mejores características en todos los elementos considerados. El único aspecto que puede discutir el 2415 es el ángulo de ataque correspondiente a la eficiencia aerodinámica máxima, el cual es menor. Basta echar un vistazo a la figura 40 para comprobar que para prácticamente todos los ángulos de ataque la eficiencia es mejor en el 5415 que en el 2415 por lo que se reafirma la elección del 5415 entre ambos NACA.

Por tanto la elección queda entre el Eppler 748 y el NACA 5415. En este caso la elección es más discutida, debido a que el Eppler tiene mejores condiciones de coeficiente de sustentación máximo y, en cambio, el NACA 5415 destaca por la eficiencia máxima y los ángulos a los que se producen los máximos. En ambos casos la entrada en pérdida es suave y no se tiene peligro de formación de burbuja explosiva que pueda llevar a una entrada en pérdida brusca e imprevista. Por tanto el criterio de entrada en pérdida no se tiene en cuenta en la elección. Tras debatir el asunto, se considera que, para las condiciones de vuelo y sustentación necesarias, ambos cumplen con los requerimientos de coeficientes de sustentación necesarios, como se puede apreciar en los análisis en 3D, por lo que el aspecto más a tener en cuenta a la hora de realizar la elección será la eficiencia aerodinámica. En este caso se tiene que el NACA 5415 tiene, para ángulos menores de unos 12°, mucho mejor comportamiento en este sentido. Teniendo en cuenta que en la fase de diseño del avión, el crucero, se volará en un rango bajo de ángulos de ataque, se considera que el perfil más adecuado para el ala es el NACA 5415.

4.2.3 SELECCIÓN DEL PERFIL AERODINÁMICO. COLA

Para los estabilizadores vertical y horizontal se va a utilizar el perfil simétrico NACA0012, muy extendido en las aeronaves existentes y con un espesor relativo de $(\frac{t}{c})_{max}$ del 12%.

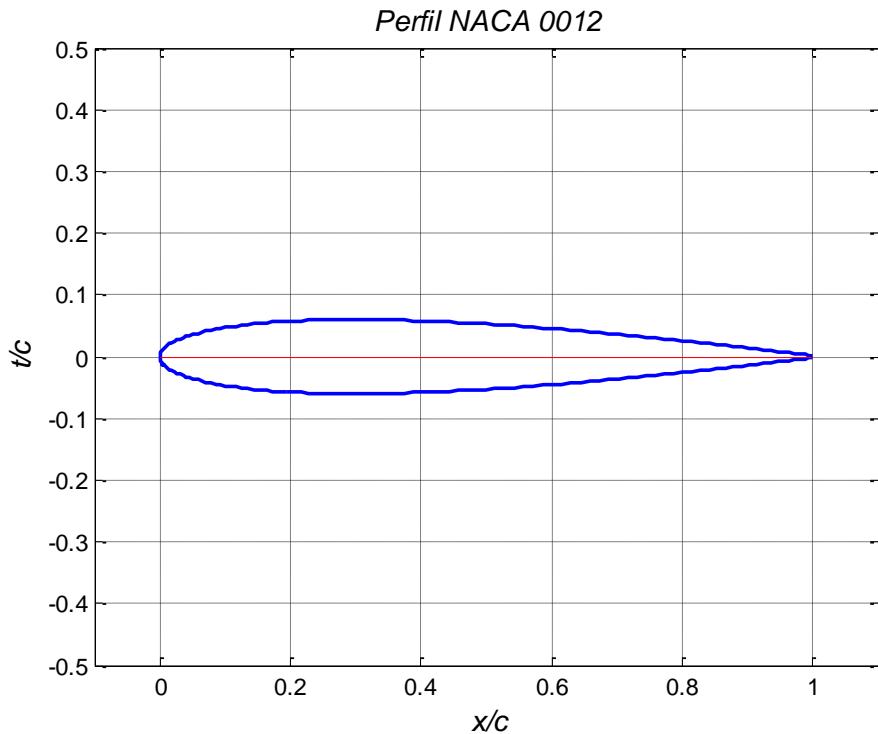


Figura 41- Perfil NACA 0012

En las siguientes figuras se muestran la curva de sustentación y de eficiencia extraída del análisis con el XFLR5.

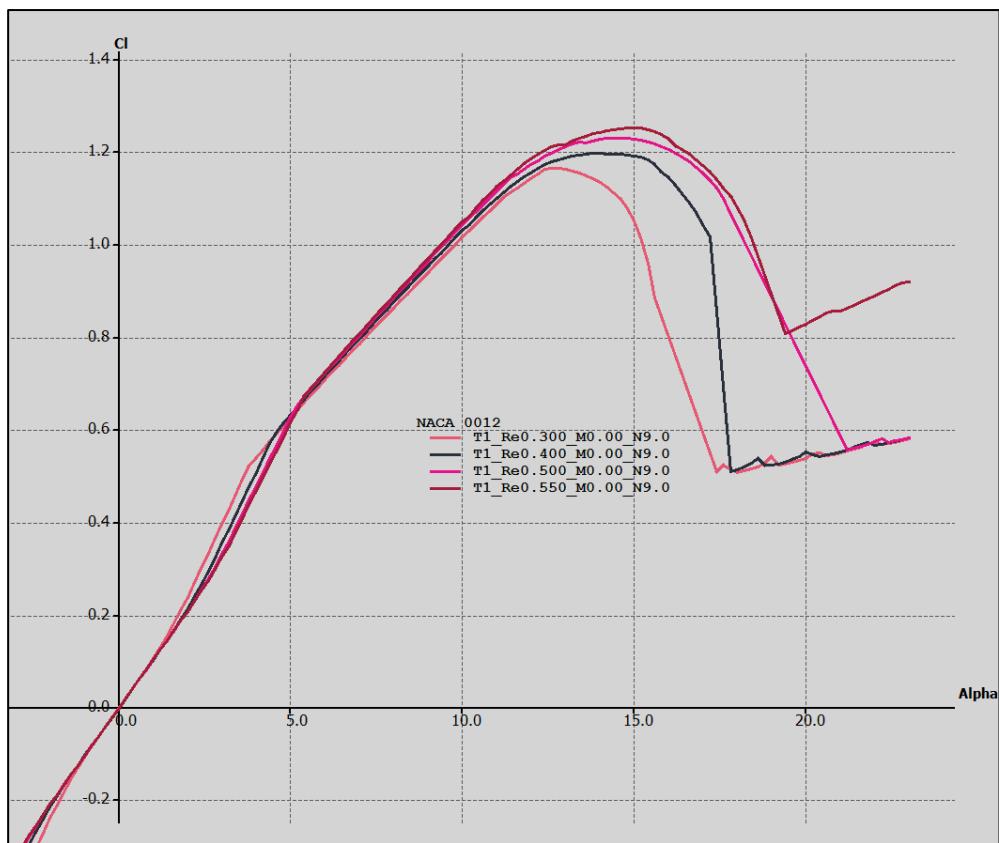


Figura 42 - Curvas de sustentación para el perfil NACA0012

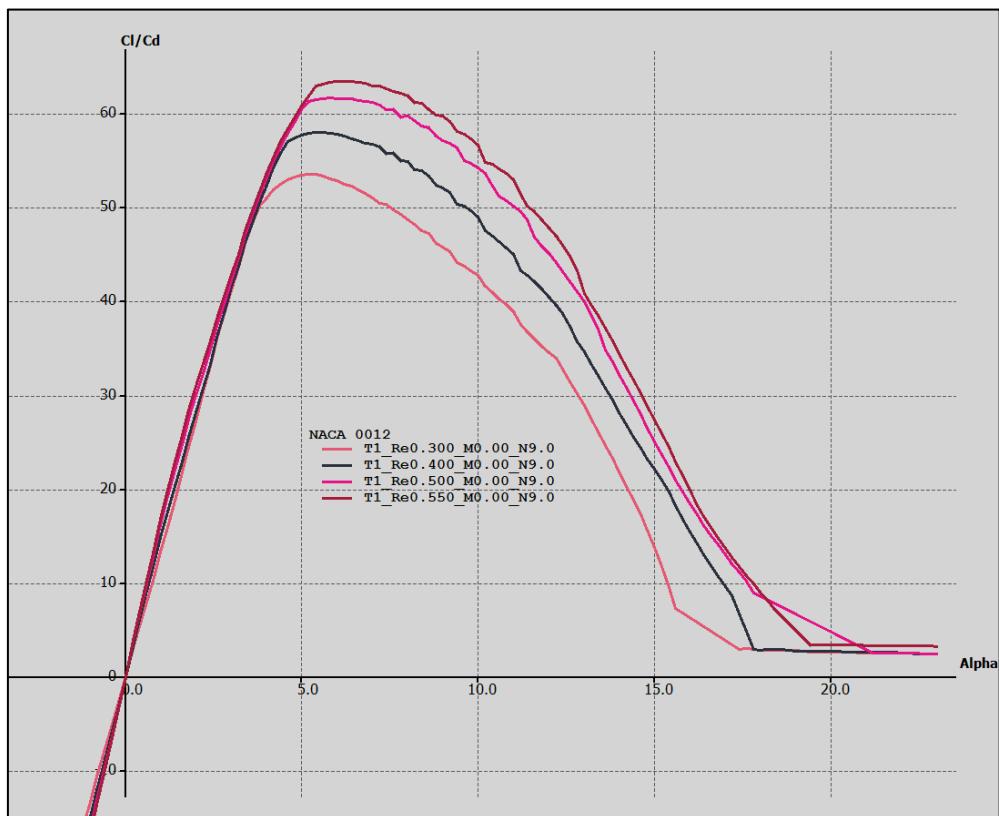


Figura 43 - Curvas de eficiencia aerodinámica para el perfil NACA0012

Una relación de los parámetros de interés es el siguiente:

$$C_{l_0} = 0 \quad (4.21)$$

$$C_{l_{max}} = 1.2 \quad (4.22)$$

$$\alpha_{C_{l_{max}}} = 14.5^\circ \quad (4.23)$$

Se puede apreciar, como era de esperar al ser simétrico, el coeficiente de sustentación nulo para ángulo de ataque cero.

4.3 ANÁLISIS TRIDIMENSIONAL

4.3.1 SELECCIÓN DE LA GEOMETRÍA. ALA

Una vez elegido el perfil aerodinámico que se empleará en la superficie alar, el siguiente aspecto importante es determinar las características geométricas que presentará la propia ala. Existen numerosas formas en planta y variables a tener en cuenta (alargamiento, quiebro, diedro, flecha) que serán analizadas y estudiadas en este apartado en busca de la forma más óptima para el *Austros*.

Diseño en planta

El diseño de la forma en planta del ala está estrechamente relacionado con los demás departamentos. En concreto, el punto de partida será la definición de la carga alar de diseño definida por el departamento de actuaciones en el apartado 2.2. Una vez se obtengan los nuevos valores implicados en la aerodinámica del avión, habrá que volver a realizar los cálculos de curvas limitantes sustituyendo los nuevos por los que se emplearon al principio, los cuales pertenecían al Céfiro.

A partir del valor estimado de la carga alar y del peso, se determina la superficie alar necesaria para cumplir con los requerimientos:

$$\frac{W}{S} = 210 \text{ MPa} \rightarrow \frac{m}{S} = \frac{W}{S} \times \frac{1}{g} = 21.4 \frac{\text{kg}}{\text{m}^2} \quad (4.24)$$

Donde g es la aceleración de la gravedad.

Una vez se tiene la masa por unidad de superficie, dado que se conoce la masa de diseño de la aeronave (16.8kg), se tiene la superficie necesaria para cumplir con dicha relación:

$$S = \frac{m}{21.4} = 0.794 \text{ m}^2 \quad (4.25)$$

Una vez obtenida la superficie alar, el siguiente paso es definir la forma del ala para poder obtener una envergadura y una relación de cuerdas. A continuación se van a detallar diversos aspectos a tener en cuenta en la definición de la tipología del ala:

Flecha

La flecha del ala es el ángulo que forma una línea del ala con el eje longitudinal del avión. Puede estar referida al borde de ataque (Λ_{ba}), al borde de salida (Λ_{bs}) o a la línea del 25% de la cuerda ($\Lambda_{c/4}$). En el caso del *Austros*, se decide que la flecha del borde de ataque sea nula por motivos de facilidad de construcción. Por el contrario, como se verá posteriormente el ala incorpora un estrechamiento que hace que la cuerda en las puntas sea más corta que en la raíz del ala. Por tanto, dado que $\Lambda_{ba} = 0$, forzosamente la flecha del borde de salida Λ_{bs} no podrá serlo. Concretamente se tendrá un valor de $\Lambda_{bs} = 8.9^\circ$ en la zona donde se produce el estrechamiento (la zona central del ala tiene forma en planta recta por lo que no aplica la flecha).

Diedro

Dado que se ha elegido una tipología de ala baja, es necesario incorporar un diedro positivo (hacia arriba) por motivos de estabilidad. De esta manera se tenderá a recuperar la posición de equilibrio tras una perturbación de balanceo. Basándose en la tabla de recomendaciones de diedro que proporciona Raymer [3], la cual se encuentra en la figura 44, el diedro elegido tiene un valor de 6° , encontrándose dentro de las recomendaciones para aviones subsónicos sin flecha de ala baja.

Table 4.2 Dihedral guidelines

	Wing position		
	Low	Mid	High
Unswept (civil)	5 to 7	2 to 4	0 to 2
Subsonic swept wing	3 to 7	-2 to 2	-5 to -2
Supersonic swept wing	0 to 5	-5 to 0	-5 to 0

Figura 44 - Guía del ángulo de diedro

Alargamiento y estrechamiento

El motivo de aunar en un mismo apartado el alargamiento y el estrechamiento es que en todo momento se va a elegir volar con estrechamiento óptimo, por lo que habrá que obtenerlo conjuntamente.

En alas no elípticas, la variable estrechamiento (λ) hace referencia a la relación entre la cuerda de la raíz del ala y la correspondiente a las puntas. Se trata de un parámetro importante puesto que define la distribución de la sustentación a lo largo de la envergadura del ala. Concretamente, un ala con poco estrechamiento implica un valor menor de la cuerda en la punta respecto a la de la raíz, por lo que se tendrá una sustentación menor en esa zona. Por el contrario, un valor alto de λ implicará cuerda en la punta mayor y una distribución de sustentación más grande en la zona de las puntas, lo que implicará mayor momento en el encastre. Esto no es así para el coeficiente de sustentación, dado que este depende no solo de la sustentación del perfil local, sino de su cuerda. La importancia de la distribución de la sustentación a lo largo del ala reside en la presencia de la resistencia inducida, dado que es uno de los factores que más influyen en ésta última.

Por tanto, el valor óptimo del estrechamiento en cada caso será aquel para el cual la distribución del coeficiente de sustentación sea lo más parecido a la distribución elíptica, la cual minimiza la resistencia inducida. Es ahí donde entra el coeficiente de Oswald (e), un factor de corrección que representa el cambio en la resistencia inducida de un ala por la sustentación que produce la misma, comparado con el ala de mismo alargamiento pero distribución de la sustentación elíptica. En la figura 45 se pueden encontrar distintas distribuciones de sustentación para varios valores de alargamiento, encontrándose la distribución elíptica se encuentra destacada en la misma.

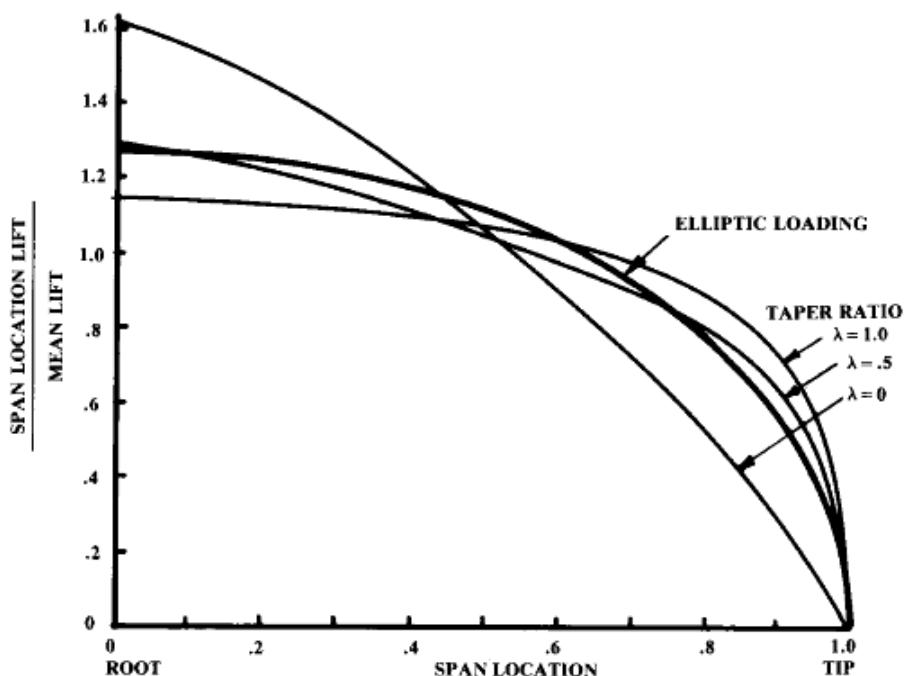


Figura 45 - Distribución de sustentación en el ala para distintos estrechamientos

Según Pamadi [1], el cálculo de la eficiencia de Oswald (e) es como sigue:

$$e = \frac{1.1C_{L_\alpha}}{RC_{L_\alpha} + (1-R)\pi AR} \quad (4.26)$$

$$R = a_1\lambda_1^3 + a_2\lambda_1^2 + a_3\lambda_1 + a_4 \quad (4.27)$$

Donde $\lambda_1 = \frac{AR\lambda}{\cos(\Lambda_{ba})}$ y $a_1 = 0.0004, a_2 = -0.008, a_3 = 0.0501, a_4 = 0.8642$

En la figura 46 se muestra el resultado tras realizar un barrido de estrechamientos para tres valores de alargamiento, los cuales serán los que se consideren en el estudio.

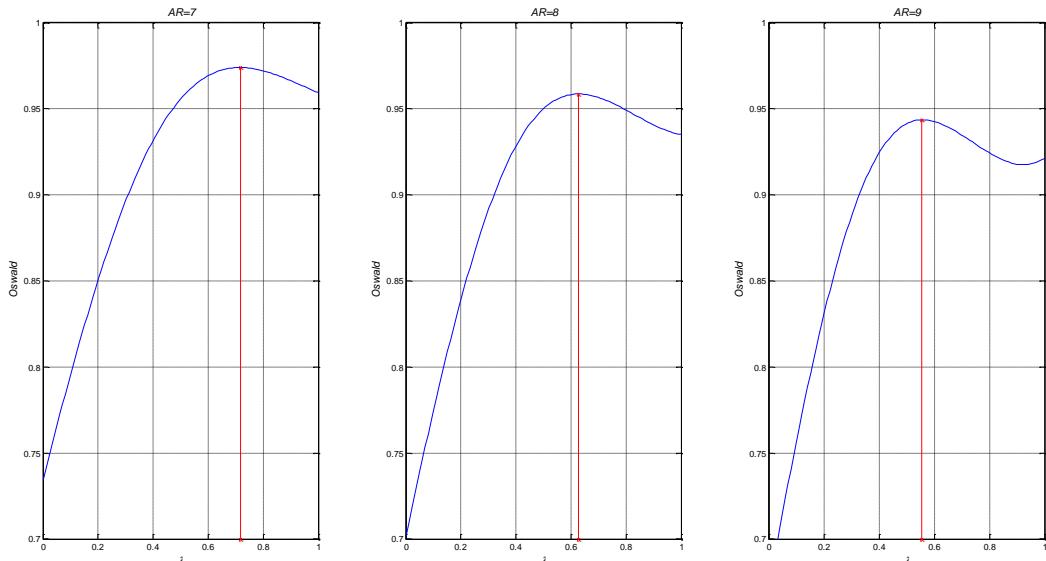


Figura 46 - Comparativa de eficiencia de Oswald para distintos alargamientos

Se puede apreciar como aumentando el alargamiento disminuye muy ligeramente la eficiencia, produciéndose una disminución más sensible del estrechamiento para el cual se produce el máximo de la eficiencia de Oswald. Hay que notar que este método de cálculo lleva a una estimación muy optimista de la eficiencia de Oswald y que, en realidad, los valores típicos se encuentran alrededor de 0.7-0.85. En Raymer [3] se encuentra la expresión 4.28 que tiene en cuenta esta limitación.

$$e = 1.78(1 - 0.045A^{0.68}) - 0.64 = 0.7831 \quad (4.28)$$

Con todo, a efectos de poder elegir una tipología de ala, es necesario conocer donde se produce el óptimo y no cuál es su valor, por lo que se considera suficiente. Por tanto, en la figura se representa la evolución del estrechamiento óptimo tras realizar un barrido de alargamientos considerando la primera expresión del coeficiente de Oswald:

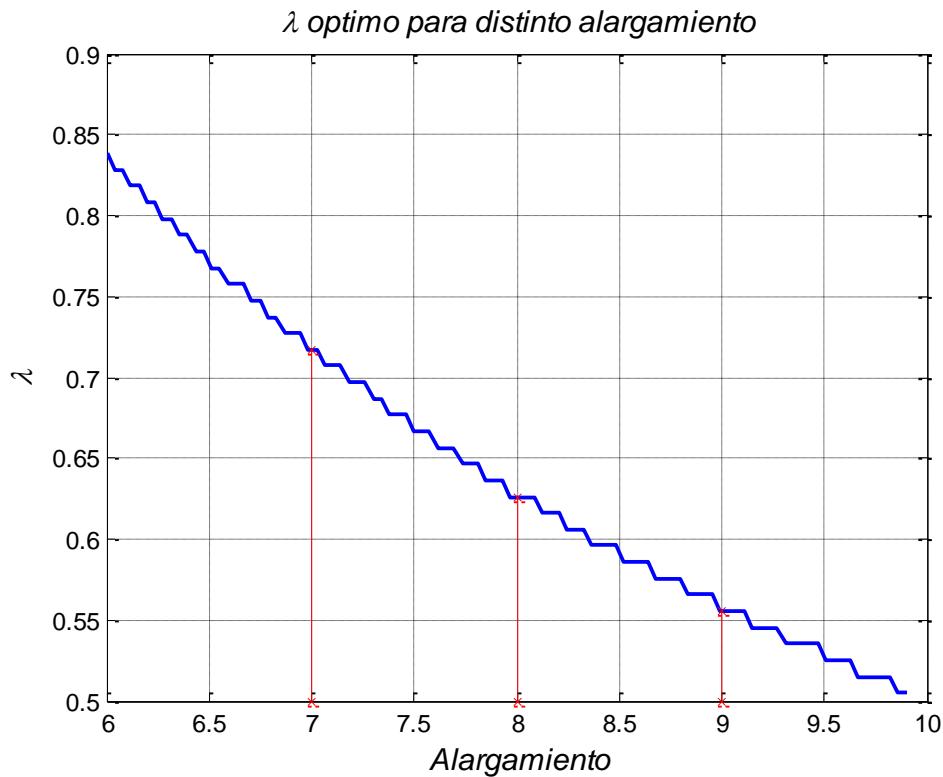


Figura 47 - Estrechamiento óptimo en función del alargamiento

Se puede apreciar claramente la disminución del estrechamiento óptimo que se mencionó anteriormente. Concretamente, se considerarán tres opciones posibles a la vista de los resultados:

Alargamiento	Estrechamiento óptimo (λ^*)
7	0.717
8	0.626
9	0.555

Tabla 15 - Estrechamiento óptimo para distintos alargamientos

Se asumirá que en todo caso la aeronave volará con el estrechamiento óptimo. El siguiente paso es realizar el estudio del comportamiento del ala para cada uno de los tres casos. Para ello se volverá a utilizar el programa XFLR5, introduciendo la geometría determinada para cada uno de los casos. Primeramente mediante las ecuaciones 4.29-31 se determinan la envergadura y cuerdas que corresponden a cada uno de los alargamientos.

$$A = \frac{b^2}{S} \rightarrow b = \sqrt{A \cdot S} \quad (4.29)$$

$$S = \frac{c_r(1 + \lambda)}{2} b \rightarrow c_r = \frac{2S}{b(1 + \lambda)} \quad (4.30)$$

$$c_t = \lambda c_r \quad (4.31)$$

Estas ecuaciones corresponden al caso de un ala sin quiebro. Dicho aspecto será tratado en el siguiente punto. En este caso, los resultados obtenidos se muestran en la tabla 16.

Alargamiento	Envergadura (<i>b</i>)	Cuerda en la raíz (<i>c_r</i>)	Cuerda en la punta (<i>c_t</i>)
7	2.357	0.392	0.281
8	2.520	0.387	0.242
9	2.673	0.382	0.212

Tabla 16 - Dimensiones óptimas en función del alargamiento

Con estos datos ya se puede dibujar el ala en XFLR5 tal y como se detalla en el anexo. En la figura 48 se muestra una imagen del resultado del programa para el ejemplo de alargamiento 9.

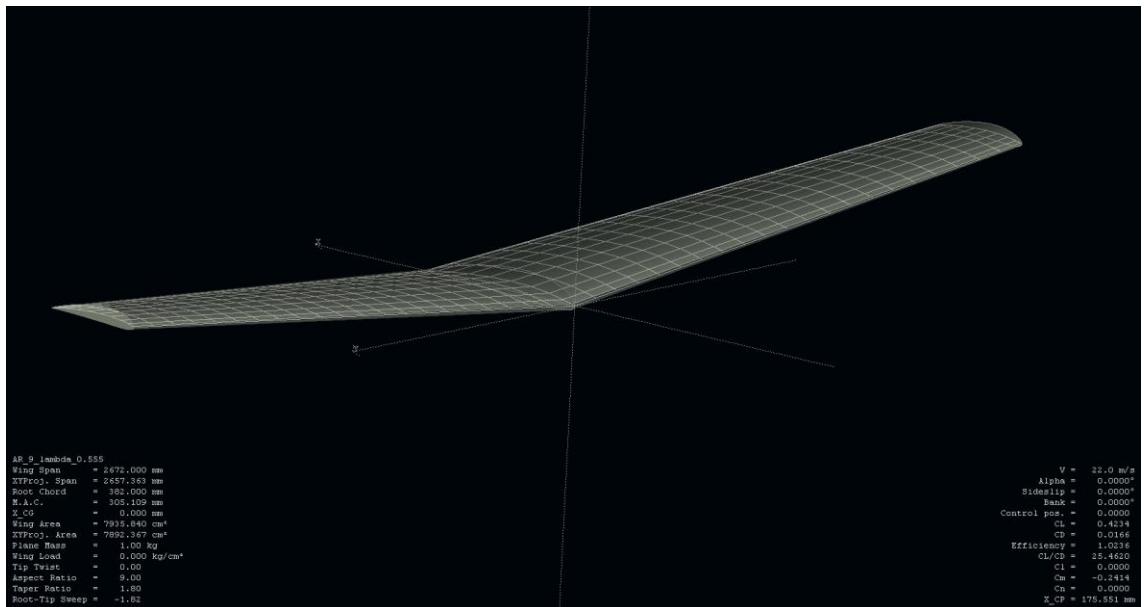


Figura 48 - Ilustración del ala en XFLR5

Para realizar una comparativa de alas, primeramente se define como criterio de elección el de la eficiencia aerodinámica C_L/C_D , por ello se simulan en XFLR5 las tres alas para la velocidad de diseño y para un rango amplio de ángulos de ataque. El resultado se muestra en la figura 49.

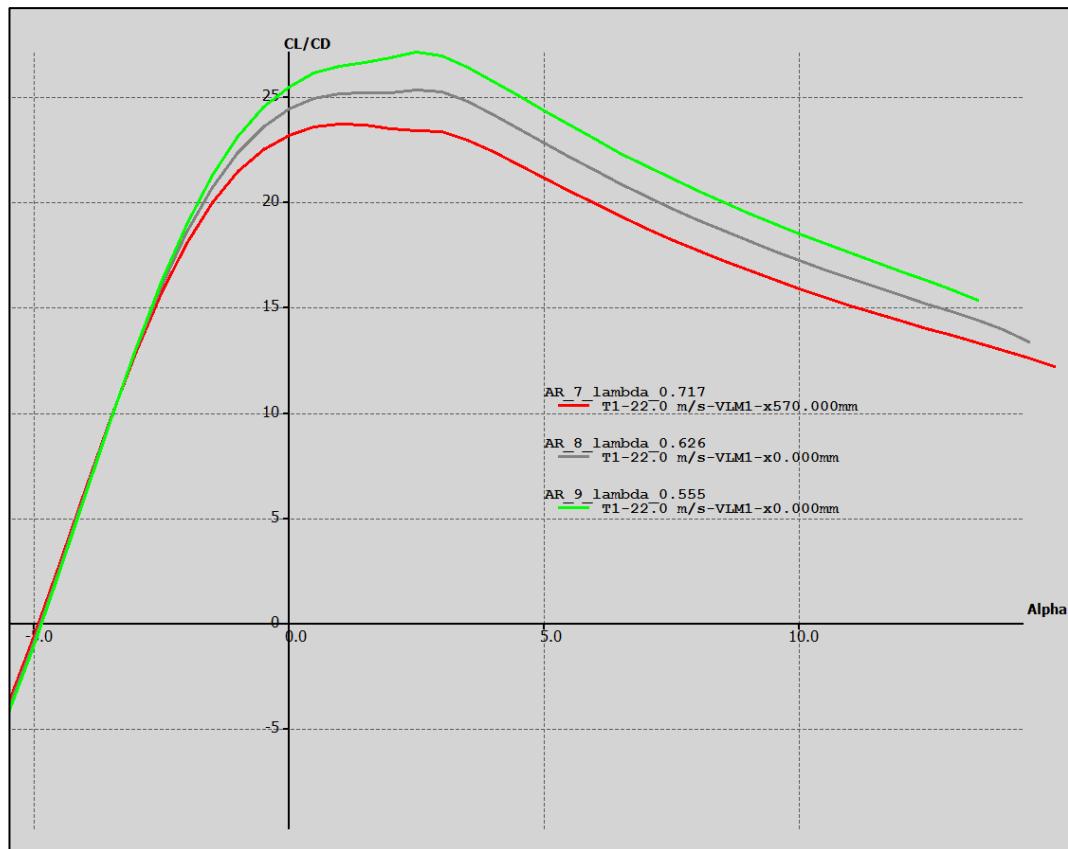


Figura 49 - Comparativa de eficiencia para distintos alargamientos con estrechamiento óptimo

A la vista de los resultados obtenidos, se elige el ala con mayor alargamiento de las tres ($AR = 9$) y el alargamiento óptimo $\lambda^* = 0.555$. El motivo por el cual no se han considerado alargamientos mayores es porque no interesa seguir aumentando la envergadura por motivos de espacio. Por tanto, finalmente se obtiene un ala con una envergadura $b = 2.673\text{ m}$.

Quiebro

En un ala, el quiebro es un punto del ala en el que se incluye un cambio brusco de la forma en planta, como puede apreciarse en la representación de la forma en planta mostrada en la figura 50. Concretamente, en el caso del *Austros*, se considera adecuado incorporar un quiebro que permita que la zona central del ala tenga forma en planta rectangular, pasando tras el quiebro a la zona con el estrechamiento calculado anteriormente. Tras revisar proyectos en los que se realizó un análisis exhaustivo de la variación de la variación del comportamiento del ala con el valor de b_1 (definido como el valor que multiplica a la semienvergadura para obtener la distancia sin estrechamiento), se considera que dichas variaciones no son sustanciales en los rangos que se consideran en este estudio, por lo que para su elección se realiza por criterios de facilidad de construcción. Los objetivos son los siguientes:

- Facilitar el encastre del ala con el fuselaje.
- Facilitar el diseño y construcción del anclaje de los tubos de cola, dado que conviene que sea por una zona recta. Por tanto, la zona recta del ala se llevará hasta centímetros más allá de dicha unión.

Por tanto, tras obtener todas las medidas de los estabilizadores y tubos de cola, se considera que el punto al que debe realizarse el quiebro es el que se encuentra al 24% de la semienvergadura medida desde la raíz del ala. Definiendo $b_1 = 0.24$, se pueden diferenciar dos tramos bien en el ala:

- Una sección con forma en planta recta de longitud desde la raíz $b_1 \cdot b = 0.32 \text{ m}$.
- Una sección con estrechamiento de longitud $(1 - b_1) \cdot b = 1.01 \text{ m}$.

Debido a la incorporación de la zona rectangular en el centro del ala, si se mantiene constante la envergadura se producirá un cambio en las cuerdas de la raíz y las puntas para poder así cumplir con los requerimientos de superficie alar. En este caso, las expresiones para calcular la geometría del ala cambian dado que hay que incluir el efecto de b_1 , como se aprecia en las ecuaciones 4.32-34.

$$A = \frac{b^2}{S} \rightarrow b = \sqrt{A \cdot S} \quad (4.32)$$

$$S = b_1 c_r + \frac{c_r(1 + \lambda)}{2} (b - b_1) \rightarrow c_r = \frac{S}{b_1 + \frac{(1 + \lambda)}{2} (b - b_1)} \quad (4.33)$$

$$c_t = \lambda c_r \quad (4.34)$$

Finalmente, los valores de las cuerdas en la raíz y en las puntas quedan, respectivamente:

$$c_r = 0.3575 \text{ m.}$$

$$c_t = 0.1984 \text{ m.}$$

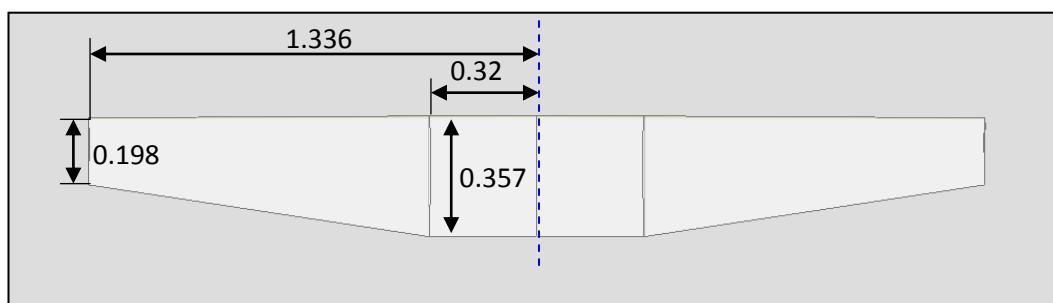


Figura 50 - Geometría en planta del ala

Centro aerodinámico

Debido al estrechamiento del ala y a la geometría elegida, la posición del centro aerodinámico de la misma no se situará a un cuarto de la cuerda de la raíz, sino que se situará más adelantada. Para realizar su estimación, se calcula el centro aerodinámico correspondiente a cada una de las secciones del ala respecto al borde de ataque y posteriormente se pondera con la envergadura de ambas:

- Sección sin estrechamiento (24%)

$$\frac{1}{4}c_r = 0.08925 \text{ m} \quad (4.35)$$

- Sección con estrechamiento (76%)

- Se sitúa en el 0.25 de la cuerda media:

$$\frac{1}{4}c_{med} = 0.25 \frac{0.357 + 0.198}{2} = 0.06937 \text{ m} \quad (4.36)$$

- Centro aerodinámico del ala completa:

$$x_{ca} = 0.24 \cdot 0.08925 + 0.76 \cdot 0.06937 = 0.07414 \text{ m} \quad (4.37)$$

En la tabla 17 se resumen las características finales del ala que incorpora el *Austros*.

Alargamiento (A)	9
Estrechamiento (λ^*)	0.555
Envergadura (b)	2.642 m.
Cuerda en la raíz (c_r)	0.357 m.
Cuerda en las puntas (c_t)	0.198 m.
Flecha borde de ataque (Λ_{ba})	0°
Flecha borde de salida (Λ_{bs})	8.9°
Flecha de $c/4$ ($\Lambda_{c/4}$)	1.70°
Punto de quiebro (b_1)	0.24·b/2

Tabla 17 - Características geométricas del ala

4.3.2 SELECCIÓN DE LA GEOMETRÍA. CONJUNTO DE COLA

La superficie y geometría de los estabilizadores necesita ser calculada teniendo en cuenta la estabilidad de la aeronave, dado que su misión fundamental es la de proporcionar estabilidad y control a la misma.

En un comienzo, dado que no se dispone de un análisis de estabilidad, se opta por definir un punto de partida utilizando valores del Céfiro. Concretamente, se definirá una relación entre las áreas de ambos estabilizadores y la de las alas para el Céfiro y se asumirá que dicha relación es la misma para el Austros. En este análisis se ha cogido una superficie alar del Céfiro $S_{cef} = 1.088 \text{ m}^2$, superficie de estabilizador horizontal $S_{HTP_c} = 0.176 \text{ m}^2$ y del vertical $S_{VTP_c} = 0.173 \text{ m}^2$. Por tanto las relaciones de área son:

$$K_{HTP} = \frac{S_{HTP_c}}{S_{W_c}} = 0.1539 \quad (4.38)$$

$$K_{VTP} = \frac{S_{VTP_c}}{S_{W_c}} = 0.1513 \quad (4.39)$$

Donde S_{W_c} es la superficie alar obtenida para el *Céfiro*. Si se asume que dicha relación es la misma que para el Austros, multiplicando dicha relación por la superficie alar (0.794 m^2) se obtienen las siguientes medidas preliminares ($S_{X_{pre}}$) para las superficies de cola:

$$S_{HTP\ pre} = K_{HTP} \cdot S_{W_{austros}} = 0.12047 \text{ m}^2 \quad (4.40)$$

$$S_{VTP\ pre} = K_{VTP} \cdot S_{W_{austros}} = 0.12256 \text{ m}^2 \quad (4.41)$$

Estos dos valores se tomarán únicamente la primera aproximación. Posteriormente en el análisis de estabilidad esta superficie se ajustará para cumplir con los requisitos necesarios.

Finalmente, tras realizar el análisis de estabilidad se producen leves modificaciones en las superficies hasta obtener las definitivas, mostradas en la tabla 18.

Con la tipología de conjunto de cola elegida, en U invertida, se ha elegido usar un estabilizador horizontal de forma en planta rectangular.

Para definir la geometría de cola se elige un alargamiento de 2.5, y dado que $AR = \frac{b^2}{S}$, resulta utilizar un estabilizador horizontal de 0.6 m. de envergadura. Para cumplir con el área especificada, dado que es una superficie recta, se necesita una cuerda de 0.24 m. El estabilizador vertical se considera recto y con una cuerda igual que la del vertical, por lo que el único elemento que es necesario calcular es la longitud de cada uno de los estabilizadores.

Considerando que ambos estabilizadores tienen forma en planta recta, se obtienen los resultados de la tabla 18.

	Estabilizador Horizontal	Estabilizador Vertical
Superficie (m^2)	0.1440	0.096
Cuerda (m)	0.24	0.24
Envergadura (m)	0.6	0.3
Alargamiento	2.5	1.66

Tabla 18 - Características geométricas de los estabilizadores

En la figura 51 se muestra como queda modelado el conjunto de cola en XFLR5.

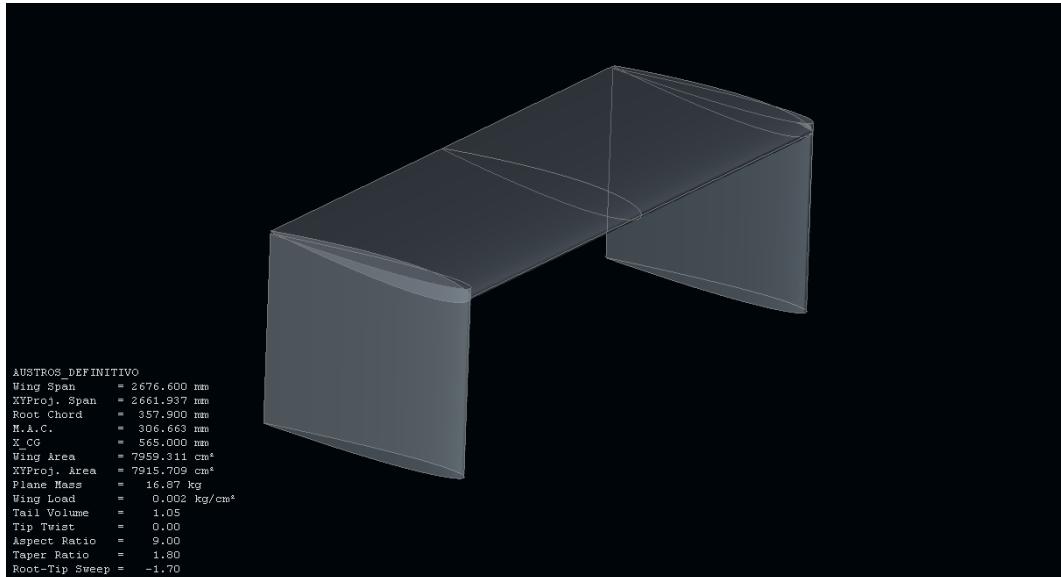


Figura 51 - Ilustración de la cola

4.4 RESULTADOS FINALES. SUSTENTACIÓN

Una vez definidas las superficies tanto del ala como de los estabilizadores, se está en disposición de realizar el análisis de la aerodinámica del ala y del avión completo, pasando por tanto del análisis en 2D al 3D. Para ello se trasladan a la herramienta XFLR5 las dimensiones calculadas anteriormente y se realizan los análisis que se requieran para realizar los estudios necesarios que determinen la aerodinámica del avión. En ciertos momentos habrá que apoyarse en análisis teóricos realizados independientemente de la herramienta XFLR5 dado que la herramienta no abarca absolutamente todas las características necesarias para realizar el estudio completo. En un primer apartado se realizará el estudio de la sustentación, para posteriormente pasar al de la resistencia.

4.4.1 SUSTENTACION. ALA

En este apartado se va a realizar un estudio de la sustentación que proporcionará el ala para dos tipos de segmentos representativos:

- Aquellos en los que el ala opere en configuración limpia (sin flaps desplegados).
- Aquellos en los que el ala opere en configuración sucia (con flaps desplegados) como pueden ser despegue o aterrizaje.

Gracias a las posibilidades que brinda el programa XFLR5, se puede obtener directamente la figura 52 que representa la curva de coeficiente de sustentación frente al ángulo de ataque.

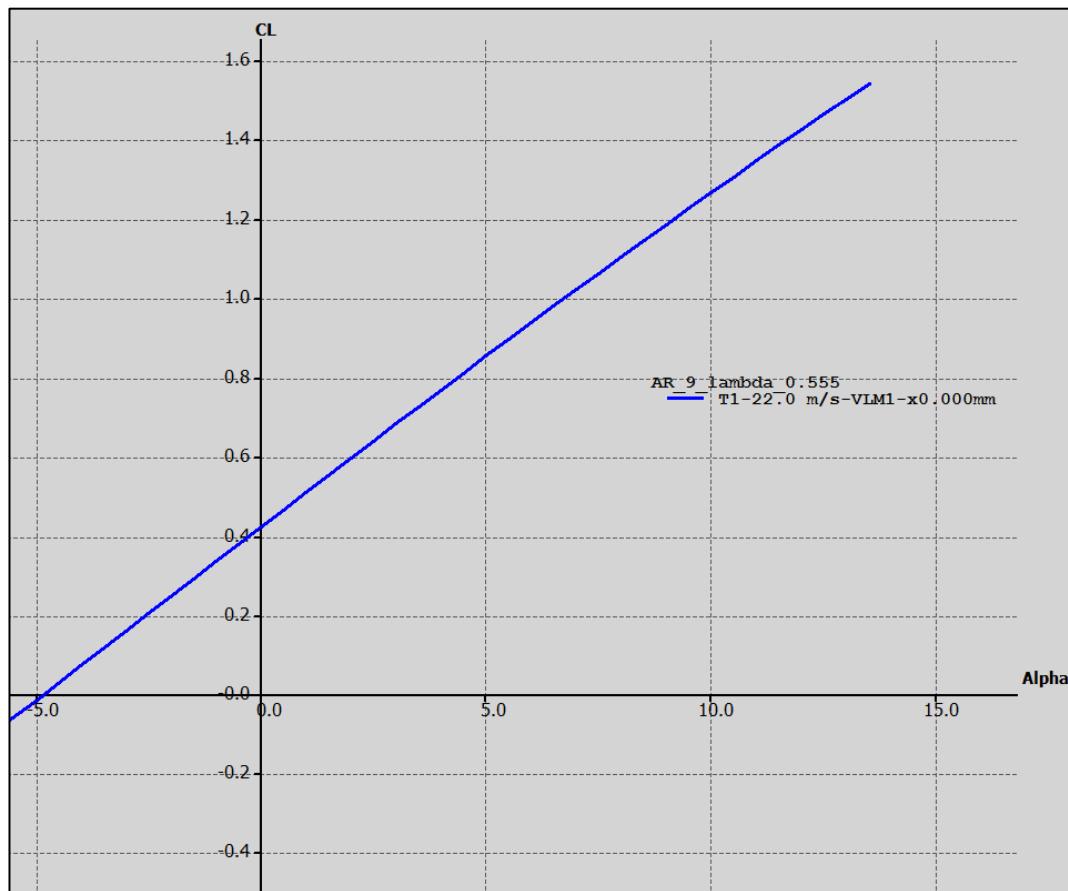


Figura 52 - Sustentación para el ala elegida

A un ángulo de ataque de 14° el programa comienza a tener errores de interpolación, lo que indica que se ha llegado a la zona de entrada en pérdida del ala al no poder tomar datos para esas condiciones en los resultados del perfil bidimensional utilizado. Del análisis de esta curva se puede extraer gráficamente la pendiente de la curva y el valor del coeficiente de sustentación máximo y para ángulo de ataque nulo, resultando:

$$C_{L\alpha} = 4.85 \quad (4.42)$$

$$C_{L_0} = 0.4235 \quad (4.43)$$

$$C_{L_{max}} \cong 1.5 \quad (4.44)$$

Se aprecia, tal y como era de esperar, que los valores para el ala son ligeramente inferiores que los correspondientes al perfil bidimensional. Con todo, no se obtiene una disminución excesiva y las características del ala resultan ser bastante buenas.

La ecuación de la sustentación en configuración limpia es, por tanto:

$$C_L = C_{L_0} + C_{L\alpha}\alpha = 0.4235 + 4.85\alpha \quad (4.45)$$

Donde α vendrá dada en radianes.

La herramienta también proporciona en su módulo 3D una visión, entre otros, de la distribución de la sustentación (en verde) y de la resistencia inducida (en amarillo) por toda la envergadura del ala:

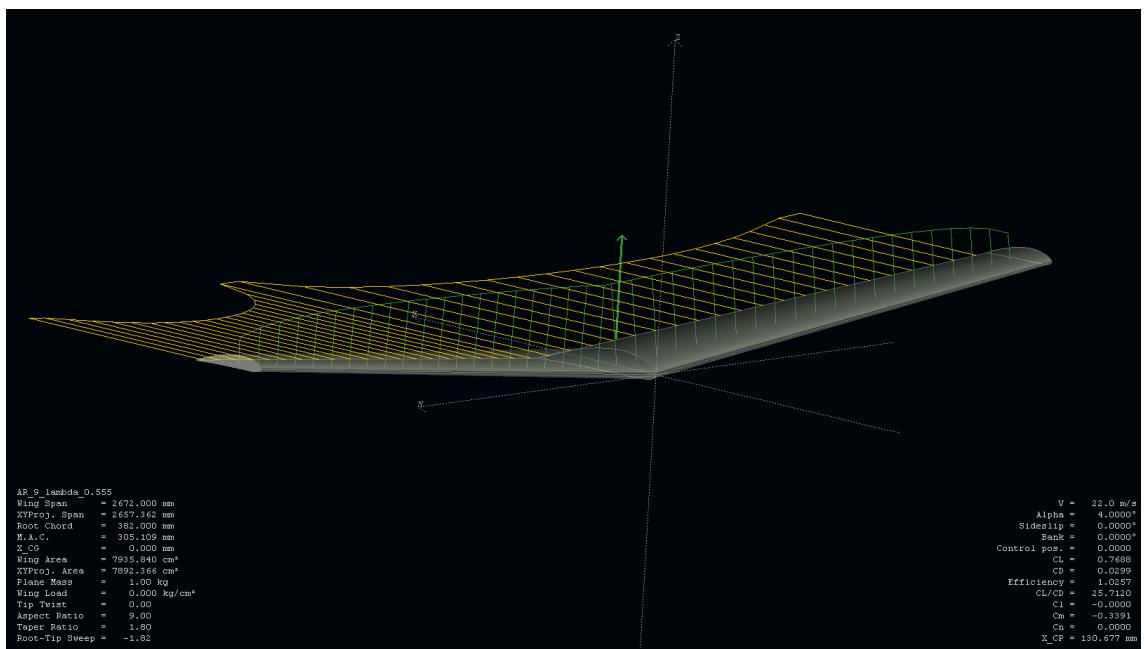


Figura 53 - Sustentación y resistencia inducida a lo largo del ala

Por otro lado, la distribución de la sustentación a lo largo de la envergadura para distintos ángulos de ataque es como sigue:

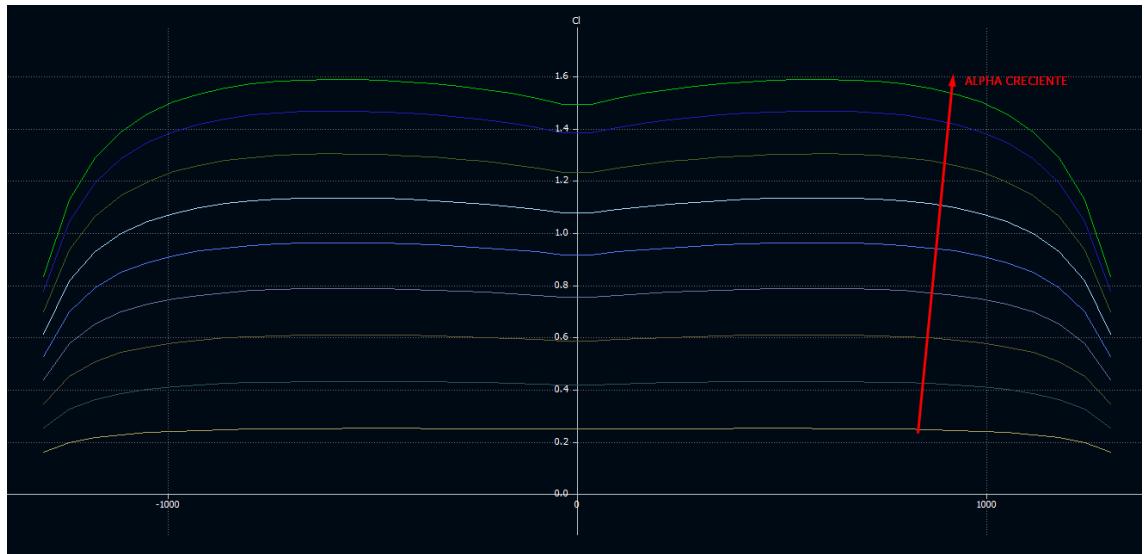


Figura 54 - Distribución del coeficiente de sustentación para varios ángulos de ataque

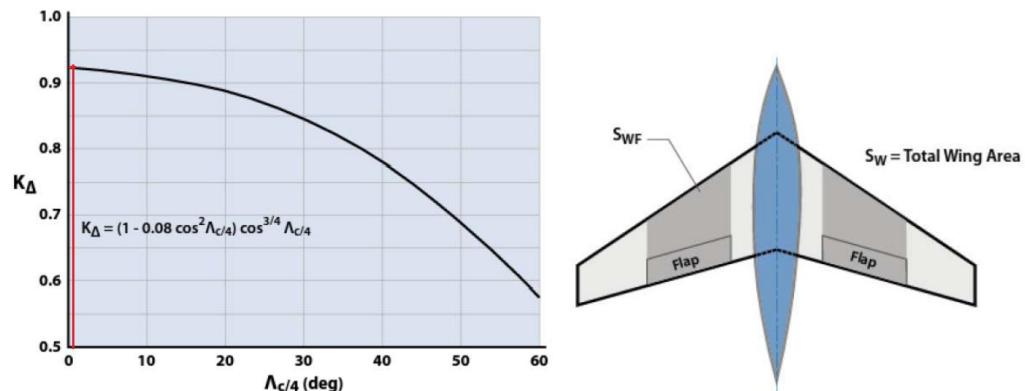
- **Dispositivos hipersustentadores**

La configuración sucia del ala se corresponde con el ala con los flaps desplegados con objeto de aumentar la sustentación para unas condiciones de vuelo dadas.

Para estimar dicho incremento se utilizan dos procedimientos distintos disponibles en la literatura, cogiendo el resultado medio de ambos. La superficie del flap elegida será aquella que provoque un incremento de sustentación de aproximadamente $\Delta C_{L_{max}} \approx 0.3$.

