

**UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE NUEVO LEÓN
FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA**



TESIS

**ANÁLISIS NUMÉRICO DE LA MORFOLOGÍA DEL ALA PARA USO
EN FUMIGACIÓN AÉREA**

**POR
MARTÍN ALEJANDRO CARRIZALES RODRÍGUEZ**

**COMO REQUISITO PARCIAL PARA OBTENER EL GRADO DE
MAESTRÍA EN INGENIERÍA EN AERONÁUTICA
CON ORIENTACIÓN ESTRUCTURAS AERODINÁMICAS**

SEPTIEMBRE 2015

**UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE NUEVO LEÓN
FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA
SUBDIRECCIÓN DE ESTUDIOS DE POSGRADO**



TESIS

**ANÁLISIS NUMÉRICO DE LA MORFOLOGÍA DEL ALA PARA USO
EN FUMIGACIÓN AÉREA**

**POR
MARTÍN ALEJANDRO CARRIZALES RODRÍGUEZ**

**COMO REQUISITO PARCIAL PARA OBTENER EL GRADO DE
MAESTRÍA EN INGENIERÍA EN AERONÁUTICA
CON ORIENTACIÓN ESTRUCTURAS AERODINÁMICAS**

SEPTIEMBRE 2015

Gracias por ayudarme a darme cuenta algo que existía en mí, pero nunca comprendí y por lo cual estaré eternamente agradecido

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE NUEVO LEÓN
FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA
SUBDIRECCIÓN DE ESTUDIOS DE POSGRADO

Los miembros del Comité de Tesis recomendamos que la tesis: «Morfología en la combadura de un perfil aerodinámico para una aeronave de aplicación aérea» realizada por el alumno Martín Alejandro Carrizales Rodríguez, con número de matrícula 1400766, sea aceptada para su defensa como requisito parcial para obtener el grado de Maestría en Ingeniería en Aeronáutica con orientación en Estructuras Aeronáutica.

El Comité de Tesis



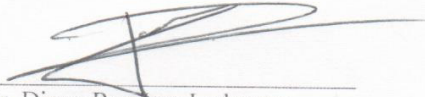
Dr. Martín Castillo Morales

Tutor



Dr. Carlos Manuel Rodríguez
Román

Revisor



Dr. Diego Ramírez Ledezma

Revisor

Vo. Bo.

Dr. Simón Martínez Martínez

División de Estudios de Posgrado

San Nicolás de los Garza, Nuevo León, Septiembre 2015

Índice de Figuras	1
Índice de Tablas	5
Agradecimientos	6
Resumen	7
Capítulo 1. Introducción y definición del problema	8
1.1 Aplicación Aérea	8
1.1.1 Historia y evolución de las aeronaves de aplicación aérea	8
1.1.2 Ventajas y desventajas de la aplicación aérea.....	11
1.2 Morfología en Aeronáutica	13
1.2.1 Historia	13
1.2.2 Morfología Telescópica.....	17
1.2.3 Morfología en el Flechado del Ala	18
1.2.4 Morfología en el doblado del ala.....	19
1.2.5 Morfología en la combadura del ala.....	20
1.2.6 Morfología en el torcimiento del ala	20
1.2.7 Morfología en la punta del ala (winglet).....	21
1.2.8 Morfología en la piel del ala	22
1.3 Problemática	23
1.4 Hipótesis	23
1.5 Objetivo	24
1.5.1 General.....	24
1.5.2 Específicos	24
1.5.2.1 Validación del modelo de simulación	24
1.5.2.2 Selección del perfil aerodinámico a realizar por medio de morfología	24
1.5.2.3 Análisis numérico de morfología en perfil (2D)	24
1.5.2.4 Análisis numérico de morfología en la aeronave (3D)	24
1.6 Definición de parámetros de análisis para aplicación aérea	25
1.6.1 Parámetros de aplicación aérea según la FAO	25
1.6.2 Parámetros de aplicación aérea particulares.....	25
Capítulo 2. Validación del modelo de análisis numérico contra método experimental 27	
2.1 Introducción	27
2.2 Modelos a validar	27
2.3 Límites de la evaluación bidimensional	28
2.3.1 Equipo	31
2.3.2 Resultados de la validación	31
Capítulo 3. Metodología para la selección del perfil aerodinámico utilizado en la morfología 33	
3.1 Introducción	33

3.2 Aeronave Base	33
3.3 Perfiles aerodinámicos candidatos	35
3.4 Método de selección del perfil candidato	35
3.4.1 Comparación del coeficiente de sustentación (<i>CL</i>)	36
3.4.2 Comparación Geométrica	37
3.4.3 Comparación Coeficiente de arrastre (<i>CD</i>)	37
3.5 Método para Análisis numérico de la morfología en perfil aerodinámico seleccionado	38
Capítulo 4. Método para el análisis numérico de morfología en la aeronave	40
4.1 Introducción	40
4.2 Curva de potencia requerida contra velocidad	41
4.3 Casos de morfologías en el ala	43
4.3.1 Caso 1	43
4.3.2 Caso 2	43
4.3.3 Caso 3	44
4.3.4 Caso 4	44
4.4 Pre procesamiento del análisis numérico tridimensional	45
4.4.1 Generación de la geometría en software de análisis	45
4.4.2 Discretización del modelo (mallado)	47
4.4.2.1 Propiedades generales del mallado	47
4.4.2.2 Propiedades locales del mallado	48
4.4.2.3 Mallado final	51
4.5 Procesamiento del análisis numérico tridimensional	51
4.5.1 Propiedades del análisis numérico	51
4.5.2 Generación de puntos de diseño "Design Points"	54
Capítulo 5. Resultados de análisis numéricos	56
5.1 Introducción	56
5.2 Selección del perfil aerodinámico	56
5.2.1 Comparación del coeficiente de sustentación (<i>CL</i>)	56
5.2.1.1 Grupo <i>CL</i> + + +	56
5.2.1.2 Grupo <i>CL</i> + +	57
5.2.1.3 Grupo <i>CL</i> +	58
5.2.1.4 Discusión de los resultado comparativos del coeficiente de sustentación (<i>CL</i>)	59
5.2.2 Comparación geométrica	59
5.2.2.1 Perfiles aerodinámicos con morfologías complejas de realizar	60
5.2.2.2 Perfiles aerodinámicos con morfologías factibles a realizar	61
5.2.2.3 Discusión de los resultados de comparación geométrica	61
5.2.3 Comparación del coeficiente de resistencia al avance (<i>CD</i>)	62
5.2.3.1 Discusión de los resultado comparativos del <i>CD</i>	62
5.2.4 Segunda comparación geométrica	63
5.2.4.1 Fusión	63
5.3 Simulación de la morfología en el perfil aerodinámico	64

5.3.1 Comparación de las curvas de CL bajo los parámetros de operación	64
5.3.2 Comparación de las curvas de CD bajo los mismos parámetros de operación	65
5.3.3 Análisis de resultados	66
5.4 Análisis numérico de morfología en el ala de la aeronave.....	68
5.4.1 Análisis numérico tridimensional de la aeronave con el perfil base en el ala.....	68
5.4.2 Análisis numérico tridimensional del Caso 1	70
5.4.3 Análisis numérico tridimensional del Caso 2	73
5.4.4 Análisis numérico tridimensional del Caso 3	77
5.4.5 Análisis numérico tridimensional del Caso 4	80
5.5 Análisis de resultados.....	83
5.5.1 Calculo de las velocidades de operación (V_o).....	83
5.5.2 Calculo de los rangos de operación.....	84
5.5.3 Calculo de la potencia requerida	85
5.5.4 Potencia contra Velocidad	86
5.5.4.1 Caso Base contra Caso 1	86
5.5.4.2 Caso Base contra Caso 2	88
5.5.4.3 Caso Base contra Caso 3	89
5.5.4.4 Caso Base contra Caso 4	90
5.5.4.5 Análisis cuantitativo de la velocidad de operación y potencia requerida en el uso de la morfología	90
5.5.5 Eficiencia aerodinámica	91
5.5.5.1 Caso 1	93
5.5.5.2 Caso 2.....	94
5.5.5.3 Caso 3.....	94
5.5.5.4 Caso 4.....	94
Capítulo 6. Discusión de los resultados.....	95
6.1 Introducción	95
6.1 Discusión.....	95
Capítulo 7. Conclusiones y Trabajo a futuro.....	97
7.1 Introducción	97
7.2 Conclusiones	97
7.3 Trabajo a futuro.....	97
Capítulo 8. Referencias.....	99

Índice de Figuras

Figura 1-1. Primera fumigación aérea realizada en Troy, Ohio, EUA(Service, 1921)	8
Figura 1-2. An-2SKh primera aeronave diseñada para fumigación aérea.(Gabor, 2011)	9
Figura 1-3. S 1 primera aeronave agrícola diseñada por Leland Snow en 1951(Kemper, 1970).....	10
Figura 1-4. PZL M-15, única aeronave agrícola con un motor a reacción.(I. Babenko, 1973).....	11
Figura 1-5. Modelo 3D de la maquina voladora de Da Vinci (Vinci, 1600)	13
Figura 1-6. F4U Corsair con sus alas dobladas (Rhorn2, 2009)	14
Figura 1-7. (a) Diseño conceptual del Me 1102/5 (Lepage, 2009), (b) Vistas isométricas del Me P1101 (Griehl, 1998)	14
Figura 1-8. Grumman F-14 al momento de despegue con el ángulo de flechado mínimo en sus alas (Navy, 1970).....	15
Figura 1-9.(a) Aeronave desarrollada por Nextgen de ala plegable (NextGen, 2006), (b) Prototipo de Lockheed-Martin para pruebas en túnel de viento (Lockheed-Martin, 2006).	16
Figura 1-10. Morfologías en la aeronave según su área.	16
Figura 1-11. (a) Presentación del Prototipo MAK-10 en Francia en 1931 (Gosselin, 1931). (b). Prototipo LIG en Rusia en 1937 (Bakshaev, 1937)	17
Figura 1-12. (a) Prototipo de J. Vales de ala telescópica mediante el uso de una extensión interna (Vale et al., 2011). (b). Prototipo Vocke de ala telescópica usando una estructura tipo honeycomp y una piel de material compuesto con matriz elastómera (Vocke et al., 2011).	18
Figura 1-13. Prototipo Mecanismo tipo BSCM diseñado por Tummala (Tummala et al., 2013)	19
Figura 1-14. (a) S.41 lanzado desde el HMS Hibernia 1912(Magazine, 1912). (b). Prototipo de murciélago robótico 1) Pulgar, 2) MCP-III, 3) MCP-IV, 4) MCP-V, 5) Humero, 6) Pierna, 7) Músculos de SMA, 8) Junta del codo, 9) Membrana alar, 10) Junta de la muñeca, 11) Junta del hombro, 12)Radio.....	19
Figura 1-15. (a) Prototipo de Airbus para un borde de ataque variable (Kintscher, 2013), (b). Conceptos de alerón discreto vs borde salida con morfología (Pankonien, 2013).	20
Figura 1-16. Prototipo de ala con torcimiento (Gonzalez, 2005)	21
Figura 1-17. (a) Comparación del flujo entre el ala con y sin la morfología activada (Falcão et al., 2011), (b). Comparación de los coeficientes de presiones (c_p) en distintas fases de la morfología (Daniele et al., 2012).	22
Figura 1-18. (a) Ejemplo de prototipo de piel a base de un elastómero (Bubert et al., 2010), (b) Prototipo de piel corrugada a partir de plástico reforzado con fibras, (der) prototipo de piel a partir de estructura tipo honeycomb (2), recubierta con placas de elastómero (1).	23
Figura 2-1 Perfil aerodinámico NACA 4415.....	28

Figura 2-2. Dimensiones de la malla tipo C (Mullen, 2005)	30
Figura 2-3 Comparación del CL del perfil NACA 4415 entre 3 distintos softwares de análisis numérico y datos obtenidos en pruebas de túnel de viento	32
Figura 3-1. Air Tractor AT-802, en el aeropuerto de Sabadell, Cataluña, España (Aerobcn.com, 2002).....	33
Figura 3-2. Método de selección de perfil aerodinámico candidato a ser generado por la morfología	36
Figura 4-1. Efecto del alargamiento alar (A) en función del coeficiente de sustentación generado y el ángulo de ataque del ala (Raymer, 1992)	40
Figura 4-2. Modelo CAD de la aeronave utilizada en el análisis numérico tridimensional generado a partir de las vistas en sistema diédrico del AT-802 (AirTractor, 2014a)	41
Figura 4-3. Velocidades importantes para una aeronave con hélice en función (Gudmundsson, 2013).....	42
Figura 4-4. Modelo geométrico de la aeronave utilizando la morfología sobre toda la envergadura del ala.....	43
Figura 4-5. Modelo geométrico de la aeronave con morfología en toda la envergadura con la excepción de los alerones.	43
Figura 4-6. Modelo geométrico de la aeronave con morfología solamente en el área alar correspondiente a los Flaps	44
Figura 4-7. Modelo geométrico de la aeronave con morfología prácticamente en toda la envergadura con excepción de la zona alar correspondiente a los alerones	44
Figura 4-8. Representación del volumen de control y aeronave extruida del mismo. ..	46
Figura 4-9. Parámetros generales del mallado para todos los análisis numéricos	47
Figura 4-10. Zonas donde se colocó el tamaño de elemento de 30 mm para el ala	48
Figura 4-11. Zona donde se aplicó el tamaño local correspondiente al fuselaje	48
Figura 4-12. Zonas de refinamiento correspondiente al tren de aterrizaje	49
Figura 4-13. (a) Zona correspondiente al estabilizador Horizontal. (b) Zona correspondiente al estabilizador Vertical.....	50
Figura 4-14. Algunas de las arritas seleccionadas para colocar el tamaño de elemento de 1 mm.	50
Figura 4-15. Malla del volumen de control general.....	51
Figura 4-16. Colocación los comandos y números de iteraciones para pasar de primer a segundo orden de manera automática dentro de “Calculations activities” en Fluent. 52	
Figura 4-17. Tabla de parámetros de entrada y salida del análisis numérico (nótese que este ya contiene valores de salida obtenidos de un análisis).....	54
Figura 4-18. Tabla de puntos de diseño, para los análisis numéricos	55
Figura 5-1. Grupo de perfiles aerodinámicos denominados como $CL + + +$, estos tienen el mejor comportamiento del coeficiente de sustentación de los perfiles analizados	57
Figura 5-2. Perfiles aerodinámicos pertenecientes al Grupo $CL + +$, el cual nos muestra los perfiles aerodinámicos que obtuvieron un incremento considerable en comparación del perfil base sin llegar a ser tan alto	58

Figura 5-3. Grafica que presenta a los perfiles aerodinamicos del grupo <i>CL</i> + que contiene a la mayoría de los perfiles pero sus ganancias son ligeramente superiores al generado por el perfil base.....	59
Figura 5-4. Ejemplos de perfiles aerodinámicos perteneciente al grupo de los denominados complejos de realizar.....	60
Figura 5-5. Ejemplos de perfiles aerodinámicos perteneciente al grupo denominado factibles de realizar.	61
Figura 5-6. Perfiles aerodinámicos que cumplen con la condición establecida en la Ecu 3.3 en su comparación de <i>CD</i>	62
Figura 5-7. Comparación entre el perfil base y el GOE 449 el perfil seleccionado para realizar la morfología.....	63
Figura 5-8. Comparación entre el perfil base y el nuevo perfil aerodinámico denominado Fusion.....	63
Figura 5-9. Comparación de <i>CL</i> bajo las condiciones de operación establecidas entre los dos perfiles seleccionados y el perfil base.....	64
Figura 5-10. Comportamiento del coeficiente de sustentación en función del Número Mach (Gudmundsson, 2013).....	65
Figura 5-11. Comparación de <i>CD</i> bajo las mismas condiciones de operación entre los dos perfiles seleccionados y el perfil base	66
Figura 5-12. Zonas de estabilidad e inestabilidad en la curva de potencia requerida contra velocidad (Flyers, 2014)	67
Figura 5-13. Resultados del <i>CL</i> de la aeronave con el perfil aerodinámico NACA 4415	68
Figura 5-14. Resultados del <i>CD</i> de la aeronave con el perfil aerodinámico NACA 4415	69
Figura 5-15. Grafica polar del ala en la aeronave con el perfil aerodinámico NACA 4415	69
Figura 5-16. (a) Vista isométrica del comportamiento de las líneas flujo de aire en la aeronave en función de su velocidad. (b) Vista trasera del comportamiento de las líneas de flujo de aire en la aeronave en función de su velocidad.....	70
Figura 5-17. Resultados del <i>CL</i> de la aeronave bajo el Caso 1	71
Figura 5-18. Resultados del <i>CD</i> de la aeronave bajo el Caso 1	71
Figura 5-19. Grafica polar de la aeronave bajo el Caso 1	72
Figura 5-20. (a) Vista isométrica del comportamiento del flujo de aire en el ala de la aeronave en función de su velocidad. (b) Vista trasera del comportamiento del flujo de aire en el ala de la aeronave en función de su velocidad.....	72
Figura 5-21. Vista de corte en el ala mostrando el cambio entre los perfiles NACA 4415 (Alerón) y el resto del extradós FUSION.....	73
Figura 5-22. Comportamiento del <i>CL</i> total de la aeronave bajo el Caso 2	73
Figura 5-23. Comportamiento del <i>CD</i> de la aeronave bajo el Caso 2.....	74
Figura 5-24. Grafica polar de la aeronave bajo el Caso 2	74
Figura 5-25. Diagrama de la generación del desprendimiento de capa en función a la corriente del flujo (Gudmundsson, 2013)	75

Figura 5-26. (a) Contorno de velocidades del perfil aerodinámico en la zona de transición de la morfología. (b) Contorno de presiones del perfil aerodinámico en la zona de transición de la morfología.	76
Figura 5-27. (a) Vista trasera del comportamiento del flujo de aire en el ala de la aeronave en función de su velocidad. (b) Vista Isométrica del comportamiento del flujo de aire sobre el extradós del ala en función de su velocidad.	76
Figura 5-28. Comportamiento del CL de la aeronave bajo el Caso 3	77
Figura 5-29. Comportamiento del CD de la aeronave bajo el Caso 3	78
Figura 5-30. Grafica polar de la aeronave obtenida de los resultados de análisis numérico bajo el Caso 3.....	78
Figura 5-31. (a) Vista trasera del comportamiento del flujo de aire en el ala de la aeronave en función de su velocidad. (b) Vista Isométrica del comportamiento del flujo de aire sobre el extradós del ala en función de su velocidad.	79
Figura 5-32. (a) Vista trasera del flujo del aire solamente en la zona de transición entre perfiles aerodinámicos en función de su velocidad. (b) Vista del flujo de aire, se observa como este cambia de la zona sin morfología a la zona con morfología.	79
Figura 5-33. Comportamiento del CL de la aeronave bajo el Caso 4	80
Figura 5-34. Comportamiento del CD de la aeronave bajo el Caso 4.....	81
Figura 5-35. Grafica polar de la aeronave en bajo el Caso 4	82
Figura 5-36. (a) Vista trasera de las líneas de flujo en función de su velocidad en la zona de transición. (b) Vista isométrica del flujo, en función de su velocidad, solamente en zona de transición como es apreciable el vórtice generado no llega a la zona donde no existe morfología.	82
Figura 5-37. (a) Vista trasera del comportamiento del flujo de aire en la aeronave en función de su velocidad. (b) Vista isométrica del comportamiento del flujo de aire sobre la semi ala izquierda en función de su velocidad.	83
Figura 5-38. Curva de Potencia vs Velocidad para el caso Base, delimitando la zona de operación para la aplicación aérea	86
Figura 5-39. Comparación entre los rangos de operación del Caso Base y Caso 1	87
Figura 5-40. Comparación entre los rangos de operación del caso Base y Caso 2	88
Figura 5-41. Curvas de potencia contra velocidad de los casos 3 y bases, donde se puede comprobar los rangos de operación de ambos casos	89
Figura 5-42. Curvas de potencia contra velocidad de los casos 4 y bases, donde se puede comprobar los rangos de operación de ambos casos	90
Figura 5-43. (Izq) Eficiencia aerodinámica para un perfil aerodinámico convencional. (Der) Eficiencia aerodinámica para un perfil aerodinámico laminar	92

Índice de Tablas

Tabla 1. Requerimientos para la fumigación según modalidad (HMU, 1999; Mendiola, 2014)	12
Tabla 2. Limitantes de aplicación aérea según vehículo aéreo (HMU, 1999)	12
Tabla 3. Limitantes de aplicación aérea según vehículo.....	26
Tabla 4. Parámetros utilizados por Ira Abbott en sus pruebas en túnel de viento	29
Tabla 5. Parámetros de mallado	30
Tabla 6. Característica del equipo de cómputo.....	31
Tabla 7. Error entre datos obtenidos por medio de simulación en comparación con datos experimentales	32
Tabla 8. Especificaciones de la aeronave Air Tractor AT-802 (Jackson, 2004).....	34
Tabla 9. Perfiles aerodinámicos seleccionados de la UIUC Airfoil Data Base (Lednicer, 1998)	35
Tabla 10. Dimensiones del prisma rectangular (box) para generar el volumen de control donde “E” es la envergadura de la aeronave (Rodríguez Román, 2014).	45
Tabla 11. Velocidades de operación para cada uno de los perfiles aerodinámicos manteniendo la fuerza de sustentación constante	67
Tabla 12. Velocidades obtenidas a partir de las ecuaciones 15 y 21 para los 5 casos analizados	84
Tabla 13. Velocidades de operación y de desplome para cada caso	85
Tabla 14. Potencia requerida a partir de las Ecuación 17 y en función de la velocidad y el CD	85
Tabla 15. Porcentaje de cambio de la velocidad de los casos del 1 al 4 en comparación al caso Base.....	91
Tabla 16. Porcentaje de cambio de la potencia requerida para los casos del 1 al 4 en comparación al caso Base.	91
Tabla 17. Eficiencia aerodinámica de la aeronave para cada uno de los casos.....	93
Tabla 18. Comparación de la eficiencia aerodinámica del Caso 1 para rango de operación en relación al caso Base.....	93
Tabla 19. Comparación de la eficiencia aerodinámica del Caso 2 para rango de operación en relación al caso Base.....	94
Tabla 20. Comparación de la eficiencia aerodinámica del Caso 3 para rango de operación en relación al caso Base.....	94
Tabla 21. Comparación de la eficiencia aerodinámica del Caso 4 para rango de operación en relación al caso Base.....	94
Tabla 22. Comparación de parámetros fundamentales entre todos los casos.	95

Agradecimientos

A mis padres: por su incansable apoyo en las decisiones que he tomado a lo largo del tiempo, por su paciencia, por todas las palabras de aliento a lo largo de mi vida, por creer en mí y por la educación que con tanto esfuerzo y sudor lograron darme. Soy afortunada de tenerlos.

A mis hermanos: por estar ahí cuando los he necesitado, por hacer me perder los estribos en ocasiones de los cuales he aprendido mucho y por hacer de mi vida algo no tan aburrida.

A mis tutores: de los cuales he aprendido mucho acerca de esto, por su tiempo y su paciencia a salir adelante en este trabajo que se presenta.

A mis compañeros: que sin ellos este trabajo hubiese sido muy aburrido y por lo cual disfrute los últimos dos años.

Agradezco al CONACYT por el apoyo económico brindado durante la realización de este proyecto.

Agradezco a Oaxaca Aerospace y la FIME-UANL, que me brindó todo el apoyo durante mi estancia en la maestría

Resumen

La aplicación aérea o fumigación aérea es una rama de la aeronáutica la cual nació en los inicios de la aeronáutica, para ayudar a combatir de manera rápida las enfermedades y plagas que aquejan a los cultivos, esto gracias a la velocidades de operación y tiempos de respuesta que son muchísimo mejores que otros métodos de aplicación agrícola.

Pero esta gran ventaja, también es un problema para los pequeños productores agrícolas, dado que para que sea posible realizar una correcta aplicación es necesario una superficie de 25 hectáreas y en casos especiales cuando menos de 10 hectáreas, dejando así a los pequeños productores y ejidatarios sin este tipo de servicios.

Dado a esto se buscó una manera para bajar las velocidades de operación de las aeronaves, para que puedan realizar una correcta aplicación en áreas de producción pequeñas, esto dado que desde mediados del siglo pasado las mejoras que se han realizado a estas aeronaves son las aéreas de navegación, potencia y aspersion, dejando casi sin mayores cambios a las estructuras y la aeronomía de la aeronave.

Este trabajo se enfoca en la utilización de cambio de formas en la aeronave, denominadas morfología aérea, para mejorar la aerodinámica de la aeronave, buscando en un futuro la implementación de estos sistemas mediante el uso de materiales y estructuras inteligentes. Para lo cual se realizan distintos análisis numéricos tanto a nivel bidimensional para seleccionar el perfil aerodinámico a el cual sería necesario realizar el cambio de forma desde el perfil aerodinámico base con el cual cuenta la aeronave, como a nivel tridimensional para seleccionar la configuración que nos dé una menor velocidad de operación sin sacrificar la sustentación y la carga útil de la aeronave.

Después de realizar una búsqueda entre 81 perfiles aerodinámicos y de 4 casos de forma a lo largo de la envergadura, se encuentra que es factible disminuir la velocidad de operación de la aeronave sin sacrificar capacidad alguna a la aeronave, pero la magnitud de la disminución dependerá en gran medida del perfil aerodinámico seleccionado dado que este dará en primera instancia el porcentaje de disminución ideal, el cual será menor debido a la forma con la que se lleva a cabo la morfología en el ala.

Capítulo 1. Introducción y definición del problema

1.1 Aplicación Aérea

1.1.1 Historia y evolución de las aeronaves de aplicación aérea

La aplicación aérea o fumigación aérea se define en la agricultura como la aplicación de fungicidas o insecticidas en forma de sólido o líquido sobre un cultivo; usualmente realizado por una aeronave volando bajo (Parker, 2003).

En la primavera de 1921, el entomólogo C. R. Neillie, usando su equipo de aspersión, no podía realizar una fumigación completa en los árboles de Cleveland, Ohio dado que no podía alcanzar las partes más altas de estos, de aquí surgió la idea de que una aeronave o dirigible podrían realizar el trabajo de manera más sencilla. Para lo cual contacto a las autoridades de agricultura y al servicio aéreo del ejército (Army Air Service). De esta cooperación el 3 de Agosto de 1921 probaron el Curtiss JN-6 modificado en Troy, Ohio para tratar de eliminar un brote de Catalap Sphinx (*Ceratomia Catalpae*) en una superficie de 2.41 hectáreas, bajo el mando del Lt. John A. Macready se realizaron 6 pases sobre la superficie afectada, dejando caer 79.3 Kg de insecticida en un tiempo de 54 segundos. (Hoogerwerf, 2010)(Figura 1-1).



Figura 1-1. Primera fumigación aérea realizada en Troy, Ohio, EUA (Service, 1921)

Hasta este punto las aeronaves utilizadas para realizar esta operación fueron de uso militar perteneciente al ejército el Curtiss JN-6 hasta 1923 que entraron en operación los DeHavilland 4B, después de pruebas realizadas contra el gorgojo del algodón (*Anthonomus grandis*). Bert R. Coad acude al congreso norteamericano solicitando apoyo para el diseño y construcción de una aeronave específica para realizar este tipo de misiones, pero esto no ocurrió dado que al término de la Primera Guerra Mundial dado a la gran cantidad de aviones disponibles sobrantes de la guerra atraso el desarrollo tecnológico de las aeronaves para este fin y esto no cambiaría hasta el término de la Segunda Guerra Mundial.(Eldon W. Downs, 1965)

Ya terminada la Segunda Guerra Mundial, el Ministerio de Agricultura y Bosques de la URSS, pide a la oficina de proyectos (OKB), la creación de un sustituto del Po-2 que se adapte a las distintas necesidades del ministerio, el primer prototipo (ASh-1) voló el 31 de agosto de 1947 y la primera versión, disponible en 1948, fue denominada An-2T y la primera versión de serie el An-2SKh (Figura 1-2) fue recibido por el Ministerio de Agricultura y Bosques, siendo evaluado en las cercanías de Kiev, Ucrania por G. I. Lysenko en junio de 1948, llevando a cabo las tareas que el Po-2 debería realizar en un mes en tan solo 3 días.(Stan Morse, 1986).



Figura 1-2. An-2SKh primera aeronave diseñada para fumigación aérea.(Gabor, 2011)

Por parte de Occidente no sería hasta 1951 cuando Leland Snow diseña su primera aeronave agrícola el S-1 (Figura 1-3), realizando vuelos en el Valle del Rio Grande (Texas) y Nicaragua hasta 1957, cuando comienza el desarrollo del S-2A y S-2B, creando así la “Snow Aeronautical Company”, con sede en Oley Texas (AirTractor, 2014b).



Figura 1-3. S 1 primera aeronave agrícola diseñada por Leland Snow en 1951 (Kemper, 1970)

De estos primeros diseños nace la forma básica de todos los diseños actuales de aeronaves agrícolas gran parte del mundo, a excepción del PZL M-15 de fabricación polaca (Figura 1-4), aún con el mejoramiento de la aerodinámica en las aeronaves y el desarrollo de motores más potentes, los mayores avances en las aeronaves para uso agrícola fueron en los sistemas de aplicación debido a la introducción de pesticidas líquidos que llevó al desarrollo de sistemas de flujo por gravedad, tubería abierta, boquillas de aspersión, atomizadores rotativos, así como en los sistemas de guía y dirección con el uso de sistemas de posicionamiento electrónicos en 1959 y los sistemas de posicionamiento global (GPS) (Ian M. McLeod, 2012).

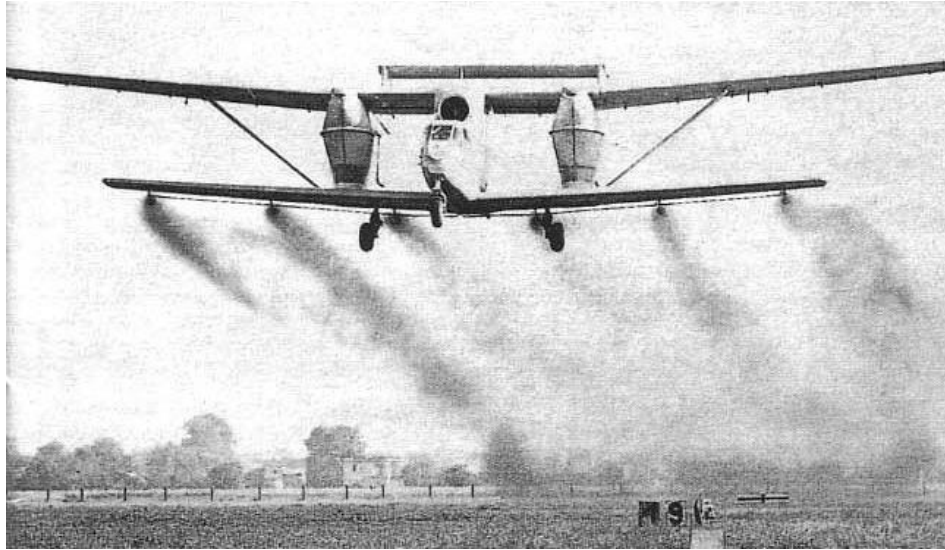


Figura 1-4. PZL M-15, única aeronave agrícola con un motor a reacción. (I. Babenko, 1973)

1.1.2 Ventajas y desventajas de la aplicación aérea.

En la actualidad para combatir plagas y enfermedades en los cultivos existen tres formas principales para realizar las:

- Usando Maquinaria Agrícola (Tractor)
- Usando personal con mochilas manuales
- Aplicación aérea

El uso de cada una de las formas de fumigación depende a la cantidad de fumigante que pueden transportar, el tiempo que lleva realizar la aplicación agrícola así como el costo necesario para realizar la tarea como se muestra en la Tabla 1.

Tabla 1. Requerimientos para la fumigación según modalidad (HMU, 1999; Mendiola, 2014)

Requerimiento	Tractor	Helicóptero	Avioneta	Mochila
Fumigante Requerido (lt)	200	30	70	15
Costo del Producto en relación al agua (MNX)	\$1,000	\$500	\$800	\$700
Tiempo de Fumigación x Hectárea (hr)	2.5	0.05	0.08333	24 (4 personas)
Costo de Operación x Hectárea (MNX)	\$200	\$160	\$170	\$280 (por Persona)

De las formas de realizar la aplicación la que presenta una mejor relación entre el costo por hectárea y el tiempo de aplicación necesario es por medio de la aplicación aérea. Pero igual que las otras formas, esta presenta ciertas limitantes en función del tipo de aeronave a usar, ya sea de ala fija o de ala rotativa como se observa en la Tabla 2.

Tabla 2. Limitantes de aplicación aérea según vehículo aéreo (HMU, 1999)

Limitantes	Avión (ala fija)	Helicóptero (ala rotativa)	UAV (Helicóptero)
Acceso	No puede entrar en lugares bajos o estrechos	Entra en zonas difíciles, lugares bajos y estrechos	Entra en zonas extremadamente difíciles y pequeñas
Altitud	La altura de operación no puede ser menor a 30 m sobre la superficie del cultivo	Puede Variar entre 3 m a 30 m sin dañar el cultivo.	Menor a 2 m dado al tamaño de la aeronave
Precisión	Poca precisión requiere mayor cantidad de líquido dado a la velocidad de desplazamiento	Alta precisión, dado que puede fumigar sin desperdiciar fuera de la zona de aplicación	Altísima precisión, se puede fumigar exactamente donde se requiere
Supervisión	Acceso limitado a los equipos y preparación de sustancia	Puede observar y participar en la preparación de la sustancia	Acceso total desde la preparación a la irrigación en el campo

1.2 Morfología en Aeronáutica

1.2.1 Historia

En biología se denomina morfología a la rama que trabaja con la estructura y la forma de cualquier organismo en cualquier etapa de su historia (Parker, 2003), en aeronáutica esta se considera al estudio de sistemas capaces de cambiar su forma geométrica, color, o campo electromagnético. Este tema no es nuevo para la aeronáutica, pero ha sido repotenciado por los avances en materiales, sensores, actuadores, microelectrónica y sistemas de soporte asociados (Valasek, 2012).

