



**Análisis Aerodinámico del estabilizador horizontal de una aeronave
de aviación general**

Proyecto de Investigación

Por

Julio Enrique Amaro Antonio

En cumplimiento a los requerimientos para la obtención de
la Especialidad de Tecnólogo en Mecatrónica

Revisor Académico: Dr. Carlos Amir Escalante Velázquez

Santiago de Querétaro, Qro., México, Agosto 2019.



ESPECIALIDAD TECNÓLOGO EN MECATRÓNICA

Dr. Jorge Alberto Soto Cajiga
Coordinador Académico
CIDESI

Los abajo firmantes, miembros del Comité Tutorial del estudiante **Julio Enrique Amaro Antonio**, una vez leído y revisado el informe de la práctica de entrenamiento Industrial, titulado “**Análisis Aerodinámico del estabilizador horizontal de una aeronave de aviación general**”, aceptamos que el referido informe revisado y corregido sea presentado por el estudiante para concluir su plan de estudios como **Especialista Tecnólogo en Mecatrónica**.

Y para que así conste firmo la presente a los 14 días del mes de Agosto del año dos mil diecinueve.

Dr. Carlos Amir Escalante Velazquez
Tutor Académico

Índice

1. Introducción	8
2. Planteamiento del problema	9
3. Objetivos	11
3.1 Objetivo General	11
3.2 Objetivos Específicos	11
4. Justificación	12
5. Antecedentes	13
5.1 Elementos principales de una aeronave	13
5.1.1 Alas.	13
5.1.2 Fuselaje.	14
5.1.3 Sistemas de control.	14
5.1.4 Estabilizadores Horizontales.	15
5.1.5 Estabilizadores Verticales.	15
5.1.6 Grupo Moto Propulsor.	15
5.1.7 Tren de aterrizaje.	16
5.1.8 Instrumentos de Control.	16
5.2 Principios básicos de la aerodinámica	16
5.2.1 Ecuación de continuidad.	16
5.2.2 Flujo compresible e incompresible.	17
5.2.3 Ecuación de impulso.	18
5.2.4 Ecuación de la energía.	18
5.2.5 Flujo Isentrópico.	19
5.2.6 Ecuación de la velocidad del sonido.	19
5.2.7 Numero de Mach.	20
5.2.8 Numero de Reynolds.	20
5.3 Nomenclatura de perfiles aerodinámicos	21
5.4 Sustentación, Arrastre y Momento	23
5.5 Representación de datos para los perfiles aerodinámicos	25
5.6 Alas infinitas vs. Alas finitas	28
5.7 El coeficiente de presión	29
5.8 Alas finitas	30
5.9 Flaps, un mecanismo para elevar la sustentación.	32
5.10 Estabilidad y control	35
5.10.1 Controles primarios de una aeronave.	35
5.10.2 Definición de estabilidad y control.	38
5.10.3 Requerimientos para la estabilidad longitudinal estática.	42

5.10.4 Fuerzas y momentos para equilibrio longitudinal.	42
5.10.5 Modelado del momento de cabeceo para un sistema simple Ala-Estabilizador Horizontal.	45
6. Metodología	47
7. Resultados	48
7.1 Acerca de XFLR5	48
7.2 Análisis en XFLR5 en velocidad crucero	49
7.2.1 Condiciones iniciales.	49
7.2.2 Obtención de curvas aerodinámicas.	50
7.2.3 Distribuciones de presiones.	55
7.2.4 Sustentación y arrastre en vuelo crucero.	61
7.2.5 Momento y fuerza de sustentación del estabilizador horizontal en la aeronave.	70
7.2.6 Flujo de aire, vorticidad.	72
7.3 Análisis en XFLR5 con velocidad de pérdida	78
7.3.1 Condiciones iniciales.	78
7.3.2 Obtención de curvas aerodinámicas.	79
7.3.3 Distribuciones de presiones.	82
7.3.4 Sustentación y Arrastre a velocidad de pérdida.	88
7.3.5 Momento y fuerza de sustentación del estabilizador horizontal en la aeronave.	97
7.3.6 Flujo de aire, vorticidad.	98
8. Conclusiones	104
9. Bibliografía	106
Apéndice	107
A1. Nomenclatura de perfiles NACA	107
A1.1 Perfiles de 4 dígitos	107
A1.2 Perfiles de 5 dígitos	108
A1.3 Perfiles NACA de serie 1	109
A1.4 Perfiles NACA de serie 6	110

Índice de tablas y figuras

<i>Figura 5.1: Partes principales de una aeronave.</i>	13
<i>Figura 5.2: Conservación de la masa para la ecuación de continuidad.</i>	16
<i>Figura 5.3: Dibujo de un ala y su perfil aerodinámico.</i>	21
<i>Figura 5.4: Partes de un perfil aerodinámico. Este es un perfil designado NACA 4415.</i>	22
<i>Figura 5.5: Perfil aerodinámico donde actúa el viento relativo, ángulo de ataque y las fuerzas de sustentación y arrastre formando una fuerza aerodinámica R.</i>	23
<i>Figura 5.6: Gráfica de una curva típica de sustentación versus ángulo de ataque de un perfil con curvatura.</i>	26
<i>Figura 5.7: Comparación de curvas para perfiles simétricos y asimétricos.</i>	27
<i>Figura 5.8: Mecanismo de flujo asociado con la pérdida de sustentación.</i>	27
<i>Figura 5.9: Ala “bidimensional” infinita.</i>	28
<i>Figura 5.10: Ala finita en vista superior.</i>	29
<i>Figura 5.11: Distribución del coeficiente de presión sobre la parte superior e inferior del perfil aerodinámico NACA 0012 a un $\alpha=3.93^\circ$, $M_\infty=0.345$, $Re=3.245 \times 10^6$.</i>	30
<i>Figura 5.12: Origen de los vórtices en un ala finita.</i>	31
<i>Figura 5.13: Efecto “downwash” que genera un arrastre inducido.</i>	32
<i>Figura 5.14: Flap simple de un ala, en un estabilizador horizontal se conoce como elevador.</i>	33
<i>Figura 5.15: Efecto de los flaps en curvas de coeficiente de sustentación vs ángulo de ataque. Siendo δ el ángulo de deflexión del flap del ala.</i>	34
<i>Figura 5.16: Valores típicos de coeficiente de sustentación máximos de los perfiles aerodinámicos para varios tipos de dispositivos de aumento de sustentación.</i>	35
<i>Figura 5.17: Definición de los ejes que atraviesan a la aeronave justo en su centro de gravedad con los movimientos traslacionales y rotacionales respecto a los ejes.</i>	36
<i>Figura 5.18: Elementos de control de la aeronave.</i>	37
<i>Figura 5.19: Efectos de las deflexiones de las superficies de control.</i>	37
<i>Figura 5.20: Efectos de la estabilidad estática.</i>	39
<i>Figura 5.21: Perturbación del ángulo de ataque en equilibrio.</i>	39
<i>Figura 5.22: Ejemplos de la respuesta de la estabilidad dinámica de un avión.</i>	40
<i>Figura 5.23: Respuesta en la que un avión es dinámicamente inestable.</i>	41
<i>Figura 5.24: Efectos de la estabilidad dinámica.</i>	41
<i>Figura 5.25: Generación de la estabilidad longitudinal.</i>	42
<i>Figura 5.26: La curva para el movimiento longitudinal (“cabeceo”) debe tener una pendiente negativa para que la aeronave sea estable, así como la intersección con el eje y al valor positivo C_{m0} para que sea compensado a un valor del ángulo de ataque positivo (si $L=W$).</i>	43

<i>Figura 5.27: Comparación de diferentes tipos de curvaturas de los perfiles con el coeficiente de momento C_{m0}.</i>	44
<i>Figura 5.28: Dimensiones pertinentes a la curva del momento de lanzamiento.</i>	46
<i>Figura 6.1: Metodología del proyecto “Análisis aerodinámico de una aeronave de aviación general”.</i>	47
<i>Figura 7.1: Software XFLR5.</i>	48
<i>Figura 7.2: Perfil aerodinámico NACA0015 y sus diferentes deflexiones del elevador.</i>	49
<i>Tabla 7.1: Datos del estabilizador para cálculo de Número de Mach y Reynolds en vuelo crucero.</i>	49
<i>Figura 7.3: Diagrama de pasos para obtener las curvas aerodinámicas en el análisis.</i>	50
<i>Figura 7.4: Curvas aerodinámicas del coeficiente de sustentación C_L vs ángulo de ataque α.</i>	51
<i>Figura 7.5: Curvas aerodinámicas del coeficiente de arrastre C_D vs ángulo de ataque α.</i>	52
<i>Figura 7.6: Curvas aerodinámicas del coeficiente de momento C_M vs ángulo de ataque α.</i>	53
<i>Figura 7.7: Curvas aerodinámicas de C_L/C_D vs ángulo de ataque α.</i>	54
<i>Figura 7.8: Comparación de la curva polar.</i>	54
<i>Tabla 7.2: Distribución de la presión con elevadores a 0°.</i>	56
<i>Tabla 7.3: Distribución de la presión con elevadores a 15° down.</i>	57
<i>Tabla 7.4: Distribución de la presión con elevadores a 30° down.</i>	58
<i>Tabla 7.5: Distribución de la presión con elevadores a 15° up.</i>	59
<i>Tabla 7.6: Distribución de la presión con elevadores a 30° up.</i>	60
<i>Figura 7.9: Visualización de la sustentación y arrastre en el estabilizador horizontal con deflexión del elevador a 0°.</i>	61
<i>Figura 7.10: Visualización de la sustentación y arrastre en el estabilizador horizontal con deflexión del elevador a 15° down.</i>	62
<i>Figura 7.11: Visualización de la sustentación y arrastre en el estabilizador horizontal con deflexión del elevador a 30° down.</i>	64
<i>Figura 7.12: Visualización de la sustentación y arrastre en el estabilizador horizontal con deflexión del elevador a 15° up.</i>	67
<i>Figura 7.13: Visualización de la sustentación y arrastre en el estabilizador horizontal con deflexión del elevador a 30° up.</i>	68
<i>Figura 7.14: Representación de las longitudes tomadas en la aeronave.</i>	70
<i>Tabla 7.7: Relación de valores de la fuerza de sustentación y momentos considerando velocidad crucero de los casos representativos.</i>	71
<i>Figura 7.15: Representación gráfica para las distancias en la estructura del estabilizador horizontal de la aeronave.</i>	71
<i>Figura 7.16: Referencias para las distancias a tomar en cuenta.</i>	72
<i>Tabla 7.8: Relación de valores de la fuerza de sustentación respecto a su posición en la estructura del Estabilizador horizontal en los casos representativos.</i>	72
<i>Figura 7.17: Visualización del flujo de aire donde hay menor y mayor vorticidad en los extremos del estabilizador horizontal con deflexión del elevador a 0°.</i>	73
<i>Figura 7.18: Visualización del flujo de aire donde hay menor y mayor vorticidad en los extremos del estabilizador horizontal con deflexión del elevador a 15° down.</i>	74
<i>Figura 7.19: Visualización del flujo de aire donde hay menor y mayor vorticidad en los extremos del estabilizador horizontal con deflexión del elevador a 30° down.</i>	75

<i>Figura 7.20: Visualización del flujo de aire donde hay menor y mayor vorticidad en los extremos del estabilizador horizontal con deflexión del elevador a 15° up.</i>	76
<i>Figura 7.21: Visualización del flujo de aire donde hay menor y mayor vorticidad en los extremos del estabilizador horizontal con deflexión del elevador a 30° up.</i>	77
<i>Tabla 7.9: Datos estabilizador para cálculo de Número de Mach y Reynolds para velocidad "Stall".</i>	78
<i>Figura 7.22: Perfil aerodinámico NACA0015 y sus diferentes deflexiones del elevador.</i>	78
<i>Figura 7.23: Ventana de opciones para realizar el análisis en velocidad de pérdida.</i>	79
<i>Figura 7.24: Curva aerodinámica del coeficiente de sustentación C_L vs ángulo de ataque α en velocidad "Stall".</i>	80
<i>Figura 7.25: Curvas aerodinámicas del coeficiente de arrastre C_D vs ángulo de ataque α en velocidad Stall.</i>	80
<i>Figura 7.26: Curvas aerodinámicas del coeficiente de momento C_M vs ángulo de ataque α.</i>	81
<i>Figura 7.27: Curvas aerodinámicas de C_L/C_D vs ángulo de ataque α para velocidad "Stall".</i>	82
<i>Tabla 7.10: Distribución de presiones a un ángulo de deflexión del elevador de 0°.</i>	83
<i>Tabla 7.11: Distribución de presiones a un ángulo de deflexión del elevador de 15° down.</i>	84
<i>Tabla 7.12: Distribución de presiones a un ángulo de deflexión del elevador de 30° down.</i>	85
<i>Tabla 7.13: Distribución de presiones a un ángulo de deflexión del elevador de 15° up.</i>	86
<i>Tabla 7.14: Distribución de presiones a un ángulo de deflexión del elevador de 30° up.</i>	87
<i>Figura 7.28: Visualización de la sustentación y arrastre en el estabilizador horizontal con deflexión del elevador a 0° en velocidad de pérdida.</i>	88
<i>Figura 7.29: Visualización de la sustentación y arrastre en el estabilizador horizontal con deflexión del elevador a 15° down en velocidad de pérdida.</i>	90
<i>Figura 7.30: Visualización de la sustentación y arrastre en el estabilizador horizontal con deflexión del elevador a 30° down en velocidad de pérdida.</i>	91
<i>Figura 7.31: Visualización de la sustentación y arrastre en el estabilizador horizontal con deflexión del elevador a 15° up en velocidad de pérdida.</i>	93
<i>Figura 7.32: Visualización de la sustentación y arrastre en el estabilizador horizontal con deflexión del elevador a 30° up en velocidad de pérdida.</i>	95
<i>Tabla 7.15: Relación de valores de la fuerza de sustentación y momentos considerando velocidad "Stall" de los casos representativos.</i>	97
<i>Tabla 7.16: Relación de valores de la fuerza de sustentación respecto a su posición en la estructura del Estabilizador horizontal en los casos representativos.</i>	98
<i>Figura 7.33: Visualización del flujo de aire donde hay menor y mayor vorticidad en los extremos del estabilizador horizontal deflexión del elevador a 0° en velocidad de pérdida.</i>	99
<i>Figura 7.34: Visualización del flujo de aire donde hay menor y mayor vorticidad en los extremos del estabilizador horizontal con deflexión del elevador a 15° down en velocidad de pérdida.</i>	100
<i>Figura 7.35: Visualización del flujo de aire donde hay menor y mayor vorticidad en los extremos del estabilizador horizontal con deflexión del elevador a 30° down en velocidad de pérdida.</i>	101

<i>Figura 7.36: Visualización del flujo de aire donde hay menor y mayor vorticidad en los extremos del estabilizador horizontal con deflexión del elevador a 15° up en velocidad de pérdida.</i>	102
<i>Figura 7.37: Visualización del flujo de aire donde hay menor y mayor vorticidad en los extremos del estabilizador horizontal con deflexión del elevador a 15° up en velocidad de pérdida.</i>	103
<i>Figura A1.1. Designación de 4 dígitos del perfil aerodinámico NACA.</i>	107
<i>Figura A1.2. Designación de 4 dígitos del perfil aerodinámico NACA simétrico.</i>	108
<i>Figura A1.3. Designación de 5 dígitos del perfil aerodinámico NACA.</i>	109
<i>Figura A1.4. Designación de los dígitos del perfil aerodinámico NACA de serie 1.</i>	110
<i>Figura A1.5. Designación de los dígitos del perfil aerodinámico NACA de serie 6.</i>	111

1. Introducción

La realización de este proyecto se centró en el componente del estabilizador horizontal de una aeronave de aviación general, el estabilizador se ubica en la parte trasera del avión (generalmente llamado al conjunto empenaje), su propósito es proporcionar a la aeronave un medio de estabilidad y control. Como tal, es uno de los componentes más importantes de todo el avión. El diseñador de la aeronave debe determinar no solo su tamaño, ubicación y configuración, sino también el tipo de controles que incluye. Esta parte de la aeronave incluye las superficies estabilizadoras horizontal y vertical; sin embargo, la superficie horizontal se refiere a un elemento destinado a controlar el movimiento de cabeceo de la aeronave, y cola vertical se refiere a una intención de controlar el desvío o su dirección lateral.

El estabilizador horizontal consiste en un ala pequeña y simétrica, que se sitúa en posición horizontal, la cual brinda estabilidad en conjunto con las alas principales en los momentos de despeje, aterrizaje, así como en vuelo crucero. En el estabilizador horizontal se encuentran unas superficies de control que son llamados elevadores, o también se les dice timones de profundidad o en inglés “*elevators*”, y tienen la función de controlar la altitud de vuelo mediante el movimiento de estas superficies, inclinando la aeronave hacia adelante o hacia atrás, es decir, subirá o bajará a determinada altitud determinada con respecto a la horizontal o comúnmente llamado línea de viento relativo. El efecto realizado de elevación o penetración, así como de descenso o en picada, se le denomina movimiento de cabeceo en la aeronave. Se analizaron los factores que involucran en la aerodinámica del componente lo cual se centró en parámetros fundamentales que se verán más adelante, también se realizó la interpretación de curvas aerodinámicas definiéndose para que son y su modo de obtención de estas mismas utilizando el software XFLR5 de acuerdo con el perfil aerodinámico que se manejó. Posterior a ello se realizaron análisis del perfil aerodinámico, así como del estabilizador horizontal de acuerdo con el perfil obtenido y dimensiones que fueron tomadas de la aeronave de aviación general.

2. Planteamiento del problema

La aerodinámica forma parte de mecánica de fluidos y consiste en el estudio del flujo de aire sobre cuerpos sólidos, a partir de las características del flujo y de distribución de presiones sobre el cuerpo en cuestión puede determinarse evaluarse su aerodinámica. La aerodinámica de un cuerpo puede analizarse en términos de los llamados coeficientes aerodinámicos (sustentación y arrastre), de la llamada curva polar (coeficiente de sustentación vs coeficiente de arrastre), así como de la eficiencia aerodinámica (coeficiente de sustentación / coeficiente de arrastre).

En base a lo anterior, puede intuirse la enorme importancia práctica que la aerodinámica tiene en diferentes campos, uno de ellos y quizá uno de los más notorios es en la aeronáutica, en donde la determinación de las fuerzas de sustentación y de arrastre de un avión es fundamental en la etapa de diseño y/u optimización de estos.

Para determinar el comportamiento aerodinámico de un cuerpo sólido existen diferentes herramientas analíticas y numéricas. Tales herramientas han mostrado ser bastante eficientes y robustas para describir el comportamiento aerodinámico aviones completos, así como de sus partes componentes que tienen contribuciones aerodinámicas significativas. Una de las herramientas más utilizadas durante la etapa de diseño de perfiles aerodinámicos es el programa de computo XFLR5, el cual está basado en el Xfoil, que es un software desarrollado en el MIT por el profesor Mark Drela, esta herramienta combina el llamado “método de paneles” acoplado con las teorías de fluido viscoso/inviscido. Otras herramientas, más elaboradas consideran la dinámica de fluidos computacional (CFD, por sus siglas en inglés). En ambos casos se necesita partir de un modelo CAD, el cual puede ser optimizado con el uso de tales herramientas o en su defecto obtener una caracterización aerodinámica y visualizaciones realistas del desempeño del o los componentes en cuestión.

Una caracterización aerodinámica de un cuerpo considera la evaluación de los coeficientes de sustentación y de arrastres como función del ángulo de inclinación del cuerpo respecto a la dirección del viento, así como una gráfica del coeficiente de levantamiento como función del coeficiente de arrastre, así como la eficiencia aerodinámica.

En este proyecto se propuso la caracterización aerodinámica del estabilizador horizontal de una aeronave ligera. Para dicha caracterización fue necesario un modelo CAD, cuya versión final a partir de los dimensionamientos de un modelo in situ. Para realizar el análisis aerodinámico bajo ciertas condiciones de vuelo, se propuso utilizar la herramienta computacional XFLR5.

3. Objetivos

3.1 Objetivo General

Realizar un estudio análisis aerodinámico del estabilizador horizontal en condiciones de vuelo crucero, mediante el uso de herramientas computacionales.