- **Método 1**

El primer método utiliza un factor de corrección K_Δ tal que:



$$\Delta C_{L_{max}} = \Delta C_{l_{max}} \frac{S_{WF}}{S_W} K_\Delta \quad (4.46)$$

Donde S_W es la superficie alar y S_{WF} es la superficie cubierta por el flap. $\Delta C_{l_{max}}$ es el incremento de sustentación en el perfil que se provoca al incorporar el flap. Este incremento se estima por:

High-lift device	$\Delta C_{l_{max}}$
Flaps	
Plain and split	0.9
Slotted	1.3
Fowler	1.3 c'/c
Double slotted	1.6 c'/c
Triple slotted	1.9 c'/c

- Método 2

El segundo método emplea, en lugar del coeficiente K_Δ , un coeficiente basado en el ángulo de la línea de rotación del flap, Λ_{HL} , que en el caso del *Austros* será 0° .

$$\Delta C_{L_{max}} = \Delta C_{l_{max}} \frac{S_{WF}}{S_W} \cos \Lambda_{HL} \quad (4.47)$$

Tras realizar los cálculos se tiene como resultado un valor de longitud de flap de un 32% de la semienvergadura, obteniendo un $S_{WF} = 0.2503 \text{ m}^2$ (se han tenido en cuenta ambos flaps). Con estos datos se tienen los siguientes resultados de incremento de sustentación para cada método:

- Método 1 $\rightarrow \Delta C_{L_{max1}} = 0.287$

$$\Delta C_{L_{max}} = \frac{\Delta C_{L_{max1}} + \Delta C_{L_{max2}}}{2} \\ = 0.2987$$

- Método 2 $\rightarrow \Delta C_{L_{max2}} = 0.3103$

Por tanto al deflectar los flaps se produce un incremento de sustentación de 0.2987, o lo que es lo mismo, se necesita menor ángulo de ataque o menor velocidad para alcanzar el mismo coeficiente de sustentación global:

$$C_{L_{max,sucio}} = C_{L_{max,limpio}} + \Delta C_{L_{max}} \quad (4.48)$$

4.4.2 SUSTENTACION. ALA+FUSELAJE

Seguidamente se introduce en XFLR5 un modelo del fuselaje como se muestra en la figura 56. De esta manera, se simula la disminución de la superficie expuesta del ala que generará, como se puede comprobar en la figura 55, una disminución de la pendiente de la curva de sustentación. Hay que notar que no se considera la incidencia del ala que posteriormente se asignará al avión.

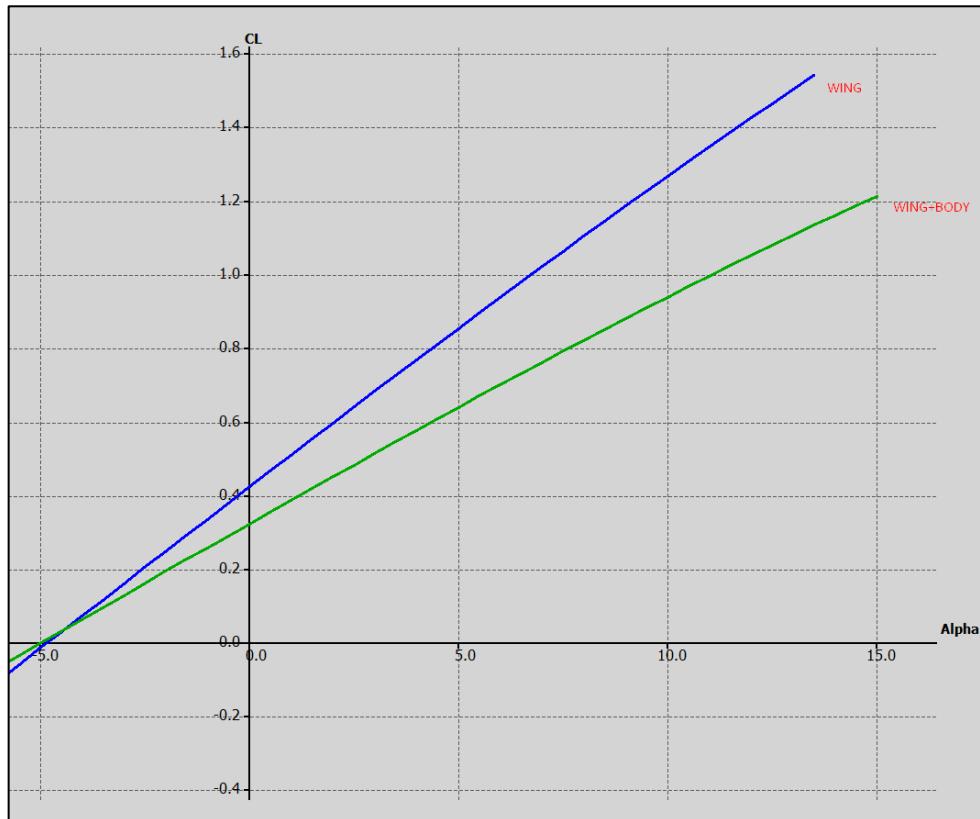


Figura 55 - Comparativa de CL para el ala con fuselaje y sin fuselaje

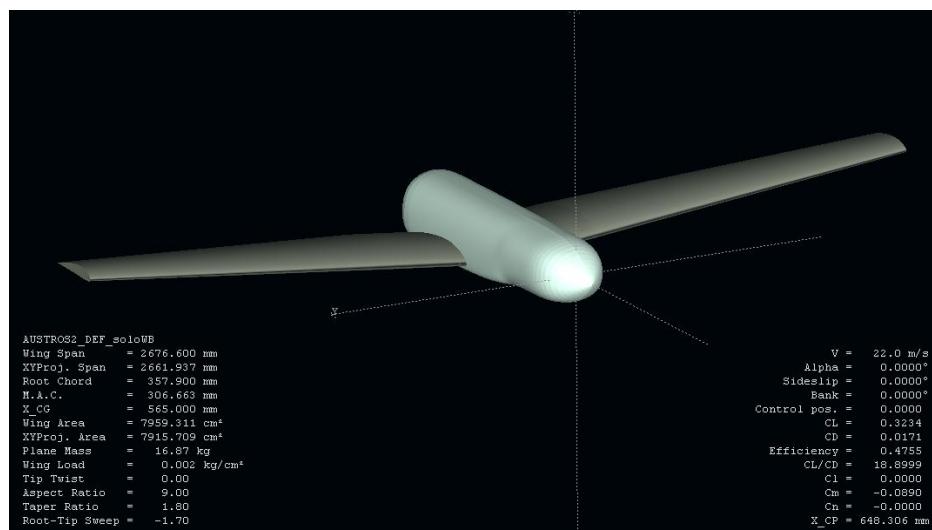


Figura 56 - Dibujo del Wing+Body en Austros

En este caso se cuantifica la disminución de los valores de sustentación:

$$CL_{awb} = 3.7 \quad (4.49)$$

$$CL_{0wb} = 0.32 \quad (4.50)$$

4.4.3 SUSTENTACION. HTP

La curva de sustentación del estabilizador horizontal se obtiene introduciendo su geometría en XFLR5, obteniendo los datos siguientes si se simula la superficie del estabilizador horizontal de forma aislada:

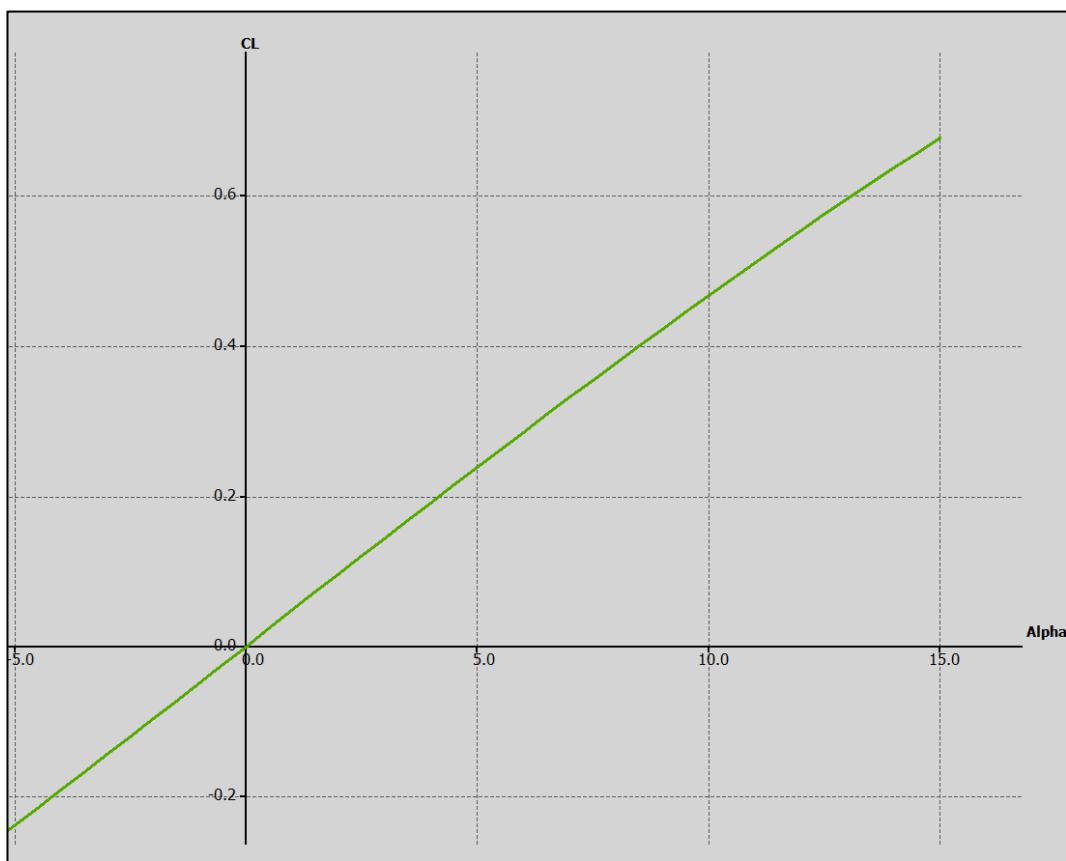


Figura 57 - Sustentación de la cola

Se aprecia, dado el carácter simétrico del perfil, que a ángulo de ataque nulo la sustentación también es nula. Por tanto, la ecuación de sustentación del estabilizador horizontal vendrá dada por la pendiente de dicha curva:

$$C_{L_{HTP}} = 2.681\alpha \quad (4.51)$$

4.4.4 SUSTENTACION. AVIÓN COMPLETO

Finalmente, realizando el análisis de sustentación incorporando todas las superficies sustentadoras y el fuselaje tal y como se muestra en la figura 59, se llega al resultado de la figura 58.

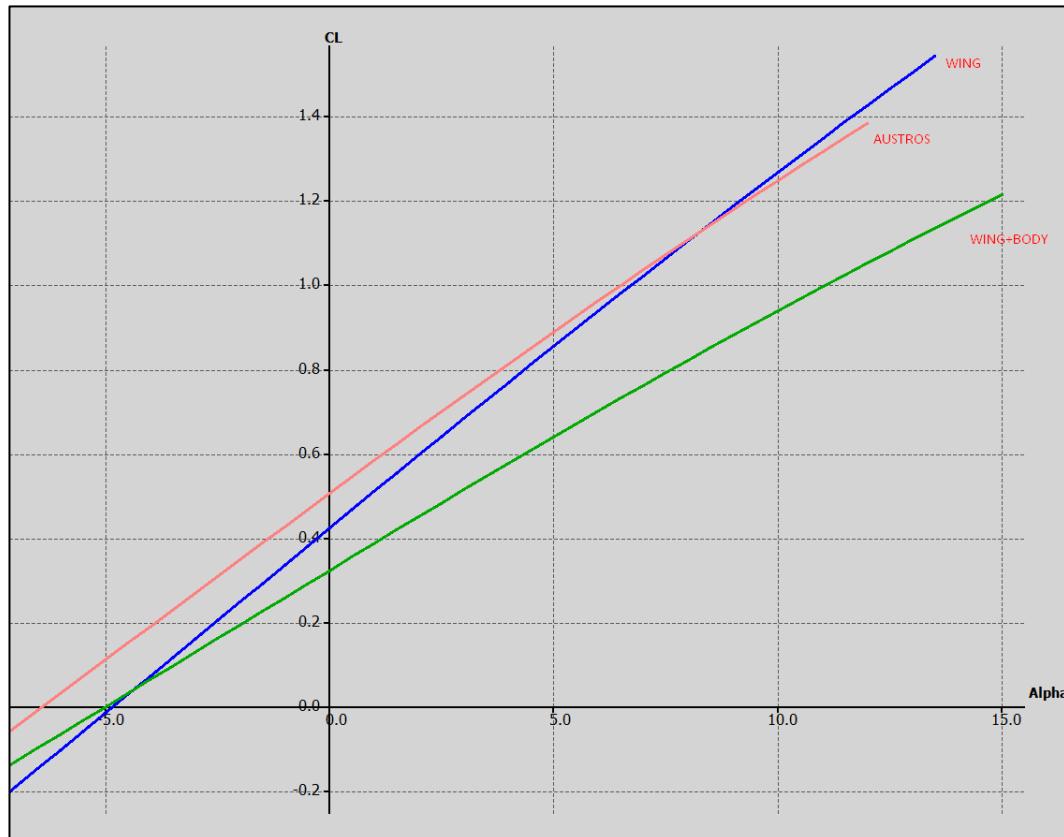


Figura 58 - Comparativa sustentación para con distintas contribuciones

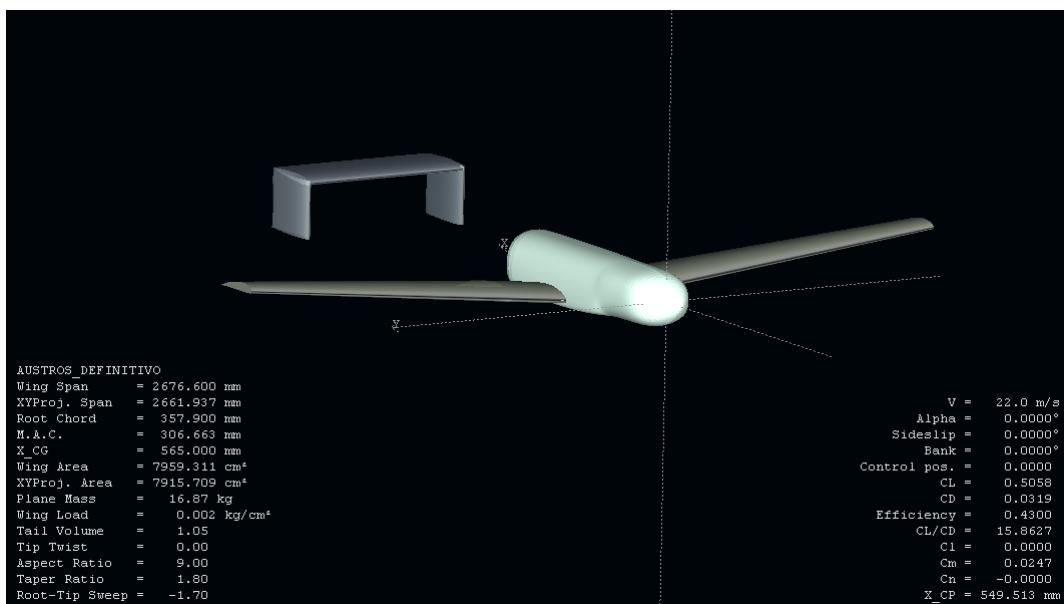


Figura 59 - Avión completo en XFLR5

En el caso de la curva de sustentación del avión completo sí se ha incluido la incidencia del ala y de la cola que finalmente se empleará (3° y -3° , respectivamente). Se tiene que los valores del avión completo serán:

$$CL_\alpha = 4.41 \quad (4.52)$$

$$CL_0 = 0.5 \quad (4.53)$$

4.5 RESULTADOS FINALES. POLARES

Tras analizar las características aerodinámicas de las alas y estabilizadores por separado, ahora se va a realizar el estudio aerodinámico de todas las partes en conjunto: alas y estabilizadores, tren de aterrizaje, fuselaje y tubos de cola. Haciendo uso nuevamente de XFLR5 e introduciendo técnicas empíricas para completar los resultados, se obtendrán las propiedades de resistencia, eficiencia y sustentación del avión completo.

4.5.1 COEFICIENTE DE RESISTENCIA PARASITA

El coeficiente de resistencia parásita (C_{D_0}) está relacionado con la resistencia que tiene el avión independientemente del ángulo de ataque. En particular, será el coeficiente de resistencia del avión a ángulo de ataque cero. Esta resistencia está muy relacionada con la geometría del ala y las interacciones entre los distintos elementos. Para realizar un estudio de la resistencia parásita, se van a emplear dos métodos:

- XFLR5 → para las superficies aerodinámicas (Ala y estabilizadores).
- Component Buildup Method → para el resto de elementos y también para contrastar las superficies aerodinámicas.

COMPONENT BUILDUP METHOD

Primeramente se va a realizar el estudio mediante el “Component Buildup Method” (en adelante CBM). La expresión general del método es como sigue:

$$C_{D_0} = \frac{\sum_c (C_{f_c} FF_c Q_c S_{wet_c})}{S_{ref}} + C_{D_{misc}} + C_{D_{L\&P}} \quad (4.54)$$

El proceso será calcular la contribución de cada componente por separado y luego realizar el sumatorio anterior. Los parámetros que intervienen en dicha ecuación se detallan a continuación:

- C_{fc} → se trata del coeficiente de fricción del componente “c” en particular calculado como si fuese una placa plana. La fricción depende de la velocidad, las condiciones del medio y del tipo de superficie. Asimismo, como se verá a continuación, será fundamental el tipo de flujo implicado: laminar o turbulento. Dado que es difícil saber el porcentaje exacto de cada uno en cada superficie, se va a estimar en cada caso basándose en datos de la experiencia.

$$C_{fc_{lam}} = \frac{1.328}{\sqrt{Re}} \quad C_{fc_{turb}} = \frac{0.455}{(\log Re)^{2.58}(1 + 0.144M^2)^{0.65}} \quad (4.55)$$

El coeficiente final será una ponderación de ambos con el porcentaje de flujo asociado.

- FF_c → se trata del factor de forma, que añade el efecto del espesor no tenido en cuenta con el coeficiente de fricción definido anteriormente. Tiene una expresión particularizada para cada componente.
- Q_c → factor de interferencia entre componentes.
- S_{wet_c} → superficie mojada correspondiente a cada componente.
- S_{ref} → superficie de referencia, la cual se tomará como la superficie alar.
- $C_{D_{misc}}$ → resistencia que incluye diversos aspectos de la aeronave como puede ser el “upsweep” del fuselaje.
- $C_{D_{L\&P}}$ → causada por las protuberancias que puedan existir en la superficie del UAV: antenas, orificios de refrigeración, etc.

A continuación se analiza cada componente por separado para posteriormente sumar la contribución total.

Fuselaje

- Longitud característica: $l = 0.95 \text{ m}$
- Diámetro del fuselaje: $d = 0.2 \text{ m}$
- Se considera un flujo 30% laminar/70% turbulento: $C_f = 0.3C_{f_{lam}} + 0.7C_{f_{turb}}$
- Expresión del factor de forma: $FF = 1 + \frac{60}{f^3} + \frac{f}{400}$, siendo $f = \frac{l}{d}$
- Superficie mojada: $S_{wet} = \pi \cdot d \cdot l$

Conjunto alar

- Longitud característica: $\bar{c} = 0.278 \text{ m}$
- Posición de espesor máximo en el perfil del ala: $(\frac{x}{c})_m = 0.298 \text{ m}$
- Espesor relativo máximo del perfil: $(\frac{t}{c})_{max} = 0.15$
- Se considera un flujo 20% laminar/80% turbulento: $C_f = 0.2C_{f_{lam}} + 0.8C_{f_{turb}}$
- Expresión del factor de forma:
$$FF = \left[1 + \frac{0.6}{(\frac{x}{c})_m} \left(\frac{t}{c} \right) + 100 \left(\frac{t}{c} \right)^4 \right] [1.34M^{0.18}(\cos \Lambda_m)^{0.28}]$$
- La superficie mojada será el resultado de restar la superficie oculta del ala por el fuselaje a la superficie total del ala.

Estabilizador vertical y horizontal

Para ambos estabilizadores todas las características son las mismas a excepción de la superficie mojada:

- Longitud característica: $\bar{c} = 0.24 \text{ m}$
- Posición de espesor máximo en el perfil del ala: $(\frac{x}{c})_m = 0.291 \text{ m}$
- Espesor relativo máximo del perfil: $(\frac{t}{c})_{max} = 0.12$
- Se considera un flujo 20% laminar/80% turbulento: $C_f = 0.2C_{f_{lam}} + 0.8C_{f_{turb}}$
- Expresión del factor de forma igual que para el conjunto alar.
- Superficie mojada (horizontal): $S_{wet} = 2S_{HTP}$
- Superficie mojada (vertical): $S_{wet} = 2S_{VTP}$

Tubos de cola

- Longitud característica: $l = 1.1 \text{ m}$
- Diámetro del tubo: $d = 0.03 \text{ m}$
- Se considera un flujo 100% turbulento: $C_f = C_{f_{turb}}$
- Expresión del factor de forma: $FF = 1 + \frac{60}{f^3} + \frac{f}{400}$, siendo $f = \frac{l}{d}$
- Superficie mojada: $S_{wet} = \pi \cdot d \cdot l$

Tren de aterrizaje

La resistencia del tren de aterrizaje se estima a partir de la suma de las resistencias de las ruedas, barras y otros componentes usando la siguiente tabla:

Table 12.5 Landing gear component drags

	D/q Frontal area (ft^2)
Regular wheel and tire	0.25
Second wheel and tire in tandem	0.15
Streamlined wheel and tire	0.18
Wheel and tire with fairing	0.13
Streamline strut ($1/6 < t/c < 1/3$)	0.05
Round strut or wire	0.30
Flat spring gear leg	1.40
Fork, bogey, irregular fitting	1.0-1.4

Los valores que aparecen en esa tabla se multiplican por la sección frontal y el resultado se divide por el área de referencia (superficie alar). Se obtiene así el coeficiente de resistencia.

En el caso del *Austros*, se tendrá una tipología de rueda y neumático carenado (wheel and tire with fairing) incorporando en el tren principal una estructura tipo ballesta que se estimará con la componente “round strut or wire”.

Resultados

A continuación se muestra una tabla resumen con los resultados obtenidos tras aplicar las ecuaciones anteriores:

Componente	C_f	FF	Q	$S_{wet} (\text{m}^2)$	C_{D_0}
Conjunto Alar	0.004699	1.105412	1	1.592	0.01090943
Estabilizador Vertical	0.004861	1.036373	1.04	0.096	0.00066521
Estabilizador Horizontal	0.004406	1.036373	1.04	0.288	0.00180894
Fuselaje	0.003302	1.571723	1	0.59690	0.00408675
Tubos de cola	0.004116	1.110704	1	0.08639	0.00052239
Tren de aterrizaje	-	-	1.2	-	0.00553034
Total					0.025012

Tabla 19 - Resultados Component Buildup Method

XFLR5

El programa XFLR5 es capaz de calcular la polar del ala o avión que se haya introducido en la misma. Concretamente, tras realizar numerosas pruebas se estima que calcula de forma bastante acertada la polar de las superficies sustentadoras (ALA+COLA), no así la del fuselaje. Por tanto, se va a obtener el valor C_{D_0} proporcionado por XFLR5 para compararlo con el obtenido anteriormente por métodos empíricos.

Para ello, en el dibujo de la polar proporcionado por el programa (la cual se representará en un apartado posterior) se coge el valor correspondiente a $C_L = 0$, lo que lleva a un valor de $C_{D_{XFLR5}}(C_L = 0) = C_{D_0XFLR5} = 0.0189$. Dicho valor es el que proporciona XFLR5 para la suma “ala+cola”. Por otro lado, el valor obtenido mediante el método CBM es $C_{D_0CBM} = C_{D_0w} + C_{D_0HTP} + C_{D_0VTP} = 0.0149$. El leve incremento del resultado de XFLR5 es debido a la inclusión de la incidencia del ala y de la cola en su cálculo.

Como se puede comprobar, los valores obtenidos por ambos métodos son relativamente parecidos, por lo que se va a considerar válido el método de XFLR5, dado que tiene una componente de cálculo numérico que supone una aproximación mayor.

En definitiva, sustituyendo el valor de C_{D_0} del conjunto ala+cola de CBM por el de XFLR5, queda un valor $C_{D_0} = 0.029341$. Hay que notar que este a este valor hay que añadirle una contribución extra que se menciona a continuación.

Protuberancias

La resistencia que provocan las protuberancias existentes en el avión como pueden ser antenas, tornillos, etc. se contabiliza incrementando en un 5% el valor de la resistencia calculado anteriormente.

Por tanto, definitivamente el resultado del coeficiente de resistencia parásita del avión completo es:

$$C_{D_0} = 0.030808 \quad (4.56)$$

Incremento debido a flaps

Para estimar el incremento del coeficiente C_{D_0} debido a la deflexión de los flaps, se emplea la siguiente expresión:

$$\Delta C_{D_0flap} = F_{flap} \left(\frac{c_f}{c} \right) \left(\frac{S_{flapped}}{S_{ref}} \right) (\delta_{flap} - 10) \quad (4.57)$$

Donde:

δ_{flap} → deflexión del flap en grados

F_{flap} → toma un valor de 0.0144 para el tipo Plain Flap

$\frac{c_f}{c}$ → relación entre la cuerda del flap y del ala, se le asigna un valor de 0.25

Con estos datos, y dado que la superficie del flap se calculó anteriormente ($S_{flapped} = 0.2503 m^2$) se tienen los siguientes resultados:

$$\Delta C_{D_0 \text{flap}} (\text{despegue } \delta = 15^\circ) = 0.0063$$

$$\Delta C_{D_0 \text{flap}} (\text{aterrizaje } \delta = 25^\circ) = 0.0188$$

4.5.2 POLAR DEL AVIÓN

Una vez obtenidos los valores del coeficiente de resistencia parásita, se puede obtener la polar tanto de las superficies aerodinámicas como del avión. La polar es una ecuación que representa la variación del coeficiente de resistencia C_D frente al coeficiente de sustentación C_L . En este proyecto se va a aproximar con una polar parabólica de coeficientes constantes con curvatura, la cual toma la siguiente expresión:

$$C_D = C_{D_{min}} + K \left(C_L - C_{L_{min \text{drag}}} \right)^2 = C_{D_0} + K_1 C_L^2 - K_2 C_L \quad (4.58)$$

Donde:

- C_{D_0} → ha sido calculado anteriormente y dependerá de las condiciones de vuelo.
- $K_1 = K = \frac{1}{\pi A Re}$ → para el ala tendrá un valor $K_1 = 0.0453$
- $K_2 = 2K C_{L_{min \text{drag}}}$ → para el ala tendrá un valor $K_2 = 0.01$

El valor de $C_{L_{min \text{drag}}}$ es el correspondiente a la curva de sustentación del ala considerando el ángulo de ataque que minimiza la resistencia de la misma.

Hay que notar que estas fórmulas sirven para calcular la polar del ala, por su propia definición. En el programa XFLR5 también se puede realizar el cálculo de la polar, obteniendo una nube de puntos. Para comprobar la validez de la herramienta seguidamente se muestra una comparativa de las polares del ala obtenidas mediante la fórmula y aquella obtenida mediante XFLR5:

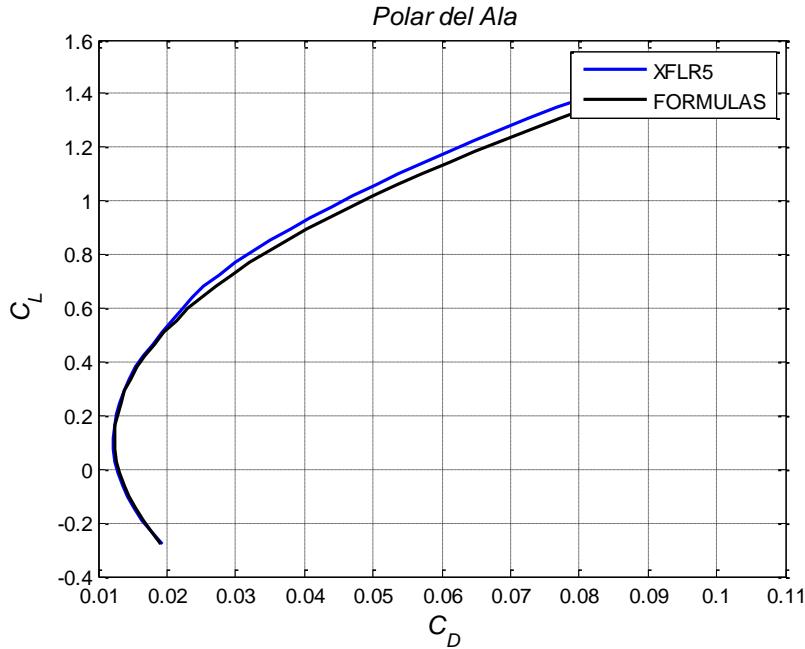


Figura 60 - Polar del ala aislada

Como se puede apreciar, ambas gráficas son muy aproximadas y se consideran igualmente válidas. De hecho, se intuye más realista la proporcionada por XFLR5 debido a su carácter numérico. Por otro lado, en el caso del cálculo de la polar del avión completo, ésta se realizará íntegramente mediante XFLR5 haciendo el ajuste de C_{D_0} para incluir todos los componentes involucrados.

Dependiendo de la parte de la misión en la que se encuentre el avión el C_{D_0} será distinto, siendo la expresión general de la curva de la polar obtenida en XFLR5:

$$C_D = C_{D_0 \text{segmento}} + 0.0434C_L^2 - 0.0109C_L \quad (4.59)$$

Tras haber calculado la polar del ala, como se mencionó anteriormente se procede a hacer lo mismo pero con el avión completo. Primeramente en la figura 61 se muestra una comparativa general de la polar del ala y el avión completo para las mismas condiciones de vuelo.

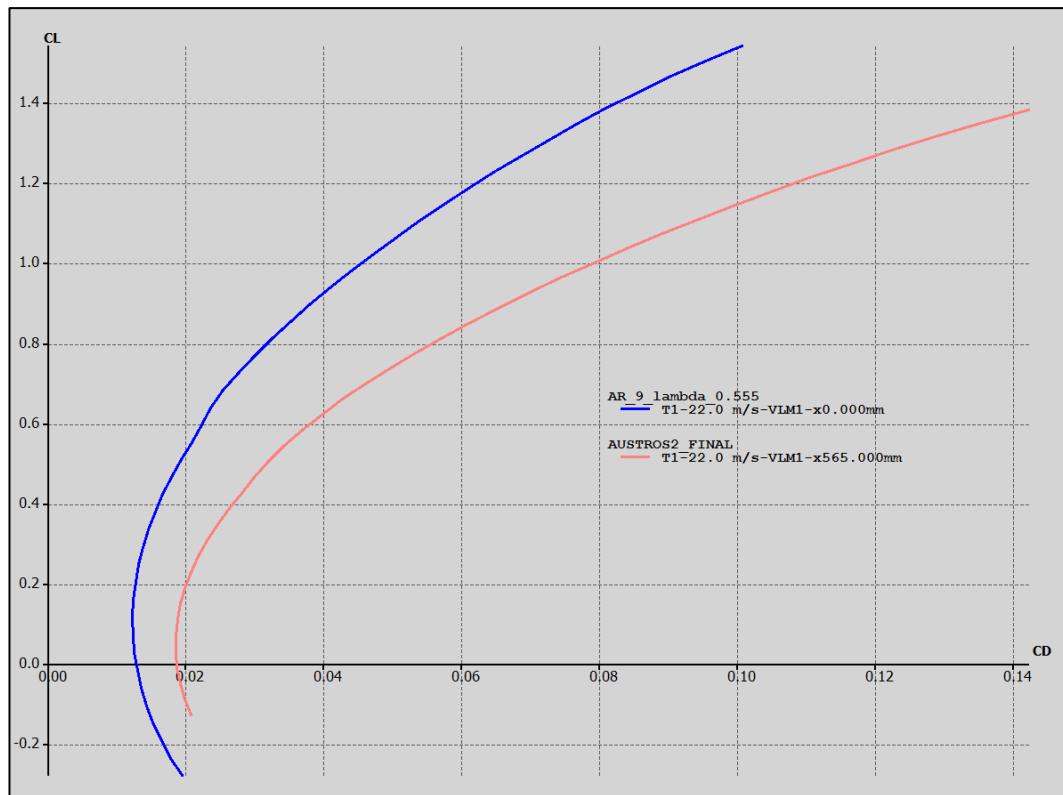


Figura 61 - Comparativa polares del avión y del ala

Se aprecia claramente como la resistencia del avión (en morado) es mayor que la del ala (en verde) en todo momento, lo cual era de esperar. La polar del avión tendrá por tanto una expresión distinta que la obtenida para el ala:

$$C_D = C_{D_0 \text{segmento}} + 0.0717 C_L^2 - 0.011 C_L \quad (4.60)$$

4.5.3 EFICIENCIA

La eficiencia aerodinámica es un parámetro muy importante pues mide la relación entre la sustentación y la resistencia. Lo ideal en cualquier caso siempre va a ser volar a un ángulo de ataque que nos proporcione la sustentación necesaria con la menor resistencia.

Igual que se hizo para la obtención de la polar del avión, se obtiene la curva de la eficiencia del ala en XFLR5, la cual se muestra en la figura 62.

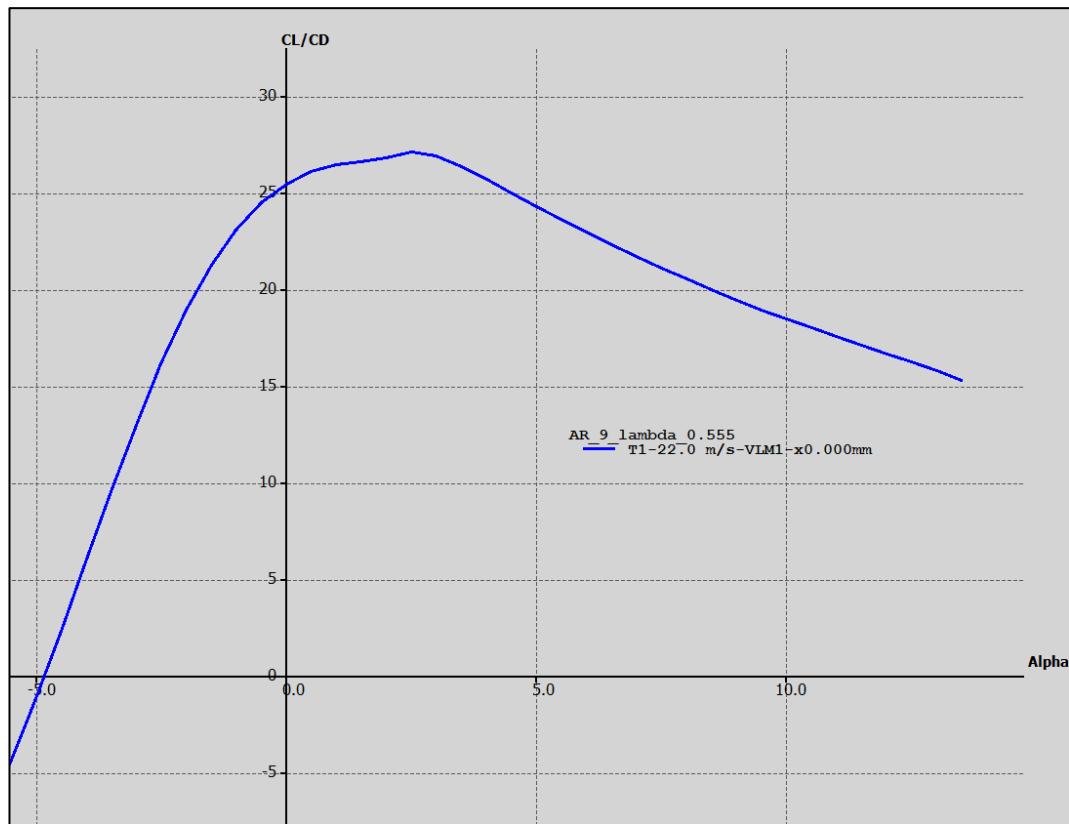


Figura 62 - Eficiencia del ala

A continuación se muestra una tabla con los valores óptimos:

E_{max}	$\alpha_{E_{max}}$	$C_{L_{E_{max}}}$	$C_{D_{E_{max}}}$
27	2.5°	0.64	0.0235

Tabla 20 - Tabla de valores óptimos del ala

Tras haber obtenido la eficiencia del ala, se procede a hacer lo mismo pero con el avión completo. Primeramente se muestra en la figura 63 una comparativa general de la curva de eficiencia del ala y el avión completo para las mismas condiciones de vuelo.

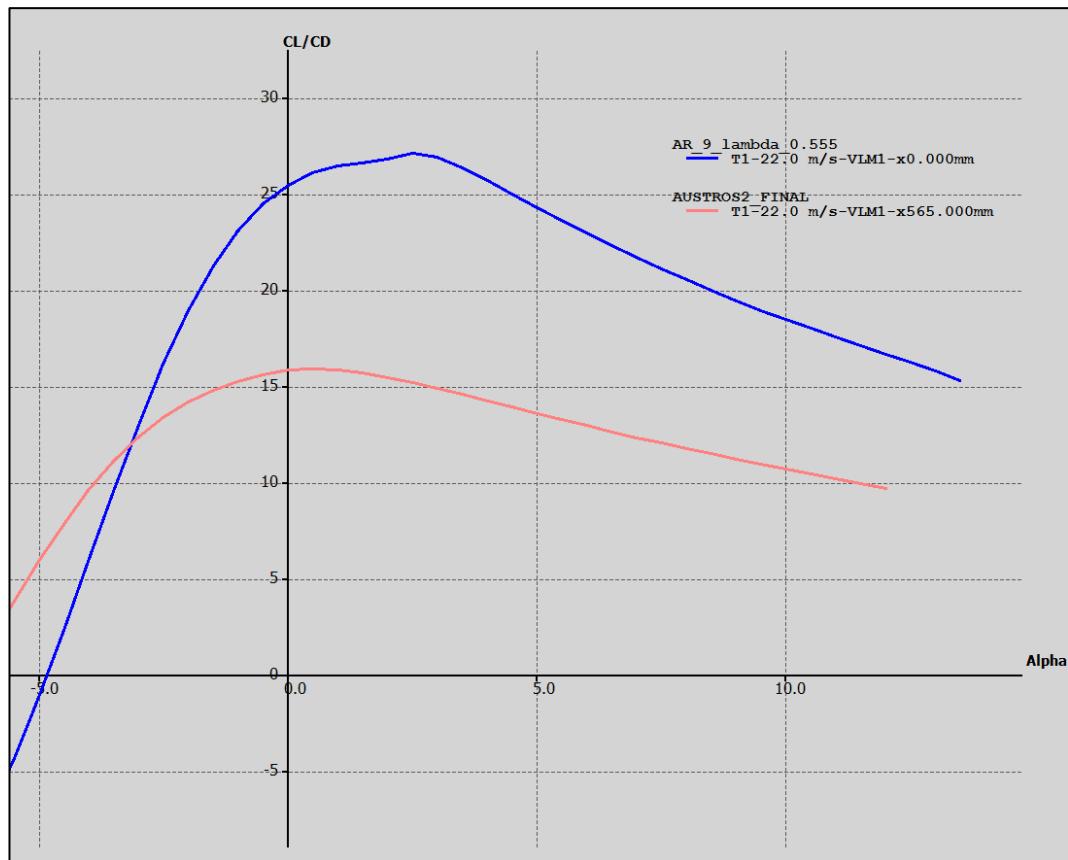


Figura 63 - Comparativa de eficiencias entre el ala y el avión completo

Hay que notar que, al igual que para la sustentación, en la figura anterior se muestra la curva de eficiencia del avión completo con las incidencias del ala y de la cola que se han definido finalmente ($i_w = 3^\circ$, $i_t = -3^\circ$). Anteriormente se obtuvo que la máxima eficiencia del ala aislada se encuentra para un ángulo de ataque $\alpha = 2.5^\circ$, por lo que el correspondiente al avión completo se ajusta aproximadamente a dicho valor.

Asimismo, globalmente se aprecia como disminuye la eficiencia cuando se acoplan el fuselaje y la cola. Se tratan de resultados que eran de esperar debido al aumento de la resistencia.

5. ACTUACIONES Y PROPULSION

5.1 INTRODUCCION

En este apartado conjunto se van a definir las características propulsivas que debe tener la planta motora para poder cumplir con los requerimientos de actuaciones. Ambos departamentos están íntimamente relacionados, siendo este el motivo por el que ambos se aúnan en uno solo. Una vez realizado un estudio preliminar de la potencia necesaria, quedará determinada la planta motora que a priori se incorporará en la aeronave. De este modo, tras conocer las características propulsivas, se estará en disposición de estudiar las actuaciones del avión para los distintos segmentos en los que se divide la misión. De esta manera podrán determinarse velocidades de vuelo, potencias necesarias, gradientes de subida, etc.

El análisis de actuaciones es fundamental para definir todo tipo de datos geométricos y aerodinámicos de la aeronave, y cualquier cambio en el resto de áreas implicadas en el diseño del avión tendrá consecuencias en las actuaciones, por lo que siempre habrá que tenerlo en cuenta dado que determinará si el avión cumple o no con los requisitos de la misión que se impusieron al lanzar el proyecto.

La línea de este apartado será primeramente, en el apartado 5.2, realizar el análisis previo del ratio potencia-peso función de la carga alar para los distintos segmentos de la misión actualizando con los datos propios calculados para el *Austros*. De esta manera se escogerá una combinación de cargar y requisitos propulsivos que serán con los que se operará en todo el proyecto. Tras escoger el ratio de potencia, en el apartado 5.3 se elige una planta propulsiva que cumpla con los requisitos de potencia necesarios. Seguidamente, en el apartado 5.4, se realiza el análisis de actuaciones de cada uno de los segmentos. Por último, en el apartado 5.5 se realiza el estudio del diagrama V-n.

5.2 DIAGRAMA P/W – W/S

Como se ha mencionado en la introducción, este análisis de la aeronave es el primero y fundamental puesto que en él se determina el punto de operación de la aeronave. Este estudio permite definir relaciones que nos permitan definir, una vez se tenga el peso de la aeronave, tanto una superficie alar como los criterios propulsivos, por lo que es de los primeros estudios que se realiza

durante el desarrollo del proyecto, y estará continuamente siendo realimentado por otras áreas. Cualquier cambio de los parámetros de entrada proporcionado por las demás áreas debe ser tal que el diagrama P/W-W/S siga cumpliéndose, lo que significará que el avión es capaz de volar con esa configuración.

Dado que en el apartado 2.2 de la presente memoria se realizó la introducción a todas las ecuaciones que gobiernan el análisis, aquí en la figura 64 directamente se van a mostrar los resultados obtenidos tras actualizar los valores de la polar y geometrías por calculados a lo largo de todo el proyecto, ya propios del Austros y mostrados en la tabla 21.

Dato	$S (m^2)$	C_{D_0}	K_1	K_2	b	$M (kg)$
Valor	0.794	0.03	-0.0114	0.0717	2.663	16.8

Tabla 21 - Datos del Austros

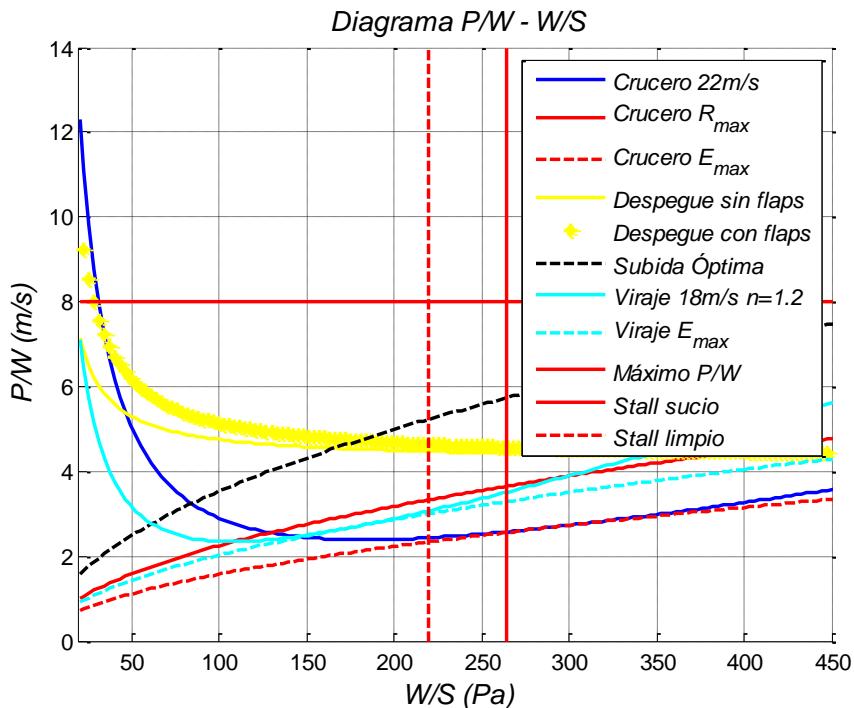


Figura 64 - Curvas limitantes para el Austros

A la vista de los resultados, se aprecia que el tramo más exigente es el de subida, seguido de cerca del tramo de despegue. Se trata de un resultado lógico puesto que ambos tramos se sabe que son los más exigentes en cuanto a requerimientos de potencia. Tras analizar los resultados obtenidos, se ha dibujado una línea horizontal en $\frac{P}{W} = 8$ que marcará la potencia máxima que se quiere que aproximadamente tenga la planta propulsiva. Se ha elegido este punto para tener un rango amplio de potencia respecto a los mínimos requerimientos que se tienen, que es entorno a $\frac{P}{W} = 5$. De esta manera se elegirá la planta propulsora en base a un criterio conservativo.

Dada la posición de la recta vertical de carga alar máxima en condiciones de entrada en pérdida limpia, se elige un punto de operación situado en $\frac{W}{S} = 210Pa$, que junto al peso de la aeronave proporcionará la superficie alar necesaria.

Estos puntos evidentemente han sido escogidos en base a estimaciones y cálculos más o menos acertados. Evidentemente existe un rango de cargas alares y ratios potencia-peso igualmente válidos y, tras hacer un examen más exhaustivo de las actuaciones, se puede lograr una optimización de estos cálculos.

5.3 OBTENCION DE LA PLANTA MOTORA

En el último punto del apartado anterior se ha definido un ratio potencia-peso que servirá para estimar la planta motora que será necesario incorporar en la aeronave. Partiendo de un peso estimado de 17kg, se estima que la potencia instalada necesaria será:

$$\frac{P}{W} = 8 \rightarrow P = 1334 W \quad (5.1)$$

Se necesita una planta motora que sea capaz de proporcionar esa potencia mecánica, dado que ya se ha dicho que en los cálculos de las curvas limitantes se ha incluido la influencia negativa del rendimiento propulsivo. Para ello se dispondrá de una combinación de motor eléctrico y hélice para proporcionar el empuje necesario. Para el rango de velocidades y misión que tienen los UAV de pequeño tamaño como el *Austros*, uso de un motor eléctrico proporciona muchas ventajas respecto a motores de combustión interna, siendo lo más importante el ahorro en peso y complejidad que supone. Adicionalmente, se elige un motor sin escobillas debido a que presentan unas características operacionales y de fiabilidad mucho mayores que los antiguos motores con escobillas.

Baterías

Para determinar la planta motora a emplear, primeramente se define la alimentación que tendrá el motor. Se usaran baterías de tipo LFP (Lithium Ferrophosphate) de química LiFePO₄ que se muestra en la figura 65, la cual se concentra en bloques de 7 celdas. Concretamente, el avión incorporará 3 bloques de dos packs en serie de 7 celdas. Los bloques estarán situados en paralelo entre sí. Esto es importante puesto que la potencia que proporcionará cada motor dependerá del voltaje de entrada, que en este caso al tener 14

celdas en serie que proporcionan 3.3V cada una, será de 23.1 voltios. Una ilustración de un pack de 7 celdas se muestra a continuación:



Figura 65 - Tipo de batería que se empleará

Las especificaciones técnicas de cada pack de 7 celdas se muestran en la tabla 22.

Tensión nominal del pack	23.1 V
Tensión de la batería totalmente cargada	25.2 V
Tensión mínima	14 V
Capacidad	2300 mAh
Descarga continua	30 C
Corriente continua	69 A
Descarga de rotura	60 C
Corriente de rotura	138 A
Tasa de carga mínima	4.3 C
Tasa de carga máxima	10 A
Química	LiFePO ₄
Peso	580 g

Tabla 22 - Características de las baterías

Motor

Para elegir el motor se utiliza la base de datos de motores Axi de la compañía Model motors. La metodología es buscar un motor cuyas características produzcan un valor de P_{motor} que se ajuste al necesario según las curvas limitantes.

El motor elegido va a ser el AXI 4120/16, cuyas especificaciones se enumeran en la tabla 23.

Especificaciones del motor AXI 4120/16	
Constante de velocidad	465 rpm/V
Eficiencia máxima	87%
Intervalo de intensidades con resistencia superior al 82%	13-37A
Intensidad máxima	52A durante 60s
Corriente sin carga	1.5A
Resistencia interna	82mΩ
Peso	320g
Diámetro del eje	6mm

Tabla 23 – Especificaciones del motor elegido

Mediante la ecuación 5.2, se puede obtener la potencia mecánica de la planta propulsora.

$$P_{motor} = U \cdot I_{max} \cdot \eta \quad (5.2)$$

Donde:

- U es el voltaje de entrada al motor. Éste será proporcionado por las baterías. Como cada celda es capaz de proporcionar 3.3 voltios y se disponen de dos packs de 7 celdas colocadas en serie, el voltaje será $U = 14 \cdot 3.3 = 46.2 V$
- I_{max} es la intensidad máxima que es capaz de proporcionar el motor. Su valor depende del motor empleado.
- η es el rendimiento del motor. Si se incluye en la ecuación el resultado será la potencia mecánica que es capaz de proporcionar el motor (potencia de salida). Si no se incluye, se tendrá potencia de entrada al motor (potencia eléctrica). Su valor depende del motor empleado.

Con estos datos, la potencia proporcionada es:

$$P_{motor} = 14 \cdot 3.3 \cdot 52 \cdot 0.82 \approx 1900W$$

Este valor es mayor que el requerido según las curvas limitantes, pero se considera este motor por las siguientes razones:

- Nos permitirá cumplir los requisitos sin tener que someter al motor al máximo.
- Los motores Axi de una serie inmediatamente más baja tienen una potencia de salida demasiado ajustada a la requerida para considerarlos seleccionables y, además, son optimos para hélices de diámetro inferior al que se requiere en el *Austros*.

Adicionalmente hay que incorporar un variador para controlar las revoluciones a las que girará el motor. Esto permitirá operar el motor en distinto régimen dependiendo de los requerimientos propulsivos que se tengan. Debido a las características eléctricas que se requieren, se va a utilizar el variador Jeti Spin 99 Opto, fabricado por la misma casa que el motor elegido. Incorpora asimismo una caja de programación (JetiBox) para realizar los ajustes necesarios.



Figura 66 - Variador Jeti Spin 99 Opto

5.4 ACTUACIONES

Para el cálculo de las actuaciones es necesario integrar las ecuaciones de la mecánica de vuelo particularizada para cada uno de los tramos de la misión en que se encuentre. A modo de facilitar este aspecto, se va a emplear la herramienta de MATLAB Performance Analysis Tool (en adelante se denominará por sus siglas PAT). A continuación se va a incorporar una breve introducción al mismo:

5.4.1 PAT

Esta herramienta se trata de un conjunto de códigos de MATLAB los cuales fueron desarrollados para el análisis detallado de las actuaciones del UAV *Céfiro II* en el Proyecto Fin de Carrera de Doblado Agüera [6]. El objetivo de esta herramienta es, además de ampliar sus posibilidades, complementar y facilitar el uso de la herramienta Trajectory, también de MATLAB y diseñada con anterioridad por Valenzuela Romero como Proyecto Fin de Carrera [10]. De hecho, la herramienta Trajectory es el núcleo del PAT, dado que ahí se integran las ecuaciones de la mecánica de vuelo. Lo que se ha hecho es desarrollar un código alrededor de Trajectory que facilite su uso y lo complemente.

Trajectory

La herramienta Trajectory integra el sistema de ecuaciones diferenciales de la mecánica de vuelo a partir de los datos de una planta motora determinada y de las condiciones iniciales de la misión. El esquema fundamental que sigue el conjunto de scripts de MATLAB es el siguiente:

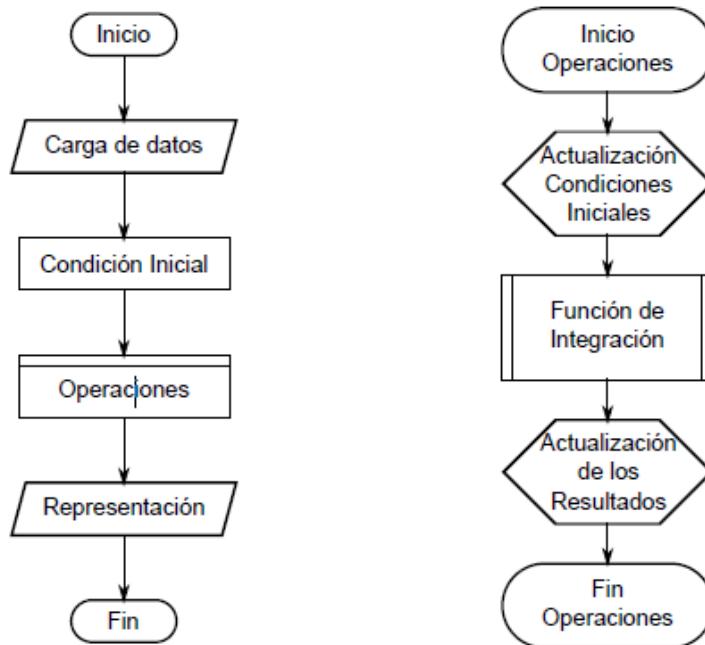


Figura 67 - Esquema básico funcionamiento de Trajectory

Una de las características (y gran limitación) de esta herramienta es que el usuario introduce todos los datos de la misión en un único script que será el que se ejecute para realizar el estudio. En ciertos casos esto es interesante, pero si se quiere hacer variaciones en muchos aspectos de la misión y realizar un barrido de simulaciones, resultaba imposible o muy complicado tal y como estaba planteado Trajectory.

PAT

Con la herramienta PAT se busca darle modularidad al análisis. Mediante la división de los códigos en varios y la integración entre ellos, es posible realizar análisis mucho más variados y exhaustivos, siendo más fácil modificar los parámetros dentro de cada archivo. Asimismo, se podrá incorporar una serie de misiones predefinidas que podrán ser elegidas mediante una interfaz de MATLAB muy intuitiva.