La historia de la morfología, es tan vieja como la del ser humano, esta se remonta a los primeros intentos de emular el vuelo de las aves, ya que son los únicos seres sobre la tierra que vuelan de manera tan maravillosa como ellos, en el ala se generan distintas morfologías desde batir las para generar empuje o la forma de cómo éstas se doblan cuando no están en vuelo lo que conlleva un mecanismo de forma de bisagra (Alexander, 2009).

Dentro de los primeros prototipos de aeronaves se encuentran las realizadas por Leonardo Da Vinci, que realizó estudios morfológicos de las aves y murciélagos, para así generar el diseño de la primera máquina voladora copiando sus estructuras como se muestra en la Figura 1-5 (Vinci, 1505).



Figura 1-5. Modelo 3D de la máquina voladora de Da Vinci (Vinci, 1600)

Ya en tiempos más modernos y con el desarrollo de la aviación moderna, fue durante la Segunda Guerra Mundial que nos encontramos con las primeras aeronaves que incorporaban algún tipo de morfología en sus diseños como el caso del F4U Corsair, Figura 1-6, que al igual que la mayoría de las aeronaves de la Marina Norte Americana

presentaban un tipo de bisagras que les permitía doblar sus alas y facilitar su almacenamiento dentro de los portaviones (Callaway, 2011).



Figura 1-6. F4U Corsair con sus alas dobladas (Rhorn2, 2009)

Los primeros diseños que incorporaron la morfología en el flechado del ala fueron los alemanes con el Me 1102/5 (Figura 1-7(a)) el cual fue diseñado como un bombardero a reacción el cual presentaba la característica de variar su ángulo de barrido entre 20 y 50 grados, y el Me P.1101 (Figura 1-7(b)) siendo el primer prototipo capaz de modificar el ángulo de barrido de 35 a 45 grados en tierra (Lepage, 2009).

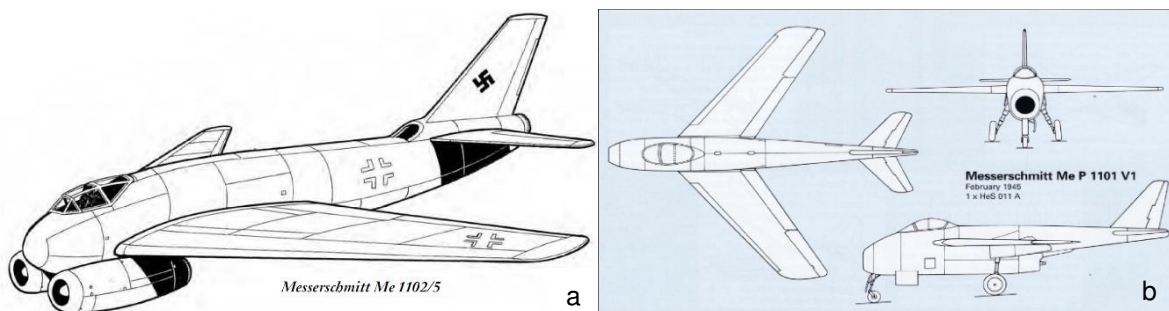


Figura 1-7. (a) Diseño conceptual del Me 1102/5 (Lepage, 2009), (b) Vistas isométricas del Me P1101 (Griehl, 1998)

Después de la segunda guerra mundial el prototipo alemán cayó en manos de los aliados, a partir del cual, Bell Aircraft Corporation junto con la NASA desarrollaron la aeronave X-5, capaz de realizar el cambio de ángulo de barrido en pleno vuelo dentro de un rango de 20° a 60° grados. Debido al cambio de en este ángulo el centro aerodinámico cambiaba de igual manera, volviendo la aeronave muy inestable en ángulos muy pronunciados. No fue hasta después de tres décadas que el esta característica paso a formar parte de una aeronave de producción con el General Dynamics F-111 Aardvark, a esta le siguió el Grumman F-14 Tomcat (Figura 1-8) el avión más famoso con la

habilidad de realizar el cambio de ángulo de barrido de la décadas de 70's y 80's (Pappalardo, 2006).



Figura 1-8. Grumman F-14 al momento de despegue con el ángulo de flechado mínimo en sus alas (Navy, 1970)

En la década de los 80's y los 90's se desarrollaron dos programas de investigación coordinados en donde disciplinas individuales puedan apoyarse y desarrollar tecnología de punta, uno fue el "The NASA Aircraft Morphing Program" (R. W. Wlezien, 1998) y el "Mission Adaptive Wing Program" (Gilbert, 1980), de estos programas nacieron los primeros desarrollos de materiales inteligentes para generar morfologías en aeronaves.

En el 2002 nace por parte de DARPA el programa "Morphing Aircraft Structures (MAS)", con el enfoque de observar el movimiento de las alas de aeronaves para mejorar su eficiencia aerodinámica según la misión que realiza la aeronave (Valasek, 2012). De este programa solo dos compañías lograron generar dos prototipos funcionales que cumplieran con los requerimientos establecidos por DARPA, uno por parte de Lockheed-Martin (Figura 1-9(a)) (Thomas et al., 2007) y otro por NextGen (Figura 1-9(b)) (Jason et al., 2007).

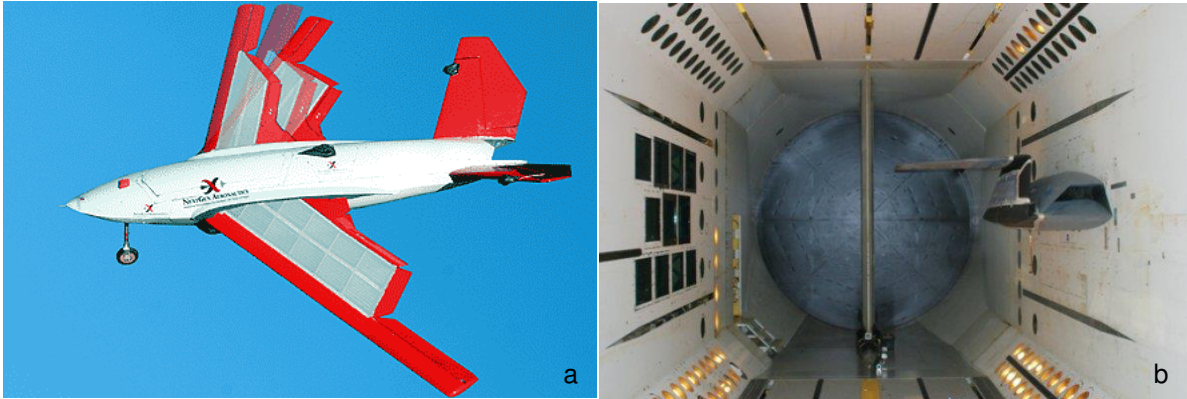


Figura 1-9. (a) Aeronave desarrollada por Nextgen de ala plegable (NextGen, 2006), (b) Prototipo de Lockheed-Martin para pruebas en túnel de viento (Lockheed-Martin, 2006).

En la actualidad se llevan a cabo por distintos grupos de investigación proyectos sobre morfología en las aeronaves mediante los mecanismos tradicionales o el uso de materiales inteligentes.

Una clasificación propuesta (Juan Carlos Gomez, 2011) es presentada en la Figura 10, en esta se ve como las distintas áreas de la morfología en aeronaves se dividen en dos grandes áreas.



Figura 1-10. Morfologías en la aeronave según su área.

De estas 7 áreas la que más se ha desarrollado es la de cambio en el ángulo de barrido como se mencionó anteriormente, pero no es la única

1.2.2 Morfología Telescópica

La primera referencia que se tiene de este tipo de morfología proviene de Francia cuando Ivan Makhonine, diseño y construyó el MAK-10 (Smith, 2014) (Figura 1-11(a)) inspiradas en esto se han construido otras aeronaves como el Baksaev LIG-7 (Terrence, 2006) (Figura 1-11(b)). Los mecanismos para para extender la envergadura del ala resultaron ser muy complejos y pesados lo cual no es bueno para la aeronave. En la actualidad encontramos a J. Vale quien hace la optimización y la evaluación de un ala con morfología variable en la envergadura y combadura, para extender un ala de 1m a 1.75m con los mecanismos activados por dentro de la piel (Figura 1-12(a)) (Vale et al., 2011). Así también se tiene el trabajo realizado por Vocke III en el cual se genera un prototipo de ala telescópica la cual consta de dos partes, una piel compuesta de material compuesto con matriz elastomérica (EMC) y de una estructura tipo honeycomb con una relación de Poisson's positiva el cual pueda expandirse un 100%, como se muestra en la Figura 1-12(b) (Vocke et al., 2011).



Figura 1-11. (a) Presentación del Prototipo MAK-10 en Francia en 1931 (Gosselin, 1931). **(b).** Prototipo LIG en Rusia en 1937 (Bakshaev, 1937)

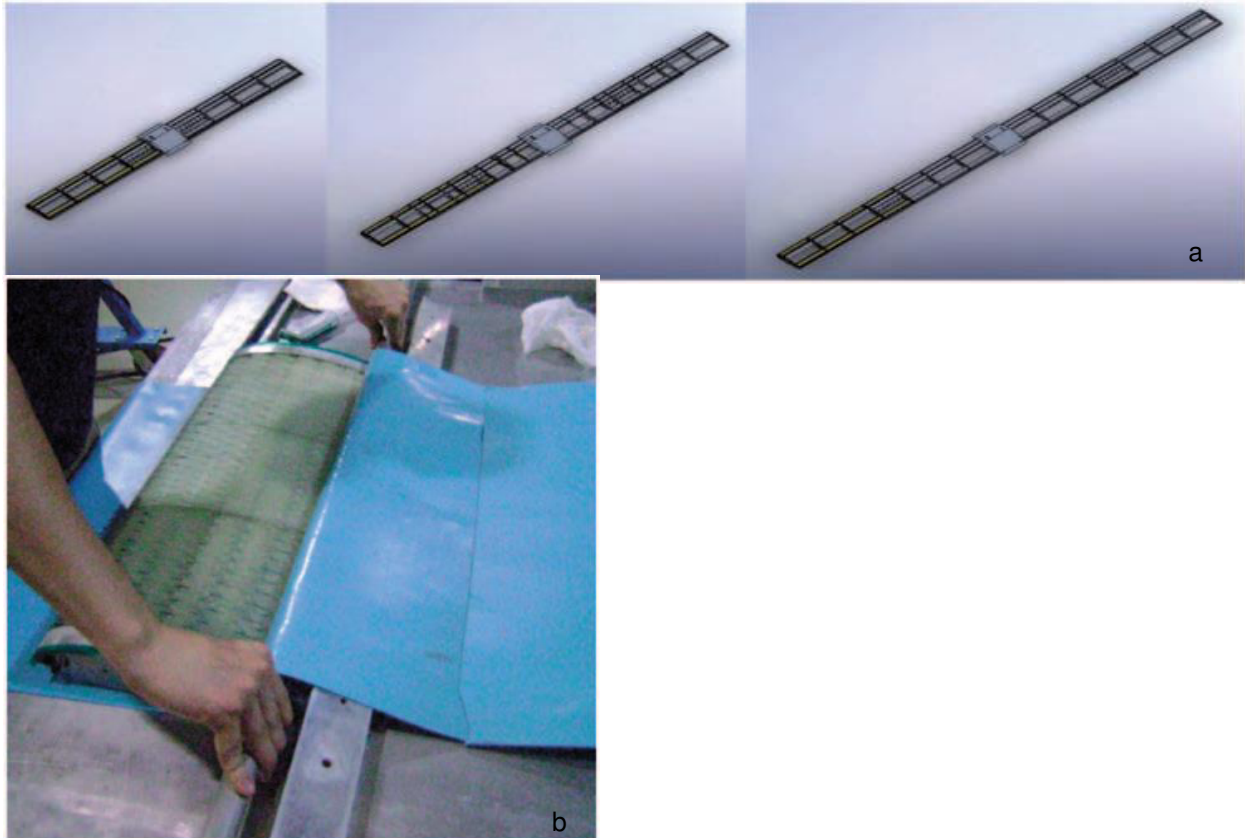


Figura 1-12. (a) Prototipo de J. Vales de ala telescópica mediante el uso de una extensión interna (Vale et al., 2011). **(b).** Prototipo Vocke de ala telescópica usando una estructura tipo honeycomp y una piel de material compuesto con matriz elastómera (Vocke et al., 2011).

1.2.3 Morfología en el Flechado del Ala

En cuanto al cambio en el flechado del ala en la aeronave, el primer modelo como ya se mencionó anteriormente fue el Me P.1101, Figura 7(b), en la actualidad se trabaja en modelos que realicen el cambio en el ángulo de barrido, mediante el uso de mecanismos compatibles de doblado-barrido o “bend-and-sweep compliant mechanism” (BSCM) (Tummala et al., 2013), mediante el cual al momento que se aplica una fuerza de torsión al mecanismo, este genera un ángulo con respecto al eje de referencia en su posición original (Figura 1-13).

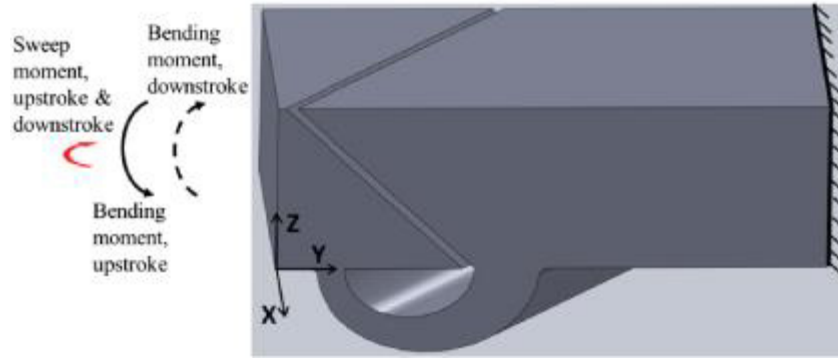


Figura 1-13. Prototipo Mecanismo tipo BSCM diseñado por Tummala (Tummala)

1.2.4 Morfología en el doblado del ala

Las primeras aeronaves que presentaron este tipo de sistemas fueron aquellas que se utilizaron en embarcaciones, lo cual hizo necesario un mecanismo para reducir el espacio que ocupaban abordo, el primer diseño fue el creado por los hermanos Short's en 1912 con el modelo S.41 (Dr. Norman Barfield, 2002) (Figura 1-14(a)), en la actualidad se tiene por ejemplo el prototipo generado por Lockheed-Martin (Figura 1-9(b)) en el cual la finalidad es cambiar sus características aerodinámicas según la misión que esté desempeñando. Otra rama de investigación es la recreación de la forma de vuelo como ocurre en la naturaleza, como el trabajo generado por J. Colorado (Colorado et al., 2012) en el cual crearon un prototipo capaz de emular el vuelo de un murciélago mediante el uso de materiales inteligentes (Figura 1-14(b)).

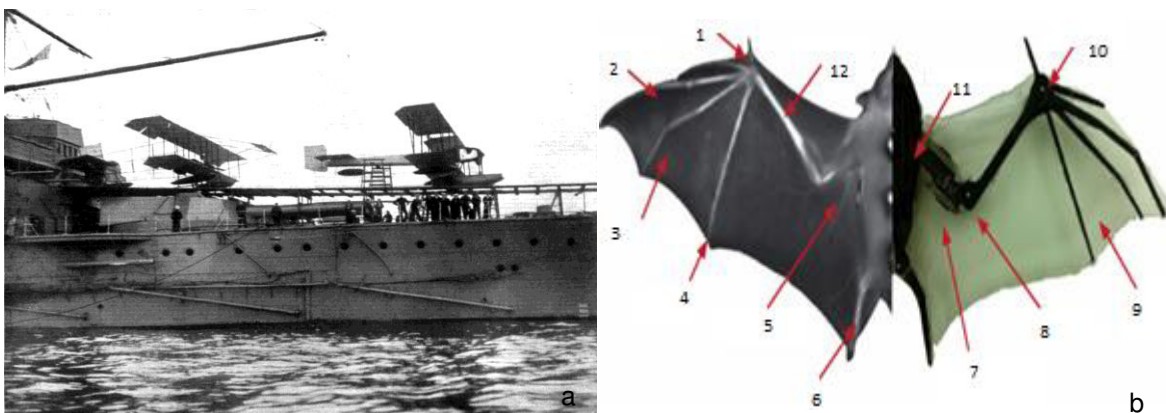


Figura 1-14. (a) S.41 lanzado desde el HMS Hibernia 1912(Magazine, 1912). (b). Prototipo de murciélago robótico 1) Pulgar, 2) MCP-III, 3) MCP-IV, 4) MCP-V, 5) Húmero, 6) Pierna, 7) Músculos de SMA, 8) Junta del codo, 9) Membrana alar, 10) Junta de la muñeca, 11) Junta del hombro, 12)Radio.

1.2.5 Morfología en la combadura del ala

Este es el tipo de morfología de las de mayor estudio dado que con ella se busca reemplazar las superficies de control (elevadores, alerones, timón) y de hipersustentación (flaps, slats) tradicionales por sistemas que no generen discontinuidades en el ala, estabilizador horizontal o vertical, como por ejemplo lo realizado por Airbus (Johannes Kim, 2014) bajo el programa Saristu, en el cual están generando un cambio en el borde de ataque del ala en sustitución de un slat para una aeronave de pasillo único (Figura 1-15(a)), o lo generado por A. Pankonien (Alexander M. Pankonien, 2014) con el desarrollo de una ala en donde el alerón está formado de materiales inteligentes e integrado al ala, que al momento de accionarse este no genera alguna discontinuidad en la piel del ala (Figura 1-15(b)).

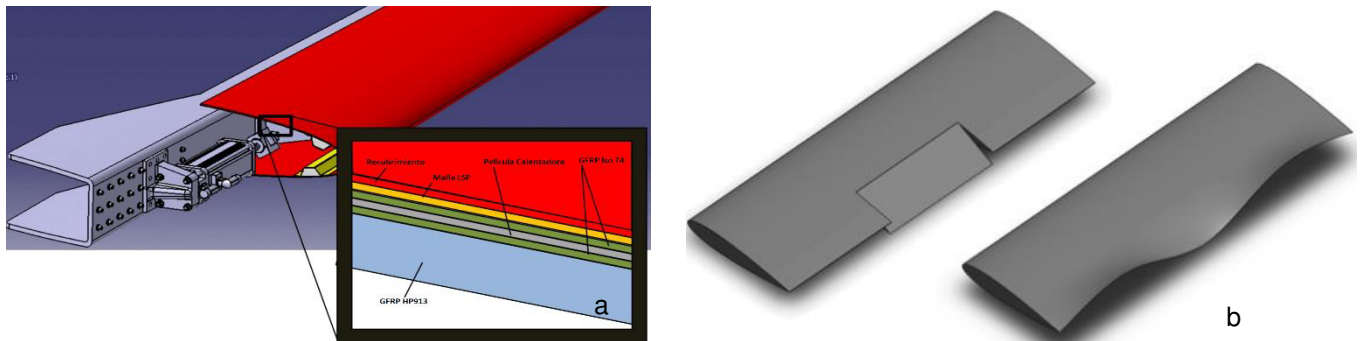


Figura 1-15. (a) Prototipo de Airbus para un borde de ataque variable (Kintscher, 2013), **(b)**. Conceptos de alerón discreto vs borde salida con morfología (Pankonien, 2013).

1.2.6 Morfología en el torcimiento del ala

El objetivo de realizar este tipo de morfología es para prevenir el desprendimiento de la capa límite en el ala, así como para acercar la distribución de sustentación en el ala a la de un ala elíptica (Raymer, 1992). Dentro de los trabajos realizados en esta área tenemos el de L. Gonzales (Gonzalez, 2005) el cual es sobre una ala de tres secciones que es atravesada por una flecha que consiste en tres flechas concéntricas, a la cual se

le coloco tiras de aleaciones con memoria de forma (SMA) que al ser excitadas térmicamente estas giran, produciendo un esfuerzo de torsión en el ala (Figura 1-16).



Figura 1-16. Prototipo de ala con torcimiento (Gonzalez, 2005)

1.2.7 Morfología en la punta del ala (winglet)

En la actualidad las puntas de ala ofrecen mejoras en la eficiencia aerodinámica, en el control y en el consumo de combustible, vienen en una gran variedad de formas y tamaños, aunque en algunas ocasiones son seleccionadas para mejorar la estética de las aeronaves (Gudmundsson, 2013). Entre los estudios para generar morfologías en las puntas de las alas encontramos a Falcão (Falcão et al., 2011), en el cual presentan un winglet servo-actuado, capaz de rotar en dos distintos ejes (vertical y longitudinal de la aeronave) capaz de adaptarse a la configuración óptima para cada condición de vuelo, (Figura 1-17(a)) o lo realizado por Daniele (Daniele et al., 2012), en el cual se genera una punta de ala adaptativa para la reducción de consumo de combustible según la condición de vuelo, para lo cual propone un mecanismo inflable (Figura 1-17(b)).

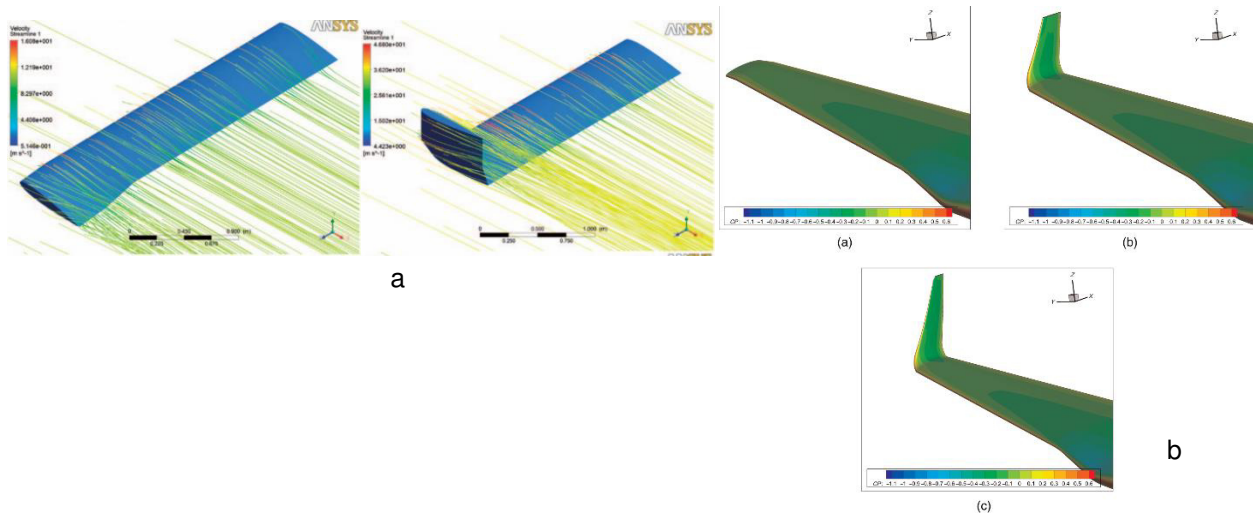


Figura 1-17. (a) Comparación del flujo entre el ala con y sin la morfología activada (Falcão et al., 2011), **(b)**. Comparación de los coeficientes de presiones (c_p) en distintas fases de la morfología (Daniele et al., 2012).

1.2.8 Morfología en la piel del ala

Este tipo de morfología es inherente a todas las demás, dado que al momento de realizar cualquier tipo de cambio geométrico en el ala, la piel debe acompañar al cambio para mantener la forma del ala y por lo tanto la superficie de sustentación. Dentro de este aspecto tenemos el trabajo realizado por Shaw (Shaw et al., 2014), en el cual se presenta el desarrollo de un material compuesto con matriz elastomérica (EMC) reforzado por fibras en dirección de las manecillas del reloj para suprimir la relación del Poisson en el plano (Figura 1-18(a)). Otra forma en la que se está desarrollando este tipo de pieles es la presentada por Qiu (Qiu et al., 2014), en el cual se presentan dos tipo de pieles una bajo una estructura corrugada (wavy) y otra bajo una estructura tipo panal (honeycomb), en la cual en la primera está compuesta de plásticos reforzados por fibras y el segundo tipo de piel es un material compuesto por dos capas de elastómero y un núcleo de honeycomb (Figura 1-18(b)).

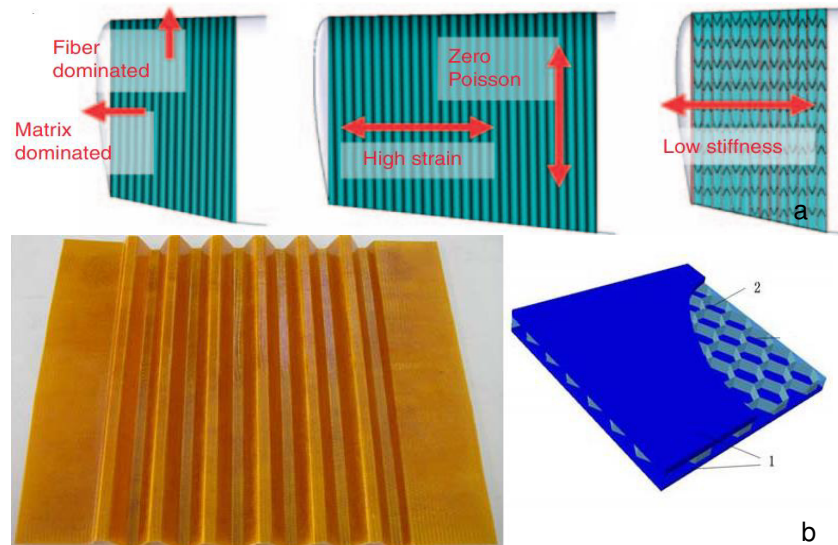


Figura 1-18. (a) Ejemplo de prototipo de piel a base de un elastómero (Bubert et al., 2010), (b) Prototipo de piel corrugada a partir de plástico reforzado con fibras, (der) prototipo de piel a partir de estructura tipo honeycomb (2), recubierta con placas de elastómero (1).

1.3 Problemática

Como ya se vio anteriormente en las tablas 1 y 2, la fumigación aérea presenta tanto ventajas como desventajas. Una de sus mayores ventajas, que es “la velocidad de operación” es de que se encuentra en un rango de 85 a 95 nudos (Kn) para una aeronave con motor recíproco o de 110 a 140 Kn para una aeronave con turbohélice (Rolfs, 2014). Viéndolo por otro punto de vista esta podría ser una de sus mayores desventajas dado que para poder realizar la aplicación es necesario una superficie mínima de 25 hectáreas y en casos excepcionales de 10 hectáreas (Flores, 2014), por lo que para pequeños productores o ejidatarios el acceso a este servicio es muy limitado o nulo.

1.4 Hipótesis

Basado en lo anterior, al generar un cambio por medio de morfología en el perfil aerodinámico de la aeronave agrícola, la velocidad de operación será menor dado que a mayor sustentación generada por la morfología a un nuevo perfil aerodinámico menor será la velocidad de operación necesaria.

1.5 Objetivo

1.5.1 General

Mediante análisis numéricos basados en el método de volumen finito, se generaran análisis aerodinámicos para una aeronave de aplicación aérea, donde evaluaran y distintos tipos de morfología mediante el cambio de la geométrica del perfil aerodinámico, para poder así disminuir el rango de velocidades de operación en la al realizar la aplicación aérea.

1.5.2 Específicos

1.5.2.1 Validación del modelo de simulación

Validar el modelo de turbulencia para un ambiente bidimensional contra datos de pruebas experimentales.

1.5.2.2 Selección del perfil aerodinámico a realizar por medio de morfología

Comparar una variedad de perfiles aerodinámicos, para buscar el mejor de estos para ser generado por medio de una morfología en el ala de la aeronave.

1.5.2.3 Análisis numérico de morfología en perfil (2D)

Analizar el perfil aerodinámico base de la aeronave contra el perfil aerodinámico seleccionado en condiciones de operación, para observar las diferencias entre ellos y obtener la nueva velocidad de operación.

1.5.2.4 Análisis numérico de morfología en la aeronave (3D)

Realizar un análisis numérico de la aeronave con y sin la morfología para observar los efectos de turbulencia sobre el ala y la aeronave, y obtener el nuevo rango de velocidades.

1.6 Definición de parámetros de análisis para aplicación aérea

1.6.1 Parámetros de aplicación aérea según la FAO

La Organización de las Naciones Unidas para la Agricultura y Alimentación (FAO) presenta las “Guías sobre buenas prácticas para la aplicación aérea de plaguicidas”(Leavers, 2001), en el cual se presentan recomendaciones y consejos para realizar una operación de aspersión adecuada de manera general hace las consideraciones siguientes:

- Cooperación estrecha entre cultivador, contratista de aspersión y el piloto
- Planeación previa adecuada antes de rociar
- Conocimiento y entendimiento de las consideraciones ambientales locales
- Consideración de la seguridad de la gente, los animales y los cultivos no objetivos
- Selección precisa de los productos aprobados
- Uso de tecnología de rociado apropiado y equipo bien mantenido
- Administración bien entrenada, competente y personal de apoyo
- Conocimiento del piloto

La información presentada en este documento va desde el proceso de planeación hasta el proceso posterior a realizar la aplicación aérea, para efectos de este estudio solo se tomó en cuenta las recomendaciones para el proceso en sí de aplicación aérea.

Según la FAO al momento de realizar la aplicación aérea es necesario tomar en cuenta los siguientes factores meteorológicos como son:

- Velocidad del aire no mayor a los 8 m/s
- La aplicación no debe llevarse a cabo en donde hay movimiento ascendente del aire o inversión de temperatura
- De preferencia llevar a cabo la aplicación en la mañana o ya en la tarde

1.6.2 Parámetros de aplicación aérea particulares

Después de consultar las recomendaciones de la FAO es necesario definir los parámetros para la aplicación aérea, los cuales son nuestros valores de entrada al

momento de realizar el análisis, para este caso de estudio se tomaron en cuenta las condiciones de atmosfera estándar a la altitud de la Cd. de Monterrey, Nuevo Leon, las cuales se presentan en la Tabla 3.

Tabla 3. Limitantes de aplicación aérea según vehículo

Parámetros	Valor	Unidades
Altitud sobre el NM	600	m
Densidad	1.155978	Kg/m ³
Presión Atmosférica	94323.87	N/m ²
Viscosidad	1.77049 e-5	N*s/m ²

Además de los parámetros atmosféricos presentados anteriormente, la velocidad se decide que sea constante con un valor de 66.59 metros por segundo esto para tener un valor de Reynolds de 9×10^6 y poder comparar en dado caso los valores obtenidos en el modelo bidimensional con los obtenidos en pruebas de túnel de viento (Ira H. Abbott, 1959).

Capítulo 2. Validación del modelo de análisis numérico contra método experimental

2.1 Introducción

En este capítulo se realizara una validación de los distintos modelos de análisis numéricos utilizados en los principales programas de cómputo para el análisis aerodinámico de aeronaves, con el objetivo de determinar el error que se tiene entre ellos y los obtenidos por métodos experimentales.

Esto softwares se basan en el uso del método de volumen finito o dinámica de fluidos computaciones (CFD) (Anderson Jr et al., 2009), por lo cual es necesario realizar una serie de pasos para poder realizar un análisis numérico correcto:

- Pre-procesamiento, consiste en la generación de la geometría del perfil aerodinámico y el volumen de control, además de realizar discretización (mallado) de estos.
- Procesamiento, es la introducción de todos los parámetros, condiciones y limitantes que afectan el análisis numérico y solución de este.
- Post-procesamiento, en este se obtendrán los resultados arrojados por parte del análisis numérico y se realizaran los análisis necesarios para determinar el mejor modelo a utilizar en este estudio

2.2 Modelos a validar

Antes de poder empezar a realizar el análisis de las morfologías, es necesario realizará una validación de los distintos modelos numéricos existentes, utilizados en los distintos softwares de simulación, en los cuales tenemos el ANSYS-Fluent, el XFLR5 y el DesignFoil. De los cuales los primeros dos softwares han sido muy utilizados en el análisis aerodinámicos académicos, mientras tanto el DesignFoil siendo un software económico es muy utilizado por la comunidad de entusiastas de radio modelos.

Los softwares de XFLR5 y DesignFoil utilizan métodos de solución predefinidos los cuales no se pueden alterar y solo es posible ingresar ciertos parámetros iniciales,

en cuanto al XFLR5 su método de solución se basa en interacción de capa límite de fluido viscoso – no viscoso (viscous–inviscid) (Drela, 2000), en cuanto al DesignFoil su método de solución es basado en método de panel (Dreese, 2009). El Ansys-Fluent es un software mucho más flexible, y se puede escoger el método de solución afín al estudio ya sea un modelo de turbulencia o laminar, para este estudio se decide utilizar el modelo de turbulencia de transición SST (Transition SST), el cual ya ha sido utilizado en distintos trabajos de simulación de perfiles aerodinámicos (Genç et al., 2009) y está basado en el acoplamiento de las ecuaciones de transporte SST mas dos ecuaciones de transporte adicionales, una para la intermitencia y otra para los criterios de inicio de transición a un modelo de turbulencia, en términos del número de Reynolds , generando así una correlación empírica para cubrir la transición de derivación estándar, así como los flujos de turbulencia en ambientes de poca corriente libre (ANSYS Incorporated, 2014).

2.3 Límites de la evaluación bidimensional

En estos tres softwares se analizó el perfil NACA 4415 (Figura 2-1), el cual fue uno de los perfiles aerodinámicos analizado por Ira Abbott en pruebas de aerodinámicas (Ira H. Abbott, 1959), y será sometido a los valores utilizados por el en sus experimentos como se muestran en la Tabla 4.

