



UNIVERSITAT
POLITÈCNICA
DE VALÈNCIA

Estudio paramétrico mediante CFD de la aerodinámica de un ala cerrada

Diciembre de 2018, Grado en Ingeniería Aeroespacial

Autor: Marcos Martínez Romá

Tutora: Xandra Margot

...dedicat a Antonio.

No podré fer mai justícia amb un text de com, em vas transmetre tot el que significa per a mi ara l'aviació. Ni de com em vas motivar per a començar aquesta carrera. Possiblement no estaria ací ara de no ser per les converses que teniem sobre avions.

No podré expressar com has sigut un referent per a mi. Voldria esforçar-me com tu t'has esforçat per estudiar el que volies. Voldria tindre la passió que tu has tingut per els avions. I voldria lluitar com tu has lluitat contra la enfermetat.

I no podré tampoc ensenyarte amb orgull aquest treball.

Pero si que podré dir, que este estudi aerodinàmic no haguera sigut possible sense tu, i que una xicoteta part teua está en cada coneixement que l'ha fet possible.

Gràcies per tot.

Agradecimientos

Als meus pares, açò és el resultat de tot el que heu fet i donat per mi desde fa ja 23 anys.

A la meua família.

A Xandra, por este año y medio, y por todo lo que me ha aportado este TFG.

A todos mis amigos que me han apoyado desde el principio en este duro trabajo. En especial a Cristian y a Ibernon, sin vuestro apoyo me habría sido imposible acabar este trabajo.

I persupost, a Mariona. Que malgrat tot, m'has donat el teu suport, has confiat en mi, i m'has donat les forces per a seguir avant quan no he pogut més. Recordaré aquest TFG amb carinyo perque has estat tu ahí fins al final.

Resumen

El documento presentado a continuación contiene un estudio detallado de la aerodinámica de una Joint Wing, que pretende establecer una tendencia para la variación de sus distintos coeficientes con la geometría del ala.

La idea surge de las ventajas que presenta este sistema alar en cuanto a resistencia, ya que la mayoría de estudios contemporáneos, se centran en el análisis estructural, siendo someros y complementarios los referentes a la aerodinámica.

Siguiendo recomendaciones de estudios anteriores, este trabajo persigue completar los conocimientos previos mediante el uso de un estudio CFD. Se plantearan distintos casos para un mismo modelo de ala, con variaciones en su posición y condición de vuelo.

El documento empieza con una introducción, donde se muestra la historia y teoría sobre las alas cerradas.

Tras ello, se explican los procedimientos realizados para configurar el cálculo. La estructura del estudio, la elección del modelo de ala, los distintos casos de calculo y la configuración del cálculo se contemplan aquí.

A continuación aparecen las conclusiones derivadas de los resultados.

Finalmente, se obtiene una síntesis de los resultados, en forma de variación de los parámetros aerodinámicos.

Abstract

The document shown below, contains a detailed study about the aerodynamics of a closed wing, this pretends to establish a tendency, that explains the variation of it's different coefficients with it's geometry..

This idea arises from the advantages this wing system provides in therms of drag. As most contemporary studies limit its range to an structural point of view, leaving the ones centered in aerodynamics as complementary information.

Following previous studies recommendations, this essay chases to complete previous knowledge by the means of CFD. Different cases will be proposed, varying it's possition and flight conditions.

The document begins with an introduction, where a brief historical and theoretical introduction about closed wings is made.

Next, the procedures of the calculation are explained. The structure of the study, the wing model election, so as the different calculation cases and configurations are contemplated here.

Coclusions about the results are showed after that.

Finally, a synthesis about the variations observed is made.

Resum

El document presentat a continuació mostra un estudi detallat de l'aerodinàmica de una Joint Wing, que preten establir una tendència per a la variació del seus diferents coeficients amb la geometria del ala.

La idea ix de les ventajades que presenta este sistema alar en quant a resistència, ja que la majoria de estudis contemporanis, es centren a l'anàlisi estructural, sent pobres els centrats en l'aerodinàmica.

Seguint recomanacions d'estudis previs, aquest treball busca completar els coneixements anteriors, mitjançant l'ús de CFD. Es plantejen diferents casos per a un mateix model d'ala, amb variacions de les posicions i les condicions de vol.

El document comença amb una introducció, on es veu la història i la teoria necessaries per entendre aquest tipus de ala.

Després, s'expliquen els procediments realitzats per a establir el càlcul. La estructura del estudi, la elecció del model del ala, els diferents casos de càlcul i la configuració es veuen ací.

A continuació apareixen les conclusions derivaes dels resultats.

Finalment s'establiran unes tendències a partir d'una síntesi dels resultats.

Marcos Martínez Romá
marmarro@upv.es

Índice general

Resumen	V
Índice general	XIII
1 Antecedentes	1
1.1 Motivación	1
1.2 Sistemas alares no planares	3
1.3 Conceptos teóricos	6
1.4 Aplicaciones actuales	10
1.5 Implicaciones en el trabajo	11
2 Objetivos	13
2.1 Objetivo general	13
2.2 Objetivos específicos.	13
3 Configuración cálculo 2D	15
3.1 Casos de cálculo 2D	15
3.2 Perfil	15

3.3	Posición y condición de vuelo	16
3.4	Malla	20
3.5	Setup	24
4	Resultados 2D	27
4.1	Variación con la posición horizontal	27
4.2	Variación con la posición vertical	42
4.3	Resumen de resultados 2D	57
5	Configuración cálculo 3D	59
5.1	Posición ala 3D	59
5.2	Malla	62
5.3	Setup	66
6	Resultados 3D	67
6.1	Caso de vuelo en crucero a Mach 0,8	68
6.2	Caso de vuelo en despegue	76
6.3	Resumen de resultados 3D	82
7	Conclusión	85
8	Presupuesto	89
	Bibliografía	91

Índice de figuras

1.1. Porcentajes de arrastre para distintos tipos de aeronaves: 1-Avión de transporte subsónico; 2-Transporte supersónico; 3-Jet ejecutivo; 4-Caza a velocidad subsónica; 5-Caza a velocidad supersónica; 6-Helicóptero civil. Causas del arrastre: L-Inducido; V-Viscoso; I-Interferencia; W-Onda; O-Otros. [Filippone 2000] .	2
1.2. Reducción de drag inducido según el tipo de ala. Kroo 2005 . . .	4
1.3. Ejemplo de sistemas alares cerrados, a la izquierda el concepto clásico de closed wing, a la derecha un ala anular.	5
1.4. Primer modelo real de Joint Wing, con Wolkovitch como piloto Schefter 1986.	6
1.5. Efecto de un winglet sobre el flujo de aire generado por la diferencia de presión entre intrados y extrados	7
1.6. Efecto de una ala cerrada sobre el vórtice	7
1.7. Efecto de la deflexión de flujo de un ala sobre otra.	8
1.8. Descomposición de la velocidad a causa de la flecha del ala. . .	9
3.1. Perfil NACA 2412, obtenido de la web Airfoiltools	16
3.2. Medidas de la zona de mallado	21

3.3. Vista general de la malla resultante	21
3.4. Zoom de la capa límite del mallado	22
4.1. Posiciones de las alas en los casos de estudio	27
4.2. Evolución del CL del ala inferior con la posición horizontal de las alas.	28
4.3. Evolución del CL del ala superior con la posición horizontal de las alas.	29
4.4. Distribución del coeficiente de presiones sobre las dos alas para el caso de vuelo a Mach 0,3 en posición B.	30
4.5. Distribución del campo de velocidades sobre las dos alas para el caso de vuelo a Mach 0,8 en posición B.	30
4.6. Distribución del contorno de velocidades sobre las dos alas para el caso de vuelo en despegue en posición A.	31
4.7. Distribución del contorno de velocidades sobre las dos alas para el caso de vuelo en despegue en posición C.	32
4.8. Evolución del CD del ala inferior con la posición horizontal de las alas.	33
4.9. Evolución del CD del ala superior con la posición horizontal de las alas.	33
4.10. Distribución del campo de velocidades sobre las dos alas para el caso de vuelo en Mach 0,3 en posición C.	34
4.11. Distribución del campo de velocidades sobre las dos alas para el caso de vuelo en despegue en posición C.	35
4.12. Distribución del campo de velocidades sobre las dos alas para el caso de vuelo a Mach 0,8 en posición B.	36
4.13. Evolución del CM del ala inferior con la posición horizontal de las alas.	37
4.14. Evolución del CM del ala superior con la posición horizontal de las alas.	38

4.15. Distribución del coeficiente de presiones sobre las dos alas para el caso de vuelo a Mach 0,3 en posición B.	38
4.16. Efecto de las zonas de baja presión sobre el CM del ala superior.	39
4.17. Efecto de las zonas de baja presión sobre el CM del ala inferior.	40
4.18. Distribución del coeficiente de presiones sobre las dos alas para el caso de vuelo a Mach 0,8 en posición B.	40
4.19. Efecto de las zonas de baja presión sobre el CM del ala superior.	41
4.20. Efecto de las zonas de baja presión sobre el CM del ala inferior.	42
4.21. Casos según la posición vertical	42
4.22. Evolución del CL del ala delantera con la posición vertical de las alas.	43
4.23. Evolución del CL del ala superior con la posición vertical de las alas.	44
4.24. Campo de velocidades del caso de despegue con el ala delantera por debajo.	45
4.25. Campo de velocidades del caso de despegue con el ala delantera por arriba.	46
4.26. Campo de velocidades del caso de despegue con ambas alas en el mismo plano.	47
4.27. Evolución del CD del ala delantera con la posición vertical de las alas.	48
4.28. Evolución del CD del ala superior con la posición vertical de las alas.	48
4.29. Campo de presiones del ala delantera para los casos A B y C.	49
4.30. Campo de velocidades en el caso de despegue cuando el ala superior se encuentra por detrás.	50
4.31. Campo de presiones en el caso de despegue cuando el ala superior se encuentra por detrás.	51

4.32. Influencia de la presencia de la primera ala sobre la segunda en vuelo a Mach 0,8 en el caso B.	52
4.33. Campos de presión sobre el ala trasera par Mach 0,8. Casos A, B y C de izquierda a derecha respectivamente.	53
4.34. Evolución del CM del ala delantera con la posición vertical de las alas.	54
4.35. Evolución del CM del ala superior con la posición vertical de las alas.	54
4.36. Contorno de velocidad en dirección Y para el caso de despegue con el ala trasera por debajo.	55
4.37. Contorno de velocidad en dirección Y para el caso de despegue con las alas en el mismo plano.	56
5.1. Concepto de Joint Wing, izquierda, y Ala Cerrada, derecha . . .	61
5.2. Modelo final 3D del ala.	62
5.3. Zona donde se refinara la malla.	62
5.4. Vista en planta de la zona de mallado.	63
5.5. Vista frontal de la zona de mallado.	63
5.6. Vista isométrica de la zona de mallado.	64
5.7. Datos de la malla 3d.	65
6.1. Vista de planta del ala. Posición de los planos sobre los cuales se observará los contornos de presiones y velocidades.	68
6.2. Contorno de presiones para una sección situada en el plano A, en vuelo a Mach 0,8.	69
6.3. Contorno de Mach, sobre el plano A, en vuelo a Mach 0,8. . . .	70
6.4. Contorno de presiones para una sección situada en el plano B, en vuelo a Mach 0,8.	71
6.5. Contorno de Mach, sobre el plano B, en vuelo a Mach 0,8. . . .	72

6.6. Contorno de presiones para una sección situada en el plano C, en vuelo a Mach 0,8.	73
6.7. Contorno de Mach, sobre el plano C, en vuelo a Mach 0,8.	74
6.8. Contorno de presiones, sobre la superficie del ala delantera, en vuelo a Mach 0,8.	75
6.9. Contorno de presiones, sobre la superficie del ala trasera, en vuelo a Mach 0,8.	76
6.10. Contorno de presiones para una sección situada en el plano A, en vuelo en despegue.	77
6.11. Contorno de velocidades para una sección situada en el plano A, en vuelo en despegue.	78
6.12. Contorno de presiones para una sección situada en el plano B, en vuelo en despegue.	79
6.13. Contorno de velocidades para una sección situada en el plano B, en vuelo en despegue.	79
6.14. Contorno de presiones para una sección situada en el plano C, en vuelo en despegue.	80
6.15. Contorno de velocidades para una sección situada en el plano C, en vuelo en despegue.	81
6.16. Contorno de velocidades para una sección situada en el plano C, en vuelo en a Mach 0,8.	82

Índice de tablas

3.1. Parámetros atmosféricos a ambas alturas	17
3.2. Parámetros de cada caso de cálculo	18
3.3. Parámetros de cada caso de cálculo	18
3.4. Posiciones de cada caso teórico	19
3.5. Análisis de la independencia de malla para el caso de crucero .	23
3.6. Mallas finales resultantes del análisis de independencia de malla	23
3.7. Condiciones de contorno para cada uno de los casos	25
5.1. Parámetros geométricos del ala en 3D	60
5.2. Datos de la malla 3D	65
8.1. Costes asociados a la búsqueda de información y al desarrollo de los modelos CAD	89
8.2. Costes asociados al proceso de mallado	89
8.3. Costes asociados al proceso de setup del cálculo	90
8.4. Costes asociados al postproceso y a la redacción del trabajo . .	90

8.5. Costes asociados al material utilizado para realizar el trabajo . 90

Capítulo 1

Antecedentes

1.1 Motivación

Actualmente, el uso prominente de combustibles fósiles presenta dos grandes problemas .

Por un lado, su escasez, estos recursos se clasifican en carbón, petróleo y gas. Se estima que cerca de 2052 se acabaran las reservas de petróleo, y cerca de 2088, el resto de recursos fósiles [Fernandez 2010]. Por otro lado las consecuencias climáticas, la expansión del efecto invernadero, es causada por la emisión de gases contaminantes por parte de los humanos.

Esto evidencia la incipiente necesidad de reducir el consumo de los combustibles fósiles. En la aviación, esto se puede conseguir desde distintos puntos de vista, uno es el de la planta propulsora, el otro es la aerodinámica, que es el campo que trata este texto. La fuerza aerodinámica que va ligada al consumo de combustible es el arrastre. Este esta compuesto por el arrastre de forma, el parásito y el inducido.

Será pues el objetivo de este trabajo reducir al mínimo el arrastre.

Como se puede observar en la figura 1.1, en los aviones convencionales, cobra gran importancia el arrastre inducido [Filippone 2000], este será explicado más adelante en la subsección 1.3.1.

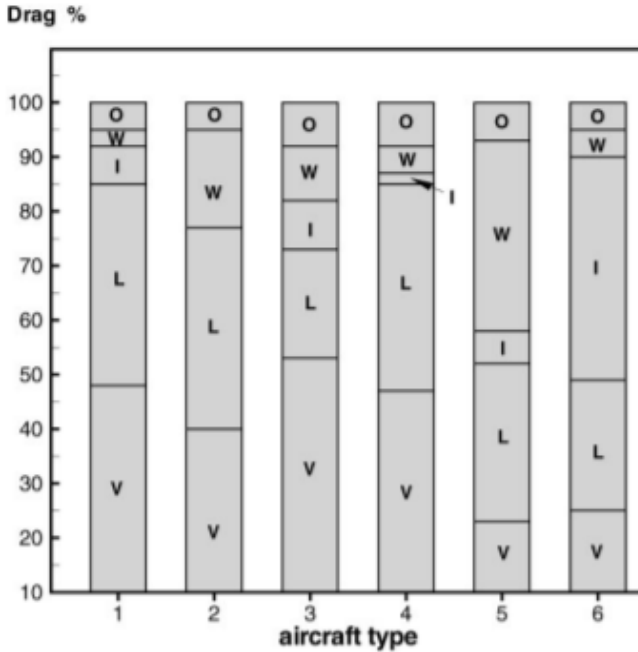


Figura 1.1: Porcentajes de arrastre para distintos tipos de aeronaves: 1-Avión de transporte subsónico; 2-Transporte supersónico; 3-Jet ejecutivo; 4-Caza a velocidad subsónica; 5-Caza a velocidad supersónica; 6-Helicóptero civil. Causas del arrastre: L-Inducido; V-Viscoso; I-Interferencia; W-Onda; O-Otros. [Filippone 2000]

Existen actualmente distintas propuestas para reducir la resistencia inducida, entre ellas se encuentra el uso de una configuración alar cerrada.

Una Closed Wing es un sistema no planar de dos alas situadas en tándem, ambas con diedros y flechas invertidas, que se encuentran unidas en sus extremos [Orquín 2010], esto se puede conseguir mediante un elemento de unión, o utilizando directamente la punta de ala. Existen muchas iteraciones de este concepto, dando lugar a numerosas configuraciones distintas.

1.2 Sistemas alares no planares

Cuando hablamos de un sistema alar es no planar, nos referimos a alas que no se pueden contener en un solo plano. Esta definición abarca desde biplanos, hasta alas con winglets. En el caso particular de este trabajo es relevante, pues incluye alas cerradas como las que se estudiarán posteriormente.

[Kroo, McMasters y C.Smith 1995] realiza un extenso análisis de este tipo de sistemas. Existen configuraciones no planares, que tienen la ventaja de ofrecer mayores reducciones de arrastre que otros sistemas alares con la misma envergadura y sustentación. Esto se consigue mediante elementos como winglets, que impiden la creación de torbellinos en punta de ala.

De acuerdo con [*Drag an introduction*], la resistencia inducida representa hasta el 40 % del total en crucero, y del 80 % al 90 % a bajas velocidades y altos ratios de ascenso. Contrariamente a lo que se puede intuir, pese a ser una pequeña porción del vuelo, la eficiencia en el despegue determina en gran medida el diseño general del aparato.

Cabe destacar, que estas mejoras, se podrían conseguir también aumentando el alargamiento del ala. Según [Kroo 2005] un aumento del 10 % de la envergadura conlleva una reducción del 17 % del arrastre, con el coste de un aumento del peso estructural, esto es una desventaja que no sufren los sistemas no planares. De hecho, estos sistemas tienen más interés en la estructura que en la aerodinámica, ya que pueden conseguir reducciones de la resistencia indirectamente a través de la mejora de eficiencia estructural (subsección 1.3.2). Hay un gran número de configuraciones no planares, en [Kroo 2005] se proponen 3 grupos generales:

1. Sistemas de múltiples alas: Que abarca aquellos compuestos por alas independientes, como biplanos o triplanos. Estos no disminuyen la resistencia inducida.
2. Dispositivos de punta de ala: Se trata de barreras que se sitúan en punta de ala, con el fin de evitar la comunicación entre intradós y extradós. De esta forma reduce el arrastre inducido.
3. Sistemas cerrados: Incluyen elementos de ambos grupos anteriores. Son dos alas, que se encuentran unidas mediante un dispositivo de punta de ala.

Este último grupo, es el que abarca este trabajo.

1.2.1 Sistemas cerrados

Cuando se habla de sistemas cerrados, se hace referencia a un sistema alar no planar, que forma con su ala un ciclo cerrado, teniendo cuatro encastres y sus puntas de ala unidas [Schiktanz 2011].

En cuanto a la nomenclatura, no hay consenso acerca de como llamar este tipo de alas. El término Joint Wing, agrega un matiz al diseño, y es que se utiliza el ala extra como refuerzo estructural [Jemitola y Fielding 2012], sin embargo a menudo la línea que separa este matiz de una Closed Wing convencional es difusa y por tanto se utilizarán ambos términos a lo largo del texto indistintamente, también se utilizará la traducción Ala cerrada o sistema cerrado.

Se puede observar en la figura 1.3, que se puede conseguir grandes reducciones de arrastre al utilizar sistemas cerrados.

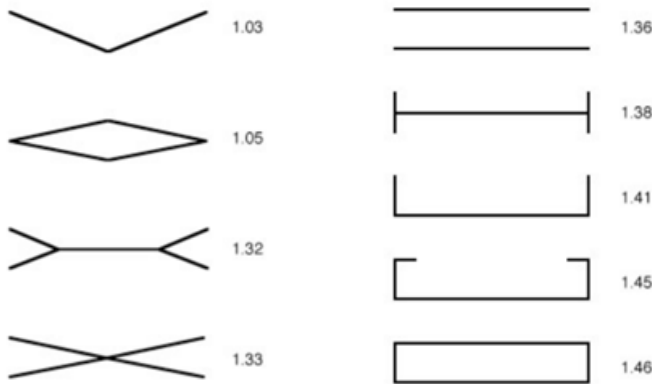


Figura 1.2: Reducción de drag inducido según el tipo de ala. Kroo 2005

Cabe destacar que similares resultados se pueden obtener mediante winglets. Sin embargo las Closed Wings ofrecerán otras ventajas que serán.

Las ventajas son las siguientes:

- Resistencia inducida mínima. (subsección 1.3.1)
- Baja resistencia transónica.
- Estructura más rígida sin necesidad de refuerzos estructurales. (subsección 1.3.2)

- Mayor estabilidad
- Mayor eficiencia frente a un avión convencional.

Todas estas ventajas se explican atendiendo a dos aspectos, la aerodinámica (subsección 1.3.1) y la estructura (subsección 1.3.2).

1.2.2 Historia

La primera referencia conocida de una Closed Wing data en 1906 con el Bleriot III, un modelo Francés creado por Louis Blériot y Gabriel Voisin, que disponía de dos alas cerradas en forma elíptica. Más tarde, en 1924, Ludwig Prandlt, publicó un artículo, en el que demostró que el sistema alar con menor drag inducido era la Box-Wing. En 1944, la compañía de diseño alemana Heinkel empezó a trabajar en el Lerche, un caza-interceptor con capacidad VTOL. En 1950, la compañía francesa SNECMA desarrolló el Coléoptère, que seguía la filosofía de ala anular del Lerche.