Por otro lado, ha servido también para ampliar el rango de tipología de plantas motoras disponibles para realizar el estudio, dado que se introducen las características del motor experimentadas durante el Proyecto Fin de Carrera de

Carrasco Guerrero [5]. Además de incorporar tanto el segmento de vigilancia como los tramos de transición entre segmentos.

En resumidas cuentas, hay dos maneras de operar con el PAT:

- Mediante su archivo principal empleando la interfaz de MATLAB que irá pidiendo las entradas paso a paso desde el escritorio del programa.
- Modificando directamente archivos en el editor de MATLAB, de tal manera que se puedan realizar barridos bastante extensos atendiendo a la variable que consideremos de interés.

Concretamente, el diagrama de bloques que seguirá el PAT difiere sustancialmente del programa Trajectory:

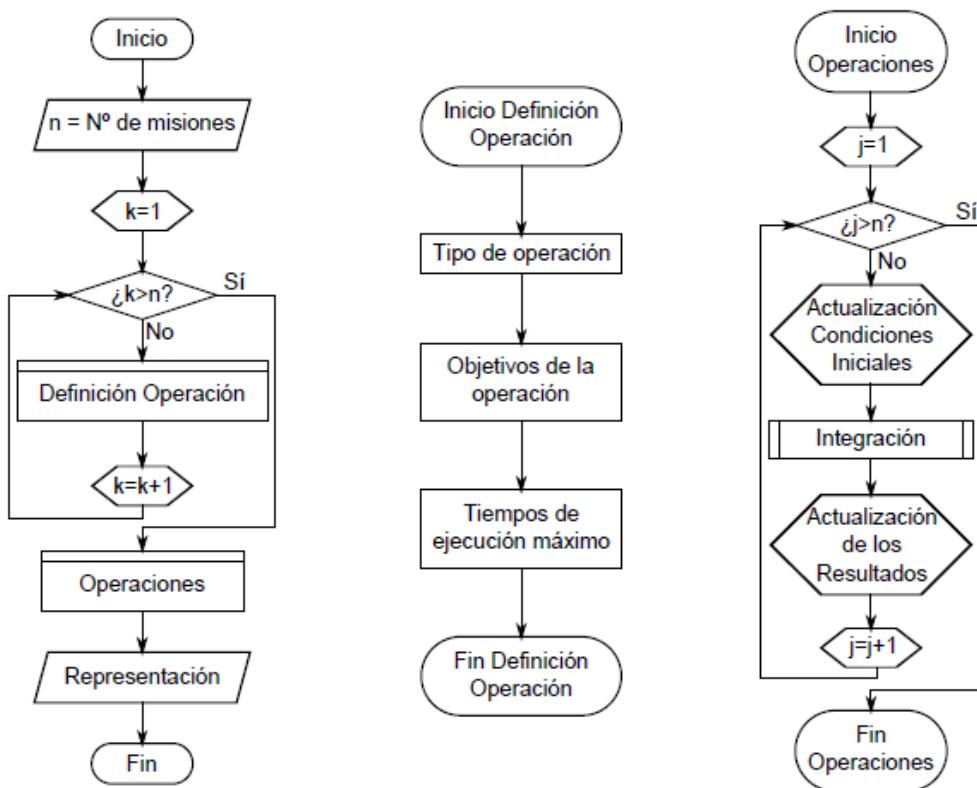


Figura 68 - Esquema básico del funcionamiento del PAT

Ecuaciones implementadas

Los sistemas de ecuaciones diferenciales de la mecánica de vuelo, los cuales hay que resolver para realizar el estudio de actuaciones, se muestran a continuación.

a) Despegue

Las ecuaciones del despegue son distintas para cada una de las fases en la que consta: rodadura, rotación y ascenso.

- Rodadura: se trata de la aceleración en pista desde posición parada hasta $1.1 V_s$, siendo V_s la velocidad de entrada en pérdida. A continuación se muestran las ecuaciones implementadas:

$$\dot{h} = 0 \quad (5.3)$$

$$\dot{m} = -bsfcH(T_{sl}, V_{TAS}, h)P_m \quad (5.4)$$

$$\dot{r} = V_{TAS} \quad (5.5)$$

$$V_{TAS} = \frac{P_m \eta_P}{V_{TAS}} - g\mu - \frac{1}{m} 0.5\rho(h)V_{TAS}^2 S(C_{D_0} + k_1 C_{L_d} + k_2 C_{L_d}^2 - \mu C_{L_d}) \quad (5.6)$$

Donde:

- h es la altura de vuelo (por lo que \dot{h} es la variación de altura con el tiempo)
- \dot{m} es la variación de la masa con el tiempo
- P_m es la potencia mecánica que proporciona el motor
- $\dot{r} = V_{TAS}$ es la velocidad de vuelo
- η_P es el rendimiento propulsivo
- μ es el parámetro de fricción asociado a la superficie de rodadura
- ρ es la densidad del aire a la altura de vuelo
- C_{L_d} es el coeficiente de sustentación asociado al despegue
- Rotación: se trata de la aceleración y ascenso con rumbo constante desde $1.1V_s$ hasta $1.2V_s$:

$$\dot{h} = V_{TAS} \sin \gamma \quad (5.7)$$

$$\dot{m} = -bsfcH(T_{sl}, V_{TAS}, h)P_m \quad (5.8)$$

$$\dot{r} = V_{TAS} \cos \gamma \quad (5.9)$$

$$V_{TAS} = \frac{P_m \eta_P}{V_{TAS} m} - \frac{1}{m} 0.5\rho(h)V_{TAS}^2 S(C_{D_0} + k_1 C_{L_d} + k_2 C_{L_d}^2) - g \sin \gamma \quad (5.10)$$

$$\dot{\gamma} = d\gamma \quad (5.11)$$

Donde γ es el ángulo de trayectoria de ascenso, indicando la ecuación 5.11 que se produce una variación del mismo debido a la fase de rotación en la que se encuentra la aeronave.

- Ascenso: La etapa final de ascenso a una velocidad de $1.2V_s$ hasta una altura de 50ft, seguirá las ecuaciones que se muestran a continuación para la fase de ascenso o descenso.

b) Ascenso/Descenso

Las ecuaciones implementadas en la herramienta son las que siguen:

$$\dot{\gamma} = \frac{L - mg \cos \gamma}{V_{TAS}m} \quad (5.12)$$

$$\dot{h} = V_{TAS} \sin \gamma \quad (5.13)$$

$$\dot{m} = -c_E(T_{sl}, V_{TAS}, h)P_d(T_{sl}, V_{TAS}, h) \quad (5.14)$$

$$\dot{r} = V_{TAS} \cos \gamma \quad (5.15)$$

c) Crucero

Las ecuaciones implementadas en la herramienta son las que siguen:

$$L = W \quad (5.16)$$

$$P_n = 0.5\rho V_{TAS}^3 SC_{D_0} + \frac{k_2 L^2}{\frac{1}{2}\rho V_{TAS} S} + k_1 L V_{TAS} \quad (5.17)$$

$$\dot{m} = -c_E(T_{sl}, V_{TAS}, h)P_n \quad (5.18)$$

$$\dot{r} = V_{TAS} \quad (5.19)$$

Donde P_n y su ecuación 5.17 es la potencia necesaria para el vuelo de crucero.

d) Loiter

Las ecuaciones correspondientes al crucero de vigilancia son las mismas con la salvedad de incorporar el factor de carga, n .

$$L = nW \quad (5.20)$$

$$P_n = 0.5\rho V_{TAS}^3 SC_{D_0} + \frac{k_2 L^2}{\frac{1}{2}\rho V_{TAS} S} + k_1 L V_{TAS} \quad (5.21)$$

$$\dot{m} = -c_E(T_{sl}, V_{TAS}, h)P_n \quad (5.22)$$

$$\dot{r} = V_{TAS} \quad (5.23)$$

Las funciones $bsfcH(T_{sl}, V_{TAS}, h)$, $c_E(T_{sl}, V_{TAS}, h)$, $P_d(T_{sl}, V_{TAS}, h)$ calcularán el consumo específico y la potencia disponible asociada a una planta motora que se haya introducido. Conviene tener en cuenta que en un motor eléctrico el consumo específico es eventualmente nulo, por lo que el peso del UAV se mantendrá constante. Todos estos datos han sido introducidos como una nube de puntos obtenidos tras realizar ensayos de la planta motora para simular numerosas condiciones de vuelo. Dado su carácter discreto, las misión de las funciones anteriores es la de interpolar entre dichos valores para obtener las

características propulsivas para cualquier condición que se requiera. En las figuras se muestran las gráficas en 3D de la nube de puntos de la potencia mecánica y del rendimiento propulsivo. Ambas fueron obtenidas en el ensayo de la planta propulsora y se adjuntan puesto que están directamente implicadas en el cálculo de P_d . Las gráficas se han cogido del proyecto de Doblado Agüera [6].

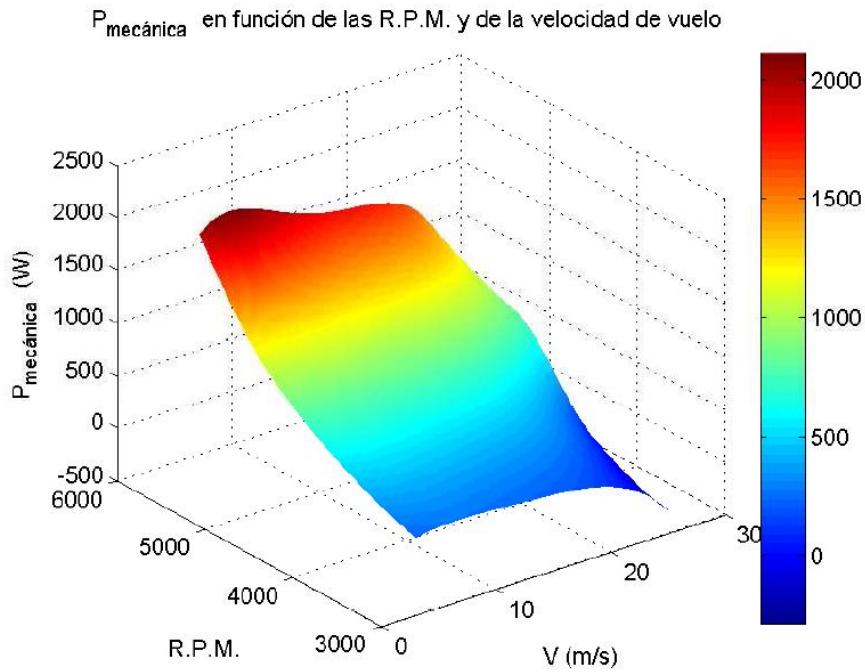


Figura 69 - Potencia mecánica proporcionada por el motor el Céfiro

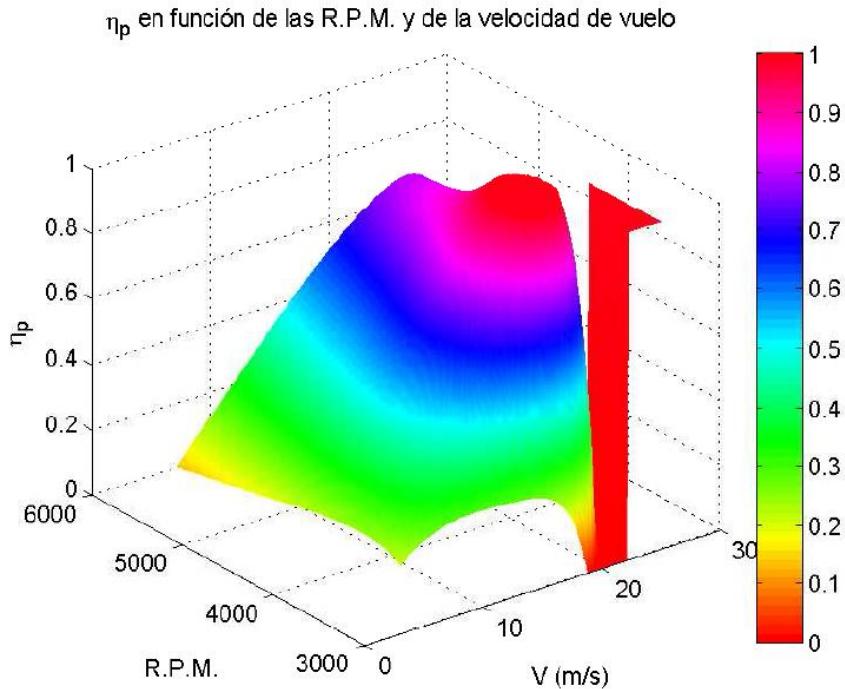


Figura 70 - Rendimiento propulsivo del motor del Céfiro

Se puede apreciar la clara dependencia que tienen los resultados con la velocidad de vuelo y el régimen de revoluciones (palanca de gases) del motor. Dada la particularización de la planta motora que se produce en el empleo de la herramienta PAT, hay que tener en cuenta que los datos de los que se dispone para su uso son los correspondientes a la planta motora del *Céfiro*, un avión más grande que el nuestro y que es de esperar tenga unos requerimientos propulsivos sensiblemente mayores. Dado que no disponemos de unos los experimentales de otras plantas motoras, es evidente que hay que estudiar una metodología de aproximación que permita el uso de esta útil herramienta al mismo tiempo que se obtengan resultados aplicables al objeto de estudio de este proyecto.

5.4.2 METODOLOGÍA

Como se ha mencionado anteriormente, las características propulsivas con las que se alimenta a la herramienta PAT de las que se dispone son las correspondientes al ensayo en túnel de viento de la correspondiente a la aeronave *Céfiro*, por lo que habrá que interpretar los resultados de manera correcta para poder aplicarlo a la planta motora que llevará el *Austros*.

Entre esos análisis de la planta motora, se realizaron ensayos variando la palanca de gases del motor, o lo que es lo mismo el número de revoluciones al que trabaja el mismo. Este es un dato importante puesto que a menor palanca de gases, menores serán las capacidades propulsivas de la planta motora.

Lo primero que se hará será introducir la nueva geometría y características del *Austros*, puesto que cuando se proporcionó la herramienta tenía los datos del *Céfiro*. Tras ello se realizan análisis para comprobar los resultados obtenidos al cambiar de geometría. Como era de esperar, se tiene un exceso de potencia muy notable operando a las mismas condiciones de palanca de gases que venían por defecto, adaptadas al *Céfiro*.

Por tanto, la aproximación que se va a seguir es buscar las palancas de gases necesarias que se adapten a las necesidades propulsivas del *Austros* sin tener tanto exceso de potencia. Este hecho será más notable en el tramo de subida, dado que sin realizar este ajuste se tenía un exceso de potencia que proporcionaba gradientes demasiado elevados, por lo que disminuyendo la palanca de gases se ha encontrado un punto de potencia más acorde con la realidad. Tras elegir la palanca necesaria en el segmento de vuelo más limitante (subida), se fija dicha palanca como punto de diseño (palanca máxima), y a partir de ahí se realiza el estudio del resto de segmentos disminuyendo la palanca a menor porcentaje si los requerimientos son menores.

La planta propulsora elegida debe ser capaz de cumplir con los requerimientos sacados tras el análisis del párrafo anterior. La diferencia será que las revoluciones a las que cumplirá dichos requisitos serán distintas. Además el análisis aquí realizado será bastante conservativo dado que se están empleando datos de un motor siendo ensayado a palancas de gases reducidas, no siendo probablemente este el punto óptimo de operación del mismo. Concretamente, en la figura se muestra un análisis de potencia necesaria para vuelo de crucero frente a la potencia disponible incorporando la planta motora incluida en la herramienta PAT.

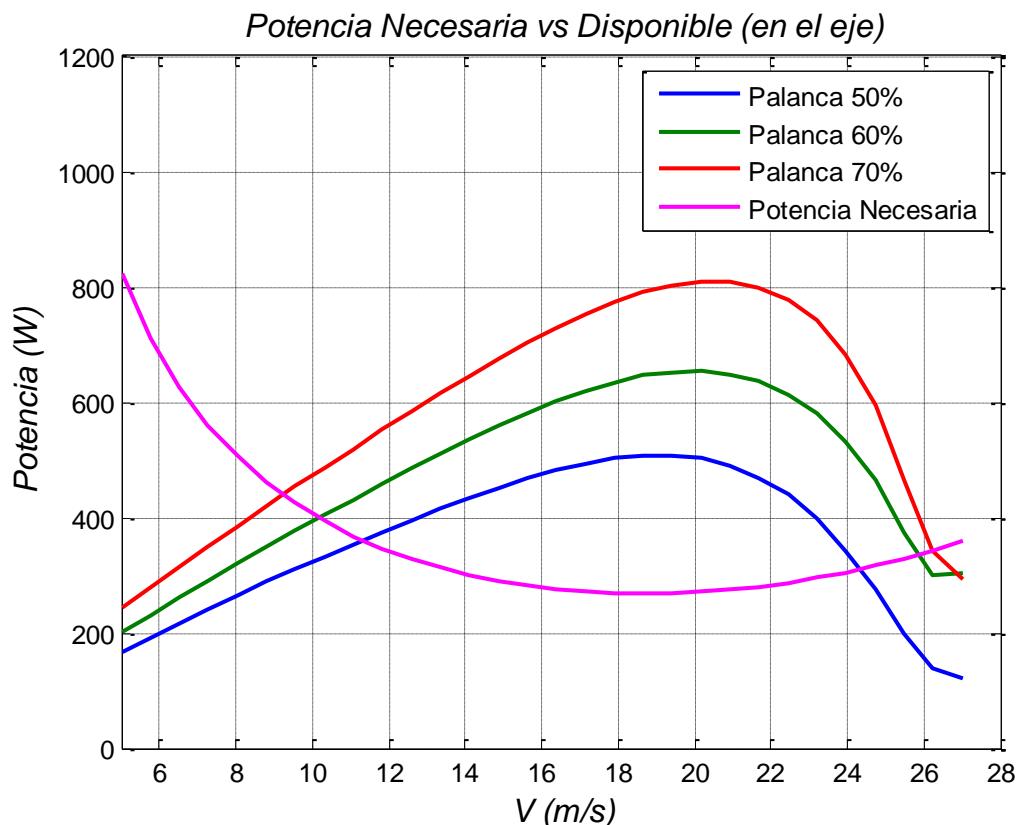


Figura 71 - Potencia necesaria vs. Disponible en vuelo de crucero

En vista de los resultados, se sacan las siguientes conclusiones:

- La potencia disponible ha sido calculada con los datos de la planta motora del *Céfiro* proporcionada por la herramienta PAT. La planta motora que incorporará el *Austros* tendrá unas características inferiores, lo que conllevará que para alcanzar la misma potencia, el motor del *Austros* requerirá una palanca de gases mayor que la del *Céfiro*, que es la que se refleja en la figura 72.
- Se asume que la planta propulsora elegida para el *Austros* será capaz de proporcionar valores de potencia similares a los que aparecen en la figura anterior.

- De la figura 72 se extrae que con la planta propulsora del *Céfiro* bastaría con una palanca de gases de un 70% para tener unas actuaciones y características propulsivas adecuadas.

La planta motora que se busca y se incorpora en el *Austros* se asume que será capaz de cumplir con estos requisitos propulsivos en su rango más elevado de operación. Es decir, las actuaciones que según la simulación del PAT con el motor AXI 5345/16 se realizan con un 60-70% de palanca de gases, con la planta propulsora que se incorpore en el *Austros* estas actuaciones se conseguirán aproximadamente en un rango del 75%-100% de palanca de gases.

En definitiva y en resumen se asume que los resultados aquí obtenidos, tras ajustar la palanca de gases para obtener resultados más realistas, son lo suficientemente válidos para realizar el estudio preliminar, dado que se asume que la planta motora que se incorporará al *Austros* cumplirá aproximadamente con estos requisitos e incluso los superará, dado que operará en puntos de operación más cercanos al óptimo. Es obvio que el siguiente paso es ensayar la planta motora en el túnel de viento para realizar un ensayo de actuaciones mucho más exhaustivo.

5.4.3 ANALISIS

A continuación se va a analizar cada segmento de vuelo de forma independiente.

Despegue

El despegue se realiza en todo momento a máxima potencia. Consta de tres fases bien diferenciadas:

1. Carrera de despegue: el avión acelera desde una velocidad de 2 m/s (para evitar singularidades en PAT) hasta $1.1 V_s$.
2. Rotación: se trata de la aceleración y ascenso con rumbo constante desde $1.1V_s$ hasta $1.2V_s$. Es el momento en el que el avión comienza a encarar su fase de ascenso y, por tanto incorpora el elemento correspondiente al incremento de la altitud:
3. Ascenso: La etapa final de ascenso a una velocidad de $1.2V_s$ hasta una altura de 50ft, seguirá las ecuaciones que se muestran para la fase de ascenso y descenso.

Con la herramienta PAT se han simulado 7 casos correspondientes a distintos pesos. Se parte de un peso de 10.9 kg que corresponde al avión únicamente con un pack de baterías y sin carga de pago, hasta terminar con los tres packs de baterías y los 3 kg de carga de pago para los que está diseñado el avión, lo cual hará un total de 16.8 kg.

El programa en PAT correspondiente al despegue incorpora una secuencia de simulaciones en los que va pasando de una fase de despegue a otra, implementando las ecuaciones que se han mencionado anteriormente. La clave está en que las condiciones de entrada de cada fase son los resultados de salida de la anterior. Mediante la interpretación de los resultados, se sacan las figuras 73 y 74 correspondientes a la distancia de despegue y al tiempo empleado en el mismo.

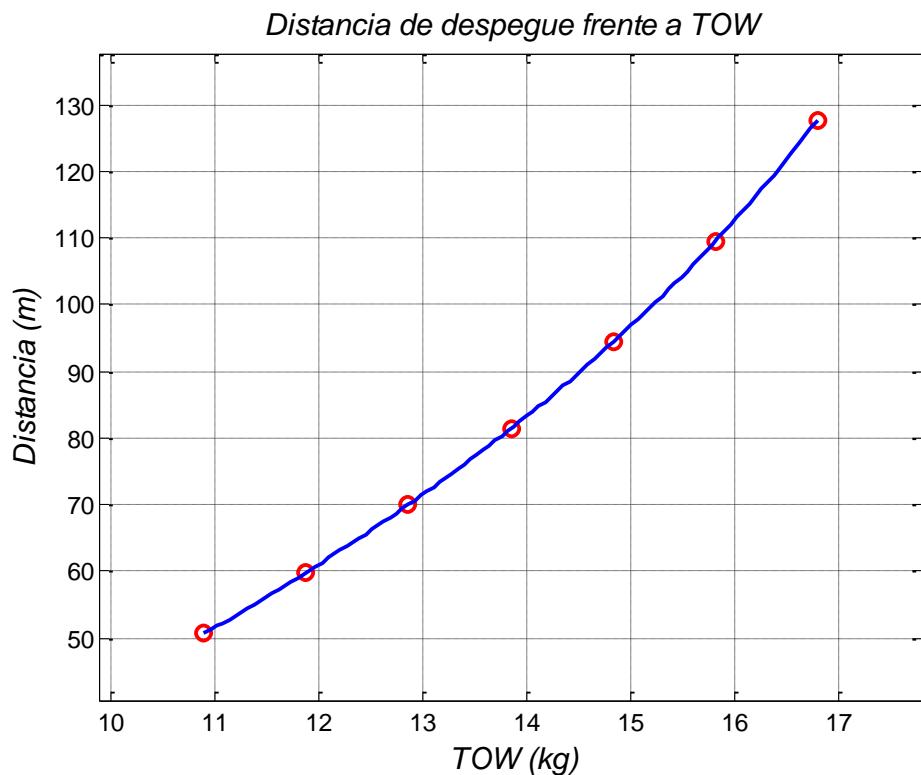


Figura 72 - Distancia de despegue respecto a la carga de pago

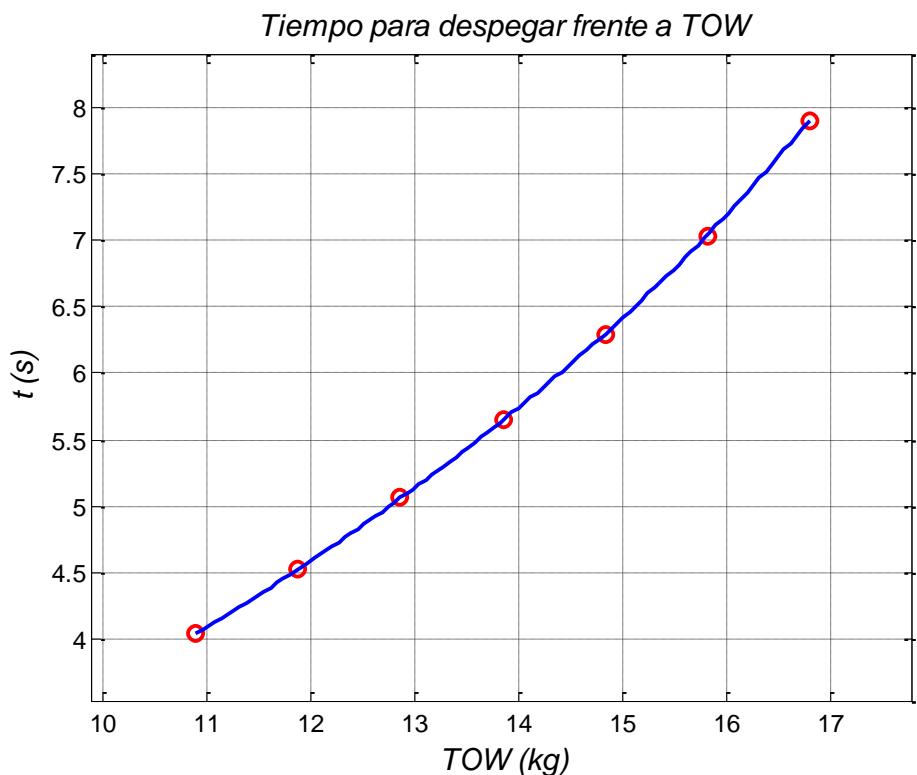


Figura 73 - Tiempo de despegue respecto a carga de pago

Como es de esperar, se aprecia claramente como la distancia y el tiempo de despegue aumenta cuanto mayor sea el peso que lleva el avión.

Ascenso

En este apartado se van a realizar con la herramienta PAT simulaciones de ensayos en vuelo para distintas velocidades de la aeronave.

Primeramente se realiza un análisis previo para delimitar el rango de estudio que se llevará a cabo. Esto es así porque el coste computacional de este módulo es muy alto y se busca optimizar recursos desechariendo el análisis en los rangos de valores que carezcan de sentido. Para ello el límite inferior lo marcará la velocidad de entrada en pérdida que, para las condiciones de avión completamente lleno es:

$$V_s = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L_{max}}}} = 15.12 \text{ m/s} \quad (5.24)$$

Por otro lado, el límite superior vendría dado por los puntos donde la planta motora es incapaz de cumplir con los requisitos propulsivos de subida. Este punto se encuentra en unos 25 m/s.

Seguidamente se hace un resumen de las ecuaciones que se han implementado y se realiza un análisis de las variables más representativas del tramo de subida.

Las ecuaciones implementadas en la herramienta son las que siguen:

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \quad (5.25)$$

$$C_D = C_{D0} + k_1 C_L + k_2 C_L^2 \quad (5.26)$$

$$C_L = \frac{W}{0.5 q S} \quad (5.27)$$

A partir de estos datos pueden obtenerse el ángulo de trayectoria y la velocidad vertical.

$$\sin(\gamma) = \frac{1}{W} (T_d - D) \quad (5.28)$$

$$V_v = V * \sin(\gamma) \quad (5.29)$$

Donde $T_d = P_d/V$

Hay que notar que P_d es la potencia propulsiva o útil que es capaz de proporcionar la planta motora para unas condiciones de vuelo y palanca determinadas. Por tanto, para su cálculo se multiplica la potencia mecánica por el rendimiento propulsivo, los cuales se tienen como dato de los ensayos del motor.

Resultados

A continuación se muestra una relación de los ángulos de trayectoria en función de la velocidad para una palanca de gases en el programa PAT de un 70%. El motivo de seleccionar esa palanca es que haya suficiente diferencia entre potencia necesaria y disponible para tener un ascenso no muy limitado en términos de velocidad vertical y ángulo de trayectoria. Se han superpuesto líneas verticales que representan el punto de ángulo máximo y de velocidad de subida máxima.

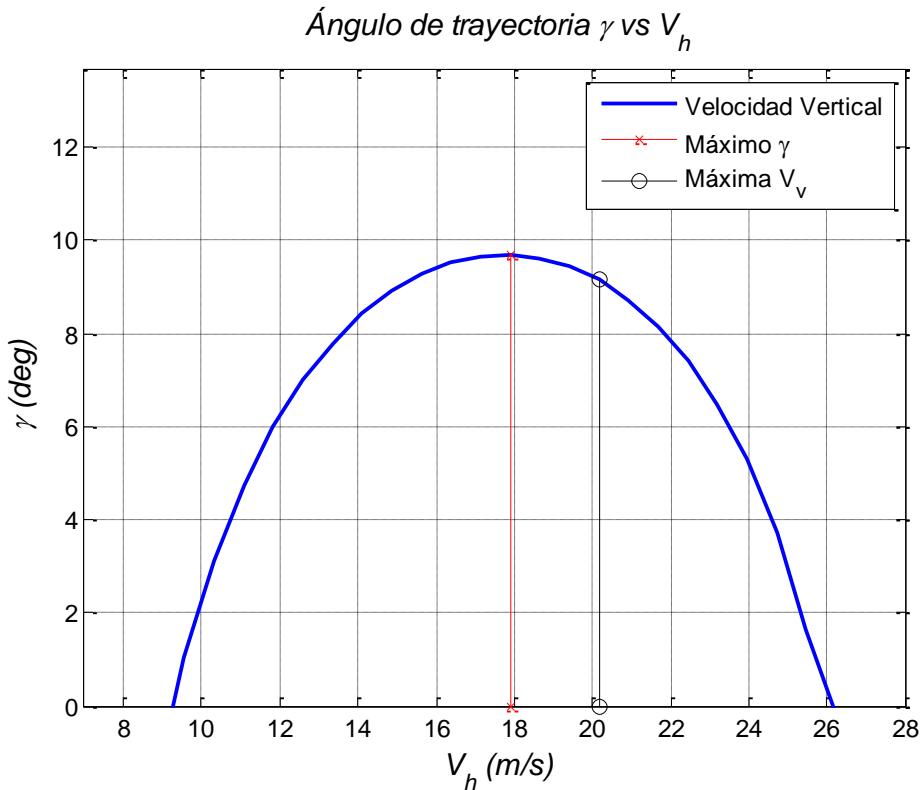


Figura 74 - Ángulo de trayectoria para distintas velocidades horizontales

Numéricamente, los resultados obtenidos son:

$$\gamma_{max} = 9.7^\circ \rightarrow G_{max} = 16.8\% \quad (5.30)$$

$$V_{\gamma_{max}} = 17.9 \frac{m}{s} \quad (5.31)$$

Dado que la velocidad de entrada en pérdida se encuentra en torno a 15m/s, se considera que es un valor demasiado cercano y se volará a una velocidad ligeramente superior. Por otro lado, tras calcular el punto de velocidad de subida máxima que se mostrará en la gráfica siguiente, se puede obtener el ángulo y el gradiente que lo provoca:

$$\gamma_{V_{vmax}} = 9.15^\circ \rightarrow G_{V_{vmax}} = 15.9\% \quad (5.32)$$

Se aprecia como las diferencias son muy pequeñas entre ambos, lo cual es positivo de cara a la posibilidad de operar en uno u otro régimen. Este dato es importante ya que el ángulo de subida se encuentra asociado a la eficiencia aerodinámica, por lo que operar con un ángulo de subida mayor implicará una mayor eficiencia. Por otro lado, si este valor está también cerca del punto de velocidad de subida máxima, se tendrá una combinación de actuaciones muy interesante desde el punto de vista propulsivo.

En cuanto al estudio de la velocidad vertical:

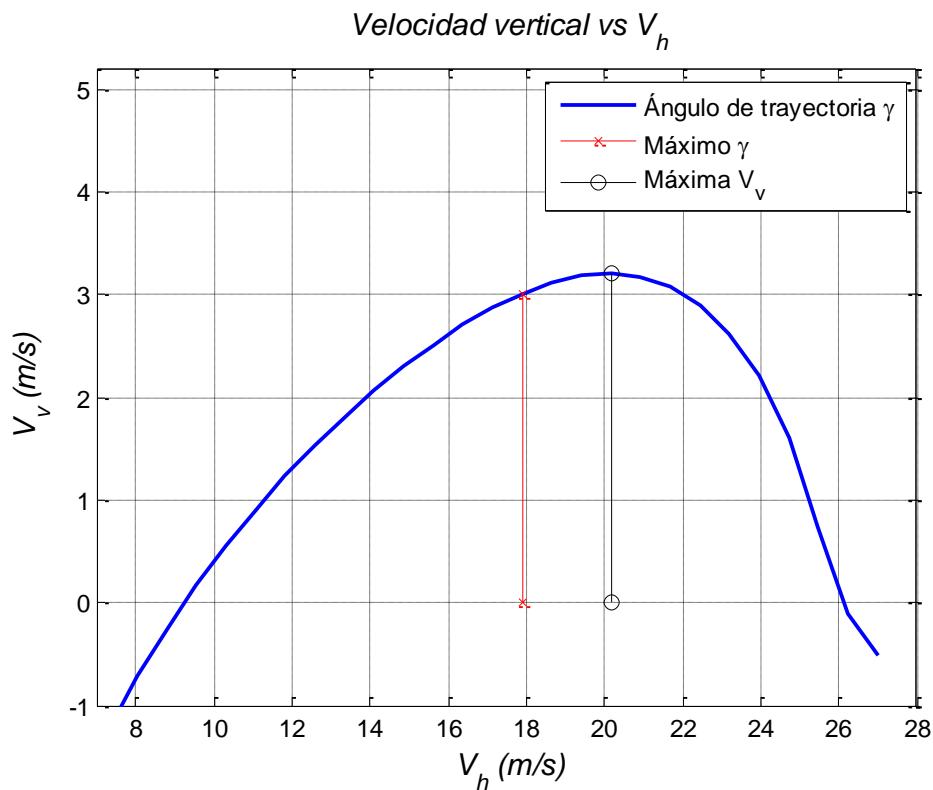


Figura 75 - Velocidad vertical para distintas velocidades horizontales

Numéricamente, los resultados obtenidos son:

$$V_{v_{max}} = 3.2 \text{ m/s} \quad (5.33)$$

$$V_{v_{\gamma_{max}}} = 20.2 \text{ m/s} \quad (5.34)$$

Como era de esperar, se obtiene que la máxima velocidad de subida se da a una velocidad de vuelo mayor que en el caso de ángulo de subida máximo. Por otro lado, el valor de la velocidad de subida para un ángulo de subida máximo se presenta a continuación:

$$V_{v_{\gamma_{max}}} = 3 \text{ m/s} \quad (5.35)$$

Se aprecia como las diferencias son muy pequeñas entre ambos, lo cual vuelve a ser positivo de cara a operar en un punto que aúne una buena eficiencia y una buena velocidad de subida.

Resumen de actuaciones de subida

Si en base a los resultados se elige una velocidad de subida situada en medio de ambas, de $V_{subida} = 19 \text{ m/s}$, con el máximo régimen de potencia asociado, se tienen unos resultados como siguen:

$$V_{subida} = 19 \frac{\text{m}}{\text{s}} \rightarrow \gamma = 11.5^\circ \quad V_v = 3.15 \text{ m/s}$$

Para una subida a 500 metros, el tiempo y la distancia recorrida son:

$$t_{subida} = 2 \text{ min } 39 \text{ seg} \quad d_{subida} = 3015 \text{ m.}$$

Crucero

En este apartado se van a calcular los criterios de potencia necesaria para mantener vuelo nivelado a 500 metros de altura. De esta manera se determinará la palanca de gases necesaria para cumplir los requisitos. Asimismo se realizará un análisis de las velocidades óptimas. La velocidad de crucero que se elegirá de manera que esté cerca de esas velocidades óptimas dejando un margen de seguridad suficiente con la entrada en pérdida.

Tras realizar la integración de las ecuaciones definidas en el apartado 5.4.1, la posición de la palanca será aquella en la que el punto de intersección entre la curva de potencia disponible correspondiente a dicha palanca y la potencia necesaria para mantener vuelo nivelado esté aproximadamente en el punto de operación elegido.

Por tanto, primeramente se va a calcular la autonomía y alcance con la velocidad considerando el avión con toda la carga de pago y los 3 packs de baterías, es decir, con los 16.8 kg. Para ello se hará uso de la herramienta PAT, que integrará el crucero a lo largo del tiempo hasta que la energía de las baterías se agote.

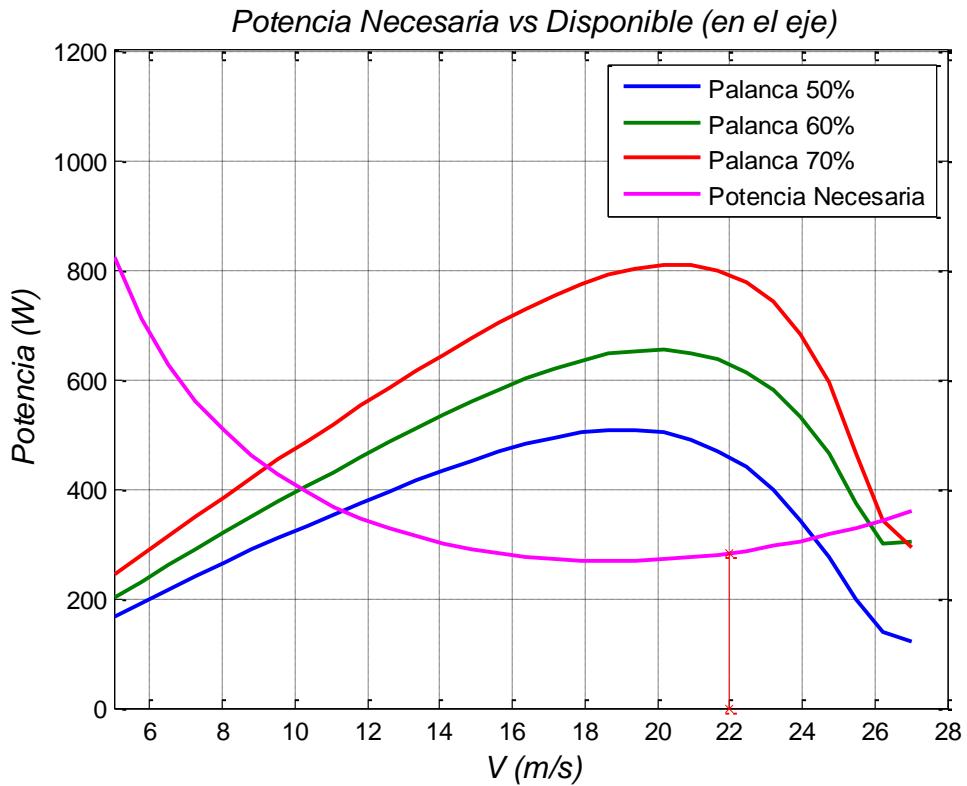


Figura 76 - Potencia necesaria vs disponible para vuelo de crucero

a) Velocidad de máxima autonomía

La integración de las ecuaciones de crucero definidas en el apartado 5.4.1 para distintas velocidades mediante la herramienta PAT da como resultado los valores de autonomía que se muestran en la figura 77.

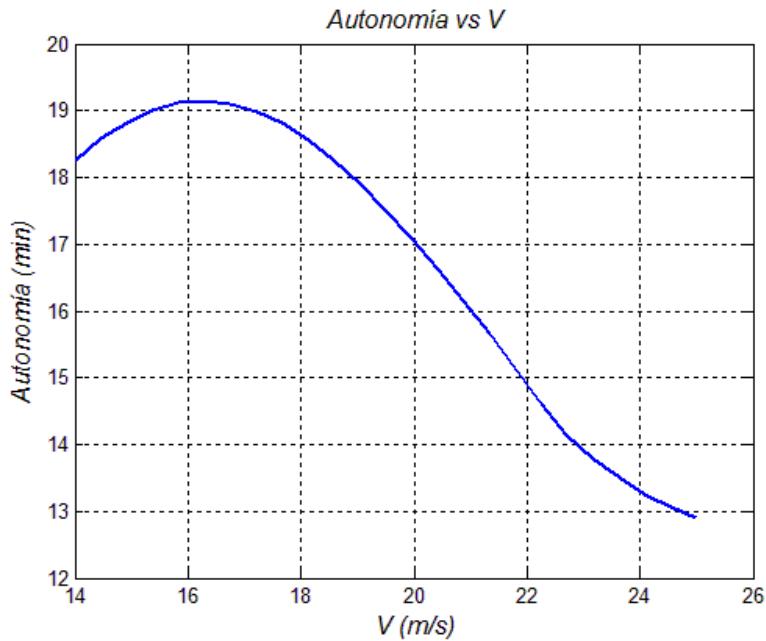


Figura 77 - Autonomía frente a la velocidad

Denominando V_{aut} a la velocidad de máxima autonomía, se tiene que la máxima autonomía y la velocidad asociada son:

$$V_{aut} = 16.3 \frac{m}{s} \quad Autonomía_{max} = 19.2 \text{ min}$$

Dicha velocidad de máxima autonomía, como era esperar, se encuentra cerca de la velocidad de entrada en pérdida $V_s = 15.1 \text{ m/s}$, por lo que no será muy conveniente realizar vuelo de crucero a máxima autonomía.

b) Velocidad de máximo alcance

Si ahora de la integración de las mismas ecuaciones del PAT se toman los datos de distancia recorrida, se obtiene la figura 78.

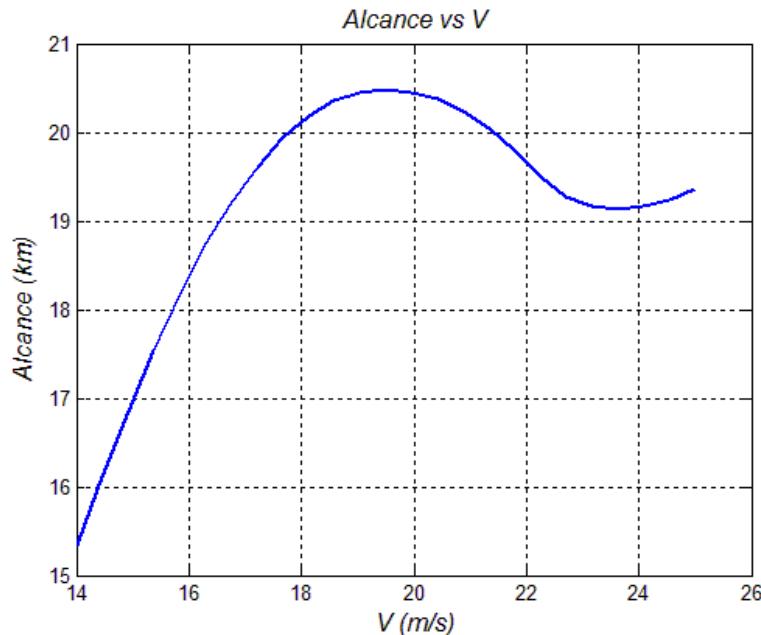


Figura 78 - Alcance en función de la velocidad

Denominando V_{alc} a la velocidad de máximo alcance, se tiene que el máximo alcance y la velocidad asociada son:

$$V_{alc} = 19.5 \frac{m}{s} \quad Alcance_{max} = 20.5 \text{ km}$$

Como era de esperar, la velocidad de máximo alcance se encuentra por encima de la velocidad de máxima autonomía. Por tanto se define la velocidad de crucero como la velocidad de máximo alcance.

c) Velocidad máxima

Viene dada por la intersección a mayor velocidad que se produce en régimen de máxima potencia. Como se puede comprobar en la figura, dicha intersección para una palanca máxima del 70% en el PAT sucede para la siguiente velocidad máxima:

$$V_{max} = 26 \text{ m/s} \quad (5.36)$$

La razón de que se haya elegido una palanca del 70% para el PAT se explicó en el apartado del tramo de subida, dado que se define una potencia de tal manera que se pueda realizar una subida con valores de velocidad vertical y trayectoria relativamente altos. Por tanto, esa palanca del 70% representará la potencia máxima que se dispondrá para volar en el *Austros*.

A continuación se muestra un gráfico con todas las velocidades superpuestas:

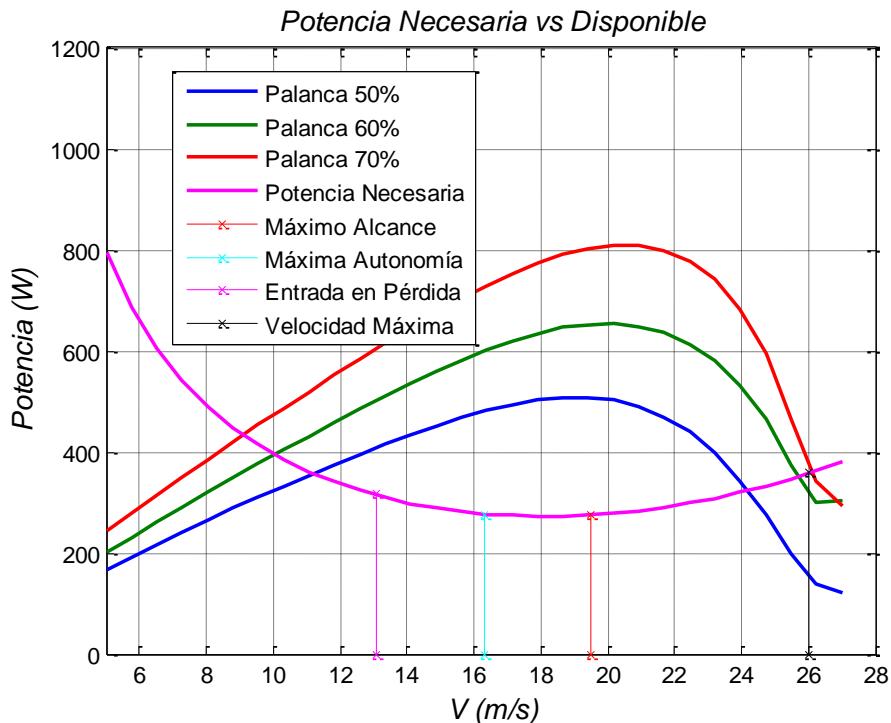


Figura 79 - Relación de velocidades

Se comprueba, como era de esperar, que la velocidad de máximo alcance es superior a la de máxima autonomía y que es necesaria una mayor potencia necesaria para alcanzarla. Por otro lado, se puede apreciar como la velocidad de máxima autonomía no se corresponde exactamente con el mínimo de la gráfica, aunque está muy cerca. Esto es debido a que las velocidades óptimas no se han calculado numéricamente derivando la expresión de la potencia necesaria, sino que se ha empleado el modelo característico de la planta propulsora incorporado en el PAT, el cual aporta un rigor mayor en los resultados.

Loiter

Al realizar un viraje nivelado el requisito básico es que no se pierda energía potencial, dado que si se perdiera se debería recuperar la altura realizando una ascensión, requiriendo un extra de potencia innecesario. Por otro lado, dado que el objetivo es estar el máximo tiempo posible en este tramo consumiendo la menor potencia posible, en todo momento se va a considerar que la aeronave reduce su velo vuela a la velocidad de máxima autonomía calculada anteriormente y con un factor de carga $n = 1.2$.

Con estos datos y considerando el vuelo con una velocidad cercana a la de mínima potencia en crucero como es $V = 19 \text{ m/s}$, se puede calcular la velocidad del giro, la cual viene dada por la expresión.

$$\varphi = \frac{g\sqrt{n^2 - 1}}{V_{aut}} \quad (5.37)$$

Sustituyendo los datos en la ecuación se obtiene como resultado:

$$\varphi = 0.3407 \text{ rad/s} \quad (5.38)$$

También se puede obtener el radio de giro a partir de la ecuación 5.39.

$$R = \frac{V^2}{g \tan \theta} \quad (5.39)$$

Donde θ viene dado por el factor de carga mediante la ecuación 5.40.

$$n = \frac{1}{\cos \theta} \quad (5.40)$$

Introduciendo el valor del factor de carga en la anterior ecuación se tiene como resultado:

$$\theta = 0.5857 \text{ rad} \quad (5.41)$$

Introduciendo este valor en la ecuación 5.39, se obtiene finalmente:

$$R = 56 \text{ m.} \quad (5.42)$$

Descenso

El tramo de descenso se considera que se va a realizar en condiciones de ralentí, considerando despreciable el empuje proporcionado por la hélice. Por tanto se calcularán seguidamente las condiciones de planeo del avión. Se asumirá que la velocidad horizontal de descenso será la correspondiente a condiciones de descenso óptimas. Las ecuaciones de la mecánica de vuelo que definen el planeo con empuje nulo son las siguientes:

$$L = W \cos \gamma_d \approx W \quad (5.43)$$

$$D = W \sin \gamma_d \approx W \gamma_d \quad (5.44)$$

Donde γ_d es el ángulo de descenso al que se le ha aplicado la aproximación de ángulos pequeños. Con él se puede determinar la velocidad de descenso mediante la siguiente ecuación:

$$V_d = V \sin \gamma_d \quad (5.45)$$

Por tanto, el sistema de ecuaciones 5.46-47 es el que habrá que resolver para cada valor de la velocidad.

$$\gamma_d = -\frac{1}{2W} \rho V^2 S C_D \quad (5.46)$$

$$V_d = V \sin \gamma_d \quad (5.47)$$

Tras realizar un barrido de velocidades estos son los resultados obtenidos:

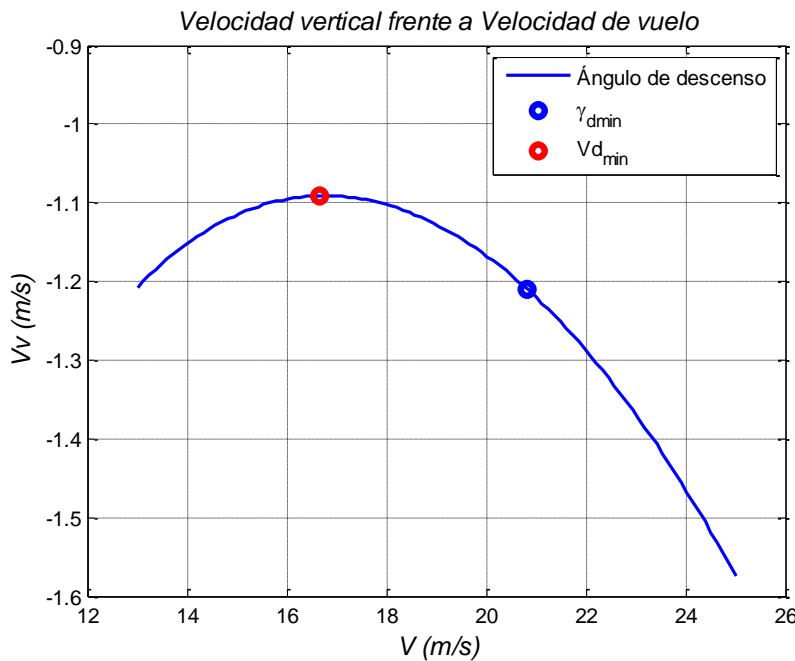


Figura 80 - Velocidad vertical de descenso en función de la velocidad horizontal

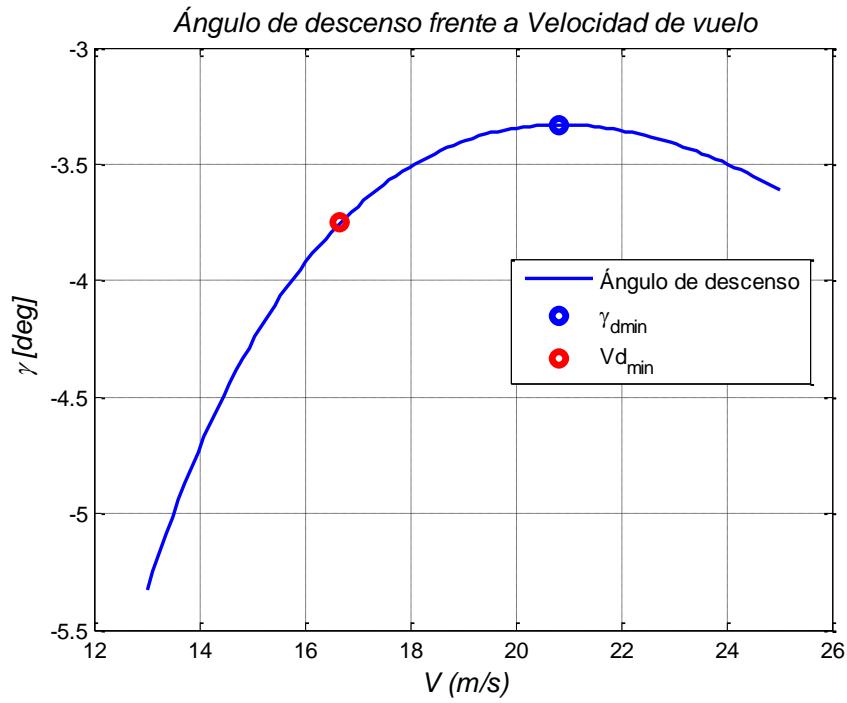


Figura 81 - Ángulo de descenso en función de la velocidad horizontal

En base a estos resultados, se puede plantear el descenso atendiendo a uno de estos dos criterios:

- Máxima autonomía → corresponde a volar a velocidad de descenso mínima:
 - $V_{d_{min}} = 1.09 \text{ m/s}$
 - $V_{V_{d_{min}}} = 16.65 \text{ m/s}$
- Máximo alcance → corresponde a volar a ángulo de descenso mínimo:
 - $\gamma_{d_{min}} = 3.33^\circ$
 - $V_{\gamma_{d_{min}}} = 20.8 \text{ m/s}$

Aterrizaje

El último tramo de aterrizaje se realiza en tramos inversos al despegue:

1. Aproximación con el mismo ángulo de descenso y velocidad que se llevaba en el tramo de descenso.
2. Tramo de rotación quedando el avión en la posición correcta para tocar tierra.
3. Rodadura por el terreno hasta quedar el avión completamente parado.