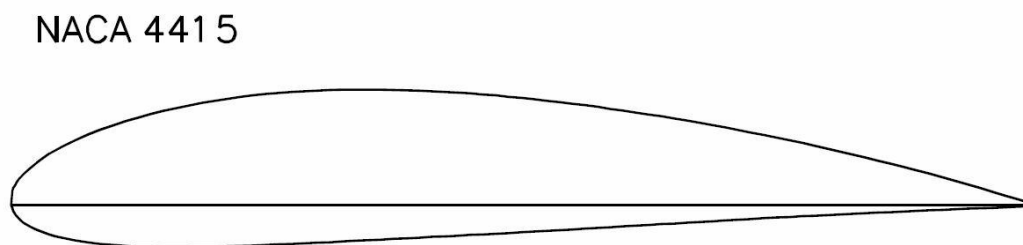


Figura 2-1 Perfil aerodinámico NACA 4415

Tabla 4. *Parámetros utilizados por Ira Abbott en sus pruebas en túnel de viento*

Parámetro	Valor	Unidad
Altitud	0	m
Cuerda	1	m
Velocidad	51.05	m/s
Reynolds	3.49E+06	
Densidad	1.225	Kg/m ³
Presión Atmosférica	101327.3	N/m ²
Temperatura	288.2	K
Viscosidad	1.7837202E-05	N*s/m ²
Mach	0.15	

En los casos de análisis realizados por medio de XFLR5 y Design Foil solo se selecciona el perfil a analizar y se introducen los parámetros antes mencionados para realizar la simulación. En el caso de ANSYS-Fluent, es necesario determinar un volumen de análisis donde se realizará el mallado, para este caso se seleccionó la malla denominada de tipo “C” (Figura 2-2), la cual ya ha sido utilizada en otros casos de estudios (Eleni et al., 2012) para realizar el procedimiento de generación del proyecto en ANSYS, así como la generación de la malla y la simulación se realizó mediante la metodología desarrollada por la Universidad de Cornell (Mullen, 2005), dado que para este estudio utilizaremos el modelo de turbulencia de “Transition SST”, este requiere tener un valor específico de Y_+ , el cual se define como una medida adimensional entre la pared y la pared del flujo (Larsson, 2006), para este modelo de turbulencia debe ser menor a 1 (Langtry, 2006), lo cual se consiguió utilizando los parámetros de mallado presentados en la Tabla 5.

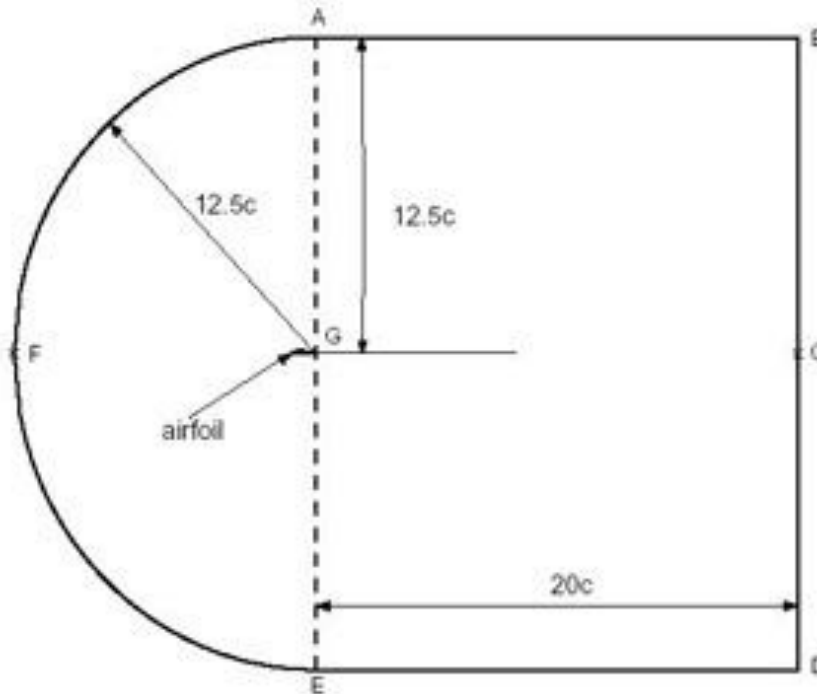


Figura 2-2. Dimensiones de la malla tipo C (Mullen, 2005)

Tabla 5. Parámetros de mado

Bordes	Dirección de la flecha	Relación sucesiva	Conteo del intervalo
GA y BC	Hacia arriba	1.15	90
EG y CD	Hacia abajo	1.15	90
Bordes	Dirección de la flecha	Primera longitud	Conteo del intervalo
AB y CG	Izquierda a derecha	0.02 de la cuerda	120
DE	Izquierda a derecha	0.02 de la cuerda	120
AF	De "A" a "F"	0.02 de la cuerda	80+NIG
EF	De "E" a "F"	0.02 de la cuerda	80+NJG
Bordes	Dirección de la flecha	Ultima longitud	Conteo del intervalo
HI	De "H" a "I"	0.02 de la cuerda	80
HJ	De "H" a "J"	0.02 de la cuerda	80
Bordes	Dirección de la flecha	Relación sucesiva	Tamaño del Intervalo
IG and JG	Izquierda a derecha	1	0.02 de la cuerda

Para esta validación se realizaron las simulaciones en un rango que va desde -5° a 16° que son los ángulos de ataque (AOA) donde normalmente opera una aeronave civil.

2.3.1 Equipo

Para realizar las simulaciones bajo las limitantes descritas anteriormente, se utilizó un equipo de cómputo, con las siguientes características Tabla 6.

Tabla 6. Característica del equipo de cómputo

Característica	Propiedad
CPU's	Intel Xeon X5650 (2) @ 2.67 GHz
Núcleos	24
Memoria RAM	64.0 GB
Sistema operativo	Windows 7 X64
GPU	ATI Radeon HD 5700

2.3.2 Resultados de la validación

De acuerdo a la Figura 2-3, la zona comprendida entre los -5° a 5° de ángulo de ataque es denominada la zona lineal la cual es el área de interés dado que los resultados tienden a aproximarse a los resultados realizados en pruebas experimentales, fuera de este rango los resultados no logran acoplarse de manera correcta los resultados debido a los efectos producidos por el desprendimiento de capa límite y turbulencia.

Para seleccionar el modelo que mejor se acopla a los datos experimentales generados por Ira Abbott se generó la Tabla 7 la cual consta del error promedio expresado en porcentaje dentro de la zona lineal, este error mide la diferencia que existe entre los datos de Abbott contra cada uno de los modelos, la diferencia es resultados de cómo es resuelto matemáticamente cada uno de los modelos para los casos del DesingFoil al utilizar el método de paneles cuenta con el mayor grado de error dado que ese método solo trabaja en un régimen de flujo laminar no turbulento, por otro lado el XFLR5 se acopla mejor a los resultados dado que considera una interacción entre flujos viscosos y no viscosos lo cual se aproxima mejor pero solo resuelve dos ecuaciones, en cambio el modelo utilizado en el Fluent es un modelo que resuelve 4 ecuaciones lo cual nos da un mayor grado de exactitud.

Debido al gran número de perfiles aerodinámicos que se puedan tener en un inicio, se optó por realizar los análisis en Design Foil para realizar el filtrado de estos dado el

que menor tiempo de procesamiento y que además el error presentado es menor al 10% lo cual es aceptable. Y una vez obtenido el perfil aerodinámico que será el objetivo a realizar en este estudio se analizara utilizando el Ansys-Fluent a las condiciones de operación reales para una mayor exactitud de los resultados.

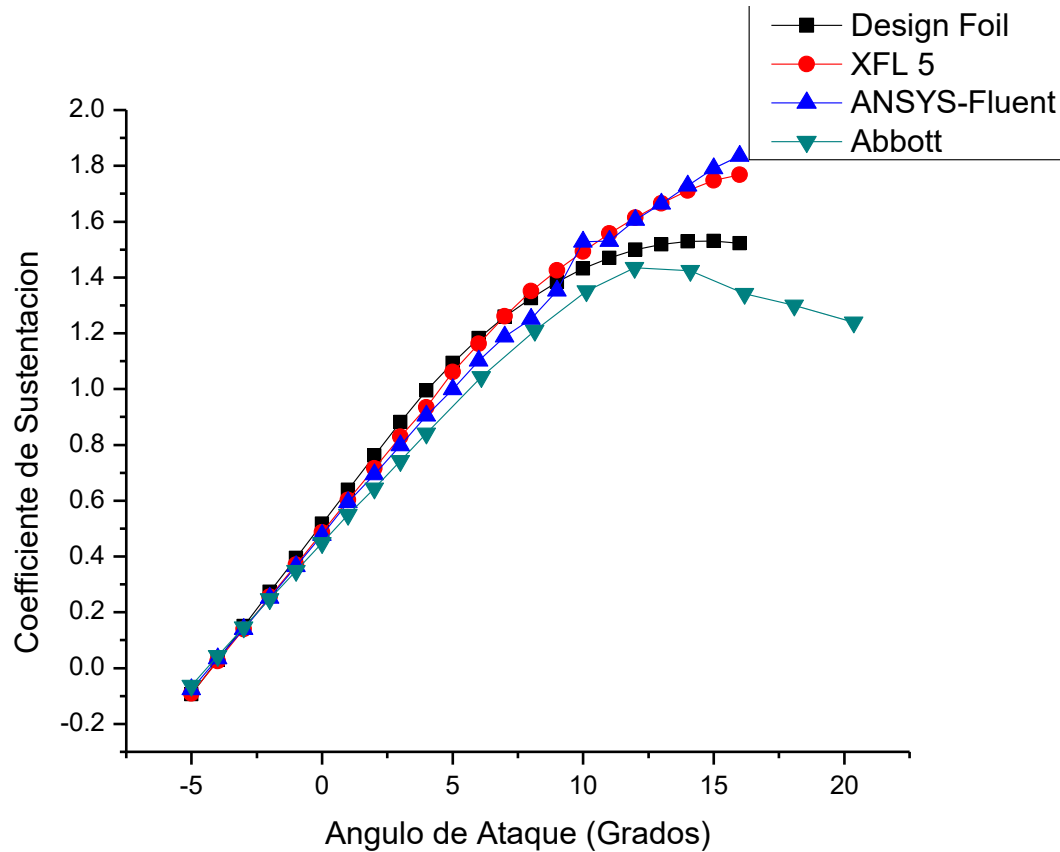


Figura 2-3 Comparación del C_L del perfil NACA 4415 entre 3 distintos softwares de análisis numérico y datos obtenidos en pruebas de túnel de viento

Tabla 7. Error entre datos obtenidos por medio de simulación en comparación con datos experimentales

Software	Error respecto a pruebas en túnel de viento
Design Foil	5.97%
XFL 5	3.18%
ANSYS-Fluent	2.32%

Capítulo 3. Metodología para la selección del perfil aerodinámico utilizado en la morfología

3.1 Introducción

Para lograr el cambio en la geometría de un perfil aerodinámico y mejorar sus propiedades aerodinámicas, es necesario llevar a cabo una búsqueda y selección del perfil aerodinámico que satisfaga las propiedades generadas por el perfil aerodinámico que se encuentra en la aeronave. Este perfil aerodinámico debe cumplir con los requerimientos de poder volar a menor velocidad y generar una mayor fuerza de sustentación, por lo cual en esta sección se presenta el método de selección del perfil aerodinámico objetivo a realizar además como la aeronave de referencia o base con la cual se harán las comparaciones de los modelos de morfología.

3.2 Aeronave Base

En este caso de estudio se toma la aeronave AT-802A de Air Tractor Company (AirTractor, 2014a) (Figura 3-1), como referencia dado que es una de las aeronaves de mayor uso para este fin. Las características de la aeronave se muestran en la Tabla 8.



Figura 3-1. Air Tractor AT-802, en el aeropuerto de Sabadell, Cataluña, España (Aerobcn.com, 2002)

Tabla 8. Especificaciones de la aeronave Air Tractor AT-802 (Jackson, 2004)

Parámetro Geométrico	Especificación
Perfil Aerodinámico	NACA 4415
Diedro	3° 30'
Ángulo de incidencia	2°
Máxima deflexión del Flap	30°
Envergadura Alar	18.06 m
Envergadura Elevador Horizontal	6.03 m
Cuerda (Constante)	2.07 m
Alargamiento	8.8
Largo del Aeronave (Máxima)	10.95 m
Altura de la Aeronave (Máxima)	3.89 m
Superficie Alar	37.25 m ²
Superficie de Alerones	4.61 m ²
Superficie de Flaps	5.54 m ²
Superficie Estabilizador Vertical	1.24 m ²
Superficie Timón Vertical	1.57 m ²
Superficie de Elevador Horizontal	3.44 m ²
Superficie de Timón Horizontal	3.00 m ²
Máximo Peso de Despegue y Aterrizaje	7,257 kg
Máxima Velocidad (Nivel de Mar)	338 km/h
Máxima Velocidad de Crucero (8000 ft)	356 km/h
Velocidad de aterrizaje, Flaps extendidos	174 km/h

3.3 Perfiles aerodinámicos candidatos

Los perfiles aerodinámicos que se seleccionaron para el estudio pertenecen a los denominados de “Alta Sustentación” (High Lift), esto debido a que se busca compensar la falta de velocidad con el incremento del coeficiente sustentación.

Se seleccionó un grupo de 81 perfiles aerodinámicos, los cuales se encuentran en la base de datos “UIUC Airfoil Data Site”(Lednicer, 1998) de la Universidad de Illinois Urbana-Champaign (UIUC), los cuales son presentados en la Tabla 9.

Tabla 9. Perfiles aerodinámicos seleccionados de la UIUC Airfoil Data Base (Lednicer, 1998)

A18	E171	E423	FX76-120	GOE 289	GOE 449	K3311	S1223 RTL	USA 35B
Apex 16	E174	Falcon	FX76-140	GOE 386	GOE 418A	MB253515	S2048	
Aquila	E176	FX05-188	FX76-160	GOE 390	GOE 498	MH113	S2050	
Avistar	E178	FX60-100	FX83-108	GOE 398	GOE 508	Miley	S2091	
CH10 S	E180	FX60-100S	FX83-160	GOE 404	GOE 523	N-24	S4020	
DF102	E182	FX60-126	Gemini S	GOE 413	GOE 527	NACA 2414	S4233	
DH4009S	E184	FX63-137	GOE 225	GOE 420	GOE 533	NACA 2415	S8036	
DU86-084	E201	FX69-281	GOE 234	GOE 433	GOE 534	RG-15	SA7035	
E168	E210	FX73-152	GOE 241	GOE 441	GOE 612	S1210	SD6080	
E169	E220	FX74-140	GOE 288	GOE 446	GOE 798	S1223	USA 34	

3.4 Método de selección del perfil candidato

El proceso de selección del perfil candidato fue concebido para ser muy directo, (Figura 3-2) mediante la comparación de los valores del C_L y C_D que se obtienen del análisis numérico del grupo de 81 perfiles aerodinámicos y siendo comparados contra

los valores de C_L y C_D del perfil aerodinámico del AT-802 o “base”, además de una comparación geométrica entre los perfiles aerodinámicos y el perfil aerodinámico base.

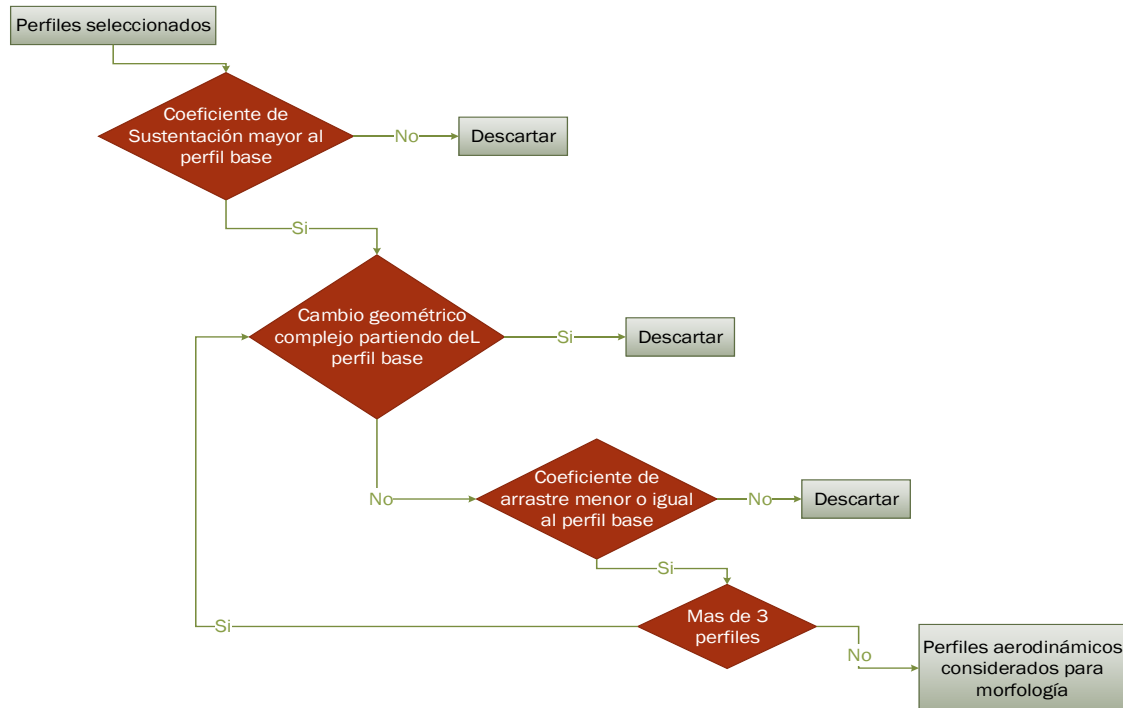


Figura 3-2. Método de selección de perfil aerodinámico candidato a ser generado por la morfología

Dado a que en este punto solo estamos comparando distintos perfiles aerodinámicos para poder llegar al o los candidatos para realizar la morfología y tomando en cuenta el Teorema de π (Gudmundsson, 2013), se decide realizar los análisis bajo condiciones empleadas en la Tabla 4 y dentro del mismo rango AOA que se utilizó en la validación de modelos.

3.4.1 Comparación del coeficiente de sustentación (C_L)

Partiendo de la ecuación general de sustentación, (3.1):

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \quad (3.1)$$

Donde L es la fuerza de sustentación, ρ es la densidad del aire, V es la velocidad de la aeronave desplazándose en el aire y S la superficie alar, y si:

$$L_{Base} = L_{Candidato}$$

$$\rho = \text{constante}$$

$$S = \text{constante}$$

Si L es la fuerza de sustentación del perfil NACA 4415 y la fuerza de sustentación del perfil candidato tiene que ser igual $L_{Base} = L_{Candidato}$, por lo tanto el coeficiente de sustentación es $C_{L_{Base}} = C_{L_{Candidato}}$ y así que al momento de despejar la velocidad obtenemos, (3.2):

$$V = \sqrt{\frac{2L_{Base}}{\rho S C_{L_{Candidato}}}} \quad (3.2)$$

De ahí podemos formular la siguiente declaración, (3.3):

$$V_{Candidato} < V_{Base} \because C_{L_{Candidato}} > C_{L_{Base}} \quad (3.3)$$

La cual nos dice que para poder operar a una velocidad menor el perfil aerodinámico candidato en comparación al base, es necesario poder generar un C_L para el candidato mayor que el generado por el base.

3.4.2 Comparación Geométrica

En esta selección se evaluarán los cambios de forma que serían necesarios llevar acabo en la morfología entre el perfil aerodinámico base y los distintos perfiles candidatos. El objetivo de esta sección es el evitar las formas complejas de realizar a partir del perfil base buscando así aquellas formas que no requieran un cambio muy radical.

3.4.3 Comparación Coeficiente de arrastre (C_D)

En este punto se realizarán una selección de candidatos a partir del coeficiente de arrastre generado, y de manera similar a lo realizado anteriormente para la fuerza de sustentación, partiendo de la ecuación general de fuerza de arrastre, (3.4):

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \quad (3.4)$$

Y si:

$$D = D_{Base} = D_{Candidato}$$

$$\rho = \text{constante}$$

$$S = \text{constante}$$

Donde D_{Base} es la fuerza de arrastre generada por el perfil NACA 4415, $D_{Candidato}$ es la fuerza de arrastre generada por el perfil aerodinámico candidato, así que despejando la velocidad obtenemos que, (3.5):

$$V = \sqrt{\frac{2L_{Base}}{\rho S C_{L_{candidato}}}} \quad (3.5)$$

Así que:

$$V_{Candidato} < V_{Base} \therefore C_{D_{Candidato}} < C_{D_{Base}} \quad (3.6)$$

De lo cual podemos decir que, es necesario poder generar en el perfil aerodinámico candidato un C_D menor que el generado por el perfil aerodinámico base, para no afectar las capacidades originales de la aeronave.

3.5 Método para Análisis numérico de la morfología en perfil aerodinámico seleccionado

Una vez seleccionado el o los perfiles aerodinámicos candidatos si exceder lo establecido en la Figura 21, se realiza el análisis numérico aerodinámico de este bajo las condiciones de operación de la aeronave al momento de realizar la aplicación aérea los cuales se presentaron en la Tabla 3 y tomando en cuenta la cuerda real del perfil aerodinámico de 2.07 m y la velocidad de operación de 66.59318 m/s

El análisis numérico se realizará mediante el uso de ANSYS-Fluent, para lo cual los parámetros de malla presentados anteriormente en la sección de “Limites de evaluación” serán empleados aquí.

Una vez obtenido los resultados y a partir de la ecuación Ecu 3.2, se deberá obtener las nuevas velocidades de operación para cada perfil candidato y determinar el porcentaje de disminución de velocidad.

Capítulo 4. Método para el análisis numérico de morfología en la aeronave

4.1 Introducción

El análisis numérico de la morfología en la aeronave o simulación tridimensional (3D), es necesario dado que el análisis de un perfil aerodinámico representa una ala infinitamente larga o con un alargamiento alar “Aspect ratio” ($\mathcal{A}E$) equivalente a infinito, donde $\mathcal{A}E$ se define como la relación que existe entre la envergadura de la aeronave y la cuerda del perfil aerodinámico, y dado que todas las aeronave cuenta con un $\mathcal{A}E$ definido en sus características, los valores obtenidos por medio de las simulaciones en 2D no representa el comportamiento real del ala (Figura 4-1).

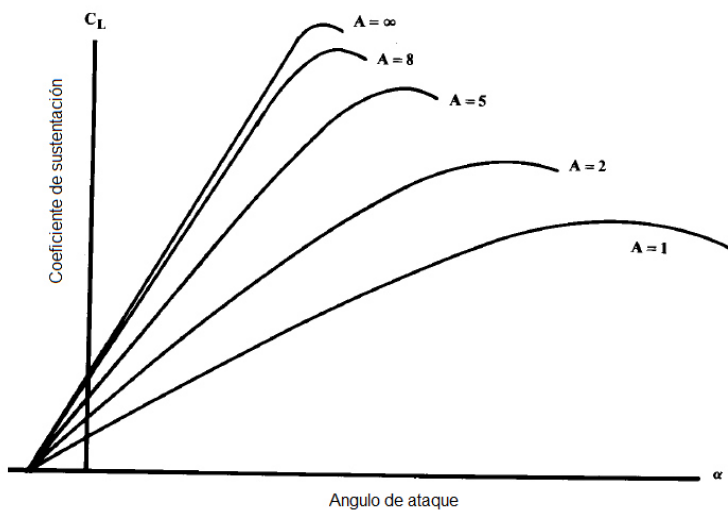


Figura 4-1. Efecto del alargamiento alar (A) en función del coeficiente de sustentación generado y el ángulo de ataque del ala (Raymer, 1992)

Aunado a lo anterior el análisis numérico bidimensional solo representa el ala, y no representa el comportamiento general de la aeronave, por lo cual es necesario realizar el análisis a la aeronave completa, incluido el efecto de cambio de velocidad del flujo de aire generado por la hélice.

A falta del modelo geométrico computacional (CAD) de la aeronave, por parte del fabricante de la aeronave, se generó un modelo utilizando el software de Solidworks, a partir de las vistas principales de la aeronave que se encuentran por parte del fabricante, como se muestra en la Figura 4-2.

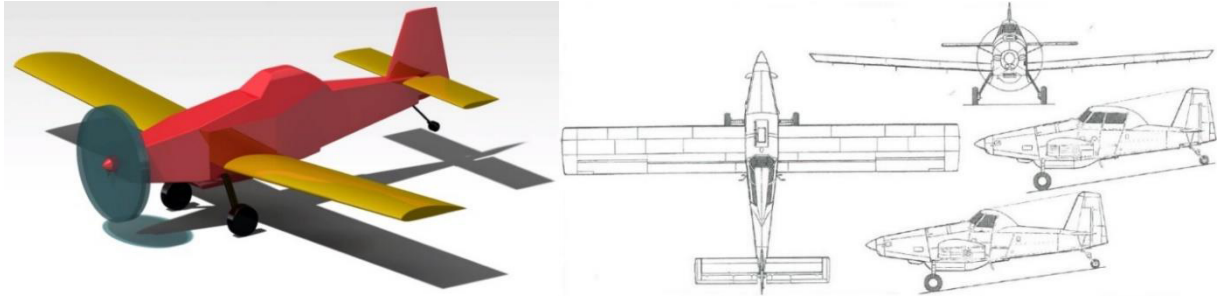


Figura 4-2. Modelo CAD de la aeronave utilizada en el análisis numérico tridimensional generado a partir de las vistas en sistema diédrico del AT-802 (AirTractor, 2014a)

4.2 Curva de potencia requerida contra velocidad

Para cuantificar el decremento de velocidad obtenida a partir de los resultados del análisis bidimensional, se hace uso de la ecuación general de sustentación, Ecu 3.1. Pero debido a que en el análisis numérico tridimensional se considera la aeronave completa y el efecto de cambio de presiones generado por la hélice, por lo que se debe analizar mediante el enfoque de la potencia requerida el cual parte de la velocidad de operación (Figura 4-3) (Gudmundsson, 2013), por lo que para obtener la velocidad es necesario partir de:

$$L = W \quad (4.1)$$

Donde W es el máximo peso de despegue de la aeronave, sustituyendo en ecuación (3.1) obtenemos:

$$W = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_L \quad (4.2)$$

Donde ρ es la densidad y S es la superficie alar de la aeronave, al despegar la V se obtiene

$$V = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_L}} \quad (4.3)$$

En cuanto a la potencia requerida ($D \cdot V$) es igual a

$$D = D \cdot V \quad (4.4)$$

Dado que es la potencia necesaria para poder vencer el arrastre generado por la aeronave de lo cual obtenemos que

$$D.V = \frac{1}{2} \rho S V^3 C_D \quad (4.5)$$

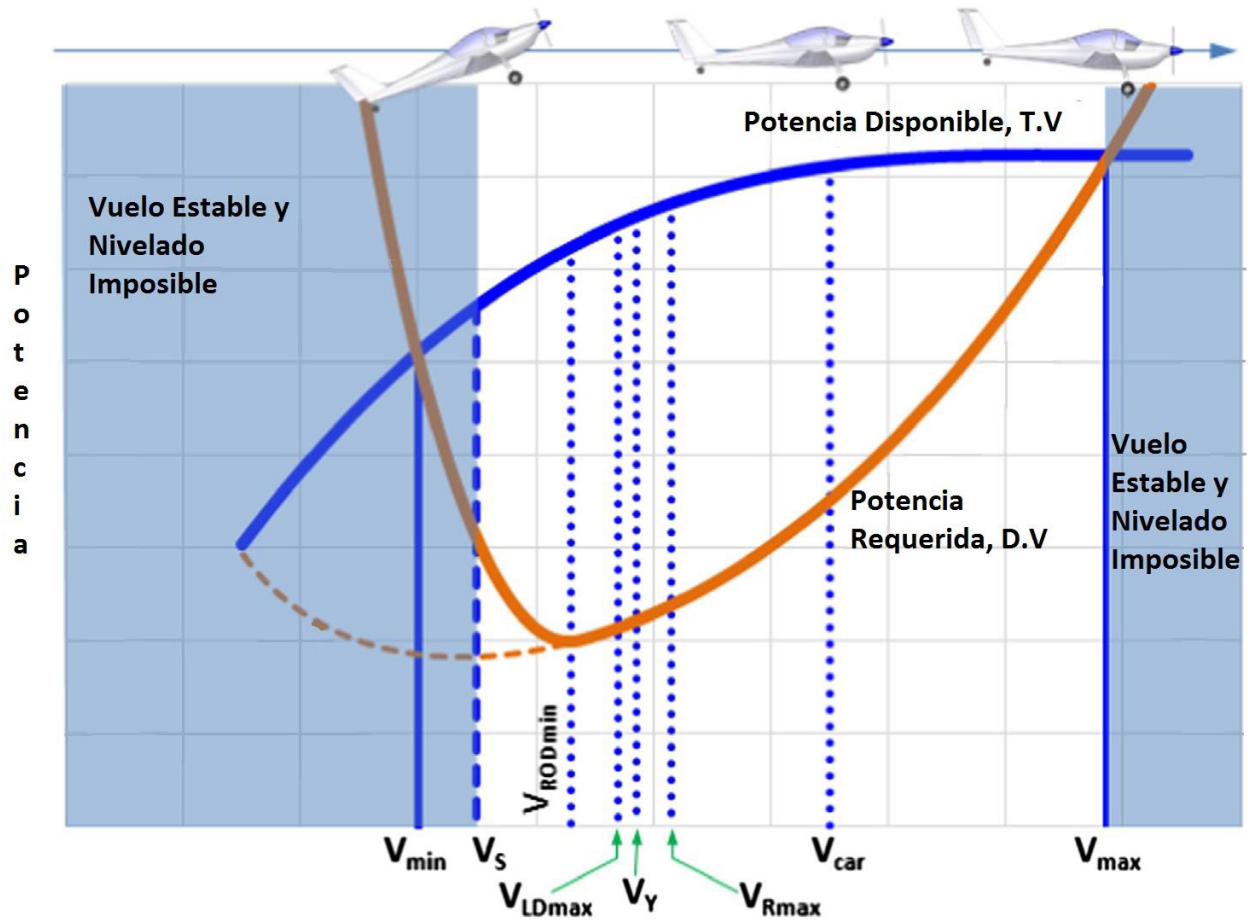


Figura 4-3. Velocidades importantes para una aeronave con hélice en función (Gudmundsson, 2013)

Donde:

- V_{min} , velocidad mínima teoría alcanzable por la aeronave
- V_s , velocidad de stall o de desplome
- V_{RODmin} , velocidad mínima de descenso
- V_{LDmax} , mejor velocidad de planeo
- V_Y , mejor velocidad de ascenso
- V_{Rmax} , velocidad de máximo alcance
- V_{car} , velocidad de Carson's
- V_{max} , velocidad máxima alcanzable

4.3 Casos de morfologías en el ala

Como se mencionó antes la simulación 2D del perfil candidato representa una morfología ideal en toda la envergadura del ala en una ala infinitamente larga, lo cual no representa correctamente el ala en la aeronave por lo cual se generaron los siguientes casos de estudios.

4.3.1 Caso 1

El Caso 1 (Figura 4-4) representa la morfología ideal en el ala de la aeronave, pero a su vez es la menos práctica dado que al presentar el cambio morfológico en toda la envergadura del ala, lo cual significa la eliminación de los mandos de control (alerones), esto conllevaría a realizar dos sistemas morfológicos en la aeronave, el primero siendo el cambio de perfil y el segundo cambio morfológico que funcione como un alerón y la aeronave pueda ser controlada.

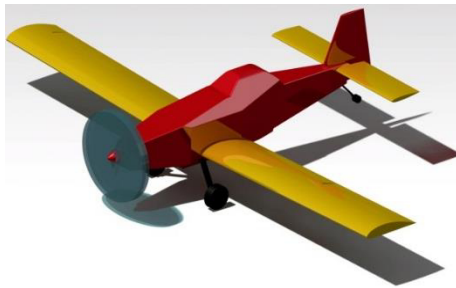


Figura 4-4. Modelo geométrico de la aeronave utilizando la morfología sobre toda la envergadura del ala

4.3.2 Caso 2

Este caso presenta la primera morfología parcial en la envergadura del ala con excepción al alerón, esto es que el alerón conservara la forma del perfil NACA 4415 y el resto del ala presentará la morfología (Figura 4-5).

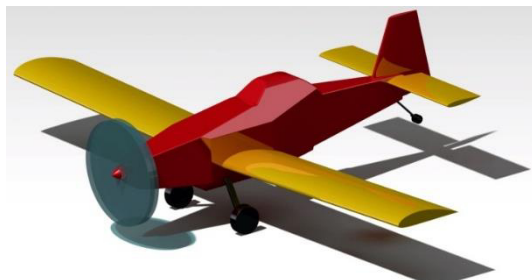


Figura 4-5. Modelo geométrico de la aeronave con morfología en toda la envergadura con la excepción de los alerones.

4.3.3 Caso 3

En este caso la morfología solo se limita a la zona alar donde se localizaría en la aeronave original los flaps, con ellos la zona alar correspondiente a los alerones y la punta del ala quedan intactos (Figura 4-6).

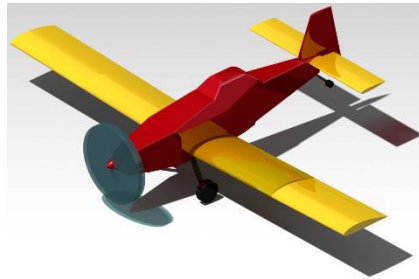


Figura 4-6. Modelo geométrico de la aeronave con morfología solamente en el aérea alar correspondiente a los Flaps

4.3.4 Caso 4

Por último se presenta este caso, en el cual la morfología comprende toda la envergadura dejando libre de morfología la zona alar correspondiente a los alerones (Figura 4-7).