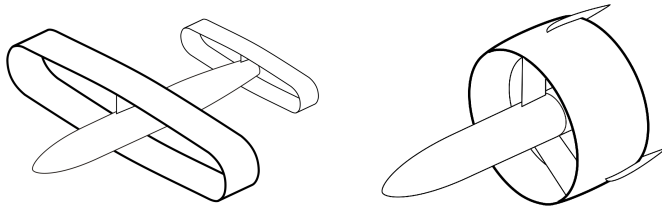


Figura 1.3: Ejemplo de sistemas alares cerrados, a la izquierda el concepto clásico de closed wing, a la derecha un ala anular.

Sin embargo fué Julian Wolkovitch en 1976, pionero en este tipo de configuración alar, el primero en patentar y exponer extensamente un modelo de Joint Wing como el que se estudia en este trabajo. Lo que le llevó a este concepto de avión, fue la seguridad y no la eficiencia aerodinámica, Wolkovitch, Schefter 1986, pretendía crear un ala-delta propulsada más segura que las coetáneas, por ello instaló una segunda ala que servía de refuerzo para la principal. En la [figura 1.4] se puede ver dicho modelo.

Se realizaron pruebas en túnel de viento y Wolkovitch propuso a la NASA reutilizar el fuselaje del AD-1 para realizar pruebas con una Joint Wing Schefter 1986, dando lugar al primer modelo ampliamente estudiado.



Figura 1.4: Primer modelo real de Joint Wing, con Wolkovitch como piloto Schefter 1986.

1.3 Conceptos teóricos

1.3.1 Aerodinámica

Distintos conceptos aerodinámicos se deben tener en cuenta para analizar un ala cerrada, como la resistencia inducida, la deflexión del flujo generada por las dos alas y la flecha del ala.

Resistencia inducida

La resistencia inducida, es un fenómeno aerodinámico que aparece en una ala al tratarse de un elemento tridimensional [Anderson 2001]. La diferencia de presiones entre el intradós y el extradós, genera un flujo de aire entre ambos, que desencadena un vórtice en punta de ala. Este genera unas zonas de baja presión, que aumentan el arrastre sobre el ala.

La solución actualmente utilizada para reducir la resistencia inducida, consiste en interponer una barrera al flujo, como un winglet o un sharklet, reduciendo considerablemente el tamaño del vórtice.

En una Closed Wing, este paso está totalmente cerrado, anulando este flujo, y obteniendo una resistencia inducida mínima.

La reducción de este arrastre es la mayor ventaja a nivel aerodinámico de las Joint Wing.



Figura 1.5: Efecto de un winglet sobre el flujo de aire generado por la diferencia de presión entre intrados y extrados

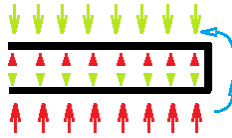


Figura 1.6: Efecto de una ala cerrada sobre el vórtice

Pese a eliminar los torbellinos de punta de ala, no se elimina la perturbación generada por el borde de salida, esta continuará generando una alfombra de torbellinos que se enrollarán y generarán resistencia inducida, por tanto no la anulará totalmente.

Deflexión de flujo

La desviación de la corriente, o downwash, hace referencia al aumento de ángulo de ataque que sufre un ala a causa de la circulación que genera sobre sí misma [Anderson 2001].

Se genera una circulación sobre el ala, que genera una línea de velocidades sobre el borde de fuga del ala, este deflcta la velocidad, provocando un aumento de ángulo de ataque. Además esta deflexión afecta al campo fluido situado tras el ala, afectando a otra ala que se situe detrás.

El segundo perfil, ve un aumento del ángulo de ataque, aumentando su sustentación y el arrastre, esto es un fenómeno dinámico que varía con la actitud de vuelo, y por tanto es importante en el contexto de una Joint Wing.

La circulación Γ generada en el perfil y por tanto transmitida al siguiente es según Kutta:

$$\Gamma = \frac{L}{\rho V_\infty}$$

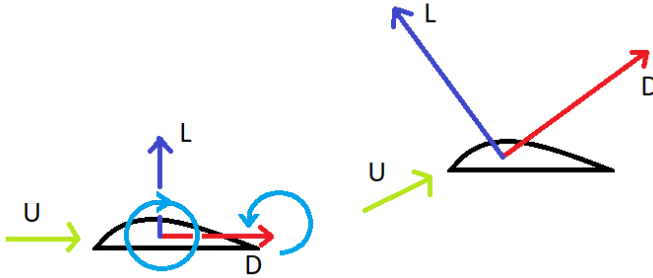


Figura 1.7: Efecto de la deflexión de flujo de un ala sobre otra.

Mediante la circulación podemos definir la función corriente:

$$\psi = \frac{\Gamma}{2\pi}$$

Siendo r la distancia al punto modificado. Y a partir de esta las componentes de la velocidad del flujo afectado:

$$v_x = \frac{\delta\psi}{\delta y} \quad v_y = \frac{\delta\psi}{\delta x}$$

Efecto de la flecha

En un ala 3D, se puede incluir flecha en la geometría. Esto se logra inclinando el ala respecto al eje vertical del avión.

El efecto de esto es una reducción de la velocidad efectiva que observa el perfil. Por tanto, aumenta la velocidad máxima que puede alcanzar el avión, antes de que aparezcan condiciones transónicas sobre el perfil.

En la figura 1.8, se observa como se descompone la velocidad sobre los ejes perpendicular y paralelo a la envergadura del ala.

La velocidad efectiva que observa el perfil se determina mediante el coseno del ángulo de flecha.

$$u_x = U * \cos(\alpha)$$

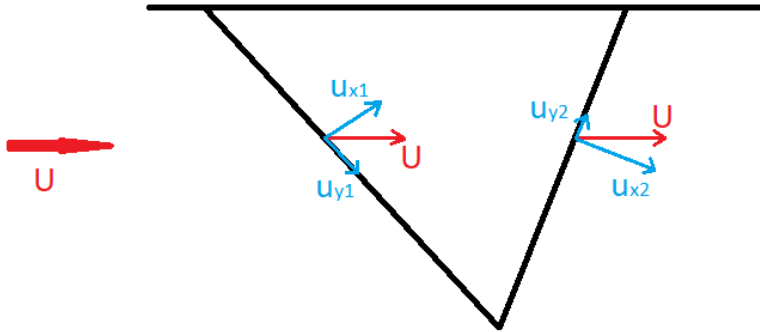


Figura 1.8: Descomposición de la velocidad a causa de la flecha del ala.

1.3.2 Estructura

Como se ha visto, se pueden conseguir reducciones de drag similares a las de un ala cerrada mediante elementos de punta de ala [FAA 2010]. La principal diferencia de un ala cerrada con estos elementos, radica en la estructura. Mientras que con un sistema de punta de ala se aumenta la carga en el extremo del ala, con un sistema cerrado se puede utilizar un elemento aerodinámico como refuerzo [Dreibelbis y Barth 2001] estructural.

Esto conlleva ventajas aerodinámicas indirectamente, ya que se puede aumentar el alargamiento del ala sin sacrificar en peso puramente estructural, ya que el refuerzo que la sostiene es otra ala. Este aumento del alargamiento, mejora la eficiencia aerodinámica del ala.

[B. Dreibelbis y J. Barth] realizaron un estudio infinitesimal, en el cual concluyen que el aumento de resistencia estructural de un ala aumenta considerablemente al añadir una segunda ala no planar como refuerzo.

1.4 Aplicaciones actuales

Son varias las aplicaciones de un sistema cerrado [Zafirov 2014]. Por un lado, al disponer de mayor superficie aerodinámica para una envergadura dada, se pueden conseguir menores tamaños, por tanto es una buena opción para grandes aviones comerciales, que como el A380, no puede acceder a la mayoría de sobres debido a su tamaño. Por otro lado, el mayor tamaño de las alas permite colocar más pilones bajo estas, aumentando la cantidad de armamento que puede llevar con una baja envergadura, esto hace que sea una configuración indicada para aviones de ataque a tierra embarcados. Además, se ha estudiado la posibilidad de utilizarlo en un vehículo no tripulado de reconocimiento [Campos 2011], con una distribución de sensores tal que tenga un campo de visión de 360 grados.

1.4.1 Patentes

- U.S. Pat. No. 4,090,681 de Zimmer propone un ala cerrada, de vista frontal, con las dos alas con flecha positiva, con el ala trasera por debajo de la delantera.
- U.S. Pat. No. 3,981,460 de Ratony propone por fin un ala con forma de diamante, con flecha positiva y negativa, pero no utiliza la cola para soportar el encastramiento del ala trasera.
- U.S. Pat. No. 1,836,896 de Brown propone 3 alas, situadas con forma de trípode, las alas de los extremos son coplanarias y de dihedro nulo, mientras que la central tiene su encastramiento por encima del resto, y se une a las demás mediante un gran ángulo de dihedro.
- U.S. Pat. No. 3,834,654 de Miranda propone un ala delantera con flecha normal, y otra trasera superior con flecha invertida, ambas conectadas mediante un elemento vertical en la punta, formando una caja o boxplane.
- U.S. Pat. No. 2,576,294 de Geraci, propone un boxwing, pero en este caso con los elementos de unión curvos.
- British Pat. No. 508,022 de Warren y Young, propone un ala trasera superior con flecha invertida y una delantera inferior, no utiliza el estabilizador como apoyo.

- U.S. Pat. No. 4,053,125 de Ratony, propone que el ala delantera, no tenga dihedro, mientras que la trasera sí, no utiliza el estabilizador vertical como apoyo.
- French Pat. No. 42,428 de Hausson, ambas alas tienen dihedro, positivo y negativo para las alas trasera y delantera respectivamente, uniéndose estas en su punta.

Actualmente, existen distintos prototipos que utilizan este tipo de configuración alar. Lockheed, diseñó el Box-Plane, que consigue una reducción óptima del arrastre inducido junto con un razonable rendimiento a altas velocidades. También estudió un modelo de ala cerrada, y lo presentó al “Environmentally Responsible Aviation Project”. Existe además el IDINTOS (IDrovolante INnovativo TOScano) un proyecto de investigación creado en 2011, que busca crear un avión anfibio con ala cerrada.

1.5 Implicaciones en el trabajo

Los aviones con configuración cerrada tienen ventajas sobre los convencionales, tanto estructurales como aerodinámicas. La gran flexibilidad de diseño de este tipo de aviones, hace necesario acotar este, por tanto se pretende con este estudio obtener unas tendencias de cómo evoluciona la aerodinámica con la geometría de una Closed Wing, que sirva en futuros trabajos como guía de diseño.

Capítulo 2

Objetivos

2.1 Objetivo general

Realizar un estudio paramétrico mediante CFD de distintas configuraciones de Closed Wing, mediante el programa ANSYS Fluent. Con ello se busca rellenar el hueco que hay en conocimientos aerodinámicos de las alas cerradas.

2.2 Objetivos específicos

- Configurar un cálculo CFD mediante ANSYS
- Determinar geometrías de referencia, prácticas para un caso real y teóricas para observar las tendencias .
- Realizar un estudio 2D sobre la influencia de la posición de los encastrados en la aerodinámica general.
- Ampliar el estudio a 3D en los casos de mayor importancia.

Configuración cálculo 2D

3.1 Casos de cálculo 2D

Para la elección de los casos de cálculo habrá que tener en cuenta dos consideraciones, el perfil y la posición. Dado que el estudio intenta obtener resultados prácticos y aplicables en el diseño de una Closed Wing, para determinar los casos, se utilizara como referencia un diseño real de un avión de este tipo, para eso se tomará como referencia el avión diseñado en “Diseño de un Bussines Jet con Joint Wing” de [Orquín 2010].

3.2 Perfil

Puesto que se pretende obtener unos resultados representativos para aviones comunes, se utilizará un perfil que también lo sea. El NACA2412 es un perfil con la curvatura máxima de un 20 % de la cuerda, situada al 40 % del borde de ataque, con un espesor máximo del 12 %, Saxena y Kumar 2015. Este perfil se ha utilizado ampliamente en aviones no planares como el BT-120, el Petrel, el CA-1 o el I-15 entre otros, además también aparece en aviones de uso común como el Cessna-152 y otros que vuelan a mayores velocidades y de un tamaño

mayor como el P4M Mercator, [Airfoil technology]. En conclusión este será un perfil aconsejable para el cálculo.

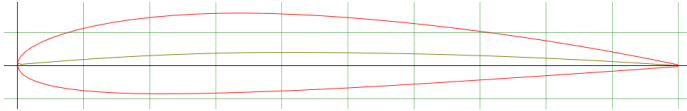


Figura 3.1: Perfil NACA 2412, obtenido de la web Airfoiltools

Se obtienen las coordenadas mediante la web Airfoiltools, definiendo una cuerda en el encastre de 2m de acuerdo con el avión de referencia.

3.3 Posición y condición de vuelo

3.3.1 Caso real

Posición

La definición de las posiciones es una cuestión compleja debido a la flexibilidad que tiene el diseño de una ala cerrada, por tanto será necesario acotar los parámetros geométricos a variar en:

- La separación vertical de los perfiles:
 - $\Delta h = 2,3m$ que simula un encastre trasero sobre la parte superior del fuselaje.
 - $\Delta h = 4,8m$ que simula un encastre trasero sobre la punta del estabilizador vertical.
- La separación horizontal de los perfiles:
 - $\Delta x = 10,3m$ con lo que se consigue una flecha delantera y trasera de 29 y 24 grados respectivamente.
 - $\Delta x = 13,9m$ con lo que se consiguen unas flechas de 45 y 29 grados.
 - $\Delta x = 18,4m$ con lo que se consigue unas flechas de 60 y 45 grados.

Condición

Estas 6 posibilidades se aplican a 2 condiciones de vuelo distintas, despegue y crucero:

- La velocidad:
 - Despegue: $V = 45 \frac{m}{s}$
 - Crucero: $M = 0,8 (V = 258 \frac{m}{s})$
- El ángulo de ataque
 - Despegue: $\alpha = 8^\circ$
 - Crucero: $\alpha = 0^\circ$
- La altura
 - Despegue: *Condiciones a nivel del mar*
 - Crucero: $h = 9000m$

Con los parámetros atmosféricos que correspondan a nivel del mar y 9000m de altura, que son:

Parámetros		
Nombre	0m	9000m
T(K)	288,15	229,7
p(Pa)	101325	30800
ρ/ρ_0	1	0,3813
c(m/s)	340,3	303,8

Tabla 3.1: Parámetros atmosféricos a ambas alturas

Donde la densidad a nivel del mar es $\rho_0 = 1,225 \frac{kg}{m^3}$.

En la figura 3.2 se resumen los 12 casos de cálculo.

Casos			
Nº	Y	X	Condición
1	2,3	10,272	Crucero
2	2,3	13,98	Crucero
3	2,3	18,4	Crucero
5	4,87	10,272	Crucero
4	4,87	13,98	Crucero
6	4,87	18,4	Crucero
7	2,3	10,272	Despegue
8	2,3	13,98	Despegue
9	2,3	18,4	Despegue
10	4,87	10,272	Despegue
11	4,87	13,98	Despegue
12	4,87	18,4	Despegue

Tabla 3.2: Parámetros de cada caso de cálculo

En la figura 3.3 se muestran los resultados obtenidos para estas posiciones.

Caso	Resultados			
	Ala 1		Ala 2	
Nº	CL	CD	CL	CD
1	0,53769	0,062896	0,50778	0,066332
2	0,51653	0,063668	0,50513	0,063668
3	0,53145	0,065436	0,51068	0,065969
5	0,52399	0,064552	0,50791	0,064819
4	0,54298	0,064958	0,49699	0,066184
6	0,54034	0,063927	0,50239	0,066258
7	0,67324	0,016326	0,59636	0,018811
8	0,68321	0,015432	0,59211	0,017431
9	0,67823	0,015879	0,59424	0,018121
10	0,66432	0,017321	0,58433	0,018221
11	0,67377	0,016377	0,58822	0,017826
12	0,66435	0,017122	0,57212	0,018743

Tabla 3.3: Parámetros de cada caso de cálculo

Como se observa, las variaciones son muy pequeñas. De esta forma no es posible obtener conclusiones. Por ello se han optado por unas posiciones, que sin ser forzosamente realistas, aportan mayor información. Estas serán los casos teóricos.

3.3.2 Caso teórico

Estas posiciones, se escogen intencionadamente, de forma que muestren información acerca de la variación de la aerodinámica.

Posición

Son 4 posiciones: Situando las alas coplanarias, en forma de biplano, con el ala superior por delante de la inferior y con la inferior por delante. Además para cada caso hay dos versiones, la segunda con las alas más separadas, quedando un total de 8 casos.

Se resumen en la figura 3.4 los 8 casos teóricos de cálculo.

Casos			
Nº	Nombre	Y	X
13	Alas coplanares	0	5
13b	Alas coplanares 2	0	8
14	Inferior delante	2	5
14b	Inferior delante 2	5	5
15	Biplano	2	0
15b	Biplano 2	5	0
16	Superior delante	2	-5
16b	Superior delante 2	5	-5

Tabla 3.4: Posiciones de cada caso teórico

Condición

Estos 8 casos, se calculan para las ya comentadas en la subsección 3.3.1 condiciones de crucero y de despegue, además de para vuelo en crucero a $M = 0,3$, de esta forma se observará también el comportamiento del ala a bajas velocidades.

3.4 Malla

3.4.1 Zona de mallado

Para definir la zona de mallado se tiene en cuenta dos parámetros, la forma y la dimensión.

La forma estará compuesta por 3 elementos, una superficie general, que estará compuesta por un semicírculo seguido de un rectángulo, 2 rectángulos que contendrán a cada perfil y su estela, y finalmente una zona pegada a la superficie del perfil, donde se definirá una malla más pequeña.

En cuanto a las dimensiones, se deben tomar tales, que el cálculo en la superficie del perfil no se vea afectado por los límites de la zona. Se toman las medidas respecto a la cuerda aerodinámica del perfil.

- 5 cuerdas aerodinámicas del extradós del perfil superior, al borde superior de la zona.
- $20c$ del borde de salida del perfil trasero al extremo trasero de la zona.
- $10c$ del borde de ataque del perfil delantero al extremo delantero de la zona.
- $15c$ para la longitud del rectángulo que contiene la estela de cada perfil.

En el boceto adjunto de la figura 3.2 se observan tanto la zona como sus dimensiones.

3.4.2 Características del mallado

Se opta por una malla desestructurada. Con el fin de obtener un mallado grueso en la zona de menor interés para el cálculo, el borde externo, se ajusta el tamaño máximo de celda a $0,5m$, para que pueda adaptarse sin problemas a las zonas más definidas, el mínimo se mantendrá a $0,005m$ y el tasa de crecimiento a 2.

Para mallar con mayor precisión las zonas cercanas a cada ala se insertará un *Body Sizing* centrados en ambos rectángulos, el tamaño de elemento será de $0,1m$, para que el cambio entre zonas de mallado no sea brusco, el *Growth Rate* será de 1,03. A continuación en la figura 3.3 se muestra una imagen de cómo resulta la malla con estos ajustes.

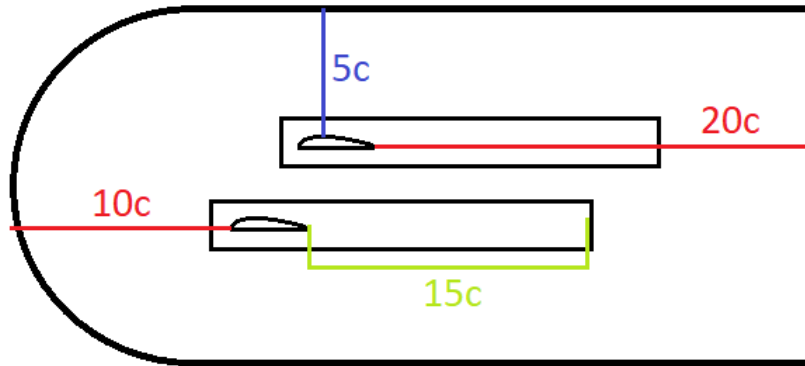


Figura 3.2: Medidas de la zona de malla

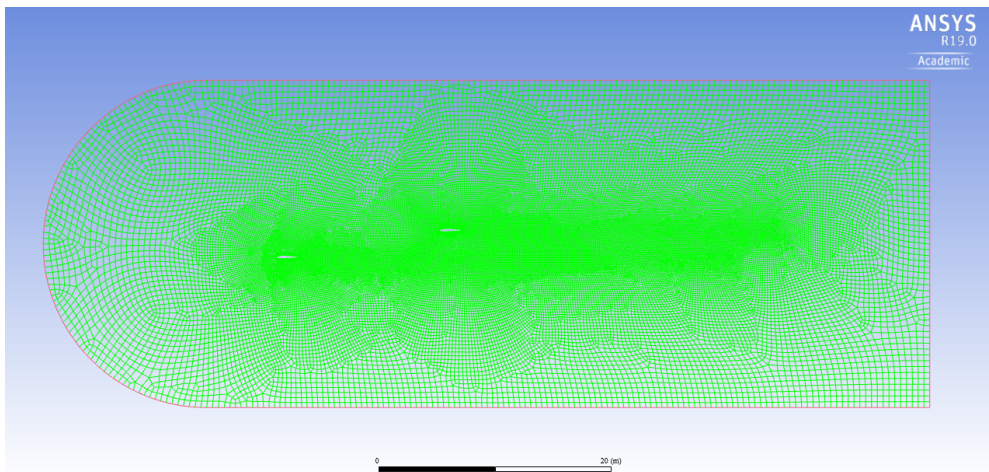


Figura 3.3: Vista general de la malla resultante

Finalmente, se estructura la malla en la superficie de cada perfil, se define insertando un *Edge Sizing*, que determina el número de separaciones horizontales, y un *inflation* que añade capas cuyo espesor se reduce a medida que se aproximan al perfil. A continuación en la figura 3.4 se muestra un ejemplo

de dicha malla, donde se establecen 101 elementos de 3 capas con un espesor máximo de $0,05m$. Esta malla queda pendiente de su posterior refinamiento.