3.2 Objetivos Específicos

- Análisis aerodinámico 2D del estabilizador horizontal a partir del perfil aerodinámico 2D. Obtener curvas de sustentación y de arrastre como función del ángulo de ataque de perfiles 2D, mediante el uso de software (XFLR5).
- Recopilación, análisis y dimensionamiento del modelo CAD del estabilizador horizontal de la aeronave.
- Análisis aerodinámico 3D del estabilizador horizontal a partir del modelo CAD. Obtener curvas de sustentación y de arrastre como función del ángulo de ataque de perfiles 3D, a través del software XFLR5.

4. Justificación

El desarrollo de la justificación y alcance del presente proyecto se enmarcan, como parte de las actividades de un proyecto institucional de CENTA-CIDESI, cuyo objetivo es desarrollar metodologías de análisis computacional de una aeronave de aviación general donada por la Fuerza Aérea Mexica (FAM). En ese marco, uno de los componentes que requiere la caracterización aerodinámica es el estabilizador horizontal de dicha aeronave.

El desarrollo de este proyecto formó parte de la caracterización aerodinámica del estabilizador horizontal del avión durante condiciones específicas de vuelo. Para ello se utilizaron herramientas computacionales que han mostrado tener un desempeño satisfactorio en muchas aplicaciones, por otro lado, el uso de tales herramientas, en particular CFD permiten la visualización del flujo alrededor de los componentes, distribuciones de presiones, etc.

Los análisis aerodinámicos son de gran utilidad para verificar la eficiencia de algún componente al que se está evaluando mediante simulaciones y con los resultados que se obtengan permita hacer del conocimiento al usuario si es viable o no el diseño propuesto para continuar con el proceso o que se deba modificar esperando un comportamiento adecuado del componente de la aeronave, evitando costos mayores de fabricación.

El alcance de este proyecto consistió en la caracterización aerodinámica del estabilizador horizontal, que se resumió en la obtención de curvas de sustentación y de arrastre, así como de la curva polar del estabilizador horizontal. Para ello, se realizó inicialmente un análisis bidimensional (2D) y posteriormente un análisis tridimensional (3D), mediante las herramientas antes mencionadas. Bajo un régimen de vuelo subsónico, es decir, que con el número de Mach menor a 1 ($M_\infty < 1$).

5. Antecedentes

5.1 Elementos principales de una aeronave

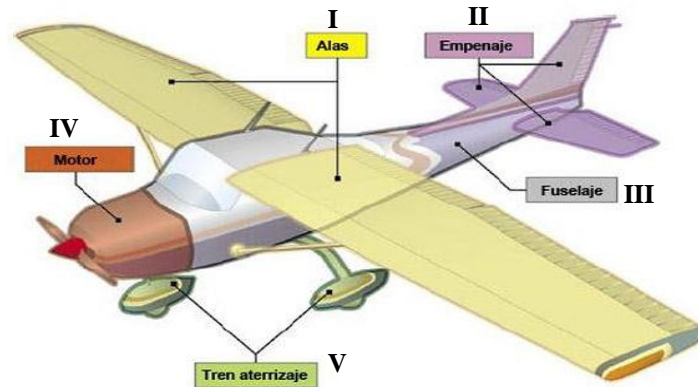


Figura 5.1: Partes principales de una aeronave [1].

La aeronave, comúnmente llamado avión, es un medio de transporte más pesado que el aire provista de alas y un cuerpo de carga capaz de volar. Generalmente propulsado por uno o varios motores. Suelen clasificarse en aviones de pasajeros, de carga o de guerra. Los dos primeros se utilizan como medio de transporte; también se pueden definir de instrucción, de acrobacia, de aviación deportiva, trabajos especiales, y experimentales. Las principales partes de una aeronave son las siguientes[1]:

5.1.1 Alas.

El ala, se indica como **I** en la figura 5.1, es una superficie aerodinámica que le brinda sustentación al avión debido al efecto aerodinámico, provocado por la curvatura de la parte superior del ala haciendo que el aire que fluye por encima de esta se acelere y por lo tanto baje su presión (creando un efecto de succión), mientras que el aire que circula por debajo del ala (que en la mayoría de los casos es plana o con una curvatura menor) mantiene la misma velocidad y presión del aire relativo, pero al mismo tiempo aumenta la sustentación ya que

cuando este golpea la parte inferior del ala la impulsa hacia arriba manteniendo sustentado en el aire al avión y contrarrestando la acción de la gravedad.

En determinadas partes de un vuelo la forma del ala puede variar debido al uso de las superficies de control que se encuentran en las alas: los flaps, los alerones, los spoilers y los slats. Todas ellas son partes móviles que provocan distintos efectos en el curso del vuelo. Los flaps son dispositivos hipersustentadores que se encuentran ubicados en el borde de salida del ala, cuando están retraídos forman un solo cuerpo con el ala, los flaps son utilizados en ciertas maniobras (comúnmente el despegue y el aterrizaje), en las cuales se extienden hacia atrás y abajo del ala a un determinado ángulo, curvándola así aún más. Esto provoca una reacción en la aerodinámica del ala que genera más sustentación, al hacer que el flujo laminar recorra más distancia desde el borde de ataque al borde de salida, y previene al mismo tiempo un desprendimiento prematuro de este, proveyendo así de más sustentación a bajas velocidades y altos ángulos de ataque, al mismo tiempo los flaps generan más resistencia en la superficie alar, por lo que es necesario contrarrestarla, ya sea aplicando más potencia a los motores o picando la nariz del avión. Los slats, al igual que los flaps, son dispositivos hiper sustentadores, la diferencia está en que los slats se encuentran ubicados en el borde de ataque, y cuando son extendidos aumentan aún más la curvatura del ala, generando aún más sustentación.

5.1.2 Fuselaje.

El fuselaje, indicado como **III** en la figura 5.1, es el cuerpo del avión al que se encuentran unidos las alas y los estabilizadores tanto horizontales como verticales. Su interior es hueco, para poder albergar dentro a la cabina de pasajeros y la de mandos y los compartimentos de carga. Su tamaño, obviamente, vendrá determinado por el diseño de la aeronave.

5.1.3 Sistemas de control.

Son aquellas partes móviles del avión que al ser utilizadas cambiándolas de posición, provocarán un efecto aerodinámico que alterara el curso del vuelo y tendrán la seguridad de un control correcto de la aeronave.

5.1.4 Estabilizadores horizontales.

Son 2 aletas más pequeñas que las alas, situadas en posición horizontal (generalmente en la parte trasera del avión, se indica como **II** en la figura 5.1), en el empenaje y en distintas posiciones y formas dependiendo del diseño, las cuales le brindan estabilidad y que apoyan al despegue y aterrizaje. En ellos se encuentran unas superficies de control muy importantes que son los elevadores (o también llamados timones de profundidad) con los cuales se controla la altitud del vuelo mediante el ascenso y descenso de estas superficies, que inclinarán el avión hacia adelante o atrás, es decir, el avión subirá o bajará a determinada altitud y estará en determinada posición con respecto al horizonte. A este efecto se le llama penetración o descenso, o movimiento de cabeceo.

5.1.5 Estabilizadores verticales

Es/Son una(s) aleta(s) que se encuentra(n) en posición vertical en la parte trasera del fuselaje, como se indica en **III** en la figura 5.1 (generalmente en la parte superior). Su número y forma deben ser determinadas por cálculos aeronáuticos según los requerimientos aerodinámicos y de diseño, que le brinda estabilidad al avión. En éste se encuentra una superficie de control muy importante, el timón de dirección, con el cual se tiene controlado el curso del vuelo mediante el movimiento hacia un lado u otro de esta superficie, girando hacia el lado determinado sobre su propio eje debido a efectos aerodinámicos. Este efecto se denomina movimiento de guiñada.

5.1.6 Grupo moto propulsor.

Son los motores que tiene el avión para obtener la propulsión que requiere para seguir un curso frontal, contrarrestando el efecto del viento en contra, el cual opone resistencia y lo empujaría hacia atrás. Estos motores son previamente analizados por el fabricante y después instalados en el avión si cumplen con los requerimientos del avión en cuanto a potencia, uso de combustible, costo de operación y mantenimiento, resistencia, calidad, autonomía, defensa, etc.; todo esto brinda características y un gran apoyo para llevar a cabo la misión que le corresponde a cada tipo de aeronave de una manera eficiente y apropiada. Esta parte se indica en **IV** en la figura 5.1.

5.1.7 Tren de aterrizaje.

Los trenes de aterrizaje se ubican en **V** en la figura 5.1, son unos dispositivos móviles y almacenables de la aeronave útiles para evitar que la parte inferior tenga contacto con la superficie terrestre, evitando severos daños en la estructura y ayudando a la aeronave a tener movilidad en tierra y poder desplazarse en ella. Existen varios tipos de trenes de aterrizaje, pero el más usado en la actualidad es el de triciclo, es decir, 3 trenes, uno en la parte delantera y 2 en las alas y parte de compartimientos dentro del ala y del fuselaje protegidos por las tapas de estos que pasan a formar parte de la aeronave, ya que si los trenes permanecieran en posición vertical le restarían aerodinamicidad al avión, reduciendo el alcance y la velocidad, provocando un mayor uso de combustible. No todos los aviones tienen la capacidad de retraer sus trenes, lo que provoca el resultado anteriormente mencionado.

5.1.8 Instrumentos de control.

Son dispositivos electrónicos desarrollados con la aviónica que permiten al piloto tener conocimiento del estado general de las partes del avión durante el vuelo, las condiciones meteorológicas, el curso programado del vuelo y diversos sistemas que controlarán las superficies de control para dirigir y mantener un vuelo correcto y seguro. Entre ellos: el horizonte artificial, el radar, el GPS, el piloto automático, los controles de motores, los aceleradores, la palanca y los pedales de dirección, tubo Pitot, luces en general y los conmutadores de arranque [1].

5.2 Principios básicos de aerodinámica

5.2.1 Ecuación de continuidad.

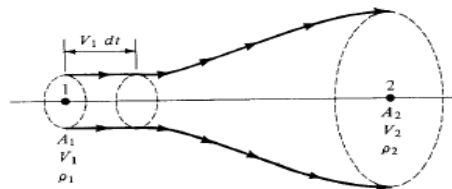


Figura 5.2: Conservación de la masa para la ecuación de continuidad [2].

La ecuación de la continuidad consiste en una relación de las velocidades del fluido y las áreas donde viaja el fluido, representándose en la figura 5.2 donde existen un área A_1 donde el flujo, en este caso puede ser el aire con densidad ρ_1 , y una velocidad v_1 y viaja hacia el área A_2 con velocidad distinta v_2 y a su vez cambia su densidad a ρ_2 . Durante un instante de tiempo dentro del punto 1, se considera que todos los elementos del fluido están momentáneamente en el plano del A_1 . Después de que ha pasado un tiempo más (dt), los elementos en el fluido se mueven a una distancia $v_1 dt$, como se observa en la figura 5.2. Cuando realizan este movimiento, los elementos del fluido han generado un volumen por debajo del punto 1. La masa del fluido, en este caso se considera como de un gas, (dm) en este volumen es igual a la densidad multiplicada por el volumen, es decir [2]:

$$dm = \rho_1(A_1 v_1 dt)$$

$$\dot{m} = \frac{dm}{dt} = \rho_1 A_1 v_1 \quad (5.1)$$

En la ecuación (5.1) se dice que la masa del gas ha viajado a través del área A_1 durante un periodo de tiempo dt y se define como el flujo másico, que es el flujo de la masa del fluido o gas \dot{m} que cruza el área de un punto por unidad de tiempo. Como existen dos áreas designadas por los puntos 1 y 2, el flujo masico debe ser igual cuando fluya por estos dos lugares, con esto se igualan los términos y se construye la ecuación de continuidad para un fluido con flujo estable, representada en la ecuación (5.2).

$$\dot{m}_1 = \dot{m}_2 \quad \rightarrow \quad \rho_1 A_1 v_1 = \rho_2 A_2 v_2 \quad (5.2)$$

La anterior ecuación es una representación algebraica donde relaciona los valores de la densidad, el área y la velocidad del fluido, que aquí se empleará el aire, dentro de las secciones transversales consideradas dentro del flujo [2].

5.2.2 Flujo compresible e incompresible.

Flujo compresible: Es el flujo donde la densidad del fluido puede cambiar de un punto a otro. La variabilidad de la densidad de flujos aerodinámicos resulta ser muy considerable a velocidades altas, manejando en aviones supersónicos, motores para cohetes, entre otros; de

hecho, los flujos reales que existen en la naturaleza son compresibles, solo hay ocasiones en que los flujos su densidad cambia una mínima parte [2].

Flujo incompresible: Es el tipo de flujo donde la densidad del fluido elemento es constante, refiriéndose a la ecuación (5.2) si el flujo es incompresible la densidad para 1 es igual para 2 y la ecuación se reduce a [2]:

$$A_1 v_1 = A_2 v_2 \quad (5.3)$$

5.2.3 Ecuación de momento lineal.

Esta ecuación indica la tasa de cambio del impulso hacia la fuerza, despreciando la parte donde hay fricción existente y tampoco la gravedad, también se conoce como la ecuación de Euler. En un flujo donde no hay fricción, en aerodinámica se utiliza el termino de “flujo invíscido”, por ende, la ecuación de impulso es para flujos invíscidos (no hay fricción o el flujo no es viscoso), esto es asumiendo un flujo en estado estable e invariante respecto al tiempo [2].

$$dp = -\rho v \cdot dv \quad (5.4)$$

La ecuación (5.4) relaciona la presión con la velocidad, es decir, denota un cambio en la presión dp , con un cambio en la velocidad del flujo dv . Resolviendo la ecuación diferencial (5.4) resulta como sigue en la ecuación (5.5) y es denominada Ecuación de Bernoulli donde se utiliza para flujos invíscidos e incompresibles, esta ecuación describe propiedades entre diferentes puntos a lo largo de la línea de flujo, para dos puntos es [2]:

$$p_2 + \rho \frac{v_2^2}{2} = p_1 + \rho \frac{v_1^2}{2} \quad (5.5)$$

5.2.4 Ecuación de la energía.

Es la ecuación donde describe la temperatura y velocidad en dos puntos distintos a lo largo de una línea de flujo de aire considerando un flujo sin fricción (invíscido) y también adiabático. La constante c_p es el calor específico del fluido a presión constante [2].

$$c_p T_1 + \frac{1}{2} v_1^2 = c_p T_2 + \frac{1}{2} v_2^2 \quad (5.6)$$

5.2.5 Flujo isentrópico.

El proceso isentrópico es un proceso donde no hay intercambio de calor ni tampoco un efecto debido a la fricción (adiabático y reversible), la entropía es constante durante este tipo de procesos. El valor de γ es una relación entre los calores específicos a presión constante y a temperatura constante, para el aire en condiciones normales el valor de γ es 1.4, así que la ecuación de este tipo de flujo es [2]:

$$\frac{p_2}{p_1} = \left(\frac{\rho_2}{\rho_1}\right)^\gamma = \left(\frac{T_2}{T_1}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (5.7)$$

5.2.6 Ecuación de la velocidad del sonido.

El flujo que circula a través de una onda de sonido no implica una adición de calor y el efecto de la fricción es despreciable, así que este proceso es isentrópico. La velocidad del sonido es la raíz cuadrada cambio de presión respecto al cambio de densidad, como se observa en la ecuación (5.8).

$$a = \sqrt{\left(\frac{dp}{d\rho}\right)_{isentrópico}} \quad (5.8)$$

También puede ser descrita como en la ecuación (5.9)

$$a = \sqrt{\gamma \frac{p}{\rho}} \quad (5.9)$$

Considerando al aire como un gas ideal en el flujo, se involucra la adición de los términos de la ecuación del gas ideal $p=\rho RT$, para la ecuación de la velocidad del sonido resulta:

$$a = \sqrt{\gamma RT} \quad (5.10)$$

Estas tres ecuaciones resultan importantes para el cálculo de la velocidad del sonido, pero debido a su simplicidad, la ecuación 5.10 es la más utilizada. Demostrando fundamentalmente que, en un gas ideal, la velocidad del sonido depende solo de la temperatura del gas, en este caso es el aire.

5.2.7 Numero de Mach.

La velocidad del sonido lleva a otra definición vital para los flujos de gas a alta velocidad, denominado el número de Mach. Este número es el cociente entre la velocidad del flujo en un punto del campo de flujo y la velocidad del sonido a , esta cantidad indica el régimen en que el fluido trabaja analizando de un punto de vista aerodinámico.

$$M = \frac{v}{a} \quad (5.11)$$

- Si $M < 1$ el flujo trabaja en un régimen subsónico.
- Si $M = 1$ el flujo está en un régimen sónico.
- Si $M > 1$ el flujo está dentro del régimen supersónico.

Estos tres regímenes son caracterizados como los regímenes principales para el vuelo. Existen otros dos regímenes aerodinámicos especializados que son definidos comúnmente, uno es el régimen de flujo transónico donde el rango donde se ubica M está un poco menor o un poco mayor que 1, es decir $0.8 \leq M \leq 1.2$; otro régimen se describe en un flujo hipersónico donde generalmente $M > 5$.

5.2.8 Numero de Reynolds.

Se introduce un concepto fundamental en los flujos de capa límite donde en la vida real el flujo en el fluido de trabajo contiene efectos de fricción. El número de Reynolds es una cantidad adimensional y determina el comportamiento del flujo, puede ser flujo laminar o turbulento. La transición ocurre normalmente para valores de número de Reynolds entre medio millón y 10 millones y se producirá antes o después dependiendo en gran medida de la rugosidad de la superficie, de la turbulencia de la corriente libre de aire y de la distribución de presiones. El número de Reynolds depende de la dimensión característica del objeto que se mueve en el fluido, por ende, se considera lo siguiente:

- *Numero de Reynolds local:* Cuando la longitud característica corresponde la distancia del borde de ataque.

- *Numero de Reynolds global:* Cuando la longitud característica corresponde a la cuerda del perfil, u otra distancia que represente la aeronave (longitud del fuselaje, envergadura).

La ecuación del número de Reynolds se visualiza en la ecuación (5.12).

$$Re_x = \frac{\rho_\infty v_\infty x}{\mu_\infty} \quad (5.12)$$

La cantidad x es la longitud o coordenada del cuerpo que se está trabajando, generalmente para perfiles aerodinámicos es la longitud característica del cuerpo. El valor de v_∞ es la velocidad de flujo por encima del cuerpo, para perfiles aerodinámicos es la velocidad de flujo por encima de la placa superior, y las cantidades ρ_∞ y μ_∞ es la densidad y la viscosidad dinámica en el fluido, respectivamente. El subíndice infinito denota las condiciones ubicadas por arriba de un cuerpo aerodinámico, llamadas condiciones de flujo libre.

5.3 Nomenclatura de Perfiles Aerodinámicos

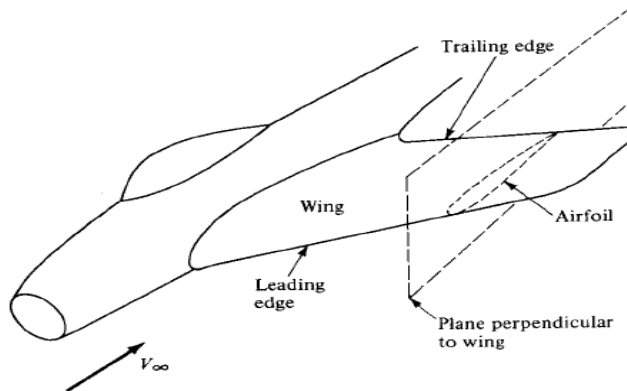


Figura 5.3 Dibujo de un ala y su perfil aerodinámico [2].

Considerando un ala de un avión dibujado en la figura 5.3, se visualiza la sección transversal que se obtiene de la intersección de un plano perpendicular al elemento cuya sección se denomina perfil aerodinámico. En la figura 5.4 se observa de una vista frontal al plano de corte el perfil y se visualizan sus partes básicas que caracterizan al perfil aerodinámico.

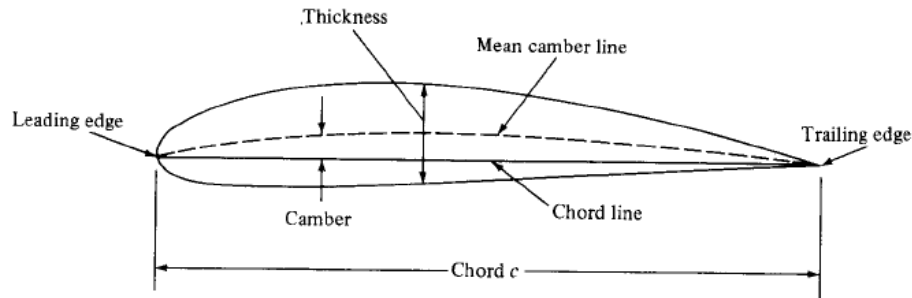


Figura 5.4: Partes de un perfil aerodinámico. Este es un perfil designado NACA 4415 [2].