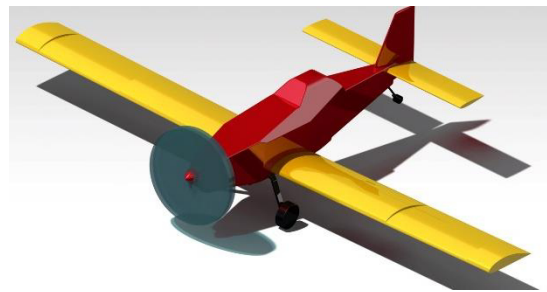


Figura 4-7. Modelo geométrico de la aeronave con morfología prácticamente en toda la envergadura con excepción de la zona alar correspondiente a los alerones

Para los casos presentados, incluidos el caso base se realizaran en el software de ANSYS-Fluent pero el parámetro velocidad requerido para estos análisis numéricos son distintos a los utilizados en análisis numérico bidimensional, esto debido que para el análisis bidimensional solo se considera el perfil aerodinámico, al momento que se analiza toda la aeronave y se ve desde el enfoque de potencia requerida es necesario utilizar la máxima velocidad para obtener la velocidad de desplome (Stall).

4.4 Pre procesamiento del análisis numérico tridimensional

4.4.1 Generación de la geometría en software de análisis

Al igual que en el análisis numérico bidimensional es necesario generar la geometría a analizar dentro de un volumen de control. El diseño del modelo se presentó anteriormente fue realizado en un software CAD y se exporto a ANSYS, donde mediante la herramienta de “Geometry”, se genera el volumen de control, que para este caso y a diferencia del análisis bidimensional es un prisma rectangular (Armes, 2013), pero con la característica de que el tamaño de este queda definido en la tabla 10 (Rodríguez Román, 2014), esto debido que si deseamos utilizar la función de parametrización para controlar el AOA resulta ser más sencilla que si se utiliza el volumen de control en “C” y se varían las componentes de la velocidad equivalentes para cada AOA.

Tabla 10. Dimensiones del prisma rectangular (box) para generar el volumen de control donde “E” es la envergadura de la aeronave (Rodríguez Román, 2014).

Eje	Valor
X	10 x E
Y	5 x E
Z	5 x E

Una vez establecido el volumen de control se generó el primer parámetro de entrada denominado ángulo de ataque (AOA), por medio de una rotación del cuerpo teniendo como punto de giro el centro de gravedad de la aeronave y el eje de rotación en “-z”, se fueron generando automáticamente datos para cada ángulo de ataque a analizar.

Se realizaran tres operaciones booleanas dado que se contarán con tres volúmenes de control dos perteneciente a los cilindros que conforman las hélices y el que pertenece al volumen general. Para las primeras dos operaciones booleanas el cuerpo utilizado como herramienta es necesario dejar lo y no eliminar lo, en cuanto a la última operación sí es necesario eliminar el cuerpo utilizado como herramienta, como puede observarse en la Figura 4-8.

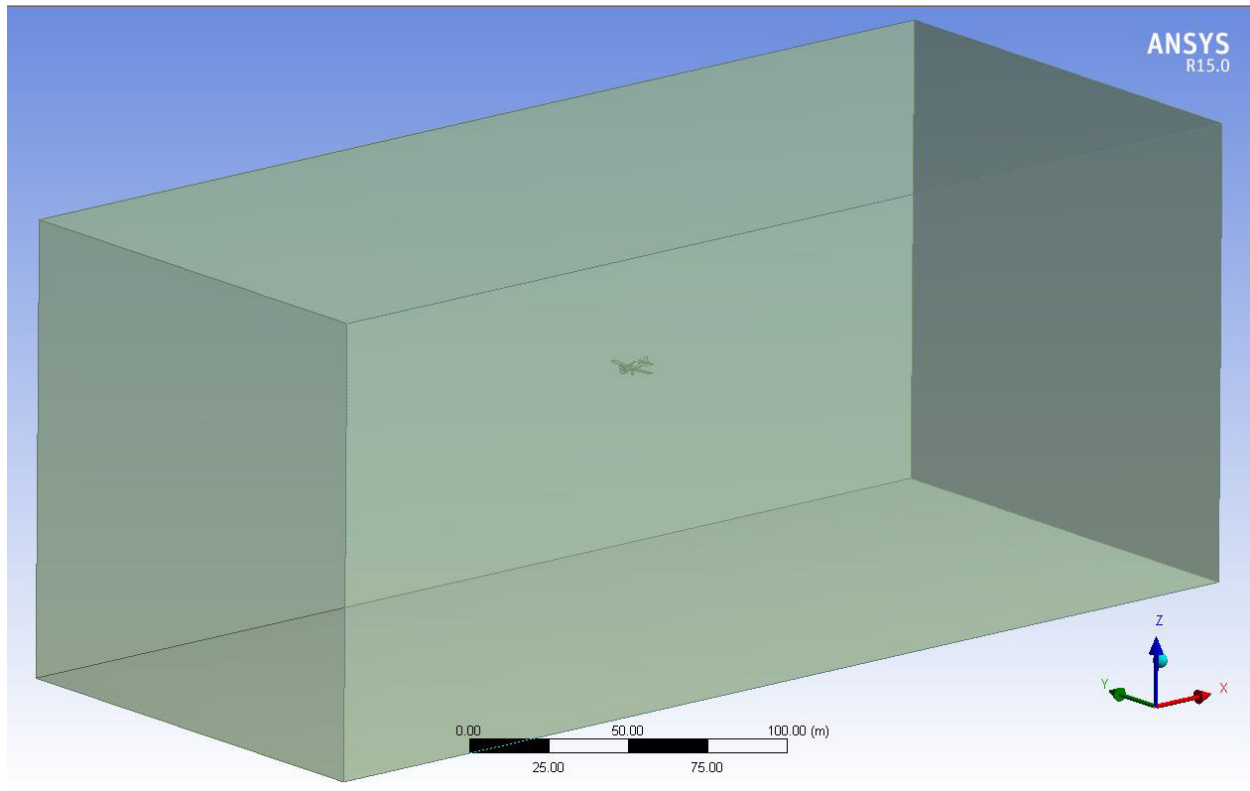


Figura 4-8. Representación del volumen de control y aeronave extruida del mismo.

Una vez que se generaron las operaciones se asignan los nombres de las secciones de las distintas partes que conforman la simulación como se da a continuación:

- “Inlet” es la entrada del flujo, superficie frontal del volumen de control normal al eje “X”.
- “Outlet” es la salida del flujo, superficie posterior del volumen de control normal al eje “X”.
- “Symmetry” son simetrías de todas las superficies distintas al “Inlet y Outlet” del volumen de control, utilizadas para evitar la necesidad de colocar una condición de resbalamiento en caso de utilizar la función de “Wall” (Rodríguez Román, 2014).
- “Fuselaje” son las superficies que conforman el fuselaje de la aeronave.
- “Ala” superficies que conforman el ala de la aeronave.
- “Horizontal” superficies que conforman el estabilizador horizontal de la aeronave.
- “Tren de aterrizaje” superficies que conforman tanto el tren principal de la aeronave como el patín de cola.

- “Vertical” superficies que conforman el estabilizador vertical de la aeronave.

Terminado lo anterior se procede a la discretización “mallado” del sistema.

4.4.2 Discretización del modelo (mallado)

Para el análisis numérico tridimensional, se toma en cuenta toda la aeronave a escala real, se optó por usar el modelo de turbulencia de k-omega SST siendo este lo suficientemente robusto para realizar el análisis numérico (Rodríguez Román, 2014). Esto debido a que no es crítico ver los efectos producidos en la transición entre el flujo laminar y el turbulento, separación de la capa límite, y aunado al menor tiempo que es necesario para realizar el análisis en comparación con utilizar el modelo de turbulencia (Transition SST) utilizado en el análisis numérico bidimensional.

Una vez definido el modelo es necesario generar el mallado donde se pueda obtener un Y^+ dentro del rango de 30 a 300 (Razek, 2006). Para lo cual se colocaron las siguientes condiciones generales y locales de mallado:

4.4.2.1 Propiedades generales del mallado

Para realizar la discretización del volumen de control de manera correcta es necesario colocar algunos parámetros que gobiernen en lo general el volumen de control, entre ellos si se activan alguna función de tamaño avanzado, tamaño máximo y mínimo del elemento y tamaño mínimo de aproximación a la curvatura como en este caso, Figura 4-9.

Sizing	
Use Advanced Size Function	On: Proximity and Curvature
Relevance Center	Coarse
Smoothing	Medium
<input type="checkbox"/> Curvature Normal Angle	Default (18.0 °)
<input type="checkbox"/> Num Cells Across Gap	Default (3)
Proximity Size Function Sour...	Edges
<input type="checkbox"/> Min Size	0.354330 in
<input type="checkbox"/> Proximity Min Size	0.354330 in
<input type="checkbox"/> Max Size	90.7090 in
<input type="checkbox"/> Growth Rate	Default (1.20)
Minimum Edge Length	3.9654e-005 in

Figura 4-9. Parámetros generales del mallado para todos los análisis numéricos

4.4.2.2 Propiedades locales del mallado

Los propiedades locales se definen en las zonas donde se requiera un mayor control de malla y que esta se acople mejor en este caso a las aeronave, de esta manera el análisis numérico se realizara con mayor exactitud en la zona de interés.

Para todos los análisis numéricos se definieron como zona de interés las partes que conforman la aeronave las cuales son las mismas a las secciones que se dieron de alta la generación geométrica.

En el ala se definió un tamaño local del elemento a nivel de superficie de 30 mm con un comportamiento suave en su acomodo, Figura 4-10.

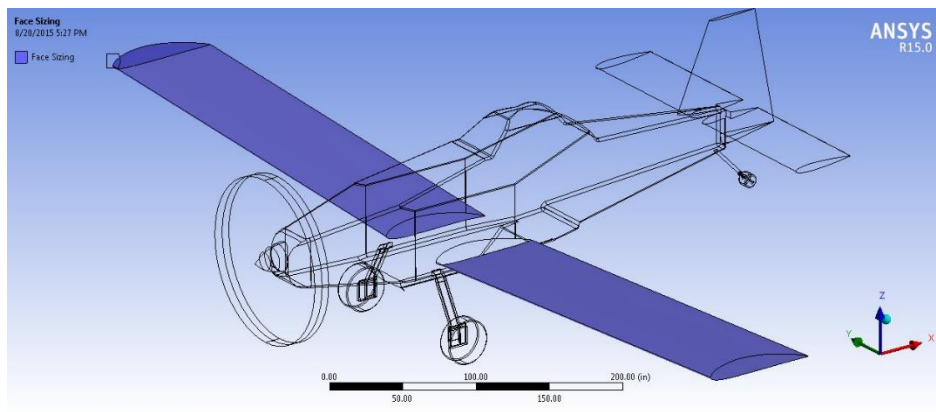


Figura 4-10. Zonas donde se colocó el tamaño de elemento de 30 mm para el ala

En cuanto al fuselaje a este se le colocó un tamaño local de elemento de 35 mm, y esta comprende todas las zonas del fuselaje más las zonas que están en contacto entre el cono de la nariz y la zona de la hélice, Figura 4-11.

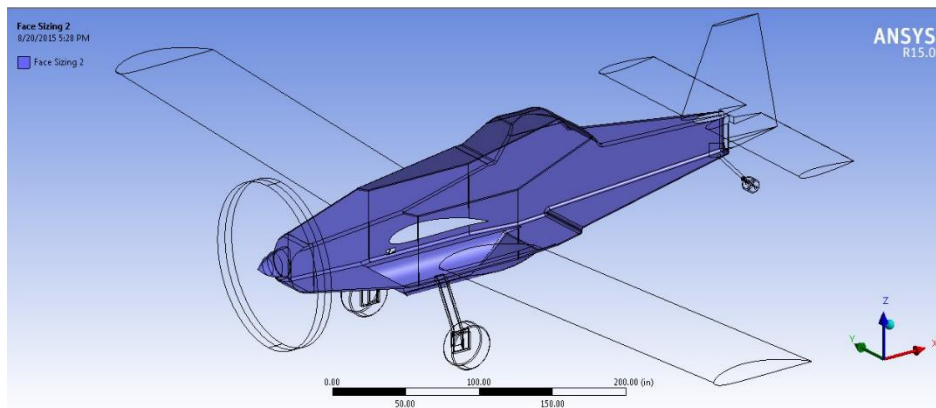


Figura 4-11. Zona donde se aplicó el tamaño local correspondiente al fuselaje

La siguiente zona es la referente al tren de aterrizaje, a este se le colocó una malla más fina para poder ver si existe efectos de turbulencia que afecten el flujo en el ala dado que tiene una configuración fija, el tamaño de elemento fue de 15 mm, Figura 4-12.

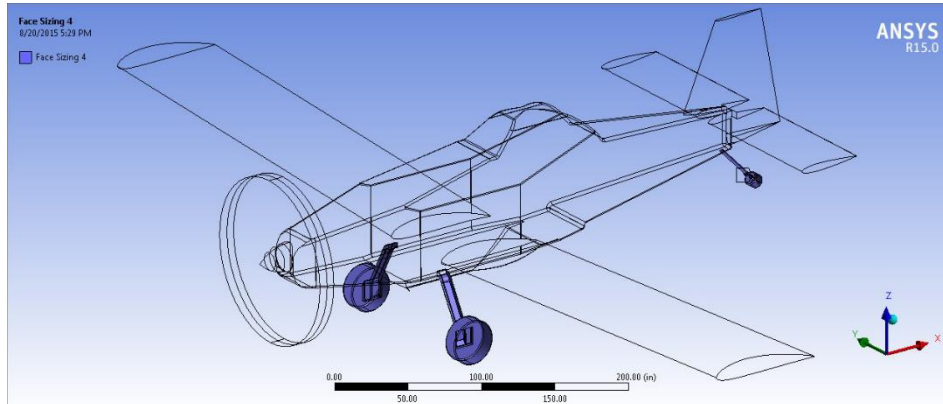


Figura 4-12. Zonas de refinamiento correspondiente al tren de aterrizaje

En cuanto al estabilizador horizontal, Figura 4-13(a), y el estabilizador vertical, Figura 4-14(b), se utilizó el mismo tamaño de elemento para realizar el refinado este fue de 20 mm.

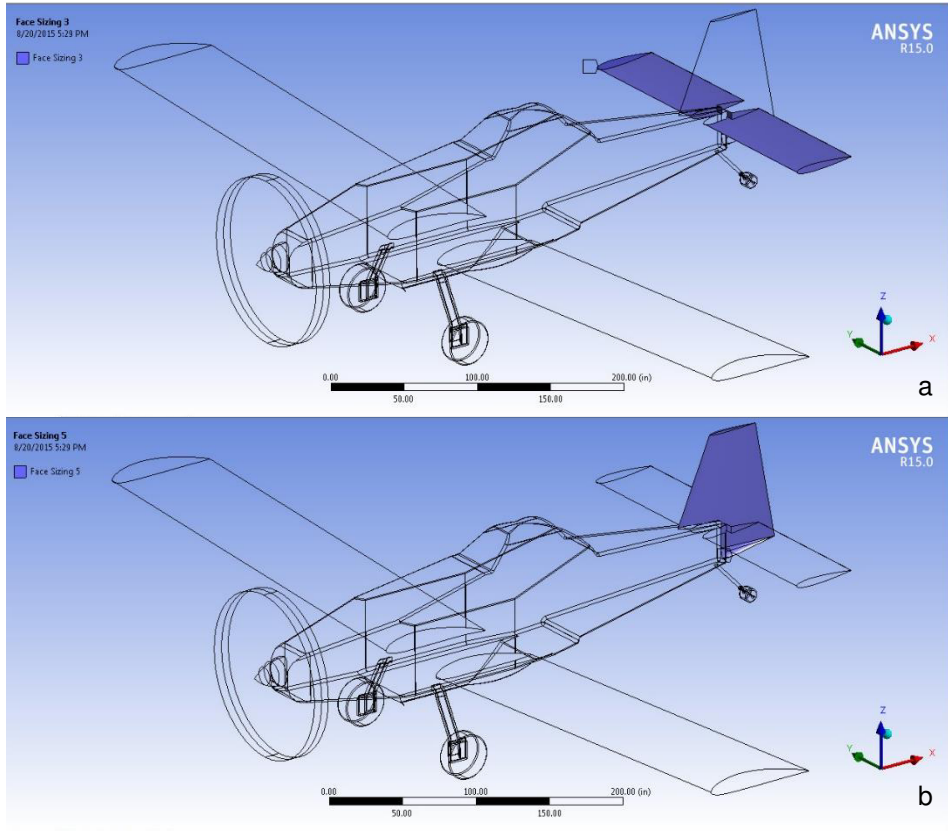


Figura 4-13. (a) Zona correspondiente al estabilizador Horizontal. (b) Zona correspondiente al estabilizador Vertical

Una vez que los refinamiento por zona fueron terminado se colocó un tamaño de elemento aún más pequeño, pero este solo fue colocado en las aristas de los cuerpos que producen sustentación más específicamente en el ala, estabilizador vertical y horizontal de un tamaño de 1 mm, Figura 4-14.

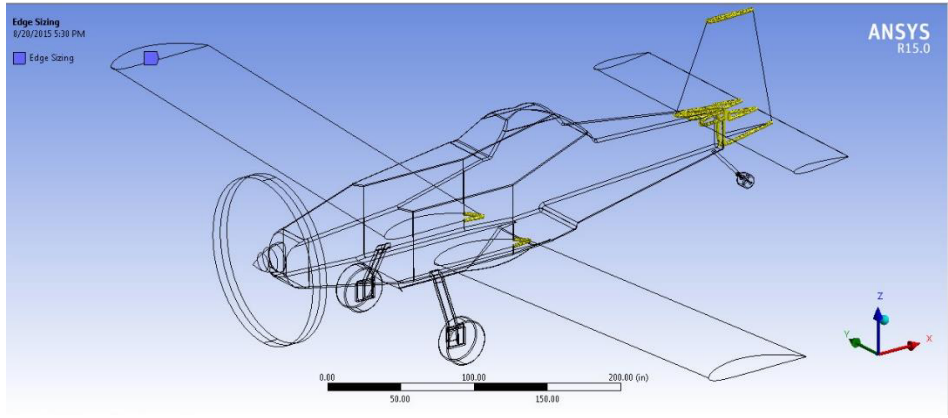


Figura 4-14. Algunas de las aristas seleccionadas para colocar el tamaño de elemento de 1 mm.

4.4.2.3 Mallado final

Una vez colocados todas las propiedades de la malla se procedió a generar la de la cual se obtuvo una discretización del volumen de control con las siguientes características:

- Nodos 3,028,768
- Elementos 17,037,205

La cantidad de elementos y nodos encontrados en la discretización es en mayor razón debido, como se puede apreciar en la figura 4-15.

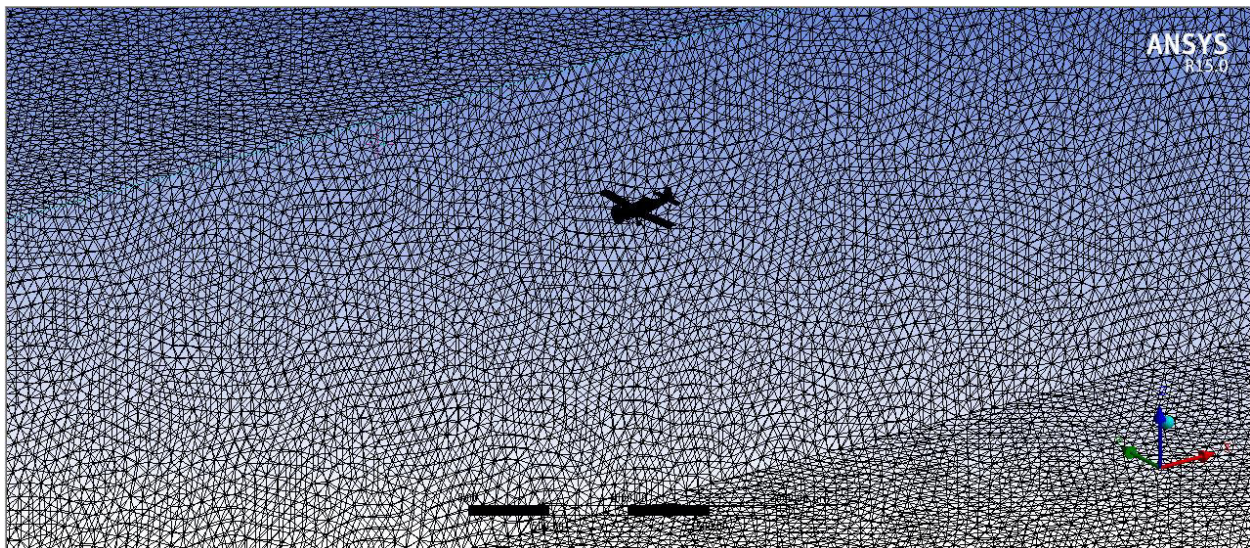


Figura 4-15. Malla del volumen de control general

4.5 Procesamiento del análisis numérico tridimensional

4.5.1 Propiedades del análisis numérico

Ya con el modelo discretizado, se accede a la herramienta de Fluent en ANSYS, en este punto es necesario realizar un análisis de la malla para buscar nodos no conectados y reparar los, también es recomendable realizar una reorganización de la malla en el dominio para cuadrar las matrices y disminuir el tiempo de análisis.

Los parámetros a introducir en el análisis numérico, se tomaron a nivel del mar dado que cuestiones de practicidad y dado que el decremento de ρ en función a la altitud de operación, 600 msnm, con respecto al nivel de mar es de apenas el 5.63%, y una velocidad de crucero de 93.63 m/s.

El análisis numérico se desarrolló en dos partes esto para una mejor exactitud de la solución y no sobrecargar al sistema, la primera parte del análisis se realizó en bajo el régimen de ecuaciones de primer orden (300 iteraciones), y la segunda se realizó utilizando ecuaciones de segundo orden (700 iteraciones), con la finalidad de reducir el tiempo de análisis (Rodríguez Román, 2014). Para realizar este procedimiento de manera automatizada es necesario generar, 6 modificaciones de casos en la sección de “Calculations activities” para este modelo de turbulencia. Para el caso actual o de primer orden solo es necesario colocar el número de iteraciones, en los demás casos se coloca el comando necesario para realizar el cambio de primer a segundo orden, los cuales son para cada una de los elementos a calcular, Figura 4-16:

- solve/set/d-s/p 12
- solve/set/d-s/m 1
- solve/set/d-s/k 1
- solve/set/d-s/o 1
- solve/set/d-s/i 1
- solve/set/d-s/r 1

<input checked="" type="checkbox"/>	Original Settings		300	▲▼
<input checked="" type="checkbox"/>	Modification 1	solve/set/d-s/p 12	0	▲▼
<input checked="" type="checkbox"/>	Modification 2	solve/set/d-s/m 1	0	▲▼
<input checked="" type="checkbox"/>	Modification 3	solve/set/d-s/k 1	0	▲▼
<input checked="" type="checkbox"/>	Modification 4	solve/set/d-s/o 1	700	▲▼

Figura 4-16. Colocación los comandos y números de iteraciones para pasar de primer a segundo orden de manera automática dentro de “Calculations activities” en Fluent.

Una vez terminado el proceso anteriormente descrito se realiza la inicialización del sistema de manera manual para poder cargar las matrices con “0” y así poder generar

los parámetros de salida los cuáles serán las fuerzas de sustentación y arrastre quedaran denotadas como:

- Drag Ala (fuerza de arrastre generada en el ala)
- Lift Ala (fuerza de sustentación generada en el ala)
- Drag Fuselaje (fuerza de arrastre generada en el fuselaje)
- Lift Fuselaje (fuerza de sustentación generada en el fuselaje)
- Drag Horizontal (fuerza de arrastre generada en el estabilizador horizontal)
- Lift Horizontal (fuerza de sustentación generada en el estabilizador horizontal)
- Drag Vertical (fuerza de arrastre generada en el estabilizador vertical)
- Lift Vertical (fuerza de sustentación generada en el estabilizador vertical)
- Drag Tren (fuerza de arrastre total generada por ambos tren de aterrizaje)
- Lift Tren (fuerza de sustentación total generada por ambos tren de aterrizaje)

Quedando de nuestra tabla de parámetros de entrada y salida de la siguiente manera, Figura 4-17.

Outline of All Parameters				
	A	B	C	D
1	ID	Parameter Name	Value	Unit
2	[-] Input Parameters			
3	[-] Base (A1)			
4	P1	AOA	0	degree ▾
5	P2	Velocidad	93.629	m s ⁻¹ ▾
*	New input parameter	New name	New expression	
7	[-] Output Parameters			
8	[-] Base (A1)			
9	P3	Drag Ala	4887.4	N
10	P4	Lift Ala	1.0801E+05	N
11	P5	Drag Fuselaje	3165.2	N
12	P6	Lift Fuselaje	8164.7	N
13	P7	Drag Horizontal	-115.51	N
14	P8	Lift Horizontal	-11372	N
15	P9	Drag Tren	2004.8	N
16	P10	Lift Tren	-43.879	N
17	P11	Drag Vertical	103.9	N
18	P12	Lift Vertical	52.372	N
*	New output parameter		New expression	
20	Charts			

Figura 4-17. Tabla de parámetros de entrada y salida del análisis numérico (nótese que este ya contiene valores de salida obtenidos de un análisis).

4.5.2 Generación de puntos de diseño “Design Points”

Una vez definido todos los parámetros de salida es necesario realizar el análisis numérico.

Una vez finalizado el análisis dentro de la pantalla de Workbench aparece por debajo del cuadro del proyecto “parámetros en un ciclo cerrado”, al dar doble click ahí accedemos a la tabla de “Design Points” o puntos de diseño en el cual se pueden generar todos los casos a analizar sin necesidad de generar cada análisis numérico uno por uno de forma manual, es preferible tener en todos los puntos generados habilitado el cuadro de “Exported” de esta manera se crearán los archivos correspondientes a cada punto y en caso de problemas en un punto de diseño se puede resolver de manera independiente.

Al igual que para el análisis numérico en 2D se realizará un barrido de AOA desde -5° a 15°, Figura 4-18.

Table of Design Points													
	A	B	C	D	E	F	G	H	I	J	K	L	M
1	Name	P1 - AOA	P2 - Velocidad	P3 - Drag Ala	P4 - Lift Ala	P5 - Drag Fuselaje	P6 - Lift Fuselaje	P7 - Drag Horizontal	P8 - Lift Horizontal	P9 - Drag Tren	P10 - Lift Tren	P11 - Drag Vertical	P12 - Lift Vertical
2	Units	degree	m s ⁻¹	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N
3	Current	0	93.629	4887.4	1.0801E+05	3165.2	8164.7	-115.51	-11372	2004.8	-43.879	103.9	52.372
4	DP 1	-5	93.629	2479.5	27064	3614.5	-128.25	474.77	-18120	2720.6	18.867	95.075	27.795
5	DP 2	-4	93.629	-9.7752E+06	-8.3046E+07	-3.3568E+05	-1.6272E+07	-40575	-9.3642E+06	-9.6887E+05	-1.8797E+05	2.8791E+05	-13151
6	DP 3	-3	93.629	3061.6	59615	3262.7	3388.9	104.12	-12996	2538.8	21.116	92.869	55.838
7	DP 4	-2	93.629	3531.9	75723	3197.1	5125.4	17.525	-11274	2456.5	143.73	98.739	62.038
8	DP 5	-1	93.629	4154.7	91899	3138.5	6611.3	-54.755	-11525	2201.1	-6.2462	100.84	60.836
9	DP 6	1	93.629	6159.4	1.0514E+05	2679.4	9714.2	3.6782	-1667	969.74	76.355	63.226	53.644
10	DP 7	2	93.629	6698.8	1.4065E+05	3230.8	11660	-125.67	-6769.2	2036.7	168.58	101.14	74.131
11	DP 8	3	93.629	7782	1.5656E+05	3355.4	13170	-141.17	-6747.5	2006.8	104.36	98.199	66.533
12	DP 9	4	93.629	9000.3	1.7322E+05	3499.7	15124	7.7286	-3635.3	1841	130.46	99.907	88.275
13	DP 10	5	93.629	10266	1.8884E+05	3669.8	16595	125.89	-2043.3	1951	62.23	99.626	96.652
14	DP 11	6	93.629	11738	2.0451E+05	3812.1	18148	156.75	-1932.5	1770.3	205.52	96.598	107.97
15	DP 12	7	93.629	13228	2.1992E+05	4132.1	19785	203.61	3279.6	1773.5	223.21	100.34	142.99
16	DP 13	8	93.629	14884	2.3449E+05	4499.3	21174	512.08	1538.8	1646.1	97.705	106.93	134.24
17	DP 14	9	93.629	16535	2.4837E+05	4806.7	22368	967.43	4975.7	1747.1	39.075	96.43	158.16
18	DP 15	10	93.629	18517	2.6385E+05	5014.6	23876	1036.8	5253.1	1686.1	56.936	91.692	157.01
19	DP 16	11	93.629	20290	2.7788E+05	5489.7	25380	1219.5	6245.8	1488.4	80.736	94.101	153.15
20	DP 17	12	93.629	22292	2.8776E+05	6060.4	25999	1924	10639	1532.7	-6.4446	99.075	171.64
21	DP 18	13	93.629	24145	3.0199E+05	6310.6	27555	1903.3	9910.4	1430.8	-140.58	88.454	176.87
22	DP 19	14	93.629	26446	3.1211E+05	6643.1	27786	2716.5	14308	1418.6	-69.66	100.1	188.31
23	DP 20	15	93.629	31759	3.1224E+05	7414.3	27996	3127.6	15672	1453.4	-196.52	86.08	195.04

Figura 4-18. Tabla de puntos de diseño, para los análisis numéricos

Capítulo 5. Resultados de análisis numéricos

5.1 Introducción

En este capítulo se verán los resultados de los análisis numéricos realizados para la selección del perfil aerodinámico que contara con las características de mejor coeficiente de sustentación, menor o igual coeficiente de arrastre y con un cambio geométrico que fuese capaz de ser realizado, así como una pequeña discusión de los perfiles o perfil aerodinámico seleccionado.

Además se cuentan con los resultados de los análisis numéricos referentes a la morfología del ala a lo largo de la envergadura de la aeronave, como también el análisis de los resultados obtenidos

5.2 Selección del perfil aerodinámico

La selección del perfil aerodinámico para realizar la morfología se realizó comparando tres parámetros el C_L , la geometría y el C_D de los cuales se obtuvieron los siguientes resultados.

5.2.1 Comparación del coeficiente de sustentación (C_L)

Se inició con una muestra de 81 perfiles aerodinámicos, los cuales fueron analizados numéricamente bajo las condiciones descritas en la Tabla 4, de los cuales 27 perfiles aerodinámicos cumplían con lo establecido en la Ecuación (Ecu 3.3). Debido a la gran cantidad de perfiles estos se dividieron en 3 grupos de acuerdo a la magnitud del coeficiente de levantamiento, los cuales son C_{L+} , C_{L++} y C_{L+++} .

5.2.1.1 Grupo C_{L+++}

Los perfiles aerodinámicos que caen dentro de este grupo cuentan con un C_L mucho mayor en comparación al perfil base (NACA 4415) como se puede observar en la Figura 5-1. Es posible ver que estos cuentan con valores de C_L que inician en 0.6 a -5° de AOA hasta llegar a 1.78 a $+15^\circ$ de AOA. Este grupo cuenta con solo 5 perfiles aerodinámicos siendo el más pequeño de todos.

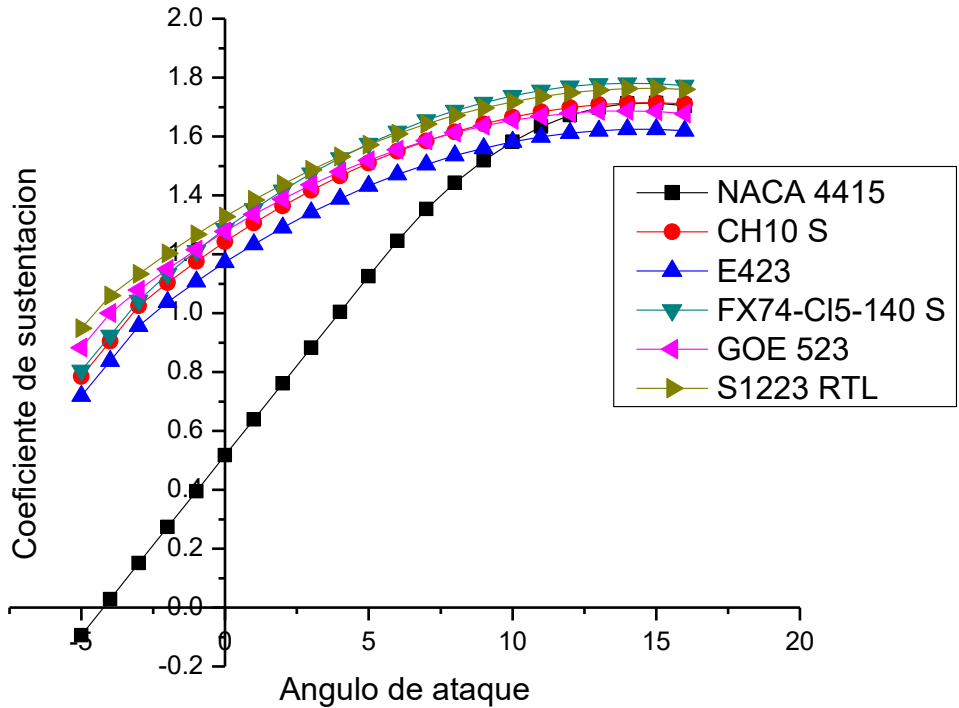


Figura 5-1. Grupo de perfiles aerodinámicos denominados como C_{L+++} , estos tienen el mejor comportamiento del coeficiente de sustentación de los perfiles analizados

5.2.1.2 Grupo C_{L++}

Dentro de este grupo solo se encuentran 6 perfiles aerodinámicos, que a diferencia del grupo anterior no muestran C_L 's superiores, pero si muestran un incremento considerable en comparación del perfil base, teniendo valores de C_L iniciales de 0.34 a -5° de AOA, hasta valores máximos de 1.79 a $+15^\circ$ de AOA como se observa en la Figura 5-2.