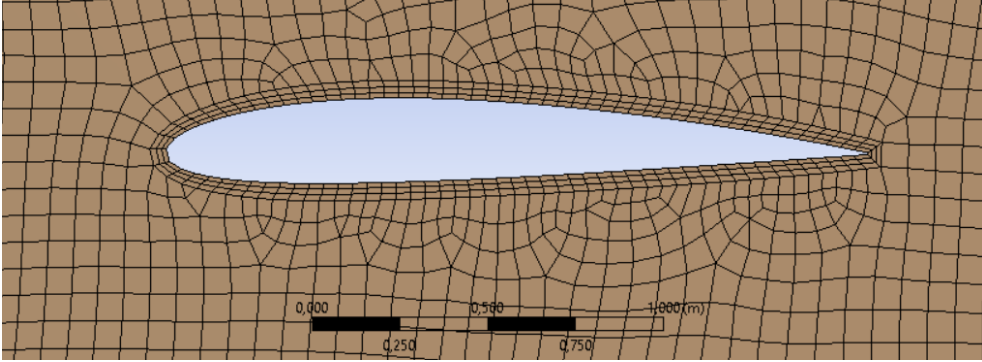


Figura 3.4: Zoom de la capa límite del mallado

3.4.3 Independencia de malla

La independencia de malla es un proceso necesario para asegurar que el resultado no varía con la malla. La estrategia seguida consiste disminuir el tamaño de la malla, dividiendo los parámetros relevantes entre 1,5 hasta que la variación de un valor de referencia, sea despreciable respecto al caso anterior.

En este caso dichos parámetros relevantes serán el tamaño de elemento general, el número de divisiones de la superficie del perfil junto con el número y tamaño de capas sobre este.

A continuación, se grafica la variación del coeficiente de sustentación del ala 1, en comparación con la malla previa.

Esto se hace para el caso en crucero y en despegue.

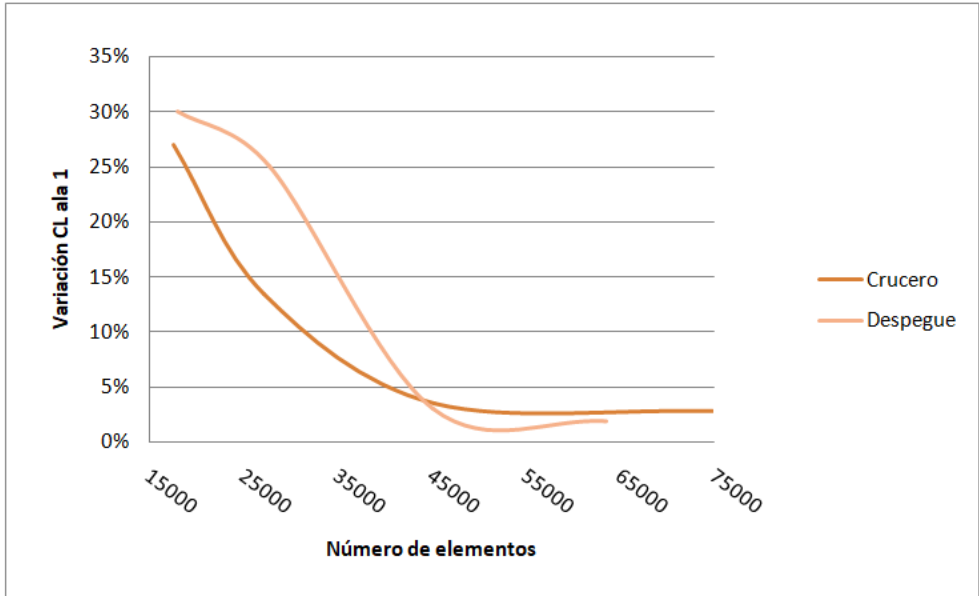


Tabla 3.5: Análisis de la independencia de malla para el caso de crucero

Se observa que con 45000 elementos, se consigue la independencia de malla en ambos casos.

Las mallas finales tendrán las siguientes características:

	Valores malla				
	Body sizing	Edge sizing		Inflation	
	Definition	1	2	Definition	
	Element size	Nº division	Nº divisions	Layers	Thickness
1	0,03	254	4	4	0,03
2	0,04	300	3	4	0,1

Tabla 3.6: Mallas finales resultantes del análisis de independencia de malla

Se utilizará la malla 1 para los cálculos con 0° de ángulo de ataque y la malla 2 para los de 8° .

3.5 Setup

El cálculo se realiza mediante el programa Fluent. Hay dos configuraciones generales distintas, una para vuelo en despegue y otra para vuelo en crucero (Que se aplicara a Mach 0,8 y 0,3)

3.5.1 Modelos utilizados

Para el caso en despegue, se utiliza un modelo pressure-based. Este consiste en considerar la presión constante, y es indicado para flujos incompresibles a baja velocidad. Para el caso en crucero, se utiliza un modelo density-based, donde se resolverá el sistema de forma acoplada, conectando la ecuación de la energía.

3.5.2 Modelos

Para el caso de despegue, dado que el flujo se desplaza a baja velocidad, se considera incompresible. La temperatura no varía, por tanto la viscosidad es constante y la densidad también. El valor de la viscosidad es $1,7894 * 10^{-5} \frac{Ns}{m^2}$, la densidad será $1,225 \frac{kg}{m^3}$. Para el caso en crucero, la velocidad puede llegar a valores donde el flujo sea compresible. Por ello, varia la temperatura y la viscosidad, que se modela mediante un modelo de Sutherland.

3.5.3 Boundary conditions

Todo el contorno de la zona de mallado será la misma condición de contorno. Se configura la presión de referencia como 0 en operating conditions, de esta forma en las condiciones de contorno se define la presión absoluta.

Para el caso de crucero, la condición será del tipo Pressure-far-field. Donde se especifica un Mach de 0,8 o 0,3 según el caso. La presión será 30800Pa y la temperatura 229K las correspondientes a 9000m.

Para el caso en despegue, la condición será Velocity-inlet. Se especificará una velocidad de 45m/s. La presión y la temperatura serán las correspondientes a nivel del mar en condiciones estándar.

Debido a que el ala se encuentra sumergida en un flujo, todo el límite de la zona de cálculo será una misma condición de contorno. Se resumen en la figura 3.7:

Caso	Condición de contorno					
	Tipo	Condición	Presión	Temperatura	Comp X	Comp Y
Practico crucero	Pressure-far-field	M=0,8	30800	229	1	0
Practico despegue	Velocity-inlet	V=45m/s	125325	288	0,990268	0,1319
Teorico rapido	Pressure-far-field	M=0,8	30800	229	1	0
Teorico lento	Pressure-far-field	M=0,3	30800	229	1	0

Tabla 3.7: Condiciones de contorno para cada uno de los casos

3.5.4 Reference values

Se toman directamente de las condiciones de contorno.

Resultados 2D

4.1 Variación con la posición horizontal

Para el análisis de la variación con la posición horizontal se toman 3 posiciones para cada situación. Se mantiene el ala inferior fija, mientras que la superior se adelanta para el caso A, se sitúa sobre la inferior en el B, y se atrasa en el C. En la figura 4.1 se muestra la posición relativa de los perfiles en cada caso.

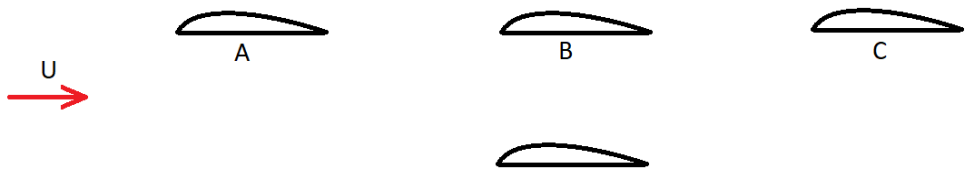


Figura 4.1: Posiciones de las alas en los casos de estudio

Los resultados obtenidos se han graficado para cada una de las alas, en función de la condición de vuelo también.

4.1.1 Coeficiente de sustentación

En la figura 4.2 y figura 4.3 se muestran gráficas con los valores para el CL en cada caso. Los números en el eje X representan la posición del ala trasera respecto de la delantera, de esta forma:

- $-6m$ equivale a la posición A
- $0m$ equivale a la posición B
- $6m$ equivale a la posición C

Ala inferior

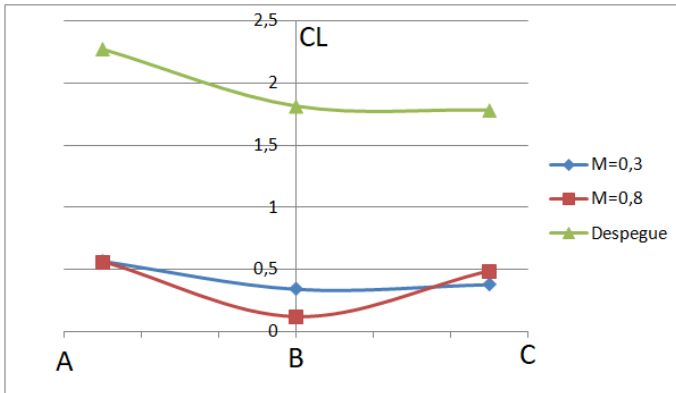


Figura 4.2: Evolución del CL del ala inferior con la posición horizontal de las alas.

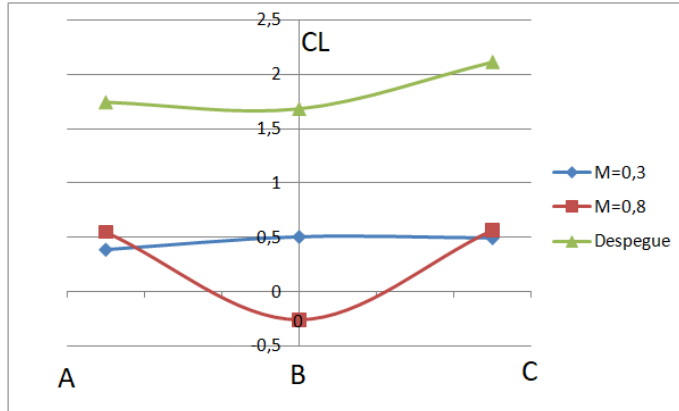
Ala superior

Figura 4.3: Evolución del CL del ala superior con la posición horizontal de las alas.

La tendencia general es a disminuir la sustentación cuanto más cerca están ambos perfiles, dicha reducción del CL es mayor cuanto mayor es la velocidad de vuelo. Este efecto se observa claramente en el caso B, al comparar entre un vuelo a Mach 0,3 y 0,8.

Para vuelo a Mach 0,3 (figura 4.4), se observa en el campo del coeficiente de presión, mostrado a continuación, que el lóbulo de presiones del perfil inferior, reduce la presión en el intrados del perfil superior.

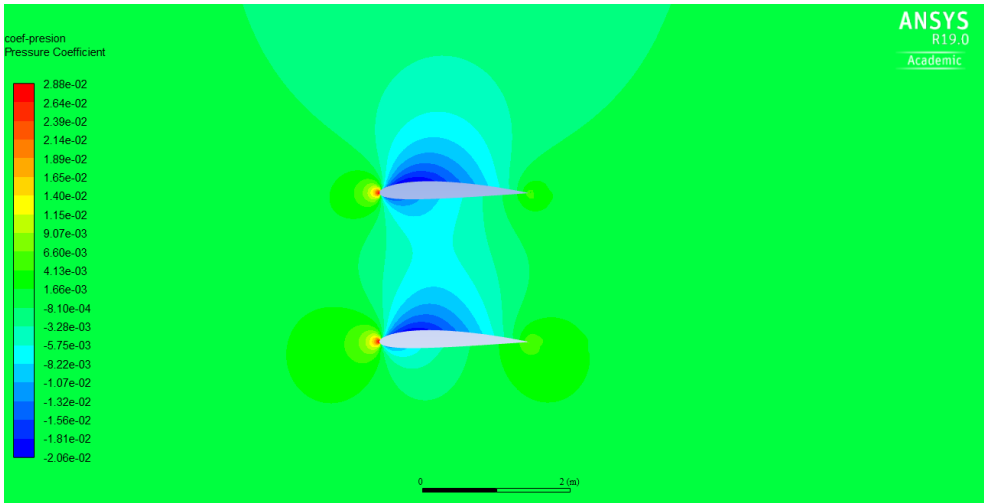


Figura 4.4: Distribución del coeficiente de presiones sobre las dos alas para el caso de vuelo a Mach 0,3 en posición B.

Para el vuelo a Mach 0,8 (figura 4.5) la interferencia es mucho mayor, reduciendo la presión en el intrados hasta el punto de generar sustentación negativa.

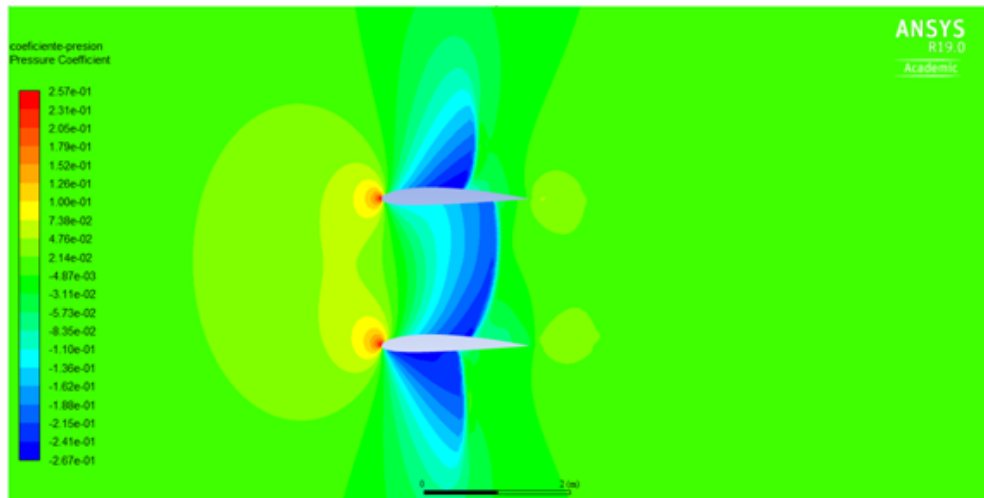


Figura 4.5: Distribución del campo de velocidades sobre las dos alas para el caso de vuelo a Mach 0,8 en posición B.

Además de la distancia al perfil inferior, también influye el hecho de que se encuentre delante o detrás de este. Al observar los datos en despegue, se observa que cuando el ala superior se encuentra por delante, caso A, sustenta más que la inferior. Esto es debido a que como se aprecia en el campo de velocidades de la figura 4.6, al encontrarse delante, modifica el campo fluido a su alrededor, lo cual afecta al ala trasera.

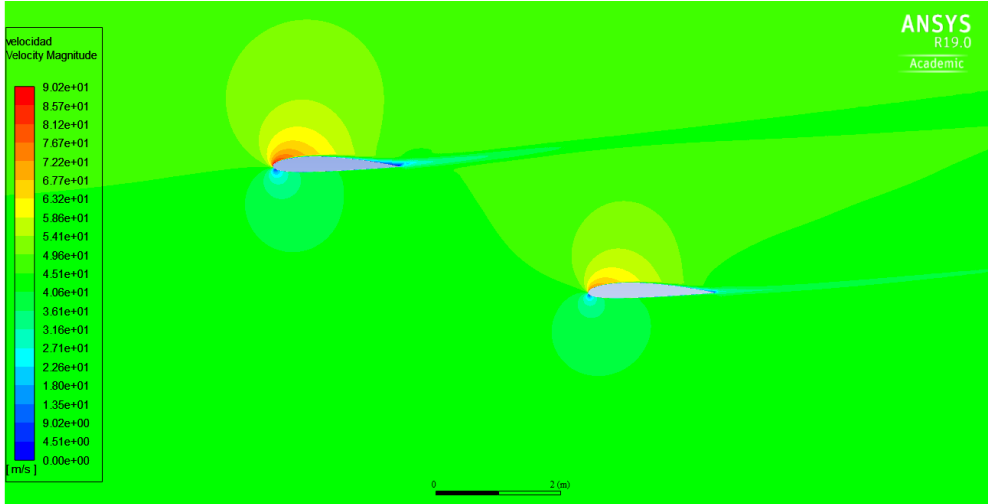


Figura 4.6: Distribución del contorno de velocidades sobre las dos alas para el caso de vuelo en despegue en posición A.

Para el caso C, en el que el ala inferior se encuentra delante, su sustentación es mayor, es debido a que análogamente, el ala superior recibe el flujo deflectado. En este caso el efecto es menor, ya que al estar por encima el perfil trasero, la estela pasa por debajo, afectando menos al extradós, como se observa en la imagen figura 4.7

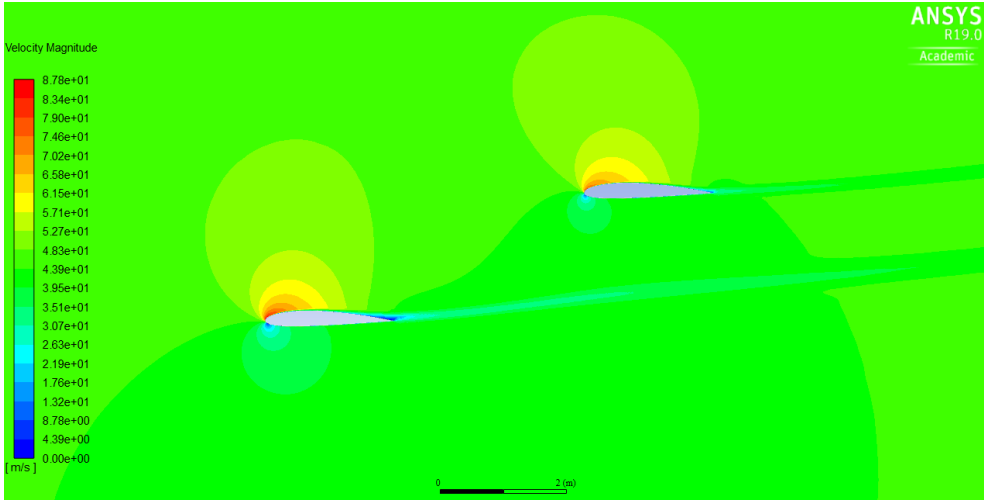


Figura 4.7: Distribución del contorno de velocidades sobre las dos alas para el caso de vuelo en despegue en posición C.

La reducción de la sustentación sobre el ala trasera, disminuye con la velocidad. Como se explica en la subsección 1.3.1, al disminuir la sustentación, disminuye la circulación sobre el ala y por tanto el efecto que genera sobre el campo fluido.

4.1.2 *Coefficiente de arrastre*

Se muestra en la figura 4.8 y figura 4.9 los datos del CD para los casos A B y C.

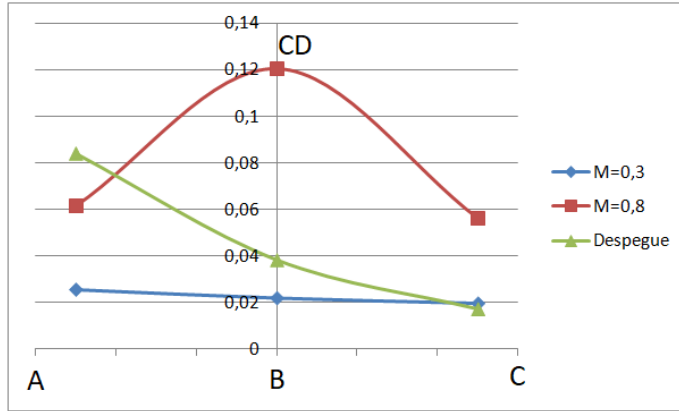
Ala inferior

Figura 4.8: Evolución del CD del ala inferior con la posición horizontal de las alas.

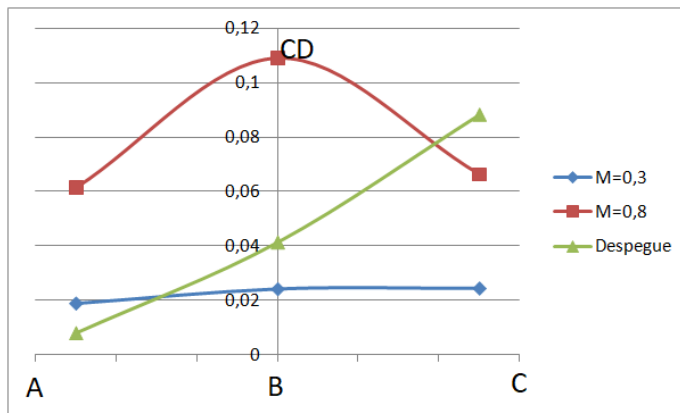
Ala superior

Figura 4.9: Evolución del CD del ala superior con la posición horizontal de las alas.

Si se observan los resultados para $M=0,3$ y para vuelo en despegue (figura 4.8 y figura 4.9), ambos a bajas velocidades, se observa una tendencia clara:

Para el ala superior, el drag es mayor en la posición C, cuando está detrás. Para el ala inferior, el drag es mayor en la posición A, cuando se encuentra detrás. Por tanto se puede concluir que el hecho de ser el ala trasera implica mayor drag.

Este fenómeno se da a causa de la deflexión de flujo provocada por el ala delantera. Esta provoca un aumento del ángulo de ataque en el ala trasera, que a su vez aumenta el drag. Asimismo, se acentúa más en el caso en despegue, debido a que vuela con 8° , teniendo un ángulo de ataque mayor y por tanto mayor desprendimiento de capa límite.

Se puede reforzar esta afirmación observando los perfiles de velocidades para $M=0,3$ y Despegue:

A continuación se observa el perfil de velocidades para $M=0,3$ en la figura 4.10.