Rotación

Primeramente se calcula el radio de rotación necesario para el aterrizaje. Dicho radio de rotación viene dado por:

$$R = \frac{V_{TR}^2}{(n-1)g} = \frac{V_f^2}{0.2g} = 132.18 \text{ m} \quad (5.48)$$

Donde $V_f = 1.23V_s$.

Una vez se tiene el radio de rotación, y asumiendo un descenso a mínima velocidad de descenso $\gamma_d = 3.75^\circ$, obtenida en la figura 81, se calcula la altura respecto al suelo a la que se comienza a realizar la rotación (h_f) y la longitud de dicho tramo.

$$h_f = R(1 - \cos(\gamma_d)) = 0.282 \text{ m} \quad (5.49)$$

$$S_R = R \sin \gamma_d = 8.645 \text{ m} \quad (5.50)$$

Rodadura

En este tramo se usa un método que incluye el efecto suelo en la resistencia de la aeronave. La definición del mismo es la siguiente:

El coeficiente de resistencia viene dado por la expresión siguiente:

$$C_D = C_{D0} + \Delta C_{D0} + (k_1 + Gk_3)C_L^2 \quad (5.51)$$

Donde las distintas variables se expresan como sigue:

$$\Delta C_{D0} = \frac{W}{S} K_{uc} m^{0.215} \quad G = \frac{(16h/b)^2}{1 + \left(\frac{16h}{b}\right)^2} \quad k_3 = \frac{1}{\pi e A R} \quad k_1 = \frac{1}{3} k_3 \quad (5.52)$$

- K_{uc} es una constante de valor $3.16 * 10^{-5}$
- $m \rightarrow$ Masa del avión en el aterrizaje
- $h \rightarrow$ Altura de las alas sobre el suelo
- $b \rightarrow$ Envergadura del ala
- $e \rightarrow$ Eficiencia de Oswald
- $AR \rightarrow$ Aspect ratio

Mediante un análisis de despegue se llega a la siguiente ecuación diferencial para el tramo:

$$\begin{aligned} \frac{dV_\infty}{dt} &= -g \left\{ \frac{T_{rev}}{W} + \mu_r \right. \\ &\quad \left. + \frac{\rho_\infty}{2(W/S)} [C_{D0} + \Delta C_{D0} + (k_1 + Gk_3)C_L^2 - \mu_r C_L] V_\infty^2 \right\} \end{aligned} \quad (5.53)$$

Donde $\frac{T_{rev}}{W}$ es la relación empuje peso correspondiente al motor en reversa, que en nuestro caso no se incorpora y se asume que se aterriza al ralentí por lo que $T_{rev} = 0$.

Se define:

$$J_T = \frac{T_{rev}}{W} + \mu_r \quad (5.54)$$

$$J_A = \frac{\rho_\infty}{2(W/S)} [C_{D0} + \Delta C_{D0} + (k_1 + Gk_3)C_L^2 - \mu_r C_L] \quad (5.55)$$

Resolviendo la ecuación se llega al siguiente resultado:

$$S_G = NV_{TD} + \frac{1}{2gJ_A} \ln \left(1 + \frac{J_A}{J_T} V_{TD}^2 \right) \quad (5.56)$$

- $V_{TD} \rightarrow$ velocidad a la que el avión toca el suelo. Se ha considerado que tiene un valor de 1.15 veces la velocidad de entrada en pérdida en aterrizaje ($V_{LD} = 1.15V_{STALL}$).
- $NV_{LD} \rightarrow$ es la distancia que recorre el avión durante la rotación. En el caso aquí considerado se asume un valor de $N = 1$, correspondiente a pequeñas aeronaves.
- El C_L proporcionado es el correspondiente a la configuración de la aeronave en aterrizaje.

Finalmente el resultado obtenido es $S_G = 74 \text{ m}$.

Por tanto, la distancia total de aterrizaje es la suma de los valores calculados:

$$S_{aterrizaje} = S_G + S_R = 82.645 \text{ m}$$

5.5 DIAGRAMA V-n

Como vemos el diagrama se ha dividido en una zona de vuelo normal y una zona en la que habrá que tener precaución por posibles fallos en la integridad de la aeronave. En caso de que se volara fuera de esta zona, se producirían daños estructurales graves. A continuación se describirá la división realizada.

Línea 0-A

Dicha línea refleja el límite de vuelo motivado por la velocidad de entrada en pérdida en función del factor de carga positivo correspondiente. La ecuación que relaciona el factor de carga y la velocidad de entrada parte de la propia ecuación de vuelo y de la definición del coeficiente de sustentación, resultando ser:

$$V_{s_{pos}}(n) = \sqrt{\frac{2nW}{\rho C_{N_{\max(\text{controllable})}} S}} \quad (5.57)$$

Donde ρ se ha escogido a la altura de crucero y $C_{N_{\max(\text{controllable})}}$ se define como 1.1 veces el $C_{L_{\max}}$ en configuración limpia:

$$C_{N_{\max(\text{controllable})}} = 1.1 C_{L_{\max}} \quad (5.58)$$

- Un punto importante viene dado cuando el factor de carga es la unidad, pues determina la velocidad de entrada en pérdida en vuelo nivelado. Dicho punto se representa en el A'.
- En este proyecto se considera un factor de carga de diseño de +2.5/-1 y último de +3.5/-1.5. Eso significa que valores de factor de carga superiores a +2.5 provocarán situaciones de riesgo en la aeronave. Es por ello que se ha definido el punto A'', que marca la frontera entre el vuelo normal y el vuelo con precaución. La línea roja que sigue a la línea azul tiene la misma función que la anterior, y llega hasta que el valor de carga es el último ($n=+3.5$).

Velocidad de maniobra

La velocidad de maniobra máxima de diseño, V_A , es aquella correspondiente al punto A''. En el caso que nos ocupa tiene un valor:

$$V_A = 21.5 \text{ m/s} \quad (5.59)$$

Velocidad de crucero

Se ha elegido la velocidad máxima de crucero de diseño:

$$V_C = 30 \text{ m/s} \quad (5.60)$$

Esta velocidad marca el límite entre el vuelo en condiciones de diseño y vuelo en condiciones de precaución.

Velocidad de picado

Se ha definido exactamente como 1.25 veces la velocidad de crucero:

$$V_D = 1.25 V_C = 37.5 \text{ m/s} \quad (5.61)$$

Esta velocidad marca el límite entre el vuelo en condiciones de precaución y el vuelo con daños estructurales graves.

Línea 0-B

Esa línea marca la velocidad de entrada en pérdida para valores negativos del factor de carga. Dicha velocidad viene dada por la expresión:

$$V_{neg}(n) = \sqrt{\frac{2n_{neg}W}{\rho C_{N_{max(controllable)}} S}} \quad (5.62)$$

Donde $C_{N_{max(controllable)}}_{neg}$ se define como 1.1 veces el $C_{L_{max_neg}}$ en configuración limpia:

$$C_{N_{max(controllable)}} = 1.1C_{L_{max_neg}} \quad (5.63)$$

- Al igual que para el caso de la línea 0-A, un punto importante viene dado cuando el factor de carga es la unidad (negativa), pues determina la velocidad de entrada en pérdida en vuelo nivelado. Dicho punto se representa en el B'.
- En este proyecto se considera un factor de carga de diseño de +2.5/-1 y último de +3.5/-1.5. Eso significa que valores de factor de carga inferiores a -1 provocarán situaciones de riesgo en la aeronave. Es por ello que se ha definido el punto B'', que marca la frontera entre el vuelo normal y el vuelo con precaución. Como se puede apreciar por su propia definición, en este caso el punto B' y el B'' coinciden. La línea roja que sigue a la línea azul tiene la misma función que la anterior, y llega hasta que el valor de carga es el último ($n=-1.5$).

A continuación se van a incorporar las líneas de ráfaga. Existen líneas de ráfaga correspondientes a la velocidad de crucero y a la velocidad de picado. Dichas líneas marcarán el factor de carga que deberá ser capaz de soportar el avión debido a una eventual ráfaga.

Ambas líneas vienen dadas por la siguiente ecuación:

$$n_{lim} = 1 \pm \frac{K_g U_{de} V C_{L_\alpha}}{498(W/S)} \quad (5.64)$$

Donde:

- V es la velocidad a la que se está calculando el factor de carga.
- C_{L_α} es la pendiente de la curva de sustentación del avión en 1/rad. Proporcionado por el departamento de aerodinámica.
- K_g es un valor que se rige por la siguiente fórmula

$$K_g = \frac{0.88\mu_g}{5.3 + \mu_g} \quad \mu_g = \frac{2W/S}{\rho \bar{c} g C_{L_\alpha}} \quad (5.65)$$

- Donde \bar{c} es la cuerda media del ala.
- U_{de} es un valor que, para el caso de vuelo que nos ocupa, vale:
 - Ráfagas asociadas a $V_C \rightarrow U_{de} = 50 \text{ fps}$
 - Ráfagas asociadas a $V_D \rightarrow U_{de} = 25 \text{ fps}$

En la figura 82 se presenta el diagrama V-n con las líneas de ráfagas incorporadas.

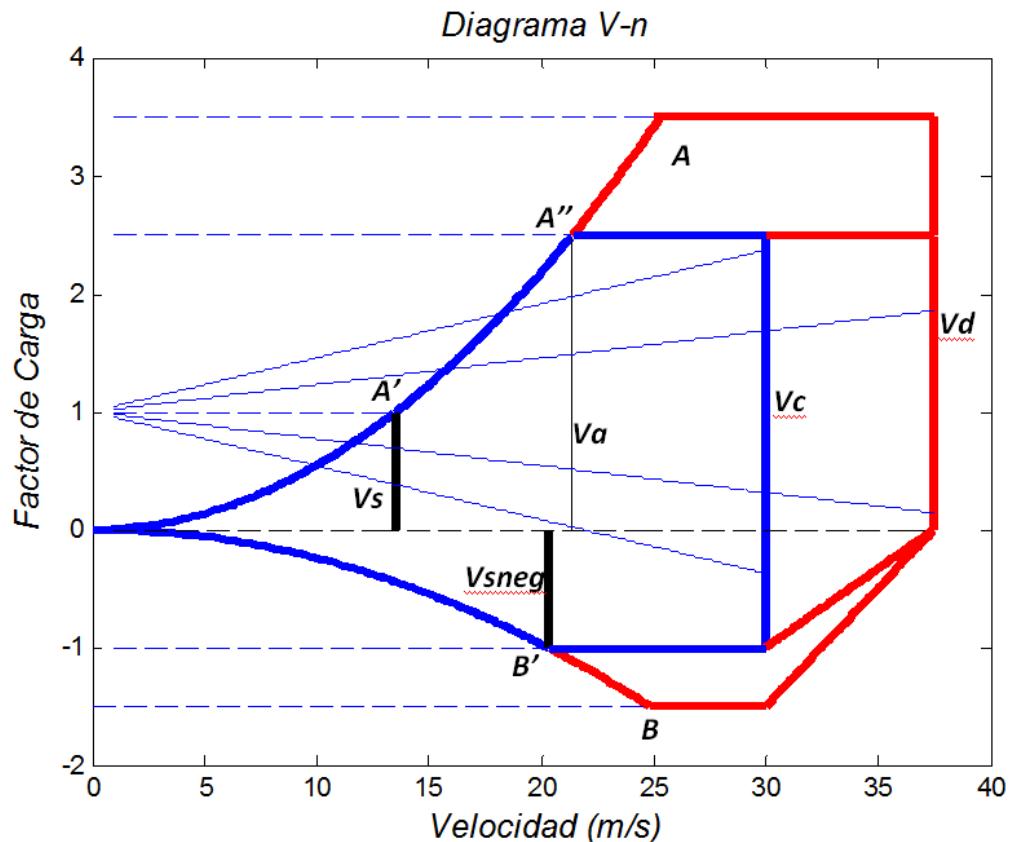


Figura 82 - Diagrama V-n

Se aprecia que los requisitos para soportar las ráfagas son cumplidos con anterioridad, por lo que no habrá que modificar la envolvente de vuelo.

6. ESTABILIDAD

6.1 INTRODUCCIÓN

Un avión no solo tiene que ser capaz de generar la sustentación necesaria para vencer su propio peso y, por tanto, volar. Un avión además debe ser estable y controlable. Para verificar que ambas cuestiones se cumplen, se realiza el estudio que se muestra en este apartado, presente en cualquier fase de diseño de una aeronave. Existen muy pocas aeronaves que sean inestables sobre el papel, y dicha inestabilidad innata se suple mediante un sistema computacional que estabiliza el avión en todo momento. Evidentemente ese sistema está reservado para ciertas aeronaves militares de gran tamaño y no es el caso del *Austros*. Por tanto, se deberá verificar la estabilidad de la aeronave en todo momento, sin ayuda externa.

Todos los cambios que se realizan en el avión, particularmente los correspondientes al cambio de geometrías y posición de elementos, tienen que ser validados por el área de estabilidad. Para que el avión sea estable cualquier perturbación que reciba sacándola de su posición de equilibrio debe ser contrarrestada de forma que la aeronave vuelva por sí sola a la posición de equilibrio en la que se encontraba. Para ello el dimensionado de las superficies de control y la localización de las cargas será fundamental.

El estudio de la estabilidad se divide en dos secciones bien diferenciadas, las cuales en este proyecto se van a considerar independientes como medida simplificadora válida, aunque realmente se encuentran acopladas:

- Estabilidad longitudinal → correspondiente a incrementos de sustentación o momentos de cabeceo. Se involucra la deflexión del timón de profundidad.
- Estabilidad lateral-direccional → correspondiente a momentos de balance y guiñada. En esta parte se involucra la deflexión del timón de dirección y de los alerones.

El estudio de ambos problemas se basa en un sistema de ecuaciones compuesto por un modelo de fuerzas y momentos cuya resolución llevará a extraer las condiciones de equilibrio de la aeronave. En dichos modelos se incorporan las llamadas derivadas de estabilidad, las cuales cuantifican el cambio en las fuerzas y momentos que se producen ante cambios en las variables de control.

La línea de este apartado será primeramente, en el apartado 6.2, realizar el análisis de la estabilidad estática longitudinal. Este apartado es crucial para el dimensionado de la cola, y provocará iteraciones con otros departamentos. Una vez realizada la estabilidad estática se pasa en la 6.3 a la dinámica longitudinal, donde se calcularán los modos del avión y su respuesta ante perturbaciones. Los apartados 6.4 y 6.5 son equivalentes a los 6.2 y 6.3 pero equivalentes a la estabilidad lateral-direccional. Para la realización de esta sección se ha contado con la ayuda del proyecto fin de carrera de López Teruel [7].

6.1.1 DEFINICIONES PREVIAS

Antes de comenzar a realizar el análisis, se va proporcionar información de la nomenclatura y criterio de signos de los distintos elementos. Primeramente se muestran dos esquemas representativos en la figura 18 donde se pueden apreciar claramente las direcciones y signos empleados, explicando seguidamente la definición de las variables que aparecen.

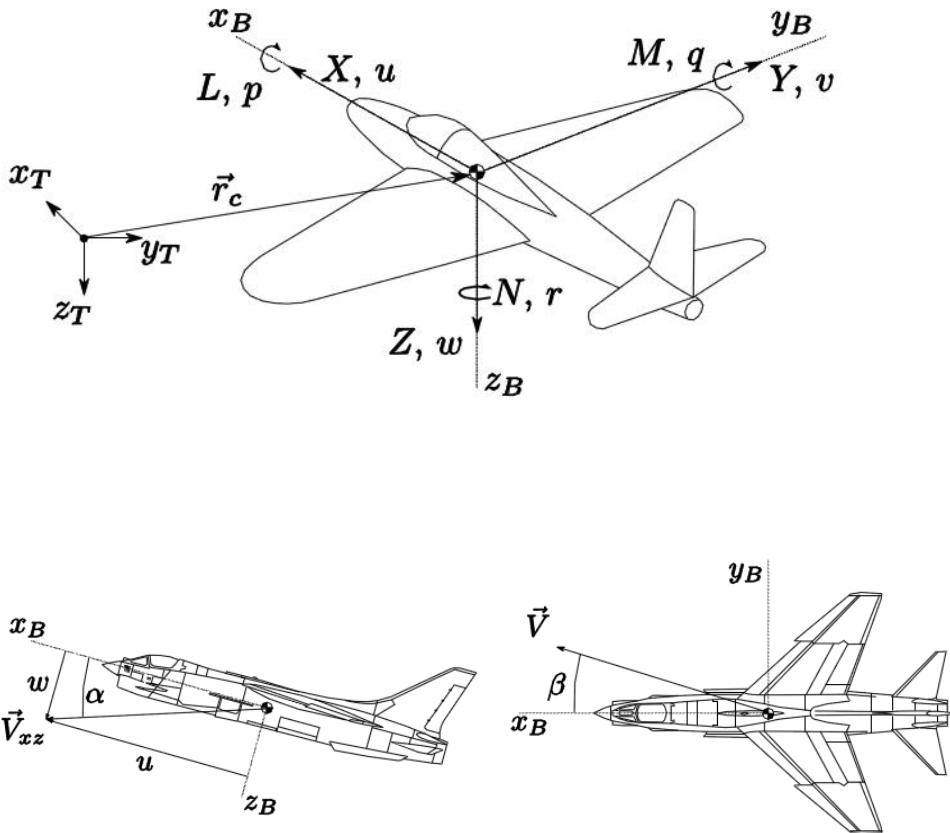


Figura 84 - Definición de ángulos y fuerzas

Los ejes empleados son los ejes cuerpo centrado en el centro de gravedad (x_B, y_B, z_B).

- $X, Y, Z \rightarrow$ desplazamiento longitudinal, lateral y vertical
- $L \rightarrow$ momento de balance
- $p \rightarrow$ velocidad angular en movimiento de balance
- $u \rightarrow$ velocidad lineal en el eje X
- $M \rightarrow$ momento de cabeceo
- $q \rightarrow$ velocidad angular en movimiento de cabeceo
- $v \rightarrow$ velocidad lineal en el eje Y
- $N \rightarrow$ momento de guiñada
- $r \rightarrow$ velocidad angular en movimiento de guiñada
- $w \rightarrow$ velocidad lineal en el eje Z
- $\alpha \rightarrow$ ángulo de ataque
- $\beta \rightarrow$ ángulo de resbalamiento

6.2 ESTABILIDAD ESTÁTICA LONGITUDINAL

6.2.1 INTRODUCCIÓN

Como se mencionó anteriormente, en la estabilidad longitudinal intervienen las componentes verticales de las fuerzas contenidas en el plano de simetría y los momentos contenidos en dicho plano. El requisito más primordial para garantizar la estabilidad longitudinal del avión es que el avión en conjunto, ante una perturbación que modifique el estado de equilibrio longitudinal (como puede ser una ráfaga de viento que aumente el ángulo de ataque), provoque una respuesta contraria a dicha perturbación que haga que el avión vuelva a la posición de equilibrio de la que provenía.

La variable importante a estudiar será el momento de cabeceo respecto al centro de gravedad del avión. Para analizarlo se estudia el sistema de ecuaciones de equilibrio de momentos, en el que se ven involucradas todas las fuerzas y momentos que actúan sobre el avión. Las variables involucradas tendrán

$$\begin{aligned}
 M = & M_{ac_w} + M_{ac_t} + (L_w \cos \alpha_w + D_w \sin \alpha_w)(X_{cg} - X_{ac_w}) \\
 & + (L_t \cos \alpha_t + D_t \sin \alpha_t)(X_{cg} - X_{ac_t}) \\
 & + (L_w \sin \alpha_w + D_w \cos \alpha_w)(Z_{cg} - Z_{ac_w}) \\
 & + (L_t \sin \alpha_t + D_t \cos \alpha_t)(Z_{cg} - Z_{ac_t})
 \end{aligned} \tag{6. 1}$$

Donde:

- M_{ac_w} y M_{act} son los momentos de cabeceo del ala y de la cola, respectivamente.
- L_w, D_w, L_t, D_t son la sustentación y la resistencia del ala o de la cola.
- α_w y α_t son los ángulos de ataque del ala y de la cola, donde se encuentran contenidas las incidencias y ángulos de downwash.
- X_{cg}, Z_{cg} es la posición longitudinal y vertical del centro de gravedad del avión.
- $X_{ac_w}, Z_{ac_w}, X_{act}, Z_{act}$ son las posiciones de los centros aerodinámicos del ala y de la cola.

En el estudio se asumen las siguientes hipótesis simplificativas:

- Ángulo de ataque α pequeño.
- Altura del centro de gravedad Z_{cg} despreciable.
- Contribución despreciable de las fuerzas de resistencia al momento de cabeceo.

Y adimensionalizando como se muestra en la ecuación 6.2:

$$C_m = \frac{M}{\frac{1}{2} \rho V^2 S c} \quad (6.2)$$

Queda la expresión simplificada del coeficiente de momentos:

$$C_m = C_{m_{acw}} + C_{m_{act}} + C_{l_w}(\bar{X}_{cg} - \bar{X}_{ac_w}) + C_{l_t}(\bar{X}_{cg} - \bar{X}_{act}) \quad (6.3)$$

Las variables incluidas en la ecuación 6.3 se pueden descomponer a su vez en expresiones que incluyen dependencias del ángulo de ataque. Agrupando las variables dependientes y las independientes se puede llegar a una expresión del tipo 6.1. El proceso hasta llegar a dicha ecuación se puede encontrar en Raymer [3].

$$C_m = C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha \quad (6.4)$$

Por tanto, para que el avión sea estable longitudinalmente, se debe producir un momento que se oponga al cambio, por lo que la derivada que multiplica al ángulo de ataque debe ser menor que cero ($C_{m_\alpha} < 0$). Es decir, la pendiente de la curva del momento de cabeceo en función del ángulo de ataque α debe ser negativa para que el avión sea estable. Las implicaciones físicas de esta conclusión se explicarán en el capítulo 6.2.2, donde se introducirá la expresión de C_{m_α} .

Asimismo, el valor del coeficiente de momento de cabeceo a ángulo de ataque nulo, C_{m_0} , debería tomar valor positivo para que el ángulo de ataque de equilibrio (donde $C_m = 0$) sea también positivo.

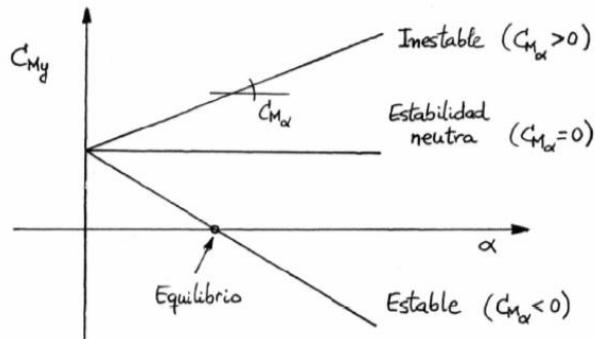


Figura 85 - Criterio de estabilidad longitudinal

6.2.2 OBTENCION DEL PUNTO NEUTRO

El punto neutro es la posición longitudinal en la que si se coloca el centro de gravedad se obtendría una estabilidad global neutra. Matemáticamente, en esta situación la derivada de estabilidad C_{m_α} sería igual a cero, lo que lleva a un equilibrio indiferente tal y como se muestra en la figura 83. Si el centro de gravedad se situara por detrás del punto neutro, el avión no sería estable salvo que el avión incorpore un sofisticado sistema de control y esté diseñado para ser inestable, como puede ser el caso de ciertos aviones de combate que buscan una alta maniobrabilidad.

Para obtener la expresión matemática del punto neutro, primero hay que tener en cuenta que la expresión de C_{m_α} queda, según Raymer, como se muestra en la ecuación 6.5.

$$C_{m_\alpha} = C_{l_\alpha}(\bar{X}_{cg} - \bar{X}_{act}) - \frac{q_t}{q} \frac{S_t}{S_w} C_{l_{at}} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon_t}{\partial \alpha}\right) (\bar{X}_{act} - \bar{X}_{cg}) \quad (6.5)$$

Donde se ha despreciado la contribución del momento de cabeceo del fuselaje y la de las fuerzas de presión. El significado y cálculo de estas expresiones se realiza una vez se defina la expresión del punto neutro.

Si se asume la situación que se definió en el primer párrafo, donde $C_{m_\alpha} = 0$, se puede despejar el \bar{X}_{cg} para el cual se cumple dicha condición. Dicho \bar{X}_{cg} , por definición, es el punto neutro del avión, tal y como queda en la ecuación 6.6.

$$\bar{x}_{NA} = \frac{\frac{q_t}{q} \frac{S_t}{S} C_{l_{\alpha t}} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon_t}{\partial \alpha}\right) \bar{x}_{ac_t} + C_{l_{\alpha WB}} \bar{x}_{ac_w}}{\frac{q_t}{q} \frac{S_t}{S} C_{l_{\alpha t}} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon_t}{\partial \alpha}\right) + C_{l_{\alpha WB}}} \quad (6.6)$$

Donde \bar{X}_{NA} es la posición del punto neutro. Una vez se tiene su expresión, C_{m_α} se puede expresar en función del mismo mediante la ecuación 6.7.

$$C_{m_\alpha} = -C_{l_\alpha}(\bar{X}_{NA} - \bar{X}_{cg}) \quad (6.7)$$

A continuación se explican cada una de las variables implicadas:

Donde:

- $q_t/q \rightarrow$ relación entre presiones dinámicas que llegan a la cola y al ala. Se estima en un valor de $\frac{q_t}{q} = 0.95$.
- $S_t/S \rightarrow$ relación entre áreas de la superficie de cola y ala. $\frac{S_t}{S} = 0.181$
- $C_{l_{\alpha t}} \rightarrow$ pendiente de la curva de sustentación de la cola. $C_{l_{\alpha t}} = 2.681$
- $C_{l_{\alpha WB}} \rightarrow$ pendiente de la curva de sustentación del conjunto ala-fuselaje. $C_{l_{\alpha WB}} = 4.85$
- $\bar{x}_{ac_t} \rightarrow$ posición del centro aerodinámico de la cola.
- $\bar{x}_{ac_w} \rightarrow$ posición del centro aerodinámico del ala.
- $\frac{\partial \varepsilon_t}{\partial \alpha} \rightarrow$ término de downwash provocado por las alas.

\bar{x}_{ac_t} y \bar{x}_{ac_w} se encuentran adimensionalizados con la cuerda media del ala. \bar{x}_{ac_w} se define como la distancia entre el morro y el punto situado al 25% del borde de ataque del ala. \bar{x}_{ac_t} corresponde \bar{x}_{ac_w} sumado a la distancia entre ambos centros aerodinámicos.

Para determinar el término de downwash (o deflexión de la estela) provocado por las alas se emplea el modelo teórico de la ecuación. En él se incluyen factores geométricos que influyen en la deflexión de la estela. Concretamente, se consideran tres contribuciones fundamentales: una de relación de aspecto, otra de estrechamiento y una última de geometría en la que se incluye la contribución de la diferencia de altura entre planos y la distancia entre los centros de gravedad de ala y cola.

$$\frac{\partial \varepsilon_t}{\partial \alpha} = 4.44 \left[K_A K_\lambda K_H \left(\cos \Lambda_c \frac{1}{4} \right)^{\frac{1}{2}} \right]^{1.19} \quad (6.8)$$

Donde K_A, K_λ, K_H son los parámetros geométricos que se han mencionado anteriormente y definen en la ecuación 6.9. La flecha del ala a c/4 del borde de

ataque, $\frac{\Lambda_c}{4}$, se considerará muy pequeña, por lo que el coseno de ese ángulo se estima como nulo.

$$K_A = \frac{1}{A} - \frac{1}{1 + A^{1.7}}$$

$$K_\lambda = \frac{10 - 3\lambda}{7}$$

$$K_H = \frac{1 - \frac{h_H}{b}}{\sqrt[3]{\frac{2l_h}{b}}} \quad (6.9)$$

Por tanto se tiene al final un parámetro de downwash como sigue:

$$\frac{\partial \varepsilon_t}{\partial \alpha} = 0.291 \quad (6.10)$$

A continuación se calcula la posición del ala que optimice el trimado. Para ello se establece un margen estático, que se define como la distancia entre el punto neutro y el centro de gravedad, de un 15%. Para ello, se analiza la variación del margen estático con la modificación del centro de gravedad del ala, que se asume colocado a 0.25 del borde de ataque de la cuerda media. El resultado de dicha dependencia se muestra en la figura 86.

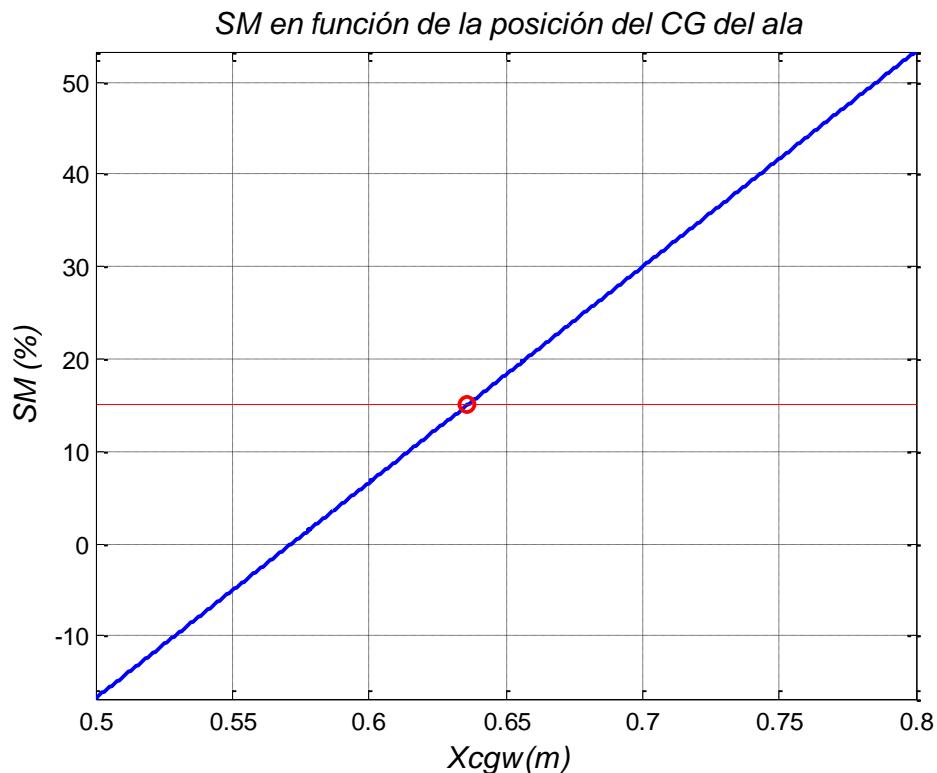


Figura 86 – Margen estático en función de la posición del cdg del ala

Se comprueba que para tener un margen estático del 15% hay que colocar el centro de gravedad del ala a 0.64 metros respecto del morro del avión. Para obtener una visión más clara del rango posible de colocación del ala se representa en la figura 87 la posición del punto neutro y del centro de gravedad del avión completo con la variación de la posición del ala.

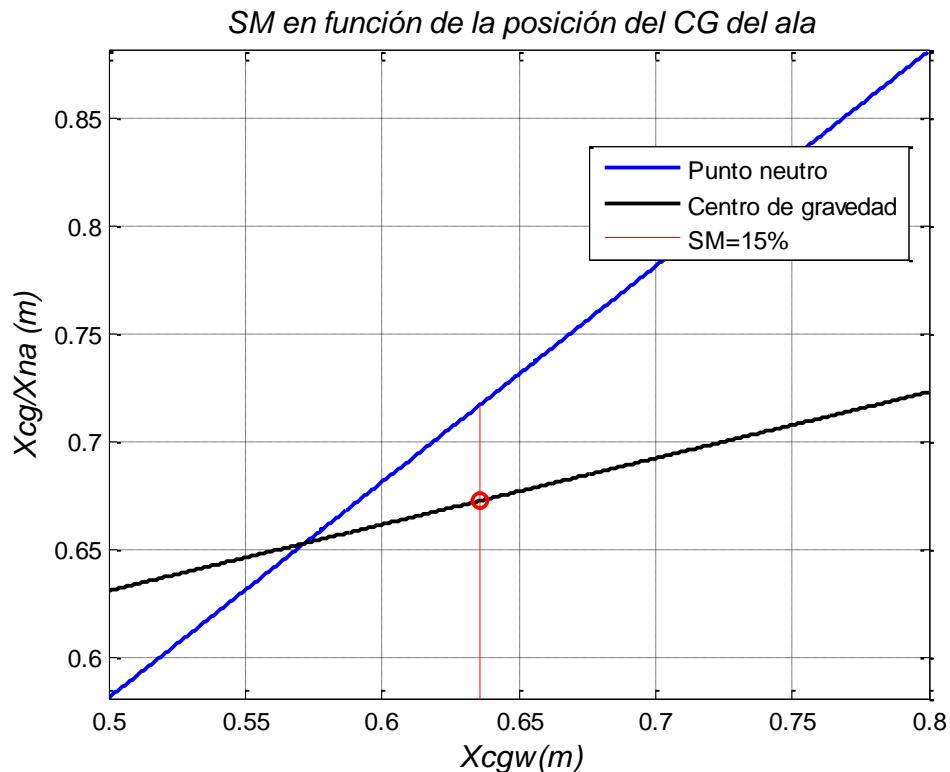


Figura 87 - Rango de colocación del centro de gravedad del ala

Se ha representado la posición del centro de gravedad del ala para la cual se tiene un margen estático del 15%. Se puede ver cómo podría adelantarse el centro de gravedad del ala hasta una posición aproximada de 0.58 metros desde el morro a costa de disminuir el margen estático, lo que hace más complicado estabilizar el avión.

Por tanto y en definitiva, para tener un margen estático del 15%:

$$SM = 15\% \rightarrow X_{cg_w} = 0.64 \text{ m} \quad (6.11)$$

Esto conllevará tener el punto neutro situado, tal y como se puede apreciar en la gráfica, en $X_{NA} = 0.717 \text{ m}$.

Posiciones límite del centro de gravedad del avión

Una vez ya se ha definido la colocación del ala queda fijado el punto neutro, por lo que es posible determinar la posición límite en la que se podrá colocar el centro de gravedad del avión respecto al morro. Dicha variación puede ser debida a diversas razones, pero en el caso del Austros la fundamental será la distribución de las baterías en la bodega de carga. Por ello, pese a que a continuación se calculan las posiciones extremas desde un punto de vista matemático, hay que tener en cuenta que en todo momento hay que respetar el espacio interior de la bodega de carga, en caso de que se modifique la distribución interna. De aquí en adelante se va a asumir que se va a poder modificar la posición del centro de gravedad del avión como se deseé.

La posición más retrasada del centro de gravedad viene, por definición, dada por la posición del punto neutro, dado que si el centro de gravedad se situara por detrás del mismo, el avión no sería estable.

Por tanto $X_{cg_{max}} = 0.717 \text{ m}$.

Por otro lado, la posición más adelantada del centro de gravedad depende de la tendencia descendiente de la eficiencia de la cola. Por tanto para determinar la posición adelantada del centro de gravedad se tendrá en cuenta la sustentación de la cola generada por el ángulo de deflexión mínimo del timón de profundidad, el cual se fija en -25° . Dado que en todo momento se debe verificar equilibrio, la ecuación del coeficiente de momentos se debe anular.

$$C_{mcg} = C_{m0} + C_{m\alpha} \cdot \alpha_{wb} + C_{m\delta e} \cdot \delta_e = 0 \quad (6.12)$$

Despejando δ_e se obtiene el trimado de la superficie de control de cola necesario para que se de esa condición.

$$\delta_e = -\frac{C_{m0} + C_{m\alpha} \cdot \alpha_{wb}}{C_{m\delta e}} = -\frac{C_{m0}}{C_{m\delta e}} - \frac{C_{lawb} \cdot (\overline{X}_{cg} - \overline{X}_{np})}{C_{m\delta e}} \cdot \alpha_{wb} \quad (6.13)$$

Como se puede apreciar, habrá una recta distinta para cada valor de la posición del centro de gravedad. A su vez, el valor de δ_e varía con el valor del ángulo de ataque. En la figura se aprecian superpuestas las tendencias para varios valores del centro de gravedad. La posición más adelantada será la que provoque que la recta de δ_e se corte en la intersección de la recta que representa el ángulo de entrada en pérdida (recta vertical de 16°) y la horizontal correspondiente al δ_e mínimo. Como se puede apreciar, la solución se encuentra en una posición del centro de gravedad más adelantada de $X_{cg_{min}} = 0.553 \text{ m}$.

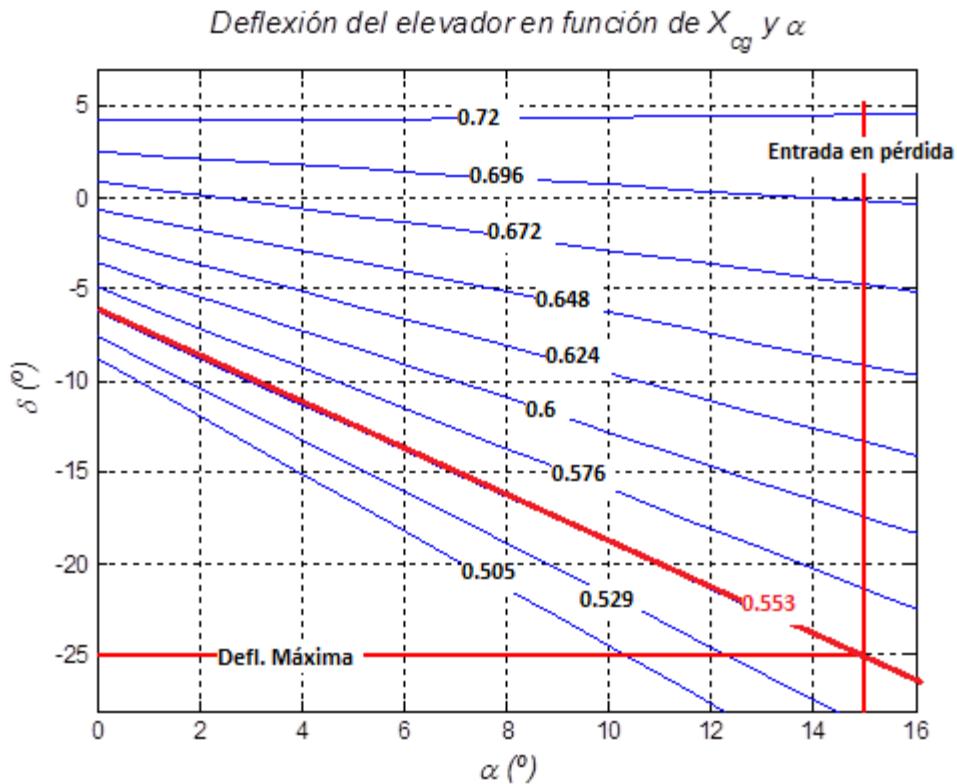


Figura 88 - Posición más adelantada del centro de gravedad

6.2.3 TRIMADO LONGITUDINAL

Para asegurar que la aeronave vuela en condiciones de equilibrio estable, se deben verificar las ecuaciones que determinan el equilibrio longitudinal. Para ello se deben calcular algunas derivadas de estabilidad que, a su vez deben cumplir una serie de restricciones.

En el caso del trimado longitudinal, el equilibrio se consigue compensando las fuerzas gravitatorias con las de sustentación y mediante la anulación de los momentos alrededor del centro de gravedad. Las ecuaciones en cuestión son las siguientes:

$$\frac{W}{qS} - C_{l_0} - C_{l\alpha}\alpha - C_{l\delta_e}\delta_e = 0 \quad (6.14)$$

$$C_{m_0} + C_{m\alpha}\alpha + C_{m\delta_e}\delta_e = 0 \quad (6.15)$$

Escrito de forma matricial:

$$\begin{pmatrix} C_{l_\alpha} & C_{l_{\delta_e}} \\ C_{m_\alpha} & C_{m_{\delta_e}} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \alpha \\ \delta_e \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{W}{qS} - C_{l_0} \\ -C_{m_0} \end{pmatrix} \quad (6.16)$$

Primeramente habrá que calcular las derivadas de estabilidad que aparecen en las ecuaciones.

- C_{l_α}

La derivada del coeficiente de sustentación con respecto al ángulo de ataque posee contribución tanto del ala como del fuselaje y la cola. Con todo, va a despreciarse la contribución del fuselaje frente a la del ala. La expresión correspondiente es la siguiente:

$$C_{l_\alpha} = \frac{q_t S_t}{q S} C_{l_{\alpha_t}} \left(1 - \frac{\partial \varepsilon_t}{\partial \alpha} \right) + C_{l_{\alpha_{WB}}} = 5.177 \text{ rad}^{-1} \quad (6.17)$$

Donde los valores de $C_{l_{\alpha_t}}$ y $C_{l_{\alpha_{WB}}}$ se obtienen mediante la herramienta XFLR5.

- C_{l_0}

El valor de C_{l_0} depende también de las incidencias del ala (i_w) y la cola (i_t). En primera aproximación se va a tomar la incidencia del ala como 3° y la de la cola como -3° . La ecuación que define C_{l_0} es como sigue:

$$C_{l_0} = C_{l_{0_{WB}}} + \frac{q_t S_t}{q S} C_{l_{\alpha_t}} (i_t - \varepsilon_0) + C_{l_{\alpha_{WB}}} i_w = 0.65325 \quad (6.18)$$

- $C_{l_{\delta_e}}$

El valor la derivada de estabilidad correspondiente a la deflexión del elevador se obtiene de forma gráfica, dando un valor de $C_{l_{\delta_e}} = 0.4616 \text{ rad}^{-1}$.

- C_{m_0}

El valor del coeficiente de momentos a ángulo de ataque nulo tiene la siguiente expresión:

$$\begin{aligned} C_{m_0} &= C_{m_{0_{wb}}} + (\bar{x}_{CG} - \bar{x}_{AC_w}) (C_{L_{0_w}} + C_{L_{\alpha_w}} i_w) \\ &+ \frac{q_t S_t}{q S} (\bar{x}_{CG} - \bar{x}_{AC_t}) C_{l_{\alpha_t}} (i_t - \varepsilon_{0t}) = 0.03965 \end{aligned} \quad (6.19)$$

Un valor $C_{m_0} > 0$ es necesario para que el avión sea estable.

- C_{m_α}

El valor de C_{m_α} se obtiene usando la expresión del punto neutro:

$$C_{m_\alpha} = C_{l_\alpha}(\bar{X}_{cg} - \bar{X}_{NA}) = C_{l_\alpha} \cdot SM = -0.776 \text{ rad}^{-1} \quad (6.20)$$

Como se verifica, $C_{m_\alpha} < 0$, lo cual es una condición necesaria para que el avión vuele en condiciones estables.

- $C_{m_{\delta_e}}$

El valor de $C_{m_{\delta_e}}$ también necesita ser negativo para producir un efecto contrario al que provoca la perturbación.

$$C_{m_{\delta_e}} = C_{l_{\delta_e}} \cdot (\bar{X}_{cat} - \bar{X}_{cg}) = -1.311 \text{ rad}^{-1} \quad (6.21)$$

En la tabla se muestra un resumen con los valores de las derivadas de estabilidad longitudinal obtenidas.

C_{l_0}	C_{l_α}	$C_{l_{\delta_e}}$	C_{m_0}	C_{m_α}	$C_{m_{\delta_e}}$
0.653	5.177	0.461	0.0396	-0.776	-1.311

Tabla 24 - Derivadas de estabilidad estática longitudinal

Trimado

Una vez obtenidos los coeficientes necesarios para el trimado, se resuelven las ecuaciones que se introdujeron al comienzo de este apartado:

$$\begin{pmatrix} C_{L_\alpha} & C_{L_{\delta_e}} \\ C_{M_\alpha} & C_{M_{\delta_e}} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \alpha \\ \delta_e \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{W}{qS} - C_{L_0} \\ -C_{M_0} \end{pmatrix} \quad (6.22)$$

Trimar el avión consistirá en encontrar el ángulo de ataque y la deflexión del timón de profundidad adecuados para que el avión vuele en condiciones de equilibrio.

El objetivo principal es que durante el vuelo en crucero el fuselaje vaya lo más horizontal posible, por lo que el ángulo de ataque de equilibrio deberá ser lo más próximo a cero. Para conseguir esto, se modificarán algunos parámetros del avión así como su configuración.

Dado que la velocidad de diseño en crucero elegida es la velocidad de máximo alcance, los valores de la incidencia van a ser optimizadas para este caso, aunque la del ala se seleccionará de acuerdo al óptimo de la eficiencia aerodinámica obtenido en la sección 4. Finalmente, las incidencias resultan ser $i_w = 3^\circ$ y $i_t = -3^\circ$.

Con estos datos se analiza el trimado para el vuelo a velocidad de máxima autonomía $V_{aut} = 16.3 \text{ m/s}$, para el propio vuelo de máximo alcance $V_{alc} = 19.5 \text{ m/s}$ y para la máxima velocidad posible $V_{max} = 26 \text{ m/s}$, mostrándose los resultados en la tabla 26.

	V_{aut} (16.3 m/s)	V_{alc} (19.5 m/s)	V_{max} (26 m/s)
α_{trim}	6.91	2.53	-1.89
$\delta_{e_{trim}}$	-1.59	0.15	1.93

Tabla 25 - Trimado para distintas velocidades de vuelo

6.3 ESTABILIDAD DINÁMICA LONGITUDINAL

La estabilidad dinámica definirá la capacidad de reacción que tendrá la aeronave ante una perturbación que la desplace de su posición de equilibrio. El motivo fundamental de este estudio es que el avión debe tener unas propiedades tales que su comportamiento dinámico sea el adecuado para producir una respuesta satisfactoria a la vez que predecible. Por otro lado, hay que tener cuidado puesto que una respuesta excesiva ante perturbaciones puede derivar en un avión estable pero no controlable.

El modelo que se emplea en este proyecto se basa en un modelo lineal que se encuentra linealizado en torno a una posición de equilibrio correspondiente a vuelo estacionario y nivelado. De esta manera se operará con las ecuaciones de movimiento considerando pequeñas perturbaciones. Esta posición de equilibrio, que se asemeja a la situación de crucero, se corresponde con el avión antes de recibir la perturbación.

6.3.1 MODELO MATRICIAL DEL SISTEMA

El modelo linealizado objeto de estudio se analizará mediante las cuatro ecuaciones diferenciales de primer orden que se presentan en el Proyecto Fin de Carrera de López Teruel [7]. En él aparecen todas las variables, los parámetros adimensionales, así como las derivadas de estabilidad que se modelarán en este apartado.

El conjunto de ecuaciones tiene una serie de términos de masa y de inercia que se han adimensionalizado tal y como queda en las ecuaciones 6.23.

$$\begin{aligned}\hat{I}_y &= \frac{I_y}{1/2 \rho V^2 Sc} \\ \mu &= \frac{2m}{\rho Sc} \\ c_1 &= c/(2U_0) \\ \xi_1 &= \frac{C_{x\dot{\alpha}} c_1}{\mu - C_{z\dot{\alpha}} c_1} \\ \xi_2 &= \frac{C_{m\dot{\alpha}} c_1}{\mu - C_{z\dot{\alpha}} c_1}\end{aligned}\tag{6. 23}$$

En las ecuaciones del modelo linealizado se puede observar y definir un vector de cuatro variables, el vector "x".

$$x = \begin{bmatrix} \hat{u} \\ \Delta\alpha \\ \hat{q} \\ \Delta\theta \end{bmatrix}\tag{6. 24}$$

En dicho vector se muestran las variables principales implicadas en la estabilidad dinámica longitudinal:

- \hat{u} → velocidad longitudinal.
- $\Delta\alpha$ → ángulo de ataque.
- \hat{q} → momento de cabeceo.
- $\Delta\theta$ → ángulo de cabeceo.

Estas variables aparecen junto con sus derivadas primeras en las ecuaciones linealizadas. Además la deflexión del timón de profundidad se utilizará como variable de control. El resto de derivadas y parámetros se organizarán de forma matricial, apareciendo una matriz "A" que multiplica al vector de variables y una matriz "B" que multiplica a la variable de control " δ_e ". La expresión del sistema aparece a continuación:

$$\dot{x} = A \cdot x + B \cdot \delta_e\tag{6. 25}$$

Siendo "x", el vector de las incógnitas del problema dinámico:

$$x = \begin{bmatrix} \hat{u} \\ \Delta\alpha \\ \hat{q} \\ \Delta\theta \end{bmatrix}\tag{6. 26}$$

La matriz de coeficientes que multiplica a las variables independientes es una matriz de 4x4 dimensiones.

$$A = \begin{pmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} & a_{14} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} & a_{24} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} & a_{34} \\ a_{41} & a_{42} & a_{43} & a_{44} \end{pmatrix} \quad (6.27)$$

Cada uno de los términos de la matriz dependerá de las derivadas de estabilidad que se estudiaron en el apartado anterior y una serie de parámetros adimensionales que facilitan la nomenclatura de los diferentes coeficientes de la matriz. Estos parámetros adimensionales se estudiaron en la sección 2.3. La matriz "A" tiene la siguiente expresión:

$$A = \begin{pmatrix} \frac{C_{x\hat{u}} + \xi_1 \cdot C_{z\hat{u}}}{\mu} & \frac{C_{x\alpha} + \xi_1 \cdot C_{z\alpha}}{\mu} & \frac{C_{xq} \cdot \bar{c} + \xi_1 \cdot (\mu + C_{zq} \cdot \bar{c})}{\mu} & \frac{C_{x\theta} + \xi_1 \cdot C_{z\theta}}{\mu} \\ \frac{C_{z\hat{u}}}{\mu - \bar{c} \cdot C_{z\alpha}} & \frac{C_{z\alpha}}{\mu - \bar{c} \cdot C_{z\alpha}} & \frac{\mu + C_{zq} \cdot \bar{c}}{\mu - \bar{c} \cdot C_{z\alpha}} & \frac{C_{z\theta}}{\mu - \bar{c} \cdot C_{z\alpha}} \\ \frac{C_{m\hat{u}} + \xi_2 \cdot C_{z\hat{u}}}{\hat{I}_y} & \frac{C_{m\alpha} + \xi_2 \cdot C_{z\alpha}}{\hat{I}_y} & \frac{C_{mq} \cdot \bar{c} + \xi_2 \cdot (\mu + C_{zq} \cdot \bar{c})}{\hat{I}_y} & \frac{\xi_2 \cdot C_{z\theta}}{\hat{I}_y} \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{pmatrix} \quad (6.28)$$

Para la matriz de una columna que introduce las variaciones del timón de profundidad, se tiene la siguiente expresión:

$$B = \begin{pmatrix} b_1 \\ b_2 \\ b_3 \\ b_4 \end{pmatrix}$$

$$B = \begin{pmatrix} \frac{C_{x\delta e} + \xi_1 \cdot C_{z\delta e}}{\mu} \\ \frac{C_{z\delta e}}{\mu - \bar{c} \cdot C_{z\alpha}} \\ \frac{C_{m\delta e} + \xi_2 \cdot C_{z\delta e}}{\hat{I}_y} \\ 0 \end{pmatrix} \quad (6.29)$$

Este modelo definido se trata de un modelo tradicional de un problema diferencial lineal, el cual ofrece soluciones en forma de exponenciales amortiguadas como moduladoras y transportadoras. Tiene solución oscilatoria que determina el modo de respuesta de todo el sistema frente a las perturbaciones.

Previo al análisis de los resultados, hay que introducir y calcular las derivadas de estabilidad longitudinales que aparecen en el modelo matricial introducido con las ecuaciones anteriores.

6.3.2 DERIVADAS DE ESTABILIDAD LONGITUDINALES

A continuación se estudian las derivadas de estabilidad una por una, mencionando la metodología que se ha seguido para su obtención:

- $C_{X\alpha}$

La derivada de estabilidad $C_{X\alpha}$ representa la contribución del ángulo de ataque a la fuerza longitudinal. Las ecuaciones empleadas son las siguientes:

$$C_{x\alpha} = C_l - C_{D\alpha}$$

$$C_{D\alpha} = 2 \cdot k \cdot C_l \cdot C_{l\alpha}$$

$$C_l = C_{l\alpha} \cdot \alpha$$

$$k = \frac{1}{(\pi \cdot A \cdot e)} \quad (6.30)$$

- $C_{z\alpha}$

La derivada de estabilidad $C_{z\alpha}$ representa la contribución del ángulo de ataque a la fuerza de sustentación. La expresión que tiene es la siguiente:

$$C_{z\alpha} = -C_{l\alpha} \quad (6.31)$$

Siendo $C_{l\alpha}$ el correspondiente al avión completo, calculado en apartados anteriores.