La principal característica de diseño de un perfil aerodinámico es la línea de curvatura media (*mean camber line*), la cual es la línea que une a los puntos medios entre la superficie superior e inferior, medido perpendicularmente a la propia línea de curvatura media. Los puntos que están en los extremos delanteros y traseros de la línea de curvatura media son el borde de ataque y borde de salida respectivamente (en inglés se denomina *leading edge* y *trailing edge*, respectivamente)[2].

Existe una línea que equivale a la horizontal entre el borde de ataque y borde de salida, se denomina línea de cuerda (*chord line*), esta línea tiene una longitud de acuerdo con el perfil aerodinámico y se le denomina cuerda (*c*, *chord*). La curvatura (*camber*) es la distancia máxima entre la línea de curvatura media y la cuerda, es medida perpendicularmente con respecto a la línea de cuerda. En conclusión, la curvatura, la forma de la línea de curvatura media y, en menor medida, la distribución del espesor de la superficie aerodinámica; determinan esencialmente la sustentación y las características del momento de la superficie aerodinámica.

Considerando un perfil aerodinámico que esta inclinado y viaja a través del aire que tiene una cierta velocidad de flujo. La velocidad de flujo de aire libre es la velocidad del aire que viaja sobre el perfil, es denominado por el símbolo v_{∞} , la dirección de v_{∞} es definido como el viento relativo. El ángulo entre el viento relativo y la cuerda es denominado ángulo de ataque (α) del perfil. Como resultado de este fenómeno, existe una fuerza aerodinámica creada por las distribuciones de presión y esfuerzos cortantes sobre la superficie ya sea del ala o del estabilizador. Esta fuerza resultante es mostrada mediante un vector R en la figura 5.5. A su vez

esta fuerza aerodinámica resultante se puede descomponer en dos fuerzas, paralela y perpendicular a la dirección del viento relativo. El arrastre, en inglés denominado como *drag* (D), es siempre definido como la componente de la fuerza aerodinámica R paralela a la dirección del viento relativo. La sustentación, en inglés denominado como *lift* (L), se define como la componente de esta fuerza R perpendicular a la dirección del viento relativo [2].

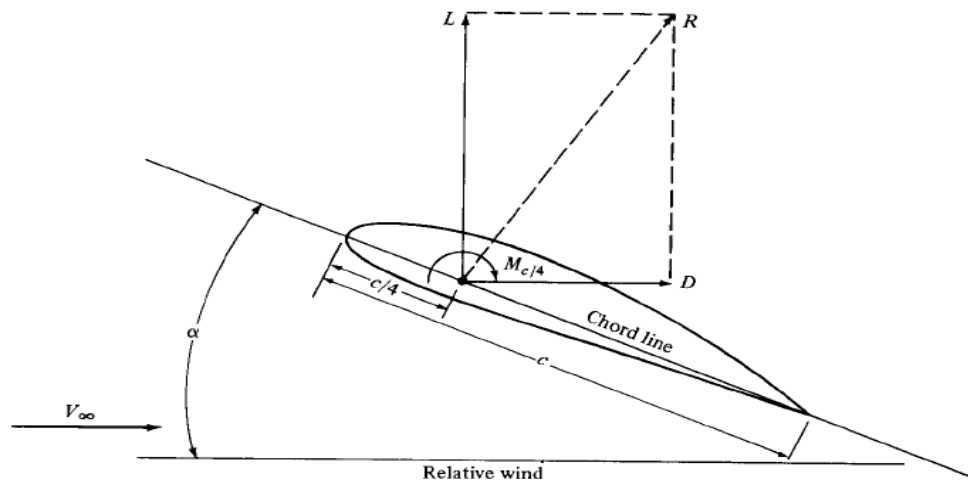


Figura 5.5: Perfil aerodinámico donde actúa el viento relativo, ángulo de ataque y las fuerzas de sustentación y arrastre formando una fuerza aerodinámica R [2].

5.4 Sustentación, Arrastre y Momento

Las magnitudes de las fuerzas de Sustentación (L), Arrastre (D) y el Momento (M) no solamente dependen del ángulo de ataque en que este el perfil, existen variaciones en dichas magnitudes que dependen de estas condiciones que sucedan al menos las siguientes:

- Velocidad de flujo libre de aire v_{∞} .
- Densidad del flujo libre de aire ρ_{∞} , esto es en altitud.
- Tamaño de la superficie aerodinámica, para aeronaves se usará el área del ala o del estabilizador S para indicar el tamaño.
- Ángulo de ataque α .
- Forma del perfil aerodinámico.
- Coeficiente de viscosidad μ_{∞} , (debido a que las fuerzas aerodinámicas son generadas en parte de las distribuciones de fricción en la superficie).

- Comprensibilidad del flujo de aire.

En general se puede escribir la fuerza de sustentación, equivalente a las de arrastre y momento, como una función dadas la forma del perfil aerodinámico y el ángulo de ataque [2].

$$L = f(v_{\infty}, \rho_{\infty}, S, \mu_{\infty}, \alpha_{\infty}) \quad (5.13)$$

Realizando un análisis dimensional como esta especificado dentro de este apartado en el libro *Introduction of flight* del autor John D. Anderson [2], se define una nueva cantidad que es el coeficiente de sustentación, esta cantidad depende del número de Reynolds y el número de Mach. En resumen, la fuerza de sustentación es definida por la siguiente ecuación.

$$L = q_{\infty} \cdot S \cdot c_l \quad (5.14)$$

Donde $q_{\infty} = \frac{1}{2} \rho v_{\infty}^2$ es la presión dinámica aplicada, S es área de la superficie del ala o estabilizador y c_l es denominado como coeficiente de sustentación. Esto indica que la sustentación es directamente proporcional a la presión dinámica (cuadrado de la velocidad), también es directamente proporcional al área S y al coeficiente de sustentación. Despejando el valor de c_l se obtiene.

$$c_l = \frac{L}{q_{\infty} S} \quad (5.15)$$

El coeficiente de sustentación, como se mencionó antes, es función del número de Mach y del número de Reynolds, estas cantidades son adimensionales por tanto el coeficiente también es una cantidad sin dimensiones, también implica a la variación del ángulo de ataque del perfil que se está trabajando, cantidad que en la cual depende el coeficiente de sustentación.

$$c_l = f(\alpha, M_{\infty}, Re) \quad (5.16)$$

Análogamente para el arrastre y momento se calculan de manera similar que la sustentación.

$$D = q_{\infty} \cdot S \cdot c_d \quad (5.17)$$

$$M = q_{\infty} \cdot S \cdot c \cdot c_m \quad (5.18)$$

Donde c_d es el coeficiente de arrastre y c_m es el coeficiente de momento. Se nota en la ecuación (5.18) difiere con las ecuaciones de arrastre y sustentación por la adición de la longitud de la cuerda c , esto es porque L y D son dimensiones de Fuerza (N) y M tiene dimensiones de momento o torque expresado por N-m.

5.5 Representación de datos para los perfiles aerodinámicos

Un propósito de la aerodinámica teórica, experimental y numérica, consiste en predecir los valores de c_l , c_d y c_m de las ecuaciones previamente vistas. Realizando suposiciones muy simples que son usualmente necesarias para hacer cálculos matemáticos simples, solo que los resultados teóricos obtenidos representan una aproximación con respecto a la realidad. Por ello se hace el uso de computadoras con procesadores muy sofisticados y rápidos para realizar simulaciones y resolver las ecuaciones que gobiernan el flujo acercándose mucho más al resultado real haciéndose cálculos precisos de las características aerodinámicas. Aun así, existen algunas limitaciones que son impuestas por los métodos numéricos, así como la capacidad de almacenamiento y la velocidad de las computadoras en las que se estén trabajando, las cuales no son suficiente para resolver flujos complejos que pueden ocurrir en la aerodinámica. Como resultado, el personal encargado de estudiar la aerodinámica experimental práctica tiene que confiar en mediciones experimentales directas de los coeficientes de sustentación, arrastre y de momentos para algunos objetos o componentes específicos de interés.

Una larga lista de datos experimentales fue realizada conforme pasaba el tiempo por el Comité Nacional de Asesoría para la Aeronáutica, en ingles *National Advisory Committee for Aeronautics* (NACA), la cual fue absorbida en la creación de la Administración Nacional de la Aeronáutica y el Espacio (NASA) en 1958. Los coeficientes de sustentación, arrastre y momento fueron sistemáticamente medidos para muchos perfiles aerodinámicos en una baja velocidad del aire, es decir vuelo subsónico, a través de túneles de viento. Estas mediciones se llevaron a cabo con alas rectas de cuerda constante que abarcaban completamente la sección de prueba del túnel desde una pared lateral a otra. De este modo el flujo esencialmente “observó” un ala sin fin en

sus extremos laterales, los datos de la superficie de vuelo experimental se obtuvieron para alas “infinitas”.

A continuación, se revisa la variación del coeficiente de sustentación (c_l) en función del ángulo de ataque (α) más detalladamente. Esta variación es mostrada en la figura 5.6. Los datos experimentales indican que el c_l varía linealmente con α sobre un largo rango del ángulo de ataque. La pendiente de la parte lineal de la curva de sustentación es designada como $a_0 = dc_l/d\alpha$ = pendiente de sustentación. Se observa en la figura cuando $\alpha = 0^\circ$, hay un valor positivo de c_l , esto significa que hay algo de sustentación en el perfil aerodinámico cuando su ángulo de ataque está en ese valor dentro del flujo de aire, esto es cuando el perfil aerodinámico tiene la curvatura positiva. Todos los perfiles con este tipo de curvatura deben tener un ángulo de ataque negativo antes de que se obtenga un coeficiente de sustentación de cero. El valor de α cuando la sustentación es cero es definido como el ángulo de ataque con sustentación cero $\alpha_{L=0}$ y se ilustra en la figura 5.6 [2].

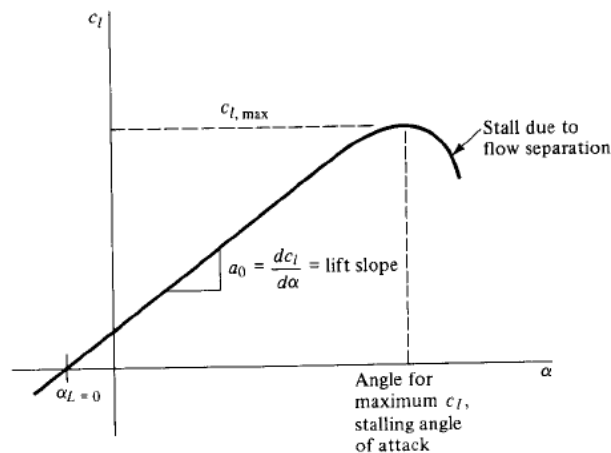


Figura 5.6: Gráfica de una curva típica de sustentación vs ángulo de ataque de un perfil con curvatura [2].

El efecto es mostrado en la figura 5.7, donde la curva de la sustentación para un perfil con curvatura es comparada con la de un perfil simétrico (sin curvatura), se observa que la curva para este tipo de perfil pasa a través del origen del plano. En el otro extremo para valores de α más grandes, la linealidad de la curva se perdería, genera un máximo (c_{lmax}) ya que al seguir incrementando el valor de α el coeficiente de sustentación disminuirá después del valor máximo.

Cuando la sustentación decrece de forma repentina a un valor alto de ángulo de ataque, el perfil aerodinámico entra en condición de pérdida (condición *stall*).

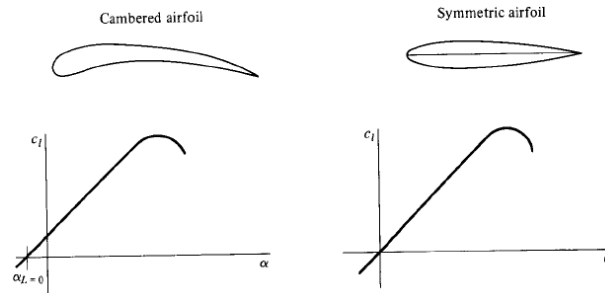


Figura 5.7: Comparación de curvas para perfiles simétricos y asimétricos [2].

El fenómeno de condición de pérdida (*stall*) resulta algo importante y es crítico para el diseño de una aeronave, principalmente donde involucran los perfiles aerodinámicos. Esto es causado por una separación del flujo de aire sobre la parte superior del perfil, se ilustra en la figura 5.8, que se muestra de nueva cuenta la variación del coeficiente de sustentación c_l con el ángulo de ataque α del perfil. En el punto 1 de la porción lineal de la curva, el campo de flujo sobre el perfil aerodinámico está unido a la superficie. Sin embargo, el efecto de la fricción disminuye el flujo de aire cerca de la superficie; en presencia de un gradiente de presión adverso, habrá una tendencia a que la capa límite del fluido se separe de la superficie del perfil. A medida que el ángulo de ataque aumenta, el gradiente de presión adverso del perfil aerodinámico aumentará más y en algún valor de α donde ocurra la condición de pérdida (*stall*) el flujo se separa de la parte superior del perfil. Cuando la separación ocurre, la sustentación disminuye drásticamente y el arrastre aumenta repentinamente, esto se visualiza en el punto 2 de la figura 5.8 [2].

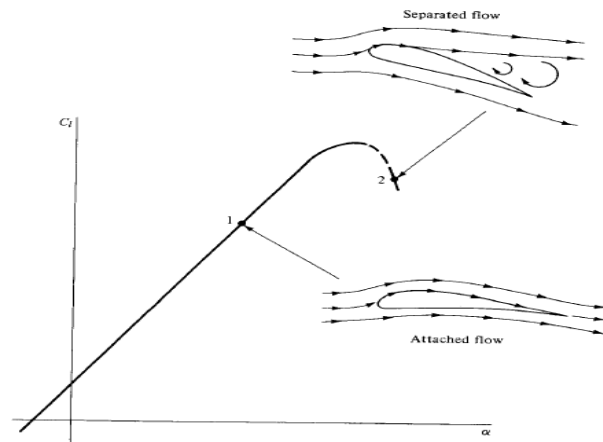


Figura 5.8: Mecanismo de flujo asociado con la pérdida de sustentación [2].

5.6 Alas Infinitas vs. Alas finitas

Como lo especificado en la anterior sección, los datos experimentales de los perfiles aerodinámicos fueron medidos en una velocidad relativamente baja dentro del régimen subsónico en los túneles de viento donde el ala del modelo abarcó la sección de prueba de una pared lateral a otra. De esta manera, el flujo de aire “observa” un ala sin sus puntas que son delimitadas a los extremos, es decir, el ala se estaría expandiendo desde $-\infty$ hasta $+\infty$ en la dirección de la envergadura. Un ejemplo del ala infinita es como se muestra en la figura 5.9, donde el ala se expande desde $-\infty$ hasta $+\infty$ en la dirección del eje z . El flujo de aire para este elemento varia solo en las direcciones x y y ; por esta razón el flujo es “bidimensional” [2].

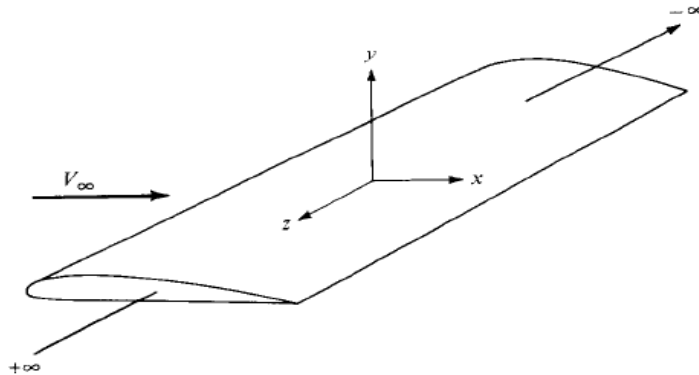


Figura 5.9: Ala “bidimensional” infinita [2].

Por otro lado, todas las alas de una aeronave real son por ovias razones finitas, como la que se muestra en la figura 5.10. Aquí se muestra la vista superior de un ala finita donde la distancia entre los extremos de la punta del ala (en inglés *wingtips*) es definido como envergadura b (en inglés *wingspan*). El área del ala en esta en la vista superior se denota por la letra S . esto conduce a una definición que impregna las consideraciones aerodinámicas del ala que se denomina relación de aspecto (en inglés *Aspect Ratio*), este término definido como alargamiento AR del ala es el resultado de dividir la envergadura por su cuerda media, es decir, la proporción entre la longitud y la anchura media del ala. Este coeficiente influye en el valor de la resistencia inducida y por tanto en la eficiencia del ala. La expresión es.

$$AR = \frac{b^2}{S} \quad (5.19)$$

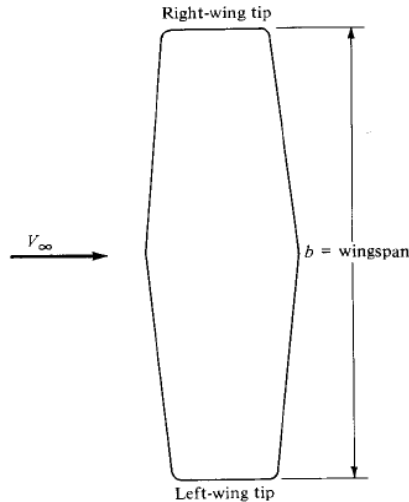


Figura 5.10: Ala finita en vista superior [2].

El campo de flujo para un ala finita es tridimensional, y por lo tanto es diferente del flujo bidimensional sobre un ala infinita. Como resultado, los coeficientes de sustentación, arrastre y de momento para un ala finita con perfil aerodinámico a un ángulo de ataque α dados, son diferentes de los mismos coeficientes para un ala infinita con el mismo perfil y a un mismo ángulo de ataque α dados. Por esto se designan ahora estos coeficientes con letra mayúscula C_L , C_D , C_M ; para un ala finita.

5.7 Coeficiente de presión

Se considera la distribución de la presión sobre la superficie superior de un perfil aerodinámico, para ello se define una cantidad adimensional que se denomina el coeficiente de presión C_P y su ecuación es la siguiente.

$$C_P = \frac{p-p_\infty}{q_\infty} = \frac{p-p_\infty}{\frac{1}{2}\rho_\infty v_\infty^2} \quad (5.20)$$

La distribución de presión es mostrada en términos de C_P en la figura 5.11. Las distribuciones de presión encontradas en la literatura aerodinámica se dan generalmente en términos del coeficiente de presión adimensional. Se visualiza en la figura 5.11 que el C_P en el borde de ataque es positivo porque la presión promedio es mayor que la presión en la superficie del perfil ($p > p_\infty$), sin embargo, a medida que el flujo de aire se expande alrededor de la superficie superior

del perfil, el valor de p disminuye rápidamente y C_P se vuelve negativo en aquellas regiones donde la presión promedio es menor que la presión en la superficie del perfil, $p < p_\infty$. Por convención, las gráficas de C_P para perfiles aerodinámicos son usualmente mostradas con valores negativos sobre el eje de las ordenadas, como se visualiza en la figura 5.11 [2].

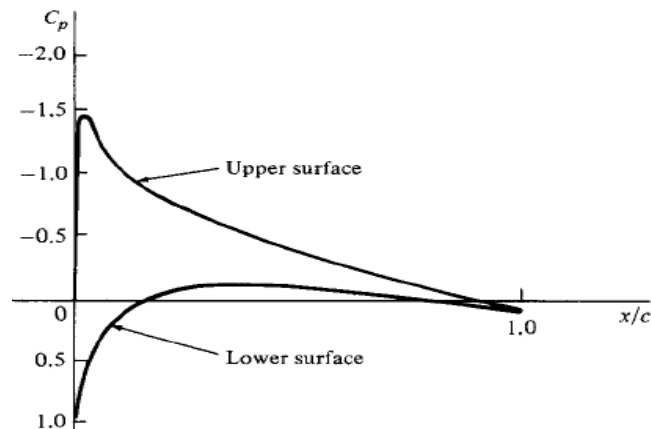


Figura 5.11: Distribución del coeficiente de presión sobre la parte superior e inferior del perfil aerodinámico NACA 0012 a un $\alpha=3.93^\circ$, $M_\infty=0.345$, $Re=3.245 \times 10^6$ [2].