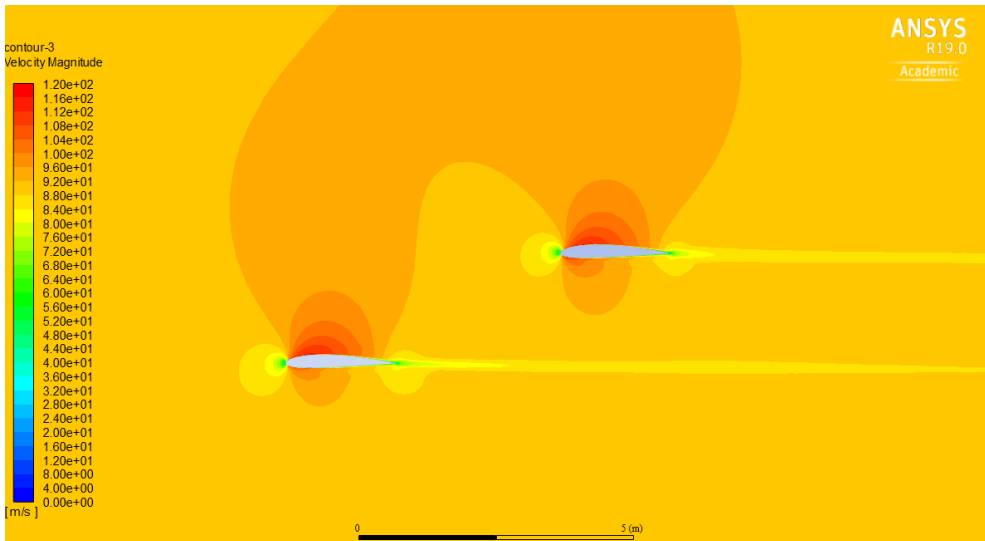


Figura 4.10: Distribución del campo de velocidades sobre las dos alas para el caso de vuelo en Mach 0,3 en posición C.

A continuación en la figura 4.11 se observa el contorno de velocidades para una situación en despegue. Se puede observar que la estela es mayor, se extiende más hasta el infinito y además aumenta su efecto sobre el perfil trasero, corroborando que el arrastre sea mayor para ángulos de ataque mayores.

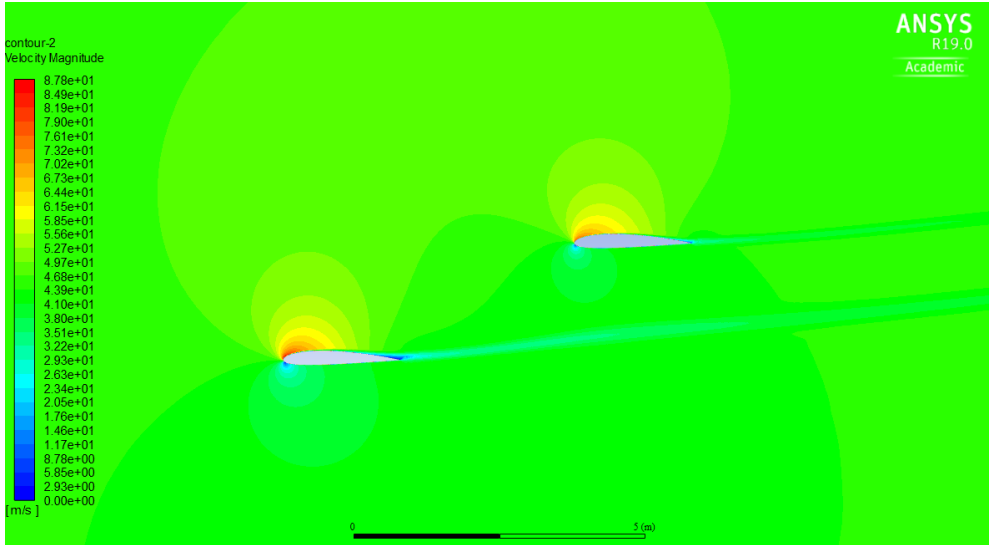


Figura 4.11: Distribución del campo de velocidades sobre las dos alas para el caso de vuelo en despegue en posición C.

En cuanto al efecto observado a $M=0,8$, donde el drag aumenta drásticamente en el caso B, se debe analizar el perfil de velocidades de la figura 4.12:

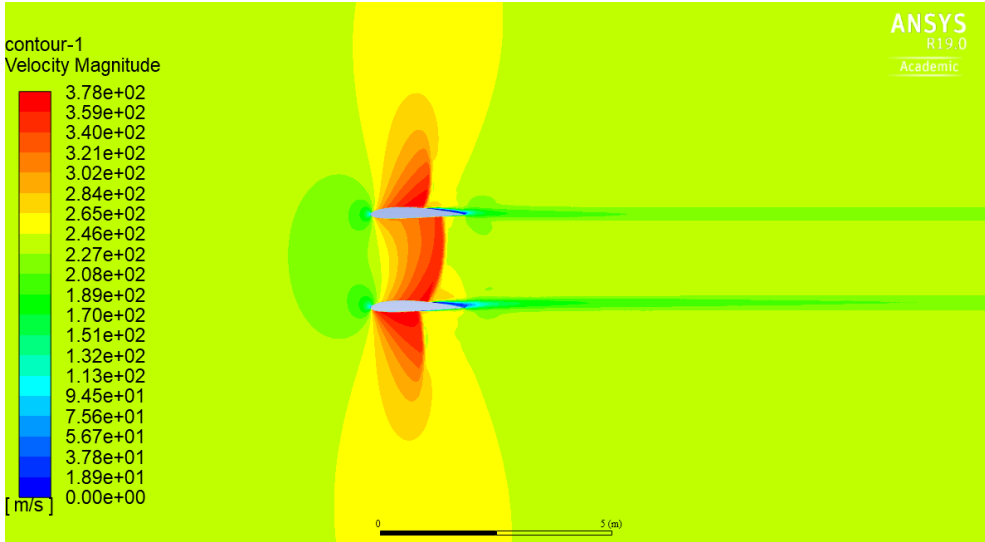


Figura 4.12: Distribución del campo de velocidades sobre las dos alas para el caso de vuelo a Mach 0,8 en posición B.

Debido a la interacción entre ambos perfiles, aparece una zona de altas velocidades en el intradós del ala superior y extradós del ala inferior. Esta es una zona de ondas de choque, con la diferencia de presión que implica, genera el aumento de arrastre observado. La resistencia extra en el caso de Mach 0,8 es debida a las ondas de choque.

4.1.3 Coeficiente de momento

Al obtener el CM de cada ala, se observa que el factor principal de influencia era la distancia al ala inferior. El momento se define como una fuerza por una distancia respecto al punto desde el que se mide:

$$M = F * d$$

Al medir el momento desde el borde de ataque del ala inferior, el momento sobre el ala superior depende mayoritariamente de la distancia hacia la primera. Por esto, con el fin de poder comparar ambos, se divide el momento del ala superior entre la distancia d entre ambas.

$$d = \sqrt{x^2 + y^2}$$

Este valor depende de cada caso.

Con esto obtenemos la siguientes gráficas:

Ala inferior

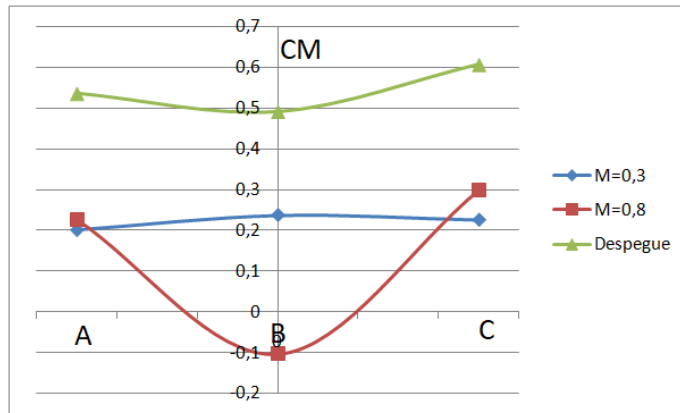


Figura 4.13: Evolución del CM del ala inferior con la posición horizontal de las alas.

Ala superior

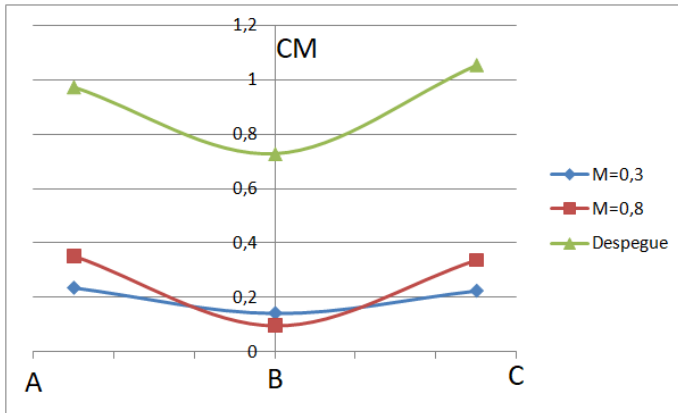


Figura 4.14: Evolución del CM del ala superior con la posición horizontal de las alas.

El principal fenómeno observado es la disminución del CM al situarse ambas alas en planta. Para entender este fenómeno hay que volver a observar el perfil de presiones sobre las dos alas de la figura figura 4.15.

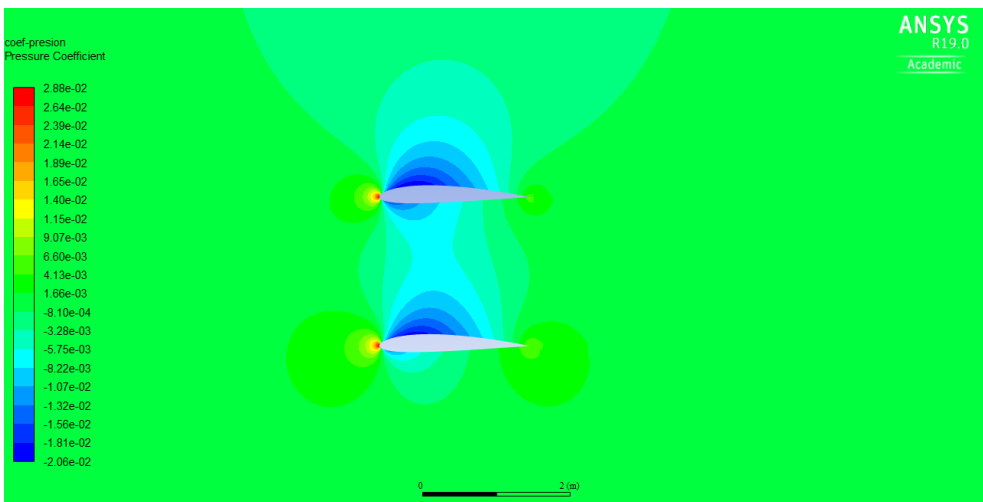


Figura 4.15: Distribución del coeficiente de presiones sobre las dos alas para el caso de vuelo a Mach 0,3 en posición B.

Se puede observar esta imagen, que aparece un lóbulo de baja presión en el extradós, cerca del borde de ataque. Este genera un momento que tiende a aumentar el ángulo de ataque, esta es la razón por la cual en la mayoría de casos, y a no ser que aparezca una situación especial (analizada a continuación), el CM es positivo.

Se destaca en la gráficas de la figura 4.13 y la figura 4.14, que el CM disminuye al situar las alas una encima de la otra, esto esta relacionado con el fenómeno ya comentado.

La interacción del lóbulo de baja presión del ala inferior con el intradós del ala superior, hace que la diferencia de presiones sobre esta última sea menor, reduciendo la fuerza generada y así el CM sobre el ala superior, como se puede observar en el esquema de la figura 4.16.

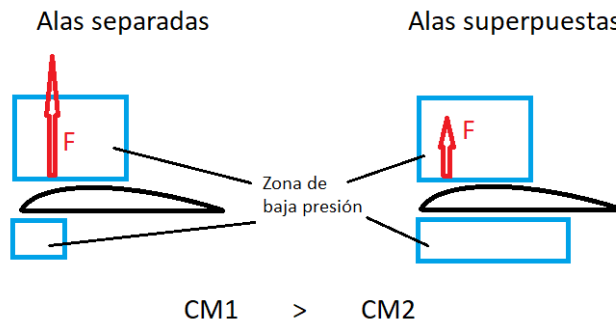


Figura 4.16: Efecto de las zonas de baja presión sobre el CM del ala superior.

Este efecto es inverso en el ala inferior, donde el lóbulo de baja presión sobre el extradós aumenta, aumentando así ligeramente el CM. Estos dos efectos se observan claramente en las graficas. Esto se esquematiza en la figura 4.17.

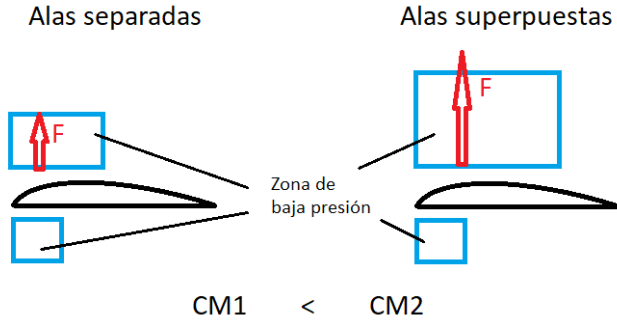


Figura 4.17: Efecto de las zonas de baja presión sobre el CM del ala inferior.

También destaca la evolución del CM en el caso de $M=0,8$. Para esta velocidad de vuelo, en ambas alas se produce una reducción acentuada del CM, siendo negativo para el ala superior. La razón de esto, ocurre por las mismas razones comentadas anteriormente. Es necesario volver a analizar el perfil de presiones para mach 0,8 y alas solapadas de la figura 4.18

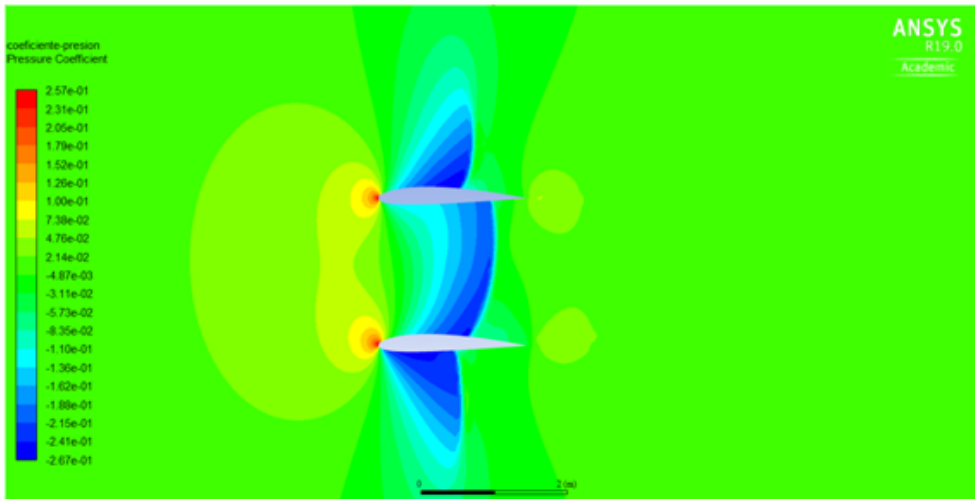


Figura 4.18: Distribución del coeficiente de presiones sobre las dos alas para el caso de vuelo a Mach 0,8 en posición B.

Como se puede ver cobra gran importancia la onda de choque que aparece a altas velocidades. Ambas comparten la zona de baja presión que aparece entre ellas aguas abajo de ambos perfiles. Para el ala superior, aparece un lóbulo de baja presión en el extradós aguas arriba, provocando un momento positivo, que tiende a aumentar el ángulo de ataque. Esto se esquematiza en la figura 4.19.

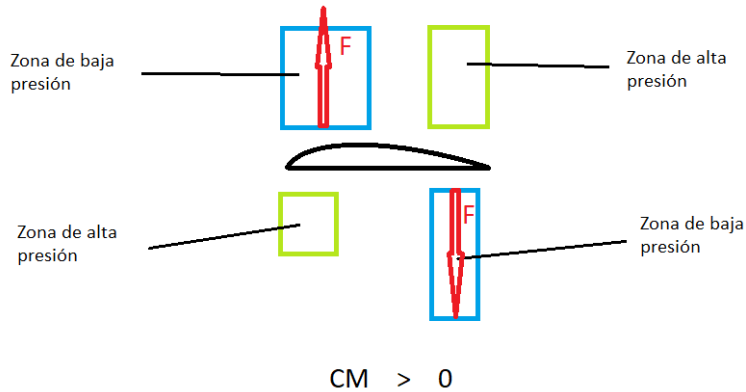


Figura 4.19: Efecto de las zonas de baja presión sobre el CM del ala superior.

En el ala inferior ocurre el fenómeno contrario, el lóbulo de baja presión del intradós está aguas arriba, mientras que la zona de baja presión que comparten ambas alas, ahora está en el extradós, con ello el momento generado tiende a reducir el ángulo de ataque, el momento es positivo.

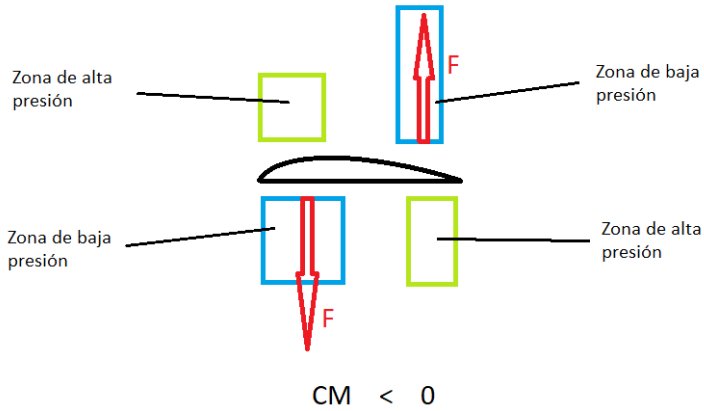


Figura 4.20: Efecto de las zonas de baja presión sobre el CM del ala inferior.

4.2 Variación con la posición vertical

Para el análisis de la variación con la posición vertical se toman 3 posiciones para cada situación. Se mantiene el ala delantera fija, mientras que la trasera se baja para el caso A y se va subiendo hasta el caso C. Siendo el caso B el monoplano. En la figura 4.21 se muestran dichas posiciones.

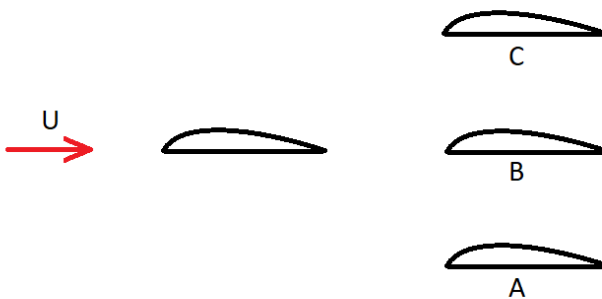


Figura 4.21: Casos según la posición vertical

La distancia vertical que separa a cada ala depende del caso.

- -5 metros equivale a la posición C
- 0 metros equivale a la posición B
- 5 metros equivale a la posición A

Los resultados obtenidos se han graficado a continuación para cada una de las alas, en función de la condición de vuelo también.

4.2.1 Coeficiente de sustentación

Ala delantera

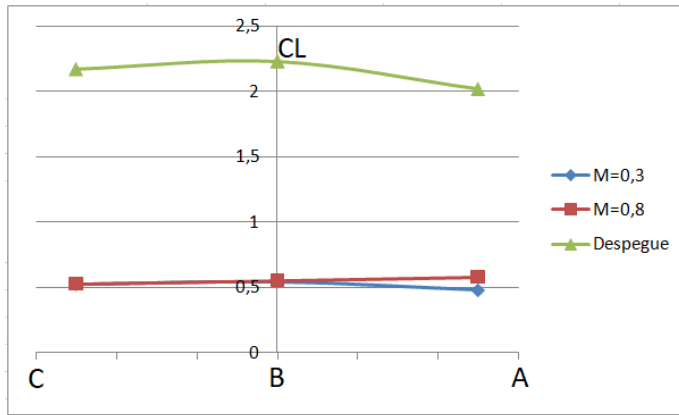


Figura 4.22: Evolución del CL del ala delantera con la posición vertical de las alas.

Ala trasera

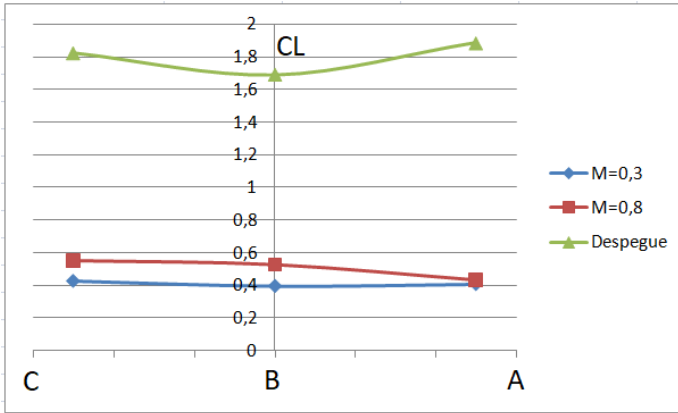


Figura 4.23: Evolución del CL del ala superior con la posición vertical de las alas.

Un fenómeno que se puede observar, es que la sustentación del ala delantera se mantiene cuasi-constante para las 3 situaciones de vuelo. Aún así existe una pequeña variación para el caso del ala delantera en despegue, disminuye la sustentación al pasar a estar abajo.