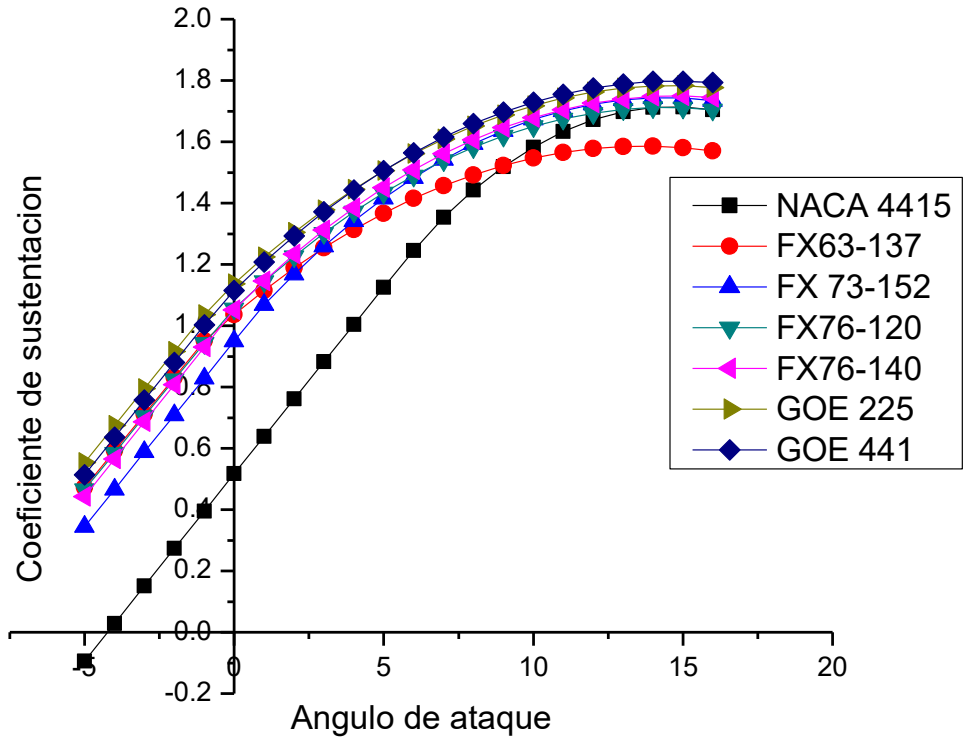


Figura 5-2. Perfiles aerodinámicos pertenecientes al Grupo C_{L++} , el cual nos muestra los perfiles aerodinámicos que obtuvieron un incremento considerable en comparación del perfil base sin llegar a ser tan alto

5.2.1.3 Grupo C_{L+}

Aquí se considera la mayoría de los perfiles aerodinámicos que cumplen con la condición de tener mayor C_L que el perfil base, este incremento puede ser muy marginal siendo de -0.058 a -5° de AOA en comparación de -0.094 @ -5° de AOA del perfil base sin llegar al rango de los perfiles del grupo C_{L+++} , como puede ver en la Figura 5-3.

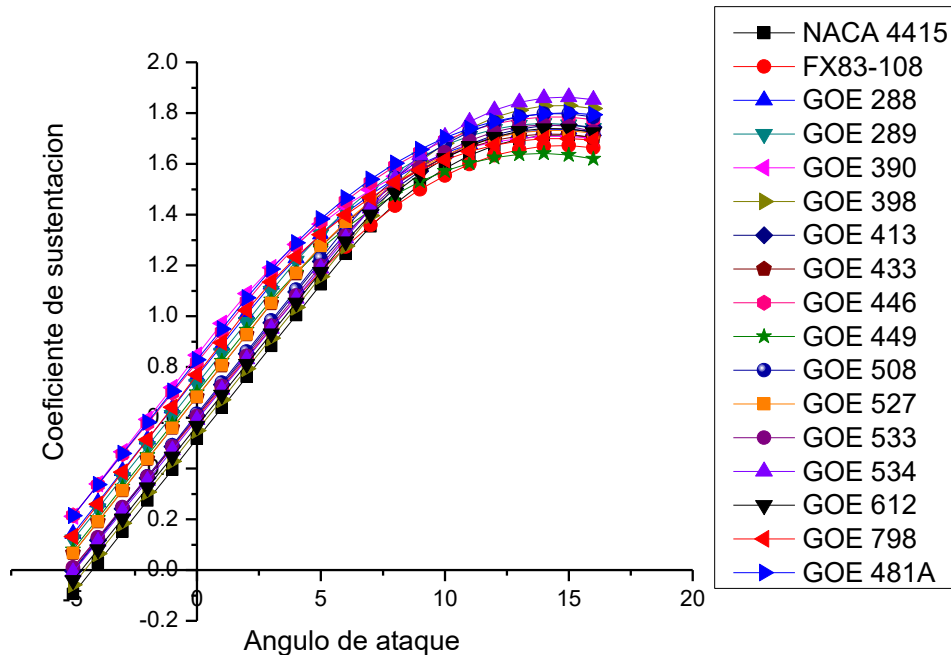


Figura 5-3. Gráfica que presenta a los perfiles aerodinámicos del grupo C_{L+} que contiene a la mayoría de los perfiles pero sus ganancias son ligeramente superiores al generado por el perfil base

5.2.1.4 Discusión de los resultado comparativos del coeficiente de sustentación (C_L)

De este análisis podemos definir que aún y cuando existen una gran cantidad de perfiles aerodinámicos (en nuestro caso 81) que pertenecen al grupo de alta sustentación, solo el 33% de ellos se logró generar un incremento en C_L cuando menos en la zona lineal de la gráfica del AOA vs C_L , de estos perfiles solo el 40% de ellos muestran un incremento significativo en el C_L , por lo cual lo ideal sería utilizar algún perfil perteneciente a los grupos C_{L++} o C_{L+++} , que son donde se encuentran los que cuentan con esa característica.

5.2.2 Comparación geométrica

En esta sección se realizó una comparación de las geometrías aerodinámicas entre cada uno de los candidatos y el perfil base, para así evaluar el cambio necesario que se llevará a cabo, dentro de este punto la única restricción que se tiene es evitar todos aquellos perfiles aerodinámicos donde el cambio a realizar desde o hacia el perfil base sea mayor. De los cuales se desprenden dos grupos, el de los “complejos” y el de los “factibles”.

5.2.2.1 Perfiles aerodinámicos con morfologías complejas de realizar

Los perfiles que pertenecen a este grupo son aquellos pertenecientes a los grupos C_{L+++} , C_{L++++} y algunos del grupo C_{L+} , como se observa en la Figura 5-4, donde existen cambios mayores tanto en el intradós como en el extradós, siendo en el borde de salida donde ocurre el cambio más complejo lo que conlleva a generar mecanismos más complejos al momento de querer manufacturar un prototipo.

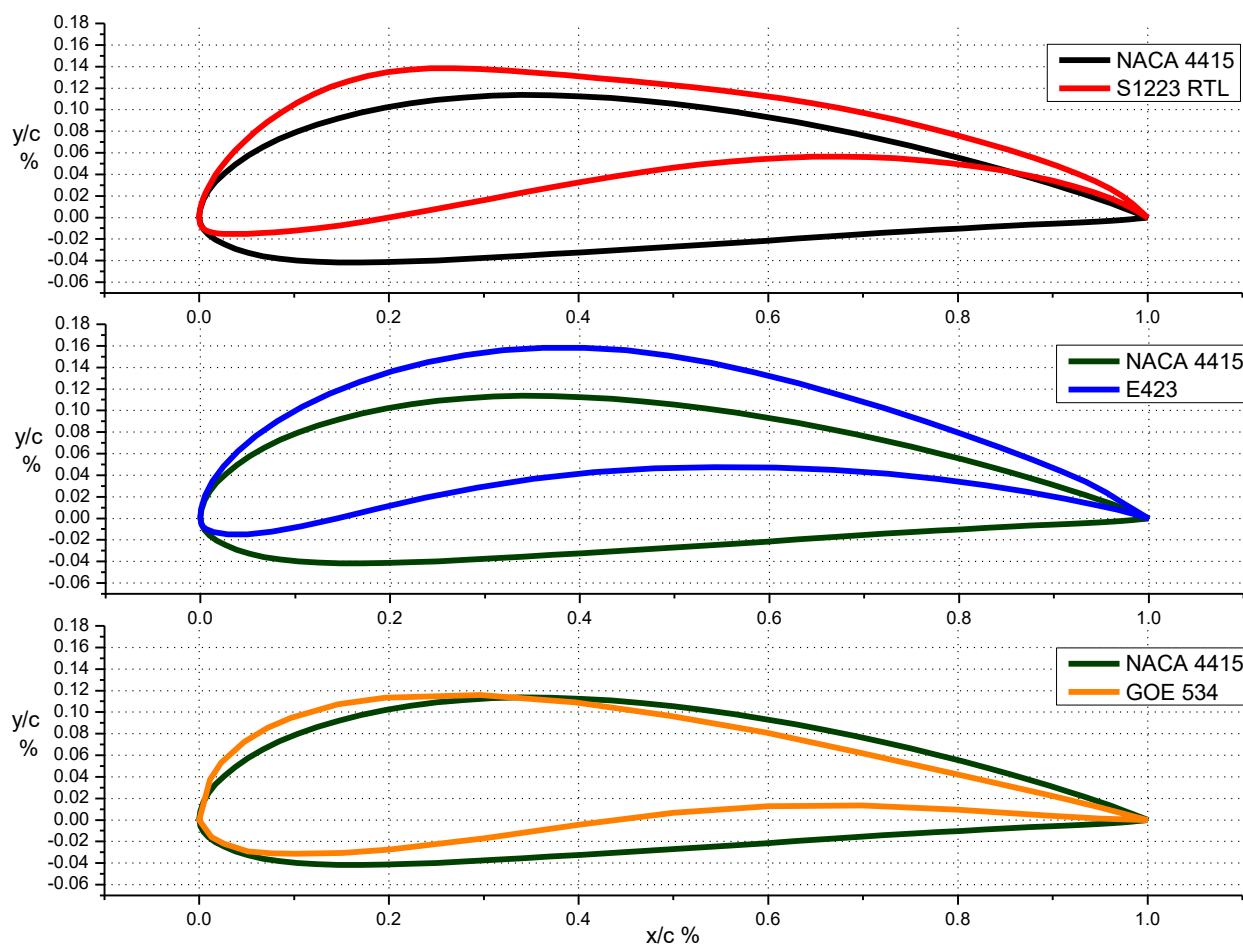


Figura 5-4. Ejemplos de perfiles aerodinámicos perteneciente al grupo de los denominados complejos de realizar.

5.2.2.2 Perfiles aerodinámicos con morfologías factibles a realizar

Este grupo de perfiles son todos aquellos que se consideran factibles para realizar el cambio desde el perfil aerodinámico base, como se observa en la Figura 5-5, estos perfiles pertenecen en su mayoría al grupo C_{L+} .

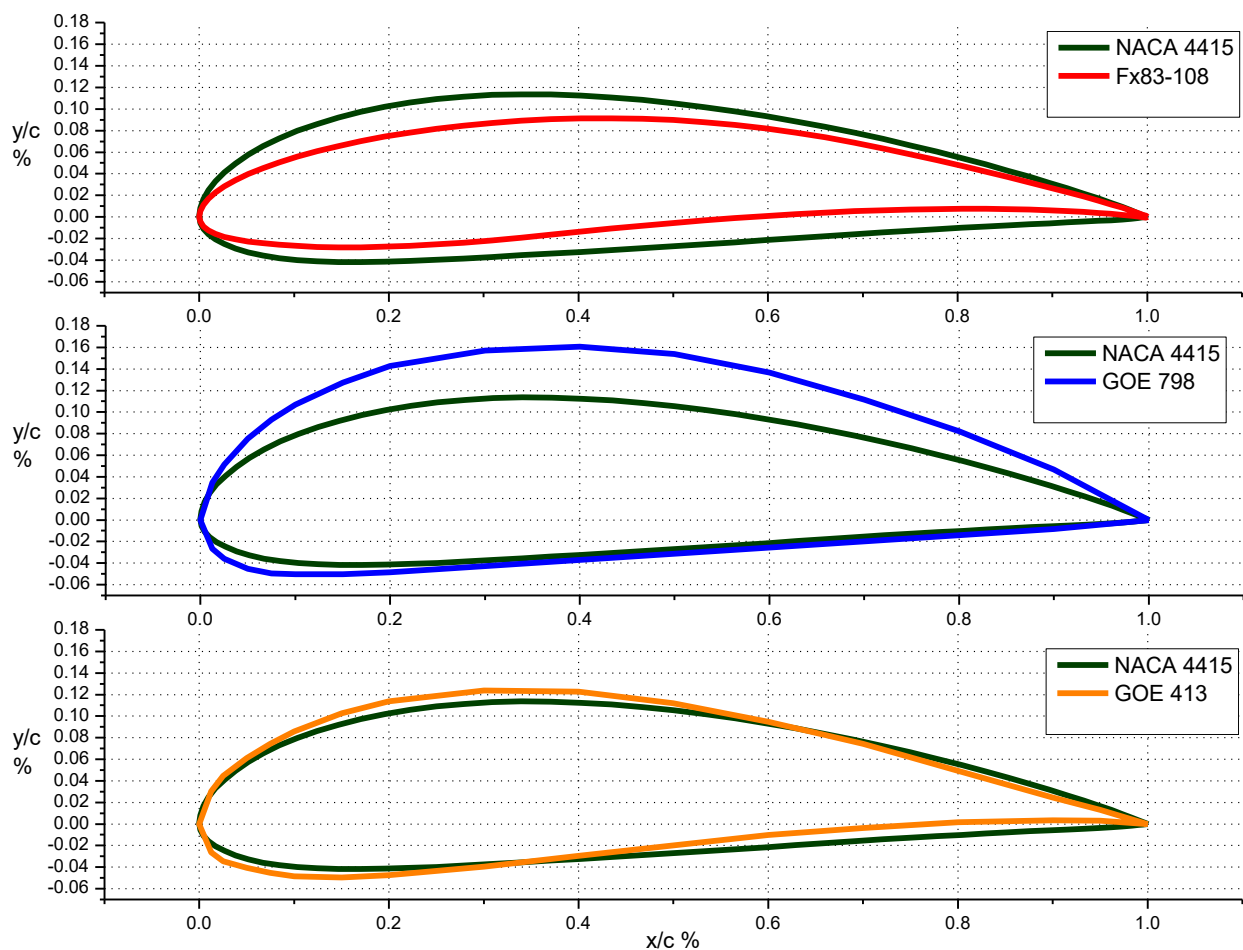


Figura 5-5. Ejemplos de perfiles aerodinámicos perteneciente al grupo denominado factibles de realizar.

5.2.2.3 Discusión de los resultados de comparación geométrica

La decisión final de la colocación de los perfiles aerodinámicos en cada uno de los dos grupos, fue basada en la capacidad actual de llevar a cabo un futuro prototipo funcional para realizar la morfología, como se puede observar los perfiles aerodinámicos que generan un C_L considerable son todos aquellos que requieren un cambio geométrico muy complejo de realizar, por lo cual se tomó la decisión de seleccionar aquellos que

dentro de las capacidades actuales de manufactura son alcanzables de aquí que solo fueran seleccionados 12 de los 27 perfiles aerodinámicos.

5.2.3 Comparación del coeficiente de resistencia al avance (C_D)

Realizando un procedimiento similar al realizado en la comparación de C_L , esta comparación tomo la Ecuación (Ecu 3.6). Se procedió a analizar los 12 perfiles aerodinámicos que fueron seleccionados de la comparación geométrica, de estos se obtuvo la Figura 5-6, donde se puede observar su comportamiento en función al AOA y el C_D de los perfiles aerodinámicos que cumplen con lo establecido en la Ecu 3.3.

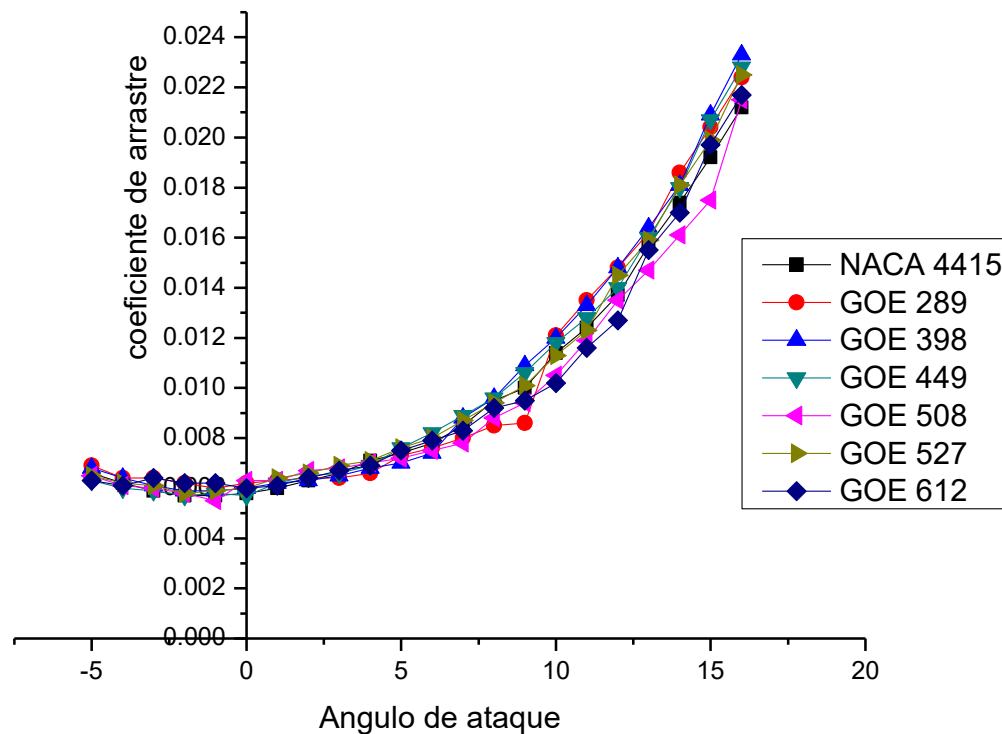


Figura 5-6. Perfiles aerodinámicos que cumplen con la condición establecida en la Ecu 3.3 en su comparación de C_D

5.2.3.1 Discusión de los resultado comparativos del C_D

Como se puede apreciar en la Gráfica 5, los 6 perfiles aerodinámicos comparten un comportamiento similar en su C_D en comparación del perfil base. Esto debido a que las geometrías tienden a ser similares a la del perfil base, siendo 3 más del máximo permitido y dado a la similitud de sus curvas no es posible hacer una disminución mayor siendo necesario realizar una segunda comparación geométrica.

5.2.4 Segunda comparación geométrica

Debido a que los 6 perfiles aerodinámicos están dentro del grupo de perfiles factibles, ahora el criterio es el de buscar aquel o aquellos en los cuales el cambio geométrico tienda a ser el mínimo. Lo cual se encontró en el perfil GOE 449 como se muestra en la Figura 5-7, como es posible observar la similitud entre este y el NACA 4415 es mucha teniendo su mayor cambio en el extradós del perfil y solo un ligero cambio en la zona del borde de ataque del intradós de este.

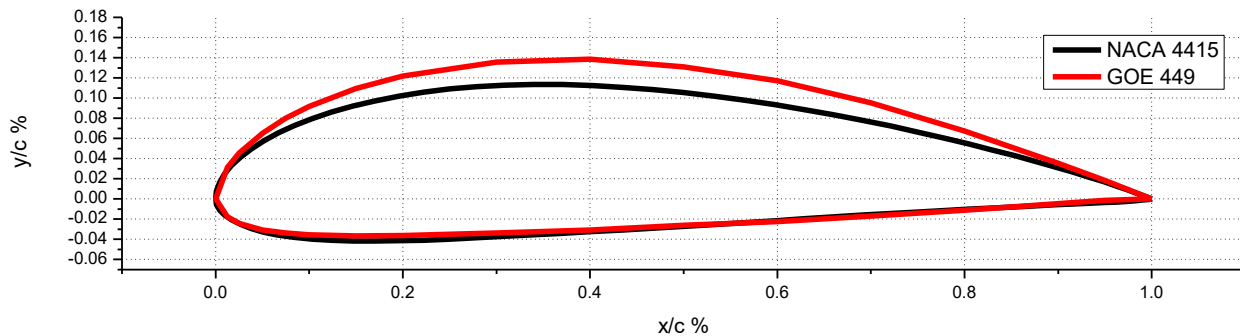


Figura 5-7. Comparación entre el perfil base y el GOE 449 el perfil seleccionado para realizar la morfología.

5.2.4.1 Fusion

Como se vio anteriormente tanto la geometría del perfil NACA 4415 como la del GOE 449 son muy similares, teniendo la mayor diferencia geométrica en el extradós, por lo cual se consideró generar un perfil aerodinámico al cual se le denominó "Fusion", Figura 5-8, este es la fusión del intradós del NACA 4415, dado que el cambio que se requiere para generar el GOE 449 en esta zona es muy pequeña y que por lo tanto se puede considerar despreciable, y el extradós del GOE 449.

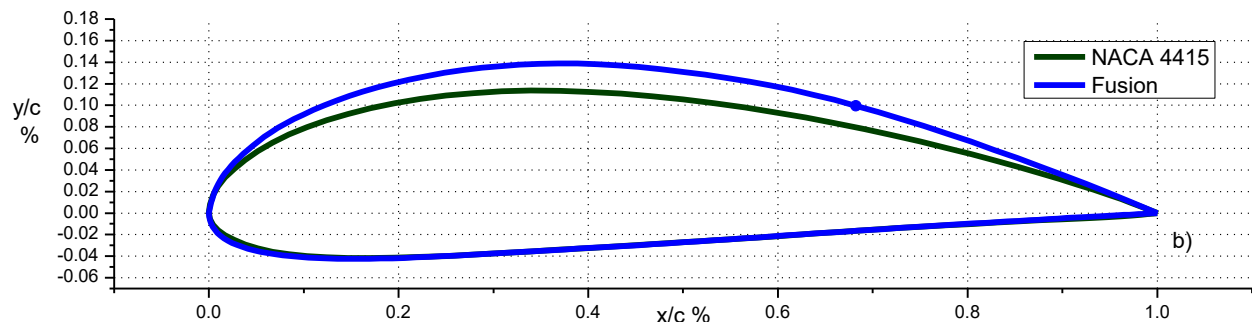


Figura 5-8. Comparación entre el perfil base y el nuevo perfil aerodinámico denominado Fusion.

5.3 Simulación de la morfología en el perfil aerodinámico

Una vez seleccionados los perfiles aerodinámicos GOE 449 y Fusion, es necesario evaluar la mejorar aerodinámica de estos perfiles en comparación del NACA 4415, por lo cual los tres perfiles fueron analizados numéricamente mediante el uso del software especial de análisis numéricos para fluidos y bajo las condiciones presentadas en la Tabla 3 y tomando en la cuerda real y la velocidad de operación. De lo cual se obtienen las curvas de C_L y C_D .

5.3.1 Comparación de las curvas de C_L bajo los parámetros de operación

Una vez simulados los perfiles aerodinámicos bajo las condiciones ya mencionadas se obtuvo la Figura 5-9.

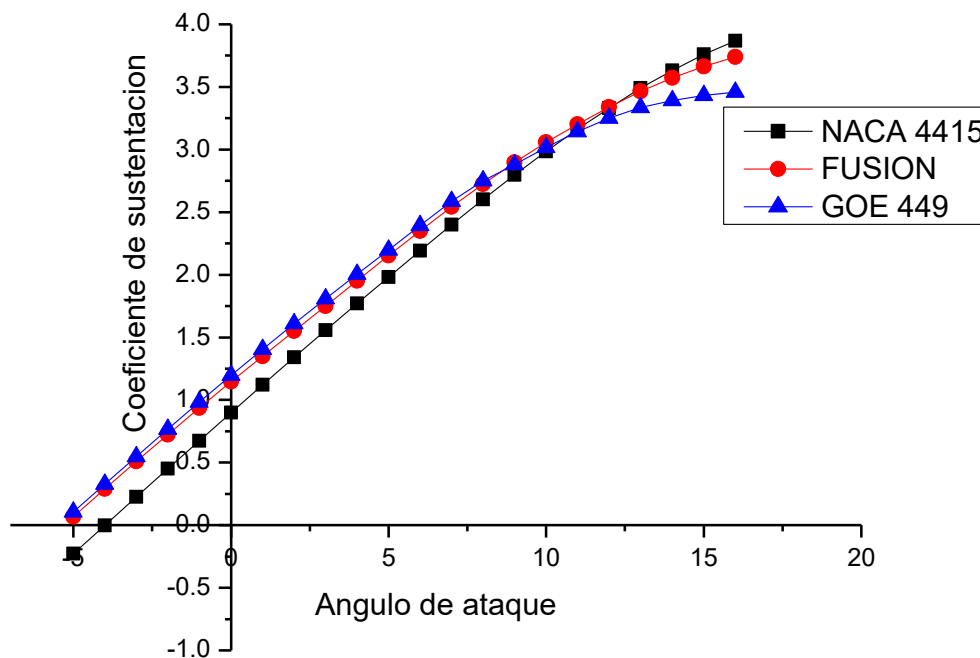


Figura 5-9. Comparación de C_L bajo las condiciones de operación establecidas entre los dos perfiles seleccionados y el perfil base

Como se observa, Figura 5-9, ambos perfiles aerodinámicos candidatos muestran un comportamiento mayor en comparación al perfil base. La diferencia entre el perfil GOE 449 y el NACA 4415 es de 24.75% promedio entre las zonas lineales (desde -5° a 5° de AOA) de las curvas, con respecto al Fusion se observa que la diferencia con respecto al

GOE 449 es de apenas 4.75%. Y este último sigue mejor el comportamiento de la curva del NACA 4415.

Es importante mencionar que los valores de C_L obtenidos en la Gráfica 6 difieren de los valores obtenidos en la sección de selección de perfil aerodinámico candidato, Gráfica 4, esto dado a que esta curva como la de C_D son afectada por el número Mach que se utilizó en cada análisis numérico como puede verse en la Figura 5-10 (Gudmundsson, 2013), para este caso se trabajó a Mach 0.197 en comparación de Mach 0.15 utilizado para el análisis numérico obtenido a partir de la Tabla 3.

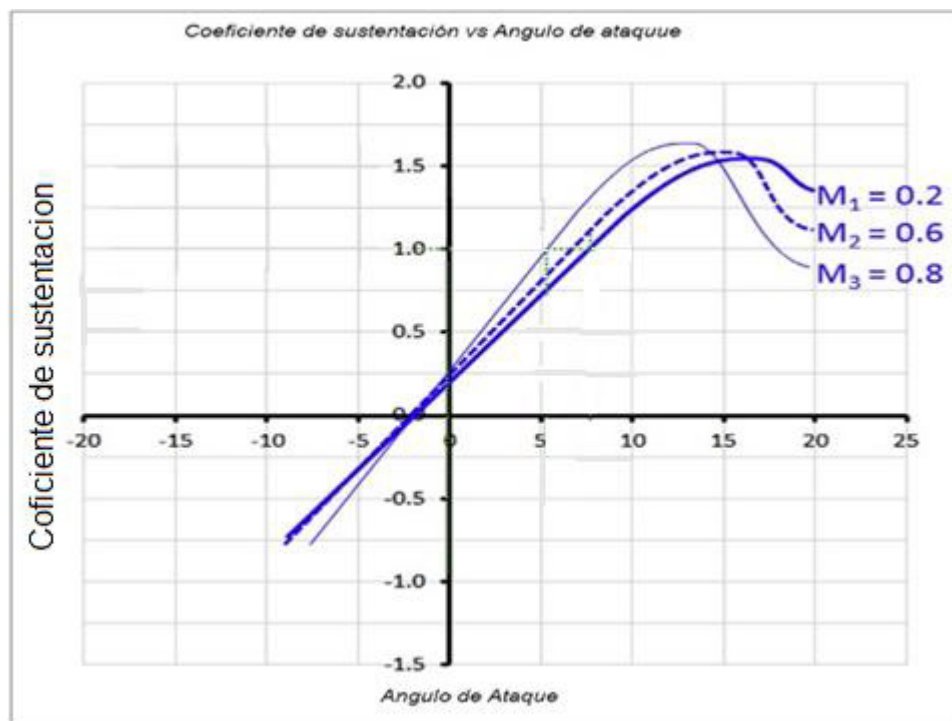


Figura 5-10. Comportamiento del coeficiente de sustentación en función del Número Mach (Gudmundsson, 2013)

5.3.2 Comparación de las curvas de C_D bajo los mismos parámetros de operación

En cuanto al comportamiento de la curva del C_D se puede observar en la Figura 5-11, dado al mayor número de Mach en ambos perfiles candidatos incumplen con lo establecido en la Ecuación Ecu 3.6, sin embargo el incremento de C_D en ambos perfiles aerodinámicos candidatos es de solamente 0.23% promedio dentro de los ángulos de

ataque que comprende la zona lineal en la curva de C_L y la diferencia entre ellos es de apenas 0.0027% en la misma zona por lo cual se puede considerar una diferencia despreciable.

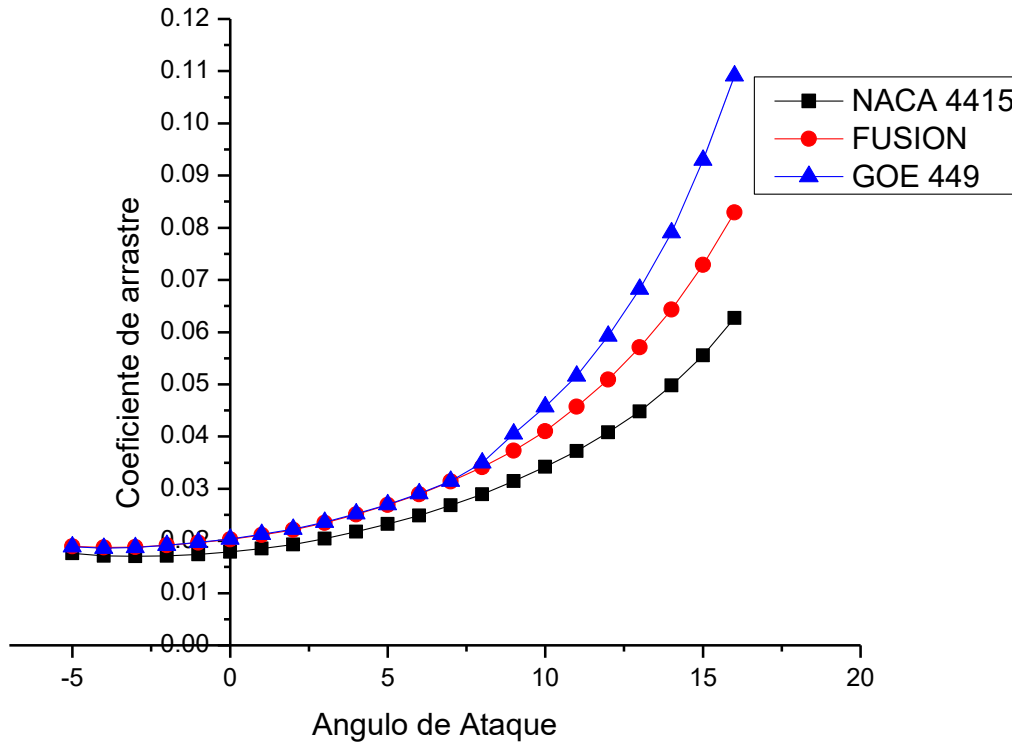


Figura 5-11. Comparación de C_D bajo las mismas condiciones de operación entre los dos perfiles seleccionados y el perfil base

5.3.3 Análisis de resultados

Resultados de C_L y el C_D , muestra un incremento en ambos, siendo el del C_D tan pequeño que se considera despreciable para este análisis, por lo cual solo se considera el C_L . Basándose en la Ecuación Ecu.3.2, manteniendo la fuerza de sustentación constante a la requerida por el perfil base y sustituyendo el C_L por el perfil aerodinámico del candidato se puede obtener la nueva velocidad de operación. Para cuantificar la reducción de velocidad es necesario seleccionar un ángulo de ataque que será igual para los dos perfiles aerodinámicos. Dado que al momento de realizar la aplicación aérea la aeronave opera la zona de inestabilidad (Rofls, 2014) de la curva de potencia contra velocidad de la aeronave Figura 5-12 (Flyers, 2014), se decidió tomar el ángulo de ataque de 2°.