- $C_{m\alpha}$

La derivada de estabilidad $C_{m\alpha}$ representa la contribución del ángulo de ataque al momento de cabeceo. Fue calculado anteriormente y la expresión que tiene es la siguiente:

$$C_{m\alpha} = -C_{l\alpha} \cdot (N_0 - \overline{X}_{cg}) \quad (6.32)$$

- $C_{x\hat{u}}$

La derivada de estabilidad $C_{X\hat{u}}$ representa la contribución de la velocidad longitudinal a la fuerza longitudinal. Las ecuaciones empleadas son las siguientes:

$$C_D = C_{D_0} + K C_L^2$$

$$C_{du} = 0$$

$$C_d = C_{d0} + k \cdot C_l^2$$

$$C_{x\hat{u}} = -2 \cdot C_d - C_{du} \quad (6.33)$$

- $C_{z\hat{u}}$

La derivada de estabilidad $C_{z\hat{u}}$ representa la contribución de la velocidad longitudinal a la fuerza de sustentación. En este caso la mayor contribución vendrá dada por la componente de trimado. Las ecuaciones empleadas son las siguientes:

$$\begin{aligned} C_{z\hat{u}} &= -2 \cdot C_l - C_{lu} - 2 \cdot \mu \cdot q_0 \\ C_l &= C_{l0} + C_{l\alpha} \cdot \alpha + C_{l\delta e} \cdot \delta e \\ C_{lu} &= 0 \\ q_0 &= 0 \end{aligned} \tag{6. 34}$$

- $C_{m\hat{u}}$

La derivada de estabilidad $C_{m\hat{u}}$ representa la contribución de la velocidad longitudinal al momento de cabeceo. Este valor depende de la pendiente de sustentación respecto al Mach de vuelo, la cual es prácticamente nula para las condiciones de vuelo aquí estudiadas. Por tanto, la derivada de estabilidad asociada también será despreciable:

$$C_{m\hat{u}} \approx 0 \tag{6. 35}$$

- C_{xq}

La derivada de estabilidad C_{xq} representa la contribución de la velocidad angular longitudinal q a la fuerza longitudinal. En este caso no se produce ninguna variación y la derivada de estabilidad asociada también será despreciable:

$$C_{xq} \approx 0 \tag{6. 36}$$

- C_{zq}

La derivada de estabilidad C_{zq} representa la contribución de la velocidad angular longitudinal q a la fuerza de sustentación. Las ecuaciones empleadas son las siguientes:

$$\begin{aligned} C_{zq} &= -(C_{lqwb} + C_{lqt}) \\ C_{lqt} &= 2 \cdot C_{lha} \cdot V_h \cdot \left(\eta_{hafe} \cdot \frac{S_{afe}}{S} + \eta_{hnoafe} \cdot \frac{S_{noafe}}{S} \right) \\ C_{lqwb} &= (K_{wb} + K_{bw}) \cdot \left(\frac{S_e \cdot c_e}{S \cdot c} \right) \cdot C_{lqe} + C_{lqb} \cdot \left(\frac{S_{bmax} \cdot l_f}{S \cdot c} \right) \\ C_{lqe} &= (1/2 + 2 \cdot \xi) \cdot C_{lae} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
\xi &= \frac{0,07054}{c} \\
C_{lqb} &= 2 \cdot C_{la'} \cdot \left(1 - \frac{X_{cg}}{l_f} \right) \\
C_{la'} &= C_{lab} \cdot \frac{V_b^{2/3}}{S_{bmax}} \\
C_{lab} &= 2 \cdot k \cdot \frac{S_{bmax}}{V_b^{2/3}}
\end{aligned} \tag{6.37}$$

• **C_{mq}**

La derivada de estabilidad C_{mq} representa la contribución de la velocidad angular longitudinal q al momento de cabeceo. Las ecuaciones empleadas son las siguientes:

$$\begin{aligned}
C_{mq} &= C_{mqwb} + C_{mqt} \\
C_{mqt} &= -2 \cdot C_{lha} \cdot V_h \cdot \left(\eta_{hafe} \cdot \frac{S_{afe}}{S} + \eta_{hnoafe} \cdot \frac{S_{noafe}}{S} \right) \cdot \frac{l_t}{c} \\
C_{mqwb} &= (K_{wb} + K_{bw}) \cdot \left(\frac{S_e \cdot c_e}{S \cdot c} \right)^2 \cdot C_{mqe} + C_{mqb} \cdot \left(\frac{S_{bmax} \cdot l_f}{S \cdot c} \right)^2 \\
C_{mqb} &= 2 \cdot C_{ma'} \cdot \left(\frac{(1 - X_{m1})^2 - V_{b1} \cdot (X_{c1} - X_{m1})}{1 - X_{m1} - V_{b1}} \right) \\
V_{b1} &= \frac{V_b}{S_{bmax} \cdot l_f} \\
X_{c1} &= \frac{X_c}{l_f} \\
X_c &= \frac{1}{V_b} \cdot \int_0^{l_f} S_B \cdot x \cdot dx \\
X_{m1} &= \frac{X_{cg}}{l_f} \\
C_{ma'} &= C_{mab} \cdot \frac{V_b}{S_{bmax}} \\
C_{mab} &= 2 \cdot \frac{K_1}{V_B} \cdot \int_0^{X_B} \frac{dS_B}{dx} \cdot (X_{cg} - x) \cdot dx
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
C_{mqe} &= \left(\frac{c_1/c_3 + c_2}{c_1/c_4 + 3} \right) \cdot C_{mqe02} \\
C_{mqe02} &= -0,7 \cdot C_{l\alpha} \cdot \cos\Lambda \cdot \left(\frac{A \cdot (0,5 \cdot \xi + 2 \cdot \xi^2)}{c_5} + \frac{c_1}{24 \cdot c_4} + \frac{1}{8} \right) \\
c_1 &= A^3 \cdot \tan\Lambda^2 \\
c_2 &= 3/B \\
c_3 &= A \cdot B + 6 \cdot \cos\Lambda \\
c_4 &= A + 6 \cdot \cos\Lambda \\
c_5 &= A + 2 \cdot \cos\Lambda \\
B &= \sqrt{1 - (M \cdot \cos\Lambda)^2} \tag{6.38}
\end{aligned}$$

- $C_{x\dot{\alpha}}$

La derivada de estabilidad $C_{x\dot{\alpha}}$ representa la contribución de la velocidad de variación del ángulo de ataque $\dot{\alpha}$ respecto a la fuerza longitudinal. Se trata de un término nulo:

$$C_{x\dot{\alpha}} = 0 \tag{6.39}$$

- $C_{z\dot{\alpha}}$

La derivada de estabilidad $C_{z\dot{\alpha}}$ representa la contribución de la velocidad de variación del ángulo de ataque $\dot{\alpha}$ respecto a la fuerza de sustentación. Las ecuaciones empleadas son las siguientes:

$$\begin{aligned}
C_{z\dot{\alpha}} &= -C_{l\dot{\alpha}t} \\
C_{l\dot{\alpha}t} &= 2 \cdot C_{lha} \cdot V_h \cdot \left(\eta_{hafe} \cdot \frac{S_{afe}}{S} + \eta_{hnoafe} \cdot \frac{S_{noafe}}{S} \right) \cdot \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \\
C_{l\dot{\alpha}wb} &= (K_{wb} + K_{bw}) \cdot \left(\frac{c_e}{c} \right) \cdot \frac{S_e}{S} \cdot C_{lae} + C_{l\dot{\alpha}b} \cdot \frac{S_{bmax}}{S} \cdot \frac{l_f}{c} \\
C_{l\dot{\alpha}b} &= 2 \cdot C_{la'} \cdot \frac{V_b}{S_{bmax} \cdot l_f} \\
C_{la'} &= C_{lab} \cdot \frac{V_b^{2/3}}{S_{bmax}} \\
C_{lab} &= 2 \cdot k \cdot \frac{S_{bmax}}{V_b^{2/3}} \tag{6.40}
\end{aligned}$$

- $C_{m\dot{\alpha}}$

La derivada de estabilidad $C_{m\dot{\alpha}}$ representa la contribución de la velocidad de variación del ángulo de ataque $\dot{\alpha}$ respecto al momento de cabeceo. Las ecuaciones empleadas son las siguientes:

$$\begin{aligned}
 C_{m\dot{\alpha}} &= C_{m\dot{\alpha}t} + C_{m\dot{\alpha}wb} \\
 C_{m\dot{\alpha}t} &= 2 \cdot C_{lh\alpha} \cdot V_h \cdot \left(\eta_{hafe} \cdot \frac{S_{afe}}{S} + \eta_{hnoafe} \cdot \frac{S_{noafe}}{S} \right) \cdot \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \cdot \frac{l_t}{c} \\
 C_{m\dot{\alpha}wb} &= (K_{wb} + K_{bw}) \cdot \left(\frac{c_e}{c} \right)^2 \cdot \frac{S_e}{S} \cdot C_{m\dot{\alpha}e} + C_{m\dot{\alpha}b} \cdot \frac{S_{bmax}}{S} \cdot \left(\frac{l_f}{c} \right)^2 \\
 C_{m\dot{\alpha}b} &= 2 \cdot C_{mab}' \cdot \left(\frac{X_{c1} - X_{m1}}{1 - X_{m1} - V_{b1}} \right) \cdot \frac{V_b}{(S_{bmax} \cdot l_f)} \\
 C_{m\dot{\alpha}e} &= 2 \cdot C_{mae}'' + \left(\frac{X_{cgle}}{c} \right) \cdot C_{l\dot{\alpha}e} \\
 C_{mae}'' &= - \left(\frac{81}{32} \right) \cdot \left(\frac{X_{cale}}{c_e} \right)^2 \cdot C_{lae} + 9/2 \cdot C_{m0g} \\
 C_{m0g} &= - \left(\frac{\pi \cdot A_e}{2 \cdot \beta^2} \right) \\
 &\quad \cdot (0,0008 \cdot \tau^4 + 0,0075 \cdot \tau^3 + 0,0185 \cdot \tau^2 + 0,0128 \cdot \tau \\
 &\quad - 0,0003) \\
 \tau &= \beta \cdot A_e \\
 \beta &= \sqrt{1 - M^2} \tag{6. 41}
 \end{aligned}$$

- $C_{x\delta e}$

La derivada de estabilidad $C_{x\delta e}$ representa la contribución de la posición del ángulo del timón de profundidad δ_e respecto a la fuerza longitudinal. Se trata de un término nulo:

$$C_{x\delta e} = 0 \tag{6. 42}$$

- $C_{z\delta e}$

La derivada de estabilidad $C_{z\delta e}$ representa la contribución de la posición del ángulo del timón de profundidad δ_e respecto a la fuerza de sustentación. La ecuación empleada es la siguiente:

$$C_{z\delta e} = -C_{lh\alpha} \cdot \frac{S_h}{S} \quad (6.43)$$

- $C_{m\delta e}$

La derivada de estabilidad $C_{m\delta e}$ representa la contribución de la posición del ángulo del timón de profundidad δ_e respecto a la fuerza de sustentación. Las ecuaciones empleadas son las siguientes:

$$\begin{aligned} C_{m\delta e} &= -C_{lh\alpha} \cdot V_H \\ V_H &= \frac{l_t \cdot S_t}{S \cdot c} \end{aligned} \quad (6.44)$$

- $C_{x\theta}$

La derivada de estabilidad $C_{x\theta}$ representa la contribución del ángulo θ a la fuerza longitudinal. Las ecuaciones empleadas son las siguientes:

$$C_{x\theta} = -C_l \quad (6.45)$$

- $C_{z\theta}$

La derivada de estabilidad $C_{z\theta}$ representa la contribución del ángulo θ a la fuerza de sustentación. El valor de esta derivada de estabilidad será siempre nulo según el criterio del libro de Pamadi [1] que es el que se está utilizando para el análisis de todas las derivadas de estabilidad.

$$C_{z\theta} = 0 \quad (6.46)$$

- $C_{m\theta}$

La derivada de estabilidad $C_{m\theta}$ representa la contribución del ángulo θ al momento de cabeceo. Su valor es igualmente nulo:

$$C_{m\theta} = 0 \quad (6.47)$$

6.3.3 RESPUESTA DEL MODELO

Para obtener la respuesta del modelo, se simulará mediante un impulso en el sistema considerando que el elevador se encuentra fijo y con un valor nulo.

El modelo de ecuaciones que se usa en este apartado y que se introdujo al comienzo es también llamado modelo característico de la estabilidad dinámica longitudinal. Se trata de un modelo tradicional de un problema diferencial lineal, que ofrece unas soluciones en forma de exponenciales amortiguadas como

moduladoras y transportadoras. Tiene una solución oscilatoria que determina el modo de respuesta de todo el sistema frente a perturbaciones.

La convergencia corresponde con la raíz negativa de la parte real de los autovalores de la matriz A. Estos autovalores están directamente relacionados con los modos de estabilidad del sistema que se estudiarán en los apartados sucesivos. En la siguiente tabla aparece el valor de las matrices para cada una de las cuatro situaciones objeto de estudio correspondientes a los cruceros de máxima autonomía ($V_{aut} = 16.3 \frac{m}{s}$), máximo alcance ($V_{alc} = 19.5 \frac{m}{s}$) y máxima velocidad ($V_{max} = 26 \frac{m}{s}$).

Velocidad de vuelo	Matriz A	Matriz B
V_{aut}	$\begin{pmatrix} -0,0388 & 0,1718 & 0 & -0,2796 \\ -0,6768 & -2,9302 & 1,2396 & 0 \\ 0,1338 & -8,0437 & -1,0914 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{pmatrix}$	$\begin{pmatrix} 0 \\ -0,2752 \\ -14,519 \\ 0 \end{pmatrix}$
V_{alc}	$\begin{pmatrix} -0,0312 & 0,0755 & 0 & -0,1228 \\ -0,2972 & -3,354 & 1,2389 & 0 \\ 0,0703 & -11,512 & -1,3055 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{pmatrix}$	$\begin{pmatrix} 0 \\ -0,329 \\ -20,779 \\ 0 \end{pmatrix}$
V_{max}	$\begin{pmatrix} -0,0427 & -0,0753 & 0 & 0,1225 \\ 0,2961 & -4,6641 & 1,2382 & 0 \\ -0,0934 & -20,4689 & -1,7402 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{pmatrix}$	$\begin{pmatrix} 0 \\ -0,4380 \\ -36,9422 \\ 0 \end{pmatrix}$

Tabla 26 - Ejemplos de matrices para distintas velocidades

En la siguiente tabla aparecen los diferentes autovalores asociados a las situaciones descritas en la tabla anterior.

Autovalores estabilidad longitudinal

	Autovalores	Modo	Frecuencia (Hz)	Amortig.	Periodo (s)
V_{aut}	$-0,0048 \pm 0,3583i$	Fugoide	0,3583	0,1584	17,53
V_{aut}	$-1,9575 \pm 2,9791i$	Corto periodo	3,5647	0,5542	1,73
V_{alc}	$-0,0141 \pm 0,1573i$	Fugoide	0,1580	0,2303	39,76
V_{alc}	$-2,4049 \pm 3,6134i$	Corto periodo	4,2488	0,5541	1,447
V_{max}	$-0,0196 \pm 0,1564i$	Fugoide	0,1576	0,4135	39,86
V_{max}	$-3,0967 \pm 4,7379i$	Corto periodo	5,6602	0,5538	1,086

Tabla 27 - Autovalores longitudinales

En la tabla anterior se ha incluido una columna indicando el modo al que pertenece cada autovalor. Los dos modos longitudinales se encuentran claramente diferenciados atendiendo al valor de los autovalores, dado que el corto periodo posee una frecuencia mucho mayor que el modo fugoide y se encuentra asociado a un autovalor con la parte imaginaria más elevada.

Cabe destacar como a mayor velocidad la frecuencia del modo de corto periodo aumenta. Por otro lado, el modo fugoide se encuentra más amortiguado cuanto mayor es la velocidad, al tiempo que disminuye su frecuencia.

Solución para varias situaciones

En esta sección se discutirá la respuesta longitudinal del avión. Como se mencionó en la introducción a este apartado, se estudiará la respuesta de la aeronave a un impulso considerando fijo y de valor nulo el valor del ángulo del elevador.

La dinámica del sistema se estudiará en diferentes segmentos de vuelo para diferentes velocidades y regímenes de motor, siendo los que más información aportan los siguientes:

1. Velocidad de máxima autonomía $V_{aut} = 16.3 \text{ m/s}$.
2. Velocidad de máximo alcance $V_{alc} = 19.5 \text{ m/s}$.
3. Velocidad máxima $V_{max} = 26 \text{ m/s}$.

Las derivadas de estabilidad asociadas a cada uno de las velocidades son muy parecidas, tal y como se muestra en la tabla. Algunas de ellas son invariantes debido a que no dependen de la velocidad a través del coeficiente de sustentación.

<i>Derivadas de estabilidad</i>	$V_{aut} = 16.3 \text{ m/s}$	$V_{alc} = 19.5 \text{ m/s}$	$V_{max} = 26 \text{ m/s}$
$C_{x\hat{u}}$	-0,0866	-0,0615	-0,0598
$C_{z\hat{u}}$	-1,2492	-0,4588	0,3433
$C_{m\hat{u}}$	0,0000	0,0000	0,0000
$C_{x\alpha}$	0,3839	0,1410	-0,1055
$C_{z\alpha}$	-5,1775	-5,1775	-5,1775
$C_{m\alpha}$	-0,7760	-0,7760	-0,7760
C_{xq}	0,0000	0,0000	0,0000
C_{zq}	-4,8393	-4,8393	-4,8393
C_{mq}	-8,3713	-8,3715	-8,3720
$C_{x\dot{\alpha}}$	0,0000	0,0000	0,0000
$C_{z\dot{\alpha}}$	42,701	42,601	50,965
$C_{m\dot{\alpha}}$	-1,9564	-1,9564	-1,9564

$C_{x\delta e}$	0,0000	0,0000	0,4862
$C_{z\delta e}$	-0,4862	-0,4862	-0,4862
$C_{m\delta e}$	-1,3116	-1,3116	-1,3116
$C_{x\theta}$	-0,6246	-0,2294	0,1716
$C_{z\theta}$	0,0000	0,0000	0,0000
$C_{m\theta}$	0,0000	0,0000	0,0000

Tabla 28 - Derivadas de estabilidad

En las siguientes gráficas se estudian las cuatro respuestas analizadas superpuestas. En cada figura se muestran las gráficas con la variación de cada variable de interés en función del tiempo. Se estudiarán cinco casos:

- Variación brusca de la velocidad longitudinal u .
- Variación brusca del ángulo de ataque α .
- Variación brusca de la velocidad longitudinal y del ángulo de ataque.
- Variación brusca del pitch rate, q .
- Variación brusca del ángulo de cabeceo, θ .

Aunque queda suficientemente claro al observar las diferentes gráficas, se va a explicar el orden utilizado para este apartado. La grafica superior corresponderá con la velocidad longitudinal, la segunda con el ángulo de ataque, la tercera con el momento de cabeceo y la cuarta con el ángulo de cabeceo.

Primeramente, para clarificar los resultados, únicamente se va a mostrar la gráfica correspondiente a la velocidad de vuelo de diseño en crucero. Posteriormente se realizará una comparativa con el resto de resultados para cada velocidad de forma superpuesta.

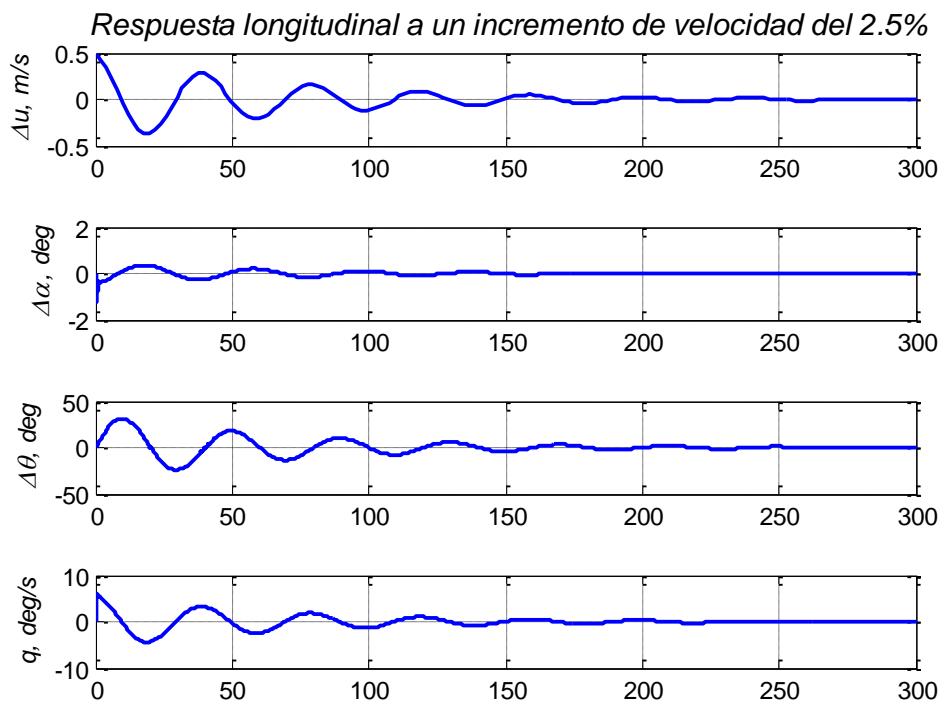


Figura 89 - Respuesta dinámica longitudinal ante una perturbación de la velocidad

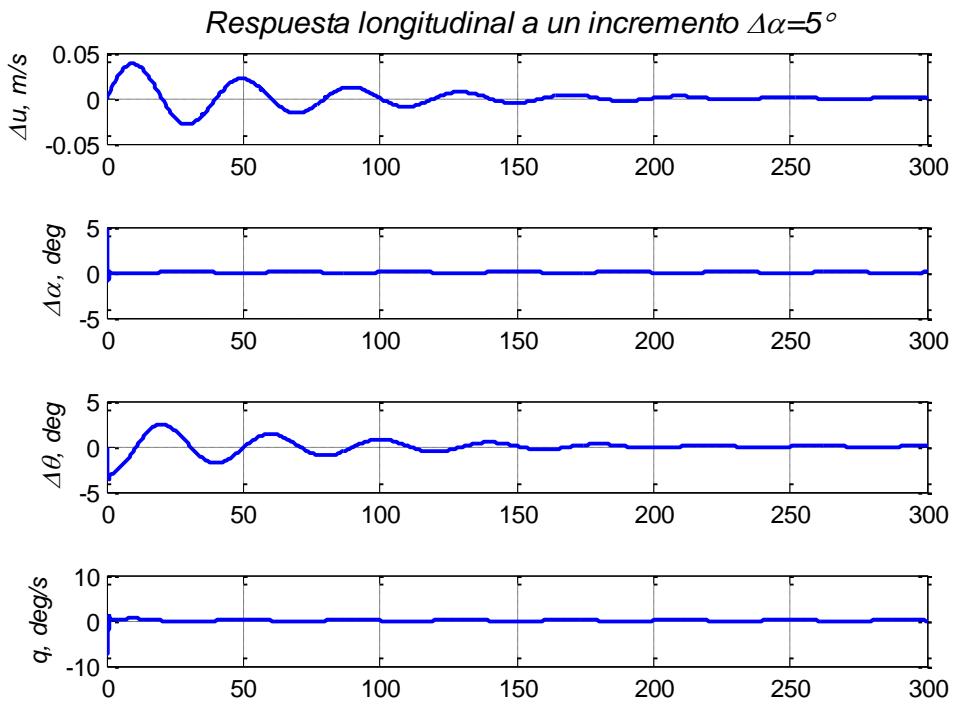


Figura 90 - Respuesta dinámica longitudinal ante una perturbación del ángulo de ataque

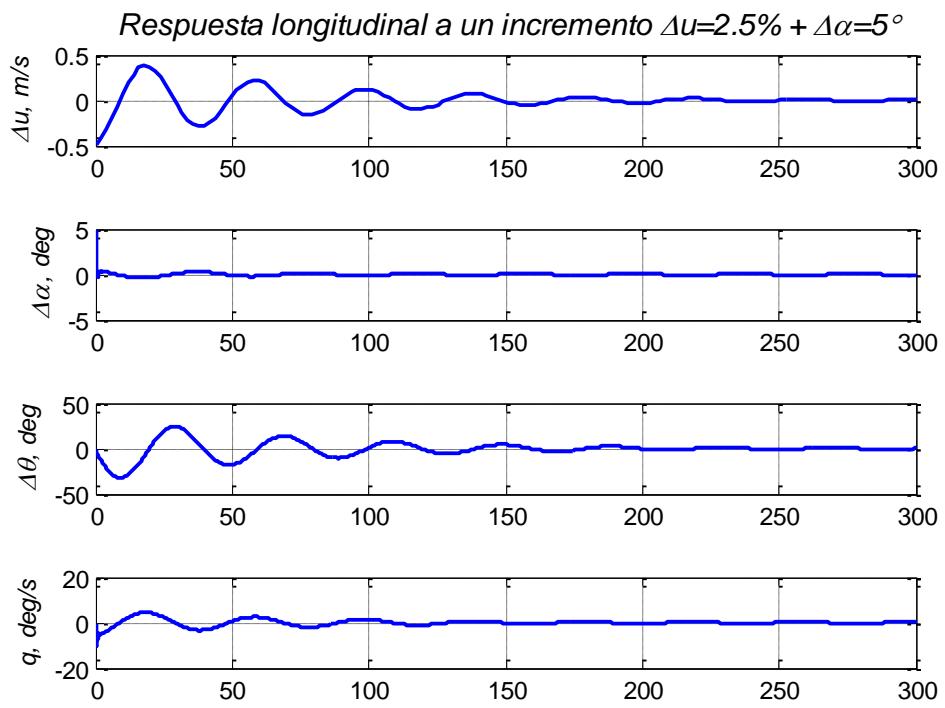


Figura 91 - Respuesta dinámica longitudinal ante una perturbación combinada

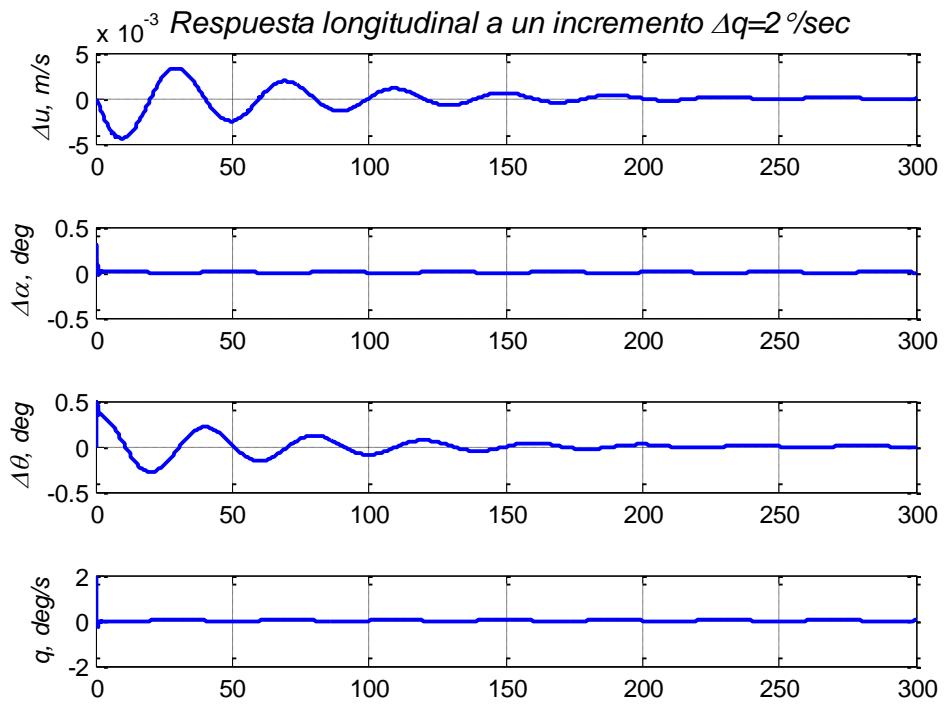


Figura 92 - Respuesta dinámica longitudinal ante un cambio en el pitch rate

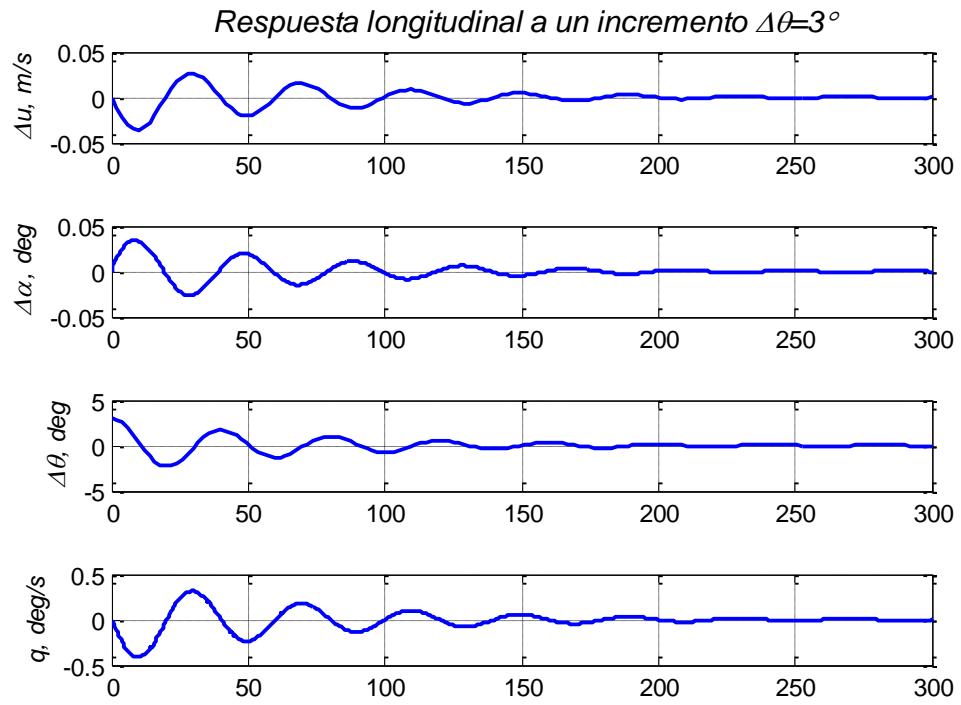


Figura 93 - Respuesta dinámica longitudinal ante un cambio en el ángulo de cabeceo

Se puede apreciar como todas las variables tienen al punto de equilibrio con mayor o menor rapidez. En las siguientes figuras se muestran los resultados para las tres velocidades superpuestas, siendo azul para V_{aut} , rojo para V_{alc} y negro para V_{max} . Hay que notar que la variación de U es sobre un porcentaje sobre la velocidad del avión en equilibrio, por lo que para caso el impulso de la velocidad será distinto.

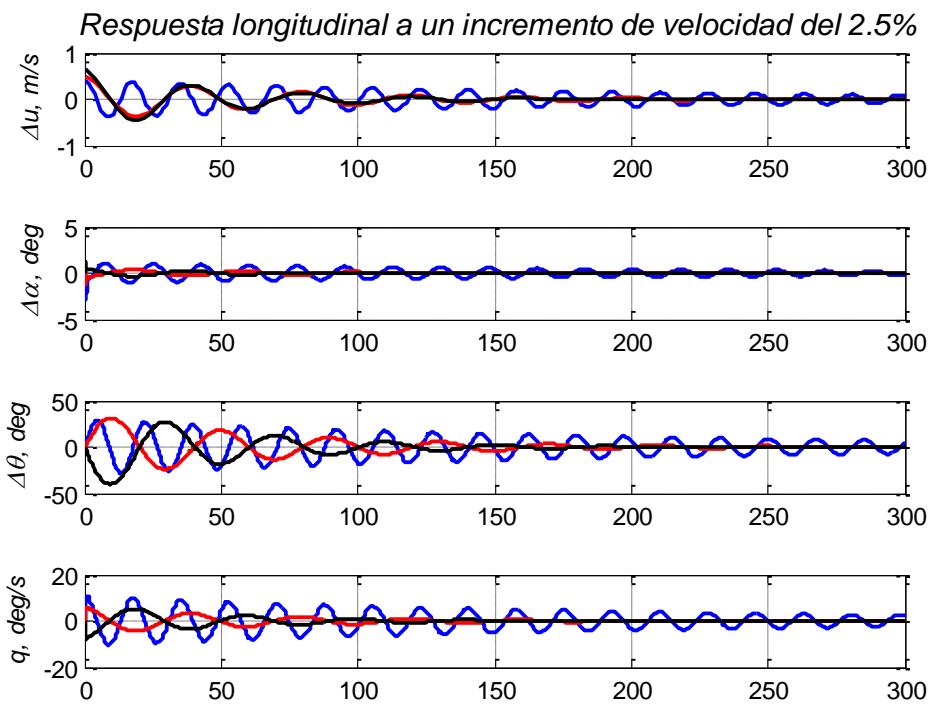


Ilustración 94 –Superposición de respuestas dinámicas para un incremento de velocidad

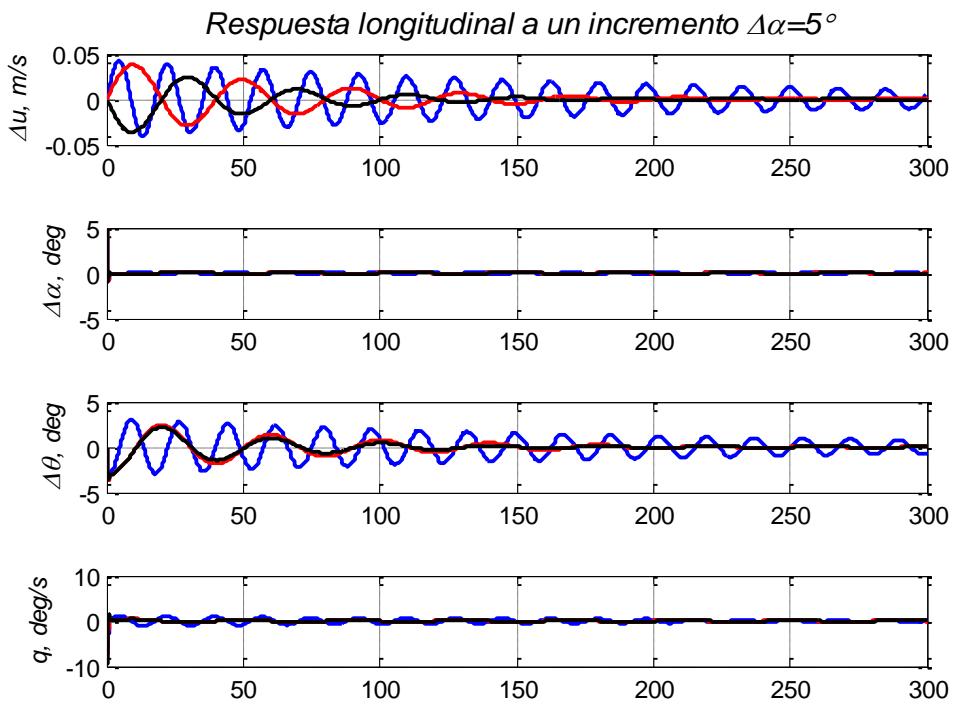


Figura 95 - Superposición de respuestas dinámicas para distinto alpha

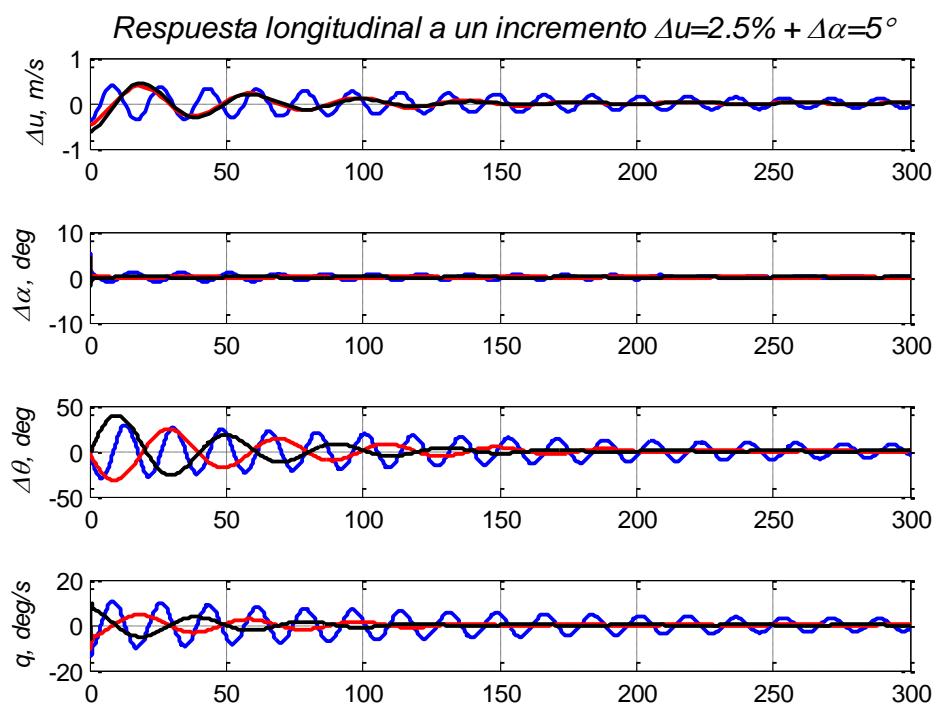


Figura 96 - Superposición de respuestas dinámicas para distinta velocidad y variación de alpha

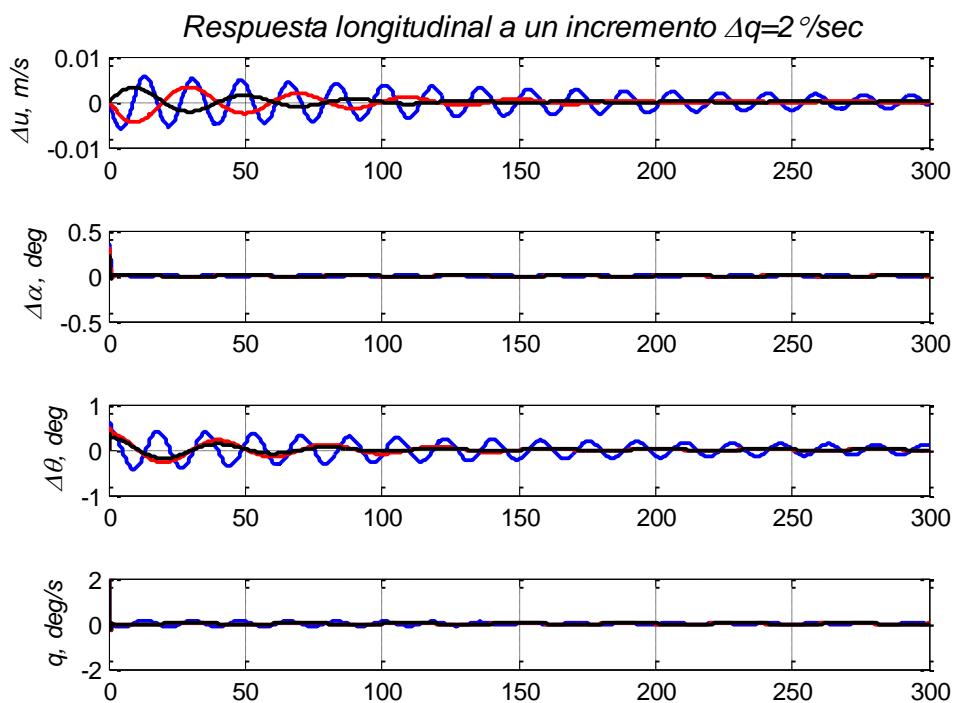


Figura 97 - Superposición de respuestas dinámica para distinta velocidad y variación de q

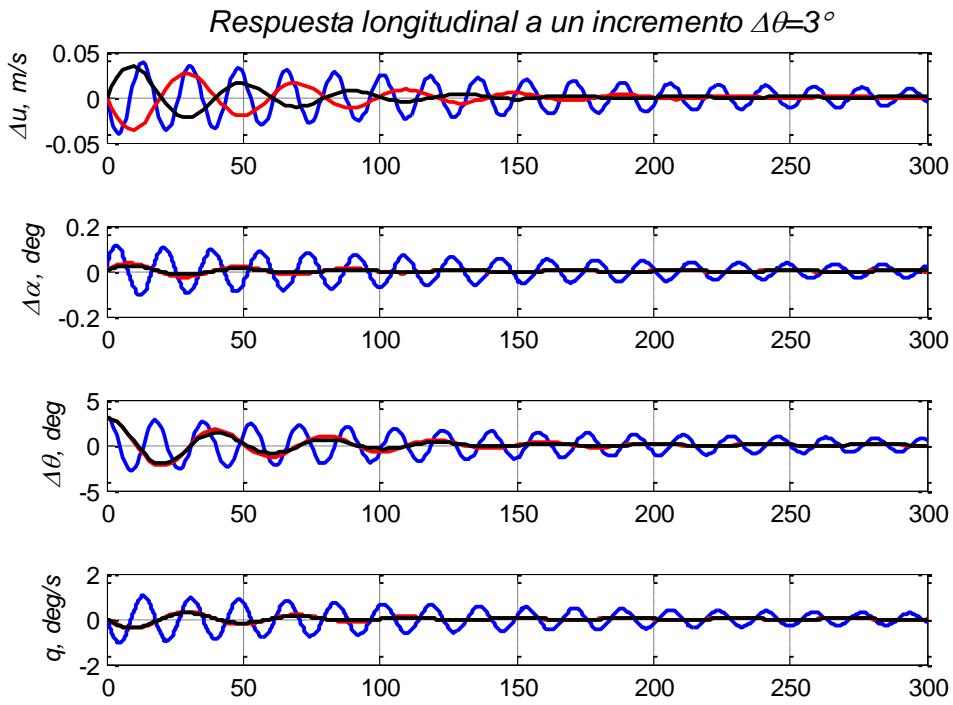


Figura 98 - Superposición de respuestas dinámicas para distinta velocidad y variación de theta

Se aprecia claramente como a mayor velocidad el amortiguamiento es mayor, cosa totalmente esperable. Asimismo también aumenta el período de la oscilación como se predijo en las tablas anteriores a estas representaciones. Lo más interesante es el hecho de que para cualquier valor de la velocidad, la respuesta dinámica longitudinal del avión es adecuada y estable.

6.3.4 MODOS LONGITUDINALES

En esta sección se estudiará el comportamiento de los autovalores de la matriz característica del sistema una vez se ha obtenido la representación gráfica de la respuesta. Este comportamiento se puede simplificar en dos modos de oscilación característicos del sistema: por un lado el conocido como modo fugoide y por otro, el modo de corto periodo.

Al observar las figuras de la respuesta del sistema se puede observar como en las variables “ u ” y “ θ ” son más apreciables sus variaciones para tiempos grandes; mientras que, para las variables “ q ” y “ α ” en un periodo de tiempo mucho más reducido sufren una fuerte variación. Por tanto las dos primeras variables se puede representar muy bien su comportamiento estudiando el modo fugoide y para las dos últimas se puede representar bien su comportamiento mediante el modo de corto periodo.

Estos datos corroboran la conclusión a la que se llegó con la tabla que se mostró previamente al cálculo de la respuesta del sistema. Dicha tabla vuelve a mostrarse a continuación a modo ilustrativo.

Modos longitudinales

	Autovalores	Modo	Frecuencia (Hz)	Amortig.	Periodo (s)
V_{aut}	$-0,0048 \pm 0,3583i$	Fugoide	0,3583	0,1584	17,53
V_{aut}	$-1,9575 \pm 2,9791i$	Corto periodo	3,5647	0,5542	1,73
V_{alc}	$-0,0141 \pm 0,1573i$	Fugoide	0,1580	0,2303	39,76
V_{alc}	$-2,4049 \pm 3.6134i$	Corto periodo	4,2488	0,5541	1,447
V_{max}	$-0,0196 \pm 0,1564i$	Fugoide	0,1576	0,4135	39,86
V_{max}	$-3,0967 \pm 4.7379i$	Corto periodo	5,6602	0,5538	1,086

Tabla 29 - Modos longitudinales

6.4 ESTABILIDAD ESTATICA LATERAL-DIRECCIONAL

Por estabilidad lateral se entiende la capacidad inherente del avión a recuperar su posición de equilibrio en su eje longitudinal. Después de una ráfaga de viento, el avión ha de tender a volver a su posición de alas niveladas. Esta estabilidad será referida sobre el eje de alabeo del avión y se hará referencia al mismo a lo largo de este apartado. El ángulo de alabeo es controlado por los alerones y también se puede conocer como ángulo de balance.

La estabilidad lateral del avión viene proporcionada básicamente por el diseño en ángulo diedro de las alas, por el cual los extremos de las alas están en un plano más alto que la parte anclada al fuselaje si el diedro es positivo, y en un plano más bajo que la parte anclada al fuselaje si el diedro es negativo. El efecto estabilizador de este diseño, se aprecia cuando un ala es bajada súbitamente por una ráfaga de aire y debido a ello el avión se desliza sobre esa ala. Este deslizamiento produce un aumento del ángulo de ataque del ala bajada con respecto del ala que está más alta. Este incremento produce sustentación adicional en el ala bajada haciendo que esta suba y recupere el equilibrio.

La estabilidad direccional concierne al movimiento del avión sobre el eje vertical. Si el eje longitudinal del aeroplano tiende a seguir la trayectoria de vuelo, bien en vuelo recto o en giros, se dice que es direccionalmente estable. Se hará referencia a este eje como el eje de guiñada y vendrá controlada en su mayoría por el estabilizador vertical del avión. La variación en la guiñada la proporcionará

el timón de dirección del mismo. Si una racha de viento alcanza al avión por un costado, el mayor par de fuerza ejercido por el estabilizador vertical hará que la cola trate de orientarse hacia la ráfaga, moviendo el morro al lado contrario y recuperando de esta forma la trayectoria.

Estos dos efectos no se deben estudiar por separado, sino que se trata de un problema de acoplamiento lateral-direccional; de forma que, los alerones también generan un momento recuperador en guiñada pero menor que el del timón y a su vez, el timón también produce un pequeño momento recuperador en balance. Para que el avión sea estable se han de verificar los criterios de estabilidad de recuperación del sistema, tal y como se analizará en el siguiente capítulo.

6.4.1 CRITERIOS DE ESTABILIDAD ESTÁTICA LATERAL-DIRECCIONAL

Las características fundamentales de este modelo es que el ala no presenta un ángulo de flecha, con lo cual, se simplifican en gran medida la dificultad de las derivadas laterales. Sin embargo, para este tipo de aviones con configuración de ala baja es necesario introducir un cierto ángulo de diedro positivo para que mejore la controlabilidad del sistema y pueda contribuir al balanceo del mismo. En el caso del *Austros* dicho ángulo es de 6°.

El estudio de la estabilidad estática lateral-direccional suele realizarse atendiendo a una serie de situaciones que pueden darse durante el desarrollo del vuelo: vuelo con viento lateral según un cierto ángulo de resbalamiento, virajes y fallo de un motor. Debido a las características del *Austros* no será necesario realizar el estudio del fallo de uno de los motores de la planta propulsora del avión. Para que un avión sea estable, al igual que ocurría con el estudio de la estabilidad longitudinal, el avión debe verificar un par de criterios inherentes al vuelo.

El criterio de estabilidad lateral consistirá en que el coeficiente de balanceo del avión completo sea negativo, para que cuando una perturbación de viento lateral incida, pueda ser recuperada la posición de vuelo equilibrado.

$$C_{l\beta} < 0$$

El ángulo beta para esta representación, así como para la del siguiente criterio, indicará la inclinación de la orientación del ángulo de resbalamiento de la corriente de aire incidente.

$$C_{l\beta} < 0$$

El criterio de estabilidad direccional consistirá en que el coeficiente de guiñada del avión completo sea positivo, para que cuando una perturbación de viento lateral incida, éste vuelva a su posición de vuelo nivelado de forma automática.

$$C_{n\beta} > 0$$

6.4.2 TRIMADO

Debido a la tipología monomotor de la aeronave *Austros*, se va a determinar únicamente el trimado del avión para una situación de viento cruzado.

El trimado de un avión que se encuentra volando con una corriente de viento lateral inclinado un cierto ángulo β respecto de la dirección longitudinal del vuelo constará de tres valores característicos: una deflexión antisimétrica de los alerones, una deflexión simétrica de los timones de dirección y un cierto ángulo de alabeo al que se redirige el avión en presencia de ese viento actuante.

Las ecuaciones de trimado que se han de resolver provienen de plantear las ecuaciones 6.48. de equilibrio lateral en vuelo rectilíneo y uniforme.

$$\begin{aligned} -mg \cos \gamma \sin \Phi / qS &= C_{y\beta}\beta + C_{y\delta_a}\delta_a + C_{y\delta_r}\delta_r \\ 0 &= C_{l\beta}\beta + C_{l\delta_a}\delta_a + C_{l\delta_r}\delta_r \\ 0 &= C_{n\beta}\beta + C_{n\delta_a}\delta_a + C_{n\delta_r}\delta_r \end{aligned} \quad (6.48)$$

Donde:

- β es el ángulo de resbalamiento con la corriente incidente.
- δ_a, δ_r es la deflexión de los alerones y de timón de dirección, respectivamente.
- ϕ es el ángulo de alabeo.

El sistema anterior se puede expresar matricialmente.

$$\begin{pmatrix} C_{y\beta} & C_{y\delta_a} & C_{y\delta_r} \\ C_{l\beta} & C_{l\delta_a} & C_{l\delta_r} \\ C_{n\beta} & C_{n\delta_a} & C_{n\delta_r} \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \beta \\ \delta_a \\ \delta_r \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -mg \cos \gamma \sin \Phi / qS \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} \quad (6.49)$$

El trimado dependerá del valor del ángulo de resbalamiento. Para distintos casos de β , considerando velocidad de diseño de crucero (máximo alcance), se tiene:

Ángulo de resbalamiento $\beta = 6^\circ$	
Deflexión alerón	Deflexión timón
$\delta a = 10.45^\circ$	$\delta r = 15.70^\circ$
Tabla 30 - Trimado lateral para beta=6°	
Ángulo de resbalamiento $\beta = 8^\circ$	
Deflexión alerón	Deflexión timón
$\delta a = 13.93^\circ$	$\delta r = 20.94^\circ$
Tabla 31 - Trimado lateral para beta=8°	
Ángulo de resbalamiento $\beta = 10^\circ$	
Deflexión alerón	Deflexión timón
$\delta a = 17.42^\circ$	$\delta r = 26.18^\circ$
Tabla 32 - Trimado lateral para beta=10°	

Para un resbalamiento de 8° se observa una mejora considerable del trimado del avión, puesto que las exigencias son menores. Con esta situación de alerones y timón de dirección, la aeronave podrá ser capaz de volar en equilibrio bajo las citadas condiciones de viento cruzado.

6.5 ESTABILIDAD DINAMICA LATERAL-DIRECCIONAL

La estabilidad dinámica del sistema determinará la capacidad de reacción medida en el tiempo que tendrá la aeronave. Se debe tener la seguridad de que las cualidades de pilotaje de la aeronave son correctas, y no sólo eso, sino que también son lo suficientemente predecibles como para que un sistema de control relativamente simple sea capaz de controlarlo.

El modelo del movimiento lateral-direccional será un modelo lineal, basado en espacio de estado y linealizado en torno a una posición de equilibrio correspondiente a un vuelo crucero recto, estacionario y nivelado. Esta condición de equilibrio corresponde al vuelo del avión no tripulado antes de ser perturbado, es decir antes de aplicar, ya sean condiciones iniciales en el vuelo o deflexiones de las superficies de control. Para el estudio de la estabilidad dinámica lateral-direccional se tendrá que existen dos tipos de respuestas bien diferenciadas y que acometen todas las posibles fluctuaciones del problema de la estabilidad.

El estudio se realizará para varias velocidades de vuelo: vuelo de crucero a máxima autonomía V_{aut} , a máximo alcance V_{alc} y velocidad máxima V_{max} .

6.5.1 MODELO MATRICIAL

El modelo linealizado objeto de estudio se analizará mediante las cinco ecuaciones diferenciales de primer orden que se pueden encontrar en el Proyecto Fin de Carrera de López Teruel [7]. En él aparecen todas las variables, los parámetros adimensionales, así como las derivadas de estabilidad que se modelarán en este apartado.

El conjunto de ecuaciones tiene una serie de términos de masa y de inercia que se han adimensionalizado tal y como queda en las ecuaciones 6.50.

$$I_{x1} = \frac{I_x}{1/2 \rho v^2 S b}$$

$$I_{z1} = \frac{I_z}{1/2 \rho v^2 S b}$$

$$I_{xz1} = \frac{I_{xz}}{1/2 \rho v^2 S b}$$

$$I_{x1'} = \frac{I_{x1}}{I_{x1} I_{z1} - I_{xz1}^2}$$

$$I_{z1'} = \frac{I_{z1}}{I_{x1} I_{z1} - I_{xz1}^2}$$

$$I_{xz1'} = \frac{I_{xz1}}{I_{x1} I_{z1} - I_{xz1}^2}$$

$$\mu = \frac{2W}{\rho S v}$$

$$b_{med} = \frac{b}{2U_0}$$

$$\xi_1 = I_{z1'} \cdot C_{l\beta} + I_{xz1'} \cdot C_{n\beta}$$

$$\xi_2 = I_{x1'} \cdot C_{n\beta} + I_{xz1'} \cdot C_{l\beta} \quad (6.50)$$

En las ecuaciones definidas en [] se puede observar y definir un vector de cinco variables, el vector "x".

$$x = \begin{bmatrix} \Delta\beta \\ \Delta\phi \\ p \\ \Delta\Psi \\ r \end{bmatrix} \quad (6.51)$$

En dicho vector se encuentran las variables principales implicadas en la estabilidad dinámica lateral-direccional:

- $\beta \rightarrow$ ángulo de resbalamiento.
- $\phi \rightarrow$ ángulo de balance del avión.
- $p \rightarrow$ velocidad angular lateral.
- $\psi \rightarrow$ ángulo de guiñada del avión.
- $r \rightarrow$ velocidad angular direccional.