Si observamos el perfil de velocidades de la figura 4.24 para el caso de despegue (Caso C), en el que el ala delantera se encuentra abajo:

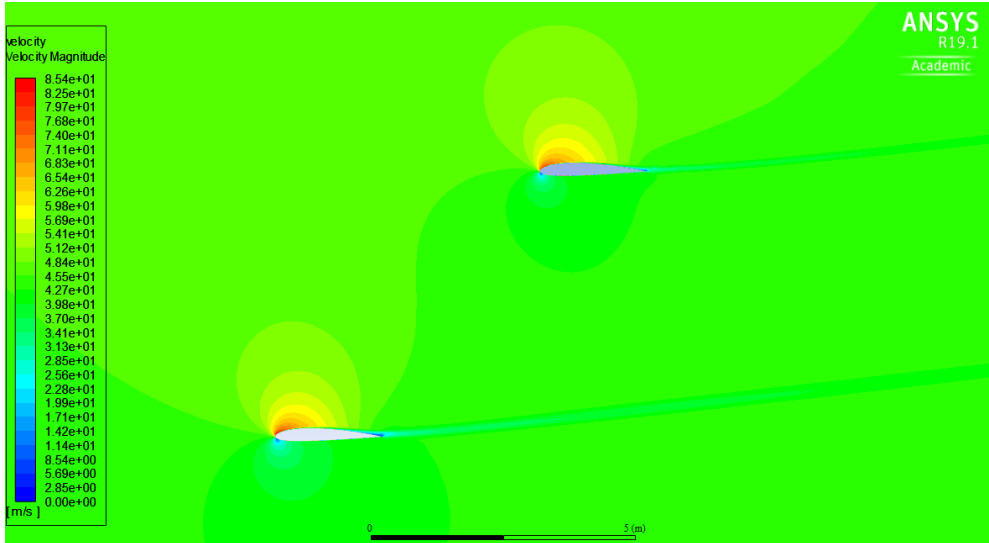


Figura 4.24: Campo de velocidades del caso de despegue con el ala delantera por debajo.

La zona de baja presión del extradós del ala delantera se ve afectado por la ligera presencia del intradós del ala trasera, disminuyendo su tamaño, y provocando la reducción de la sustentación.

La deflexión de flujo también tiene relevancia en este caso, pese a no ser apreciable en la figura 4.24. Debido a los efectos de otros fenómenos se puede observar perfectamente cuando el ala delantera se encuentra por encima de la trasera (Caso A), en la figura 4.25.

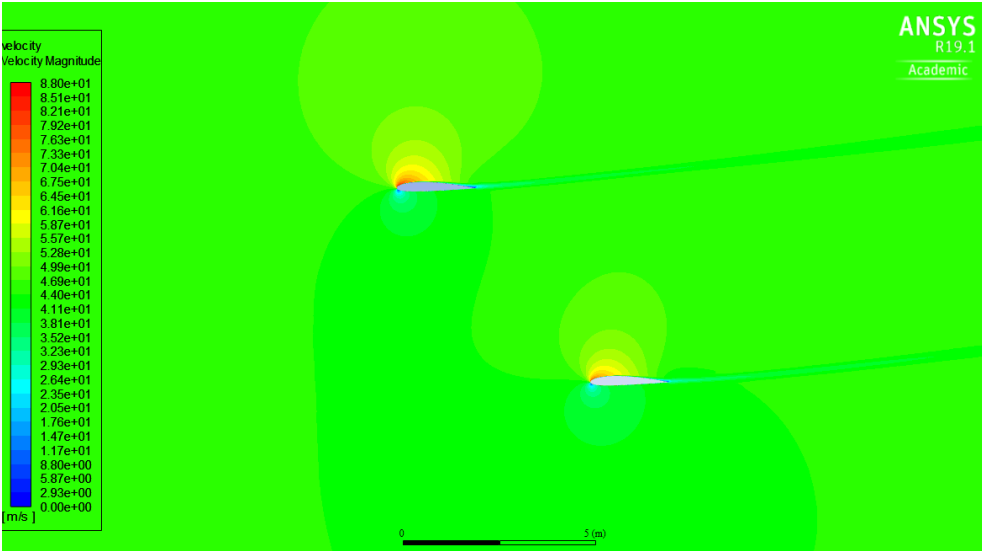


Figura 4.25: Campo de velocidades del caso de despegue con el ala delantera por arriba.

La zona de baja presión del ala trasera es mucho menor en tamaño que el de la delantera, lo cual se traduce en una reducción de sustentación. Se observa este efecto en los datos, el CL baja de 2,2 (Caso A, despegue, ala delantera) a 1,8 (Caso A, despegue, ala trasera). Esto es debido a la ya nombrada deflexión de flujo que produce el ala delantera sobre la trasera.

Por último, se observa otro efecto en el coeficiente de sustentación, esta vez sobre el ala trasera. Su reducción en el caso de despegue cuando ambas alas se encuentran en el mismo plano (Caso B). A continuación en la figura 4.26, se muestra el perfil de presiones para dicho caso:

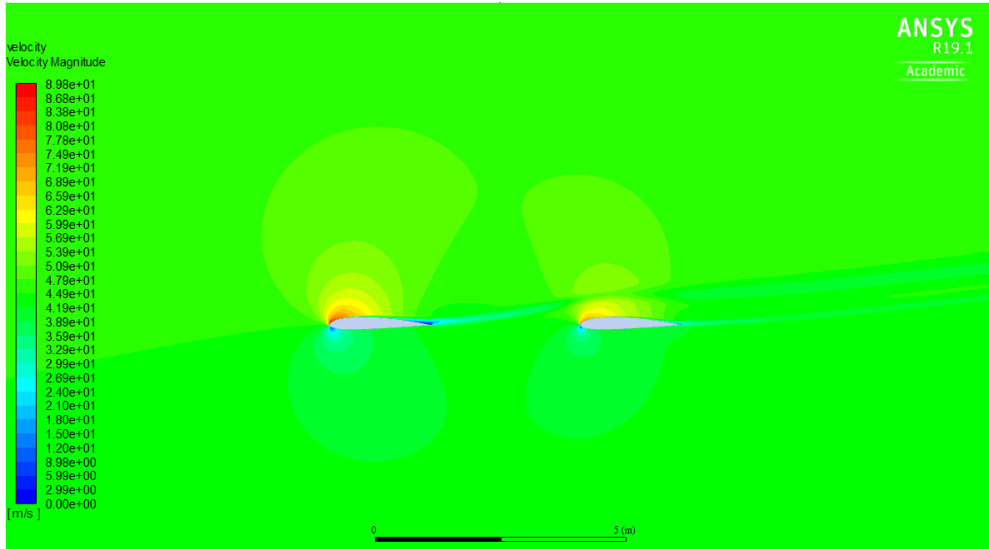


Figura 4.26: Campo de velocidades del caso de despegue con ambas alas en el mismo plano.

Al tener ángulo de ataque, la estela del ala delantera intercepta el lóbulo de presión del ala trasera, reduciendo así su sustentación. Esto es un efecto producido también por la cercanía de las alas, por tanto se podría solucionar aumentando su separación.

4.2.2 Coeficiente de arrastre

A continuación se muestran las gráficas con la evolución del CD según la posición del ala.

Ala delantera

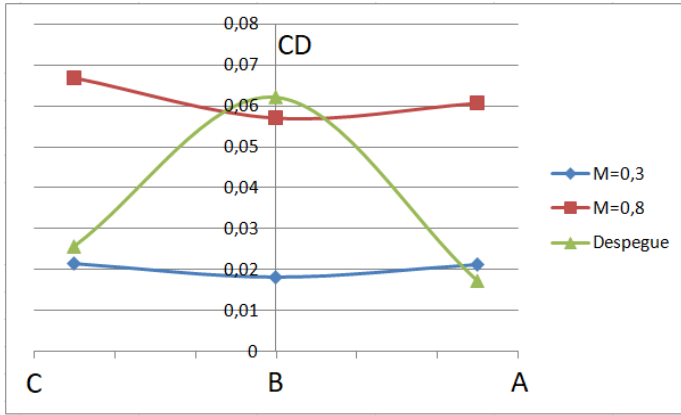


Figura 4.27: Evolución del CD del ala delantera con la posición vertical de las alas.

Ala trasera

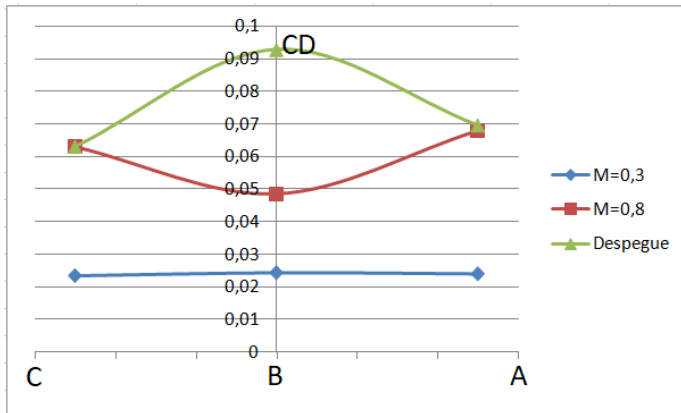


Figura 4.28: Evolución del CD del ala superior con la posición vertical de las alas.

Para el ala delantera, en vuelo sin ángulo de ataque, la variación del CD es muy poca. Esto puede parecer contraintuitivo, pero si se observan los perfiles de presión del ala delantera en los casos A, B y C en vuelo a Mach 0,8 (figura 4.29), se puede observar que campo de presiones apenas experimenta diferencias:

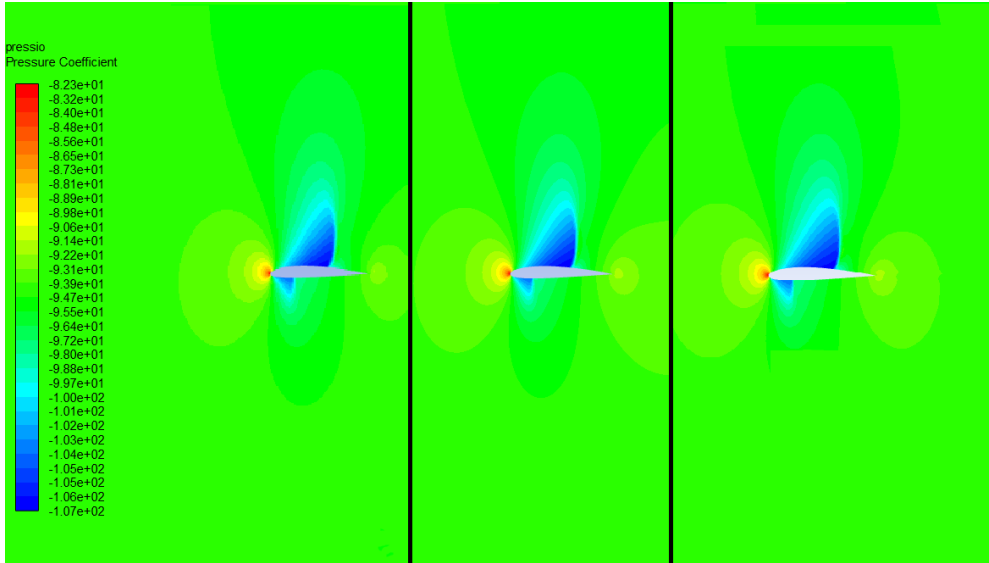


Figura 4.29: Campo de presiones del ala delantera para los casos A B y C.

No ocurre igual con el caso de despegue. Se observa en la figura 4.27 y la figura 4.28, que en despegue, en el caso B, cuando ambas alas se sitúan en el mismo plano, aparece un pico de CD. Se ve claramente en la figura 4.26, que esto es debido a la interacción entre la estela de la ala delantera con el ala trasera.

Para el caso del ala trasera, se observan tendencias con mayor claridad. A bajas velocidades y sin ángulo de ataque, el caso de Mach 0,3, no se producen variaciones relevantes en el CD.

Para el caso de despegue, cuando el ala trasera se sitúa por encima del ala trasera, el drag sobre esta disminuye respecto a cuando se encuentra por debajo. Esto se observa en la figura 4.30:

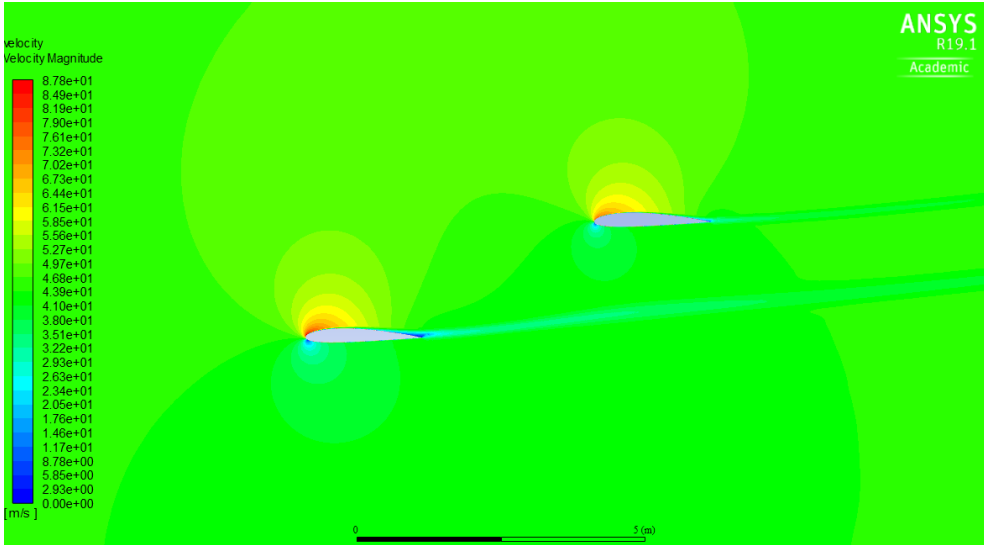


Figura 4.30: Campo de velocidades en el caso de despegue cuando el ala superior se encuentra por detrás.

En esta la figura 4.30, la estela de la primera ala interseca con la zona del intradós de la segunda ala. Esto implica que está apareciendo una zona de baja presión en la zona inferior del ala. Como se observa en el perfil de presiones, esto implica que se reduzca la presión en el intradós, reduciendo así la sustentación y con ello la resistencia inducida.

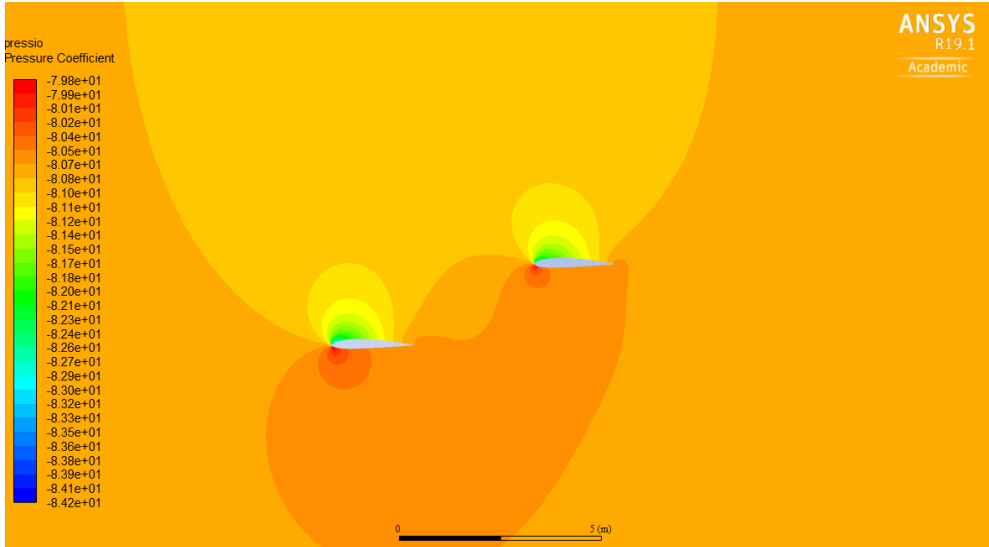


Figura 4.31: Campo de presiones en el caso de despegue cuando el ala superior se encuentra por detrás.

Esto resulta en una conclusión interesante: La presencia de un ala delantera por debajo de la trasera implica una reducción del arrastre, además la estela del ala delantera afecta al intradós de la trasera.

Finalmente, el ala trasera en vuelo a Mach 0,8 experimenta una reducción de drag en el caso en el que ambas alas están en el mismo plano. Para saber por qué, es necesario observar la zona turbulenta de la estela de ambos perfiles en dicho caso, la cual se muestra en la figura 4.32.

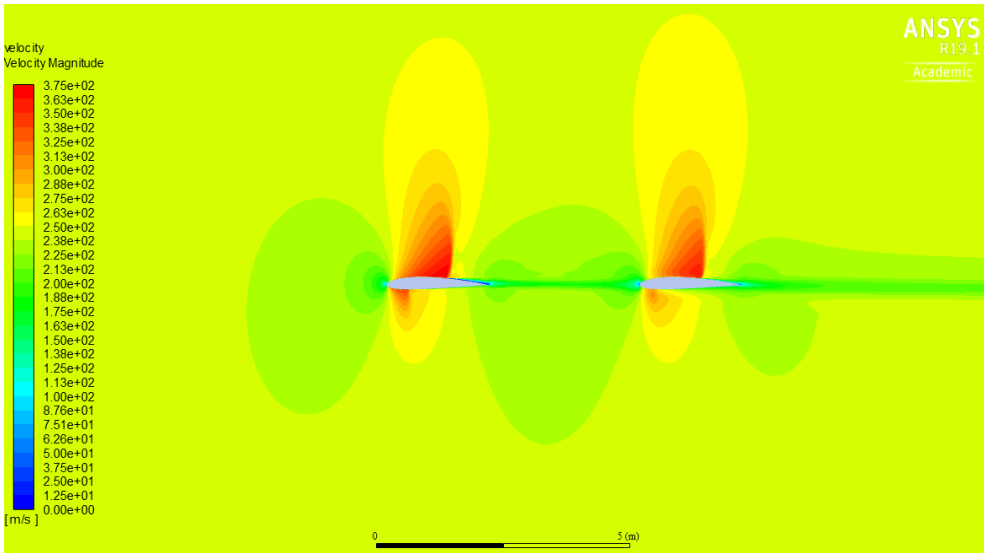


Figura 4.32: Influencia de la presencia de la primera ala sobre la segunda en vuelo a Mach 0,8 en el caso B.

Se observa en la imagen, que la estela del ala delantera impacta directamente con la trasera. Para entender porque esto reduce el arrastre, es necesario comparar el campo de presión del ala trasera en los casos A, B y C.

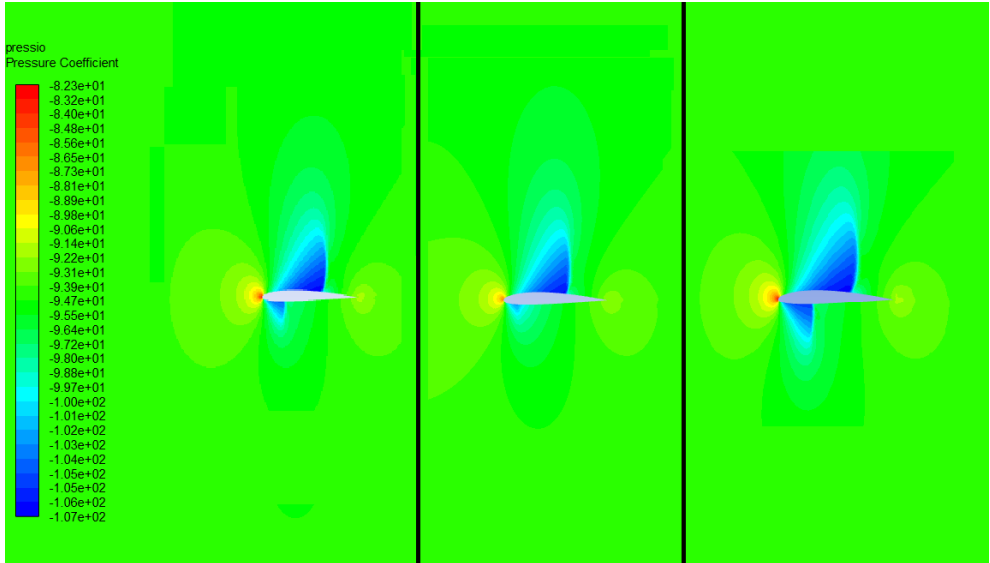


Figura 4.33: Campos de presión sobre el ala trasera par Mach 0,8. Casos A, B y C de izquierda a derecha respectivamente.

En la figura 4.33, se observa que al estar en el caso B (Perfil central), la onda de choque que aparece en el intradós se reduce, por ello la resistencia de onda disminuye en comparación a los casos A y C.

4.2.3 Coeficiente de momento

En este caso, pese a desplazarse verticalmente y no horizontalmente, la distancia al ala principal también varía de forma lo suficientemente significativa como para que sea necesario independizar el CM de esta.

Se divide el momento del ala trasera entre la distancia d entre ambas.

$$d = \sqrt{x^2 + y^2}$$

Este valor depende de cada caso.

Con esto obtenemos las siguientes gráficas:

Ala delantera

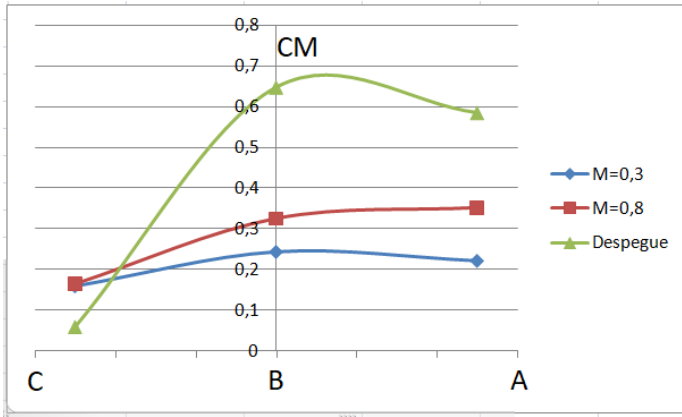


Figura 4.34: Evolución del CM del ala delantera con la posición vertical de las alas.