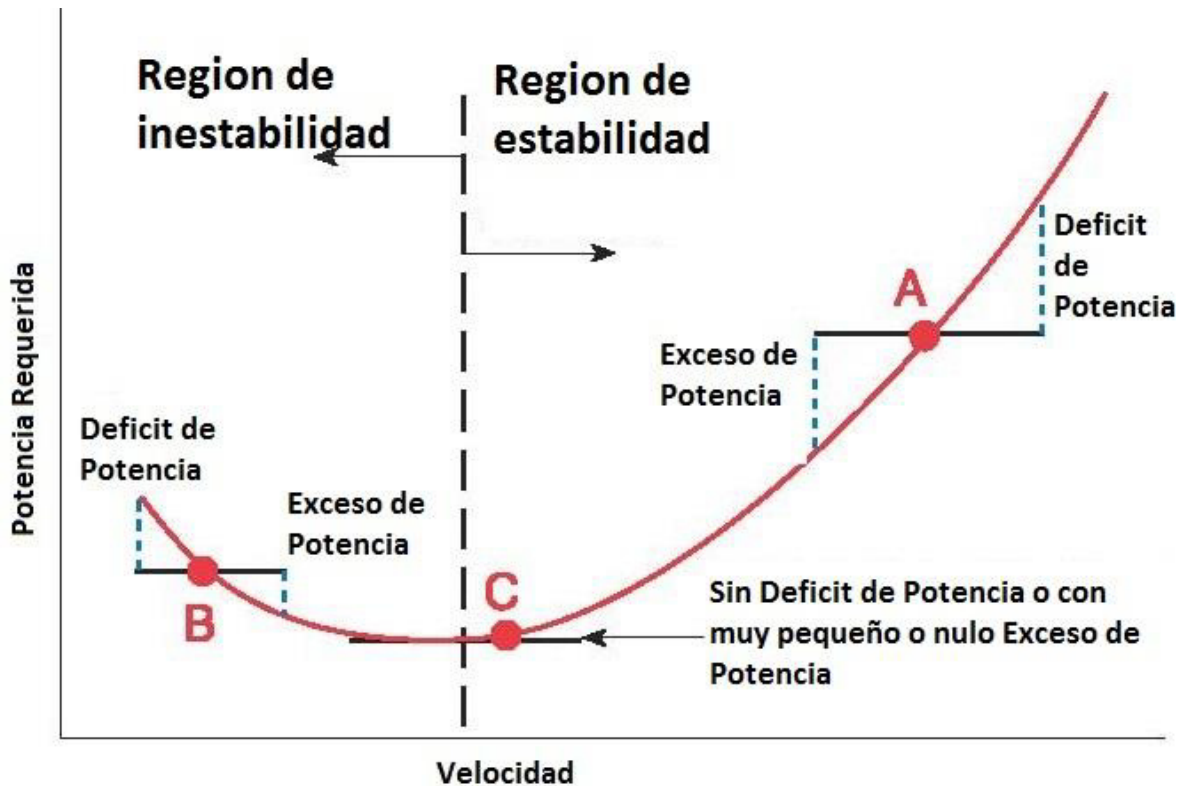


Figura 5-12. Zonas de estabilidad e inestabilidad en la curva de potencia requerida contra velocidad (Flyers, 2014)

Del ángulo de ataque seleccionado se obtienen las velocidades de operación presentadas en la Tabla 11.

Tabla 11. Velocidades de operación para cada uno de los perfiles aerodinámicos manteniendo la fuerza de sustentación constante

Perfil Aerodinámico	Fuerza de Sustentación (N)	Coefficiente de Sustentación (C_L)	Velocidad de Operación (m/s)
NACA 4415	127910.7	1.33	66.86
GEO 449	127910.7	1.60	61.76
Fusion	127910.7	1.55	60.86

Dado a que la diferencia entre la nueva velocidad de operación entre el GOE 449 y el Fusion es de menos de $1 m/s$ y que sería menos complicado en generar el cambio de morfología, solo se tomará en consideración para los análisis tridimensionales al perfil Fusion.

5.4 Análisis numérico de morfología en el ala de la aeronave

Con el perfil aerodinámico seleccionado previamente, se procede a realizar el análisis numérico tridimensional (3D) de la morfología del ala en la aeronave, dado que como se mencionó anteriormente, el resultado del análisis numérico en 2D representa el resultado de un ala infinita, mientras que el análisis numérico en 3D representa la solución del ala con sus dimensiones reales. Por lo anterior se realiza el análisis numérico del ala en la aeronave con el perfil aerodinámico base y los cuatros casos ya presentados con el perfil Fusion.

5.4.1 Análisis numérico tridimensional de la aeronave con el perfil base en el ala

El resultado del análisis numérico de la aeronave con el perfil aerodinámico base en su ala, a las condiciones estipuladas se observa en la Figura 5-13 donde se pueden ver los valores de C_L totales de la aeronave.

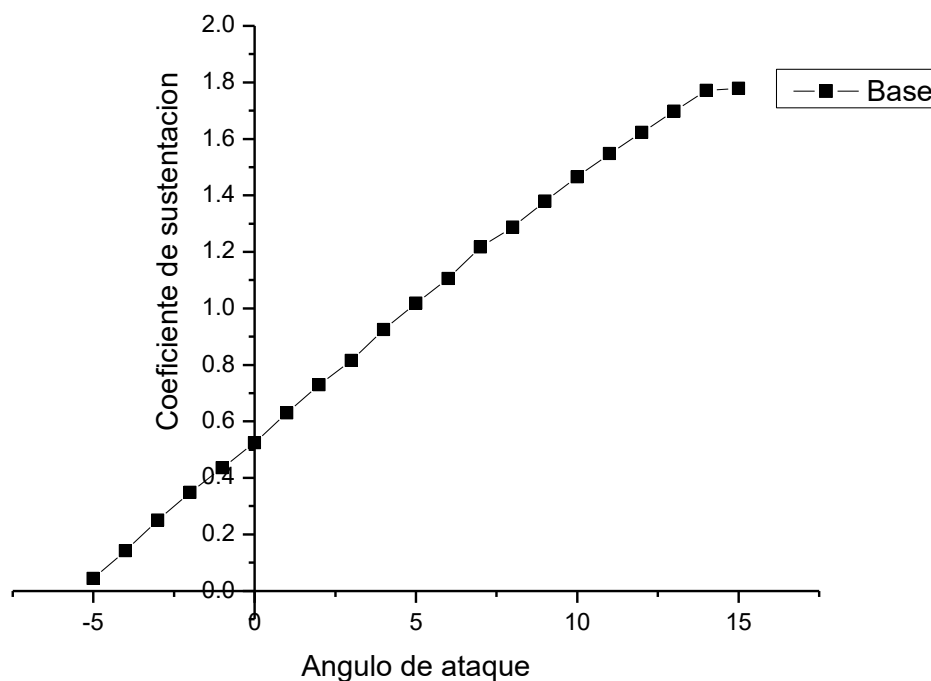


Figura 5-13. Resultados del C_L de la aeronave con el perfil aerodinámico NACA 4415

Del mismo análisis numérico se obtuvo la Figura 5-14 la cual muestra el comportamiento de la curva de C_D total en la aeronave.

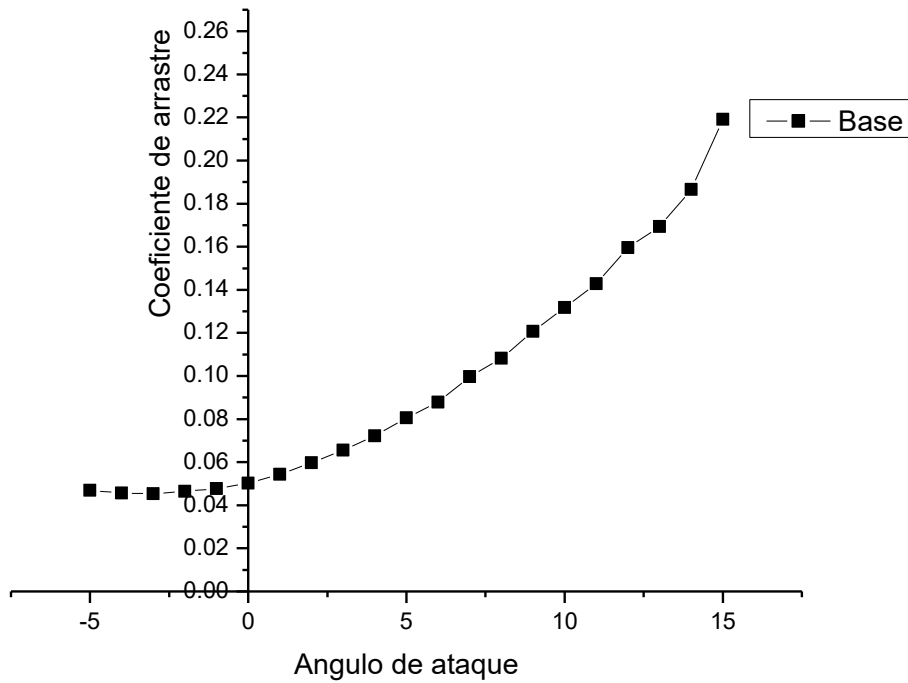


Figura 5-14. Resultados del C_D de la aeronave con el perfil aerodinámico NACA 4415

A partir de los coeficientes de levantamiento y de resistencia al avance obtenido es posible obtener la polar de la aeronave la cual se presenta en la Figura 5-15.

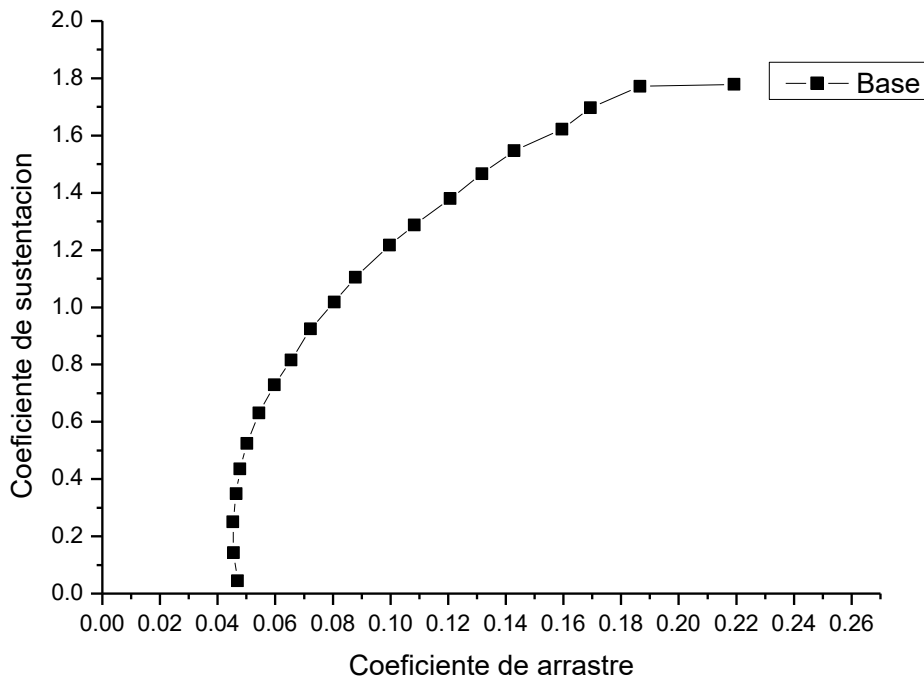


Figura 5-15. Grafica polar del ala en la aeronave con el perfil aerodinámico NACA 4415

El comportamiento de las líneas de flujo de aire al pasar por el ala en la aeronave en un ángulo de ataque a 0° , se puede observar en la Figura 5-16, sin tener ningún cambio y nos ayudara a detectar perturbaciones en el flujo de aire en los distintos casos analizados.

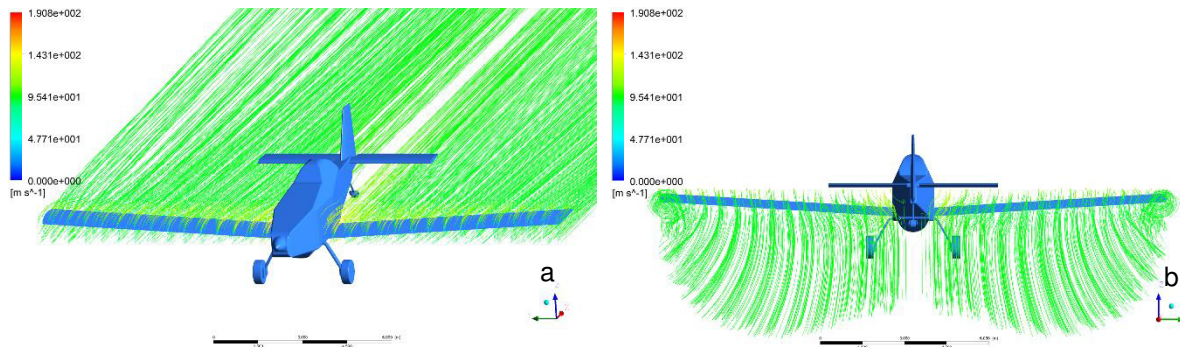


Figura 5-16. (a) Vista isométrica del comportamiento de las líneas flujo de aire en la aeronave en función de su velocidad. (b) Vista trasera del comportamiento de las líneas de flujo de aire en la aeronave en función de su velocidad.

5.4.2 Análisis numérico tridimensional del Caso 1

El Caso 1 considera la morfología a lo largo de toda la envergadura del ala sin discontinuidades, del análisis numérico se obtiene la Figura 5-17 que muestra el comportamiento del C_L de toda la aeronave.

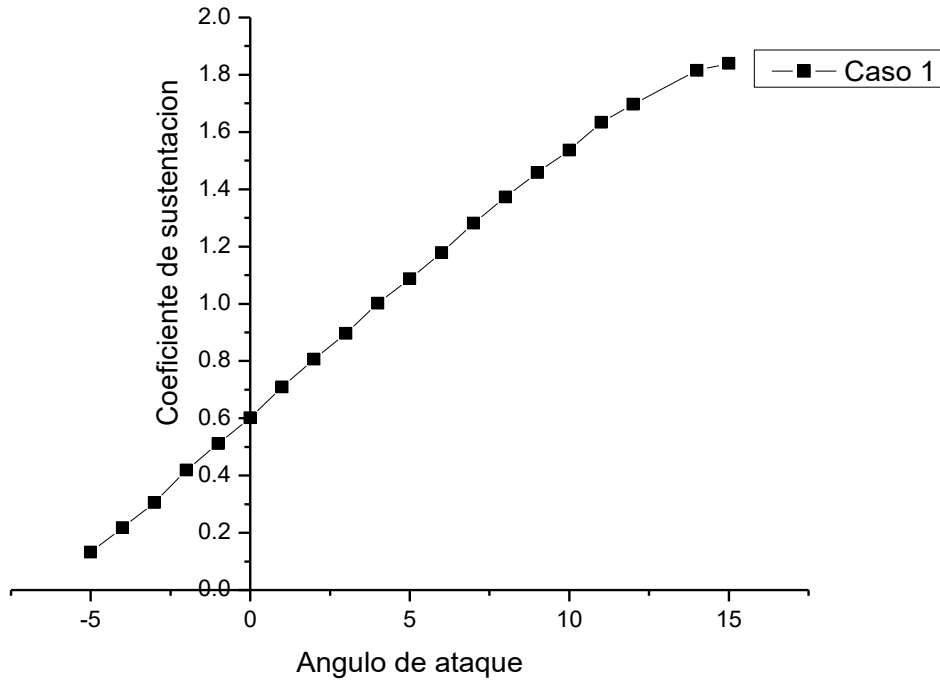


Figura 5-17. Resultados del C_L de la aeronave bajo el Caso 1

Del análisis numérico se obtiene la Figura 5-18 con los valores del C_D total de la aeronave para este caso.

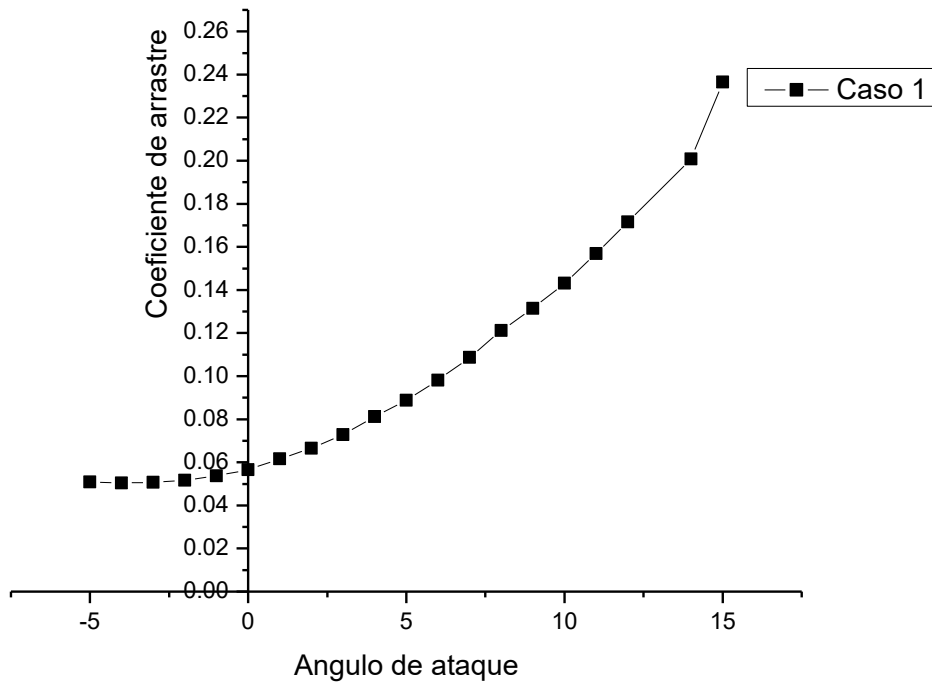


Figura 5-18. Resultados del C_D de la aeronave bajo el Caso 1

También es posible obtener la gráfica polar de la aeronave la cual se presenta en la Figura 5-19.

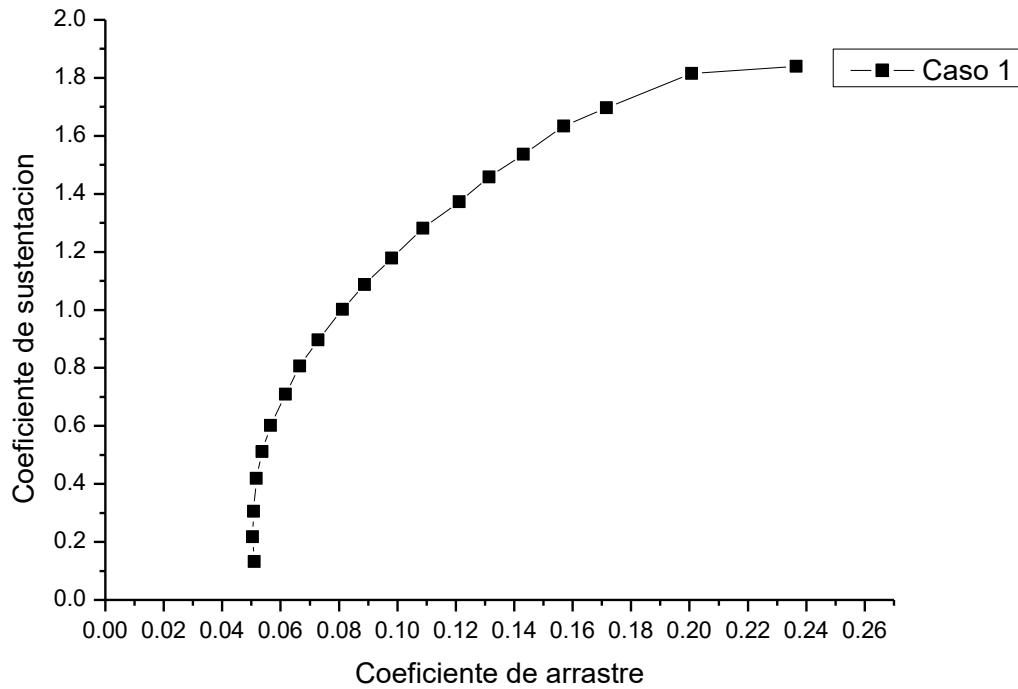


Figura 5-19. Gráfica polar de la aeronave bajo el Caso 1

Ya que se considera al ala sin discontinuidades, las líneas de flujo Figura 36, no demuestran efectos distintos a los vistos en la Figura 5-20.

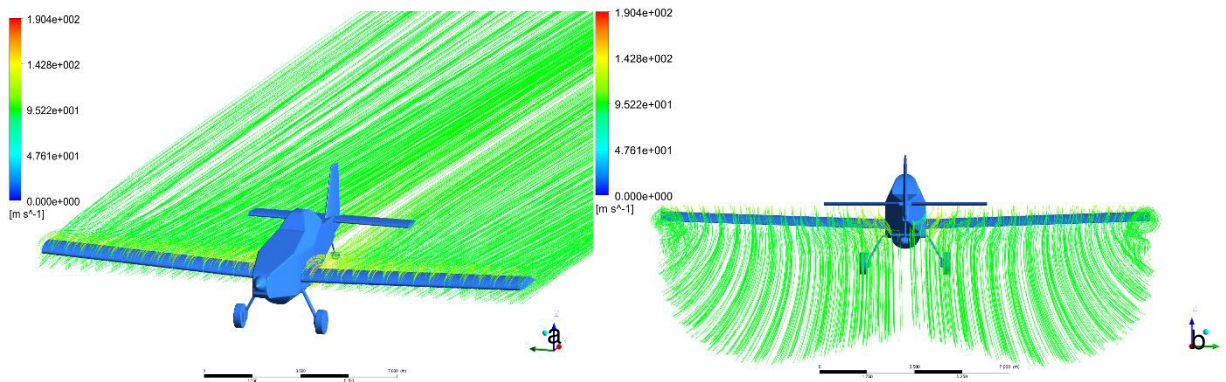


Figura 5-20. (a) Vista isométrica del comportamiento del flujo de aire en el ala de la aeronave en función de su velocidad. (b) Vista trasera del comportamiento del flujo de aire en el ala de la aeronave en función de su velocidad.

5.4.3 Análisis numérico tridimensional del Caso 2

El caso 2 es el primero en presentar una discontinuidad en el ala, dado que el área que ocupa alerón no presenta ningún cambio en su morfología y mantiene la forma original del NACA 4415, esto conlleva a tener una especie de escalón en la zona de transición entre la morfología y el alerón, Figura 5-21, de esta simulación se generó la Figura 5-22 la cual muestra el comportamiento del C_L de la aeronave.

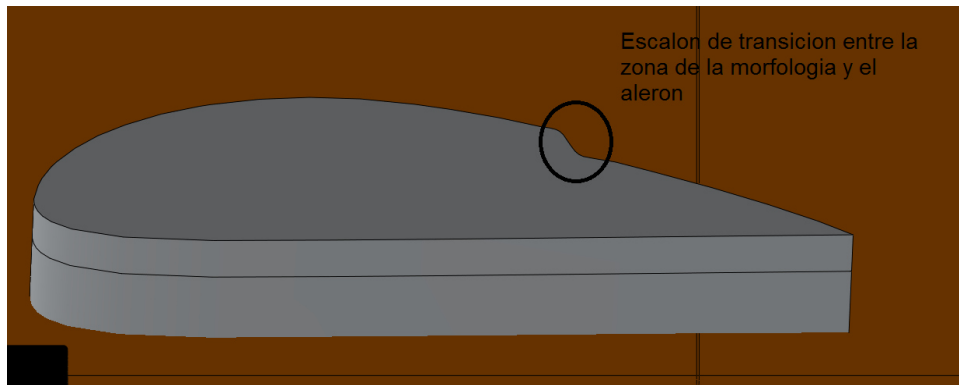


Figura 5-21. Vista de corte en el ala mostrando el cambio entre los perfiles NACA 4415 (Alerón) y el resto del extradós FUSION

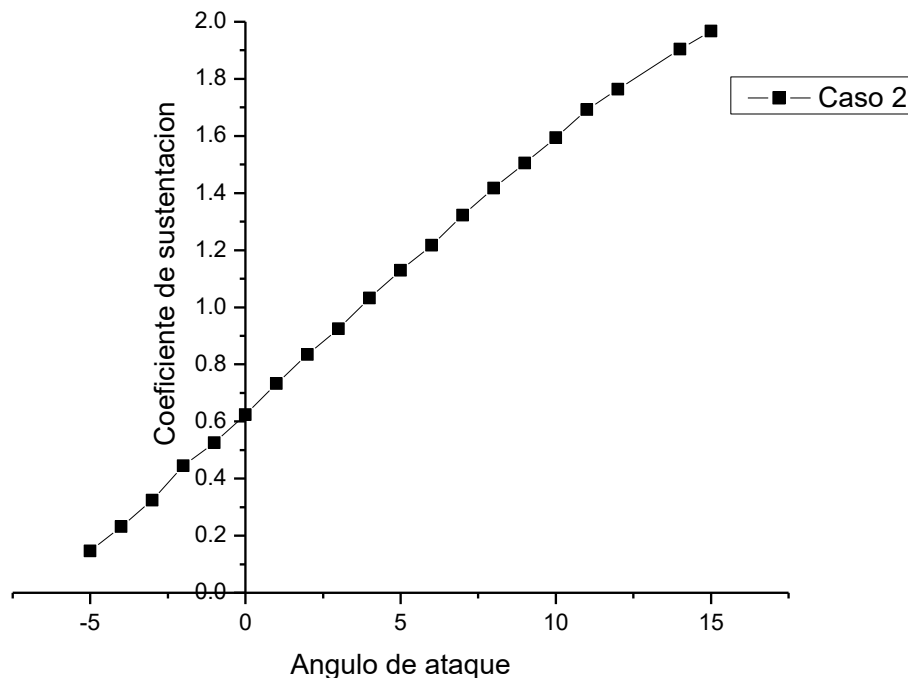


Figura 5-22. Comportamiento del C_L total de la aeronave bajo el Caso 2

Del análisis numérico del caso 2 se generó la Figura 5-23 que nos muestra los valores del C_D total de la aeronave para este caso.

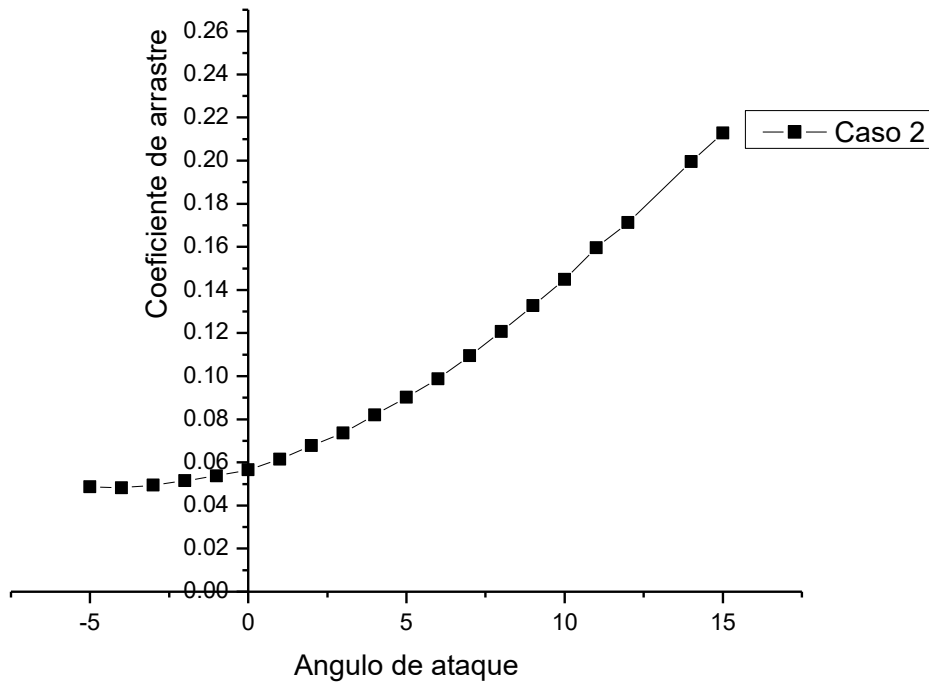


Figura 5-23. Comportamiento del C_D de la aeronave bajo el Caso 2

La gráfica polar de la aeronave para el caso 2 como se muestra en la Figura 5-24.

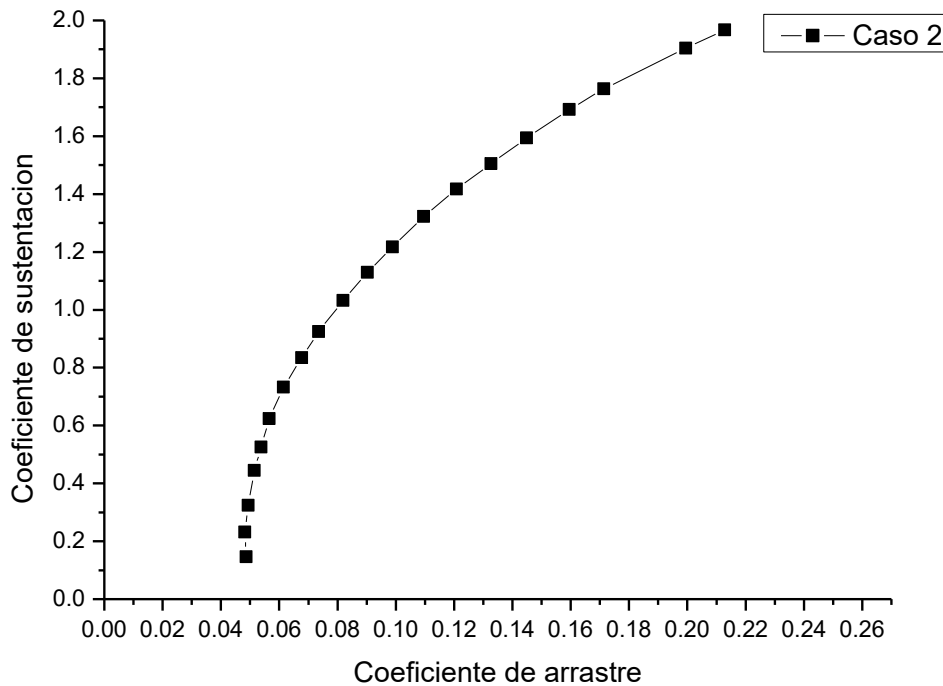


Figura 5-24. Gráfica polar de la aeronave bajo el Caso 2

A partir del análisis numérico se generaron las líneas de flujo del aire, donde se buscó si se formaban algún tipo de vórtice o comportamiento extraño en el flujo debido

a la discontinuidad en la piel que existe entre el alerón y el resto del ala. Se puede observar que los únicos vórtices son los generados en la punta del ala como en los casos anteriores, Figura 5-25 (Gudmundsson, 2013), en la zona de transición entre los perfiles aerodinámicos a lo largo del ala donde se encuentra el alerón, se observa como el flujo trata de seguir el cambio de geometría, debido a esto se genera el inicio de separación de la capa límite sin llegar a formar turbulencia dado que el flujo vuelve a acoplar más adelante, Figura 5-26, eso se puede observar con más detalle en Figura 5-27 como la velocidad en esa zona de transición tiende a ser cero y la presión se incrementa.

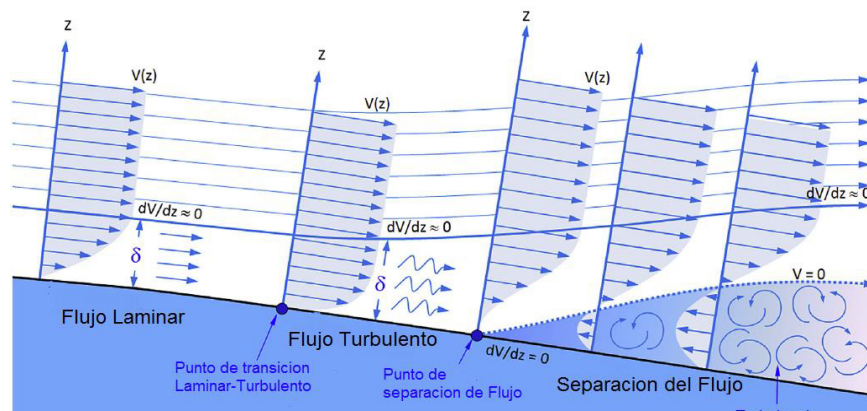


Figura 5-25. Diagrama de la generación del desprendimiento de capa en función a la corriente del flujo (Gudmundsson, 2013)

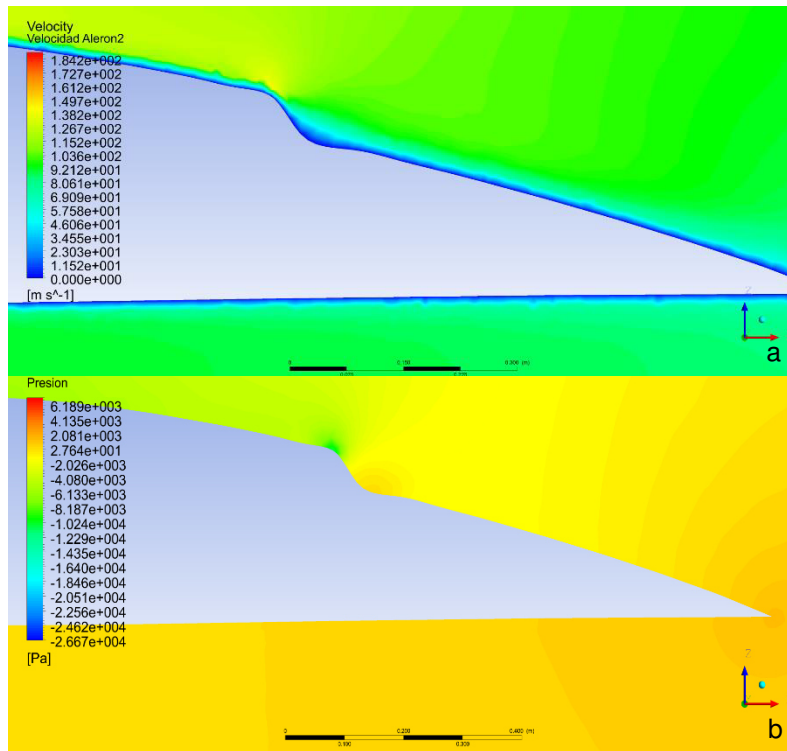


Figura 5-26. (a) Contorno de velocidades del perfil aerodinámico en la zona de transición de la morfología. **(b)** Contorno de presiones del perfil aerodinámico en la zona de transición de la morfología.