5.8 Alas finitas

La diferencia fundamental entre los flujos sobre las alas finitas en oposición a las infinitas se puede plantear del siguiente modo. Se considera la vista frontal de un ala finita, si el ala tiene sustentación entonces la presión promedio sobre la superficie inferior es mayor sobre la presión en la superficie superior de la misma ala. En consecuencia, hay cierta tendencia a que el aire se “escape”, o fluya, alrededor de las puntas de las alas desde el lado de alta hacia el lado de baja presión. Este flujo establece un movimiento circular que se arrastra hacia abajo del ala. Este movimiento circular posterior es denominado un “vórtice”, existen vórtices de arrastre principal de cada extremo del ala como se visualiza en la figura 5.12. Estos vórtices de la punta del ala que tienen una corriente hacia abajo inducen una pequeña componente descendente de la velocidad del aire en la vecindad del ala en sí. Los dos vórtices de las puntas de las alas tienden a arrastrar el aire circundante entre ellos y este movimiento secundario induce un componente de pequeña velocidad en dirección hacia abajo del ala. Este efecto en inglés se denomina *downwash*, denotado por la letra w [2].

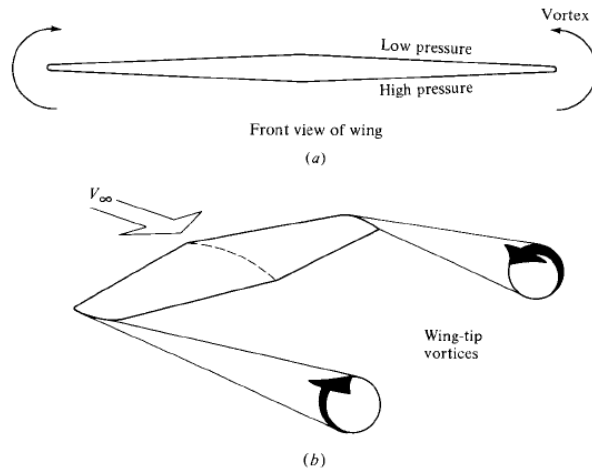


Figura 5.12: Origen de los vórtices en un ala finita, a) Vista frontal [2].

Este efecto puede verse en la figura 5.13, aquí la letra v_∞ que significa el viento relativo. Cuando este viento se aproxima hacia el ala o similar, v_∞ y w se suman vectorialmente para producir un viento relativo “local” que se inclina hacia abajo con respecto a la dirección original de v_∞ . Esto tiene algunas consecuencias:

- El ángulo de ataque de las secciones del perfil aerodinámico del ala o similares es reducido de manera efectiva en comparación al ángulo de ataque del ala referenciada a v_∞ .
- Existe un incremento en la fuerza de arrastre. El incremento se denomina “arrastre inducido”, el cual tiene tres interpretaciones físicas. Primero, los vórtices generados por las puntas de ala alteran simplemente el campo de flujo alrededor del ala o similares de tal manera que cambie las distribuciones de presión en la superficie en dirección donde hay mayor arrastre. Segundo, Debido a que el viento relativo local esta inclinado hacia abajo, el propio vector de sustentación esta “inclinado hacia atrás”, es entonces a que contribuye a cierta componente de fuerza paralela a v_∞ , esto es una fuerza de arrastre. Tercero, los vórtices provocados por las puntas de ala contienen una cierta cantidad de energía cinética rotacional, esta energía puede venir de alguna parte, de echo esta es suministrada por el sistema de propulsión de la aeronave, donde se debe agregar potencia adicional para superar el incremento adicional en el arrastre debido al arrastre inducido [2].

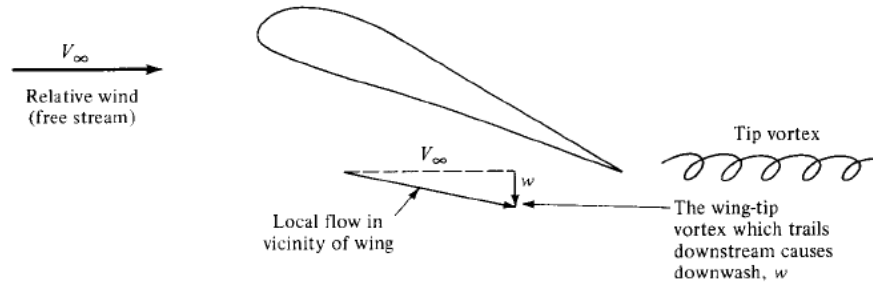


Figura 5.13: Efecto downwash que genera un arrastre inducido [2].

5.9 Flaps. Un mecanismo para elevar la sustentación

Una aeronave normalmente se encuentra en velocidades de vuelo más bajas en el despegue o aterrizaje, son los dos periodos más críticos para la seguridad de sí misma. La velocidad mínima a la que el avión desarrollar un vuelo recto y nivelado se define como la velocidad de *stall* o de pérdida v_{stall} . El cálculo de v_{stall} , así como los métodos aerodinámicos de hacer v_{stall} lo más pequeño posible son de suma importancia.

La velocidad de pérdida se obtiene fácilmente en términos del coeficiente de sustentación máximo, partiendo de la definición de este coeficiente se obtiene.

$$L = q_{\infty} S C_L = \frac{1}{2} \rho_{\infty} v_{\infty}^2 S C_L$$

$$v_{\infty} = \sqrt{\frac{2L}{\rho_{\infty} S C_L}} \quad (5.21)$$

En un vuelo constante, la sustentación es suficiente para soportar el peso W de la aeronave, es decir, $L = W$. Así que:

$$v_{\infty} = \sqrt{\frac{2W}{\rho_{\infty} S C_L}} \quad (5.22)$$

Visualizando la ecuación (5.22), para una aeronave de un peso conocido, la forma y altitud dados, se puede encontrar un solo recurso para minimizar la velocidad v_{∞} , lo cual es maximizando C_L . Por lo tanto, la velocidad de estancamiento corresponde al ángulo de ataque que produce $C_{L,max}$.

$$v_{stall} = \sqrt{\frac{2W}{\rho_{\infty} S C_{L,max}}} \quad (5.23)$$

A medida que v_{stall} disminuye, $C_{L,max}$ debe aumentar. Para un ala o estabilizador horizontal con un perfil aerodinámico conocido, $C_{L,max}$ es fijado por naturaleza, es decir, las propiedades de sustentación de un perfil, que incluye la sustentación máxima, dependen de la física del flujo de aire sobre dicho perfil. Las propiedades de sustentación del perfil aerodinámico se pueden mejorar en gran medida mediante el uso de unos dispositivos artificiales para elevación, el más común es un “flap” simple que se ubica en el borde de salida del ala, en el estabilizador horizontal estos elementos se les llaman “elevadores”, como se muestra en la figura 5.14 [2].



Figura 5.14: Flap simple de un ala, en un estabilizador horizontal se conoce como elevador [2].

Cuando el flap gira hacia abajo, la curvatura media del perfil efectivamente se incrementa, con un aumento consecuente en el coeficiente de sustentación máxima del ala $C_{L,max}$. Simultáneamente, el ángulo de ataque de sustentación cero es modificado hacia valores un poco más negativos, estos comportamientos se visualizan en la figura 5.15, donde se compara la variación de C_L con α para un ala con y sin flaps [2].

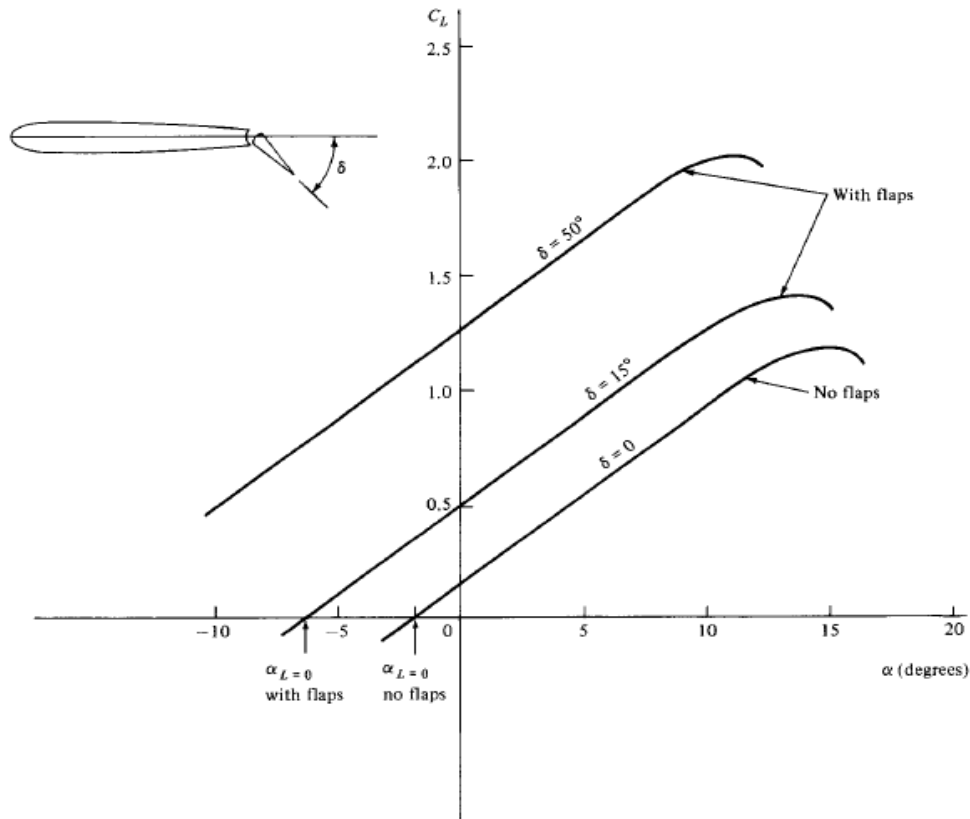


Figura 5.15: Efecto de los flaps en curvas de coeficiente de sustentación vs ángulo de ataque. Siendo δ el ángulo de deflexión del flap del ala [2].

El incremento del coeficiente de sustentación máxima $C_{L,max}$ debido a los flaps puede ser muy repentino. Si el flap es diseñado no solo para girar hacia abajo sino también para aumentar el área efectiva del ala o estabilizador horizontal, el $C_{L,max}$ puede incrementar aproximadamente a un factor de 2. Si se utilizan dispositivos adicionales para el aumento de la sustentación, como los “slats” ubicados en el borde de ataque, algunas ranuras (en inglés *slots*) en la superficie del perfil alar o algunos medios mecánicos de control de capa limite; entonces $C_{L,max}$ puede incrementarse algunas veces hacia un factor de 3 o más, como se ve en la figura 5.16 [2].

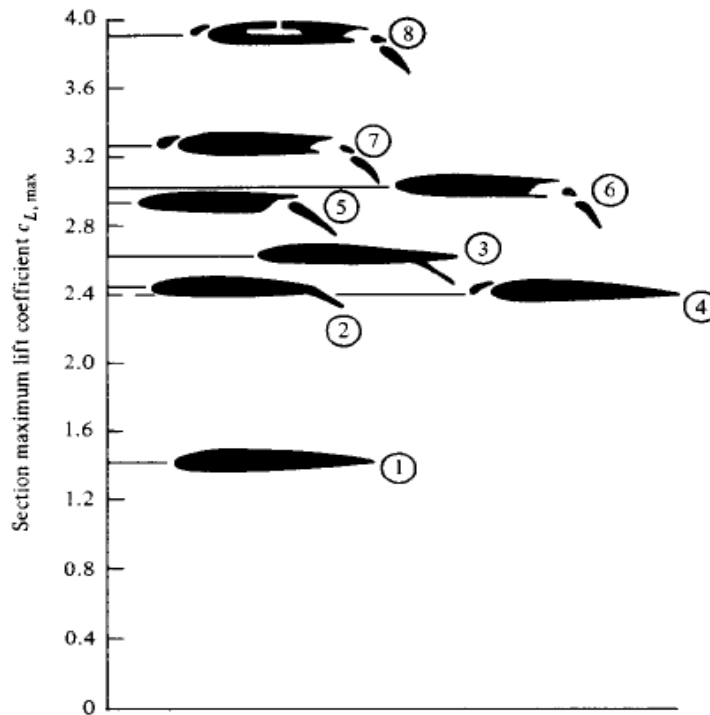


Figura 5.16: Valores típicos de coeficiente de sustentación máximos de los perfiles aerodinámicos para varios tipos de dispositivos de aumento de sustentación: 1) Perfil aerodinámico simple. 2) Flap liso. 3) Flap dividido. 4) Slat en borde de ataque. 5) Flap de una ranura. 6) Flap de ranura doble. 7) Flap de ranura doble en combinación con un Slat en borde de ataque. 8) Lo mismo que el 7) solo que se agrega una succión de capa límite en la parte superior del perfil aerodinámico [2].

5.10 Estabilidad y Control

5.10.1 Controles primarios de una aeronave.

Se considera una aeronave como la que visualiza en la figura 5.17, su centro de gravedad se denota como cg . El eje de sistemas coordenados xyz está fijado con relación a esta aeronave, el eje x está ubicado a lo largo del fuselaje, el eje y está a la dirección de la envergadura del ala perpendicular al eje x , el eje z se va en dirección hacia debajo de la aeronave perpendicular al plano xy , el origen es el centro de gravedad. Los movimientos traslacionales de la aeronave están dados por las componentes de las velocidades U , V y W a lo largo de los ejes x , y y z , respectivamente. El movimiento rotacional es obtenido por las componentes de las velocidades angulares P , Q y R en dirección a los mismos ejes x , y y z , respectivamente. Estas velocidades rotacionales son provocadas por los momentos L' , M y N a lo largo de los mismos ejes x , y y z ,

respectivamente (se coloca L' para evitar confusión con el término de L que significa la fuerza de sustentación de la aeronave). El movimiento rotacional a lo largo del eje x es llamado balanceo o alabeo (en inglés *roll*), L' y P son el momento y la velocidad de balanceo, respectivamente. El movimiento rotacional a lo largo del eje y es denominado cabeceo (en inglés *pitch*), M y Q son el momento y la velocidad de cabeceo, respectivamente. Finalmente, el movimiento rotacional a lo largo del eje z es llamado movimiento de guiñada o de dirección (en inglés *yaw*), N y R son el momento y la velocidad, respectivamente [2].

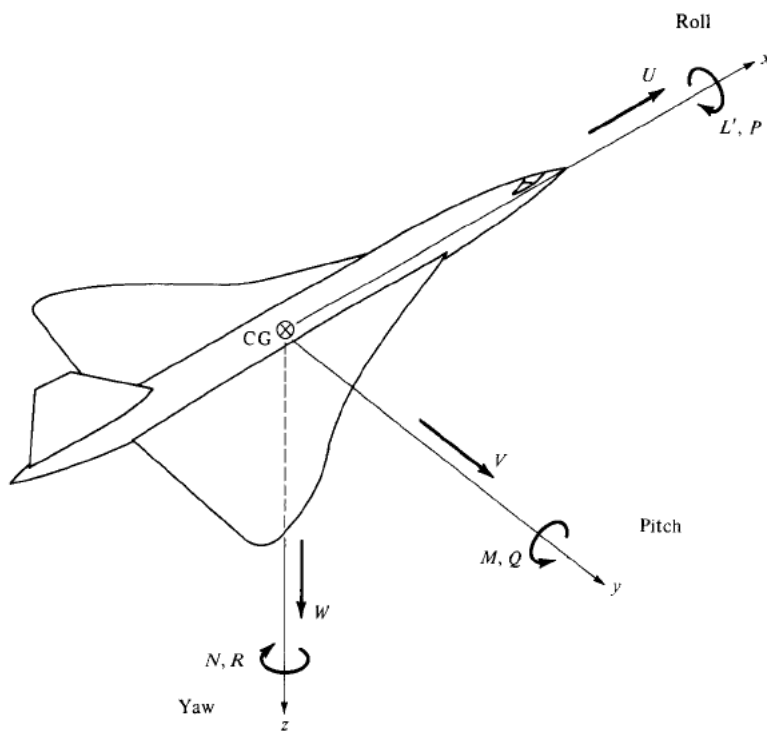


Figura 5.17: Definición de los ejes que atraviesan a la aeronave justo en su centro de gravedad con los movimientos traslacionales y rotacionales respecto a los ejes [2].

Existen tres controles básicos en una aeronave: los alerones, elevadores o también denominado timón de profundidad, y el “rudder” o denominado también timón de dirección; los cuales son designados para controlar y modificar el momento con respecto a los ejes coordenados correspondientes. Estas superficies se muestran en la figura 5.18, que pueden controlar su movimiento a través de los comandos en el piloto. Los alerones están montados en el borde de salida del ala cerca de las puntas de ala. Los elevadores se encuentran en el estabilizador horizontal, igual en su borde de salida. El rudder o el timón de dirección se encuentra en el

estabilizador vertical. Como se describe en la sección 5.9 con respecto a los flaps del ala, una deflexión hacia abajo de la superficie de control incrementará la sustentación del ala o del estabilizador horizontal [2].

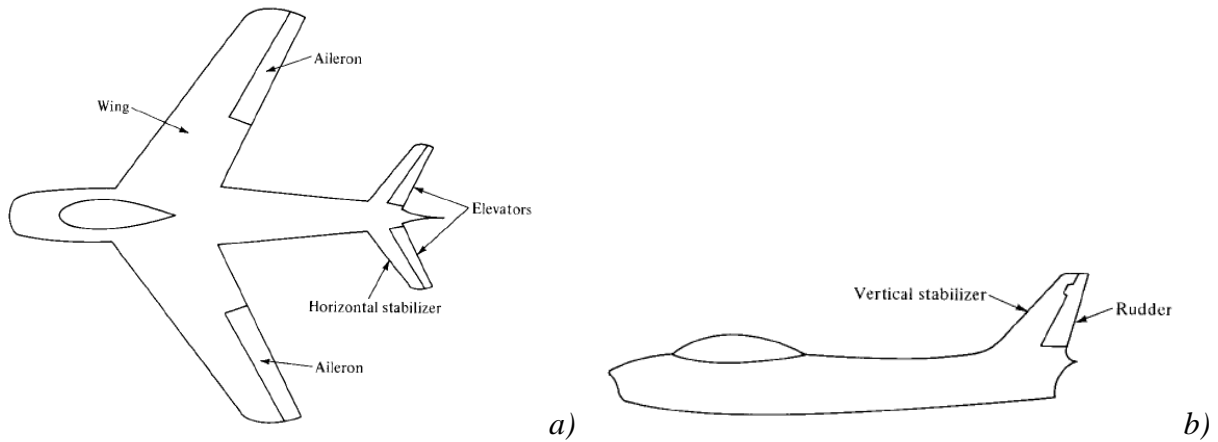


Figura 5.18: Elementos de control de la aeronave a) Vista superior, b) Vista lateral [2].

En turno de los momentos que son modificados a raíz del control de los alerones, de los elevadores y del rudder, como se visualiza en la figura 5.19a. Un alerón se mueve hacia arriba y otro alerón se mueve hacia abajo, esto crea una fuerza de sustentación diferencial en las alas y así contribuye al momento de balanceo L' que también es denominado un control lateral y está bajo resguardo por estos componentes. En la parte b de la misma figura 5.19, el elevador se mueve hacia arriba y crea una sustentación negativa en la cola del avión que contribuye a un movimiento de cabeceo M que también se llama un control longitudinal y se realiza la acción a través de los elevadores o timones de profundidad. En la figura 5.19c, el timón de dirección se mueve hacia la derecha y esto genera una fuerza aerodinámica que hace girar la aeronave hacia el lado izquierdo y viceversa si el timón de dirección se mueve hacia la izquierda, contribuyendo así a un movimiento de guiñada o de dirección N que ejerce un control direccional [2].