Estas variables aparecen junto con sus derivadas primeras. Las variables de control aparecen en un vector de dos variables “u” y se corresponden con la deflexión de los alerones y la deflexión del timón de dirección. El resto de derivadas y parámetros se organizarán de forma matricial, apareciendo una matriz “A” que multiplica al vector de variables y una matriz “B” que multiplica al vector “u” de variables de control. La expresión del sistema es la siguiente:

$$\dot{x} = A \cdot x + B \cdot u \quad (6.52)$$

La entrada “u” es la perturbación del timón de dirección y los alerones (la señal de control):

$$u = \begin{bmatrix} \Delta\delta_r \\ \Delta\delta_a \end{bmatrix} \quad (6.53)$$

Siendo “x”, el vector de las incógnitas del problema dinámico definido anteriormente:

$$x = \begin{bmatrix} \Delta\beta \\ \Delta\phi \\ p \\ \Delta\psi \\ r \end{bmatrix} \quad (6.54)$$

La matriz de coeficientes que multiplica a las variables independientes es una matriz de 5x5 dimensiones.

$$A = \begin{pmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} & a_{14} & a_{15} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} & a_{24} & a_{25} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} & a_{34} & a_{35} \\ a_{41} & a_{42} & a_{43} & a_{44} & a_{45} \\ a_{51} & a_{52} & a_{53} & a_{54} & a_{55} \end{pmatrix} \quad (6.55)$$

Cada uno de los términos de la matriz dependerá de las derivadas de estabilidad que se definirán posteriormente y una serie de parámetros adimensionales que facilitan la nomenclatura de los diferentes coeficientes de la matriz. A continuación se presentan cada uno de los términos de la matriz “A”.

$$\begin{aligned}
a_{11} &= \frac{C_{y\beta}}{\mu - b_{med} \cdot C_{y\dot{\beta}}} \\
a_{12} &= \frac{C_{y\Phi}}{\mu - b_{med} \cdot C_{y\dot{\beta}}} \\
a_{13} &= \frac{C_{yp} \cdot b_{med}}{\mu - b_{med} \cdot C_{y\dot{\beta}}} \\
a_{14} &= 0 \\
a_{15} &= -\frac{\mu - b_{med} \cdot C_{yr}}{\mu - b_{med} \cdot C_{y\dot{\beta}}} \\
a_{21} = a_{22} = a_{23} = a_{24} = a_{25} &= 0 \\
a_{31} &= C_{l\beta} \cdot I_{z1'} + C_{n\beta} \cdot I_{xz1'} + \xi_1 \cdot b_{med} \cdot a_{11} \\
a_{32} &= \xi_1 \cdot b_{med} \cdot a_{12} \\
a_{33} &= C_{lp} \cdot I_{z1'} \cdot b_{med} + C_{np} \cdot I_{xz1'} \cdot b_{med} + \xi_1 \cdot b_{med} \cdot a_{13} \\
a_{34} &= 0 \\
a_{35} &= C_{lr} \cdot I_{z1'} \cdot b_{med} + C_{nr} \cdot I_{xz1'} \cdot b_{med} + \xi_1 \cdot b_{med} \cdot a_{15} \\
a_{41} = a_{42} = a_{43} = a_{44} &= 0 \\
a_{51} &= C_{n\beta} \cdot I_{x1'} + C_{l\beta} \cdot I_{xz1'} + \xi_2 \cdot b_{med} \cdot a_{11} \\
a_{52} &= \xi_2 \cdot b_{med} \cdot a_{22} \\
a_{53} &= b_{med} \cdot (C_{np} \cdot I_{x1'} + C_{lp} \cdot I_{xz1'} + \xi_2 \cdot a_{13}) \\
a_{54} &= 0 \\
a_{55} &= b_{med} \cdot (C_{nr} \cdot I_{x1'} + C_{lr} \cdot I_{xz1'} + \xi_2 \cdot a_{15}) \tag{6.56}
\end{aligned}$$

De esta forma quedan definidos todos los coeficientes de la matriz "A". A continuación se presentará la matriz "B":

$$\begin{aligned}
B &= \begin{pmatrix} b_{11} & b_{12} \\ b_{21} & b_{22} \\ b_{31} & b_{32} \\ b_{41} & b_{42} \\ b_{51} & b_{52} \end{pmatrix} \\
B &= \begin{pmatrix} \frac{C_{y\delta a}}{\mu - b_{med} \cdot C_{y\dot{\beta}}} & \frac{C_{y\delta r}}{\mu - b_{med} \cdot C_{y\dot{\beta}}} \\ 0 & 0 \\ C_{l\delta a} \cdot I_{z1'} + C_{n\delta a} \cdot I_{xz1'} + \xi_1 \cdot b_{med} \cdot b_{11} & C_{l\delta r} \cdot I_{z1'} + C_{n\delta r} \cdot I_{xz1'} + \xi_1 \cdot b_{med} \cdot b_{12} \\ 0 & 0 \\ C_{n\delta a} \cdot I_{x1'} + C_{l\delta a} \cdot I_{xz1'} + \xi_2 \cdot b_{med} \cdot b_{11} & C_{n\delta r} \cdot I_{x1'} + C_{l\delta r} \cdot I_{xz1'} + \xi_2 \cdot b_{med} \cdot b_{12} \end{pmatrix} \tag{6.57}
\end{aligned}$$

A continuación se detallan todas las derivadas de estabilidad implicadas en el sistema definido anteriormente.

6.5.2 DERIVADAS DE ESTABILIDAD LATERAL-DIRECCIONALES

El número de derivadas que serán necesarias para el estudio de la estabilidad lateral estática es de nueve. Se clasifican en tres grandes grupos y a su vez se hace otra subdivisión dentro de los mismos. Se tiene el grupo de derivadas correspondientes a las fuerzas laterales que se representará con la letra "y", el grupo de derivadas correspondientes al balanceo del avión y se representarán con la letra "l" y por último, el grupo de derivadas correspondientes a la guiñada del avión que se representará con la letra "n".

Cada uno de estos bloques contiene tres derivadas: una contribución del ángulo de resbalamiento del avión y se representa por " β ", una contribución de la deflexión de los alerones y se representa por " δ_a " y por último, una contribución del timón de dirección que se representa por " δ_r ".

El número de derivadas que serán necesarias para el estudio de la estabilidad lateral estática es de nueve. Se clasifican en tres grandes grupos y a su vez se hace otra subdivisión dentro de los mismos. Se tiene el grupo de derivadas correspondientes a las fuerzas laterales que se representará con la letra "y", el grupo de derivadas correspondientes al balanceo del avión y se representarán con la letra "l" y por último, el grupo de derivadas correspondientes a la guiñada del avión que se representará con la letra "n".

- $C_{y\beta}$

La derivada de estabilidad $C_{y\beta}$ representa la contribución del ángulo β a la fuerza lateral. Las ecuaciones correspondientes son las siguientes:

$$C_{y\beta} = C_{y\beta wb} + C_{y\beta f} + C_{y\beta v}$$

$$C_{y\beta wb} = -0,0001 \cdot \Gamma$$

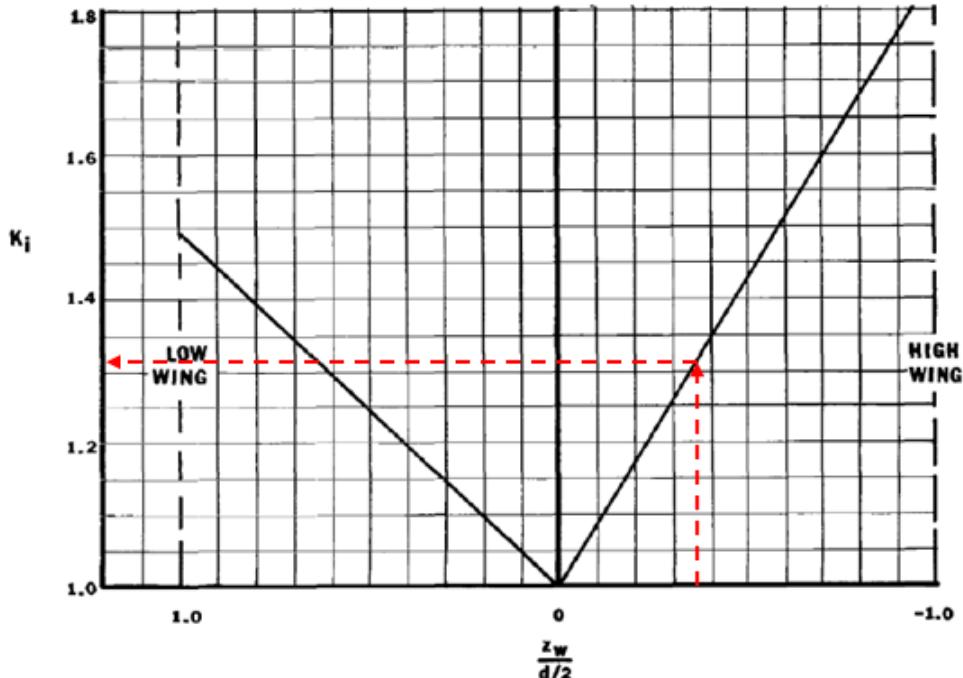
$$C_{y\beta v} = -2 \cdot a_v \cdot \left(1 + \frac{\partial \sigma}{\partial \beta}\right) \cdot \eta_v \cdot \frac{S_v}{S}$$

$$\left(1 + \frac{\partial \sigma}{\partial \beta}\right) \cdot \eta_v = 0,724 + \frac{3,06 \frac{S_v}{S}}{1 + \cos A} + \frac{0,4 \cdot z_w}{d_{fmax}} + 0,0009 \cdot A$$

$$C_{y\beta f} = -K_i \cdot C_{l\alpha f} \cdot \frac{V_b^{2/3}}{S_0}$$

$$C_{l\alpha f} = 2 \cdot K_1 \cdot \frac{S_0}{V_b^{2/3}} \quad (6.58)$$

Donde el factor $K_i = 1,32$, se obtiene de:



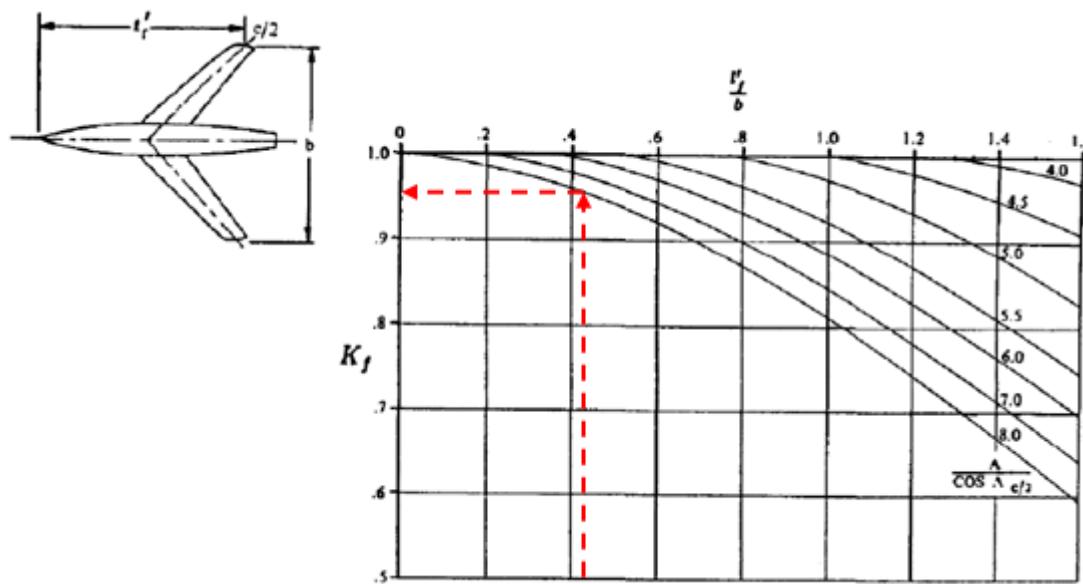
- $C_{l\beta}$

Esta derivada de estabilidad representa el momento de balance que se ejerce sobre la aeronave cuando el avión vuela con un cierto ángulo de resbalamiento o con viento cruzado.

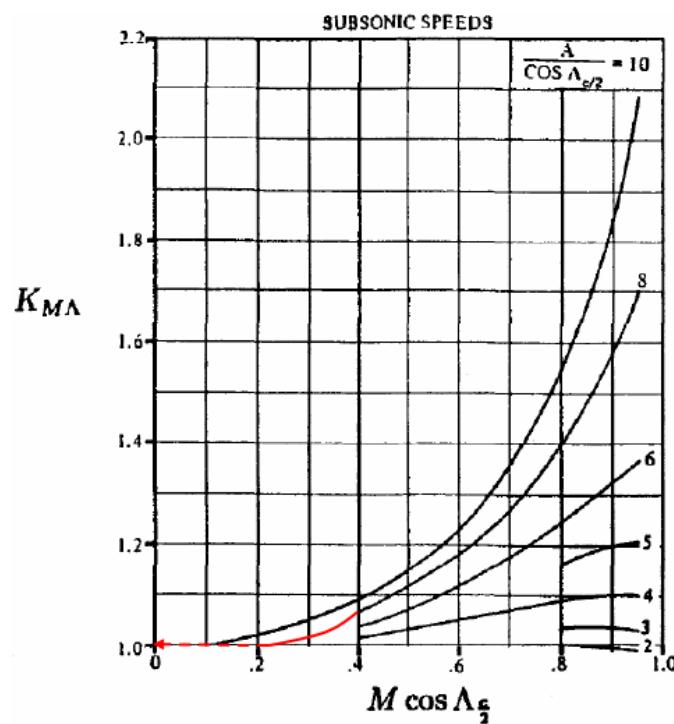
Las ecuaciones que rigen esta derivada son las que se presentan a continuación:

$$\begin{aligned} C_{l\beta} &= C_{l\beta wb} + C_{l\beta v} \\ C_{l\beta v} &= -2 \cdot a_v \cdot \left(1 + \frac{\partial \sigma}{\partial \beta} \right) \cdot \eta_v \cdot \frac{S_v}{S} \cdot \frac{(z_v \cdot \cos \alpha - l_v \cdot \sin \alpha)}{b} \\ C_{l\beta wb} &= C_l \cdot \left(\left(\frac{C_{l\beta}}{C_l} \right)_A \cdot K_{ma} \cdot K_f + \left(\frac{C_{l\beta}}{C_l} \right)_A \right) + \Gamma \cdot \left(\frac{C_{l\beta}}{\Gamma} \cdot K_{m\Gamma} + \frac{\Delta C_{l\beta}}{\Gamma} \right) \\ &\quad + 1,2 \cdot \frac{\sqrt{A}}{57,3} \cdot \frac{z_w}{b} \cdot \frac{2 \cdot d}{b} \\ \frac{\Delta C_{l\beta}}{\Gamma} &= -0,0005 \cdot \sqrt{A} \cdot \left(\frac{d}{b} \right)^2 \end{aligned} \quad (6.59)$$

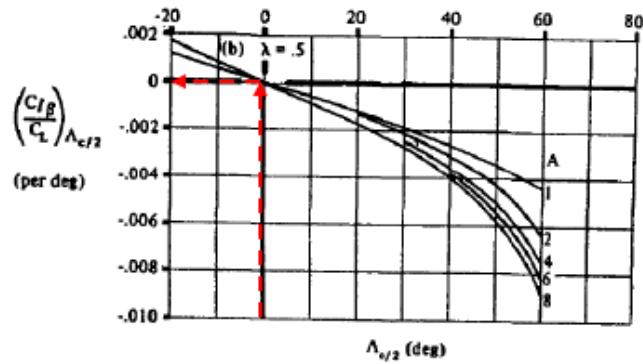
Los diferentes factores que se utilizan para la nomenclatura se obtienen cada uno correspondientemente de las siguientes gráficas. Estas gráficas ya han sido estudiadas y validadas experimentalmente.



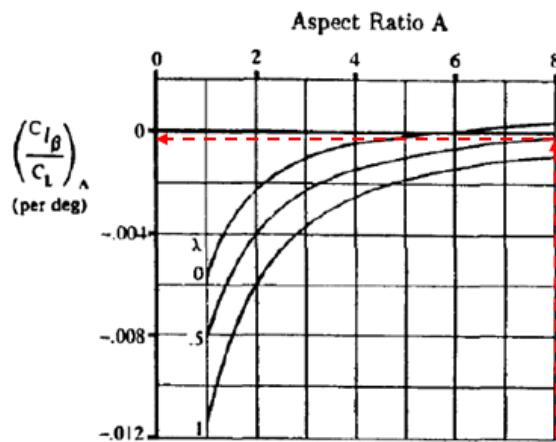
$$K_f = 0.98$$



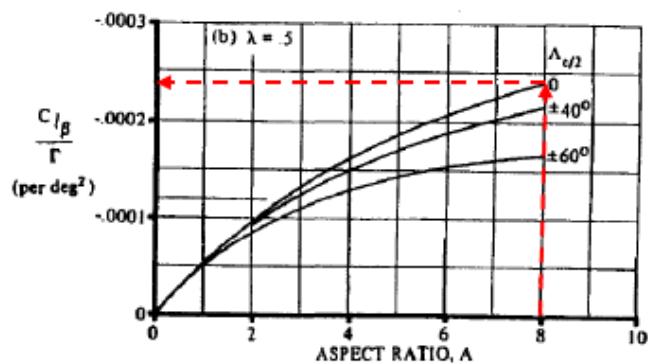
$$K_{ma} = 1 \quad (6.60)$$



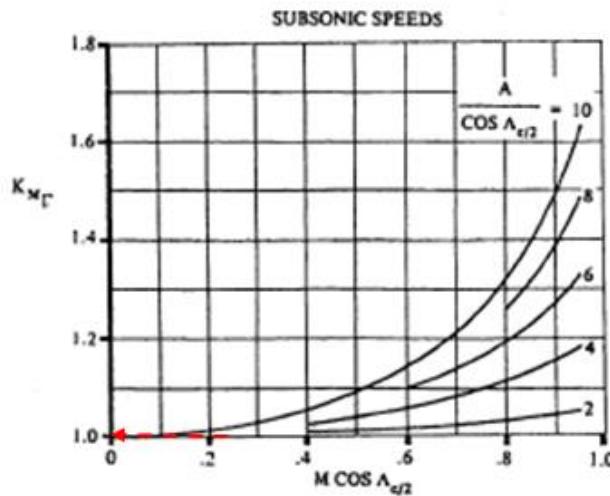
$$\left(\frac{C_{l\beta}}{C_l}\right)_A = -0,000 \quad (6.61)$$



$$\left(\frac{C_{l\beta}}{C_l}\right)_A = -0,0005 \quad (6.62)$$



$$\frac{C_{l\beta}}{\Gamma} = -0,00024 \quad (6.63)$$



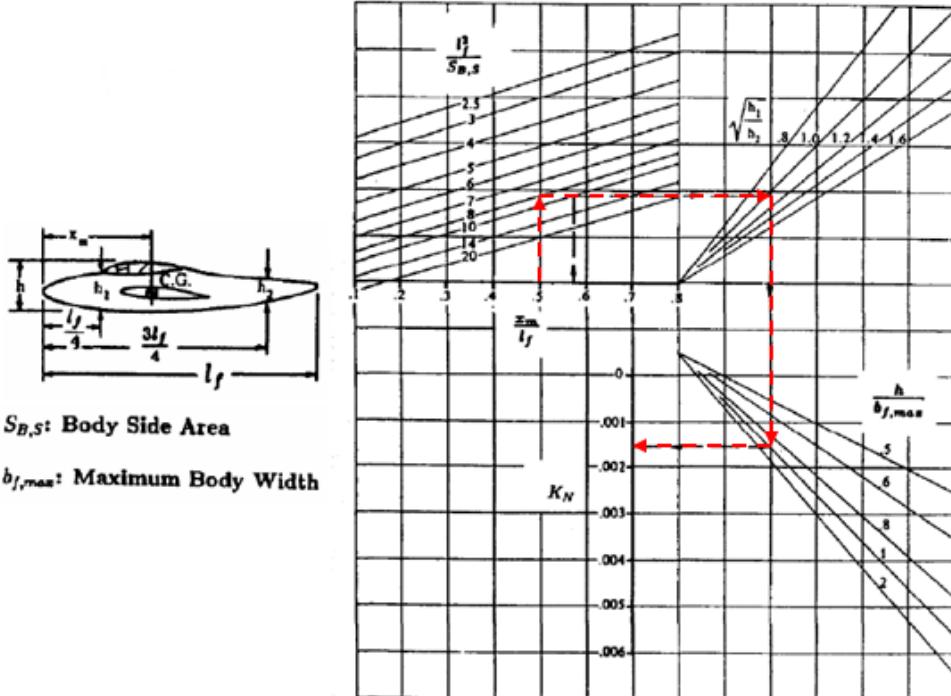
$$K_{m\Gamma} = 1 \quad (6.64)$$

- $C_{n\beta}$

La derivada de estabilidad $C_{n\beta}$ representa la contribución del ángulo de resbalamiento de la aeronave al momento de guiñada que se ejerce sobre la misma. Las ecuaciones empleadas son las siguientes:

$$\begin{aligned}
 C_{l\beta} &= C_{l\beta wb} + C_{l\beta v} \\
 C_{n\beta} &= C_{n\beta w} + C_{n\beta v} \\
 C_{n\beta w} &= C_{n\beta wb} + C_{n\beta \Gamma} + C_{n\beta \Lambda} \\
 C_{n\beta wb} &= -K_{nn} \cdot K_{ri} \cdot \frac{S_{bs}}{S} \cdot \frac{l_f}{b} \cdot \frac{360}{2\pi} \\
 C_{n\beta \Gamma} &= -0,075 \cdot \Gamma \cdot C_l \\
 C_{n\beta \Lambda} &= \frac{C_l^2}{(4 \cdot \pi \cdot A_e)} \\
 C_{n\beta v} &= 2 \cdot a_v \cdot \frac{l_v}{b} \cdot \frac{S_v}{S} \cdot \left(1 + \frac{\partial \sigma}{\partial \beta}\right) \cdot \eta_v
 \end{aligned} \quad (6.65)$$

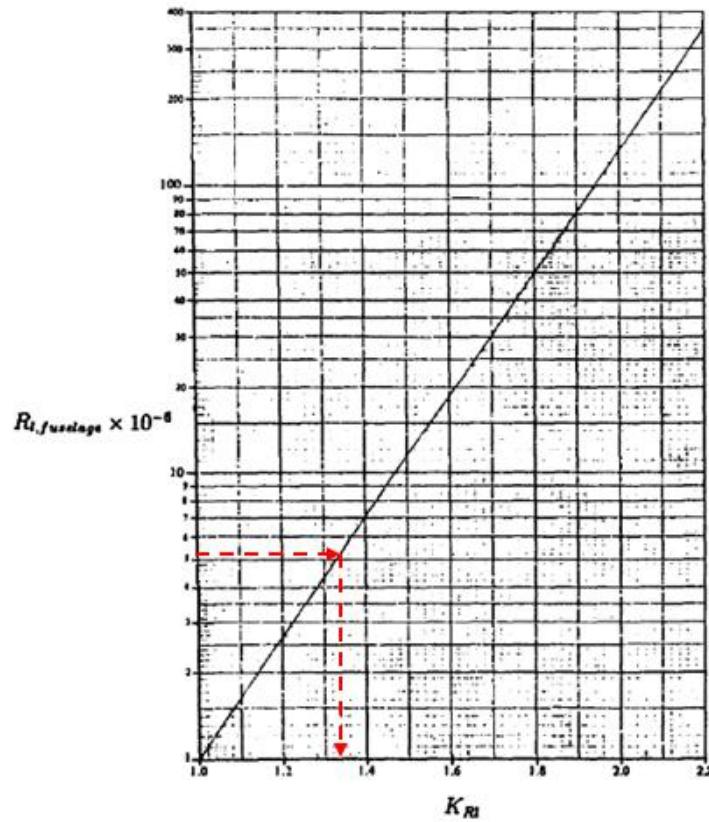
Los coeficientes necesarios para la definición de las ecuaciones son los que se presentan en las siguientes gráficas que aparecen.



$S_{B,S}$: Body Side Area

$b_{f,max}$: Maximum Body Width

$$K_{nn} = 0,0015 \quad (6. 66)$$



$$K_{ri} = 1,35 \quad (6. 67)$$

- $C_{y\delta a}$

La derivada de estabilidad $C_{y\delta a}$ representa la contribución de la deflexión de los alerones sobre la fuerza lateral de la aeronave. Dicha contribución será despreciable en comparación con la correspondiente a las alas o la cola.

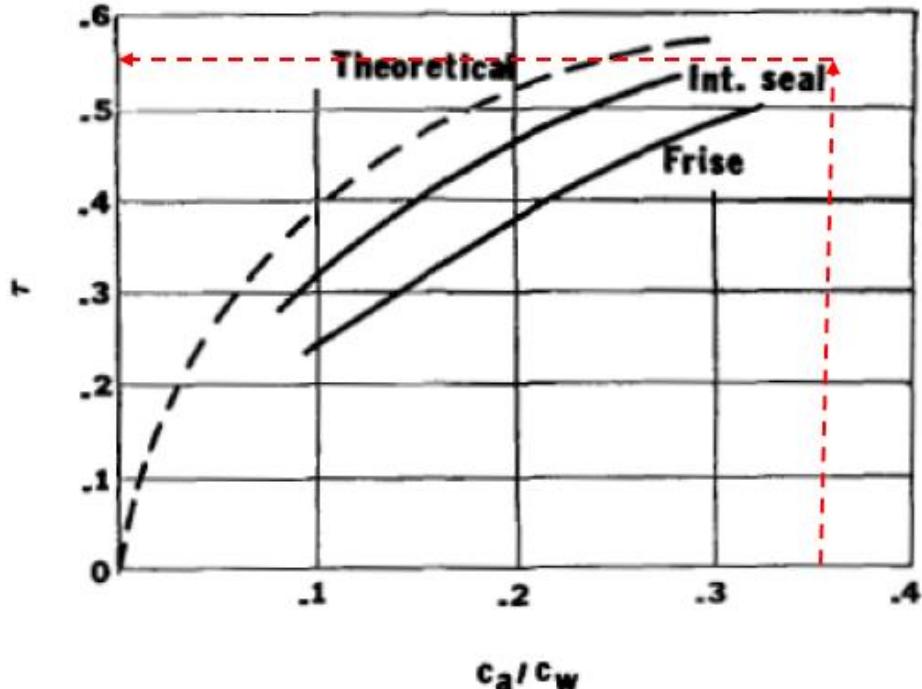
$$C_{y\delta a} = 0 \quad (6.68)$$

- $C_{l\delta a}$

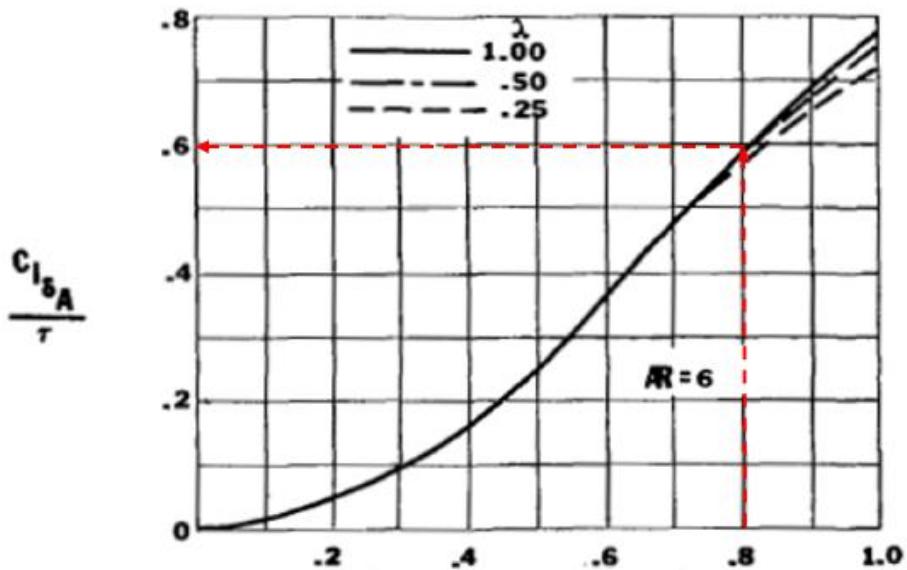
La derivada de estabilidad $C_{l\delta a}$ representa la contribución de la deflexión de los alerones sobre el momento de balanceo de la aeronave. Dicha derivada de estabilidad tiene la siguiente expresión:

$$C_{l\delta a} = \frac{C_{l\delta a}}{\tau} \cdot \tau \quad (6.69)$$

Los coeficientes son obtenidos gráficamente a través de distintas tablas y gráficas representativas. Seguidamente se muestra la metodología gráfica seguida:



$$\tau = 0,55 \quad (6.70)$$



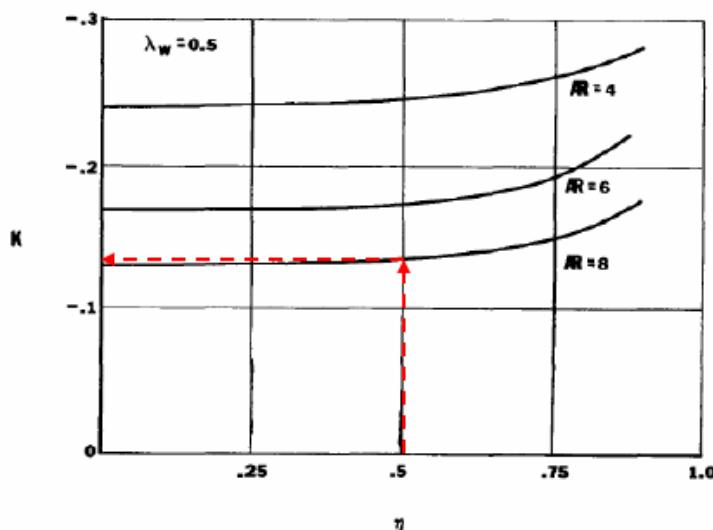
$$\frac{C_{l\delta a}}{\tau} = 0,6 \quad (6.71)$$

- $C_{n\delta a}$

La derivada de estabilidad $C_{n\delta a}$ representa la contribución de la deflexión de los alerones sobre el momento de guiñada de la aeronave. Dicha derivada de estabilidad tiene la siguiente expresión:

$$C_{n\delta a} = 2 \cdot K_{11} \cdot C_l \cdot C_{l\delta a} \quad (6.72)$$

De nuevo se emplean métodos gráficos para determinar el valor de K_{11} :



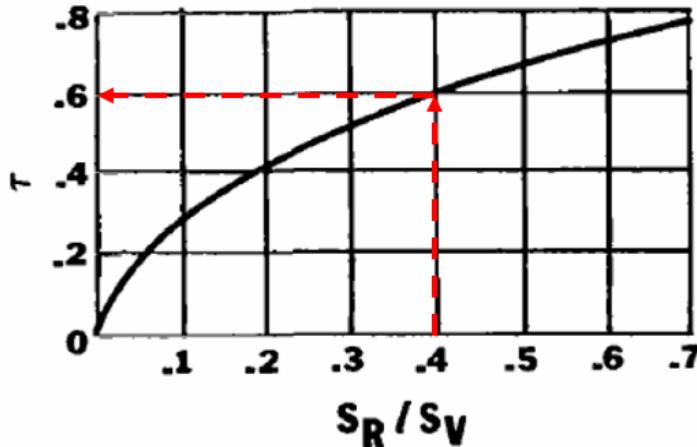
$$K_{11} = -0,13 \quad (6.73)$$

- $C_{y\delta r}$

La derivada de estabilidad $C_{y\delta r}$ representa la contribución de la deflexión de los ailerones sobre la fuerza lateral ejercida sobre la aeronave. Dicha derivada de estabilidad tiene la siguiente expresión:

$$C_{y\delta r} = 2 \cdot a_v \cdot \tau_1 \cdot \frac{S_v}{S} \quad (6.74)$$

Se utiliza un factor de corrección el cual viene dado en la siguiente gráfica:



$$\tau_1 = 0,6 \quad (6.75)$$

- $C_{l\delta r}$

La derivada de estabilidad $C_{l\delta r}$ representa la contribución de la deflexión de los timones de dirección sobre el momento de balance ejercido sobre la aeronave. Se trata de un valor directamente proporcional a la fuerza ejercida por los timones y, por tanto, vendrá dada por la siguiente expresión:

$$C_{l\delta r} = C_{y\delta r} \cdot \frac{Z_v}{b} \quad (6.76)$$

- $C_{n\delta r}$

La derivada de estabilidad $C_{n\delta r}$ representa la contribución de la deflexión de los timones de dirección sobre el momento de guiñada ejercido sobre la aeronave. Se trata de un valor directamente proporcional a la fuerza ejercida por los timones y, por tanto, vendrá dada por la siguiente expresión:

$$C_{n\delta r} = -C_{y\delta r} \cdot \frac{l_v}{b} \cdot \eta_v \quad (6.77)$$

- C_{yp}

La derivada de estabilidad C_{yp} representa la contribución de la velocidad angular lateral sobre la fuerza lateral ejercida sobre la aeronave. Su valor es siempre idénticamente nulo, puesto que la velocidad angular lateral no genera excesiva fuerza lateral.

$$C_{yp} = 0 \quad (6. 78)$$

- C_{lp}

La derivada de estabilidad C_{lp} representa la contribución de la velocidad angular lateral sobre el momento de balance ejercido sobre la aeronave. Las ecuaciones correspondientes son las siguientes:

$$\begin{aligned} C_{lp} &= C_{lpw} + C_{lpv} \\ C_{lpw} &= -\frac{1}{6} \cdot (C_{l\alpha} + C_d) \\ C_d &= C_{d0} + k_1 \cdot C_l + k_2 \cdot C_l^2 \\ C_{lpv} &= -2 \cdot \frac{z}{b} \cdot \frac{z - z_v}{b} \cdot C_{y\beta v} \\ z &= z_v \cdot \cos\alpha - l_v \cdot \sin\alpha \\ C_{lp} &= C_{lpw} + C_{lpv} \end{aligned} \quad (6. 79)$$

- C_{np}

La derivada de estabilidad C_{np} representa la contribución de la velocidad angular lateral sobre el momento de guiñada ejercido sobre la aeronave. Las ecuaciones correspondientes son las siguientes:

$$\begin{aligned} C_{np} &= C_{npw} + C_{nppv} \\ C_{npw} &= -\frac{1}{6} \cdot (C_l - C_{D\alpha}) \\ C_{x\alpha} &= -C_{D\alpha} \\ C_{D\alpha} &= 2 \cdot k \cdot C_l \cdot C_{l\alpha} \\ C_l &= C_{l\alpha} \cdot \alpha \\ k &= \frac{1}{(\pi \cdot A \cdot e)} \\ e &= \frac{1,1 \cdot C_{l\alpha}}{(R \cdot C_{l\alpha} + (1 - R) \cdot \pi \cdot A)} \end{aligned}$$

$$R = a_1 \cdot \lambda^3 + a_2 \cdot \lambda^2 + a_3 \cdot \lambda + a_4$$

$$\lambda = A \cdot \lambda_1$$

$$a_1 = 0,0004$$

$$a_2 = -0,008$$

$$a_3 = 0,0501$$

$$a_4 = 0,8642$$

$$C_{npv} = -\frac{2}{b} \cdot (l_v \cdot \cos\alpha + z_v \cdot \sin\alpha) \cdot \frac{z - z_v}{b} \cdot C_{y\beta v} \quad (6.80)$$

- C_{yr}

La derivada de estabilidad C_{yr} representa la contribución de la velocidad angular direccional sobre la fuerza lateral ejercida sobre la aeronave. Su valor es siempre idénticamente nulo, puesto que la velocidad angular direccional no genera excesiva fuerza lateral.

$$C_{yr} = 0 \quad (6.81)$$

- C_{lr}

La derivada de estabilidad C_{lr} representa la contribución de la velocidad angular direccional sobre el momento de balance ejercido sobre la aeronave. Las ecuaciones que lo definen son las siguientes:

$$C_{lr} = C_{lrw} + C_{lrv}$$

$$C_{lrv} = -\frac{2}{b^2} \cdot (l_v \cdot \cos\alpha + z_v \cdot \sin\alpha) \cdot z \cdot C_{y\beta v}$$

$$C_{lrw} = \frac{C_l}{3} \quad (6.82)$$

- C_{nr}

La derivada de estabilidad C_{nr} representa la contribución de la velocidad angular direccional sobre el momento de guiñada ejercido sobre la aeronave. Las ecuaciones que lo definen son las siguientes:

$$C_{nr} = C_{nrw} + C_{nrv}$$

$$C_{nrv} = \frac{2}{b^2} \cdot (l_v \cdot \cos\alpha + z_v \cdot \sin\alpha)^2 \cdot C_{y\beta v}$$

$$C_{nrw} = -\frac{C_{d\alpha}}{3} \quad (6.83)$$

6.5.3 RESPUESTA DEL MODELO

a) Matriz y autovalores

Este modelo de ecuaciones es también llamado modelo característico de la estabilidad dinámica lateral-direccional, y siendo un modelo tradicional de un problema diferencial lineal ofrece unas soluciones en forma de exponenciales amortiguadas como moduladoras y transportadoras. Tiene una solución oscilatoria que determina el modo de respuesta de todo el sistema frente a perturbaciones.

La convergencia corresponde con la raíz negativa de los autovalores de la matriz. A diferencia de lo que ocurría con la estabilidad longitudinal, ahora existen modos reales sin parte compleja, por lo que dichos modos no son oscilatorios pero también aportarán información de la dinámica del sistema. En la siguiente tabla aparece el valor de las matrices para cada una de las tres situaciones objeto de estudio.

<i>Segmentos de vuelo</i>	<i>Matriz A</i>	<i>Matriz B</i>
V_{aut}	$\begin{pmatrix} -0,0050 & 0,0001 & 0 & 0 & -1 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ -0,2423 & 0 & -0,1778 & 0 & -0,0102 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 1,4589 & 0 & 0,0092 & 0 & -0,0453 \end{pmatrix}$	$\begin{pmatrix} 0 & 0,0032 \\ 0 & 0 \\ 0,5488 & -0,0068 \\ 0 & 0 \\ 0,0014 & -0,5582 \end{pmatrix}$
V_{alc}	$\begin{pmatrix} -0,0062 & 0,0001 & 0 & 0 & -1 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ -0,3468 & 0 & -0,2127 & 0 & -0,0122 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 2,0879 & 0 & -0,0110 & 0 & -0,0054 \end{pmatrix}$	$\begin{pmatrix} 0 & 0,0038 \\ 0 & 0 \\ 0,7855 & -0,0098 \\ 0 & 0 \\ 0,002 & -0,7989 \end{pmatrix}$
V_{max}	$\begin{pmatrix} -0,0082 & 0,0001 & 0 & 0 & -1 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ -0,6166 & 0 & -0,2836 & 0 & -0,0163 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 3,7118 & 0 & 0,0146 & 0 & -0,0722 \end{pmatrix}$	$\begin{pmatrix} 0 & 0,0051 \\ 0 & 0 \\ 1,3964 & 0,0173 \\ 0 & 0 \\ 0,0036 & -1,4202 \end{pmatrix}$

Tabla 33 - Matrices de la estabilidad lateral-direccional

En la siguiente tabla aparecen los diferentes autovalores asociados a las situaciones descritas en la tabla anterior. Se ha añadido una denominación con el modo lateral-direccional al que se encuentra asociado dada su magnitud:

Autovalores estabilidad lateral-direccional

	Dutch Roll	Rolling Subsidence	Spiral Mode
V_{aut}	-0,1762	-0,0259 ± 1,2076 i	-0,000009
V_{aut}	-0,2108	-0,03105 ± 1,4446 i	-0,000010
V_{max}	-0,2811	-0,04141 ± 1,9262 i	-0,000014

Tabla 34 - Autovalores dinámica lateral-direccional

b) Solución para vuelo de crucero de diseño

En esta sección se discutirá la respuesta longitudinal del avión. Como se mencionó en la introducción a este apartado, se estudiará la respuesta de la aeronave a un impulso considerando fijo y de valor nulo el valor del ángulo del alerón y del timón de dirección.

La dinámica del sistema se estudiará por simplicidad, dado que para todas las velocidades se obtienen resultados cualitativos similares, para la situación de vuelo de crucero de diseño, es decir, vuelo de máximo alcance a $V_{alc} = 19.5 \frac{m}{s}$.

Las derivadas de estabilidad correspondientes han sido calculadas anteriormente y se muestran a continuación poniendo como ejemplo el vuelo de crucero.

Derivadas de estabilidad	<i>Vcr</i>
$C_{y\beta}$	-0,6613
$C_{l\beta}$	-0,0971
$C_{n\beta}$	0,2857
$C_{y\delta a}$	0,0000
$C_{l\delta a}$	0,2200
$C_{n\delta a}$	0,0000
$C_{y\delta r}$	0,4062
$C_{l\delta r}$	0,0027
$C_{n\delta r}$	-0,1093
$C_{y p}$	0,0000
$C_{l p}$	-0,8671
$C_{n p}$	0,0013
$C_{y r}$	0,0000
$C_{l r}$	-0,0500
$C_{n r}$	-0,1080

Tabla 35 - Derivadas de estabilidad lateral-direccionales

En las siguientes gráficas se estudian las cuatro respuestas analizadas superpuestas. En cada figura se muestran las gráficas con la variación de cada variable de interés en función del tiempo. Se estudiarán tres casos:

- Variación brusca del ángulo de resbalamiento β
- Variación brusca del ángulo de balance ϕ
- Variación brusca de una combinación de ambos.

Aunque queda suficientemente claro al observar las diferentes gráficas, se va a explicar el orden utilizado para este apartado. La grafica superior corresponderá con el ángulo de resbalamiento, la segunda con el incremento de alabeo, la tercera con el momento alabeo, la cuarta con el ángulo de dirección y la quinta con el momento de guiñada.

Para mayor claridad en los resultados, únicamente se va a mostrar la gráfica correspondiente a la velocidad de vuelo de diseño en crucero. El comportamiento cuando se vuela a las demás velocidades es idéntico.

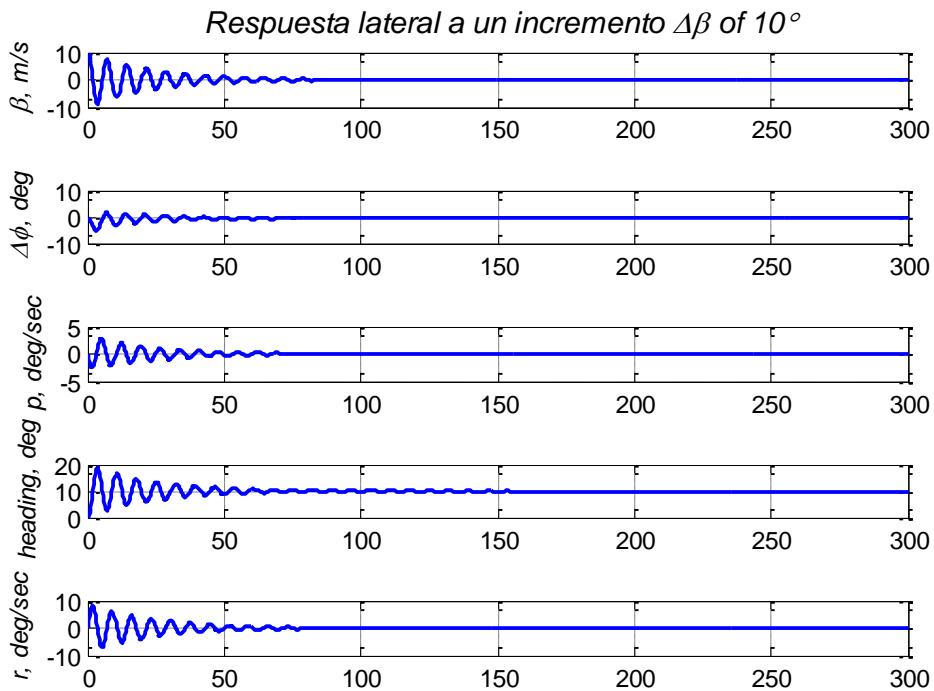


Figura 99 - Respuesta dinámica longitudinal ante un cambio en el ángulo de resbalamiento

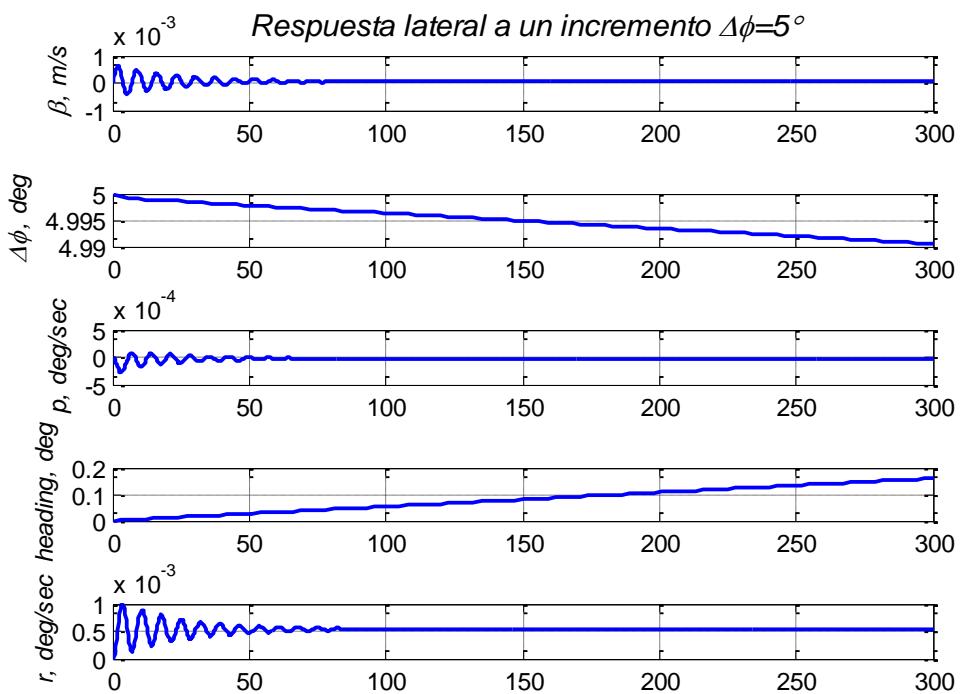


Figura 100 - Respuesta dinámica longitudinal ante un cambio en el ángulo de balance

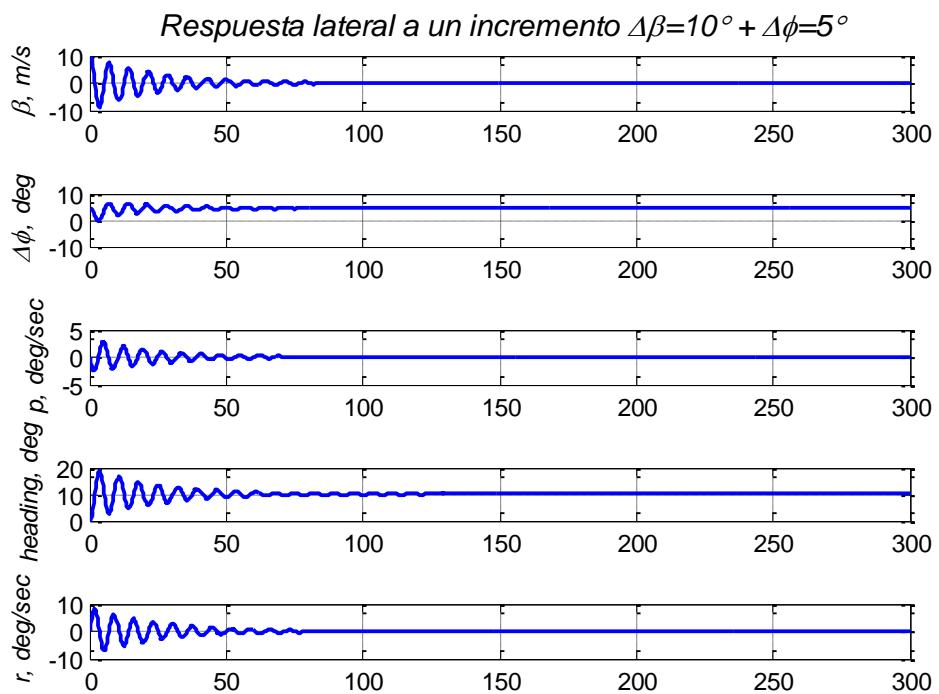


Figura 101 - Respuesta dinámica longitudinal ante una perturbación combinada

En el caso de la segunda gráfica correspondiente a la variación del ángulo de alabeo, se puede comprobar como el modo espiral hace acto de presencia. En el límite, si se prolonga mucho más en el tiempo la simulación, se comprueba como tiende muy lentamente a la posición de equilibrio. Este comportamiento era el que reflejaba el autovalor correspondiente (el más cercano a cero negativo).

6.5.4 MODOS LATERALES

El comportamiento de los autovalores se puede simplificar en tres modos característicos del sistema:

a) Convergencia en balance

El modo de convergencia en balance es un modo no oscilatorio y trata de cuantificar la recuperación del avión con respecto de una perturbación en el eje de balance del avión. Si se introduce una deflexión al alerón constante y sostenida, el sistema tiende a continuar con el ángulo de balance adquirido debido a esa deflexión. Sin embargo, en el instante en el que se deja libre el alerón, el sistema tiende automáticamente a volver a su posición de equilibrio. La recuperación suele ser bastante rápida, puesto que el valor del autovalor es elevado y negativo. De los autovalores mostrados anteriormente como resultado de la simulación del sistema, los correspondientes a la convergencia en balance son los reales de mayor valor absoluto.

b) Balance holandés

El modo de balanceo holandés es un modo caracterizado por la oscilación a lo largo del eje de cabeceo concéntrica, de forma que visto lateralmente, se aprecia como el ala describe círculos concéntricos con el encastre del ala. Si se observa frontalmente, se observa como la inclinación del eje del ala va variando de forma cíclica.

El autovalor que determina el balanceo holandés es el único que presenta un par de polos conjugados con parte real e imaginaria.

c) Modo espiral

El modo espiral mide la tendencia a la guiñada a lo largo del vuelo del avión. Un avión que sea inestable para el modo espiral se caracteriza porque conforme avanza el vuelo, el eje longitudinal del avión va virando de forma continua pero prácticamente inapreciable.

El autovalor que caracteriza este modo solamente tiene parte real, de forma que si su signo es negativo, el avión tendrá un comportamiento estable frente al modo espiral.

Se trata de un modo amortiguado sin oscilación alguna. Como la frecuencia es tan baja, se tiene que para poder apreciarlo, es necesario que transcurra mucho tiempo para estabilizar dicho modo.

Los autovalores con su modo asociado se mencionaron en el apartado 6.5.3. A continuación se vuelven a adjuntar para facilitar la lectura.

Modos lateral-direccionales

	Dutch Roll	Rolling Subsidence	Spiral Mode
V_{aut}	-0,1762	-0,0259± 1,2076 i	-0,000009
V_{aut}	-0,2108	-0,03105 ± 1,4446 i	-0,000010
V_{max}	-0,2811	-0,04141 ± 1,9262 i	-0,000014

Tabla 36 - Modos lateral-direccionales

7. CONCLUSIONES

Considero que este proyecto es de los más completos que un Ingeniero Aeronáutico puede tener gracias a tener involucradas todas y cada una de las áreas que intervienen en el diseño de un avión. Ya en quinto curso de carrera el propio tutor de este proyecto, Sergio Esteban, nos impartió la asignatura de Cálculo de Aviones que puede asemejarse en estructura al proyecto aquí realizado.

Este proyecto es un claro ejemplo de la dificultad que entraña el diseño de una aeronave, por muy pequeña que sea, debido a que cualquier cambio en una de las áreas provoca alteraciones en el resto. Es por ello que se ha requerido tener un cierto orden respecto a la modificación de los parámetros, para lo cual se han realizado diversos programas y hojas de cálculo para tener controlados todos los parámetros.

Un aspecto muy positivo de este proyecto es el uso por primera vez del programa XFLR5, demostrándose que se trata de una herramienta muy potente y a la cual se le va a dar un impulso académico considerable, empezando con el manual que se proporciona como anexo a este documento.

Por otro lado, en el aspecto de diseño del avión propiamente dicho, los objetivos se han cumplido, diseñando preliminarmente un avión que cumple con los requisitos señalados sobradamente y que a buen seguro podrá ser optimizado en un futuro.

8. POSIBLES MEJORAS

El carácter preliminar de este proyecto conlleva la existencia de grandes posibilidades de mejora en el diseño del avión. El siguiente paso que pide el desarrollo del avión es el de centrarse en cada una de las áreas por separado, incidiendo más en los detalles que intervienen en cada una de ellas. A continuación se van a enumerar algunas posibilidades de mejora que he podido apreciar durante la realización del proyecto:

- En la sección de diseño, realizar el modelado detallado de Catia para optimizar la estructura y que la distribución de carga de pago sea una realidad. En este sentido el alumno Mario Rodríguez García ya tiene un Proyecto Fin de Carrera asignado a tal efecto.
- En la sección de estructuras, habría que realizar un estudio estructural algo más detallado de la misma para asegurarse que no se emplean unos cálculos excesivamente conservativos. Asimismo, un estudio detallado permitiría obtener una distribución de pesos mucho más fiable. Este punto se encuentra relacionado con el anterior.
- En el apartado de aerodinámica, estudios en el túnel de viento para validar los resultados de la herramienta XFLR5 pueden ser realizados, aunque las perspectivas son muy optimistas. Asimismo, sería interesante profundizar en el uso del programa y comprobar resultados mediante programas y métodos numéricos más sofisticados.
- En actuaciones y propulsión es quizás donde se encuentra el mayor y más claro margen de mejora, dado que el modelo de planta impulsora empleado es el del Céfiro, por lo que el siguiente paso, con un proyecto fin de carrera ya lanzado, es realizar análisis experimentales de un mayor número de plantas motoras para poder obtener tendencias más adecuadas de acuerdo al rango que se requiera.
- Por último, en estabilidad sería interesante profundizar en el modulo correspondiente de XFLR5 para comprobar las posibilidades que ofrece.