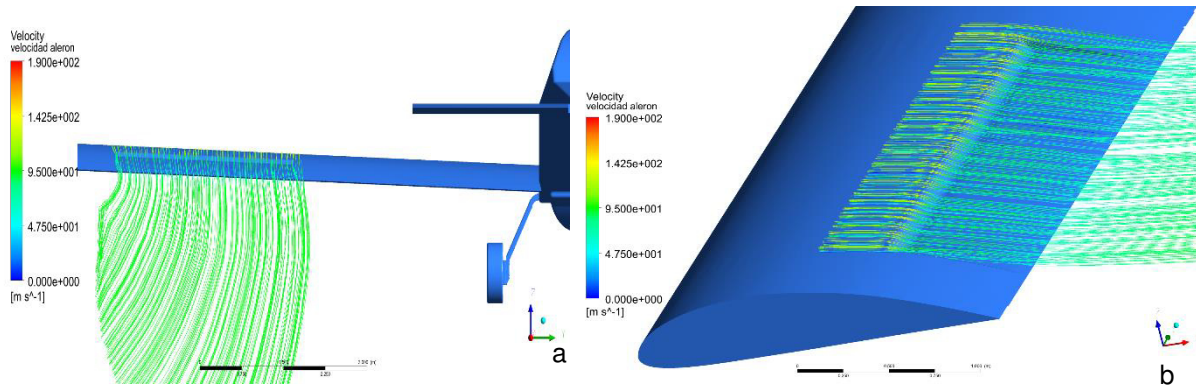


Figura 5-27. (a) Vista trasera del comportamiento del flujo de aire en el ala de la aeronave en función de su velocidad. **(b)** Vista Isométrica del comportamiento del flujo de aire sobre el extradós del ala en función de su velocidad.

5.4.4 Análisis numérico tridimensional del Caso 3

El Caso 3 nos representa un ala donde la morfología ocurre solo en la parte del ala correspondiente al largo de los flaps y fuera de esto el ala conserva su perfil aerodinámico base, de este análisis se obtuvo los siguientes valores de C_L para los distintos AOA, Figura 5-28.

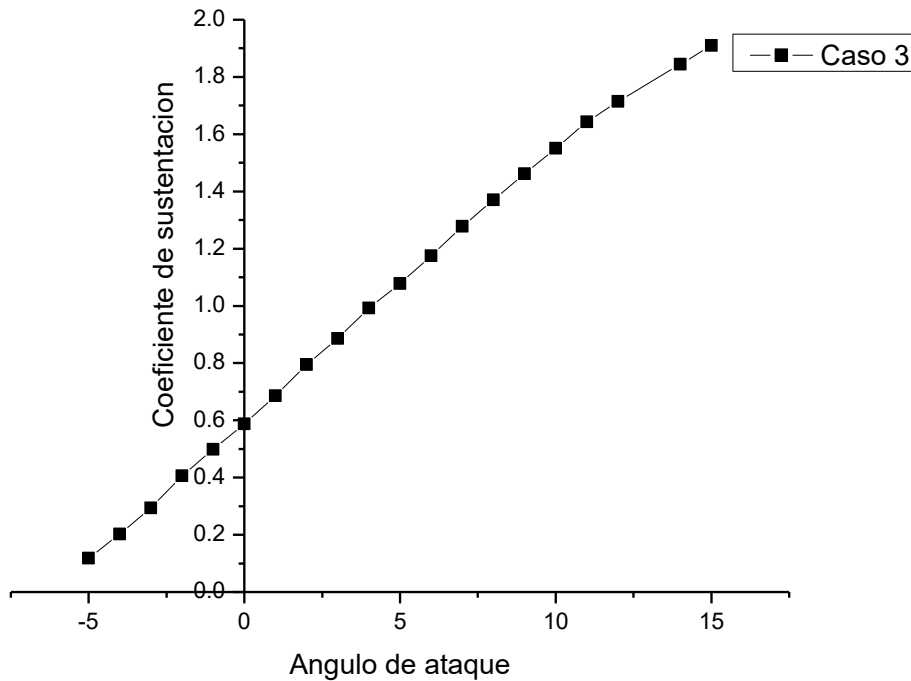


Figura 5-28. Comportamiento del C_L de la aeronave bajo el Caso 3

Del análisis numérico para este caso se obtienen los resultados C_D de en función del AOA que se muestra en la Figura 5-29.

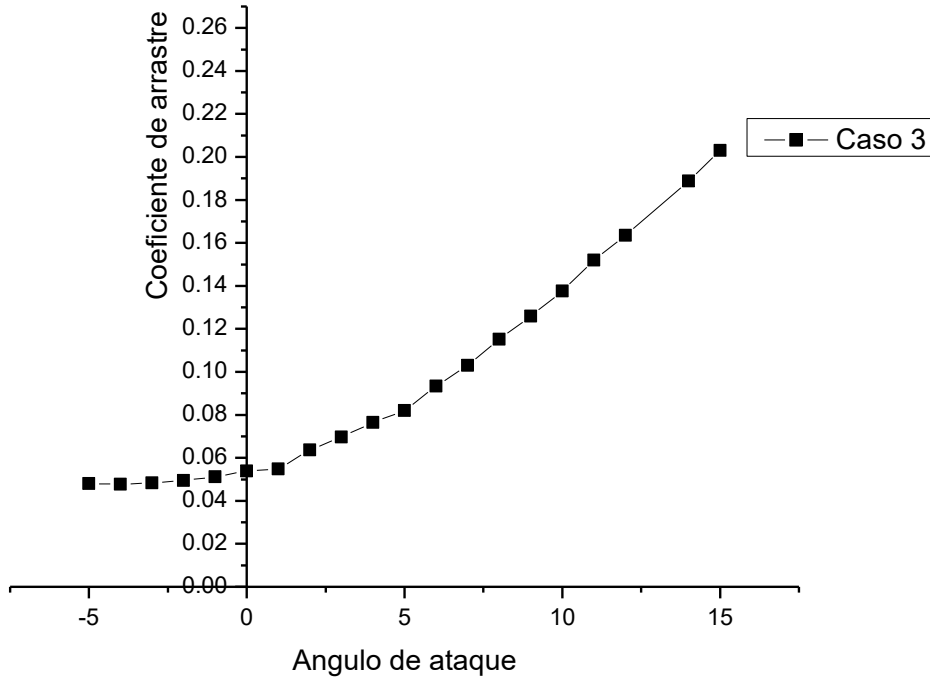


Figura 5-29. Comportamiento del C_D de la aeronave bajo el Caso 3

De los resultados previamente obtenidos del análisis numérico se tiene la gráfica polar de la aeronave que se muestra en la Figura 5-30.

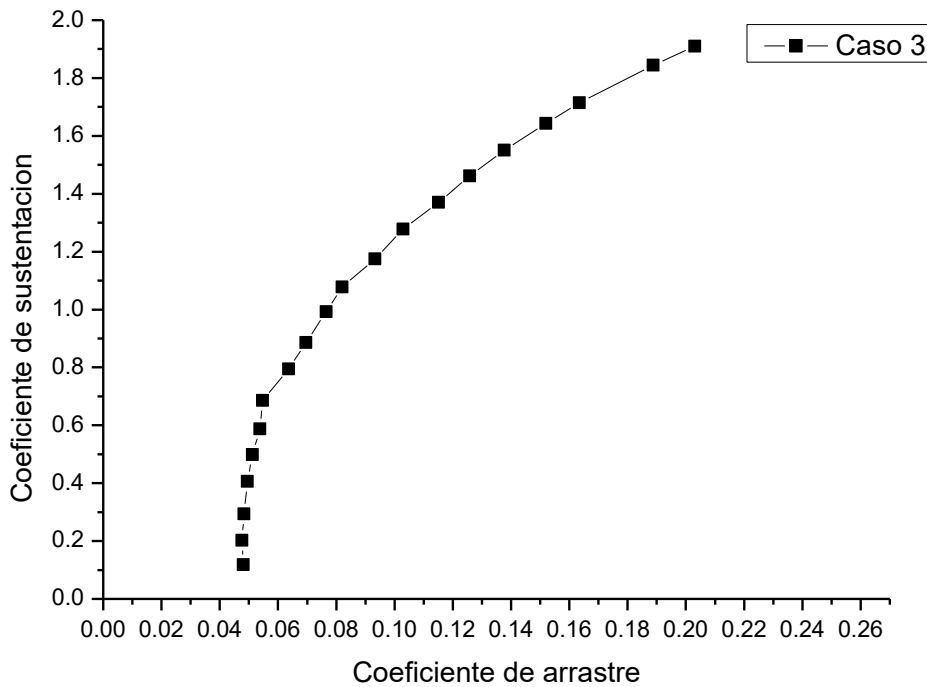


Figura 5-30. Gráfica polar de la aeronave obtenida de los resultados de análisis numérico bajo el Caso 3

Las líneas de flujo de aire al igual que en los casos anteriores no muestran vórtices extraños en una vista general de la aeronave, Figura 5-31, haciendo un acercamiento a la zona donde se encuentra la transición de la morfología al ala no se observan perturbaciones en el flujo de aire. Al parecer la diferencia geométrica entre perfiles en el ala genera una pequeña perturbación juntos antes del borde de fuga, dado que es donde el extradós de ambos perfiles aerodinámicos comienzan a unirse, y es donde el flujo tiende a ir a donde a la zona que tiene una mayor velocidad relativa, Figura 5-32.

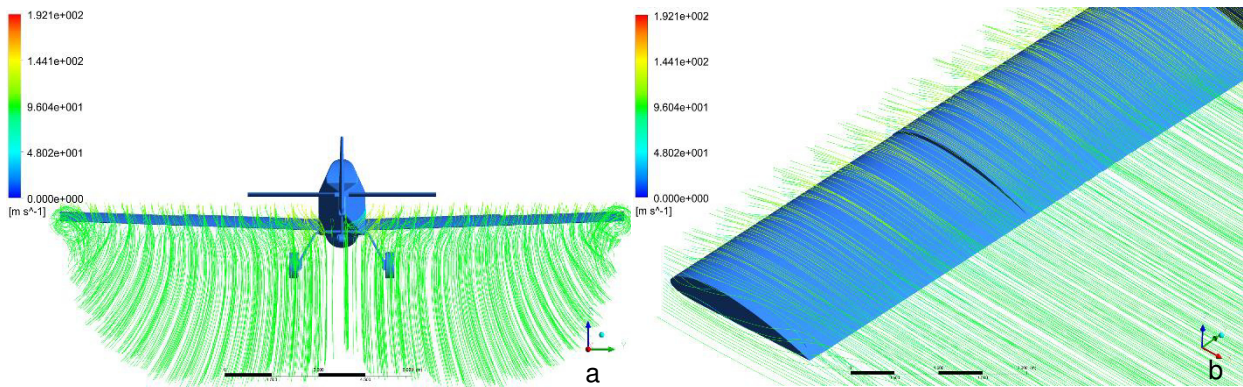


Figura 5-31. (a) Vista trasera del comportamiento del flujo de aire en el ala de la aeronave en función de su velocidad. (b) Vista Isométrica del comportamiento del flujo de aire sobre el extradós del ala en función de su velocidad.

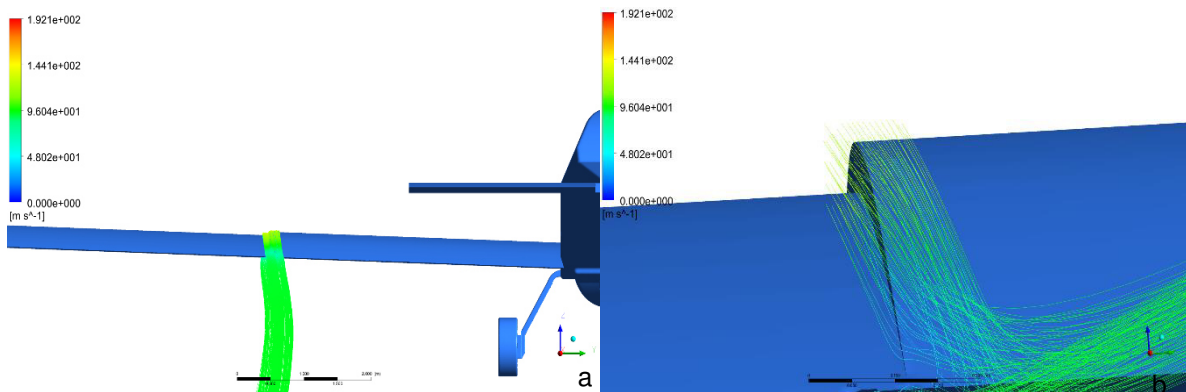


Figura 5-32. (a) Vista trasera del flujo de aire solamente en la zona de transición entre perfiles aerodinámicos en función de su velocidad. (b) Vista del flujo de aire, se observa como este cambia de la zona sin morfología a la zona con morfología.

5.4.5 Análisis numérico tridimensional del Caso 4

El Caso 4 representa un cambio similar al del Caso 3, pero la diferencia entre ellos es que en este además de haber un cambio en la zona alar que le corresponde al Flap, se agrega otra zona con morfología en el extremo de la punta del ala, dejando sin cambio solo la zona alar que le corresponde a los alerones, de este análisis numérico se obtiene la curva de C_L contra el AOA, como se observa en la Figura 5-33.

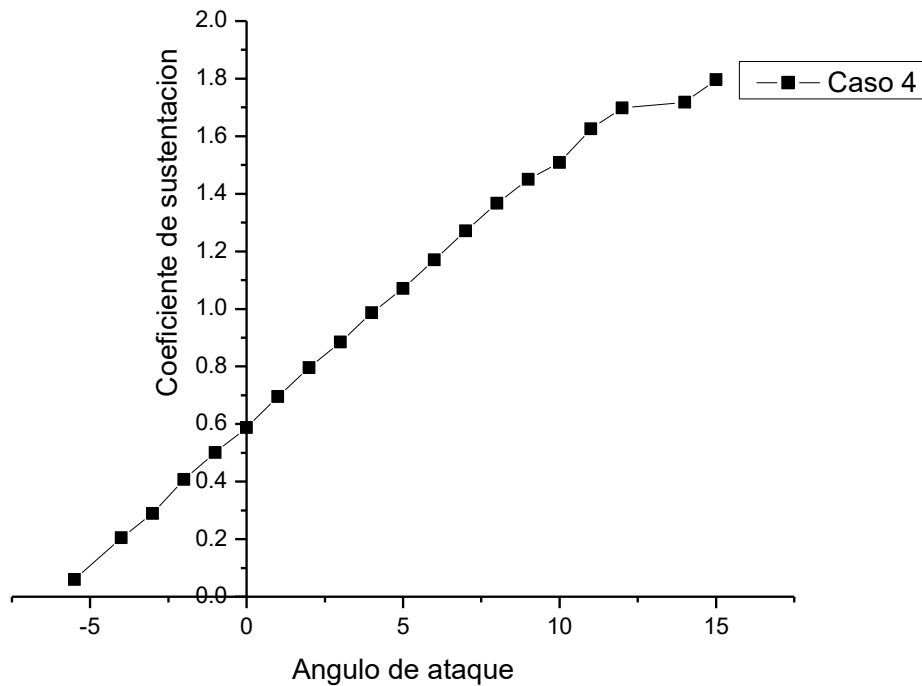


Figura 5-33. Comportamiento del C_L de la aeronave bajo el Caso 4

De igual manera se obtuvo la curva de C_D contra AOA para este caso como puede apreciarse en la Figura 5-34, dado que a -5° de AOA, se produce un error en el análisis, se procedió a agregar un ángulo de ataque de -5.5° para compensar ese error.

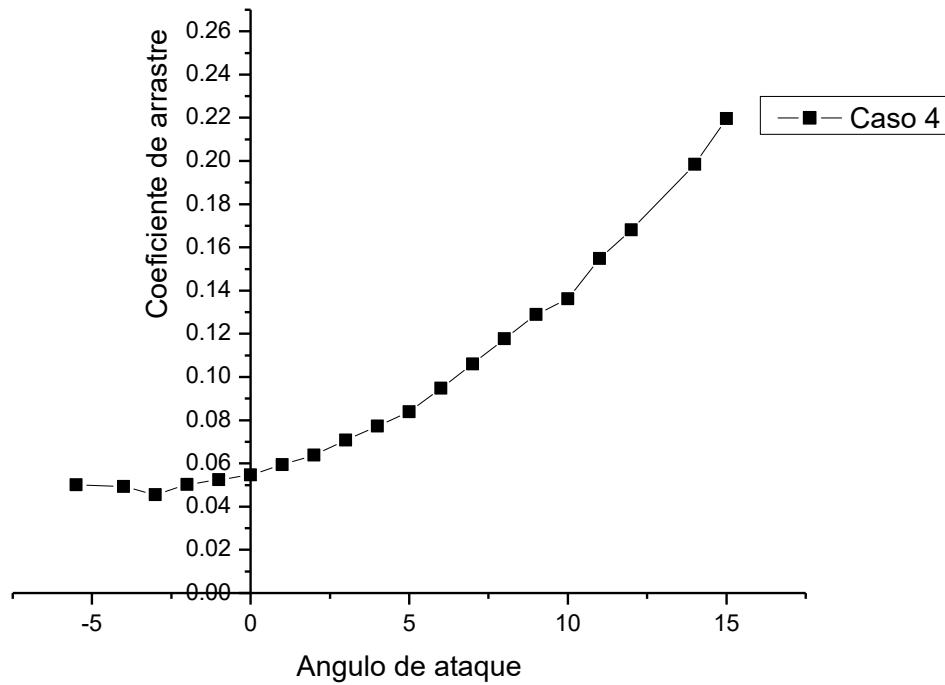


Figura 5-34. Comportamiento del C_D de la aeronave bajo el Caso 4

De los datos obtenidos por el análisis numérico se generó la curva polar de la aeronave para el caso 4, la cual se muestra en la Figura 5-35.

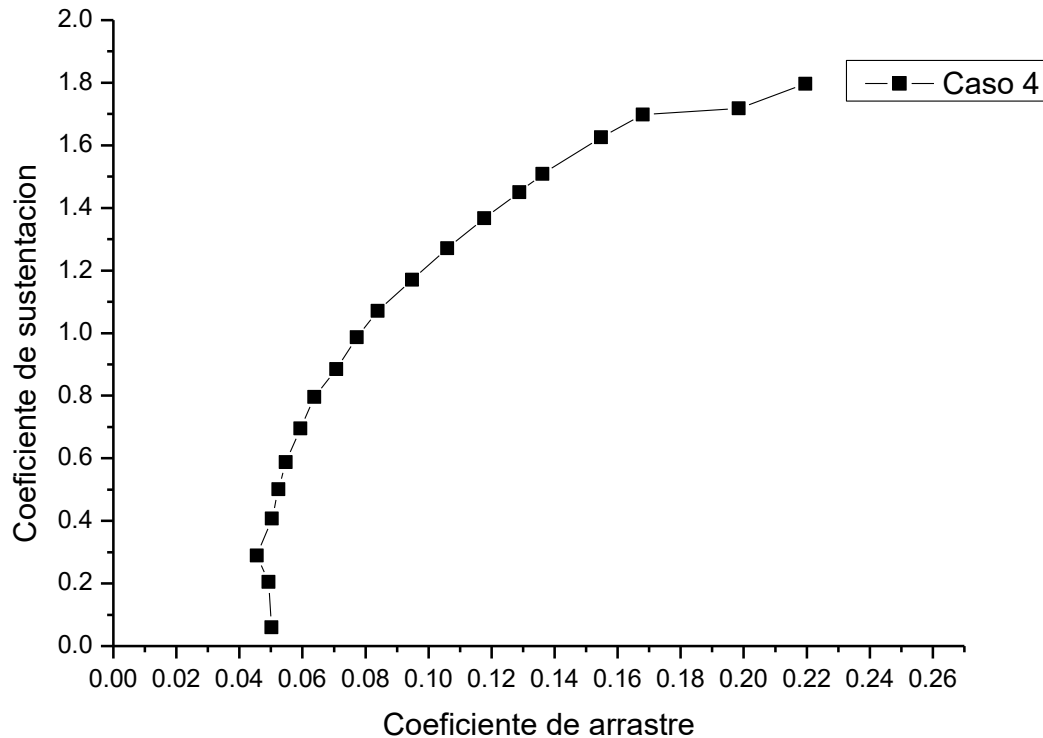


Figura 5-35. Grafica polar de la aeronave en bajo el Caso 4

Analizando el comportamiento del flujo del aire en el ala de la aeronave, se aprecia la generación de un vórtice en la punta del ala que se adentra un poco más hacia la zona donde no existe morfología, Figura 5-36. Analizando más de cerca las zonas de transición entre el área con morfología y el área sin ella, Figura 5.37, se aprecia que el vórtice generado en la punta del ala no alcanza a afectar las líneas de flujo de aire generadas por la zona sin morfología, pero aun esto puede afectar la eficiencia de la aeronave.

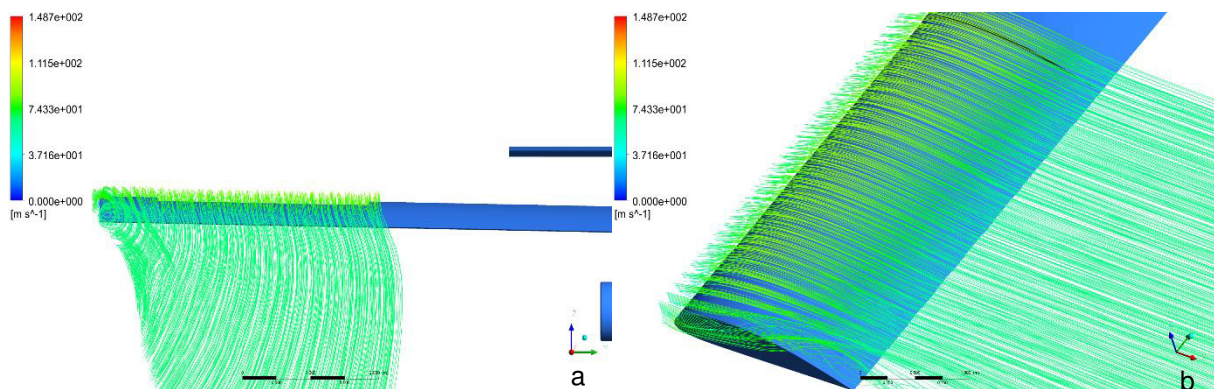


Figura 5-36. (a) Vista trasera de las líneas de flujo en función de su velocidad en la zona de transición. (b) Vista isométrica del flujo, en función de su velocidad, solamente en zona de transición como es apreciable el vórtice generado no llega a la zona donde no existe morfología.

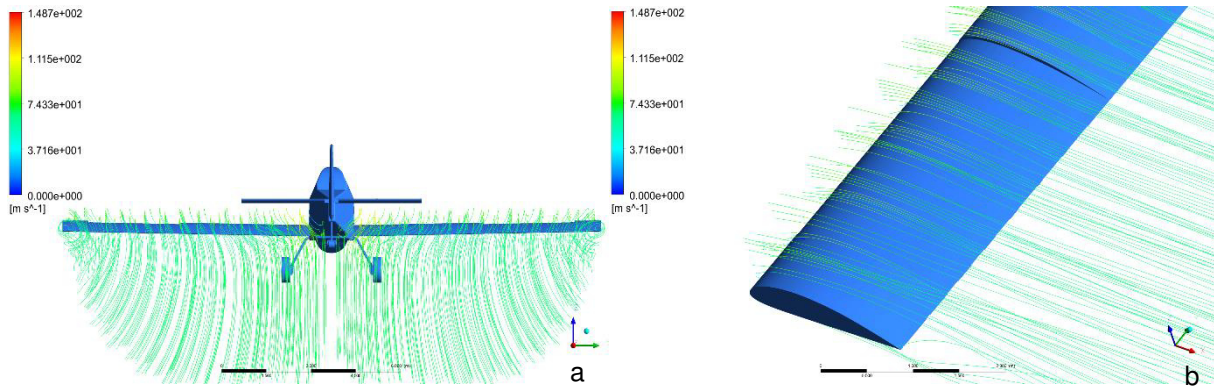


Figura 5-37. (a) Vista trasera del comportamiento del flujo de aire en la aeronave en función de su velocidad. **(b)** Vista isométrica del comportamiento del flujo de aire sobre la semi ala izquierda en función de su velocidad.

5.5 Análisis de resultados

De los resultados obtenidos para cada uno de los casos anteriormente vistos se procede a hacer un análisis cuantitativo para así poder seleccionar la configuración idónea para realizar la morfología.

5.5.1 Cálculo de las velocidades de operación (V_o)

Partiendo de que la velocidad de operación de la aeronave no es un valor absoluto sino que se opera dentro de un rango de velocidades en la zona inestable (Rolf, 2014), como se presentó en la Figura 5-12. El rango de velocidades de operación quedan definidas por las Ecuaciones (5.1) y (5.2) y estas depende de la velocidad de desplome (V_S).

$$V_{o1} = 1.387121V_S \quad (5.1)$$

$$V_{o2} = 1.705694V_S \quad (5.2)$$

Donde V_{o1} es la velocidad inferior del rango de operación y V_{o2} es la velocidad máxima del rango de operación

Partiendo de la Ecuación Ecu 4.3, y sustituyendo la velocidad por la velocidad de desplome (V_S) y el C_L por el C_{Lmax} se tiene la Ecuación (5.3):

$$W = \frac{1}{2} \rho S V_S^2 C_{Lmax} \quad (5.3)$$

Despejando V_S se obtiene

$$V_s = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L_{max}}}} \quad (5.4)$$

Haciendo uso de las Ecuaciones Ecu 4.3 y Ecu 5.4 se introduce todos los valores de C_L generados a partir de cada análisis numérico en 3D para todos los 5 casos analizados y se obtienen las velocidades, como se muestran en la Tabla 12.

Tabla 12. Velocidades obtenidas a partir de las ecuaciones 15 y 21 para los 5 casos analizados

AOA (°)	Base (m/s)	Caso 1 (m/s)	Caso 2 (m/s)	Caso 3 (m/s)	Caso 4 (m/s)
-5	265.22	146.02	153.63	162.48	229.49
-4	148.00	115.86	119.81	124.01	123.28
-3	111.56	98.02	100.99	103.05	103.85
-2	94.52	83.77	86.24	87.64	87.50
-1	84.63	77.01	78.04	79.09	78.84
0	77.12	70.68	71.99	72.82	72.81
1	70.32	65.22	66.30	67.40	66.93
2	65.39	61.12	62.16	62.61	62.57
3	61.81	58.06	58.98	59.32	59.36
4	58.06	54.94	55.77	56.04	56.19
5	55.34	52.53	53.54	53.76	53.96
6	53.10	50.59	51.42	51.49	51.61
7	50.61	48.54	49.31	49.38	49.51
8	49.21	46.90	47.65	47.69	47.76
9	47.53	45.51	46.23	46.18	46.37
10	46.11	44.21	45.03	44.83	45.46
11	44.87	42.92	43.67	43.56	43.78
12	43.83	42.03	42.85	42.64	42.85
14	41.94	40.46	41.43	41.10	42.59
15	41.85	39.80	41.15	40.39	41.65

5.5.2 Calculo de los rangos de operación

A partir de las velocidades de la Tabla 12, y sustituyendo en las ecuaciones Ecu 5.1 y 5.2 se obtuvieron los rango de velocidades para realizar la aplicación aérea como se muestran en la Tabla 13.

Tabla 13. Velocidades de operación y de desplome para cada caso

Velocidad	Base (m/s)	Caso 1 (m/s)	Caso 2 (m/s)	Caso 3 (m/s)	Caso 4 (m/s)
V_S	41.94	39.80	41.15	40.39	41.65
V_{o1}	58.05	55.21	57.09	56.03	57.78
V_{o2}	71.38	67.89	70.20	68.90	71.05

5.5.3 Calculo de la potencia requerida

Para generar la curva de potencia requerida contra velocidad, primero se calcular la potencia requerida, y de esta manera obtener la potencia necesaria para poder generar cada una de las velocidades, dado que pueden ser menores las velocidades pero no la potencia requerida, Figura 4-3. Partiendo de la Ecuación Ecu 4.5 y en función de los valores de C_D generados en los análisis numéricos en 3D y de las velocidades obtenidas se tiene la Tabla 14.

Tabla 14. Potencia requerida a partir de las Ecuación 17 y en función de la velocidad y el C_D

AOA (°)	Base (Watts)	Caso 1 (Watts)	Caso 2 (Watts)	Caso 3 (Watts)	Caso 4 (Watts)
-5	19993466	3458261	4219799	4713664	13846680
-4	3376220	1712017	1981957	2077622	2109400
-3	1436755	1062822	1193387	1209133	1164789
-2	896997.7	691364.4	756993.5	761630.7	769172.6
-1	660401.1	560794.1	582382.1	578769.2	586649.8
0	526215.4	456326.2	481829.1	474735.3	482425.3
1	432020.5	389861.3	410759.8	383102.4	406901.1
2	381340.8	353132.5	365232.8	356988.5	356854.5
3	353363.7	328987.6	341093.4	331877.1	338333.3
4	322957.2	310586.8	321654.2	307776	312963.6
5	311865.8	298710.3	311064.1	291063.2	301110.5
6	300596.9	292326.5	304589.2	291058.5	297538.5
7	295218.6	286146.5	297785.7	283246.2	293938.6
8	294603.1	284669.3	299531.4	285295.5	292873.6
9	296233.4	285750.5	296758.5	283158	293479.2
10	294986.4	285985.2	298615.3	283198.8	292304.4
11	295003.7	288091.6	298617.5	286870.3	296863.5
12	306887.3	290662.1	308583	289458.5	301970.1
14	314563.4	301868.4	326096.2	299516.3	350273.1
15	367029.4	306617.1	376606.8	305687.3	362394.5

5.5.4 Potencia contra Velocidad

Con los datos obtenidos previamente se genera la curva de potencia contra velocidad para el caso Base, como se observa en la Gráfica 5-38, señalando el rango de velocidades en las cuales la aeronave realiza la aplicación aérea.

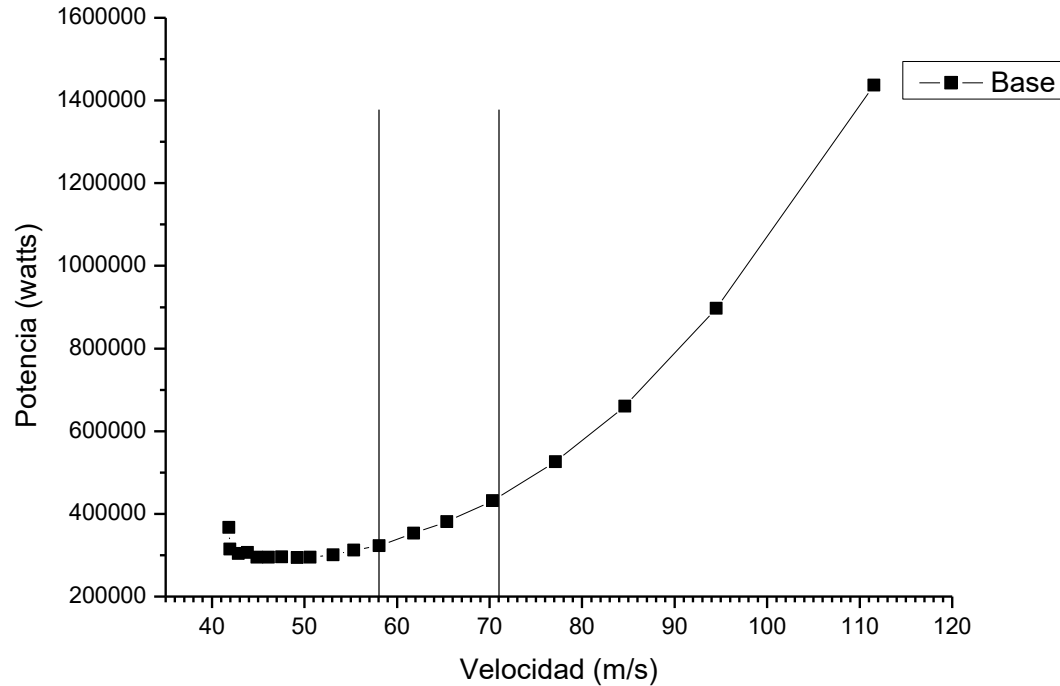


Figura 5-38. Curva de Potencia vs Velocidad para el caso Base, delimitando la zona de operación para la aplicación aérea

Con la ayuda de esta gráfica se cuantificara los resultados obtenidos por los diferentes casos de cambios en el ala analizados.

5.5.4.1 Caso Base contra Caso 1

De la misma forma que se obtuvo la gráfica de potencia contra velocidad para el caso base, se obtiene la del caso 1 y se grafican ambas curvas, Figura 5-39, para analizar los cambios que se obtienen en el cambio del caso base al caso 1.

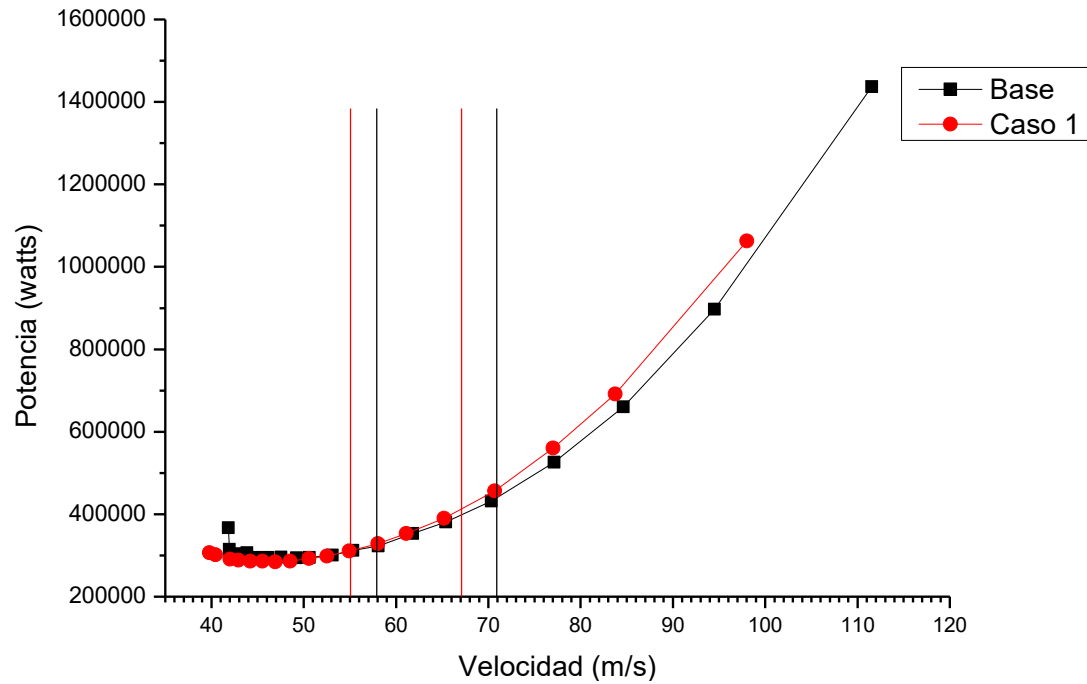


Figura 5-39. Comparación entre los rangos de operación del Caso Base y Caso 1

De esta gráfica se observa que toda la curva de velocidad se mueve hacia la izquierda obteniendo una reducción de los rangos de velocidades de operación, de igual manera el rango de potencia requerida para poder generar estas velocidades disminuye.