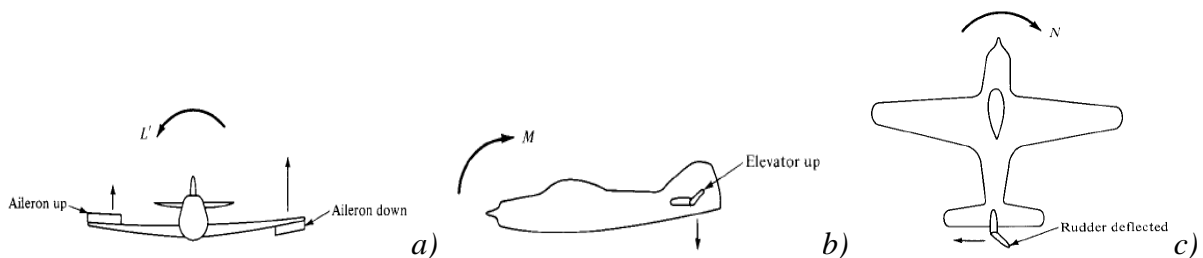


Figura 5.19: Efectos de las deflexiones de las superficies de control. a) Control lateral, b) Control longitudinal, c) Control direccional [2].

5.10.2 Definición de Estabilidad y Control.

Durante un vuelo crucero, la aeronave se ve afectada por perturbaciones que tratan de romper el equilibrio de fuerzas que mantiene un momento dado, apartándola de un comportamiento deseado. Para contrarrestar estas perturbaciones, las aeronaves están diseñadas de tal manera que sean estables, es decir, que, tras una modificación del comportamiento de vuelo, el propio avión tienda a volver a la posición original. En esto se puede hallar de una estabilidad estática y una estabilidad dinámica.

a) Estabilidad Estática.

La estabilidad estática es la tendencia inicial del movimiento del cuerpo al que se le ha modificado su posición de equilibrio y hay de tres tipos:

- *Estabilidad estática positiva:* Si las fuerzas y los momentos en el cuerpo causados por una perturbación tienden a devolver inicialmente el cuerpo a su posición de equilibrio, el cuerpo es estáticamente estable. El cuerpo tiene una estabilidad estática positiva. El avión tiende a recuperar su posición inicial.
- *Estabilidad estática negativa:* Si las fuerzas y los momentos son tales que el cuerpo continúa alejándose de su posición de equilibrio después de ser perturbado, el cuerpo es estáticamente inestable. El cuerpo tiene una estabilidad estática negativa. El avión tiende a alejarse de su posición inicial de estabilidad.
- *Estabilidad estática neutra:* Haciendo referencia a la figura 5.20 que el cuerpo se encuentra en una posición donde la superficie es horizontal, donde su momento es cero, está en equilibrio. Ahora recibe una perturbación en otro lugar y su momento sigue teniendo un valor de cero aun estando en equilibrio. Esto quiere decir que el sistema es neutralmente estable, esta situación es raro en vehículos de vuelo, pero para definir este concepto quiere decir que el avión se mantiene en la posición adoptada tras sufrir una perturbación [10].

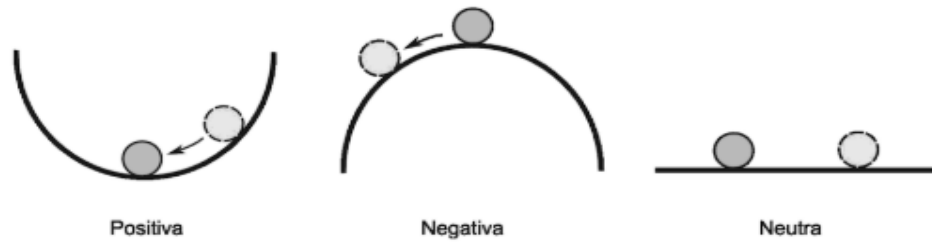


Figura 5.20: Efectos de la estabilidad estática [10].

b) Estabilidad dinámica.

La estabilidad dinámica trata con el historial de tiempo del movimiento del vehículo después de que inicialmente responde a su estabilidad estática [10]. Por ejemplo, se considera un avión que vuela a un ángulo de ataque α_e en el cual sus momentos alrededor del centro de gravedad son cero. El avión está por lo tanto en equilibrio en α_e ; en esta situación es obtenido a través de los compensadores (en inglés *trims*) ubicados en el estabilizador horizontal, y α_e es el ángulo de ataque compensado. Ahora se asume que el avión es perturbado hacia un nuevo ángulo de ataque α como se muestra en la figura 5.21, el avión ejerció un movimiento de cabeceo a través de un desplazamiento $\alpha - \alpha_e$. Ahora, Se observa el movimiento de cabeceo posterior después de que el avión haya sido perturbado por una ráfaga de viento [2].

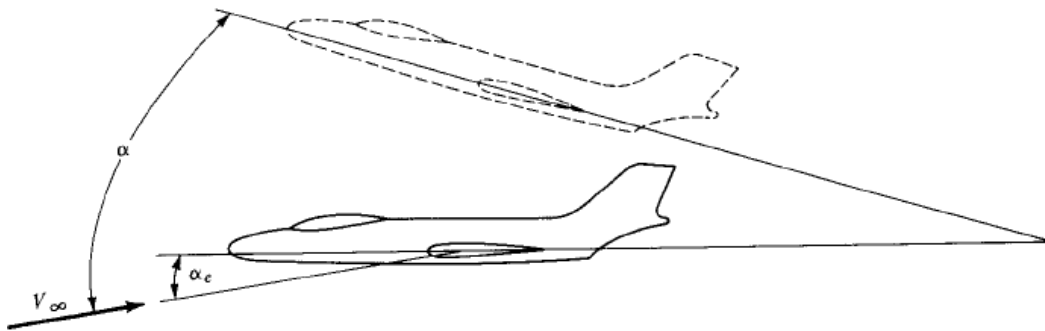


Figura 5.21: Perturbación del ángulo de ataque en equilibrio [2].

Se puede describir este movimiento trazando el desplazamiento instantáneo en función del tiempo, mostrado en la figura 5.22a). Aquí $\alpha - \alpha_e$ es dado como una función del tiempo t . Cuando $t=0$, el desplazamiento es igual al que es producido por la ráfaga de viento. Si el avión es estáticamente estable, este inicialmente tenderá a regresar a su posición original de equilibrio, esto es que $\alpha - \alpha_e$ inicialmente disminuirá. Después de un pequeño lapso, la aeronave adopta su posición de equilibrio tal movimiento es aperiódico. Alternadamente, esto sobrepasa primero la

posición de equilibrio y aproximarse a α_e después de una serie de oscilaciones con amplitud decreciente, como lo mostrado en la figura 5.22b, tal movimiento describe oscilaciones amortiguadas. En ambas situaciones, la aeronave eventualmente regresa a su posición de equilibrio después de algún intervalo de tiempo. Estas dos situaciones son ejemplos de estabilidad dinámica en el avión. Así que se puede afirmar como: un cuerpo es dinámicamente estable si, y por sí mismo, regresa eventualmente y permanece en su posición de equilibrio durante un período de tiempo. Entonces el avión tiende a recuperar su posición inicial a través de una respuesta aperiódica convergente u oscilaciones amortiguadas [2].

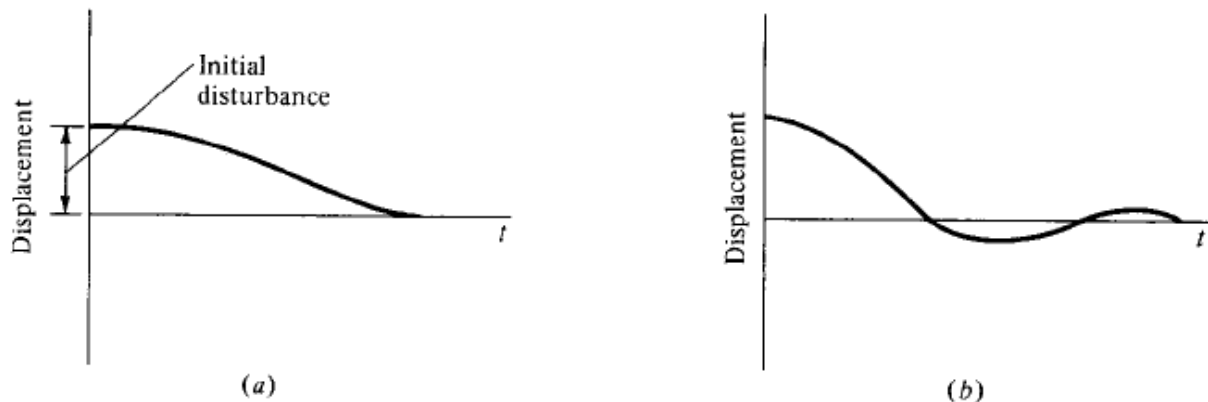


Figura 5.22: Ejemplos de la respuesta de la estabilidad dinámica de un avión a)Aperiódico y b)Con oscilaciones amortiguadas [2].

Por otro lado, después de una respuesta inicial a su estabilidad estática, el avión puede oscilar con una amplitud creciente, como se ve en la gráfica de la figura 5.23. En este caso, la posición de equilibrio no se mantiene por algún periodo de tiempo, entonces la aeronave es dinámicamente inestable (aunque sea estáticamente estable), el avión tiende a alejarse de su posición de equilibrio inicial debido a una respuesta aperiódica divergente u oscilaciones cada vez más divergentes. También es teóricamente posible para el avión realizar un movimiento de cabeceo alternadamente con oscilaciones de amplitud constante, este es un ejemplo de un cuerpo dinámicamente neutro. Entonces el avión mantiene en su trayectoria describiendo oscilaciones indefinidas y no amortiguadas [2].

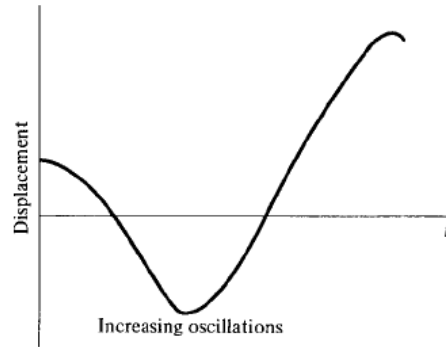


Figura 5.23: Respuesta en la que un avión es dinámicamente inestable [2].

La estabilidad dinámica hace referencia a la tendencia total de la aeronave durante un espacio de tiempo a recuperar o no la posición de vuelo anterior a la perturbación. Ante un fenómeno desestabilizante, el avión describe una serie de movimientos oscilatorios como los descritos anteriormente que, en función del diseño, con el tiempo tienden o no a desaparecer. Se visualiza el comportamiento en la figura 5.24 de la aeronave [10].

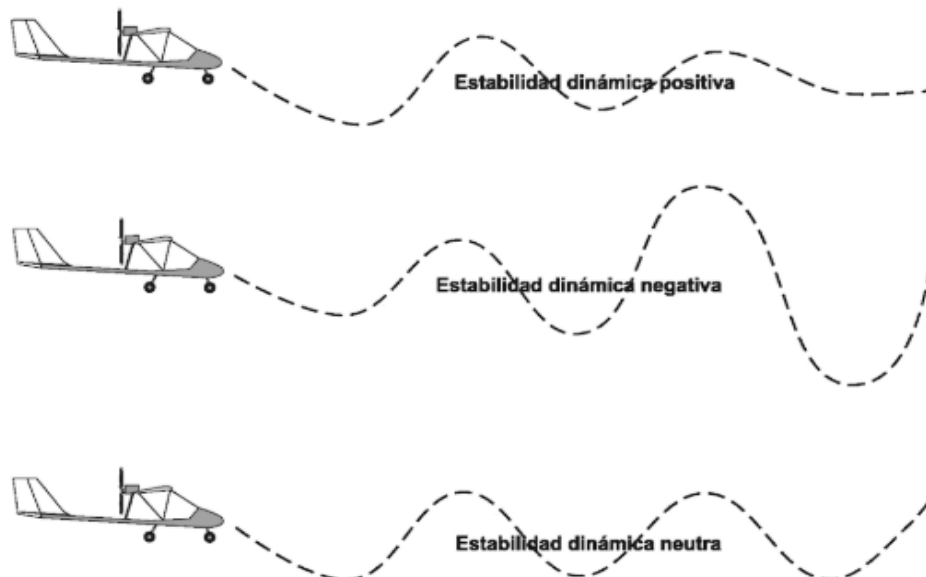


Figura 5.24: Efectos de la estabilidad dinámica [10].

c) Control.

Las áreas de control convencionales (elevadores, alerones y rudders) en el avión fueron descritas en la sección 5.10.1 así como vistos en las figuras correspondientes. La función usual de estos elementos es hacer cambiar al avión de una posición de equilibrio a otra y producir movimientos

acelerados de nulo equilibrio, como las maniobras o acrobacias. El estudio de las deflexiones de los alerones, los elevadores y el timón de dirección necesarios para hacer que el avión haga lo que se requiere y la cantidad de fuerza que debe realizar el piloto (o un sistema de impulso hidráulico que la aeronave contenga) para hacer girar estos controles es parte de una disciplina se denominada “control del avión”.

5.10.3 Requerimientos para la estabilidad longitudinal estática.

Se considera el avión en la Figura 5.25. La imagen de la izquierda la muestra en un ángulo de ataque alto y la derecha en un ángulo de ataque bajo. La figura ayuda a construir una comprensión de lo que se entiende por estabilidad longitudinal. En la imagen de la izquierda, el estabilizador horizontal (HT) genera una fuerza de elevación L_{HT} , que apunta hacia arriba y, por lo tanto, tiende a reducir el ángulo de ataque al bajar la nariz. Usando el sistema coordenado de estabilidad estándar el momento resultante tiene una magnitud negativa. Esto significa que se agarra todo alrededor del eje y con la regla de la mano derecha para generar esta rotación hacia abajo requiere que el pulgar de dicha mano, aplicando esta regla, apunte en la dirección y negativa. Para levantar el avión hacia arriba se requiere que el pulgar apunte en la dirección y positiva [4].

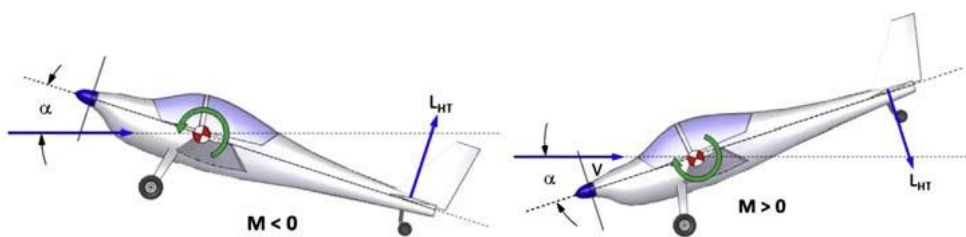


Figura 5.25: Generación de la estabilidad longitudinal [4].

La imagen de la derecha de la figura 5.25 muestra lo contrario. Debido al bajo ángulo de ataque, el estabilizador horizontal está generando una elevación hacia abajo, lo que provoca una tendencia a aumentar el ángulo de ataque. Esto requiere el momento de tener un valor positivo. Esto significa que en algún lugar entre los dos extremos hay un ángulo de ataque para que no haya tendencia a que el estabilizador aumente o disminuya el ángulo de ataque, esto es el ángulo de ataque de compensación. Un avión, cuya superficie estabilizadora (estabilizador horizontal) genera suficiente fuerza de sustentación para forzar a la aeronave a un ajuste específico del

ángulo de ataque de compensación, se denomina aeronave estable. En resumen, fijándose de nueva cuenta en la figura 5.25 en la parte izquierda, la aeronave tiene un $\alpha > 0^\circ$ y un $M < 0$ (el momento debido a que L_{HT} tiende a inclinar la aeronave hacia abajo); en la parte derecha de esta figura, la aeronave tiene un $\alpha > 0^\circ$ y un $M < 0$ (momento debido a que L_{HT} tiende a inclinar la aeronave hacia arriba); por consiguiente, es estáticamente estable [4].

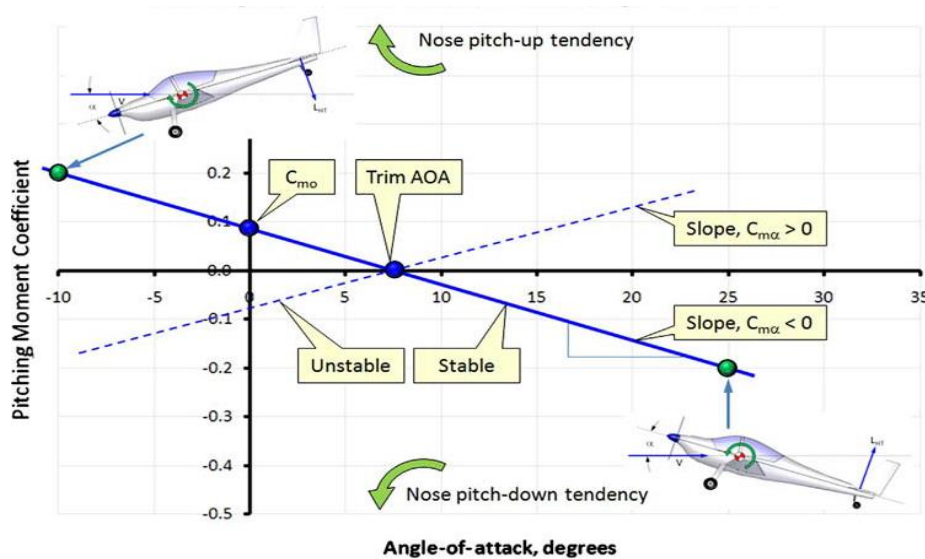


Figura 5.26: La curva para el movimiento longitudinal (cabeceo) debe tener una pendiente negativa para que la aeronave sea estable, así como la intersección con el eje y al valor positivo C_{m0} para que sea compensado a un valor del ángulo de ataque positivo (si $L = W$) [4].

Las condiciones que se explicaron para la figura 5.25 se presentan en la figura 5.26 a través de una gráfica. Aquí muestra claramente que para que la aeronave sea estable, la curva de movimiento de inclinación debe tener necesariamente una pendiente negativa. Esta pendiente se denota con el símbolo $C_{m\alpha}$. Además, para poder compensar el avión en un ángulo de ataque que genere elevación positiva, la intersección con el eje y (eje- C_m), indicada por C_{m0} , debe ser mayor que cero. Matemáticamente, esto se escribe como sigue: Para el requerimiento de estabilidad estática.

$$C_{m\alpha} = \frac{\partial C_m}{\partial \alpha} < 0 \quad (5.24)$$

Requerimiento para la compensación estática: $C_{m0} > 0 \quad (5.25)$

Si se cumplen estas condiciones, entonces existe un $\alpha > 0$ para el cual el $C_m = 0$. La importancia de $\alpha > 0$ es que el avión puede generar una elevación en la dirección opuesta al peso y simultáneamente ser estáticamente estable y una condición necesaria para volar en la ausencia de sistemas de aumento de estabilidad. La condición de capacidad de ajuste para un perfil aerodinámico se puede lograr seleccionando la inclinación adecuada (Figura 5.27). La curvatura positiva tiene un C_{m0} negativo, mientras que, en caso contrario, C_{m0} valor será positivo para un perfil con curvatura negativa. En el caso de los aviones, se crea un C_{m0} positivo mediante la adición de una superficie estabilizadora (estabilizador horizontal) y equipándola con un elevador. El elevador permite que la curva de momento se mueva hacia arriba o hacia abajo a voluntad [4].

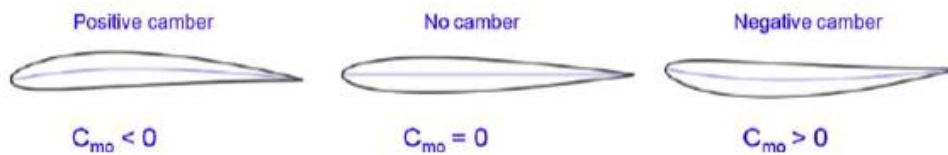


Figura 5.27: Comparación de diferentes tipos de curvaturas de los perfiles con el coeficiente de momento C_{m0} [4].

Para entender por qué estas condiciones son necesarias, se considera nuevamente la Figura 5.26. Las líneas continuas y discontinuas se interceptan con el eje horizontal aproximadamente en el $\alpha_{trim} = 7.5^\circ$. Centrándose primero en la línea continua, se considera que la aeronave está perturbada desde α_{trim} a 5° . Esto implica que la nariz de la aeronave es más baja que antes y da como resultado una tendencia de nariz hacia arriba que devolverá el avión a α_{trim} . De manera similar, si la perturbación da como resultado un ángulo de ataque ligeramente más alto, digamos 10° , sucede lo contrario y esto hace que la nariz vuelva a quedar atrás. Alternativamente, si el avión es estáticamente inestable, como lo representa la línea discontinua, una perturbación que baja la nariz estará acompañada por una tendencia a reducir aún más el ángulo de ataque. Una perturbación que resulta en un ángulo de ataque más alto resultará de manera similar en una tendencia a aumentarla aún más [4].