9. BIBLIOGRAFÍA

- [1] Bandu N. Pamadi., Performance, Stability, Dynamics, and control of Airplanes., NASA Langley Research Center, Hampton, Virginia., AIAA education series.
- [2] Roskam, Jan., Airplane Design Part VII: Determination of Stability, Control and Performance Characteristics: FAR and Military Requirements., The University of Kansas, Lawrence., 2002.
- [3] Raymer, Daniel P., Aircraft Design: A Conceptual Approach. s.l.: AIAA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992.
- [4] Unmanned Aircraft Systems Roadmap 2005. US Department of Defense.
- [5] Carrasco Guerrero, Elio; Caracterización y estudio de las actuaciones experimentales de un sistema de propulsión por hélice con motor eléctrico. Departamento de Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de Fluidos. Universidad de Sevilla.
- [6] Doblado Agüera, Juán Andrés; Análisis detallado de las actuaciones de vuelo para UAV propulsado con motor eléctrico. Departamento de Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de Fluidos. Universidad de Sevilla.
- [7] López Teruel, Pedro; Análisis de la estabilidad y el control de un avión no tripulado: El proyecto Céfiro. Departamento de Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de Fluidos. Universidad de Sevilla.
- [8] Pérez Alcaraz, Daniel; Diseño estructural y construcción de un avión no tripulado: El proyecto Céfiro. Departamento de Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de Fluidos. Universidad de Sevilla.
- [9] Samblás Carrasco, Francisco Ventura; Análisis de las actuaciones y modelado de la planta propulsora de un avión no tripulado: El proyecto Céfiro. Departamento de Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de Fluidos. Universidad de Sevilla.
- [10] Valenzuela Romero, Alfonso; Desarrollo de una herramienta software para el cómputo de trayectorias globales de aviones. Aplicación al caso de resolución de conflictos. Departamento de Ingeniería Aeroespacial y Mecánica de Fluidos. Universidad de Sevilla.
- [11] García Rivero, Manuel; Diseño de un UAV ligero de propulsión eléctrica para monitorización medioambiental. Universidad de Sevilla.
- [12] Martín Cañal, Adrián; Diseño aerodinámico de un UAV de baja velocidad: El proyecto Céfiro.

ANEXO A: PROCEDIMIENTO DE CÁLCULO DE LOS TAIL BOOM

En este apéndice se va a detallar el procedimiento seguido para dimensionar los tubos de cola empleados en el Austros.

Primeramente se va a introducir la nomenclatura que se empleará a lo largo de los cálculos:

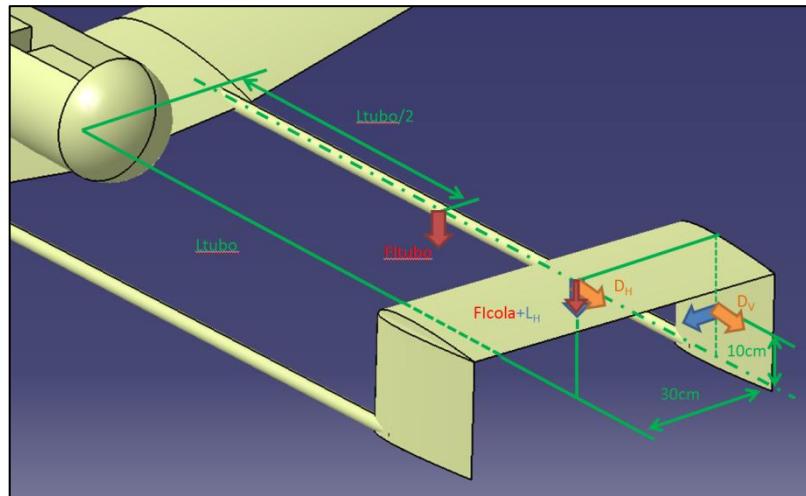
- $R_i \rightarrow$ Radio interno del tubo
- $R_e \rightarrow$ Radio externo del tubo
- $L_{tubo} \rightarrow$ Distancia desde el punto de cogida en el ala central al punto de actuación de las fuerzas de la cola (aproximadamente será el punto de cogida de la cola).
- $L_{HTP} \rightarrow$ Fuerza de sustentación del estabilizador horizontal
- $D_{HTP} \rightarrow$ Fuerza de resistencia del estabilizador horizontal
- $L_{VTP} \rightarrow$ Fuerza de sustentación del estabilizador vertical
- $D_{VTP} \rightarrow$ Fuerza de resistencia del estabilizador vertical
- $F_I \rightarrow$ Fuerzas de resistencia

Método de aproximación

Se va a considerar que el tubo de cola se comporta como una viga en voladizo empotrada en la cogida con el ala central. Por tanto estará sometida a unos esfuerzos determinados por resistencia de materiales y provocados por las fuerzas actuantes en el sistema (fuerzas de inercia y fuerzas en la cola). En base a esta consideración, primeramente se analizarán las fuerzas que actúan en la cola.

Cálculo de fuerzas

Como se ha mencionado anteriormente, en el sistema actuarán tanto fuerzas de inercia como fuerzas aerodinámicas, cada una en un punto determinado de la aeronave. En la figura 1 se muestra un esquema con la distribución de las fuerzas consideradas.



102 - Distribución de fuerzas

En el estudio de aerodinámica del perfil se estima que el punto de actuación de las fuerzas aerodinámicas en un ala o estabilizador se encuentra en el centro aerodinámico de la superficie en cuestión. Se sabe que en el estabilizador este punto se encuentra muy cercano al centro de gravedad del avión, por lo que en este estudio se va a considerar como hipótesis simplificadora que está en el mismo punto. Debido a la geometría del vertical y horizontal, se estima que el punto de aplicación de las fuerzas sobre el vertical se encuentra en la misma vertical que el punto de actuación de las fuerzas en el horizontal. Por otro lado, las fuerzas de inercia del tubo se encuentran aplicadas en los centros de gravedad de cada uno de los cuerpos. En el caso concreto del tubo, en primera aproximación se encuentra a una distancia $\frac{L_{tubo}}{2}$ tanto de la cogida del ala central como de la cogida en el estabilizador horizontal. Es decir, en la mitad del tubo.

Se asume que un solo tubo de cola tendrá que soportar:

- La mitad de las fuerzas aerodinámicas del estabilizador horizontal.
- Las fuerzas aerodinámicas del estabilizador vertical.
- La mitad del peso de la cola.
- El peso completo de sí mismo.

Por tanto habrá que calcular dichas fuerzas, que se denominarán como “/2” para destacar que se refiere a un solo tubo de cola. Para ello habrá que tomar los datos proporcionados por los departamentos de aerodinámica y estructuras. Finalmente dichas fuerzas quedan:

$$L_{H/2} = 25.5 \text{ N} \quad L_{V/2} = L_V = 13.04 \text{ N}$$

$$\begin{aligned} F_{I_{COLA/2}} &= m_{cola/2} \cdot 9.8 \frac{\text{N}}{\text{kg}} \cdot 4Gs \\ &= 12.74 \text{ N} \end{aligned}$$

$$D_{H/2} = 3 \text{ N} \quad D_{V/2} = D_V = 1.75 \text{ N}$$

$$F_{I_{TUBO}} = m_{tubo} \cdot 9.8 \frac{\text{N}}{\text{kg}} \cdot 4Gs$$

Una vez se han obtenido las fuerzas implicadas, se está en disposición de calcular los esfuerzos que se producen la zona del encastre del tubo, los cuales se refieren a los ejes que se muestran en el dibujo de CATIA mostrado en la figura anterior. En la siguiente tabla se muestran los resultados, donde los datos se muestran en N:

	F_{XT}	F_{YT}	F_{ZT}	M_{XT}	M_{YT}	M_{ZT}
$L_{H/2}$	0	0	25.5	$0.30 \cdot 25.5$	$L_{tubo} \cdot 25.5$	0
$D_{H/2}$	3	0	0	0	$0.100 \cdot 3$	$0.3 \cdot 3$
$L_{V/2}$	0	13.04	0	$0.100 \cdot 13.04$	0	$L_{tubo} \cdot 13.04$
$D_{V/2}$	1.75	0	0	0	$0.100 \cdot 1.75$	0
$FI_{cola/2}$	0	0	12.74	$0.30 \cdot 12.74$	$L_{tubo} \cdot 12.74$	0
$FI_{tubo/2}$	0	0	$FI_{tubo/2}$	0	$\frac{L_{tubo}}{2} FI_{tubo/2}$	0

37 - Esfuerzos provocados por cada fuerza

La suma de cada una de las contribuciones resulta en los esfuerzos totales a los que está sometido el tubo en la zona del encastre:

$$F_{XT} = 7.125 \text{ N}$$

$$F_{YT} = 19.560 \text{ N}$$

$$F_{ZT} = 16.245 \text{ N}$$

$$M_{XT} = 19.164 \text{ Nm}$$

$$M_{YT} = 44.875 \text{ Nm}$$

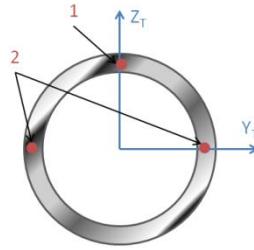
$$M_{ZT} = 24.822 \text{ Nm}$$

A estos valores se les ha aplicado un factor de seguridad de 1.5.

Cálculo de las tensiones

Tras calcular las fuerzas ya se está en disposición de calcular las tensiones máximas que se producirán en los tubos. Este cálculo es el que determinará posteriormente los tubos que se deberán usar en el avión, dado que dichas tensiones no pueden superar las máximas admisibles por el material usado.

Un esquema de la sección transversal de un tubo genérico se muestra en la figura 2.



103 - Sección del tail boom

La mayor tensión en la sección se producirá en los puntos 1 y 2. Según el criterio de Von Mises, la mayor de las tensiones equivalentes correspondientes a cada punto será la tensión máxima de la sección. La expresión de las tensiones equivalentes es como sigue:

$$\sigma_{eq1} = \sqrt{(\sigma_{MyT} + \sigma_N)^2 + 3(\tau_{MxT} + \tau_{FyT})^2}$$

$$\sigma_{eq2} = \sqrt{(\sigma_{MzT} + \sigma_N)^2 + 3(\tau_{MxT} + \tau_{FzT})^2}$$

Seguidamente se muestran las ecuaciones necesarias para calcular las variables que participan en las expresiones anteriores:

Datos geométricos:

$$A = \pi(R_e^2 - R_i^2)$$

$$I_{YT} = I_{ZT} = \frac{\pi}{4}(R_e^4 - R_i^4)$$

$$I_0 = \pi \frac{R_e^4 - R_i^4}{2}$$

$$R_m = \frac{R_e + R_i}{2}$$

Esfuerzo axil:

$$\sigma_N = \frac{N}{A}$$

Esfuerzo de flexión:

$$\sigma_{MyT} = \frac{M_{YT}}{I_{YT}} R_e$$

$$\sigma_{MzT} = \frac{M_{ZT}}{I_{ZT}} R_e$$

Esfuerzo cortante:

$$\tau_{FYT} = \frac{4}{3} \frac{F_{YT}}{A} \left(1 + \frac{R_e R_i}{R_e^2 + R_i^2} \right)$$

$$\tau_{FZT} = \frac{4}{3} \frac{F_{ZT}}{A} \left(1 + \frac{R_e R_i}{R_e^2 + R_i^2} \right)$$

Torsión:

$$\tau_{MXT} = \frac{M_{XT}}{I_0} R_m$$

Resultados

Una vez definidas las ecuaciones necesarias, se realiza el estudio de un rango de espesores y radios comerciales encontrados en el mercado. Dado que el material de los tubos es aluminio 6063, se tienen las propiedades siguientes:

- Carga de rotura: 215 MPa
- Límite elástico: 175 MPa
- Límite de fatiga: 150 MPa

Seguidamente se muestra una tabla con los resultados obtenidos para cada combinación de dimensiones:

Diámetro exterior (mm)	Diámetro interior (mm)	Espesor (mm)	σ_{eq1} (MPa)	σ_{eq2} (MPa)	Peso total de los 2 TB (kg)
16	14	1	476.493	179.205	0,312
16	12	2	312.761	106.460	0,6
16	10	3	268.962	84.269	0,816
20	16	2	194.795	64.068	0,768
20	17	1.5	229.148	79.690	0,576
20	18	1	301.664	111.514	0,408
25	20	2.5	111.671	33.209	1,176
25	21	2	124.292	39.230	0,96
25	22	1.5	146.708	49.422	0,744
30	24	3	73.084	19.538	1,704
30	25	2.5	78.606	22.339	1,44
30	26	2	87.539	26.596	1,176
30	27	1.5	103.268	33.762	0,912
32	27	2.5	69.694	19.475	1,56
32	29	1.5	91.449	29.561	0,96

104 - Resultados

Vistos los resultados, se escoge un tubo de diámetro exterior $D_e = 25\text{ mm}$, interior $D_i = 21\text{ mm}$, con un espesor, por tanto, de 2 mm. Esto conllevará un TB de unos 0.96 kg de peso.

ANEXO B: MANUAL DE XFLR5

En el presente Anexo se pretende realizar un manual básico del uso del programa XFLR5 en su versión 6.09.01 beta, incidiendo en la metodología a seguir para realizar los análisis requeridos para el estudio aerodinámico de una aeronave. XFLR5 es un programa con numerosas posibilidades, muchas de ellas no usadas para en la presente explicación, por lo que esta guía servirá para familiarizarse con el entorno gráfico del programa y profundizar en ciertos aspectos. Los módulos o funciones no señalados en esta guía se dejan para la propia investigación del usuario.

En este manual se va a realizar un ejemplo desde cero. Con todo, en ciertas secciones se empleará un proyecto ya realizado por ser más ilustrativo. Se mostrarán los distintos pasos que se han seguido para exemplificar cada apartado. Se presentarán los distintos módulos del programa cronológicamente al momento en el que hubo que emplearlos.

1. Módulo “Direct Foil Design”. Modelando el perfil

Para acceder a este módulo hay que pinchar en la opción “Direct Foil Design” que aparece en el menú desplegable de la pestaña “File”. En este módulo se definen los perfiles que se quieren analizar. Primeramente se va a analizar la interfaz principal del módulo para explicar la función de cada zona.

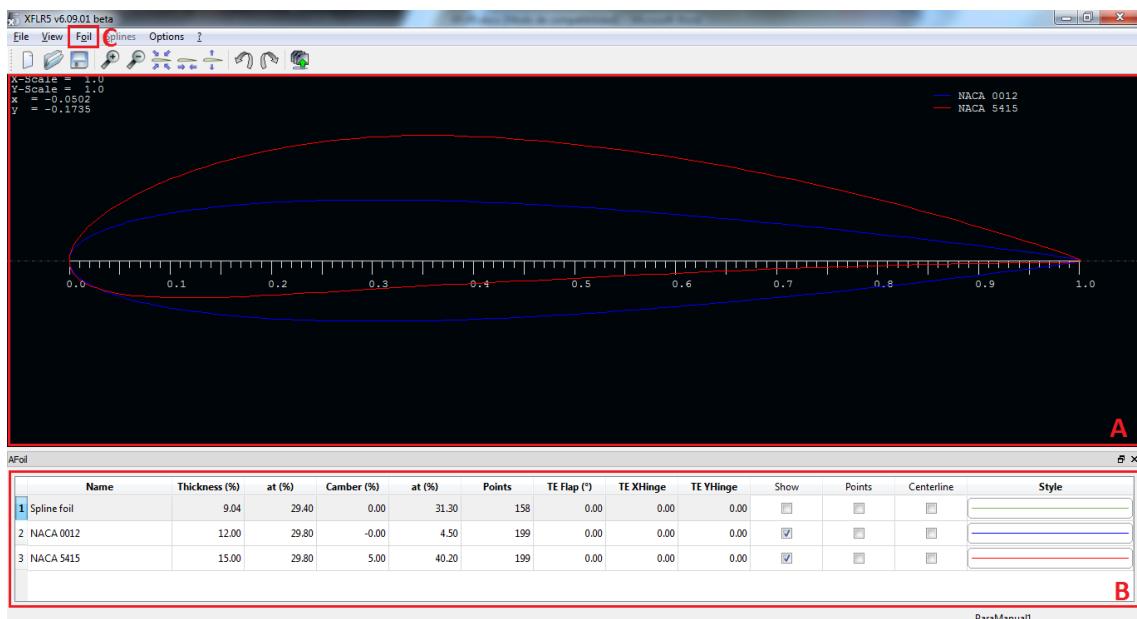


Figura 1 - Menú Direct Foil Design

- **Zona A** → muestra gráficamente los perfiles introducidos, siempre de forma adimensional.

- **Zona B** → muestra las características más importantes de los perfiles introducidos. Asimismo, permite cambios en la apariencia gráfica y permite modificar los parámetros del perfil.
- **Pestaña C (Foil)** → Permite añadir nuevos perfiles y modificar los existentes.

A continuación se va a detallar el proceso seguido para introducir un perfil.

Primeramente habrá que introducir las coordenadas del perfil. Dichas coordenadas estarán adimensionales con la cuerda del mismo. Los métodos posibles para meter un perfil en el programa son dos:

- Mediante un archivo .dat que incorpore la nube de puntos que corresponda a cada perfil.
 - Mediante un asistente que incorpora una base de datos para ciertos perfiles con numerología característica, como los NACA.
- a) *Método 1: mediante un archivo .dat*

Si no se tiene el archivo correspondiente al perfil, una base de datos muy completa se puede encontrar en http://aerospace.illinois.edu/m-selig/ads/coord_database.html#R.

Una vez descargado el archivo correspondiente, se elige la opción “Load File” desde el menú “File”. Una vez seleccionado el archivo del perfil en cuestión, se mostrará la distribución de puntos correspondiente al mismo en la pantalla principal. En este caso se hace el ejemplo con el Eppler 748.

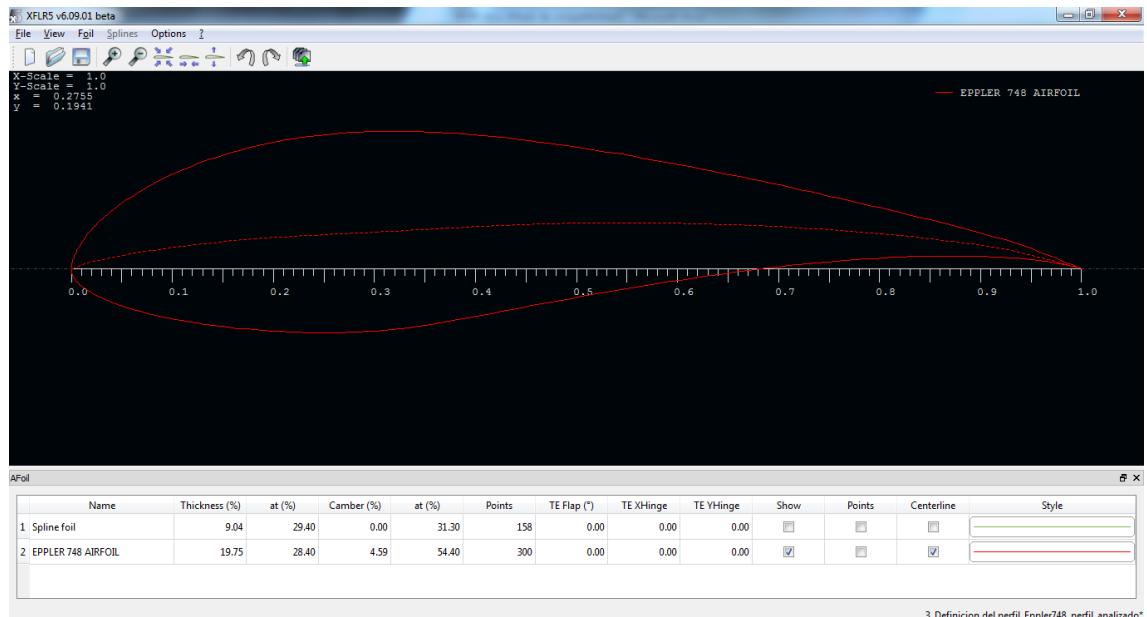


Figura 2 - Representación del perfil

- b) *Método 2: mediante el asistente*

El programa incorpora un asistente para introducir perfiles que vienen determinados por su numeración, como son los NACA. Para ello, se accede a la opción “Naca Foils” que aparece en la pestaña “Foil”. Se abre una ventana en la que ha de introducirse el número correspondiente al perfil NACA que se desee. En el ejemplo se muestra un perfil NACA 5415 empleado en el avión. Asimismo, ha de introducirse el número de puntos en los que se quiere dividir el perfil, aunque después como se verá se podrá modificar. El programa calcula las coordenadas que debe tener cada punto y dibuja el perfil.

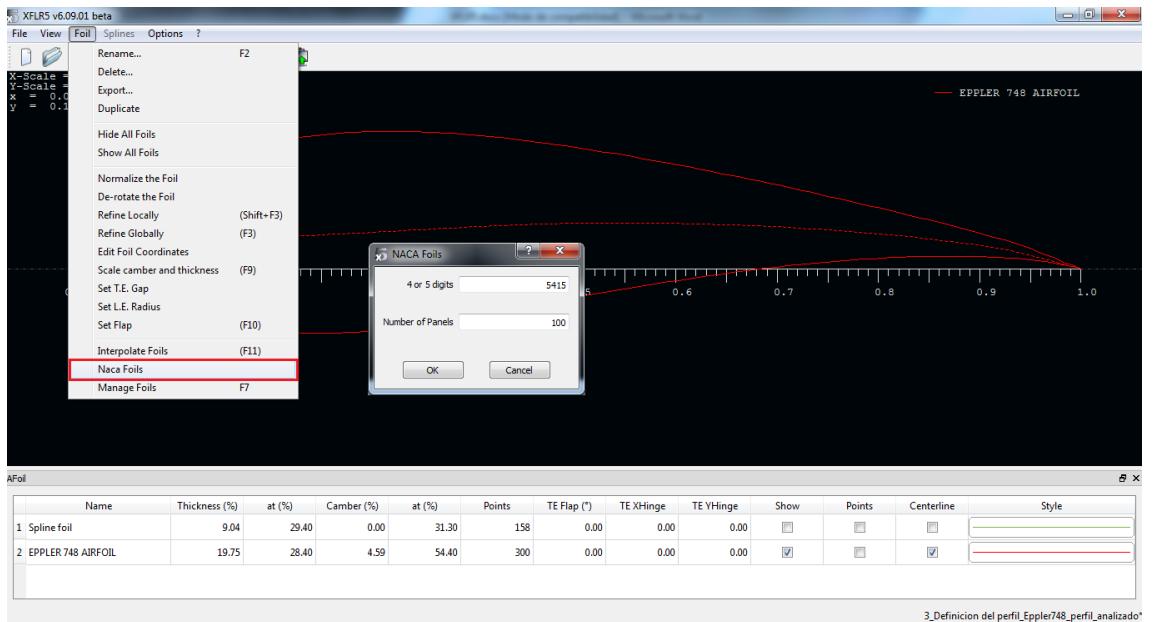


Figura 3 – Asistente de introducción de perfiles NACA

A continuación se va a seguir el manual con el NACA 5415 y el NACA 0012 que han sido empleados en este ejemplo. El Eppler 748 únicamente se ha incluido para ejemplificar la carga de un perfil mediante un archivo. Por tanto, tras haber añadido los dos perfiles citados, ambos se muestran superpuestos quedando la situación de la figura 4.

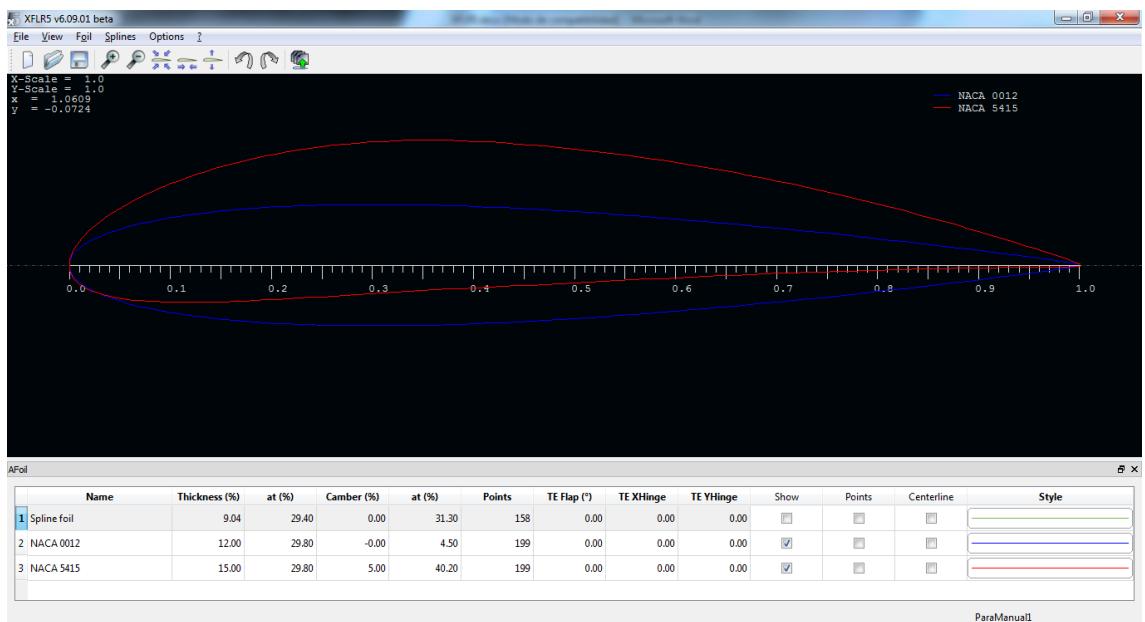


Figura 4 - Representación superpuesta de perfiles

En la parte inferior, como se mencionó anteriormente, aparece toda la información del perfil así como diversas opciones de visualización del mismo. Una función muy interesante es la posibilidad de modificar diversas características del perfil. Para ello, se pulsa con el botón derecho del ratón encima de la fila del perfil en cuestión y acto seguido se entra en el menú “Scale camber and thickness” tal y como se muestra en la figura 5. De esta manera, una vez introducido un perfil predefinido, será posible modificar sus propiedades de curvatura, anchura y posiciones de los máximos. Los perfiles posibles son, por tanto, prácticamente infinitos.

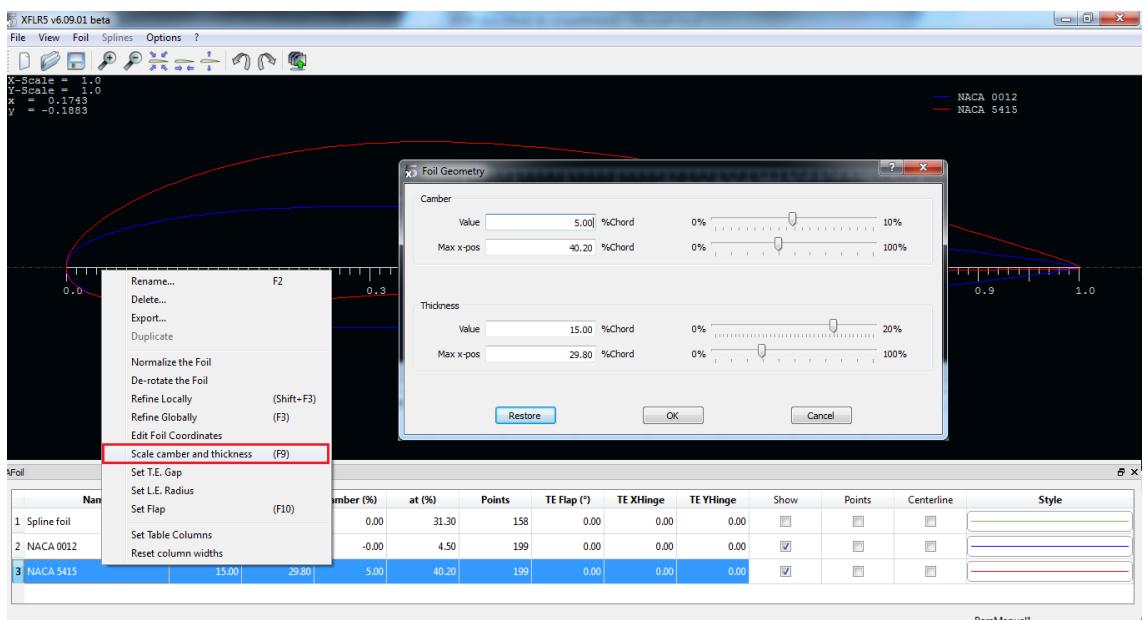


Figura 5 - Modificación de las características del perfil

Mención aparte hay que hacer al número de puntos que se definen sobre el perfil. Si ha sido introducido mediante el asistente para perfiles NACA, el número de puntos puede ser introducido en dicho asistente. Por el contrario, si ha sido introducido mediante un archivo predefinido, dicho número de puntos está también predefinido. La importancia del número de puntos radica en el análisis aerodinámico que se realizará posteriormente, puesto que un número pequeño de puntos conllevará una baja resolución y fiabilidad en los resultados, sobre todos a números de Reynolds medios y bajos. De forma más o menos acusada dependiendo de cada perfil, en el presente proyecto se ha tenido este problema y la manera de subsanarlo ha sido definir un mallado más fino de puntos sobre el perfil. Para ello, una vez cargado el perfil, se hace click con el botón derecho en la fila del perfil correspondiente en la parte inferior de la pantalla y se selecciona “Refine globally”. En ese menú, mostrado en la figura 6, se introduce el número de puntos en cuestión (el máximo es 302). El análisis aerodinámico llevará un tiempo mayor debido al mallado más fino, pero los resultados serán más fiables.

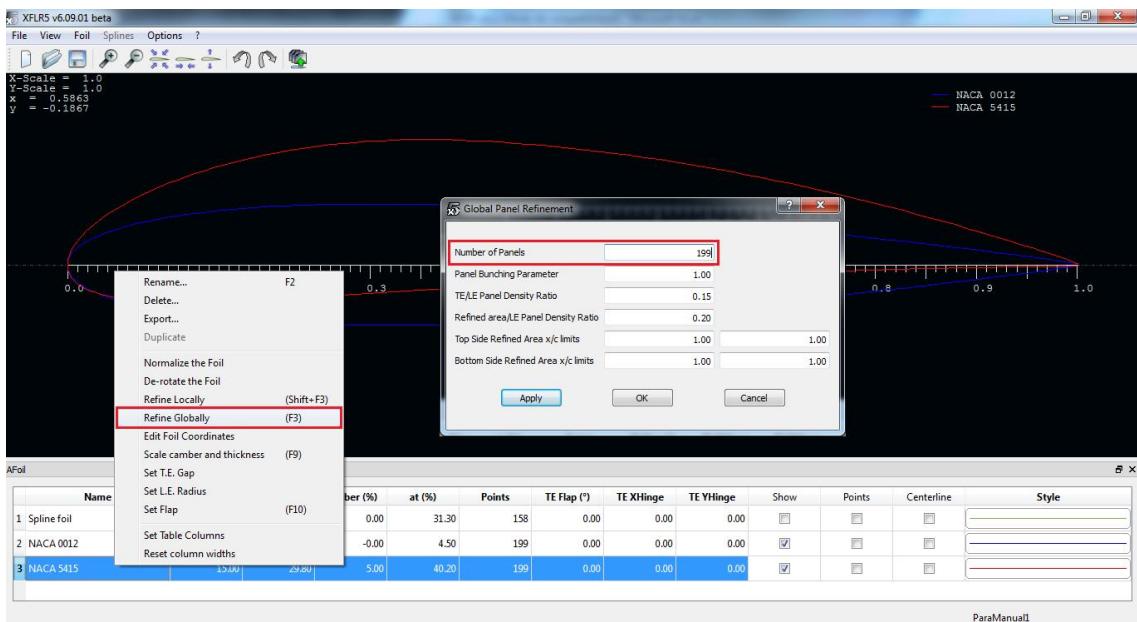


Figura 6 - Modificación del número de puntos

El resto de opciones posibles no han sido usadas en este manual pero aportan más versatilidad en el análisis, pudiendo añadir por ejemplo superficies hipersustentadoras al perfil.

Una vez definidos y configurados correctamente los perfiles, es el momento de pasar al análisis aerodinámico del mismo. Hay que reseñar que en todo momento se puede acceder al módulo de edición del perfil, pero cualquier modificación en el mismo conllevará el borrado de todos los análisis hechos sobre dicho perfil. Con todo, la versatilidad que ofrece poder crear perfiles y

analizarlos en cualquier momento del desarrollo del proyecto es muy interesante para probar nuevas ideas.

2. Módulo “Xfoil Direct Analysis”. Analizando el perfil

En este módulo se realizan los análisis sobre cualquier perfil definido en el módulo anterior. Se obtendrán multitud de polares sobre las que interpretar las propiedades y características del perfil que se deseen. Estas polares, una vez seleccionado un perfil, serán las que se usarán en el módulo siguiente para realizar el análisis aerodinámico de las superficies aerodinámicas completas.

La interfaz base de este módulo se muestra en la figura 7 seguido de una breve explicación de cada módulo.

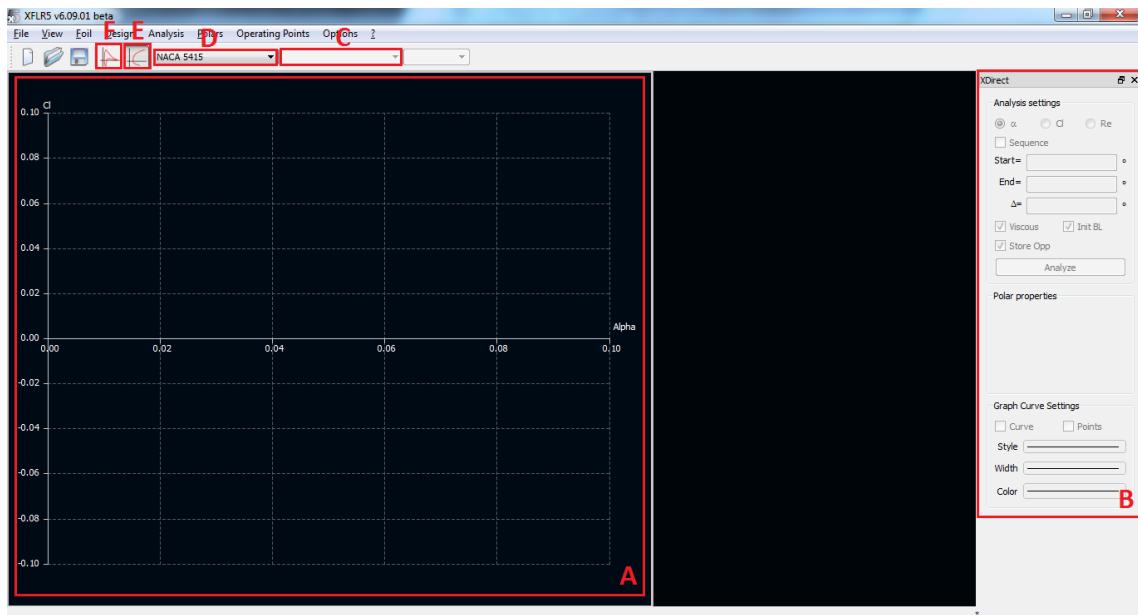


Figura 7 - Menú principal del módulo Xfoil Direct Analysis

- **Zona A** → Muestra gráficamente las polares simuladas con la combinación de variables en los ejes que se deseé.
- **Zona B** → Una vez definido un análisis, permite volver a realizar un barrido o ampliarlo si se desea. Asimismo, también permite modificar el aspecto gráfico de las curvas.
- **Menú desplegable C** → Permite seleccionar entre las polares definidas para un perfil determinado.
- **Menú desplegable D** → Permite seleccionar entre los distintos perfiles que se han definido en el módulo “Direct Foil Design”.
- **Botón E** → Al pulsarlo se accede al modo de visualización que se muestra en la figura, en el cual aparece la representación de dos variables enfrentadas. Es el modo activo por defecto.

- **Botón F** → Contrariamente al botón E, en este caso al pulsarlo se muestra un modo de visualización en el que se representa el coeficiente de presión C_p a lo largo del perfil.

Los análisis se pueden realizar de dos formas:

- De forma manual → mediante la opción “Define Analysis” del menú “Analysis” se puede realizar el análisis para un Reynolds determinado. Una vez definido el tipo de análisis, se realiza el mismo mediante las opciones de la derecha del menú principal.
- De forma secuencial → Existe una posibilidad muy útil que permite realizar el análisis de una serie de números de Reynolds de forma continua. Se trata de la opción “Batch Analysis”, y de esta manera una vez comenzada la simulación, el programa realizará de forma sucesiva los análisis definidos en el menú correspondiente sin tener que realizar acción alguna.

En este caso se va a explicar cómo seguir con la segunda opción. Para realizar el **Batch Analysis**, lo primero que hay que hacer es seleccionar el perfil deseado en el menú desplegable superior.

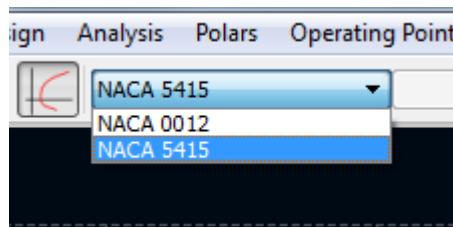


Figura 8 - Selección del perfil

Seguidamente se selecciona “Batch Analysis” dentro del menú “Analysis”. En la ventana que aparece se han de introducir todos los parámetros del análisis que se va a realizar. En la figura 9 se ilustra dicha ventana seguido de una breve explicación de cada módulo.

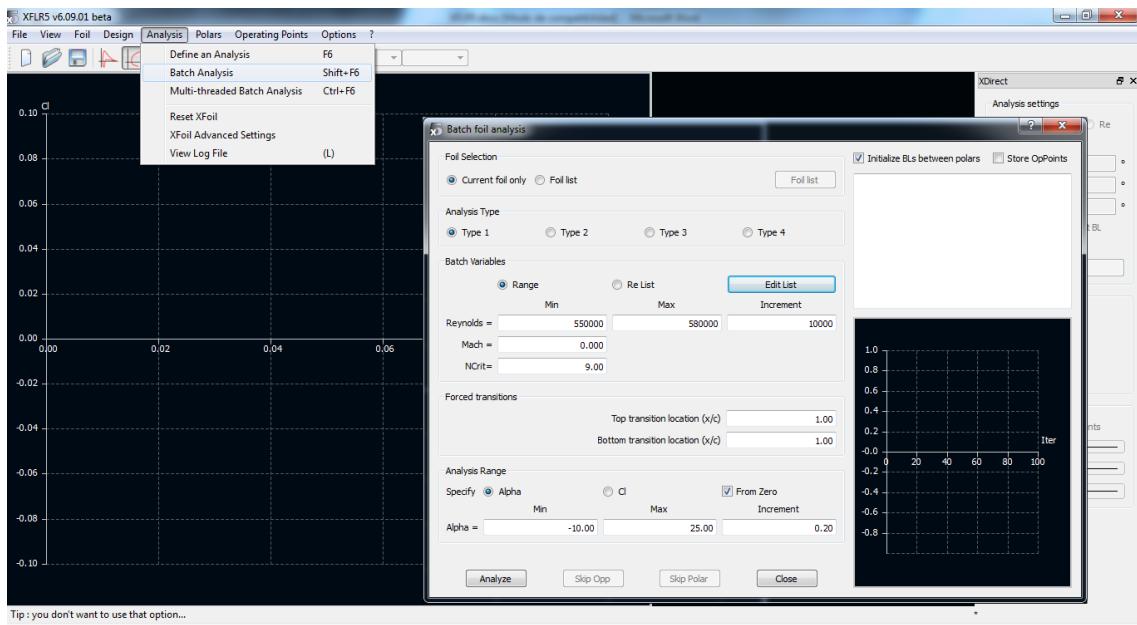


Figura 9 - Batch Analysis

1. **Foil Selection** → se puede realizar el análisis para el perfil que se acaba de seleccionar o para cualquiera de los perfiles definidos.
2. **Analysis Type** → se selecciona “Type 1” para velocidad fija y coeficiente de sustentación variable. Por tanto servirá para realizar un barrido de ángulos de ataque, el cual es el tipo de análisis más extendido.
3. **Batch Variables** → aquí se introducen las variables fijas en cada análisis, en este caso el número de Reynolds. Se puede introducir de diferente manera:
 - a. Un rango de Reynolds equiespaciados por un incremento fijo.
 - b. Una lista de Reynolds introducidos por el propio usuario. Para ello se selecciona la opción “Re List” y luego se pulsa en “Edit List” para introducir manualmente los Reynolds en cuestión.
 Posiblemente la segunda opción es la más útil debido a que evita hacer análisis fino en un rango de Reynolds que no interese más que tener una estimación superficial.
4. **Analysis Range** → por último se define el rango de ángulos de ataque sobre el que se quiere hacer los análisis. De nuevo, se define como un rango entre dos extremos y un incremento fijo. Cuanto menores sean los incrementos mayor resolución se tendrá, a costa de un mayor tiempo de computación.

Hay que notar que para cada perfil habrá que obtener las polares que cubran un rango suficiente de números de Reynolds, dado que en el análisis 3D de las superficies aerodinámicas se interpolará entre todas las polares obtenidas. Con todo, posteriormente si se obtiene un mensaje de error en el análisis 3D, se puede volver a este módulo y realizar los análisis requeridos.

Una vez definidos todos los parámetros, se hace click en “Analyze” y comienza el análisis sucesivo de todos los casos definidos.

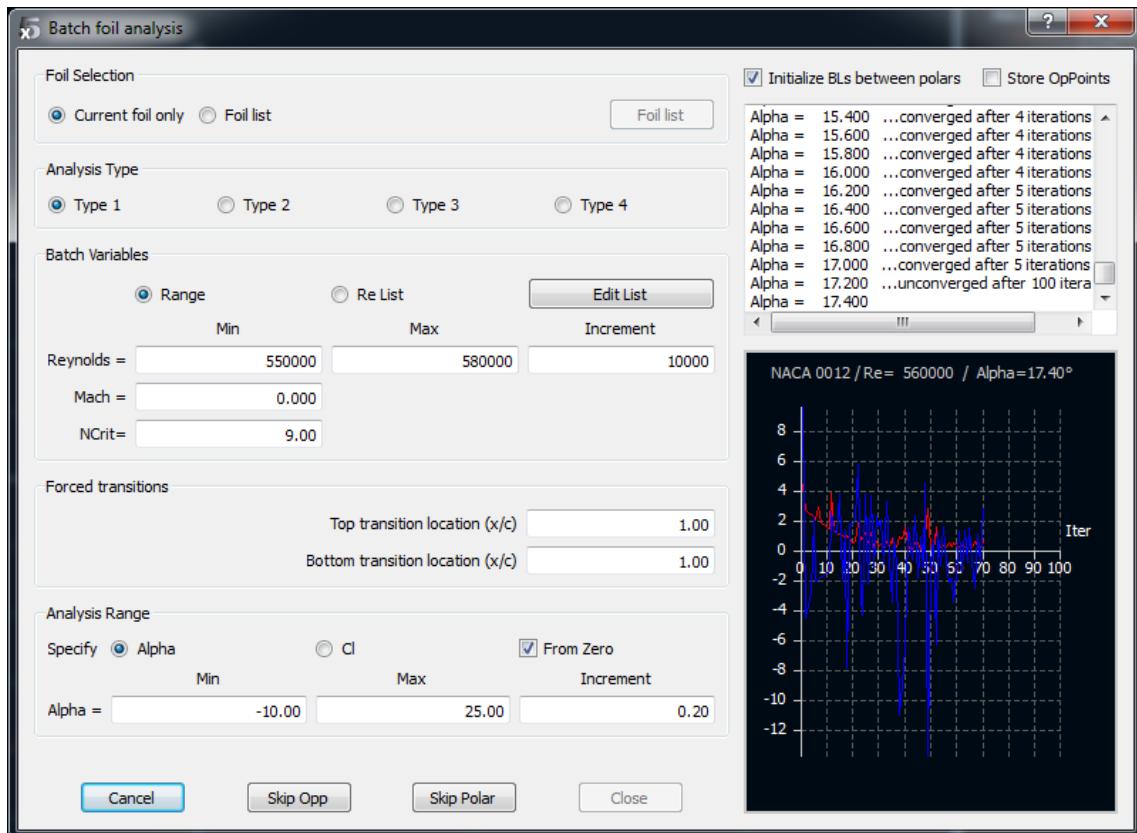


Figura 10 – Analizando perfiles mediante “Batch Foil Analysis”

Una vez terminado, el programa muestra la polar obtenida junto a una leyenda que identifica a cada curva. En la figura 11 se muestran los resultados obtenidos tras simular los dos perfiles.

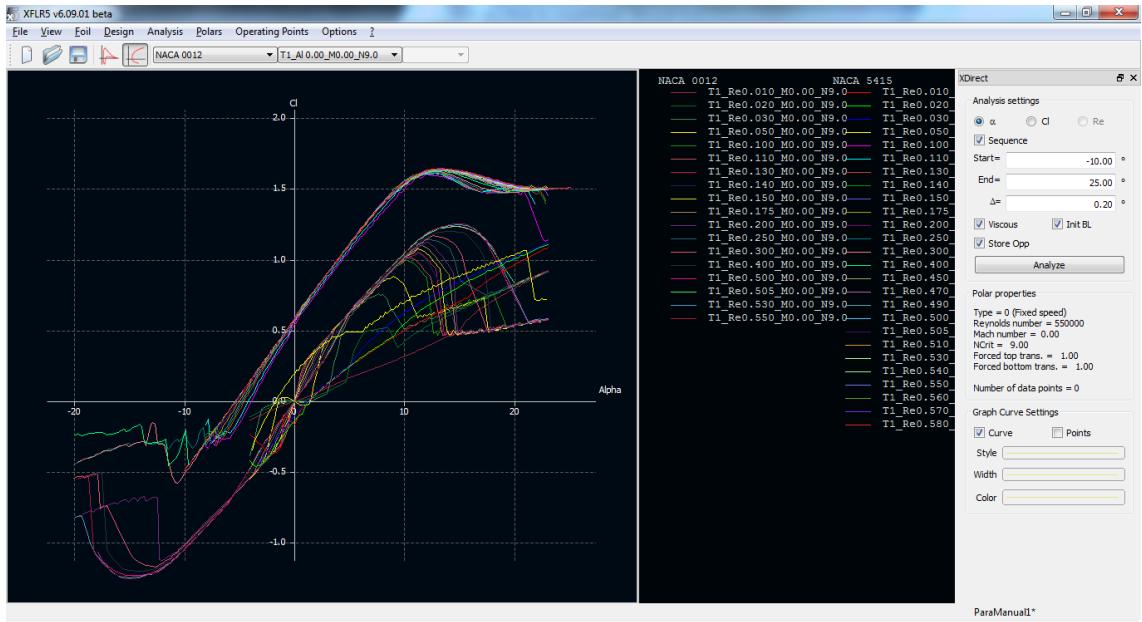


Figura 11 - Resultados del Batch Analysis para los dos perfiles

Se aprecia que arriba se activa el menú desplegable C para poder seleccionar las polares que se han realizado. Asimismo también se activa la zona B para poder manipular la polar seleccionada.

Si se pulsa con el botón derecho en cualquier punto de la gráfica, es posible realizar numerosas acciones con la polar que esté seleccionada en ese momento (exportarla, renombrarla, esconderla...). Una opción muy interesante es cambiar las variables que se muestran en la gráfica. Para ello en el listado se selecciona “Current Graph/Define Graph Settings”. Aparecerá el menú que se muestra en la figura 12, con dos columnas en las que se puede seleccionar distintas variables a mostrar en el eje de ordenadas y de abscisas (por ejemplo C_l vs α , C_l vs C_d , C_m vs α). En dicho menú también es posible modificar otros aspectos de la gráfica.

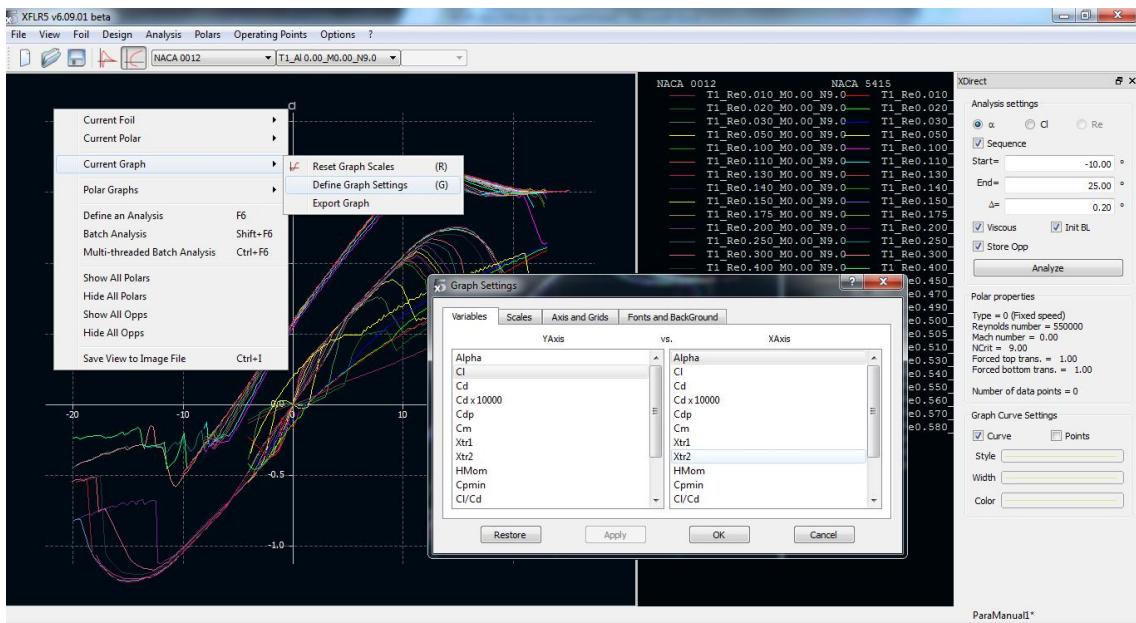


Figura 12 - Cambio de variables a representar

Asimismo, si en vez de expandir la pestaña “Current Graph” se hace lo propio con “Polar Graphs”, es posible:

1. Si se selecciona “All Polar Graphs” o “Two Polar Graphs”, se representan varias gráficas en la misma interfaz. Si alguna de ellas no es la representación que se desea, se puede pinchar con el botón derecho sobre la misma y hacer la operación explicada con “Current Graph”.
2. Si se selecciona cualquiera de las opciones (1)-(5), se representará únicamente la representación predefinida que corresponde.

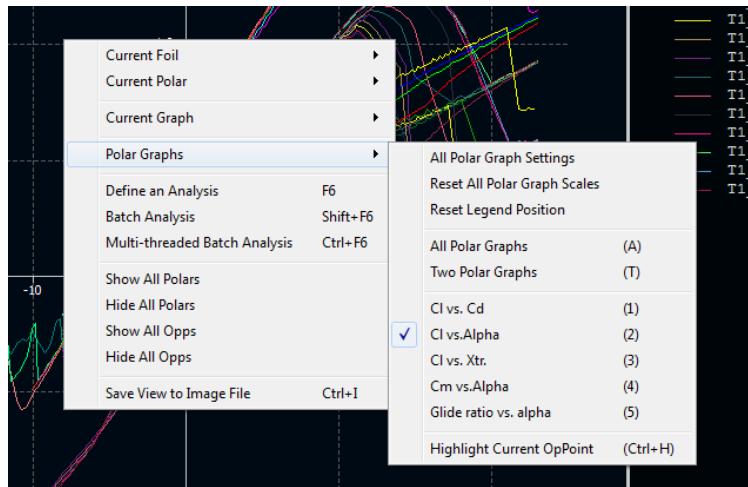


Figura 13 - Opciones de visualización

Por otro lado, cuando se mencionó la interfaz del menú principal de este módulo se citó el botón F para poder visualizar el coeficiente de presión en función de la coordenada adimensional del perfil. Pulsando dicho botón se llega a una gráfica, tal y como se muestra en la figura 14 en la que se analizará y representará cada

caso correspondiente a cada ángulo de ataque. En un menú desplegable situado en la parte superior aparecen los posibles ángulos de ataque que se pueden seleccionar.



Figura 14 - Distribución a lo largo del perfil

Una vez hechos los análisis de los perfiles es el momento de pasar a pasar a las tres dimensiones para realizar los análisis de las superficies y, finalmente, del avión completo.

3. Módulo “Wing and Plane Design”. Diseñando y analizando superficies.

Este apartado se va a dividir en varios apartados puesto que es posiblemente el que conlleva realizar más acciones distintas. La metodología seguida es:

- Trasladar la geometría del ala a XFLR5
- Analizar el ala
- Trasladar la geometría del avión a XFLR5
- Simular el avión.

Por tanto es evidente que antes de iniciar este paso se tenga una idea clara de cuáles son las distintas geometrías implicadas. Antes de pasar a detallar cada paso se va a realizar una introducción a la interfaz del menú principal del módulo. En la figura 15 se muestra una representación de la interfaz principal del menú.