Ala trasera

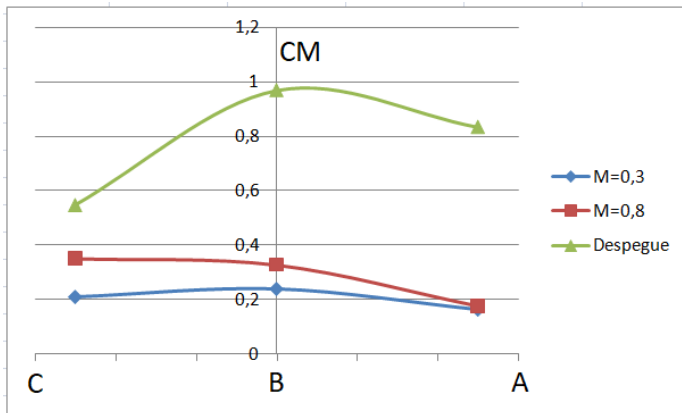


Figura 4.35: Evolución del CM del ala superior con la posición vertical de las alas.

En el estudio del coeficiente de momento, es posible advertir tres tendencias diferenciadas según sea del caso en despegue, crucero rápido o crucero lento.

Para el caso en despegue, aparece un aumento drástico del CM a partir de la posición monoplaneo de las alas, esto aparece en ambas alas.

Para observar este efecto se recurre al análisis de la velocidad en dirección Y, en la figura 4.36 se muestra dicho contorno:

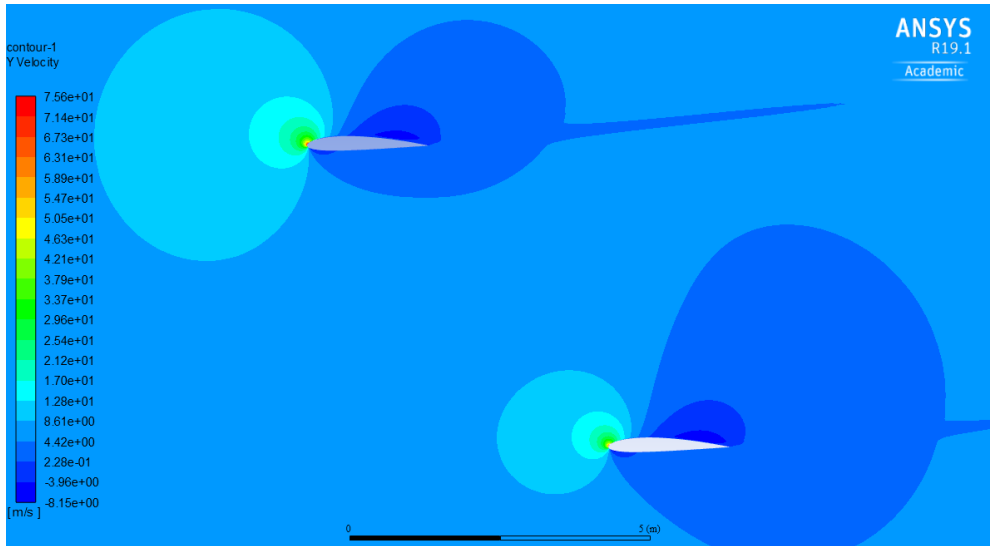


Figura 4.36: Contorno de velocidad en dirección Y para el caso de despegue con el ala trasera por debajo.

La zona de azul claro en el borde de ataque del ala representa velocidades positivas en dirección Y, es decir, dirección hacia arriba. La zona azul oscuro en el borde de ataque son velocidades negativas en dirección Y, es decir, dirección hacia abajo. De esta forma se puede observar que el aire alrededor del ala tiende a hacer un giro horario, lo cual implica un CM positivo sobre el ala.

De esta forma se puede establecer cierta relación entre dichos lóbulos de velocidad y el CM de cada ala. En la figura 4.37 observamos el mismo contorno para el caso coplanario (Caso B).

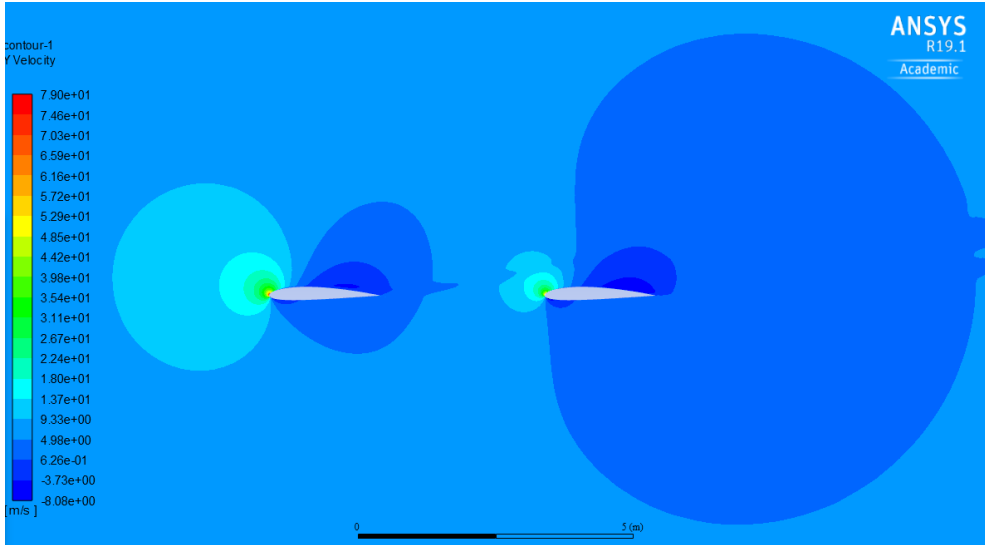


Figura 4.37: Contorno de velocidad en dirección Y para el caso de despegue con las alas en el mismo plano.

Como puede observarse, en este caso, para el ala delantera el lóbulo delantero ha aumentado, mientras que para el ala trasera el aumento de la zona del borde de salida es significativo. Aquí se puede ver el aumento del CM observado en los datos.

Para el caso de vuelo en crucero a Mach 0,8 el CM del ala delantera aumenta a medida que aumenta la altura del ala trasera, mientras que el CM de esta última descende. Ambas variaciones son más bien pequeñas.

Para el caso de vuelo a Mach 0,3 el CM del ala delantera se mantiene razonablemente constante, por el contrario el del ala trasera sufre un aumento hasta la posición monoplanaria. Esto es debido a que, el efecto del ala delantera sobre la trasera, es mayor cuando la delantera se encuentra por debajo.

4.3 Resumen de resultados 2D

Finalmente las conclusiones obtenidas de los calculos 2D son:

- Cuando ambos perfiles se encuentran cerca el uno del otro, la sustentación baja, este hecho se agrava al aumentar la velocidad o el ángulo de ataque.
- Situar ambos perfiles cerca aumenta notablemente el arrastre a altas velocidades.
- Situar el ala delantera por debajo disminuye los efectos debidos a la interferencia entre dos alas.
- La sustentación del ala delantera disminuye mínimamente al estar debajo, pese a ello sigue siendo óptimo situarla debajo debido al ala trasera.
- El ala trasera siempre experimenta mayor arrastre debido a la deflexión que genera el ala delantera.
- Situar ambas alas en el mismo plano aumenta el CD y disminuye el CL.
- El CM disminuye, y por tanto el avión es mas estable, al situar ambas alas más cerca.
- El CM aumenta al situar las alas en el mismo plano, y es mínimo al estar el ala delantera por encima.

Teniendo esto en cuenta, para obtener un ala cerrada óptima, hay que aumentar la distancia entre las alas. Además conviene situar el delantero por debajo del trasero. De esta forma se maximiza el coeficiente de sustentación y se minimiza el de arrastre.

Esta configuración maximiza el coeficiente de momento, lo cual no favorece la estabilidad del avión, pese a ello son desventajas aceptables, ya que se puede corregir la estabilidad mediante otros métodos y dispositivos.

Configuración cálculo 3D

5.1 Posición ala 3D

5.1.1 Geometría del ala 3D

Debido a limitaciones por potencia de cálculo, el estudio 3D es de un único caso.

Para la posición de los encastrés se utiliza como referencia los resultados del cálculo 2D. En estos se concluye que la mejor configuración posible es situar el perfil delantero por encima del trasero. Esto pese a ser lo más óptimo desde el punto de vista aerodinámico, no lo es si analizamos el diseño general del avión:

- Al situar el ala trasera por debajo, esta recibe la estela del motor.
- Si se sitúa el ala trasera por encima, se puede optar por utilizar el estabilizador vertical como soporte, aumentando la distancia entre las alas.

El estudio pretende tomar consideraciones realistas para el diseño del modelo del ala, por tanto se opta por situar el ala delantera debajo.

Se utiliza pues el caso 4 de las posiciones reales para las posiciones de los encastrados, la separación horizontal será de $18m$ y la vertical de $4,8m$.

Se toma como referencia el proyecto de [Ana Vidal Orquín 2010], y se definen los parámetros mostrados en la figura 5.1.

Dato	Valor
Flecha positiva	45°
Flecha negativa	30°
$b/2$	$9m$
AR	$6,97$

Tabla 5.1: Parámetros geométricos del ala en 3D

De esta forma la flecha es suficiente para volar a $M = 0,8$. Este Mach puede ser muy alto para un avión pequeño. Sin embargo se pasará por alto este hecho, debido a que como ya se ha comentado, no se busca analizar casos forzosamente realistas.

5.1.2 Elección de punta del ala

La forma de la punta de ala es muy importante, ya que es lo que define que el sistema alar es cerrado, y por tanto necesaria para obtener todas las ventajas que implica.

Hay que tener distintas consideraciones en su elección:

Con el fin de evitar el flujo de aire del intradós al extradós, hay que situar la unión en la punta de ambas alas, como se aprecia en la figura 5.1.

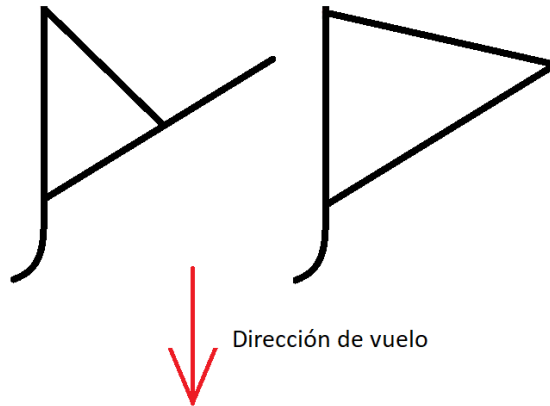


Figura 5.1: Concepto de Joint Wing, izquierda, y Ala Cerrada, derecha

También es relevante la forma de la unión: esta puede ser inexistente si las alas se unen mediante su diedro, o tratarse de un elemento vertical, redondeado o directamente plano. Debido a que el diedro no es estudiado en este trabajo y que se pretende simplificar al máximo la malla, se optará por un elemento vertical plano que unirá ambos perfiles en la punta, este elemento pasa a denominarse aleta de punta de ala.

Falta determinar la inclinación de la aleta de punta de ala. En el documento [Schiktanz 2011], se realiza un somero estudio de este parámetro, concluyendo que sus implicaciones estructurales son espurias. Un estudio sobre las vibraciones producidas es necesario para completar esta afirmación. Con esto, y buscando la simplicidad del diseño se utiliza un elemento vertical sin inclinación.

El modelo 3D se realiza en inventor, y el resultado final se muestra en la figura 5.2

Este cuerpo se esculpe en una zona de mallado, y se exporta el sólido resultante en formato .stp, para posteriormente utilizarlo en el mallado.

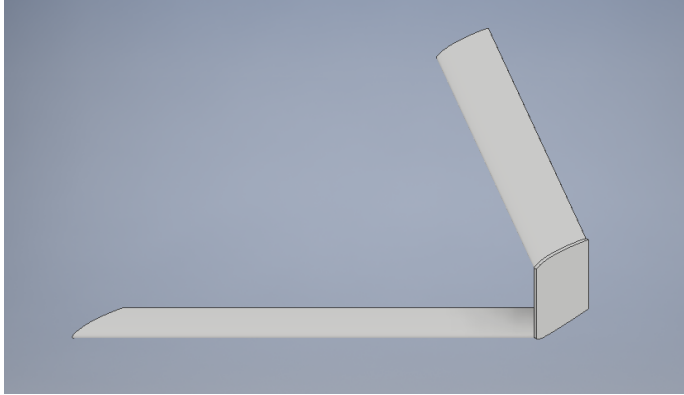


Figura 5.2: Modelo final 3D del ala.

5.2 Malla

5.2.1 Zona de mallado

Para generar la zona de mallado 3D, primero se creara una zona que encuadre el ala, esta se muestra en la figura 5.3. Sobre esta zona se refinará más la malla con el fin de precisar los cálculos sobre esta.

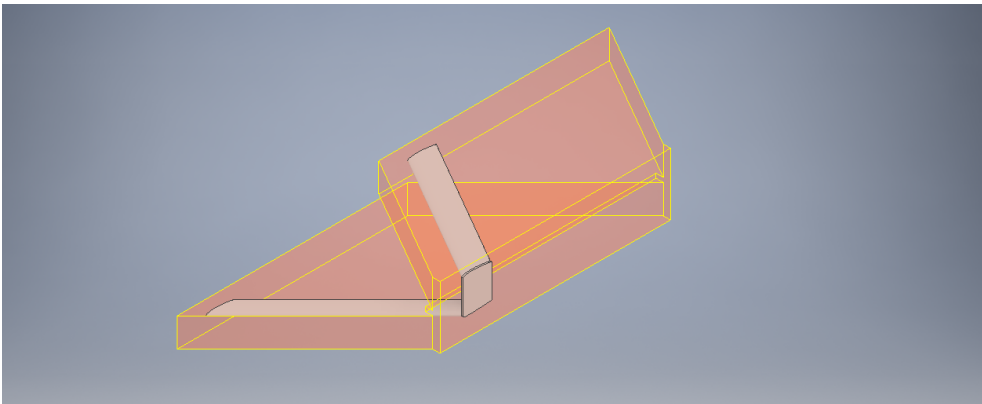


Figura 5.3: Zona donde se refinara la malla.

Tras esto se genera el rectángulo que conforma la zona de mallado, sobre el cual se esculpirá el ala. Las medidas de dicha zona se detallan a continuación,

la figura 5.4 muestra sobre la vista en planta del ala las medidas en cuerdas c , y envergaduras b . La figura 5.5 hace lo mismo pero con la vista frontal.

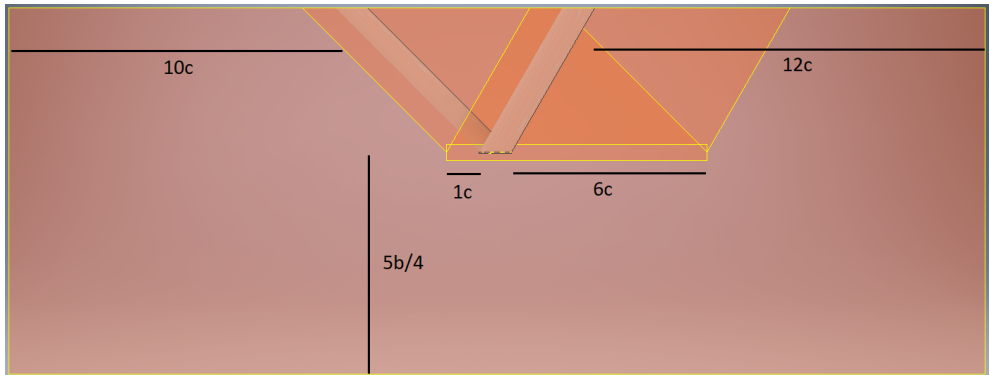


Figura 5.4: Vista en planta de la zona de mallado.

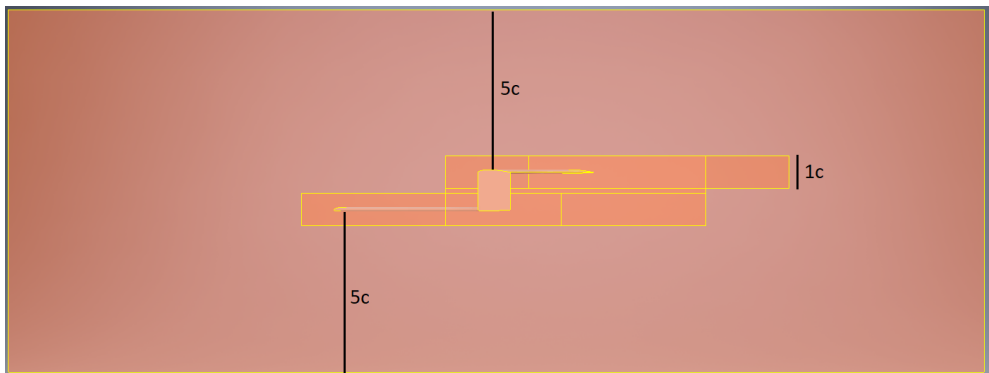


Figura 5.5: Vista frontal de la zona de mallado.

Finalmente, la zona de mallado queda de la siguiente forma:

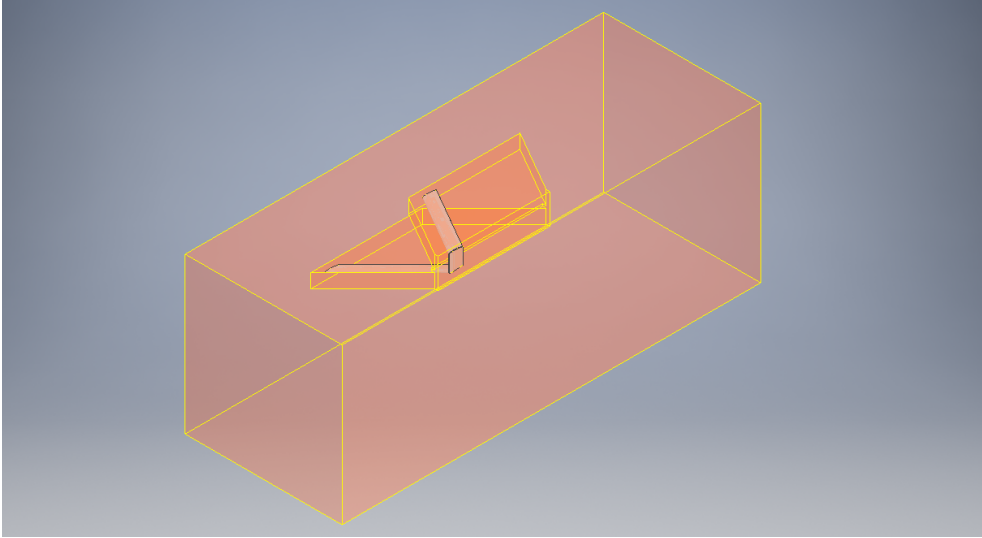


Figura 5.6: Vista isométrica de la zona de mallado.

5.2.2 Características del mallado

La intención inicial del mallado 3D, era dimensionarla igual que la 2D, pero tras realizar una malla, se comprueba que por limitaciones de hardware, no ha sido posible generarla. Por ello, el factor principal que determinara la malla, será que el ordenador pueda cargarla. Esto implica que la malla no será óptima.

Dicho esto, la independencia de malla no tiene sentido, se refinará la malla lo máximo posible, sin pasar de una malla de más de 135000Mb, que es el tamaño máximo que permite el ordenador. Tras ello se utilizará la opción polyedra, para reducir aún más su tamaño. Los datos de la malla quedan así:

Malla	
General	
Tamaño	3m
Grow rate	1,2
Body sizing	
Tamaño	0,3m
Grow rate	1,1
Face sizing	
Tamaño	0,3m
Inflation	
Grosor de la primera capa	0,1m
Ratio de aspecto de la primera capa	6

Tabla 5.2: Datos de la malla 3D

A continuación se muestra un corte de la malla que incluye el ala trasera, donde se aprecia su estructura.

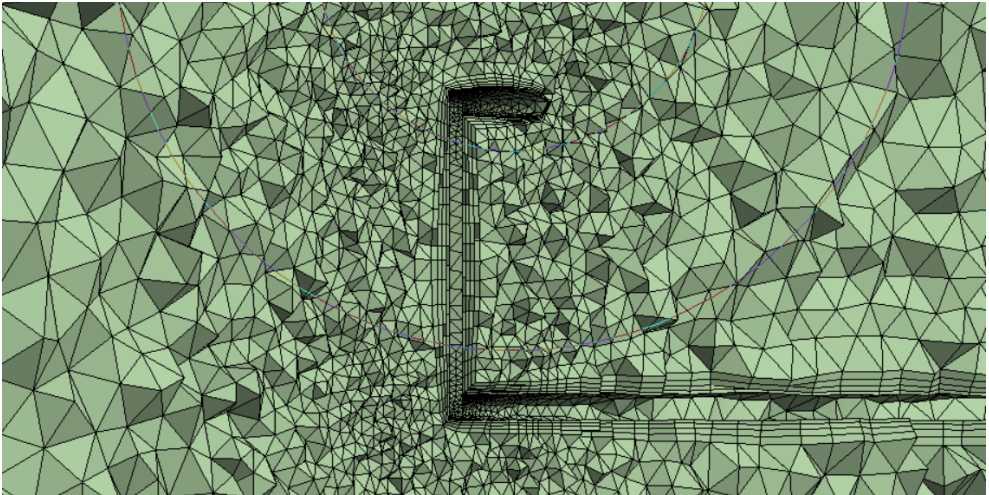


Figura 5.7: Datos de la malla 3d.

5.3 Setup

Para el setup se utilizará la misma configuración expuesta en la sección 5.3, con la diferencia de que ahora se trata de un entorno 3D.

Se diferenciarán dos condiciones de contorno distintas:

1. Los cinco lados que no están en contacto con el ala, tendrán la condición de campo lejano que se configuraba en 2D. En esta se especifica el Mach de vuelo y el ángulo de ataque.
2. El lado que está en contacto con el ala, donde se sitúan los encastrados, tendrá una condición de contorno de simetría. De esta forma el cálculo interpreta que el ala es completa, a pesar de solo estar modelada la mitad.