5.10.4 Fuerzas y momentos para equilibrio longitudinal.

El equilibrio longitudinal requiere que la sustentación sea igual al peso, la resistencia al empuje y el momento de cabeceo sea igual a cero. Por lo tanto, lo siguiente debe ser válido para las condiciones de vuelo longitudinal: A lo largo del eje x :

$$D_W + D_{HT} + D_{VT} + D_{FUS} + D_{LDG} + \dots - T \cos \varepsilon = 0 \quad (5.26)$$

A lo largo del eje y :

$$L_W + L_{HT} + L_{VT} + L_{FUS} + L_{LDG} + \dots + T \sin \varepsilon = 0 \quad (5.27)$$

El momento alrededor del eje y (cabeceo):

$$M_W + M_{HT} + M_{VT} + M_{FUS} + M_{LDG} + M_T + \dots = 0 \quad (5.28)$$

Donde los subíndices se refieren a las alas, estabilizador horizontal, estabilizador vertical, al fuselaje, tren de aterrizaje, etc., de forma respectiva [4].

5.10.5 Modelado del momento de cabeceo para un sistema simple Ala-Estabilizador Horizontal.

La línea continua en la gráfica de la figura 5.26 es la curva del momento de cabeceo y se indica mediante C_m . Es una función del ángulo de ataque y la ubicación del centro de gravedad. Se considera la figura 5.28 que muestra un sistema simple que consiste en un ala y un estabilizador horizontal. Se muestran dos perfiles aerodinámicos que representan la línea de cuerda geométrica principal (en inglés *Mean Geometric Chord* MGC) del ala y del estabilizador. Además, coloca el centro de gravedad (CG) y el punto neutro fijo de palanca, denotando el primero utilizando el término h y el último h_n . Está dada por la siguiente expresión:

$$C_m = C_{m0} + C_{m\alpha}\alpha = C_{m0} + C_{L\alpha} \left(\frac{h-h_n}{C_{MCG}} \right) \alpha \quad (5.29)$$

Donde:

- h = Posición física del centro de gravedad
- h_n = Localización física del punto neutro fijo de palanca.
- C_{m0} = Coeficiente de momento a un ángulo de ataque cero.

- $C_{m\alpha}$ = Cambio en el coeficiente de momento de cabeceo en función de α .
- $C_{L\alpha}$ = Cambio en el coeficiente de sustentación en función de α .
- C_{MGC} = Longitud de la línea de cuerda geométrica principal.
- α = Ángulo de ataque.

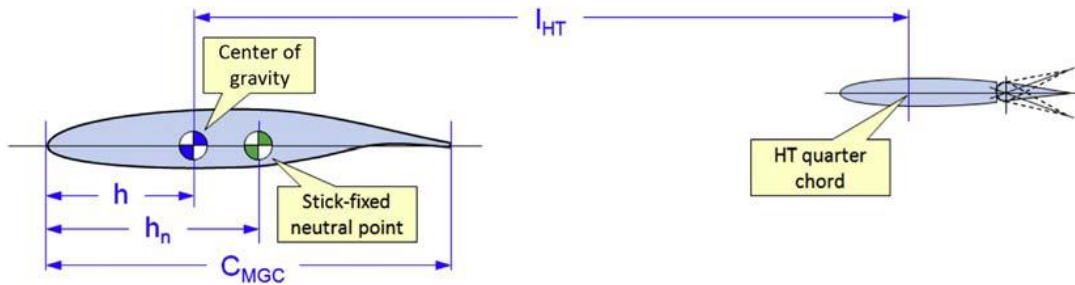


Figura 5.28: Dimensiones pertinentes a la curva del momento de lanzamiento [4].

En la teoría de estabilidad y control, la cantidad $\frac{h-h_n}{C_{MGC}}$ es denominado margen estático. Se puede ver que, si la ubicación del CG se mueve detrás del punto neutro, la cantidad $(h - h_n)$ adquirirá un valor positivo. Esto significa que el avión es inestable: con un α alto, tenderá a aumentar α aún más en lugar de reducirlo y lo contrario a valores α bajos. Esto hace que la aeronave sea incontrolable para pilotos humanos, aunque puede ser controlada por un sistema de control de vuelo controlado por computadora (vuelo por cable o vuelo por luz) [4].

6. Metodología

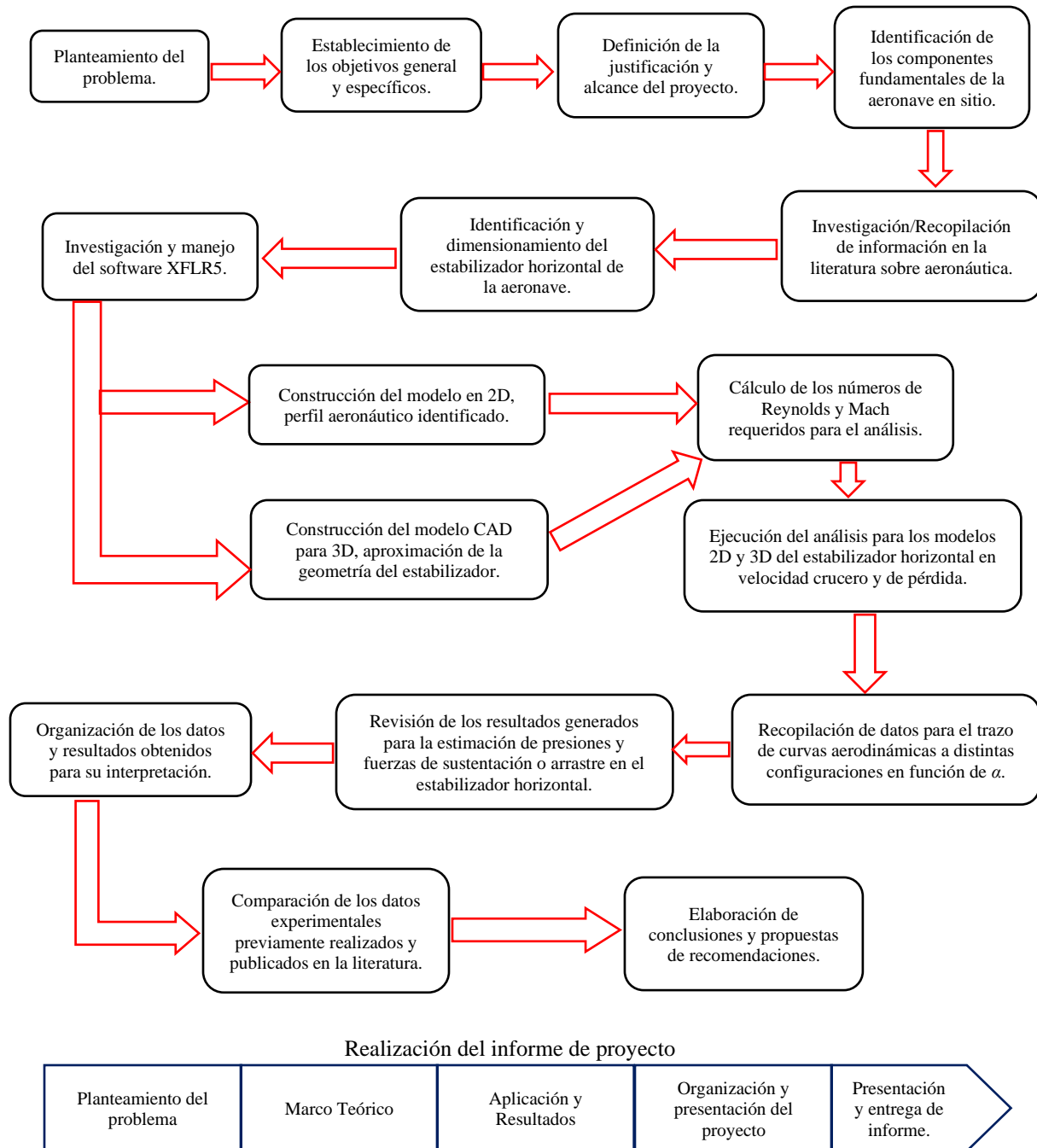


Figura 6.1: Metodología del proyecto “Análisis aerodinámico de una aeronave de aviación general”.

7. Resultados

7.1 Acerca de XFLR5

XFLR5 es una herramienta de análisis para perfiles aerodinámicos, alas y aviones que operan a diferentes números de Reynolds. Incluye:

- Capacidad de análisis sobre perfiles aerodinámicos.
- Capacidades de diseño y análisis de alas basadas en la teoría de línea de sustentación de Prandtl (en inglés *Lifting Line Theory*), en el método de red de Vorticidad (en inglés *Vortex Lattice Method VLM*) y en un método de muestras en 3D [5].

El software Xfoil fue impulsado por Mark Drela y Harold Youngren, quienes en 1986 liberaron versiones libres para su uso bajo las normas de *General Public License*. Posteriormente André Deperrois, basado en la versión de Xfoil, generó el software XFLR5 cuyas características se pueden describir a continuación:

- Contiene una interfaz más gráfica que en Xfoil.
- Inicialmente el código de programación era Fortran, pero se modificó al lenguaje C++, aunque actualmente se hace uso de ambos lenguajes.
- A lo largo del desarrollo de las versiones se incluyen los tipos de análisis descritos hasta la última versión que se ha agregado el análisis de estabilidad y control, así como unas modificaciones en el método de los paneles en 3D [5].



Figura 7.1: Software XFLR5 [5].

7.2 Análisis en XFLR5 en velocidad crucero

7.2.1 Condiciones iniciales.

Se investigó y se determinó que el perfil del estabilizador horizontal de la aeronave de aviación general es un perfil NACA 0015, el cual pertenece a los perfiles NACA de cuatro dígitos y de forma simétrica (por los primeros dos dígitos ceros). Dicho perfil se analizó con el software XFLR5 considerando el elevador a diferentes ángulos de deflexión, como se muestra en la figura 7.2.

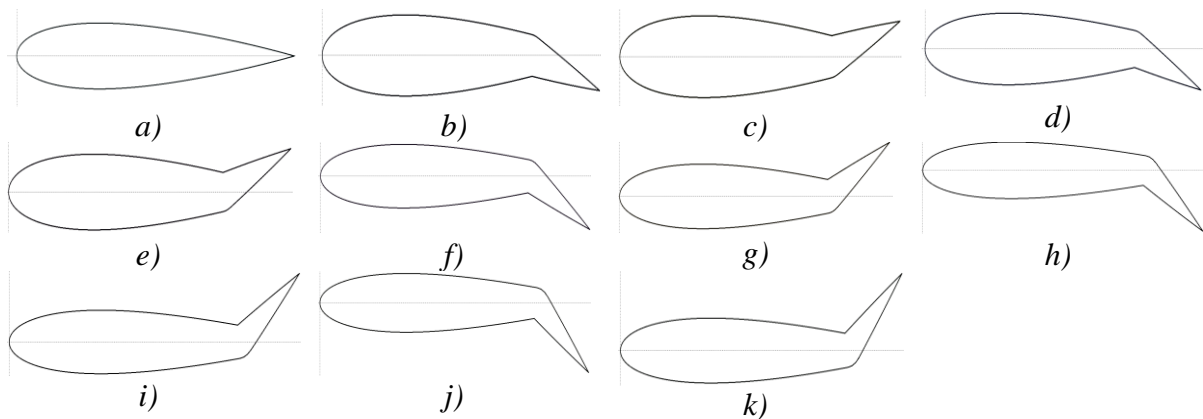


Figura 7.2: Perfil aerodinámico NACA0015 y sus diferentes deflexiones del elevador marcadas a continuación: a)0°, b)15° down, c)15° up, d)20° down, e)20° up, f)30° down, g) 30° up, h)40° down, i)40° up, j)45° down, k)45° up.

El análisis aerodinámico del estabilizador horizontal de la aeronave ligera se hizo para un vuelo a una altitud de 11,000m con una velocidad de crucero de 75 m/s, se determinó el dimensionamiento del estabilizador horizontal en sitio y se recabaron diferentes datos, por ejemplo: la longitud de la cuerda, el área de la superficie del componente, etc. Con el fin de determinar el número de Reynolds con la ecuación (5.12), así como el Número de Mach utilizando la ecuación (5.11), para realizar el análisis.

Tabla 7.1: Datos del estabilizador para cálculo de Número de Mach y Reynolds en vuelo crucero.

Si el avion vuela a 11,000 m de altura				Datos Estabilizador		Vel. Crucero		N. Reynolds	N. Mach
ρ (Kg/m ³)	T (K)	μ (Pa*s)	a (m/s)	cuerda (m)	A. Estab. "S" (m ²)	v (m/s)	v (knots)	Re (M)	M [∞]
0.3648	216.78	0.00001422	295.1	0.9926	3.6261	75	145.788	1.9098	0.2542

En la tabla 7.1 se muestran los parámetros de la atmosfera estándar a la altura que se establecieron inicialmente, la cual es de 11,000m de altitud. Además, se observa que la velocidad crucero esta dada en m/s y también se muestra su equivalente en nudos, una unidad de velocidad utilizada en la aeronáutica, la cual se define como una milla náutica por hora. Su factor de conversión es el siguiente.

$$1 \text{ nudo (knot)} = 1 \text{ milla náutica por hora} = 1852 \frac{m}{h} \left(\frac{1h}{3600s} \right) = \frac{463}{900} \frac{m}{s} = 0.51444 \text{ m/s} \quad (7.1)$$

Con los datos correspondientes a la tabla 7.1, se obtuvieron las curvas aerodinámicas que caracterizaron a este perfil en 2D con diferentes deflexiones del elevador.

7.2.2 Obtención de curvas aerodinámicas.

La figura 7.3 muestra un diagrama de pasos que se siguieron para la obtención de las curvas aerodinámicas requeridas para este análisis mediante el software XFLR5.

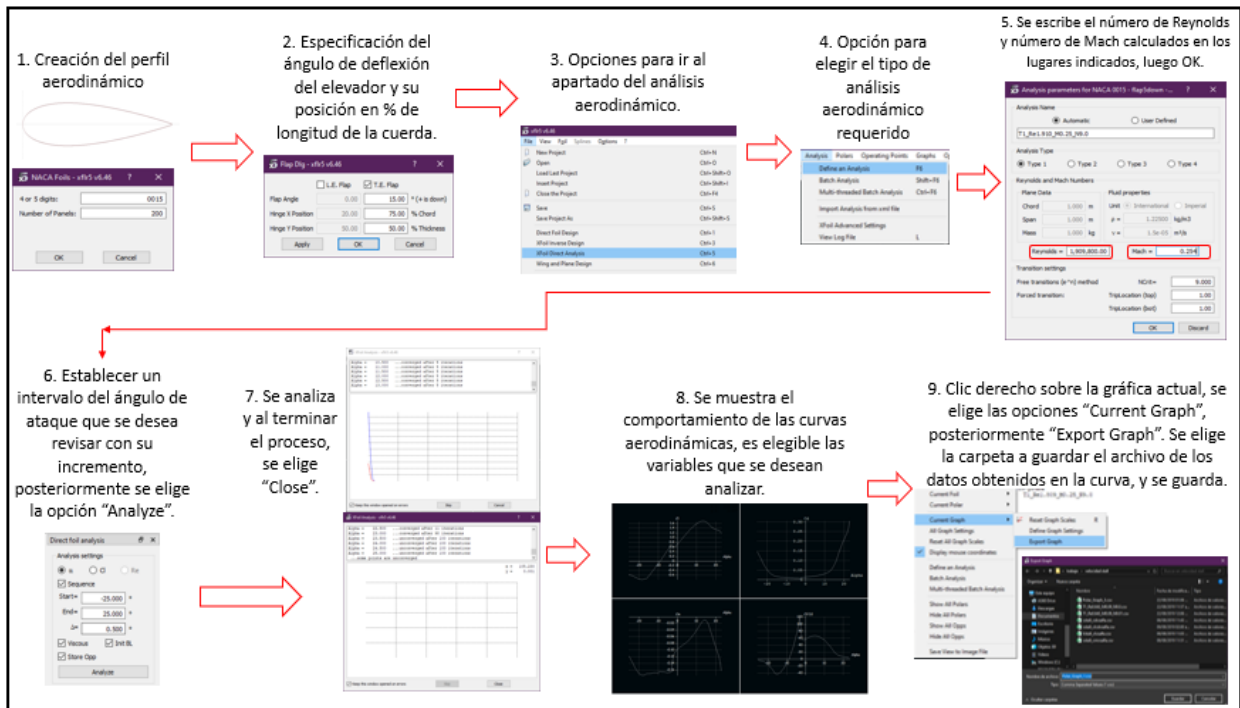


Figura 7.3: Diagrama de pasos para obtener las curvas aerodinámicas en el análisis.

En base a la figura 7.3, para este procedimiento requirió agregar el número de Reynolds previamente calculado, así también se introdujo el número de Mach calculados en la tabla 7.1. El intervalo de análisis se realizó en función del ángulo de ataque α , y fue acotado desde $\alpha = -25^\circ$ hasta $\alpha = 25^\circ$ con un incremento de 0.5° . Se analizaron las condiciones a diferentes ángulos de deflexión del elevador (véase figura 7.2) y una vez concluido se obtuvieron las curvas aerodinámicas de los coeficientes aerodinámicos de C_L , C_D y C_M y la eficiencia aerodinámica (el cociente entre C_L y C_D) que están en función del ángulo de ataque α . La figura 7.4 muestra la gráfica que contiene diferentes curvas, el eje de las abscisas contiene el ángulo de ataque α (eje en donde se ubica esta variable en todas las gráficas) y el eje de las ordenadas es el coeficiente de sustentación C_L . Cada una representa la deflexión correspondiente del elevador del estabilizador mostrado en la figura 7.2, la curva discontinua representa un caso base que corresponde a la deflexión del elevador del estabilizador horizontal a 0° . Como el coeficiente de sustentación es un número adimensional y es directamente proporcional a la fuerza de sustentación de la aeronave, se asume que entre mayor sea el valor de C_L mayor será la fuerza de elevación de la aeronave, véase ecuación (5.14). Entonces a medida que incrementa el valor de α crece linealmente el valor de C_L , pero hasta determinado punto donde el coeficiente tiene un máximo y más allá, después de cierto valor de α , la curva decrece provocando que el avión pierda sustentación, ese momento donde el coeficiente de sustentación es máximo es la condición de vuelo *Stall* o de pérdida.

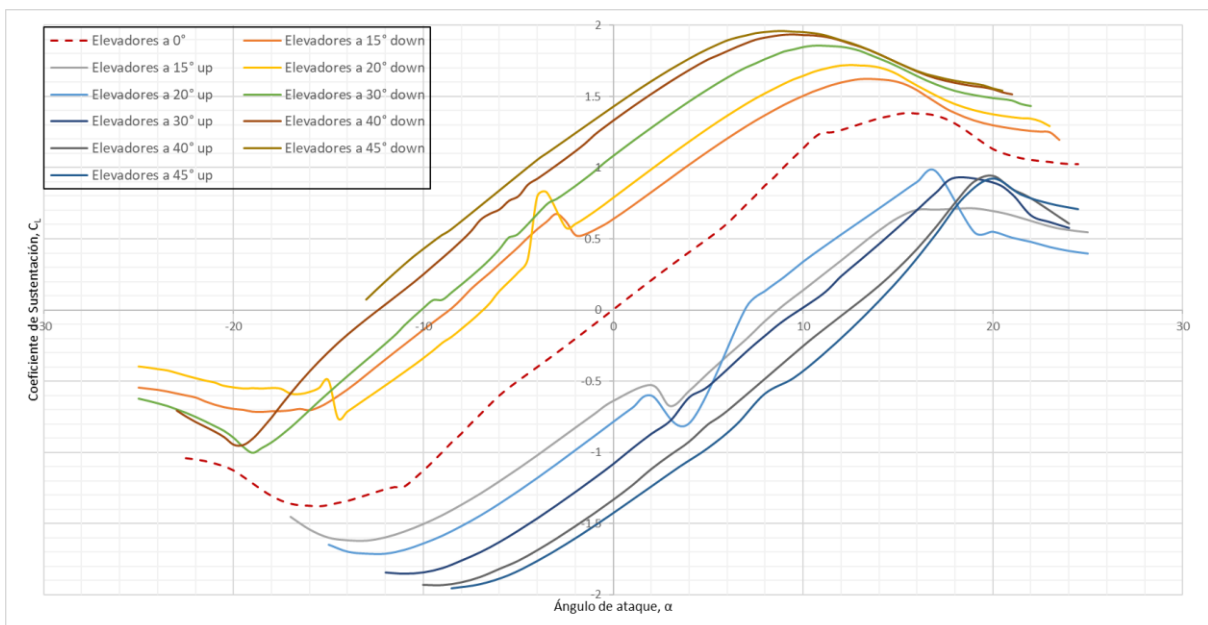


Figura 7.4: Curvas aerodinámicas del coeficiente de sustentación C_L vs ángulo de ataque α .