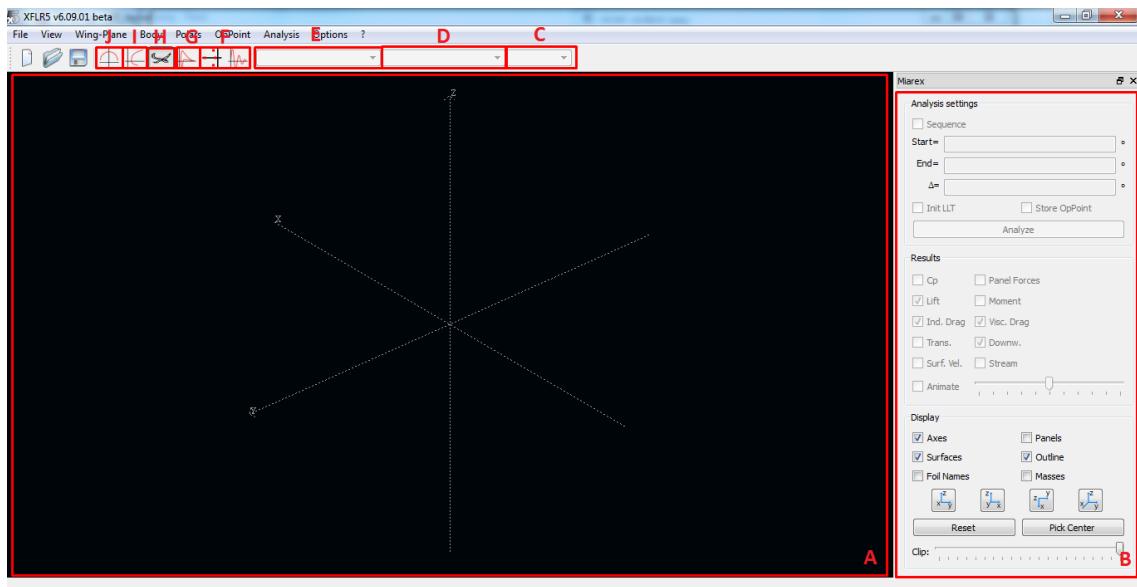


Figura 15 - Interfaz principal del menú Wing and Plane Design

Como se puede comprobar, se trata de una distribución muy parecida a la que se tiene para el análisis del perfil.

- **Zona A** → es la zona de visualización de resultados. En este caso es muy versátil y puede mostrar los resultados de distinta manera. Los botones F-J controlan el tipo de visualización como se verá posteriormente. Cabe destacar que se puede visualizar el diseño en tres dimensiones.
- **Zona B** → permite volver a realizar un barrido o ampliarlo si se desea. Asimismo, también permite modificar el aspecto gráfico de las curvas. En el tipo de visualización 3D, permite seleccionar entre distintas variables para mostrarlas superpuestas a la geometría del avión.
- **Botón desplegable C** → sirve para seleccionar, en el modo de visualización que lo requiera, el análisis para un ángulo de ataque determinado.
- **Botón desplegable D** → permite seleccionar una polar determinada para un perfil.
- **Botón desplegable E** → permite seleccionar un perfil de los que hayan sido analizados.
- **Botón F** → permite acceder a los módulos de análisis de estabilidad, los cuales no se explican aquí porque tienen limitaciones a tener en cuenta que han llevado a desechar su uso, pero podría ser interesante profundizar en su funcionamiento.
- **Botón G** → permite acceder a la representación del coeficiente de presión a lo largo de la cuerda del ala.
- **Botón H** → permite acceder al módulo principal de visualización en 3D.
- **Botón I** → permite acceder al módulo de análisis de resultados en el que se pueden enfrentar distintas variables.

- **Botón J** → permite acceder al módulo de análisis de resultados a lo largo de la envergadura.

Trasladar la geometría del ala a XFLR5

Para introducir un ala en XFLR5, se selecciona la opción “Define a New Wing” dentro del menú “Wing-Plane”. Aparece entonces una interfaz con un ala predefinida y estándar sobre la que se pueden realizar las modificaciones que se requieran. El ala se introduce dividiéndola en distintos estadios entre los que se colocan automáticamente secciones que concuerden con la geometría de ambos estadios. Los estadios pueden o no corresponder con cambios característicos de la geometría (quiebros, diedro...). En el ejemplo que se muestra posteriormente se clarificará el modo de introducir el ala.

En la figura 16 se muestra una imagen de la interfaz correspondiente y una breve explicación de las funciones usadas.

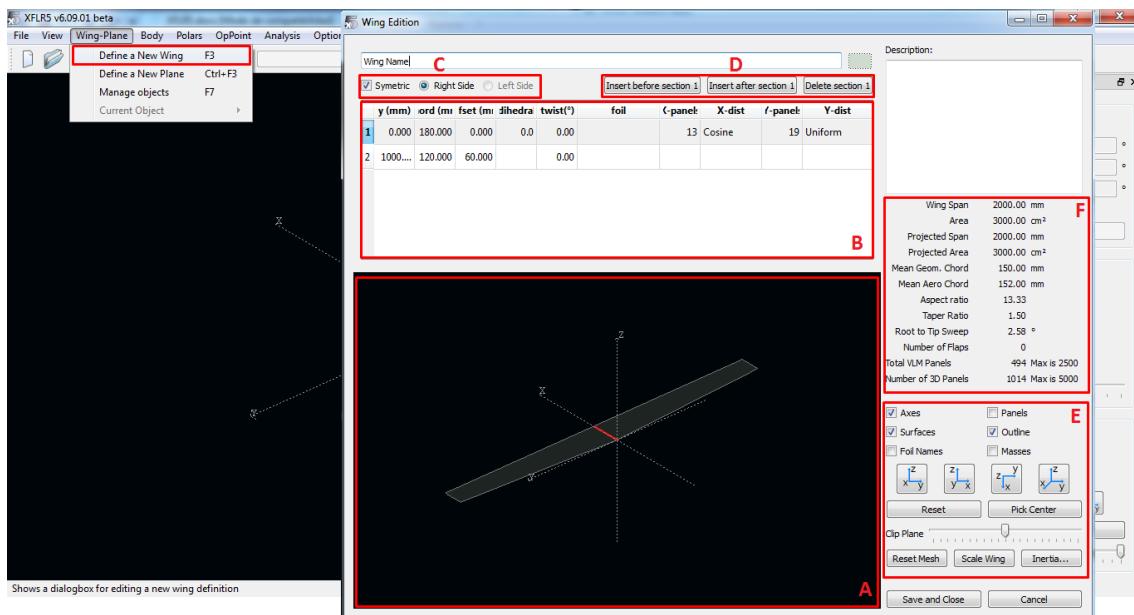


Figura 16 - Introducción de un ala

- **Zona A** → Área donde se muestra el ala definida en 3D.
- **Zona B** → Lugar donde se muestran y se pueden modificar todos los estadios introducidos y las propiedades correspondientes (posición respecto a la raíz, cuerda, número de paneles...). Hay que destacar que para definir la flecha hay que modificar la opción “offset”, la cual determina la distancia del borde de ataque al eje X. Un hecho ilustrativo es que al seleccionar un estadio, en la imagen en 3D aparece iluminada su posición correspondiente.
- **Zona C** → Determina si XFLR5 debe considerar si existe simetría alar o, por el contrario, hay que introducir la geometría para ambas alas.

- **Zona D** → Permite eliminar o introducir nuevos estadios antes o después de los seleccionados en la Zona A.
- **Zona E** → Permite realizar diversas operaciones sobre el perfil. La más útil es “Reset Mesh”, la cual permite al programa asignar un mallado básico acorde con la geometría introducida.
- **Zona F** → Permite obtener una visión resumida de las características principales del ala introducida.

Cuando se accede al menú “Wing Design” con motivo de diseñar una nueva ala, aparecerá una geometría que el programa introduce por defecto. Para modificar esa ala y obtener la geometría que se desea (en el ejemplo será un ala con quiebro y diedro), se siguen los siguientes pasos:

1. Lo primero es definir el estadio de la raíz y el de la punta del ala, para luego pasar a definir estadios intermedios.
2. Para ello, en la Zona B, se selecciona el estadio situado más cerca de la raíz (el situado más arriba). Cuando se seleccione, se iluminará la sección de la raíz del ala.

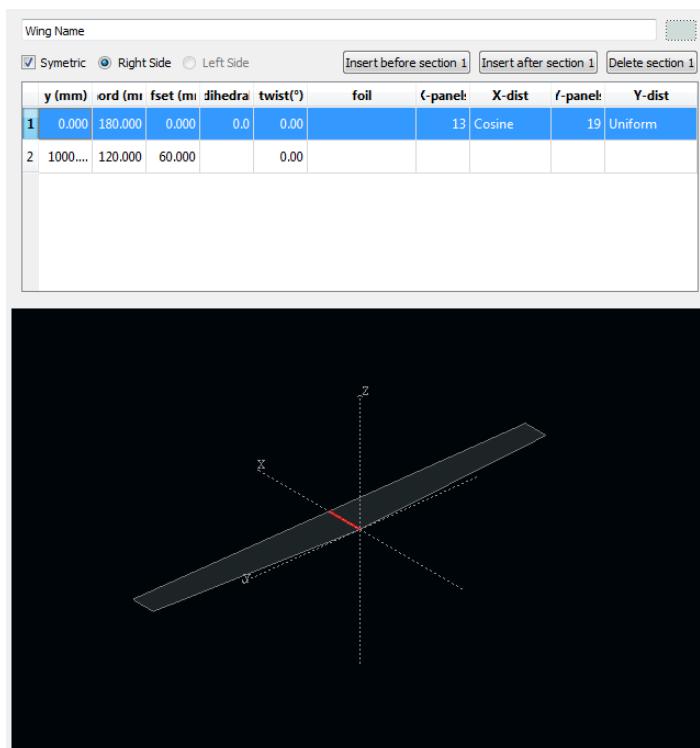


Figura 17 - Definición de un ala

3. Se modifican las características de la sección asignándole la cuerda, flecha, diedro, etc. que corresponda con nuestro diseño.
4. Se realiza lo mismo para el estadio situado en la punta.
5. Una vez definidos los extremos del ala, nos situamos en cualquiera de los dos extremos y pulsamos el botón “insert after/before section X” según

corresponda. Se introduce así el estadio central del ala, que por defecto tiene asignada unas características con las que se respeta la tendencia que posee previamente el ala.

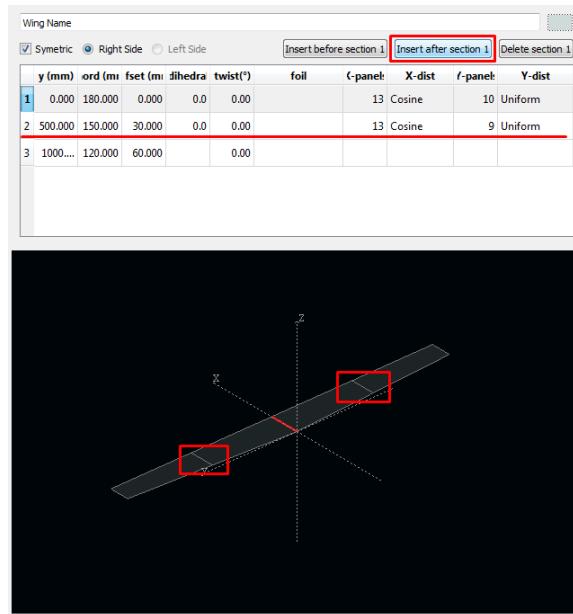


Figura 18 - Introducción de una nueva sección en el ala

6. Se le asigna al estadio central las dimensiones requeridas. En este caso al ser un quiebro se sitúa el estadio en la posición definida en el diseño y se le asigna la cuerda de la raíz.
7. Por último, mediante la columna “foil” se asigna a cada sección del ala el perfil que corresponda. La visión 3D se actualizará mostrando el perfil seleccionado.

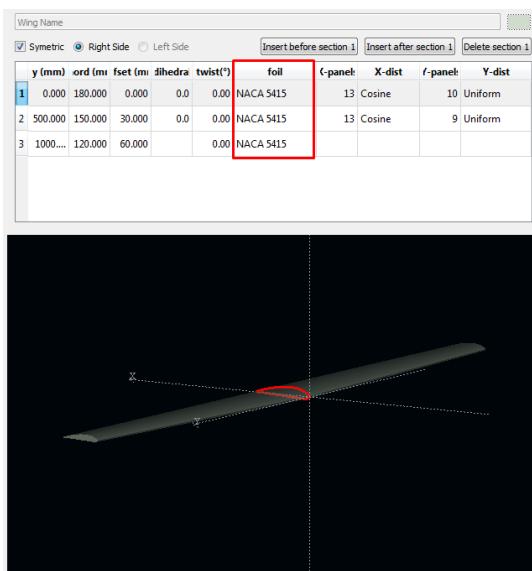


Figura 19 - Introducción de un perfil

8. Ya está definida el ala, pudiéndose comprobar en la parte de la derecha las distintas características geométricas para asegurar que se han introducido bien los datos.
9. Por último, salvo que se quiera realizar una distribución de paneles personalizada, se recomienda pulsar en el botón “Reset Mesh”.
10. Aceptar para salir del asistente.

Ahora, si está seleccionado el modo de visualización 3D (botón H en la figura 15), aparecerá el ala que acaba de ser definida. A la derecha se recomienda probar las distintas opciones de visualización posibles para familiarizarse con el programa.

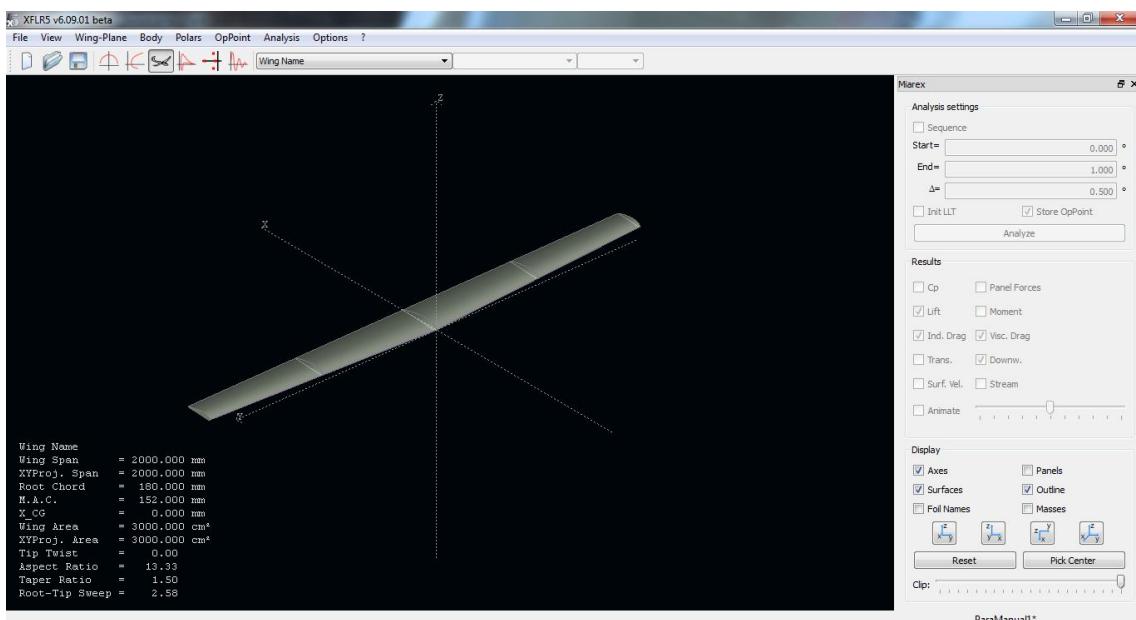


Figura 20 - Visualización 3D del ala

Una vez definida el ala, es el momento de pasar al siguiente punto.

Análisis del ala

Para realizar el análisis del ala, lo primero es entrar en el menú “Define an Analysis” desde el menú “Polars”. En la ventana que aparece han de definirse todas las condiciones del análisis. A continuación se muestra una imagen de la ventana para explicar brevemente cada función:

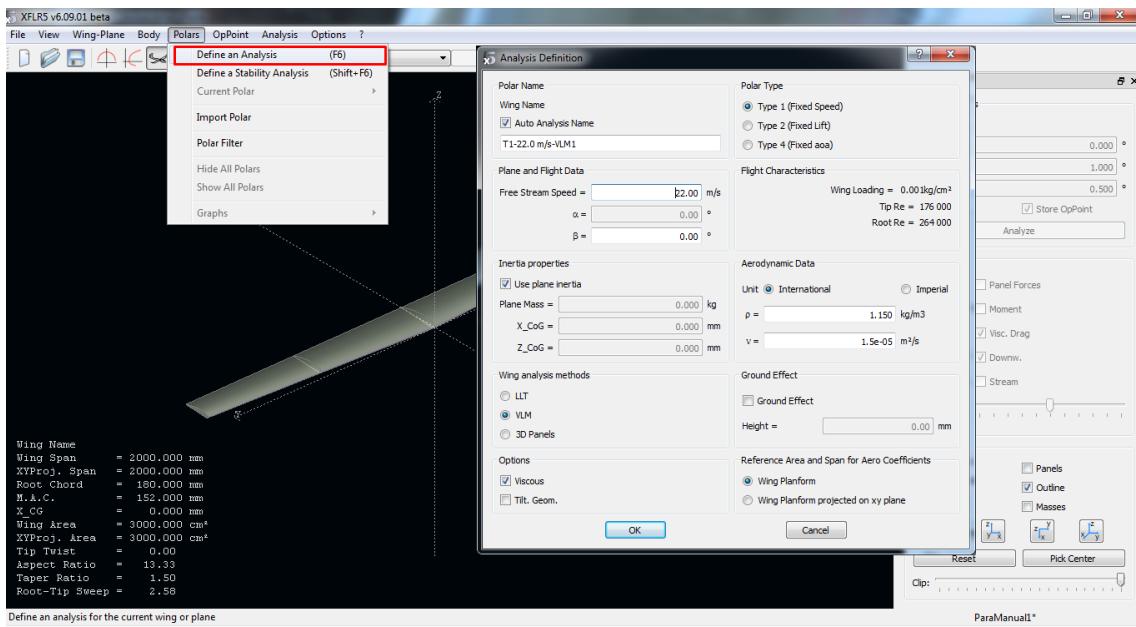


Figura 21 - Definición del análisis aerodinámico del ala

- **Polar Type** → Se selecciona el tipo de análisis que se desee. Type 1 corresponde a velocidad constante y será el que se estudie en este caso. Type 2 corresponde a sustentación constante y Type 4 a ángulo de ataque constante.
- **Plane and Flight Data** → Dependiendo del tipo de análisis que se elija, en él se introducen la velocidad de vuelo, el ángulo de ataque o de resbalamiento que poseerá el avión en todo momento.
- **Aerodynamic Data** → Define las condiciones de densidad y viscosidad del medio.
- **Inertia properties** → En él se define la masa del avión y la posición del centro de gravedad.
- **Wing analysis methods** → Permite elegir entre varios métodos aerodinámicos. En el presente caso se elige VLM (Vortex Lattice Method).
- **Options** → La casilla “Viscous” debe estar activa para que en la simulación se incluya las características viscosas halladas en el análisis del perfil en 2D.
- **Ground Effect** → permite introducir la influencia del efecto suelo, en su caso.

Se debe hacer incidencia en el último punto anterior: El análisis viscoso no puede ser realizado en el modelo 3D, por lo que el programa “toma” los resultados obtenidos con el análisis viscoso obtenido tras el análisis del perfil. Se trata de una aproximación sin base teórica ya que lo trata como si fueran cuestiones independientes, y se sabe que no es así. Con todo, se incluye puesto que no se pueden ignorar los efectos viscosos, y una aproximación así es mejor que nada.

Por tanto, tras definir el análisis, se pulsa OK volviéndose automáticamente a la visualización 3D anterior. Se puede notar como en el panel derecho se han activado las opciones superiores correspondientes al análisis. En él se definirá un barrido de una variable que dependerá del tipo de análisis definido anteriormente. En este caso concreto, se realizará un barrido del ángulo de ataque.

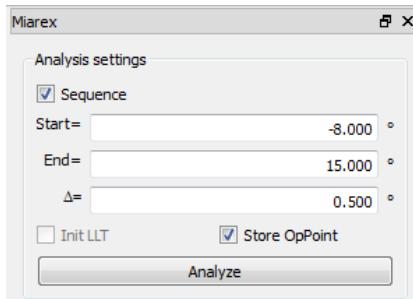


Figura 22 - Rango de análisis

Una vez definido el intervalo e incrementos deseados, se pulsa en el botón “Analyze”. Conviene tener activada la opción “Store OpPoint” por si se requiere tratar con los puntos de operación posteriormente.

Aparece una ventana que muestra la evolución del análisis. Cuando termine, se puede echar un vistazo al informe para encontrar si ha habido algún error durante el análisis. Al final del presente anexo se muestra el significado de algunos errores que pueden aparecer. Si se cierra la ventana y posteriormente quiere volver a verse el informe, simplemente hay que irse a la opción “View Log File” del menú “Analysis”.

Cuando el análisis termina, se vuelve a la visualización 3D, mostrando los resultados superpuestos. En el panel de la derecha se puede elegir la característica que se quiere mostrar. Asimismo, también es posible en dicho menú variar el ángulo de ataque de forma secuencial para comprobar cómo va variando la inclinación del ala y sus características. Si se desea mostrar únicamente los resultados de un ángulo de ataque determinado, arriba se habrá activado el menú desplegable correspondiente a los ángulos de ataque, por lo que no habrá más que seleccionar el que se deseé.

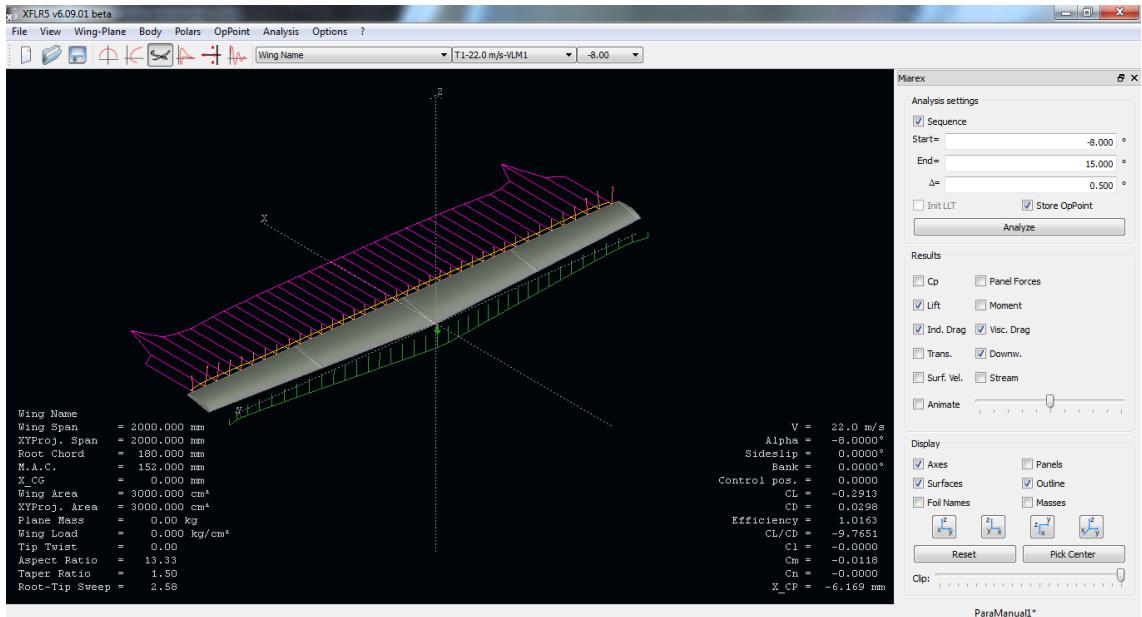


Figura 23 - Visualización de resultados en 3D

Por otro lado, mediante los botones de arriba a la izquierda se puede cambiar el tipo de visualización para poder estudiar las polares del ala completa. La filosofía es la misma que la que se introdujo anteriormente para el análisis del perfil. La única variación es que en este caso en el menú que aparece más a la izquierda, botón J, se visualizan distintas variables a lo largo de la envergadura en lugar de la cuerda.

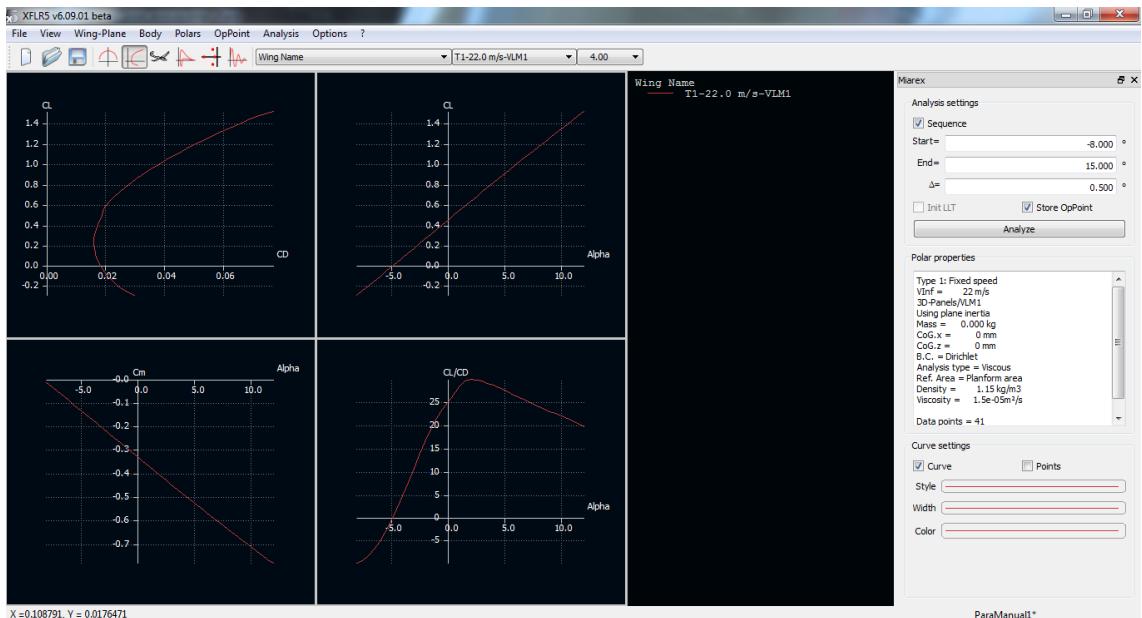


Figura 24 - Visualización de las polares del ala

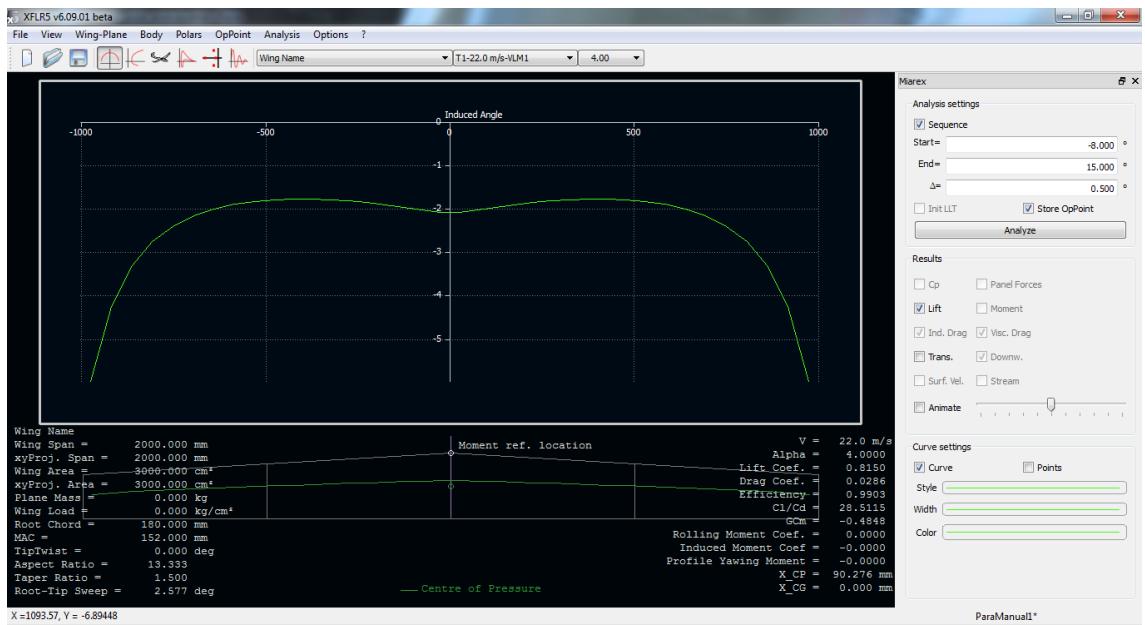


Figura 25 - Visualización de variables a lo largo de la envergadura

En este último caso, poder ver la distribución de sustentación a lo largo de la envergadura puede resultar interesante de cara a determinar la zona por la que el ala puede entrar en pérdida. En este tipo de visualización, en la que cada curva representa la variable para un ángulo de ataque, es posible mostrar superpuestas las curvas de cuantos ángulos de ataque se desee. Para ello, en el menú desplegable C de la figura se selecciona el ángulo de ataque cuya representación se quiere mostrar y en la sección “Curve settings” de abajo a la derecha se activa la casilla “Curve”. En caso de que solo se quiera mostrar la curva de un ángulo de ataque determinado, se selecciona dicho ángulo de ataque de la misma manera, se pulsa con el botón derecho en cualquier punto de la gráfica y se selecciona “Show current OpPoint Only”.

Introducción de la geometría de un avión

El objetivo ahora es realizar el análisis de todo el conjunto del avión montado. Para ello existe la opción “Define a New Plane” del menú “Wing-Plane”, que permite añadir y editar los componentes que llevará el avión. Esta opción y sus características se mostrarán y explicarán más adelante.

Primeramente se va a realizar el diseño del fuselaje. Para ello se accede al menú “Define a new body” del menú “Body”.

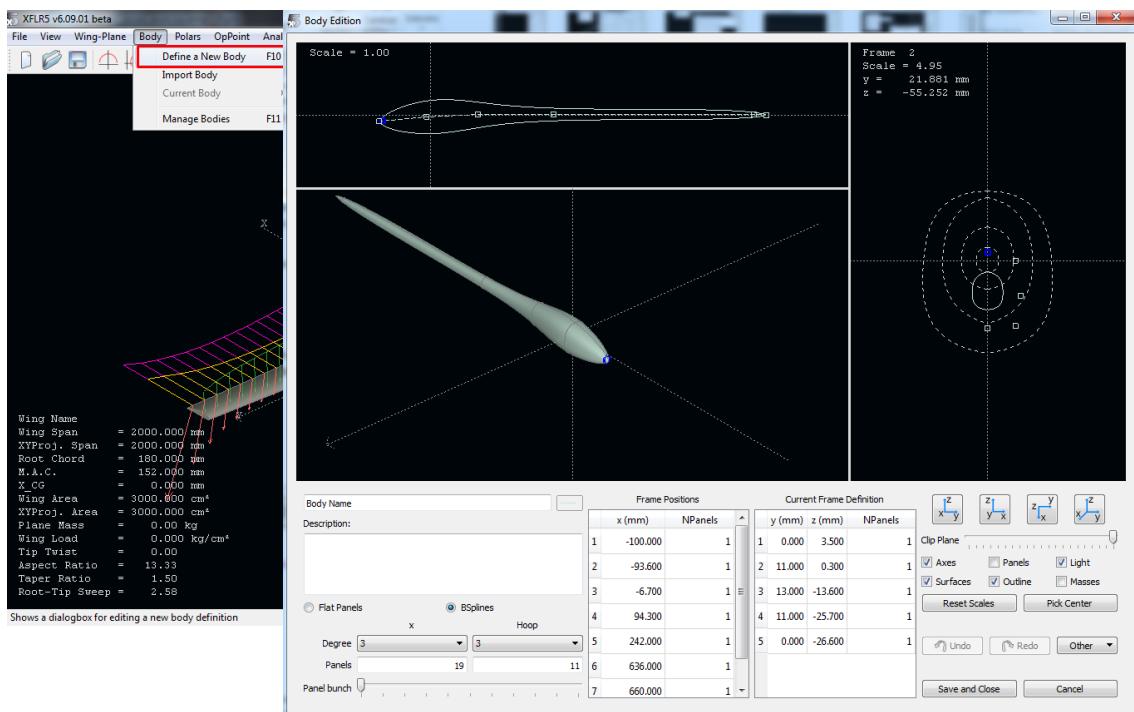


Figura 26 - Definición de la geometría del fuselaje

La filosofía de edición del cuerpo es el definir distintos estadios a lo largo del mismo “Frame Positions”, cada uno de los cuales poseerá una sección determinada por el usuario. El programa se encarga de adaptar la geometría del cuerpo completo a las secciones introducidas mediante elementos “splines” o “flat panels”. La sección de cada frame se define en la ventana de la derecha. Para esta explicación no se ha profundizado en la definición del fuselaje mediante el programa y queda pendiente realizar un estudio más detallado de este módulo.

Una vez se tiene el fuselaje, se procede a modelar el avión completo. Para ello hay que entrar en la opción “Define a New Plane” del menú “Wing-Plane”. Aparecerá entonces la ventana que se muestra en la figura 27, de la que se explican las opciones existentes seguidamente.

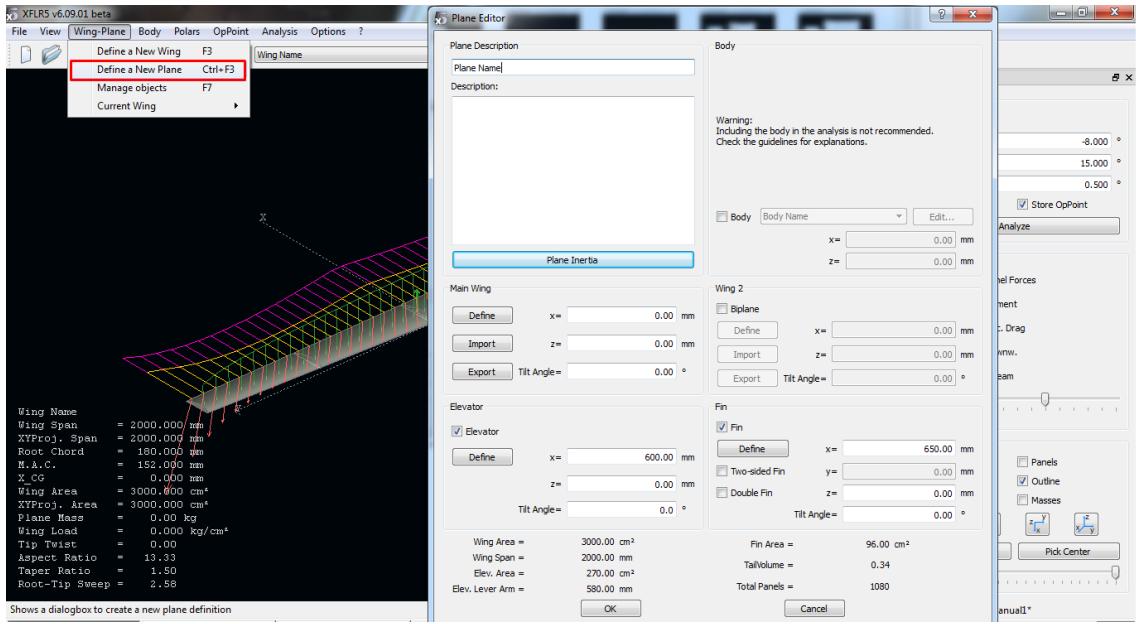


Figura 27 - Definición del avión

- **Zona “Main Wing”** → Ahí se introduce el ala de forma manual como se explicó anteriormente o importando una que ya ha sido creada. También se introduce su posición y, en su caso, la incidencia.
- **Zona “Body”** → Activando la pestaña “Body” puede seleccionarse, y en su caso editar, el cuerpo que ha sido introducido anteriormente.
- **Zona “Elevator”** → En él se introduce el estabilizador horizontal definiéndolo igual que el ala. También se introduce su posición e incidencia.
- **Zona “Fin”** → En él se introduce el estabilizador vertical definiéndolo igual que el ala y el horizontal. Se pueden escoger distintas opciones: vertical doble, simétrico y simple.
- **Zona inferior** → Ahí se muestra un resumen de las características geométricas del avión.

Una vez introducidos todos los datos, se pulsa OK y el avión aparecerá en el modo de visualización 3D, tal y como se aprecia en la figura 28.

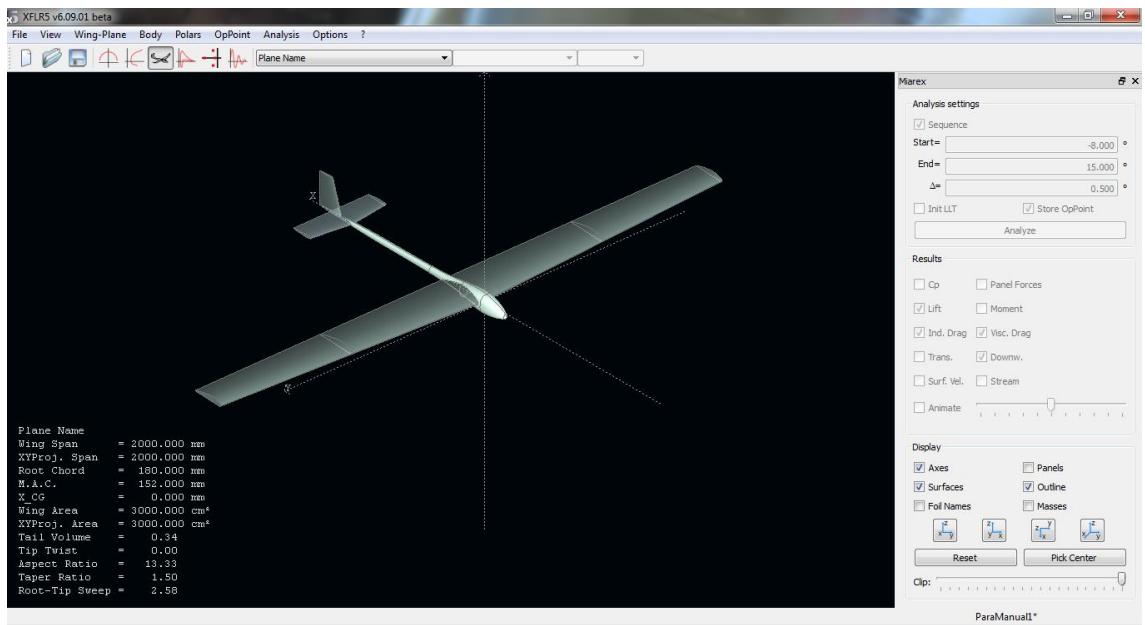


Figura 28 - Visualización del avión en 3D

En este caso no se ha detallado paso a paso la introducción de cada elemento, dado que tanto el horizontal y vertical han sido introducidos siguiendo el mismo procedimiento que para las alas y dejándolo todo por defecto, únicamente añadiendo el perfil NACA5415.

Análisis del avión

Para realizar el análisis del avión el procedimiento es el mismo que el que se siguió para el correspondiente a la superficie alar. Por tanto se accede al menú “Polar Analysis”, tras lo cual se muestra la ventana de la figura 29, muy parecida al caso del ala pero con ciertos cambios.

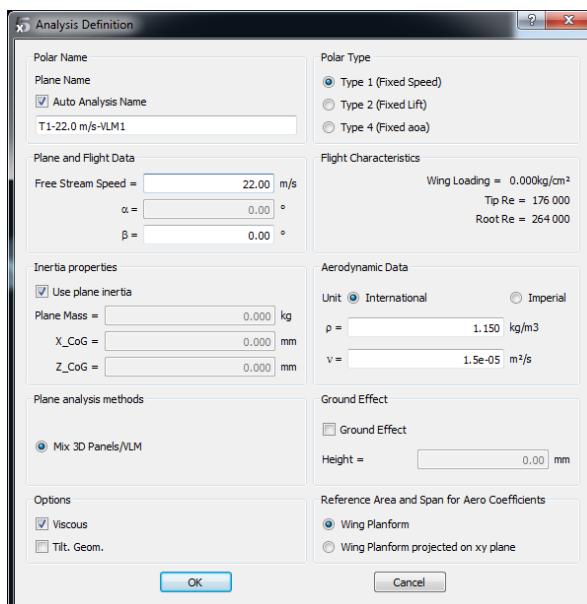


Figura 29 - Definición del análisis aerodinámico del avión

En este caso, se aprecia cómo han cambiado ligeramente las opciones puesto que ahora solamente se puede escoger el método VLM combinado con el 3D. Asimismo, habrá que colocar el centro de gravedad y el peso del avión completo.

Una vez definidas las características del análisis, se pulsa OK y se activa el menú de la derecha con el que se puede realizar el barrido. Por tanto el siguiente y último paso es definir dicho barrido y pulsar en “Analyze”.

Se abrirá entonces una ventana de seguimiento del análisis similar a la que apareció cuando se analizó el ala. En este caso se apreciará como el análisis es más lento y costoso debido al aumento de la complejidad del mismo.

Una vez terminado el análisis, se puede analizar el informe en busca del algún error que se haya producido durante la simulación. Tras pulsar aceptar, se podrá navegar por los resultados de igual manera que se introdujo para el ala.

Estudio del coeficiente de momentos.

Mención aparte va a realizarse de un tipo de análisis que se va a poner como ejemplo de las posibilidades que proporciona XFLR5. Se trata del estudio de C_M en función del ángulo de ataque α . Se sabe que, para tener un avión estable, entre otras cosas el valor de la pendiente de esa curva ($C_{M\alpha}$) debe ser negativo. Uno de los aspectos que más influyen en la evolución del coeficiente de momentos es la posición del centro de gravedad. Por tanto, y a modo de ejemplo, se realizan tres análisis con el centro de gravedad situado en distintos puntos que ponen de manifiesto la capacidad de interpretación y análisis que se puede obtener con este programa.

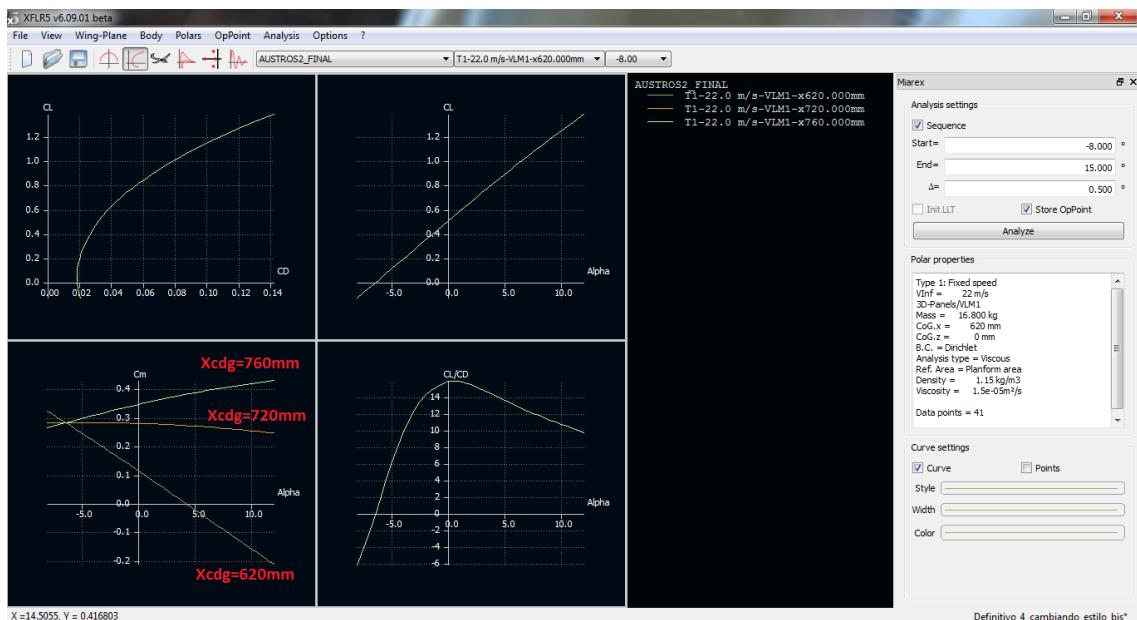


Figura 30 - Estudio del coeficiente de momentos

Hay que mencionar que las posiciones estables del centro de gravedad concuerdan de forma bastante aproximada con aquellas obtenidas mediante métodos teóricos.

4. POSIBLES ERRORES

A continuación se van a mencionar tres posibles errores que pueden aparecer a la hora de realizar el análisis.

1. Singularidad por la posición de los planos

Si se ha colocado el ala y el estabilizador horizontal en la misma posición vertical (coordenada “z”) aparecerá este mensaje al comienzo del análisis:

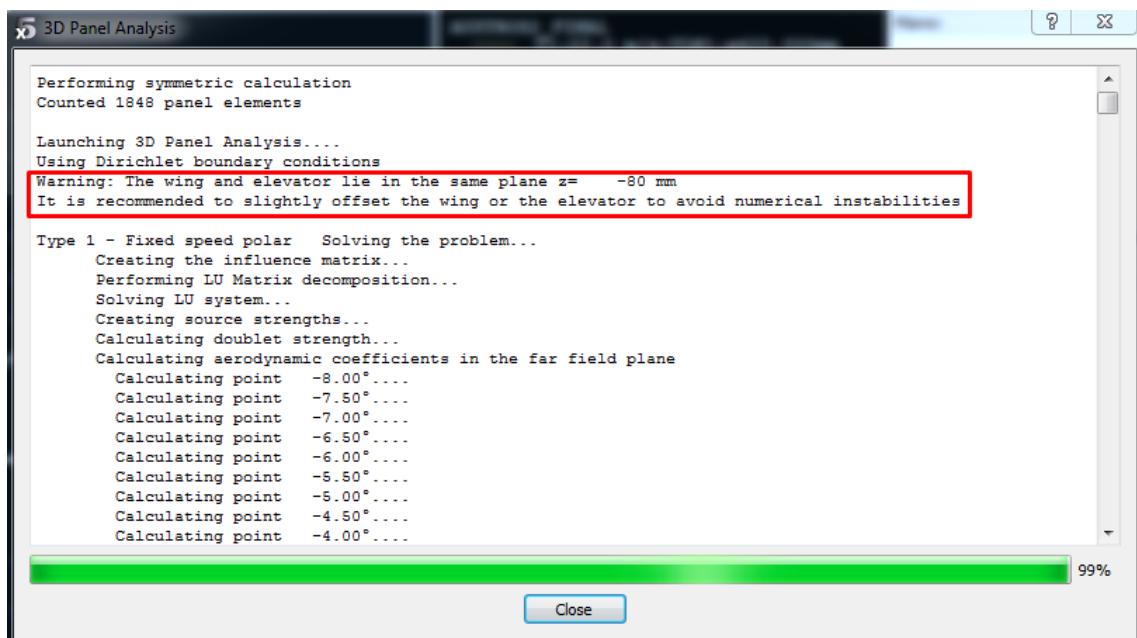


Figura 31 - Singularidad por la posición de los planos

Esto es así por las propias características del método numérico empleado. El análisis posiblemente se podrá llevar a cabo, pero las posibilidades de encontrar errores o que los resultados no sean fiables hacen que sea aconsejable separar levemente (milímetros) ambas posiciones verticales.

2. Outside the flight envelope

El error se manifiesta mediante un mensaje durante el análisis en 3D tal y como se muestra en la figura 32.

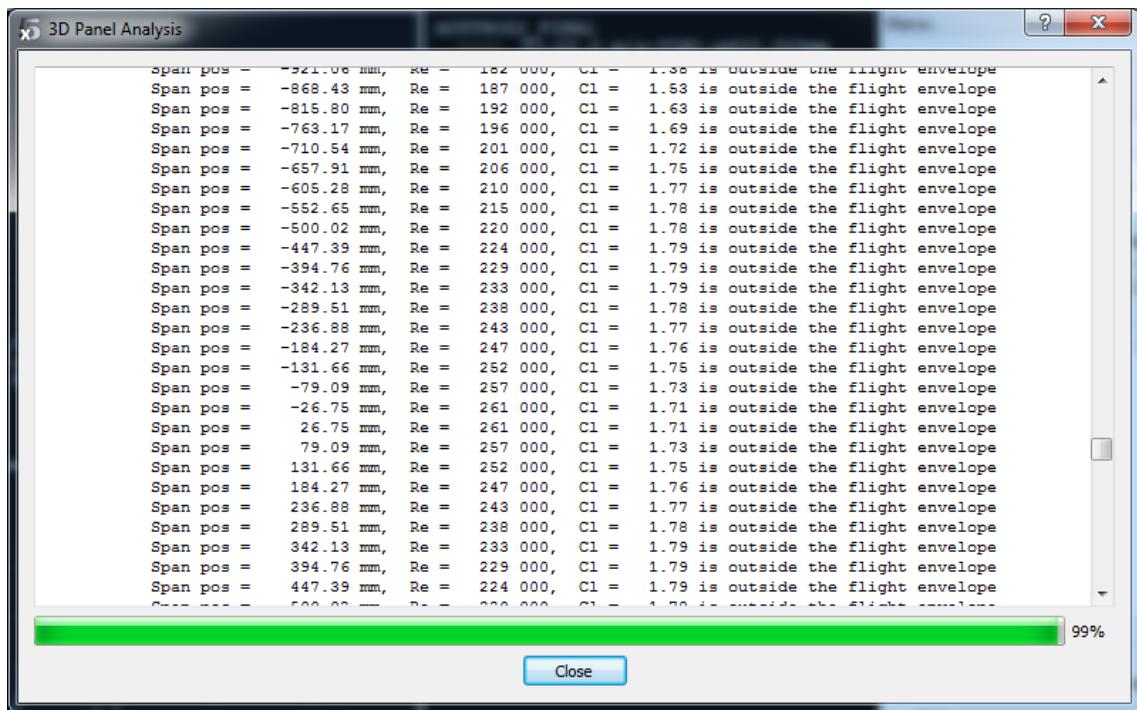


Figura 32 - Outside the flight envelope

Causa: Este error aparece porque se requieren los resultados en 2D para un número de Reynolds que no se puede interpolar con los análisis realizados. Es decir, todos los Reynolds requeridos en el análisis 3D deben estar contenidos entre dos polares para un Reynolds mayor y menor que el requerido. Evidentemente cuanto más fino sea el análisis de Reynolds, más preciso será el cálculo.

Solución: fijarse en el número de Reynolds al que se produce el error y anotarlo. Luego acceder al módulo de análisis del perfil y muy probablemente el Reynolds para el que se ha producido el fallo sea mayor (o menor) que el máximo (o mínimo) Reynolds que se haya simulado. Para subsanar el fallo simplemente habrá que extender la simulación en 2D para números de Reynolds mayores (o menores) que aquél para el que se ha producido el fallo.

3. Error de interpolación

El error se manifiesta mediante un mensaje durante el análisis en 3D tal y como se muestra en la figura 33.

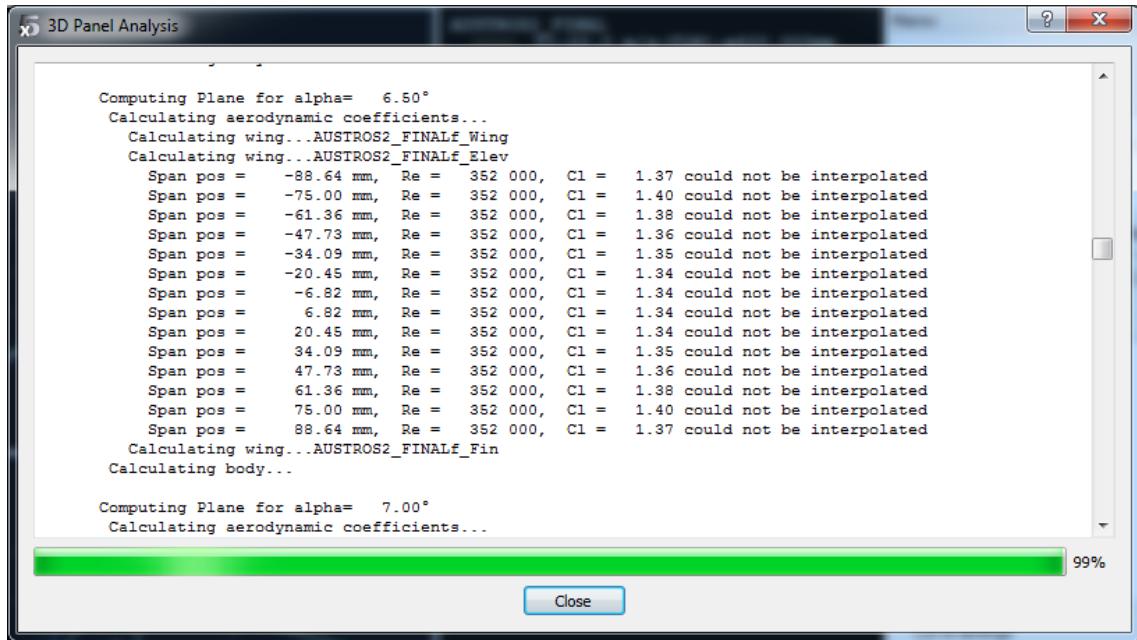


Figura 33 - Error de interpolación

Causa: en este caso sí se ha simulado en 2D para suficientes números de Reynolds, pero no puede interpolar porque es incapaz de encontrar determinados valores de C_l para dichos análisis. Existen dos posibles situaciones para que no lo encuentre:

- No se ha simulado un rango adecuado de ángulos de ataque como para que se contenga dicho C_l . Solución: extender la simulación de las polares del perfil a un número mayor de ángulos de ataque.
- Tras simular el perfil para un rango de ángulos de ataque suficiente, el C_l requerido no se alcanza. Puede ser que sea demasiado elevado y el perfil ya haya entrado en pérdida. Solución: no la tiene, el programa será incapaz de simular el ala o avión en 3D para ese ángulo de ataque. Se ha demostrado que este tipo de error es más crítico cuanto más cerca estén el plano de las alas y el plano del estabilizador horizontal.

Quedaría así terminado el estudio del diseño de un avión concreto. Los resultados obtenidos han de ser interpretados por el usuario. La filosofía de uso del programa debe ser la de saber lo que se va buscando y tener conocimientos para interpretar los resultados obtenidos. Para obtener más información y apoyo didáctico puede accederse a la página web oficial www.xflr5.com.