Capítulo 6

Resultados 3D

A continuación, en esta sección se exponen los resultados del estudio del ala 3D.

Es necesario recordar, que debido a la potencia del hardware utilizado, la precisión de la malla no es la óptima. Por ello, los resultados expuestos a continuación tendrán un valor tan solo cualitativo.

Se observarán los contornos de presión o de velocidades según se considere necesario. Estos se encontrarán en planos longitudinales. El primero se situará en el encastre, el segundo a 1 metro de este y el tercero cerca de la punta de pala (A 8 metros del encastre). A partir de ahora se denominan a estos planos A ,B y C respectivamente, como se ilustra en la figura 6.1.

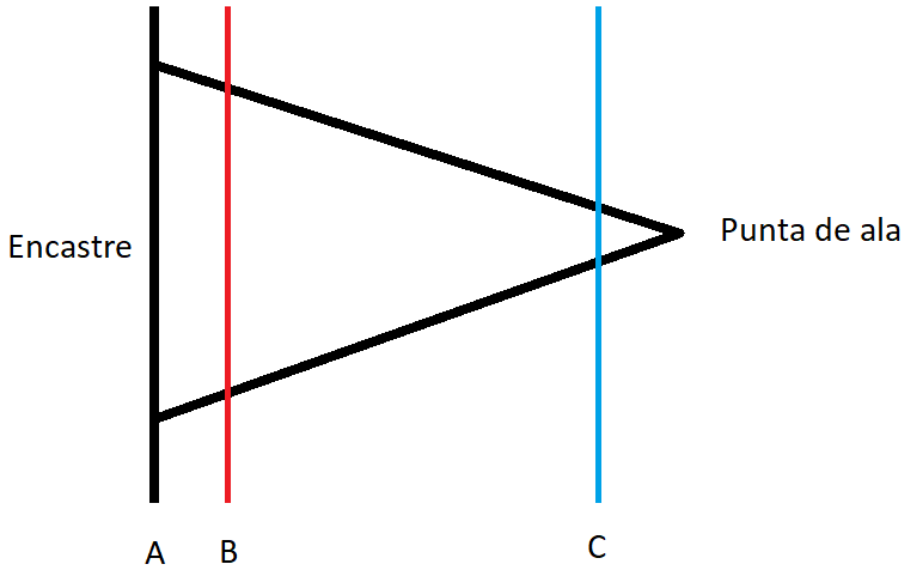


Figura 6.1: Vista de planta del ala. Posición de los planos sobre los cuales se observará los contornos de presiones y velocidades.

6.1 Caso de vuelo en crucero a Mach 0,8

En este apartado se muestran los resultados obtenidos para el caso de vuelo en crucero a Mach 0,8.

Plano A

En la figura 6.2, se muestra el contorno de presiones en el plano A, para el caso de vuelo a Mach 0,8.

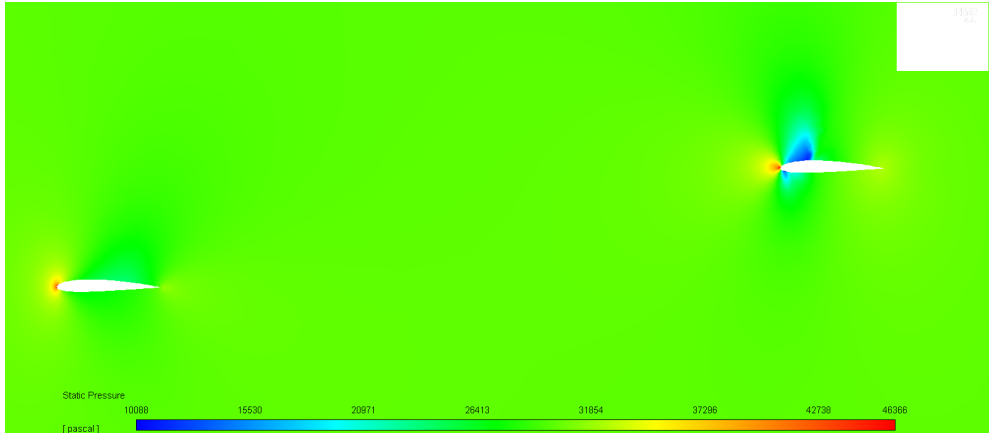


Figura 6.2: Contorno de presiones para una sección situada en el plano A, en vuelo a Mach 0,8.

Se observa claramente una zona de bajas presiones sobre el ala trasera. Esto se atribuye a la aparición de una zona supersónicas. También se observa una pequeña onda de choque en el intrados. En el ala delantera hay una zona de baja presión sobre el extradós situada cerca del borde de fuga.

Una posible explicación de este fenómeno, es la flecha del ala. A diferencia del ala 2D, el ala 3D tiene flecha. Esta es menor en el ala trasera, por ello aparece antes una zona supersónica sobre esta.

Dado que el ala es 3D la flecha reduce el Mach efectivo que observa el perfil.

En el caso del ala delantera:

$$0,8 * \text{Cos}(45^\circ) = 0,56$$

En el caso del ala trasera:

$$0,8 * \text{Cos}(30^\circ) = 0,69$$

Por tanto, los Mach de vuelo de cada ala son distintos. Estos valores explican porqué en el ala 3D, el perfil trasero tiene zonas supersónicas en comparación con el delantero. Esto se observa en la imagen figura 6.3 donde se ve el contorno de Mach, en el vuelo en crucero a Mach 0,8.

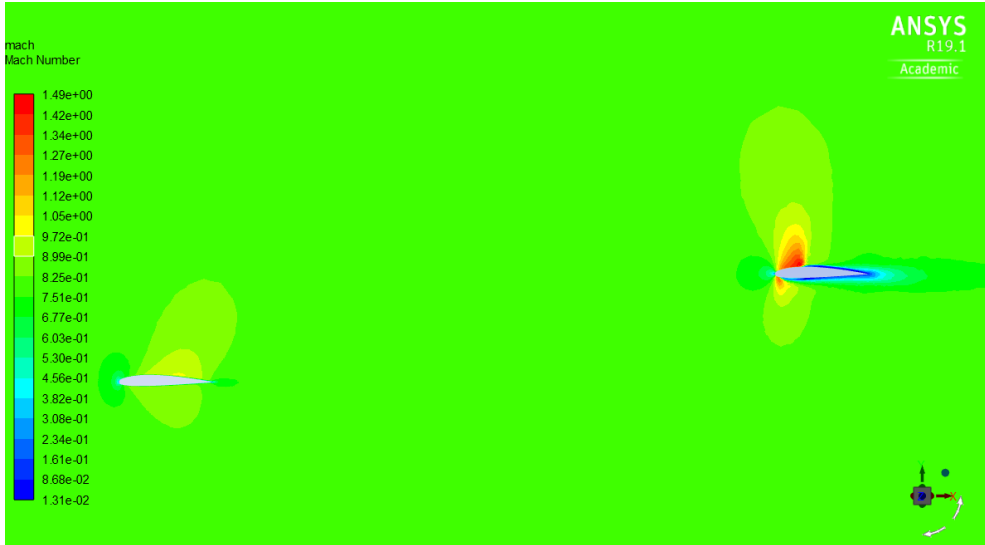


Figura 6.3: Contorno de Mach, sobre el plano A, en vuelo a Mach 0,8.

Como se ha comentado, esto es debido a que el ala trasera tiene una flecha menor, y la velocidad en dirección transversal experimentada por esta, es mayor que la delantera.

No se puede extrapolar esta conclusión de forma general. Antes es necesario determinar, si este efecto es debido en su totalidad a la flecha, como se ha expuesto, o a la presencia del encastre, que puede tener más o menos influencia. Se plantea pues como variable de un análisis posterior.

Plano B

En la figura 6.4, se muestra el contorno de presiones en el plano B, para el caso de vuelo a Mach 0,8.

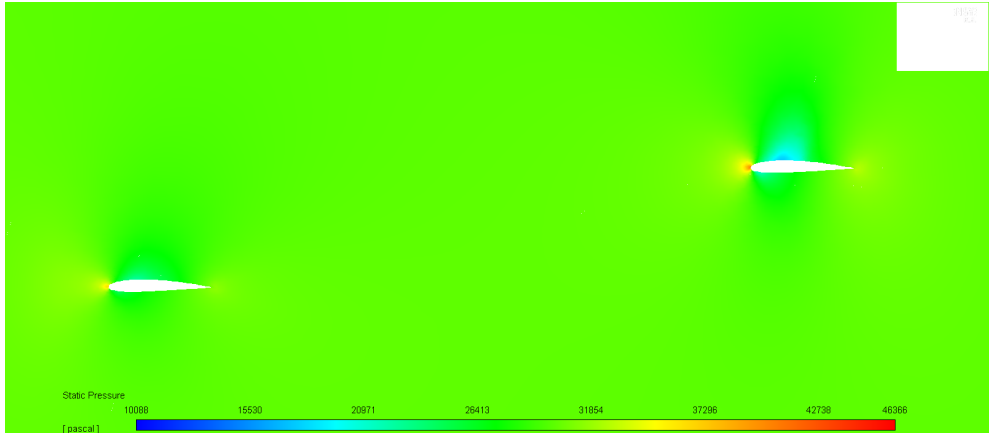


Figura 6.4: Contorno de presiones para una sección situada en el plano B, en vuelo a Mach 0,8.

Al encontrarse el plano B más alejado del encastre, la distancia entre ambos perfiles disminuye. Se observan diferencias en comparación al caso del plano A. El tamaño de la zona de baja presión sobre el extradós del ala trasera, ha disminuido.

Para comprobarlo, se observa el contorno de Mach en la figura 6.5, se observa que el Mach sobre el ala trasera ha disminuido.

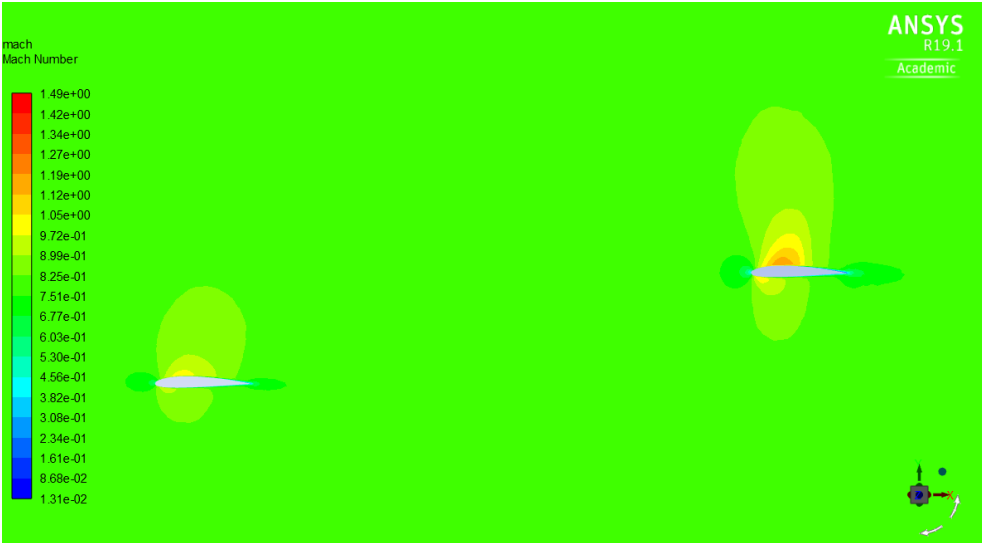


Figura 6.5: Contorno de Mach, sobre el plano B, en vuelo a Mach 0,8.

Se puede extrapolar, que al alejarse el plano del encastre, disminuye la velocidad sobre el extradós del ala trasera. Para confirmarlo se debe observar el plano C.

Plano C

En la figura 6.6, se muestra el contorno de presiones en el plano C, para el caso de vuelo a Mach 0,8.

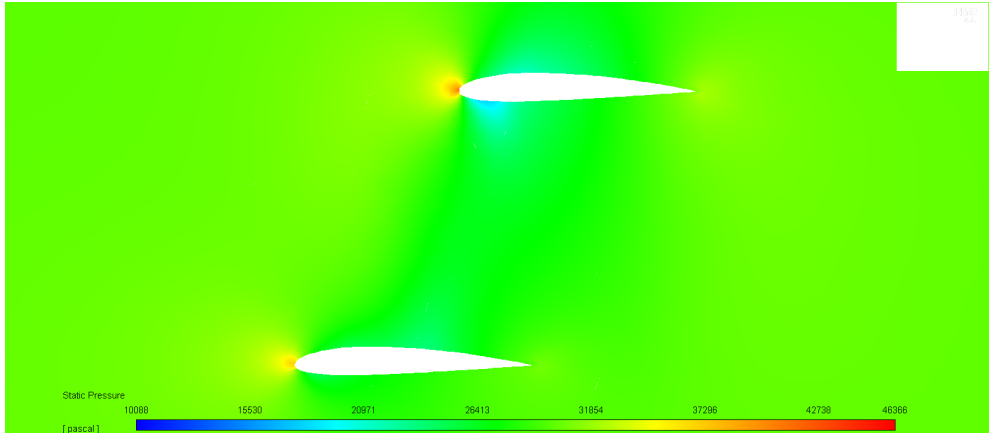


Figura 6.6: Contorno de presiones para una sección situada en el plano C, en vuelo a Mach 0,8.

En comparación con el plano B, ha disminuido el tamaño de la zona de baja presión del extradós del ala trasera. A cambio ha aparecido una zona de baja presión en el intradós.

En la figura 6.7 se observa el contorno de Mach. Se percibe que el Mach sobre el extradós del ala trasera en el plano C, ha disminuido respecto al plano B.

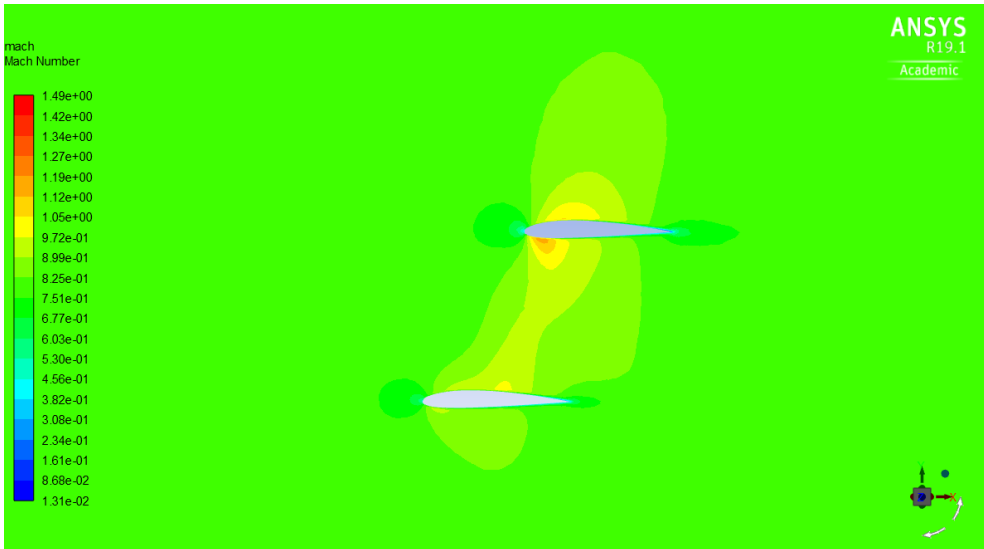


Figura 6.7: Contorno de Mach, sobre el plano C, en vuelo a Mach 0,8.

Esto confirma que aumentar la distancia al encastre, disminuye la onda de choque sobre el perfil trasero. Para observar mejor este efecto, se muestra en la figura 6.9 y la figura 6.8, la presión sobre la superficie de ambas alas.

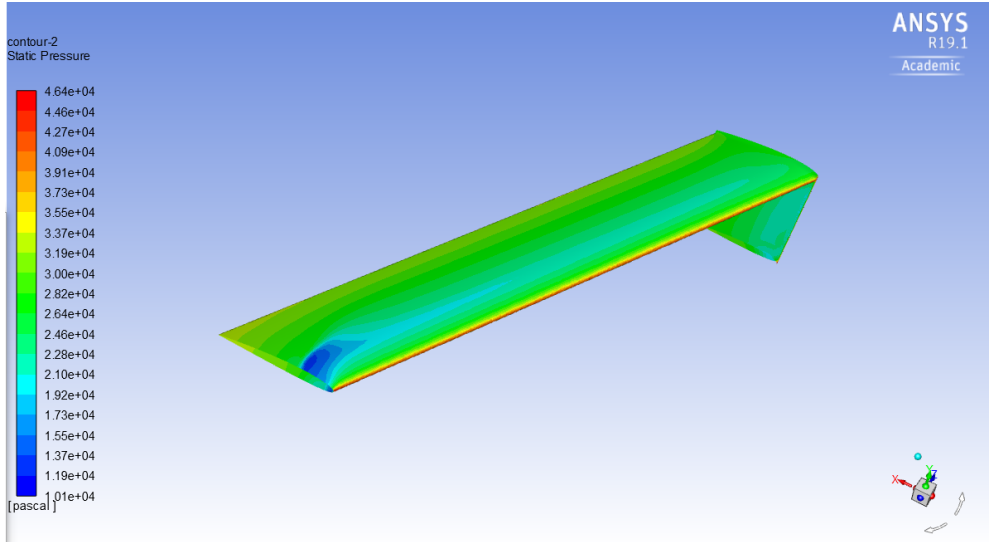


Figura 6.8: Contorno de presiones, sobre la superficie del ala delantera, en vuelo a Mach 0,8.

Se confirma que aparece una zona de baja presión cerca del encastre. Además la zona de baja presión sobre el extradós disminuye ligeramente a lo largo del encastre, hasta prácticamente desaparecer en la punta de ala.

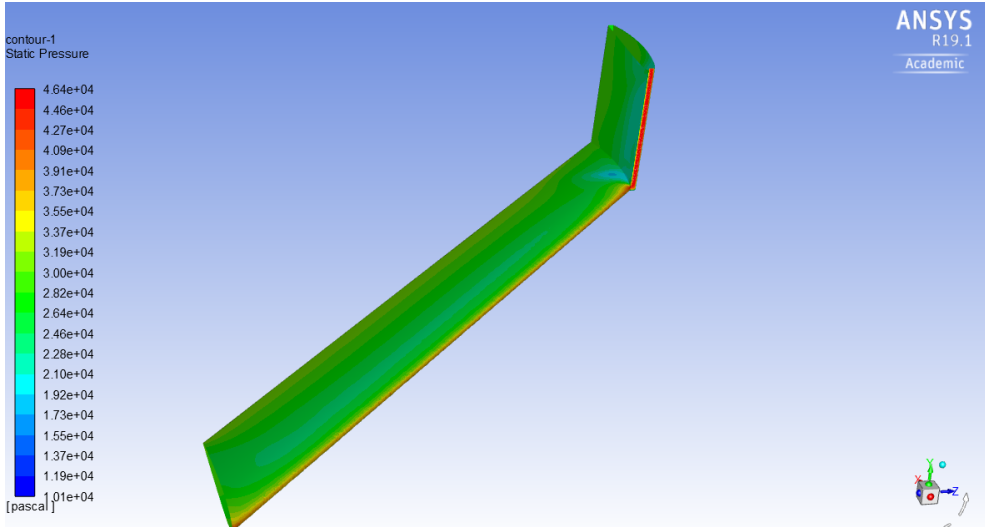


Figura 6.9: Contorno de presiones, sobre la superficie del ala trasera, en vuelo a Mach 0,8.

En el ala trasera, la zona de menor presión no está sobre el encastre, sino ligeramente alejada de este. A partir de ese punto, disminuye a lo largo de la envergadura. Al llegar a la punta de ala, aparece una repentina zona de baja presión sobre el extradós del ala.

Para determinar la razón de este fenómeno es necesario un estudio más detallado.

Se puede extraer conclusiones interesantes de este efecto, que se comentarán posteriormente en la sección 6.3.

6.2 Caso de vuelo en despegue

En este apartado se muestran los resultados obtenidos para el caso de vuelo en despegue. Se mostrarán también los perfiles de velocidades dado que se observan resultados interesantes.

Plano A

En la figura 6.10, se muestra el contorno de presiones en el plano A, para el caso de vuelo en despegue.

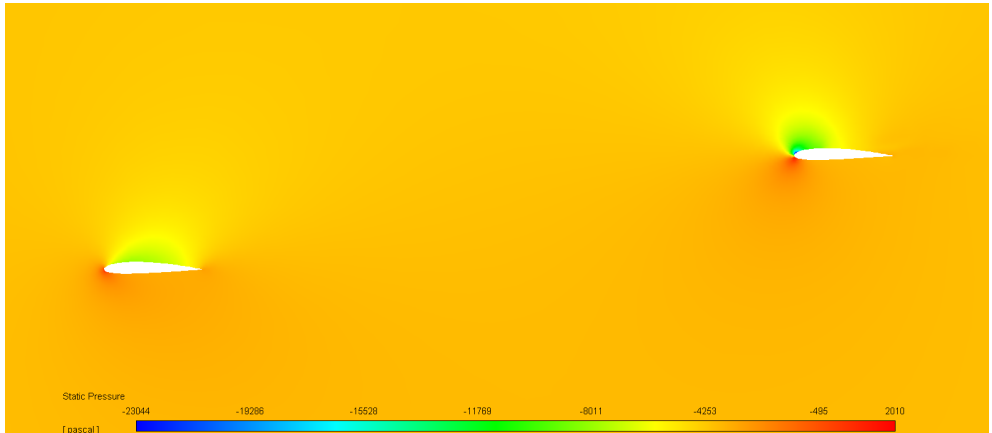


Figura 6.10: Contorno de presiones para una sección situada en el plano A, en vuelo en despegue.

En el caso del contorno de presiones el resultado es similar al observado en la sección 6.1.

En el perfil delantero se advierte una zona de baja presión menor en comparación con el perfil trasero. Esto es debido a lo comentado en la subsección 1.3.1 acerca de la flecha alar. Este efecto se observará también en los planos longitudinales B y C, por ello se omitirá su justificación, dado que es redundante.