La figura 7.5 muestra la curva del coeficiente de arrastre C_D en función del ángulo de ataque α para diferentes deflexiones del elevador del estabilizador horizontal. La curva base tiende a formar una parábola cóncava hacia arriba, se puede interpretar que entre más negativo sea el valor de α más alto es el valor de C_D , pero a medida que crece α disminuye el coeficiente hasta llegar a un mínimo cuando $\alpha = 0^\circ$, se sabe que cuando el perfil está completamente horizontal existe un menor arrastre porque contiene un área efectiva mínima de contacto con el viento. Y cuando aumenta el ángulo de ataque (para $\alpha > 0^\circ$), el coeficiente de arrastre también aumenta y disminuye la sustentación, como se observa la curva base representada como una línea discontinua indicando su elevador a 0° , a partir de ahí se observan para diferentes deflexiones. La fuerza de arrastre o de resistencia es directamente proporcional al coeficiente C_D , como se muestra en la ecuación (5.17).

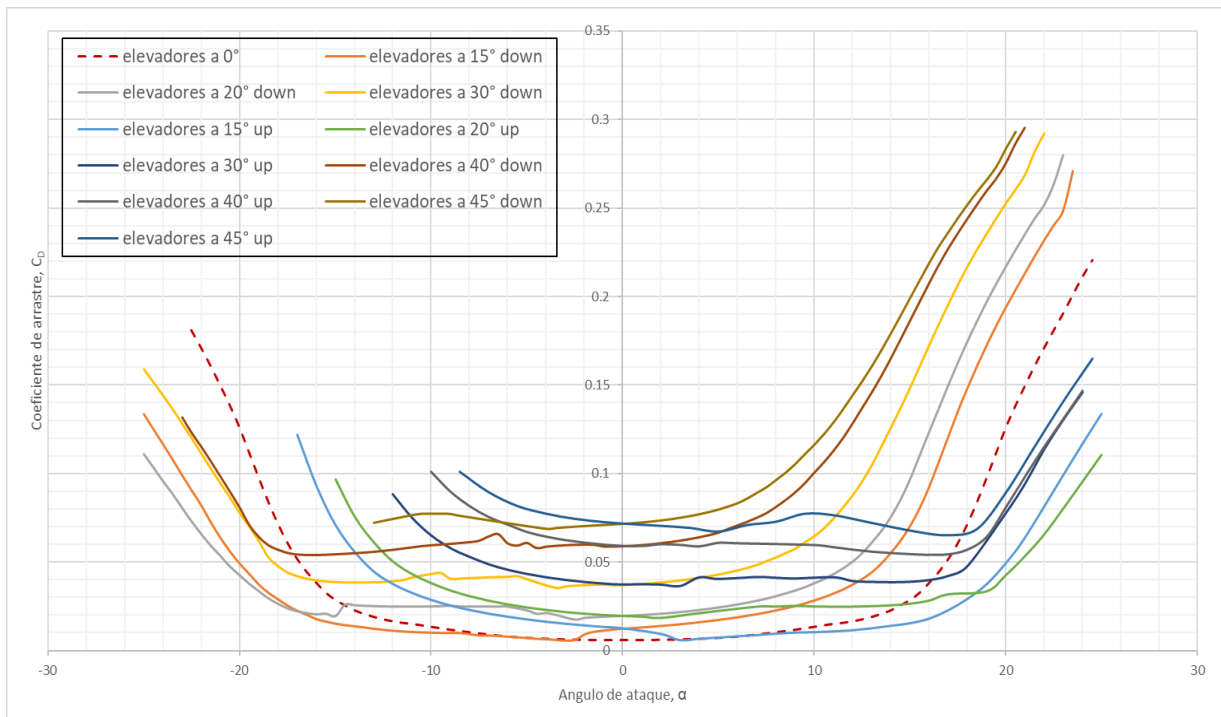


Figura 7.5: Curvas aerodinámicas del coeficiente de arrastre C_D vs ángulo de ataque α .

La figura 7.6 muestra la curva de momento en función del ángulo de ataque, se observa un comportamiento similar al de la figura 7.4. Para el valor de α casi después de los 20° el momento decrece drásticamente.

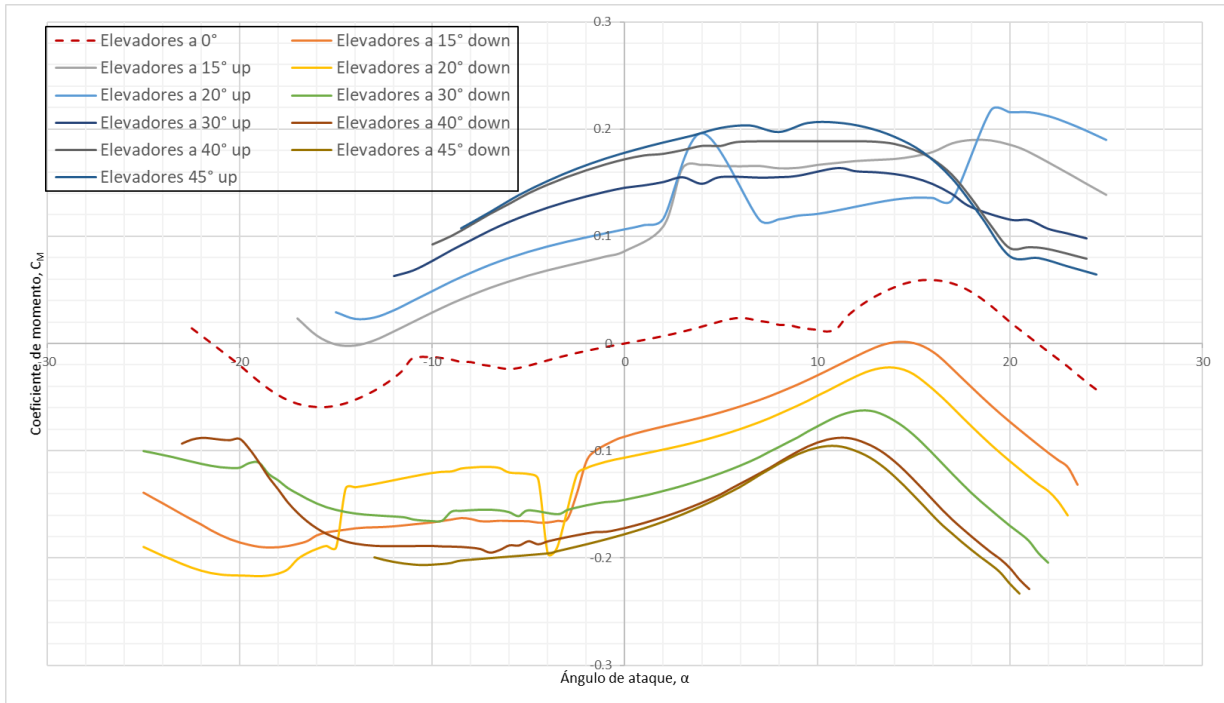


Figura 7.6: Curvas aerodinámicas del coeficiente de momento C_M vs ángulo de ataque α .

La eficiencia aerodinámica se define como el cociente entre la fuerza de sustentación y la fuerza de arrastre que tiene un perfil aerodinámico, como se puede ver en la ecuación (7.2) se puede también calcularse como el cociente del coeficiente de sustentación entre el de arrastre. Entre mayor sea el valor de este cociente, mayor es la eficiencia aerodinámica.

$$\frac{L}{D} = \frac{q_{\infty} S C_L}{q_{\infty} S C_D} = \frac{C_L}{C_D} \quad (7.2)$$

La figura 7.7 muestra que hay una eficiencia mayor cuando el elevador del estabilizador tiene una deflexión de 0° , a medida que se inclina el elevador ya sea hacia arriba o hacia abajo, su eficiencia disminuye como función del ángulo de ataque α , indicándose en la gráfica como una línea discontinua que es la curva base. Cuando los elevadores tienen una deflexión hacia abajo, los valores máximos de eficiencia se encuentran a un valor α menor respecto a la curva base. Si los elevadores tienen una deflexión hacia arriba, los valores máximos de eficiencia tienden a estar a un ángulo de ataque α mayor respecto a la curva base, existen picos inesperados en las gráficas, pero es resultado del software, al resolver las ecuaciones, presente problemas de convergencia para ciertos valores de ángulos de ataque α .

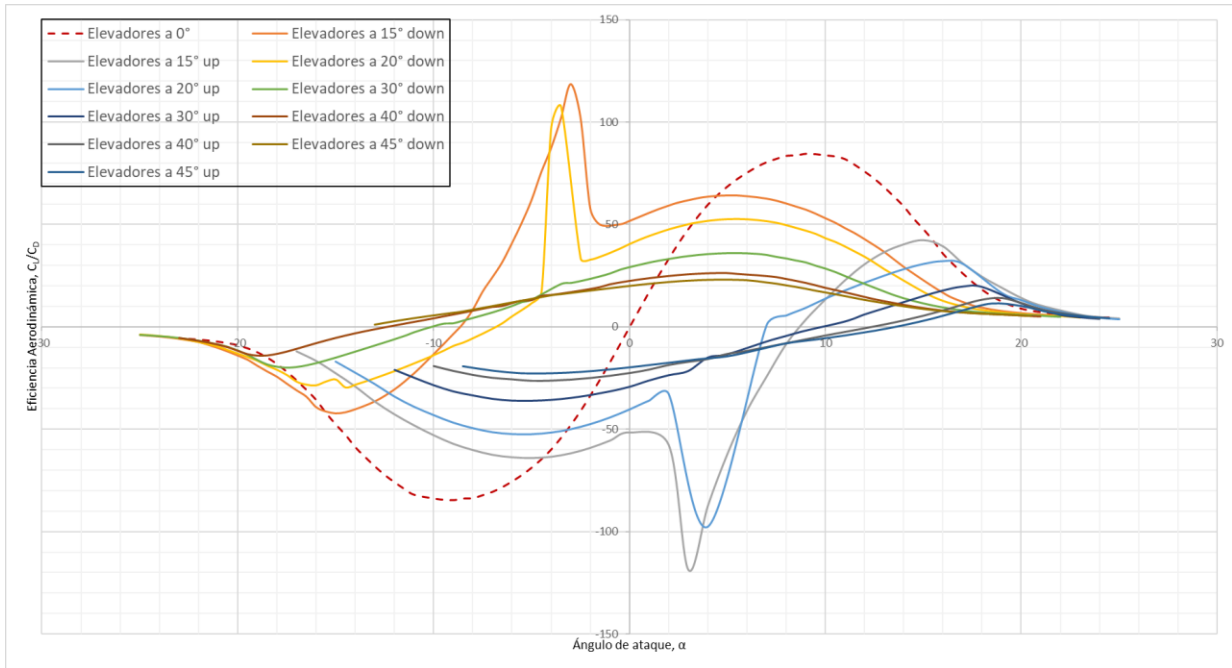
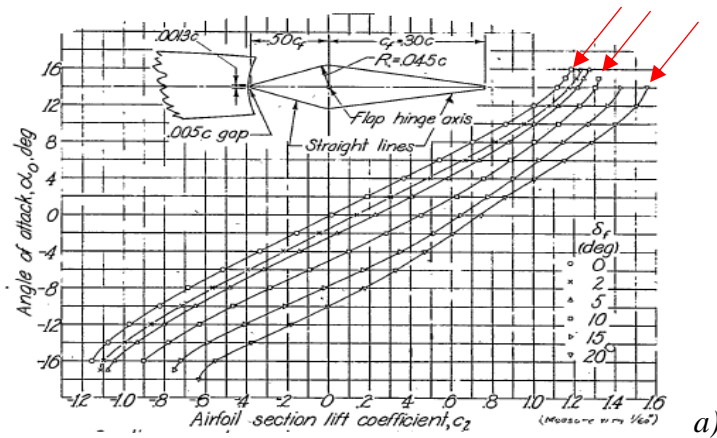
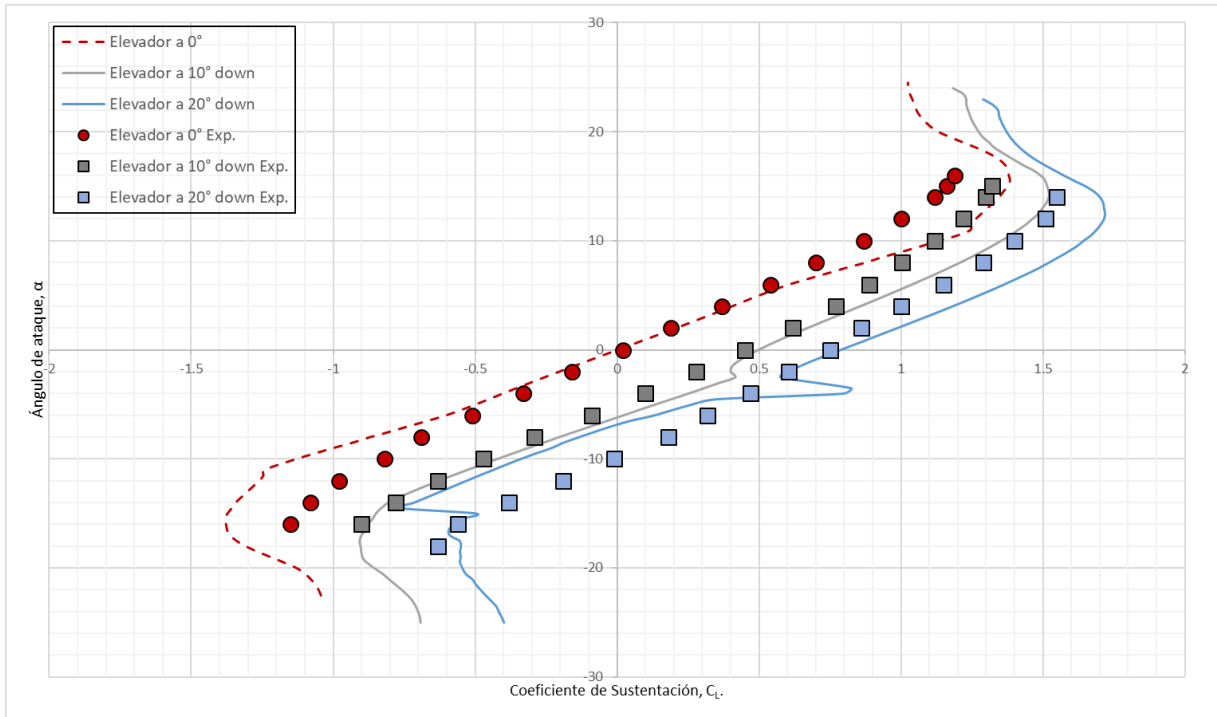


Figura 7.7: Curvas aerodinámicas de C_L/C_D vs ángulo de ataque α .

Con el fin de garantizar que los resultados con el software XFLR5 son confiables, se realizó un estudio comparativo de los resultados numéricos con datos reportados experimentalmente en [9] para el perfil del estabilizador NACA0015. Se generaron curvas aerodinámicas del ángulo de ataque α con el coeficiente de sustentación C_L para ciertos ángulos de deflexión del elevador mostradas en la figura 7.8b como líneas, las curvas de los datos experimentales se expresan mediante la curva con puntos, tomados de la figura 7.8a. Con el fin de comprobar que el análisis contiene resultados similares respecto a los datos experimentales en configuraciones del estabilizador dadas, se recuerda que puede haber variaciones en el trazado de las curvas.



a)



b)

Figura 7.8: Comparación de la curva polar para a) Datos experimentales [9], b) obtenidos del análisis en XFLR5 en la Curva polar del ángulo de ataque α vs coeficiente de sustentación C_L .

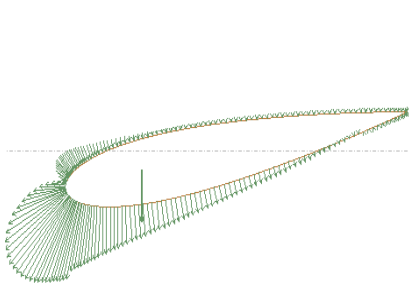
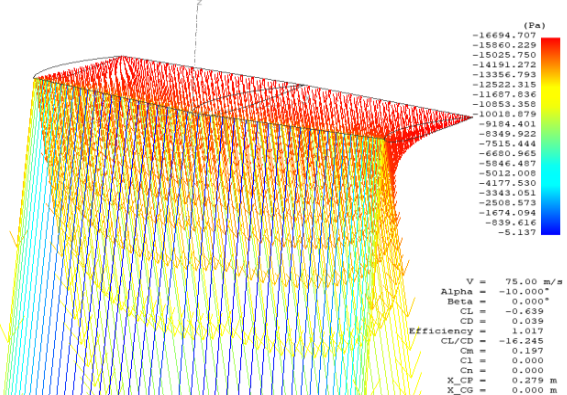
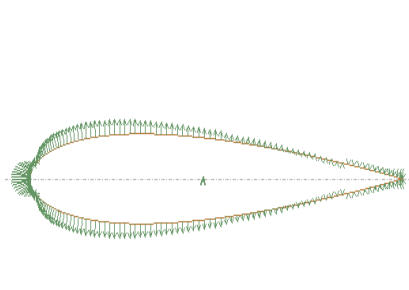
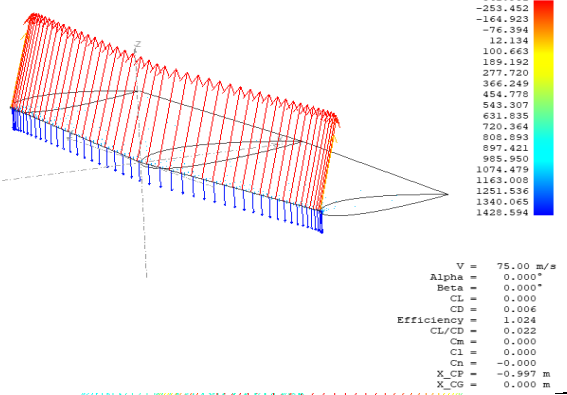
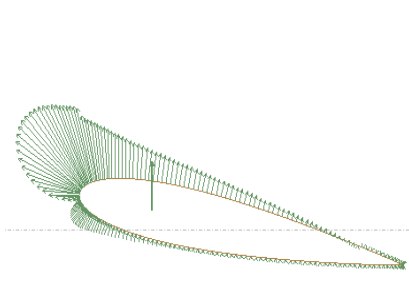
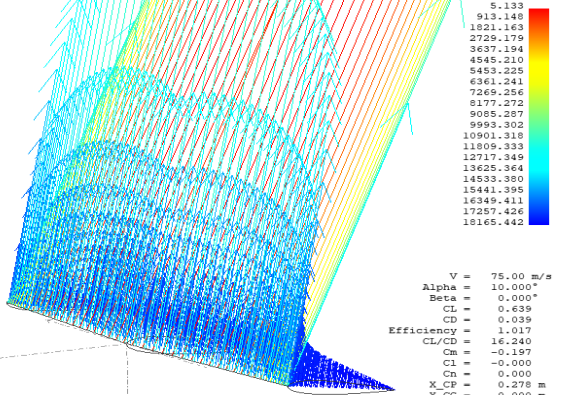
Para la curva base, cuando el elevador tiene un ángulo de deflexión de 0° , en la figura 7.8b la curva obtenida del software se aproxima con la correspondiente de los datos experimentales en la figura 7.8a, cruza en el origen (0,0) y cuando el ángulo de ataque es 16° el coeficiente tiene un valor de $C_L = 1.2$. De acuerdo con lo anterior se concluye que el análisis obtenido por XFLR5 está dentro de lo calculado, aunque si hubo algunas variaciones por factores externos que alteraron los resultados, por ejemplo, el ruido, la divergencia en algunos puntos, la humedad, entre otros.