5.5.4.2 Caso Base contra Caso 2

De los datos obtenidos para el Caso 2, se obtuvo la curva de potencia contra velocidad y se graficó junto con la curva del caso Base como se muestra en Figura 5-40

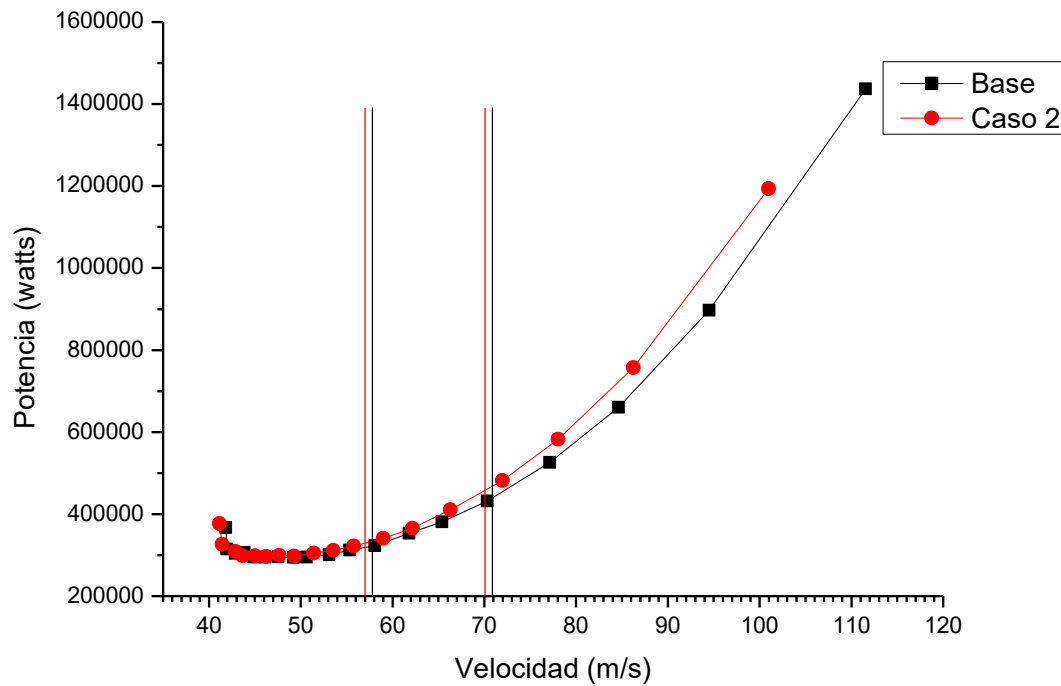


Figura 5-40. Comparación entre los rangos de operación del caso Base y Caso 2

De la Figura 5-40 se observa que al realizar el cambio del caso base al caso 2 se registra una reducción de las velocidades de operación máxima y mínima. Este cambio es menos de 1 m/s, para ambos extremos, por otro lado se observa es que la velocidad de desplome es similar, requiriendo la misma potencia que en el caso Base.

5.5.4.3 Caso Base contra Caso 3

Para el Caso 3 se generó la curva de potencia contra velocidad y se graficó junto a la curva obtenida del caso base, como se muestra en la Figura 5-41.

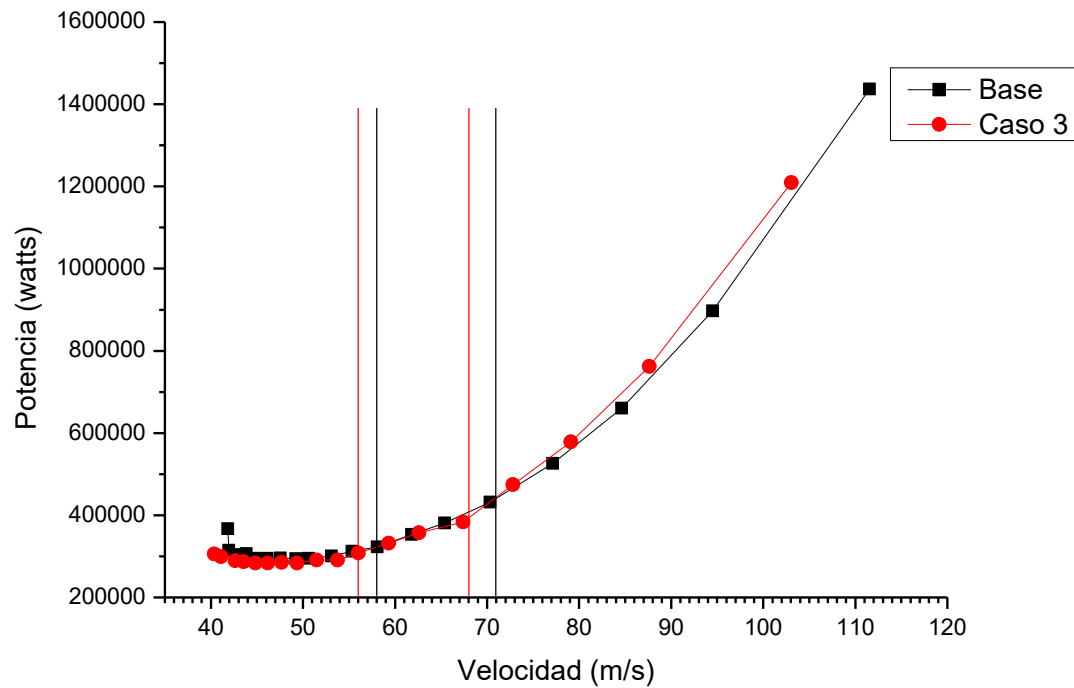


Figura 5-41. Curvas de potencia contra velocidad de los casos 3 y bases, donde se puede comprobar los rangos de operación de ambos casos

En la gráfica anterior se observa que también existe una disminución en los rangos de velocidades de operación y al igual que en el Caso 1 también existe una reducción en la velocidad de desplome, así como también una reducción en la potencia que se requiere para poder alcanzarla.

5.5.4.4 Caso Base contra Caso 4

Por último se realiza la curva potencia contra velocidad para el caso 4 y se gráfica junto con la curva obtenida para el caso base como se muestra en la Figura 5-42.

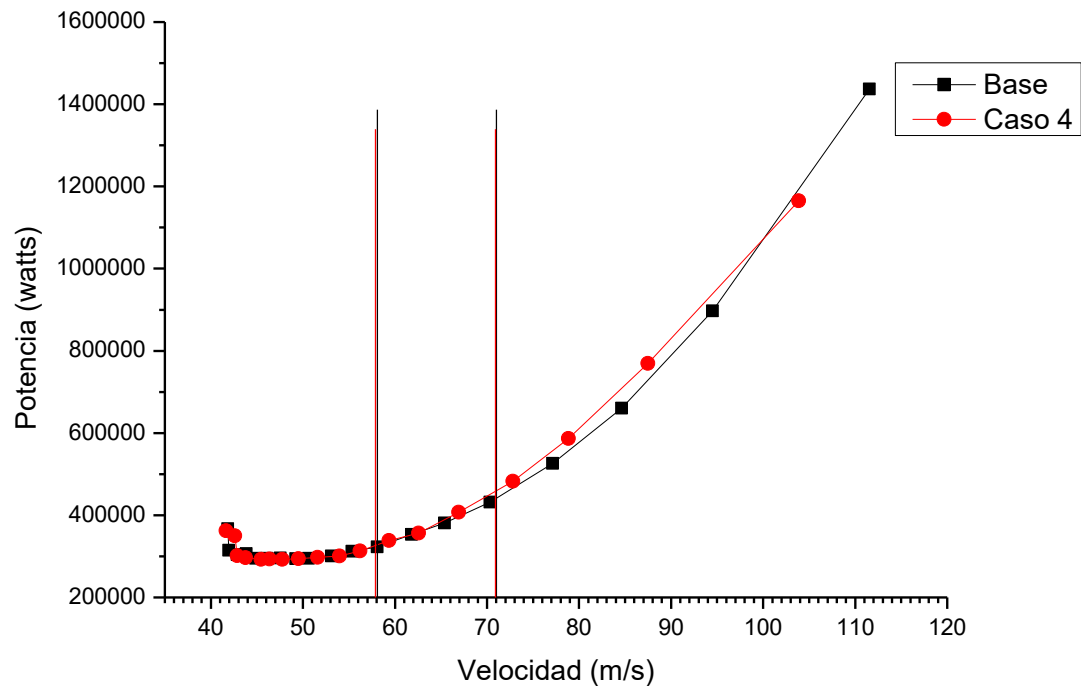


Figura 5-42. Curvas de potencia contra velocidad de los casos 4 y bases, donde se puede comprobar los rangos de operación de ambos casos

En este gráfico se señalan los límites de la velocidad de operación, tanto para el caso base como para el caso 4, donde se observan que al realizar el cambio observamos que prácticamente el cambio en el rango de velocidades es extremadamente pequeño y para la velocidad de desplome prácticamente es lo mismo, por lo cual la potencia requerida en ambos casos es igual.

5.5.4.5 Análisis cuantitativo de la velocidad de operación y potencia requerida en el uso de la morfología

De los gráficos de potencia contra velocidad para cada uno de los casos analizados anteriormente con respecto al caso base se observó que existen cambios. Estos cambios se pueden cuantificar en porcentaje, principalmente el de velocidad, tanto en el rango de operación como en la velocidad de desplome, estos resultados están dados por la Tabla 15 y Tabla 16.

Tabla 15. Porcentaje de cambio de la velocidad de los casos del 1 al 4 en comparación al caso Base.

Velocidad	Caso 1 (%)	Caso 2 (%)	Caso 3 (%)	Caso 4 (%)
V_S	94.89	98.11	96.30	99.30
V_{o1}	95.11	98.34	96.52	99.53
V_{o2}	95.11	98.34	96.52	99.53

Tabla 16. Porcentaje de cambio de la potencia requerida para los casos del 1 al 4 en comparación al caso Base.

Potencia	Caso 1 (%)	Caso 2 (%)	Caso 3 (%)	Caso 4 (%)
V_S, V_{o1}, V_{o2}	83.54	102.61%	83.29%	98.74%

5.5.5 Eficiencia aerodinámica

La eficiencia aerodinámica de la aeronave se define como la relación entre el coeficientes de sustentación y el de resistencia al avance (C_L/C_D), donde el coeficiente de sustentación es el máximo posible con un coeficiente de resistencia al avance mínimo posible y es el punto tangente entre una línea recta que parte del origen y la curva polar, Figura 5-43 (Raymer, 1992). La eficiencia aerodinámica de la aeronave fue obtenida para cada uno de los casos a partir de los valores de C_L y C_D , en función del AOA de la aeronave, como se muestra en la Tabla 17.

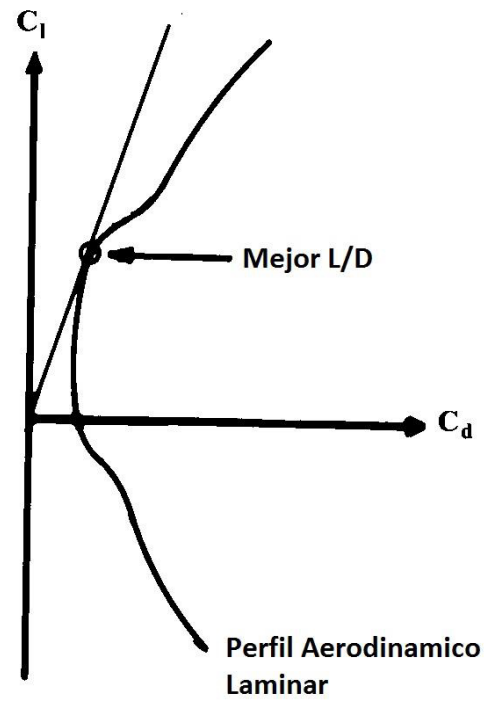
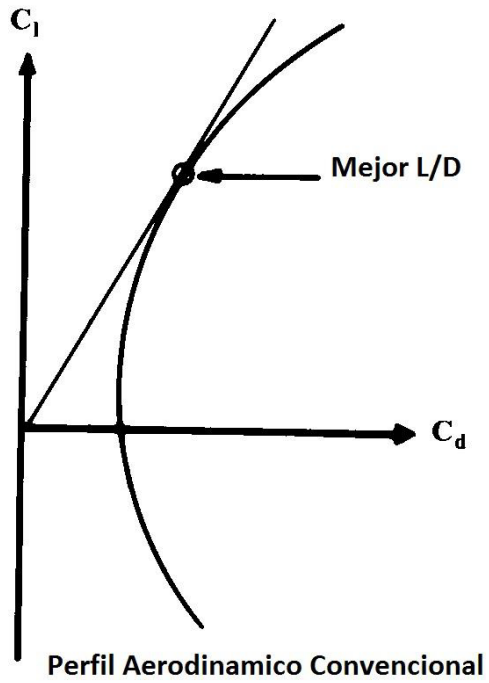


Figura 5-43. (Izq) Eficiencia aerodinámica para un perfil aerodinámico convencional. (Der) Eficiencia aerodinámica para un perfil aerodinámico laminar

Tabla 17. Eficiencia aerodinámica de la aeronave para cada uno de los casos.

AOA	C_L/C_D Base	C_L/C_D Caso 1	C_L/C_D Caso 2	C_L/C_D Caso 3	C_L/C_D Caso 4
-5°	0.94	3.00	2.59	2.45	1.17
-4°	3.12	4.81	4.30	4.24	4.16
-3°	5.52	6.56	6.02	6.06	6.34
-2°	7.50	8.62	8.11	8.19	8.09
-1°	9.12	9.77	9.54	9.72	9.56
0°	10.43	11.02	10.63	10.92	10.74
1°	11.58	11.91	11.49	12.52	11.71
2°	12.20	12.32	12.11	12.48	12.48
3°	12.45	12.56	12.31	12.72	12.49
4°	12.79	12.59	12.34	12.96	12.78
5°	12.63	12.51	12.25	13.15	12.75
6°	12.57	12.32	12.02	12.59	12.34
7°	12.20	12.07	11.78	12.41	11.99
8°	11.89	11.73	11.32	11.90	11.60
9°	11.42	11.34	11.09	11.61	11.24
10°	11.12	11.00	10.73	11.26	11.07
11°	10.83	10.60	10.41	10.81	10.50
12°	10.16	10.29	9.88	10.48	10.10
14°	9.49	9.54	9.04	9.77	8.65
15°	8.11	9.24	7.78	9.40	8.18

De la tabla 17 se ve que en la mayoría de los casos la eficiencia aerodinámica se obtiene a los 4° de ángulo de ataque de la aeronave.

Comparando la eficiencia aerodinámica del caso Base con la eficiencia aerodinámica del resto de los casos que se tienen dentro del rango de velocidades de operación, se tienen ganancias o pérdidas de eficiencia aerodinámicas según los valores de cada caso, como se puede apreciar en las Tablas 18, 19, 20 y 21.

5.4.5.1 Caso 1

Tabla 18. Comparación de la eficiencia aerodinámica del Caso 1 para rango de operación en relación al caso Base.

Velocidad	AOA (°)	C_L/C_D Caso 1	C_L/C_D Base	Diferencia (%)
V_{o1}	0.51	11.47	11.40	100.61
V_{o2}	3.91	12.59	12.75	98.74

5.5.5.2 Caso 2

Tabla 19. Comparación de la eficiencia aerodinámica del Caso 2 para rango de operación en relación al caso Base.

Velocidad	AOA (°)	C_L/C_D Caso 2	C_L/C_D Base	Diferencia (%)
V_{o1}	0.31	10.90	11.40	95.61
V_{o2}	3.58	12.32	12.75	96.62

5.5.5.3 Caso 3

Tabla 20. Comparación de la eficiencia aerodinámica del Caso 3 para rango de operación en relación al caso Base.

Velocidad	AOA (°)	C_L/C_D Caso 3	C_L/C_D Base	Diferencia (%)
V_{o1}	0.72	12.08	11.40	105.96
V_{o2}	3.91	12.94	12.75	101.49

5.5.5.4 Caso 4

Tabla 21. Comparación de la eficiencia aerodinámica del Caso 4 para rango de operación en relación al caso Base.

Velocidad	AOA (°)	C_L/C_D Caso 4	C_L/C_D Base	Diferencia (%)
V_{o1}	0.51	11.47	11.40	100.61
V_{o2}	3.91	12.59	12.75	98.74

Capítulo 6. Discusión de los resultados

6.1 Introducción

En este apartado se discuten los resultados en general obtenidos en este trabajo de estudio.

6.1 Discusión

A continuación se presenta la Tabla 22, en la cual se muestra una comparativa entre el caso Base y cada uno de los casos con morfología generados por medio los análisis numéricos presentados anteriormente, en cada uno de los casos se muestran los incrementos y decrementos con respecto al caso Base (100%) de los parámetros críticos para la validación del uso de la morfología los cuales son las velocidades de operación (V_{o2} y V_{o1}), potencia requerida (P) y la eficiencia aerodinámica (C_L/C_D).

Tabla 22. Comparación de parámetros fundamentales entre todos los casos.

Atributo\Caso	Caso Base (%)		Caso 1 (%)		Caso 2 (%)		Caso 3 (%)		Caso 4 (%)	
	V_{o1}	V_{o2}	V_{o1}	V_{o2}	V_{o1}	V_{o2}	V_{o1}	V_{o2}	V_{o1}	V_{o2}
Velocidad de Operación (m/s)	100		95.11		98.34		96.51		99.53	
Potencia (Watts)	100		83.54		102.61		83.29		98.74	
Eficiencia aerodinámica (C_L/C_D)	100	100	100.61	98.74	95.61	96.62	105.94	101.49	100.61	98.74

De la tabla anterior podemos observar que los casos 2 y 4 son las más ineficientes con respecto al caso base dado que las velocidades solo ofrecen disminuciones marginales no mayores al 1.7%, en cuanto a la potencia observamos para estos casos

que se tiene un decremento para el caso 4 del 1.26% y el caso 2 presenta un incremento en la potencia del 2.61% y por último la eficiencia aerodinámica de la aeronave en el caso 2 se apreció un decremento de la eficiencia promedio del 3.87%, mientras que para el caso 4 se observa existe un decremento de 1.25% en V_{o2} y un incremento despreciable en V_{o1} .

En cuanto al caso 1 siendo este el que cuenta con mayor área alar con morfología activa, muestra el mayor decremento de la velocidad de alrededor de un 5%, un decremento de la potencia requerida por la aeronave del 16.5%, pero la eficiencia aerodinámica se observa un comportamiento igual al del caso 4.

Por ultimo tenemos al caso 3, este caso tiene la característica de ser el único caso en los cuales tenemos decremento en la velocidad (3.5%) y potencia requerida (16.5%) y un aumento en su eficiencia aerodinámica en ambos extremos el rango de operación (5.96% y 1.49%), esto lleva a decir que aunado a su simplicidad de manufactura, sea seleccionado como la opción para llevar a cabo la morfología en el ala de nuestra aeronave de aplicación aérea.

Capítulo 7. Conclusiones y Trabajo a futuro

7.1 Introducción

En ese capítulo se detalla las conclusiones obtenidas de este trabajo de investigación así como también el trabajo a futuro a realizar para dar continuidad a este estudio.

7.2 Conclusiones

De todo lo obtenido en este trabajo de investigación se tiene que sí es posible disminuir la velocidad de operación para realizar aplicación aérea mediante la aplicación de un cambio geométrico (morfología) en la combadura del ala de la aeronave.

En primera instancia la disminución teórica de velocidad de operación queda definida por el perfil aerodinámico al cual se desea llegar por medio del cambio geométrico, y no solo hay que considerar el incremento obtenido en el coeficiente de sustentación, sino además hay que considerar los incrementos en el coeficiente de resistencia al avance y el cambio de geometría que sería necesario generar, dado que este último puede ser un diferenciador importante al momento de querer llevar a cabo el prototipo.

Y en segunda instancia la disminución real de la velocidad de operación de la aeronave dependerá de cómo se realice el cambio geométrico en la envergadura del ala, dado que en el análisis numérico bidimensional no se toma en cuenta este último parámetro.

Adicionalmente se observó que existe una disminución en la potencia requerida por la aeronave y un aumento en la eficiencia aerodinámica de la misma, al momento de realizar la operación de aplicación aérea.

7.3 Trabajo a futuro

Este trabajo se enfocó en el análisis numérico para la obtención de la configuración mas optima de morfología alar por lo que el siguiente paso es desarrollar el diseño de mecanismo capaz de realizar la morfología seleccionada.

Para lo cual será necesario investigar sobre los posibles materiales capaces de realizar el cambio de forma en el ala.

Además de realizar los análisis numéricos estructurales del mecanismo en función de los datos obtenidos por medio del análisis numérico aerodinámico.

Con lo anterior poder generar un prototipo a escala de la morfología capaz de realizar este cambio geométrico y ser montado en un banco de pruebas para así poder validar los resultados obtenidos en este estudio ya sea por medio del uso de un túnel de viento o montado en una aeronave escala para ser probado en condiciones reales.

Capítulo 8. Referencias

- AirTractor. (2014a) *AT-802A*. Available at: <http://www.airtractor.com/aircraft/802a>.
- AirTractor. (2014b) *Our Heritage: One man's vision of progress*. Available at: <http://www.airtractor.com/about-us/history-innovation>.
- Alexander DE. (2009) *Why don't jumbo jets flap their wings?*, New Brunswick: Rutgers University Press.
- Alexander M. Pankonien DJI. (2014) Aerodynamic Performance of a Spanwise Morphing Trailing Edge Concept. *ICAST2014: 25nd International Conference on Adaptive Structures and Technologies*. 25 ed. The Hague, The Netherlands.
- Anderson Jr JD, Degroote J, Degrez Ge, et al. (2009) *Computational Fluid Dynamics: An Introduction*, Rhode-Saint-Genese, Belgium: Springer.
- ANSYS Incorporated. (2014) *Fluent Help Guide*. ANSYS Help Guide. 14.0 ed. Canonsburg, Pennsylvania: ANSYS.
- Armes RJ. (2013) Aerodynamic Fuselage Design and Engine Integration for the Vampire Light Sport Aircraft. *Mechanical & Aerospace Engineering*. Raleigh, North Carolina: North Carolina State University, 79.
- Bakshaev G. (1937) PK. In: ЛИГ-7 (ed). Russia: Airwar.
- Bubert EA, Woods BKS, Lee K, et al. (2010) Design and Fabrication of a Passive 1D Morphing Aircraft Skin. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures* 21: 1699-1717.
- Callaway T. (2011) Design of a Legend "The F4U Corsair, its development and models". *Aviation Classics*. Horncastle, UK: Dan Savage, 10.
- Colorado J, Barrientos A, Rossi C, et al. (2012) Biomechanics of smart wings in a bat robot: morphing wings using SMA actuators. *Bioinspiration & Biomimetics* 7: 036006.
- Daniele E, De Fenza A and Vecchia PD. (2012) Conceptual adaptive wing-tip design for pollution reductions. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures* 23: 1197-1212.
- Dr. Norman Barfield DHD, Dr. Richard Hallion. (2002) *Pioneer of Aircraft: Early Aviation to 1914*, London, United Kingdom: Putman Aeronautical Books.
- Dreese J. (2009) *DesingFoil R6*. 6.0 ed.: DreeseCODE Software, LLC.
- Drela M. (2000) *Xfoil*. 6.99 ed. Cambridge, Massachusetts, United States: MIT, XFOIL is an interactive program for the design and analysis of subsonic isolated airfoils.
- Eldon W. Downs GFL. (1965) Origins of Aerial Crop Dusting. *Agricultural History* 39: 12.
- Eleni DC, Athanasios TI and Dionissios MP. (2012) Evaluation of the turbulence models for the simulation of the flow over a National Advisory Committee for Aeronautics (NACA) 0012 airfoil. *Journal of Mechanical Engineering Research* 4: 11.
- Falcão L, Gomes AA and Suleman A. (2011) Aero-structural Design Optimization of a Morphing Wingtip. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures* 22: 1113-1124.
- Flores SG. (2014) *Cost of aerial application*. Chavez Aerial Applications: Montemorelos, Nuevo Leon.
- Flyers A. (2014) *Regions of speed stability*. In: 7 ict (ed). West Chicago, Illinois: American Flyers.
- Gabor S. (2011) Antonov (PZL-Mielec) An-2SKh. *.jpg. Airliners.net.
- Genç MS, Kaynak Ü and Lock GD. (2009) Flow over an aerofoil without and with a leading-edge slat at a transitional Reynolds number. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering* 223: 217-231.
- Gilbert W. (1980) Development of a mission adaptive wing system for a tactical aircraft. *Aircraft Systems Meeting*. American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- Gonzalez L. (2005) *Morphing wing using shape memory alloy: a concept proposal*. College Station, Texas, USA: Texas A&M University, 6.
- Gosselin R. (1931) *Monoplan aile basse. Surface variable*. In: Mak-10 M (ed). France: Aviafrance.

- Griehl M. (1998) *Jet Planes of the Third Reich "The Secret Projects"*, Sturbridge, Massachusetts: Monogram Aviation Publications.
- Gudmundsson S. (2013) *General Aviation Aircraft Design: Applied methods and procedures*, Oxford, United Kingdom: Butterworth-Heinemann.
- HMU. (1999) *Fumigación con Helicópteros*. Available at: <http://www.hmu.com.mx/fumig.html>.
- Hoogerwerf JJ. (2010) *Roots: From Crop Duster to Airline; The Origins of Delta Air Lines to World War II*. Graduate Faculty of Auburn University. Auburn, Alabama: Auburn University, 226.
- I. Babenko VO. (1973) М-15 производит ультрамалообъемное опрыскивание поля. In: 1973 РМ-В-П- (ed). *Avia Deja Vu*.
- Ian M. McLeod CJL, Chris R. Hennigar, David A, MacLean, A, Gordon L. Holloway, Gerald A. Cormier and David C. Davies. (2012) *Advances in Aerial Application Technologies and Decision Support for Integrated Pest Management*. In: Soloneski DS (ed) *Integrated Pest Management and Pest Control - Current and Future Tactics*. InTech, 668.
- Ira H. Abbott AEVD. (1959) *Theory of Wing Sections*, New York, New York: Dover Publications, Inc.
- Jason B, Brian S, Bryan C, et al. (2007) *Development of Next Generation Morphing Aircraft Structures*. 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- Johannes Kim SS. (2014) *Kinematic Solution for highly adaptive Drop Nose*. ICAST2014: 25nd International Conference on Adaptive Structures and Technologies. The Hague, The Netherlands.
- Juan Carlos Gomez EG. (2011) *Morphing unmanned aerial vehicles*. *Smart Material and Structures*: 16.
- Kemper C. (1970) *Snow S1*. Rigby, Idaho: Queen Bee Air Specialties.
- Kintscher M. (2013) *ENHANCED ADAPTIVE DROOP NOSE FOR A MORPHING WING*. SARISTU Mid-Term Review Meeting. Naples, Italy: SARISTU.
- Langtry RB. (2006) *A Correlation-Based Transition Model using Local Variables for Unstructured Parallelized CFD Codes*. Institut für Thermische Strömungsmaschinen und Maschinenlaboratorium. Stuttgart: Universitätsbibliothek der Universität Stuttgart, 109.
- Larsson J. (2006) *Dimensionless wall distance (y plus)*. Available at: [http://www.cfd-online.com/Wiki/Dimensionless wall distance \(y plus\)](http://www.cfd-online.com/Wiki/Dimensionless_wall_distance_(y_plus)).
- Leavers A. (2001) *Guidelines on Good Practice for Aerial Application of Pesticides*. In: FAO (ed). Roma: UN, 2.
- Lednicer D. (1998) *The Incomplete Guide to Airfoil Usage*. Redmond, WA: UIUC Applied Aerodynamics Group, University of Illinois at Urbana-Champaign.
- Lepage J-DGG. (2009) *Aircraft of the Luftwaffe, 1935 - 1945*, Jefferson, North Carolina: McFarland & Company, Inc.
- Lockheed-Martin. (2006) *Wind Tunnel Test*. In: tunnel LMSf-wmiaw (ed). Air & Space Smithsonian: Smithsonian.
- Magazine F. (1912) *Журнал - Flight за 1912 г*. London, United Kingdom: Their Flying Machines.
- Mendiola HJR. (2014) *Fumigacion Agricola por Mochila*. Hidalgo, Tamaulipas.
- Mullen B. (2005) *FLUENT - Flow over an Airfoil*. Available at: <https://confluence.cornell.edu/display/SIMULATION/FLUENT+-+Flow+over+an+Airfoil>.
- Navy U. (1970) *F-14 Tomcat*. In: armed F-T (ed). <http://www.airforce-technology.com/>; Airforce-technology.
- NextGen A. (2006) *Morphing*. In: phase Fmitn (ed). Danville, VA: Flighthglobal.com, The tests rounded out Phase 2 of the US Defense Advanced Research Projects Agency's (DARPA) morphing aircraft structures programme. This is demonstrating technology for an unmanned "hunter-killer" combining the loiter endurance of a surveillance platform with the high-speed dash of an attack aircraft in a single shape-changing vehicle.

- Pankonien AM. (2013) Discrete Ailerons vs Smooth Morphing Trailing Edge Concept. In: 3 s (ed). Active Aeroelasticity and Structures Research Labotatory: University of Michigan.
- Pappalardo J. (2006) Swing Wings. *Air & Space magazine*. Washington, DC: Smithsonian Institution, 2.
- Parker SP. (2003) *McGraw-Hill dictionary of scientific and technical terms*: McGraw-Hill.
- Qiu J, Wang C, Huang C, et al. (2014) Smart Skin and Actuators for Morphing Structures. *Procedia IUTAM* 10: 427-441.
- R. W. Wlezien GCH, A. R. McGowan, S. L. Padula, M. A. Scott, R. J. Silcox, and J. O. Simpson. (1998) The Aircraft Morphing Program. *39th Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference and Exhibit*. Long Beach, California: AIAA.
- Raymer DP. (1992) *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, Washington, DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc.
- Razek. (2006) *Near-wall treatment for k-omega models*. Available at: http://www.cfd-online.com/Wiki/Near-wall_treatment_for_k-omega_models.
- Rhorn2. (2009) F4U Corsair at the Camarillo Air Show. In: Show FUCatCA (ed). fotocommunity.
- Rodríguez Román C. (2014) Pasos para realizar simulacion tridimencional de una aeronave en ANSYS-Fluent. Proceso para la generacion de una simulacion tridimencional de una aeronave por medio de ANSYS-Fluent ed. Santa Maria el Tule, Oaxaca, Mexico.
- Rolfs M. (2014) Information. Flying Tigers Aviation, 1.
- Service AA. (1921) FIRST CROP DUSTING, 1921. THE EARLY BIRDS OF AVIATION, Inc.
- Shaw A, Woods BKS, Bubert EA, et al. (2014) Optimization of an Elastomeric Composite Skin for a span-morphing aircraft wing. *ICAST2014: 25nd International Conference on Adaptive Structures and Technologies*. 25 ed. The Hauge, The Netherlands.
- Smith P. (2014) *Morphing Structures in Aircraft*. Available at: http://people.bath.ac.uk/pls24/index_files/Page294.html.
- Stan Morse TP, Chris Chant, Eloí Carbo. (1986) Enciclopedia Ilustrada de la Aviacion. In: Agostini EP-D (ed). Barcelona, España: Editorial Delta, 7.
- Terrence W. (2006) Morphing Aircraft Technology New Shapes for Aircraft Design. Aeronautics and Astronautics Department Purdue University West.
- Thomas I, Robert S, Michael L, et al. (2007) Validation of the Lockheed Martin Morphing Concept with Wind Tunnel Testing. *48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*. American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- Tummala Y, Frecker MI, Wissa AA, et al. (2013) Design and optimization of a bend-and-sweep compliant mechanism. *Smart Materials and Structures* 22: 094019.
- Valasek J. (2012) *Morphing Aerospace Vehicles and Structures*, London, UK: Wiley.
- Vale J, Leite A, Lau F, et al. (2011) Aero-Structural Optimization and Performance Evaluation of a Morphing Wing with Variable Span and Camber. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures* 22: 1057-1073.
- Vinci LD. (1505) Codex "On the Flight of Birds". Turin: Leonardo Da Vinci, 17.
- Vinci LD. (1600) Glider whit manoeuvrable tips. In: 180 a (ed). Museo nazionale della scienza e della tecnologia Leonardo Da Vinci: Museo nazionale della scienza e della tecnologia Leonardo Da Vinci.
- Vocke RD, Kothera CS, Woods BKS, et al. (2011) Development and Testing of a Span-Extending Morphing Wing. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures* 22: 879-890.