En la figura 6.11, se muestra el contorno de velocidades en el plano A, para el caso de vuelo en despegue.

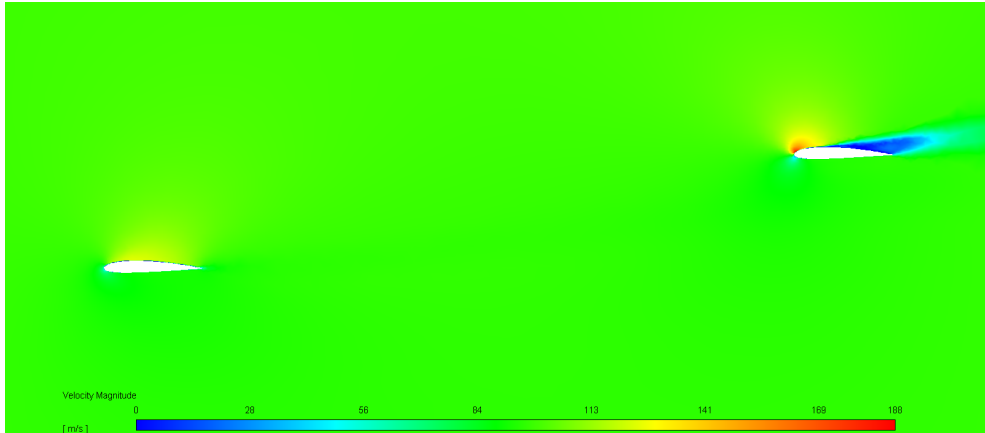


Figura 6.11: Contorno de velocidades para una sección situada en el plano A, en vuelo en despegue.

Se observa un gran desprendimiento de capa límite en el ala trasera. Esto es debido a que el ala delantera modifica la dirección del flujo delante del ala trasera, provocando el desprendimiento.

Plano B

En la figura 6.12, se muestra el contorno de presiones en el plano B, para el caso de vuelo en despegue.

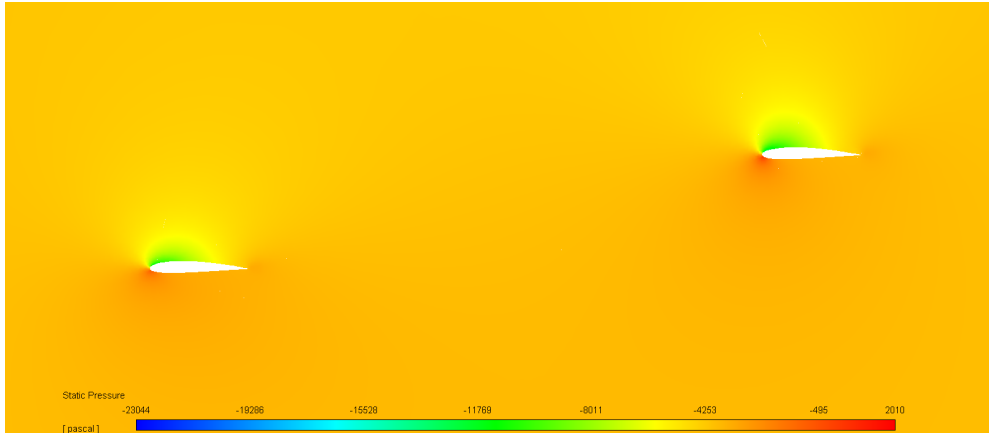


Figura 6.12: Contorno de presiones para una sección situada en el plano B, en vuelo en despegue.

En este caso las zonas de baja presión sobre ambas alas disminuyen de tamaño. Como cabe esperar este resultado es análogo al expuesto en la sección 6.1. Se observa además que el lóbulo de baja presión del ala delantera ha aumentado, y ahora se parece más al del ala trasera.

En la figura 6.13, se muestra el contorno de velocidades en el plano B, para el caso de vuelo en despegue.

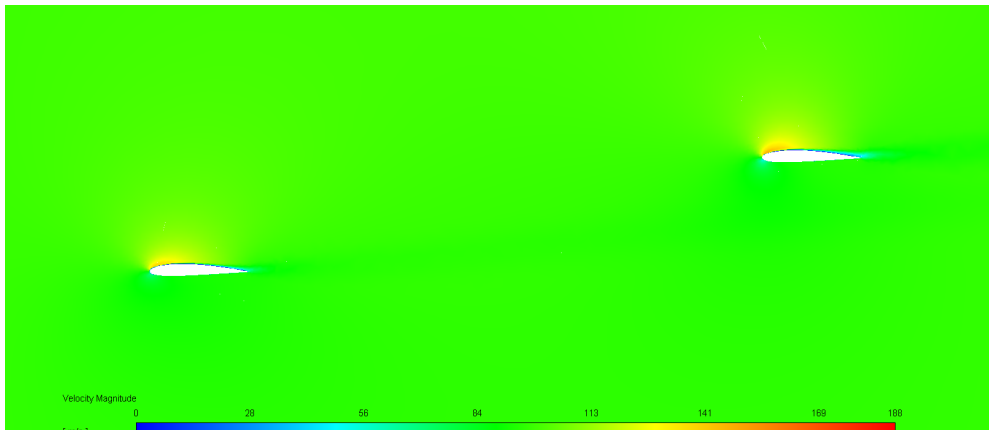


Figura 6.13: Contorno de velocidades para una sección situada en el plano B, en vuelo en despegue.

En comparación con los resultados sobre el plano A, ahora no se produce el desprendimiento de capa límite sobre el ala trasera. Esto refuerza la hipótesis de que dicho desprendimiento, se produce a causa de la cercanía al encastre, donde se encuentra el límite de la zona de cálculo.

Plano C

En la figura 6.14, se muestra el contorno de presiones en el plano C, para el caso de vuelo en despegue.

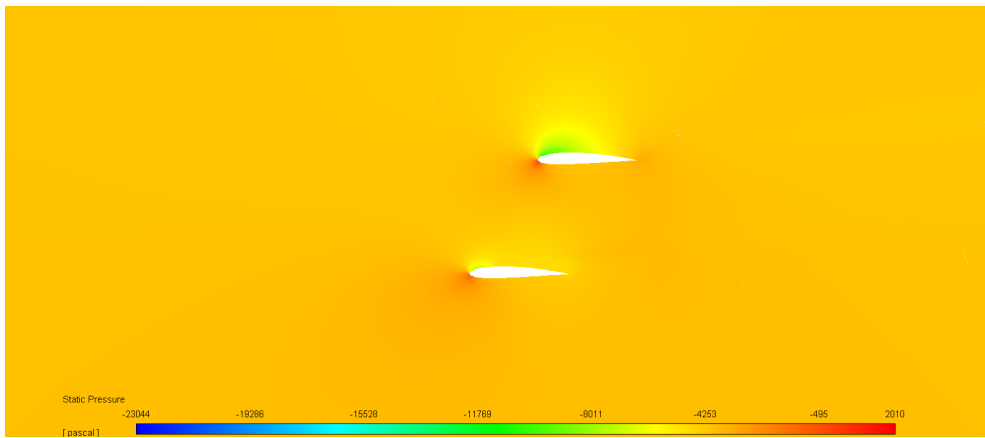


Figura 6.14: Contorno de presiones para una sección situada en el plano C, en vuelo en despegue.

Se observa que la zona de baja presión del ala trasera es mayor que la del ala delantera. En comparación con el plano B, ahora ambas zonas han disminuido de tamaño. Se confirma la tendencia observada en la sección 6.1: La diferencia de presión entre el extradós y el intradós de ambas alas, disminuye a medida que el plano de análisis se acerca a la punta de ala.

En la figura 6.15, se muestra el contorno de velocidades en el plano C, para el caso de vuelo en despegue.

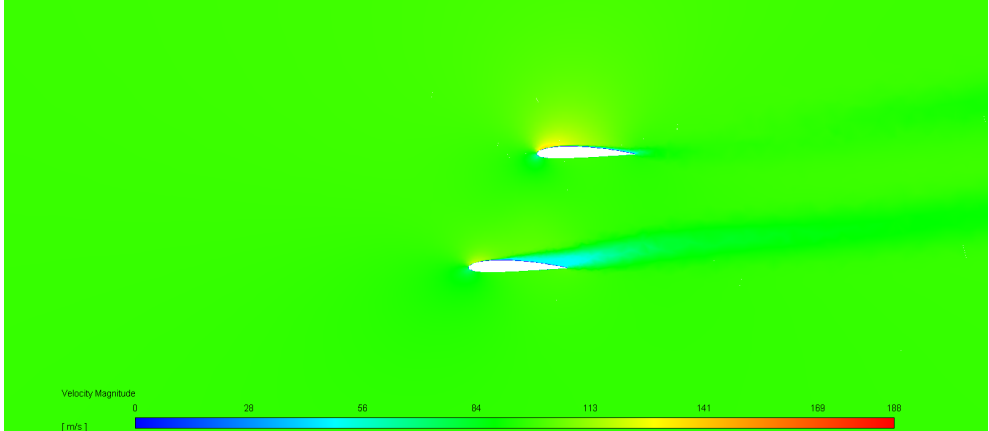


Figura 6.15: Contorno de velocidades para una sección situada en el plano C, en vuelo en despegue.

En el contorno de velocidades, se observa que ahora el desprendimiento de capa límite se produce sobre el ala delantera. En este caso tampoco se puede confirmar la razón de este suceso. A priori, con la información disponible, se puede suponer que es debido la presencia del dispositivo de unión entre ambas alas. Para determinar esta conclusión, es necesario un análisis más profundo centrado en este dispositivo.

Para comprobar si esto ocurre a altas velocidades, en la figura 6.16, se muestra el mismo contorno de velocidades en el plano C, pero para vuelo a Mach 0,8.

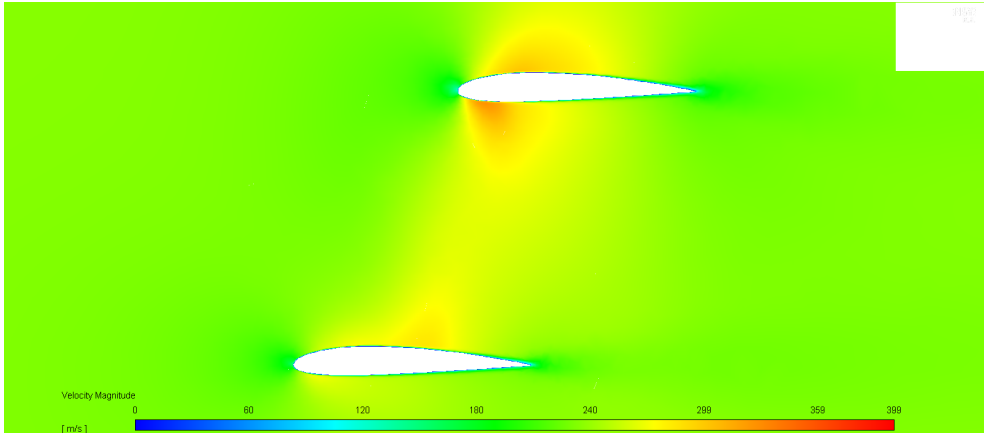


Figura 6.16: Contorno de velocidades para una sección situada en el plano C, en vuelo en a Mach 0,8.

Se observa que no ocurre el desprendimiento. En este caso el fenómeno predominante es la aparición de la onda de choque. Como se observó en la figura 6.7.

6.3 Resumen de resultados 3D

Finalmente, se han comprobado las siguientes tendencias:

- Aparece un efecto no observado en los resultados 2D del capítulo 5. La flecha del ala 3D, disminuye la velocidad transversal que ven los perfiles, y con ello la diferencia de presiones entre el extradós y intradós de ambos perfiles. Este efecto es mayor en el ala delantera, por tener mayor flecha.
- Al alejar el plano de análisis del encastre de las alas, disminuye la velocidad en el extradós del ala, con ello la zona de baja presión sobre el ala también se reduce.
- Aparecen dos puntos del extradós donde la presión es especialmente baja. Estos se sitúan en el encastre del ala trasera y la punta del ala delantera.
- En condiciones de despegue se produce un desprendimiento sobre los perfiles. Cerca de punta de ala, aparece en el ala delantera. Cerca del encastre aparece sobre la trasera.

Es interesante el efecto comentado en el primer punto. El tener una flecha distinta en el ala delantera y trasera, genera diferente sustentación en las dos alas. Esto puede tener aplicaciones interesantes, ya que modifica el coeficiente de momento. Mediante alas de geometría variable, se podrían utilizar las alas como control del cabeceo del avión, para aumentar su redundancia. O bien como una forma de trimar el cabeceo para compensar la carga del avión.

Capítulo 7

Conclusión

Finalmente, tras observar los resultados obtenidos mediante el estudio CFD, se pueden extraer algunas conclusiones tanto referentes a los resultados, como a el método utilizado.

Para empezar, la cuestión que plantea este trabajo es, como varían los parámetros aerodinámicos de un ala cerrada con su geometría. Con el trabajo realizado no es posible dar una respuesta directa a dicha pregunta.

Por un lado, debido a las limitaciones del ordenador. La capacidad del hardware permite realizar mallas lo suficientemente precisas como para obtener unos resultados cualitativos, pero no cuantitativos. Esto dificulta el hecho de comparar resultados que no se hayan obtenido mediante los mismos setups, ya que el orden del error puede ser muy distinto. Como es el caso de la comparación entre los resultados 2D y 3D, para los primeros fue posible obtener una malla correctamente refinada, pero para los últimos no, por tanto cabe esperar que la comparación entre ambos sea mas bien imprecisa.

Por otro lado, para realizar un estudio de tal magnitud seria necesario estudiar una amplia gama de párametros. Al disponer de dos alas conectadas entre si, no solo aumenta el número de características que determinan la aerodinámica del conjunto, sino tambien el número de interacciones entre ellas. Es prácticamente imposible realizar un estudio de todas ellas en un tiempo tan breve, por ello será

de vital importancia la propuesta de trabajos futuros, que no solo ampliaran, sino que completaran la información de este estudio.

Además se ha descubierto una posible aplicación para este tipo de sistema alar: La inclusión de un sistema de geometría variable, ofrece otra forma de modificar el coeficiente de momento del avión, aumentando el control sobre este.

En cuanto a los resultados, se han observado distintas tendencias y fenómenos mostrados a continuación:

Situar las alas cerca disminuye la eficiencia aerodinámica, este fenómeno se acentúa cuando ambas alas se encuentran una encima de otra al volar a altas velocidades. Por tanto es aconsejable que la punta de unión entre ambas alas sea un elemento inclinado, de forma que las puntas de ala se encuentren alejadas.

El ala trasera experimenta una deflexión de flujo a causa de la presencia del ala delantera, obteniendo aumento de la sustentación y del arrastre.

Todos los efectos generados por la interferencia entre las dos alas se atenúan al situar el ala delantera por debajo.

Al observar los datos del cálculo en 3D, se ha observado que se aproxima mucho a la tendencia estudiada en 2D. Cobrando mayor importancia los efectos de la deflexión de flujo. Y destacando también el efecto del elemento de unión de las alas, que favorece los gradientes de presión adversa en el ala inferior. Esto puede ser causado por el diseño de dicho elemento, que en este estudio es una placa, por tanto será necesario estudiar la forma de dicho elemento para comprobar el alcance de este efecto.

Como se ha comentado previamente, es importante la determinación de los estudios futuros a realizar. Son muchos los factores a tener en cuenta. A nivel geométricos, hay parámetros que aún no han sido estudiados. Sería necesario analizar el efecto de los siguientes parámetros para comprobar el efecto en la aerodinámica:

- El ángulo de ataque de cada ala por separado.
- La inclinación de la unión entre ambas alas.
- La forma de la unión de ambas alas.
- La envergadura de cada ala por separado.

-
- La cuerda de cada ala.
 - El dihedro de cada ala.
 - La separación entre las puntas de ala.

También es necesario completar ciertos aspectos relacionados con la metodología que no se han tenido en cuenta. Por un lado la falta de precisión de los cálculos, limitada por el hardware utilizado, esta se podría solucionar realizando el resto de cálculos con un hardware más potente, o bien, realizando todas las comparaciones desde un punto de vista cualitativo, para posteriormente, dedicar un estudio a realizar un cálculo más preciso sobre los casos de más relevancia. Esta sería una forma interesante de ahorrar costes, lo cual es una ventaja por se del calculo CFD.

Por otro lado, las condiciones de vuelo son un parámetro importante. Si el objetivo fuera diseñar un aparato, se pueden acotar mediante la misión. Para el caso de un estudio más amplio, es necesario abarcar más casos. Primero mediante un estudio bibliográfico, ya realizado en este trabajo, donde se puede acotar en que condiciones se puede encontrar un avión con ala cerrada. Segundo, utilizando dichos límites para establecer ciertas condiciones arbitrarias donde puedan ser relevantes los resultados.

Cabe destacar, que los dos apartados anteriores, geometría y condiciones de vuelo, no se pueden abordar independientemente, la definición de uno afecta al otro. Por tanto es necesario realizar cierta iteración con ellos. Se puede apreciar con ello el gran tamaño del campo a estudiar.

Por último se deben validar los cálculos, realizando modelos del túnel de viento. Otra vez desde el punto de vista económico, lo óptimo no es realizar validación de todos los cálculos realizados, ya que los análisis son desde un punto cualitativo, por tanto, tras realizar los estudios pertinentes, y obtener los casos más relevantes, estos serian los que se validarían. Con ello se ahorraría coste y tiempo.

Capítulo 8

Presupuesto

En el proyecto, los procedimientos empleados implican un coste, tanto de personal, como de licencias como de material, aquí se listan dichos costes.

Definición:	Medida [h]	Coste unitario [€/h]	Coste total [€]
Estudiante de Ingeniería Aeroespacial	100	12	1200
Licencia de software	20	2	40
Total			1240

Tabla 8.1: Costes asociados a la búsqueda de información y al desarrollo de los modelos CAD

Definición:	Medida [h]	Coste unitario [€/h]	Coste total [€]
Estudiante de Ingeniería Aeroespacial	120	12	1440
Licencia de software	40	2	80
Total			1520

Tabla 8.2: Costes asociados al proceso de mallado

Definición:	Medida [h]	Coste unitario [€/h]	Coste total [€]
Estudiante de Ingeniería Aeroespacial	150	12	1800
Lector de TFG	15	30	450
Licencia de software	50	2	100
Total			2350

Tabla 8.3: Costes asociados al proceso de setup del calculo

Definición:	Medida [h]	Coste unitario [€/h]	Coste total [€]
Estudiante de Ingeniería Aeroespacial	300	12	3600
Lector de TFG	5	30	150
Licencia de software	100	2	200
Total			3950

Tabla 8.4: Costes asociados al postproceso y a la redacción del trabajo

Definición:	Medida [u]	Coste unitario [€/u]	Coste total [€]
Portatil	1	900	900
Total			900

Tabla 8.5: Costes asociados al material utilizado para realizar el trabajo

Finalmente el coste total del trabajo asciende a 9960€. Destinandose 420€ a la licencia.

Bibliografía

Airfoiltools (vid. pág. 16).

Anderson, Jr. John D. (2001). *Fundamentals of aerodynamics*. Ed. por McGraw Hill. Inc. (vid. págs. 6, 7).

Campos, Emilio (2011). *Manufacturing of a Joined Wing sensorcraft*. Inf. téc. Universidade Técnica de Lisboa (vid. pág. 10).

Dreibelbis, Brian y Jim Barth (2001). “Structural analysis of joint wings”. Tesis doct. Widener University (vid. pág. 9).

Ecotricity (vid. pág. 1).

FAA (2010). *Pilot's handbook of aeronautical knowledge* (vid. pág. 9).

Fernandez, Stephane Salaet (2010). “Agotamiento de los combustibles fosiles y emisiones de CO2: Algunos posibles escenarios futuros de emisiones.” En: *Revista Galega de Economía* (vid. pág. 1).

Filippone, Antonio (2000). “Data and performances of selected aircraft and rotorcraft”. En: ed. por Pergamon. Elsevier. Cap. Introduction, pág. 633 (vid. págs. 1, 2).

- flight, Century of. *Airfoil technology* (vid. pág. 16).
- Hendrickson y Grumman. *Drag an introduction* (vid. pág. 3).
- Jemitola, Paul O y Jhon P Fielding (2012). *Box wing aircraft conceptual design*. Inf. téc. Cranfield University (vid. pág. 4).
- Kroo, I. (2005). *Nonplanar wing concepts for increaed aircraft efficiency*. Inf. téc. Stanford Universit (vid. págs. 3, 4).
- Kroo, Ilan, Jhon McMasters y Stephen C.Smith (1995). *Highly nonplanar lifting systems*. Inf. téc. Stanford University, Boeing Commercial Airplane Group y NASA Ames Research Center (vid. pág. 3).
- Orquín, Ana Vidal (2010). “Diseño de un business jet con configuración joined wing”. Tesis doct. Universidad Politécnica de Valencia (vid. págs. 2, 15).
- Saxena, Shivam y Mr. Rahul Kumar (2015). *Desifn of NACA 2412 and its analysis at different angle of attacks, Reynolds numbers and wind tunnel test*. Inf. téc. Babu Banarsi Das National Institute of Technology abd Management, Lucknow, India (vid. pág. 15).
- Schefter, Jim (1986). “Diamonds are plane’s best friends”. En: *Popular Sciencie* (vid. págs. 5, 6).
- Schiktanz, Daniel (2011). “Conceptual design of a medium range box wing aircraft”. Tesis de mtría. Hamburg University of Applied Sciencies (vid. págs. 4, 61).
- Wolkovitch, Julian (1979). *Joined wing aircraft US4365773A*.
- Zafirov, Dimo (2014). *Closed wing aircraft classification*. Inf. téc. Technical University-Sofia, Branch of Plovdiv (vid. pág. 10).