7.2.3 Distribución de presiones.

En esta sección se compara la distribución de las presiones que obtuvieron para las condiciones de vuelo crucero en los modelos 2D y 3D a distintos ángulos de deflexión del elevador del estabilizador horizontal para el mismo intervalo de los valores de α mencionado en la sección 7.2.2 con un incremento de 0.5° , como se mencionó antes en algunos valores de α las soluciones no fueron calculadas debido a los problemas de convergencia en algunos puntos, es por ello que

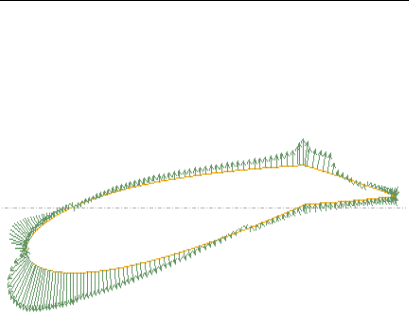
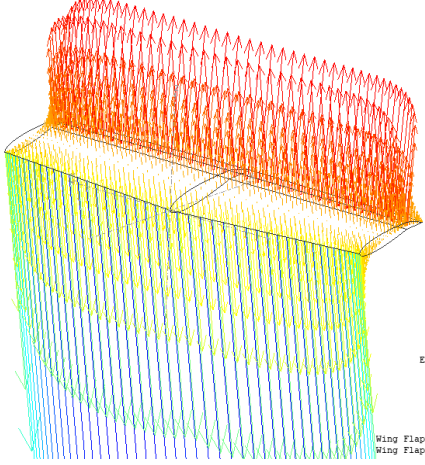
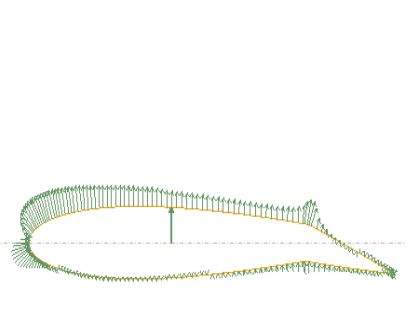
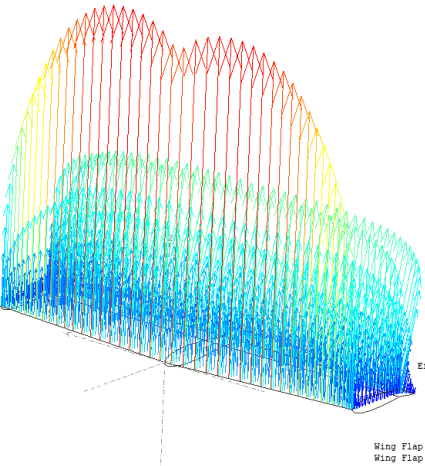
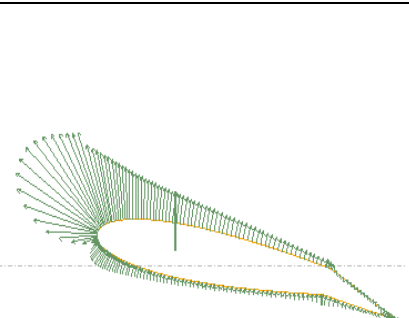
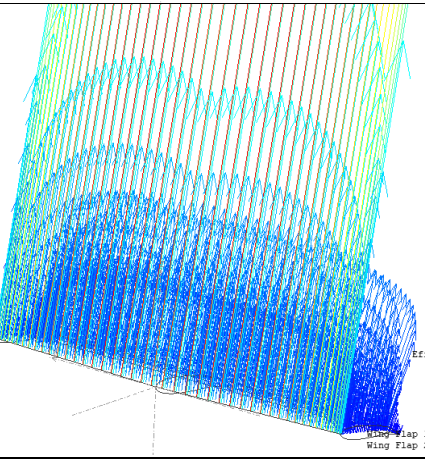
se visualizaran a ángulos de $\alpha = 0^\circ, -10^\circ$ y 10° . Las condiciones de deflexión del elevador fueron a 0° , a 15° y 30° hacia abajo y hacia arriba, se eligieron estos casos como los más representativos de los análisis realizados para la velocidad crucero. La primera condición consistió en la deflexión del elevador a 0° , en la tabla 7.2 muestra las distribuciones de las presiones alrededor del modelo en 2D y 3D del estabilizador horizontal, se indica también el máximo y mínimo valor que hay de acuerdo con esta condición.

Tabla 7.2: Distribución de la presión con elevadores a 0° .

α	2D	3D	Rango de Presiones (Pa)
-10°		 <pre> (Pa) -16694.707 -15860.225 -15025.750 -14191.272 -13356.793 -12522.315 -11687.836 -10853.358 -10018.879 -9184.401 -8349.922 -7515.444 -6680.965 -5846.487 -5012.008 -4177.530 -3343.051 -2508.573 -1674.094 -839.616 -5.137 V = 75.00 m/s Alpha = -10.000° Beta = 0.000° CL = -0.639 CD = 0.039 Efficiency = 1.017 CL/CD = -16.248 Cm = 0.197 CI = 0.000 Cn = 0.000 X_CP = 0.279 m X.CG = 0.000 m </pre>	<p>-16,694.707 (mínima)</p> <p>-5.137 (máxima)</p>
0°		 <pre> (Pa) -341.981 -253.452 -164.923 -76.394 12.134 100.663 189.192 277.720 366.249 454.778 543.307 631.835 720.364 808.893 897.421 985.950 1074.479 1163.008 1251.536 1340.065 1428.594 V = 75.00 m/s Alpha = 0.000° Beta = 0.000° CL = 0.000 CD = 0.006 Efficiency = 1.024 Cl/CD = 0.022 Cm = 0.000 CI = 0.000 Cn = -0.000 X_CP = -0.997 m X.CG = 0.000 m </pre>	<p>-341.981 (mínima)</p> <p>1428.594 (máxima)</p>
10°		 <pre> (Pa) 5.133 913.148 1821.163 2729.179 3637.194 4545.210 5453.225 6361.241 7269.256 8177.272 9085.287 9993.302 10901.318 11809.333 12717.349 13625.364 14533.380 15441.395 16349.411 17257.426 18165.442 V = 75.00 m/s Alpha = 10.000° Beta = 0.000° CL = -0.639 CD = -0.039 Efficiency = 1.017 CL/CD = 16.240 Cm = -0.197 CI = -0.000 Cn = 0.000 X_CP = 0.278 m X.CG = 0.000 m </pre>	<p>5.133 (mínima)</p> <p>18,165.442 (máxima)</p>

Para la segunda condición, se consideró la deflexión del elevador a un valor de 15° hacia abajo, la tabla 7.3 muestra los resultados obtenidos, con los mismos valores de α .

Tabla 7.3: Distribución de la presión con elevadores a 15° down.

α	2D	3D	Rango de Presiones (Pa)
-10°		 <pre> (Pa) -10464.735 -9826.271 -9187.806 -8549.340 -7910.877 -7272.413 -6633.949 -5995.484 -5357.020 -4718.556 -4080.091 -3441.627 -2803.163 -2164.698 -1526.234 -887.769 -249.305 389.159 1027.624 1666.058 2304.552 V = 75.00 m/s Alpha = -10.000° Beta = 0.000° CL = -0.034 CD = 0.008 Efficiency = 0.659 CL/CD = -4.342 Cm = -0.149 CI = -0.000 Cn = -0.000 X_CP = -3.357 m X.CG = 0.000 m Wing Flap 1 Moment = -20.1678 N.m Wing Flap 2 Moment = -20.1678 N.m </pre>	-10,464.735 (mínima) 2304.552 (máxima)
0°		 <pre> (Pa) 55.125 334.190 613.256 892.321 1171.386 1450.452 1729.517 2008.582 2287.648 2566.713 2845.778 3124.843 3403.909 3682.974 3962.039 4241.105 4520.170 4799.235 5078.301 5357.366 5636.431 V = 75.00 m/s Alpha = 0.000° Beta = 0.000° CL = 0.612 CD = 0.039 Efficiency = 1.011 CL/CD = 15.722 Cm = -0.352 CI = 0.000 Cn = 0.000 X_CP = 0.513 m X.CG = 0.000 m Wing Flap 1 Moment = -26.0370 N.m Wing Flap 2 Moment = -26.0370 N.m </pre>	55.125 (mínima) 5636.431 (máxima)
10°		 <pre> (Pa) 64.831 1130.861 2196.891 3262.922 4328.952 5394.982 6461.012 7527.043 8593.073 9659.103 10725.133 11791.164 12857.194 13923.224 14989.254 16055.285 17121.315 18187.345 19253.375 20319.406 21385.436 V = 75.00 m/s Alpha = 10.000° Beta = 0.000° CL = 1.218 CD = 0.135 Efficiency = 0.997 CL/CD = 9.039 Cm = -0.533 CI = 0.000 Cn = -0.000 X_CP = 0.396 m X.CG = 0.000 m Wing Flap 1 Moment = -29.7708 N.m Wing Flap 2 Moment = -29.7708 N.m </pre>	64.831 (mínima) 21,385.436 (máxima)

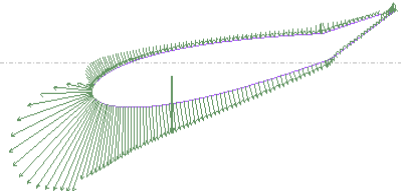
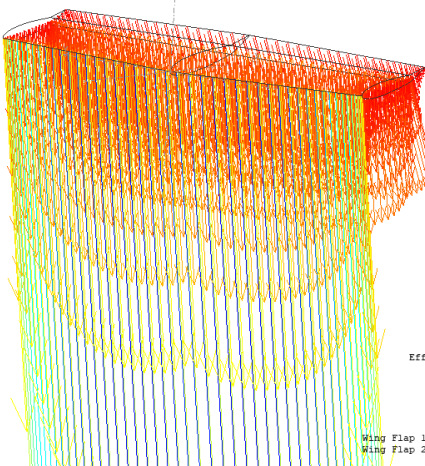
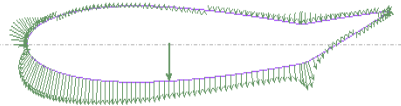
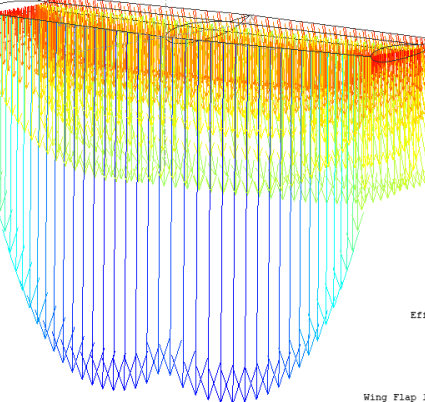
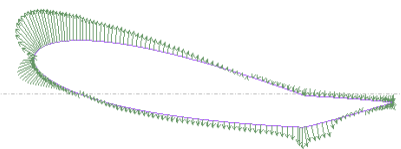
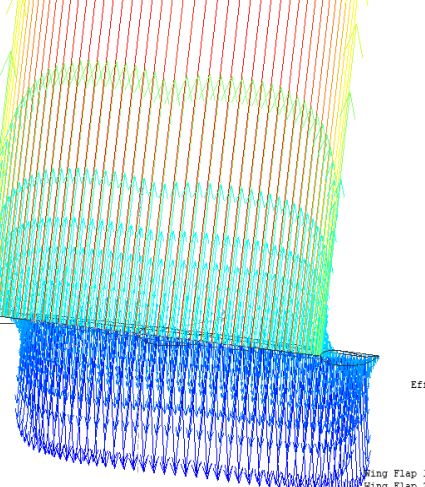
La tercera condición consistió que el elevador tuvo una deflexión de 30° hacia abajo, la tabla 7.4 muestra los resultados obtenidos del análisis correspondiente a una misma velocidad crucero.

Tabla 7.4: Distribución de la presión con elevadores a 30° down.

α	2D	3D	Rango de Presiones (Pa)
-10°			-5549.780 (mínima) 4855.182 (máxima)
0°			102.545 (mínima) 11,225.202 (máxima)
10°			94.552 (mínima) 26,659.341 (máxima)

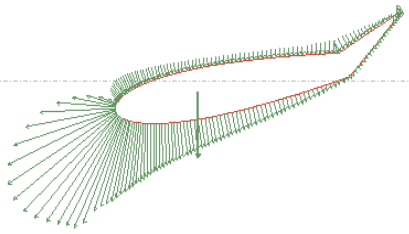
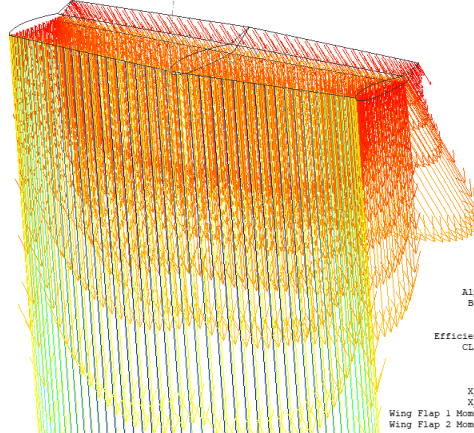
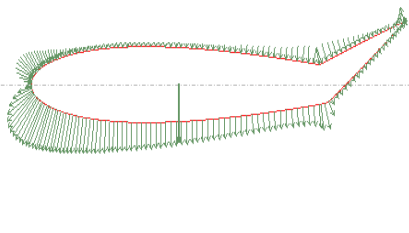
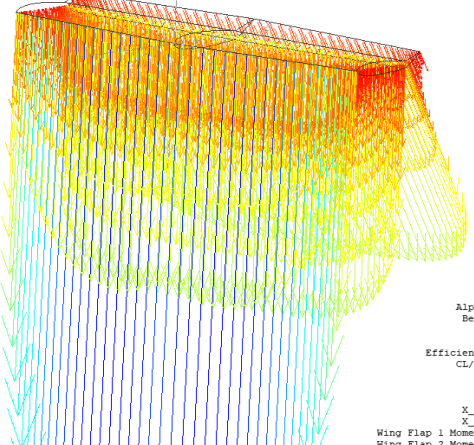
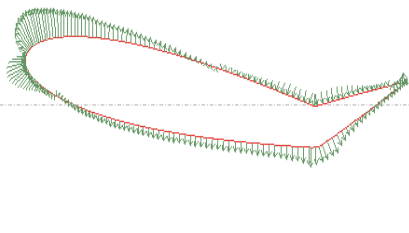
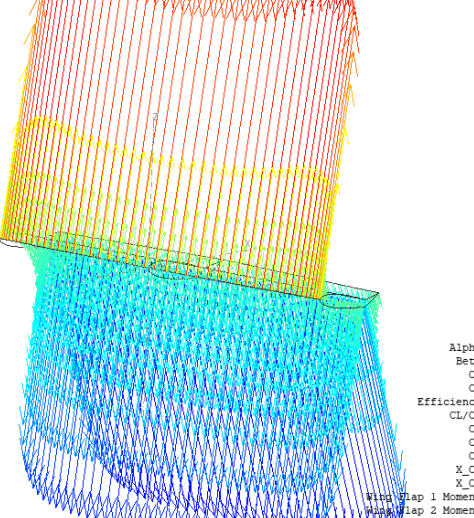
Para la cuarta condición, se consideró una deflexión del elevador del estabilizador horizontal de 15° hacia arriba, en la tabla 7.5 muestra la distribución de las presiones a los ángulos de ataque previamente establecidos en los modelos 2D y 3D.

Tabla 7.5: Distribución de la presión con elevadores a 15° up.

α	2D	3D	Rango de Presiones (Pa)
-10°		 <p>(Pa)</p> <ul style="list-style-type: none"> -21385.436 -20319.406 -19253.375 -18187.345 -17121.315 -16055.285 -14989.254 -13923.224 -12857.194 -11791.164 -10725.133 -9659.103 -8593.073 -7527.043 -6461.012 -5394.982 -4328.952 -3262.922 -2196.892 -1130.862 -64.831 <p>V = 75.00 m/s Alpha = -10.000° Beta = 0.000° CL = -1.218 CD = 0.135 Efficiency = 0.997 CL/CD = -9.031 Cm = 0.533 Cl = -0.000 Cn = -0.000 X_CP = 0.396 m X.CG = 0.000 m Wing Flap 1 Moment = 29.7708 N.m Wing Flap 2 Moment = 29.7708 N.m</p>	-21,385.436 (mínima) -64.831 (máxima)
0°		 <p>(Pa)</p> <ul style="list-style-type: none"> -5636.431 -5357.366 -5078.301 -4799.235 -4520.170 -4241.105 -3962.039 -3682.974 -3403.909 -3124.843 -2845.778 -2566.713 -2287.648 -2008.582 -1729.517 -1450.452 -1171.386 -892.321 -613.256 -334.190 -55.125 <p>V = 75.00 m/s Alpha = 0.000° Beta = 0.000° CL = -0.612 CD = 0.039 Efficiency = 1.011 CL/CD = -15.673 Cm = 0.352 Cl = -0.000 Cn = -0.000 X_CP = 0.513 m X.CG = 0.000 m Wing Flap 1 Moment = 26.0370 N.m Wing Flap 2 Moment = 26.0370 N.m</p>	-5636.431 (mínima) -55.125 (máxima)
10°		 <p>(Pa)</p> <ul style="list-style-type: none"> -2304.552 -1666.088 -1027.624 -389.159 219.305 897.769 1526.234 2164.698 2803.163 3441.627 4080.091 4718.556 5357.020 5995.484 6633.949 7272.413 7910.877 8549.342 9187.806 9826.271 10464.735 <p>V = 75.00 m/s Alpha = 10.000° Beta = 0.000° CL = 0.034 CD = 0.008 Efficiency = 0.659 CL/CD = 4.368 Cm = 0.149 Cl = 0.000 Cn = -0.000 X_CP = -3.957 m X.CG = 0.000 m Wing Flap 1 Moment = 20.1678 N.m Wing Flap 2 Moment = 20.1678 N.m</p>	-2304.552 (mínima) 10,464.735 (máxima)

Por último, la tabla 7.6 muestra los resultados para el elevador con una deflexión de 30° hacia arriba, a los ángulos de ataque α ya establecidos para la comparación.

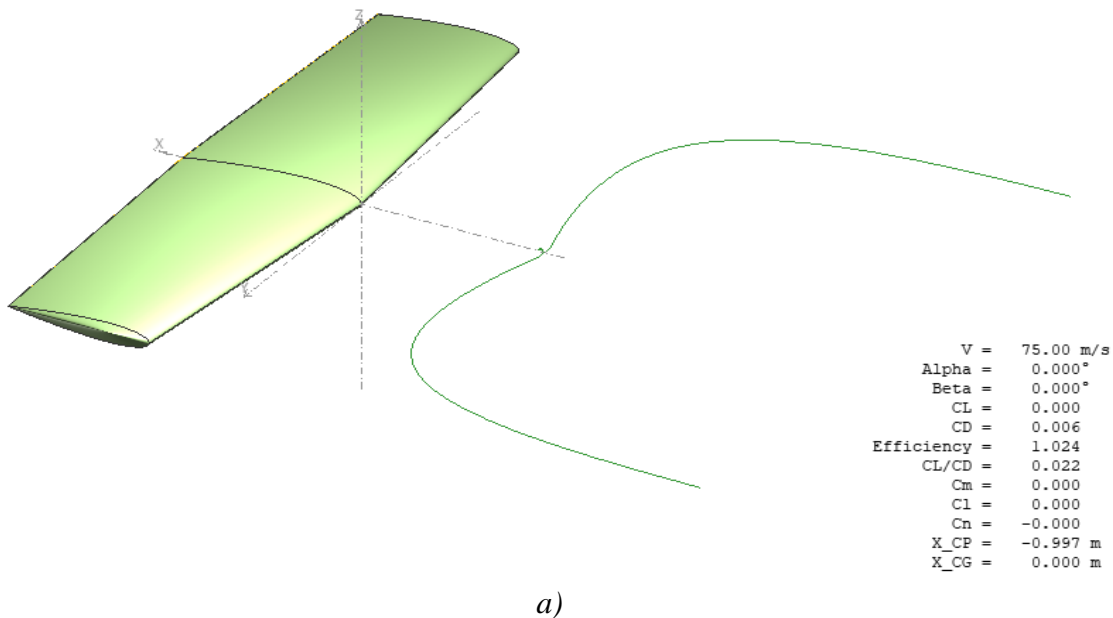
Tabla 7.6: Distribución de la presión con elevadores a 30° up.

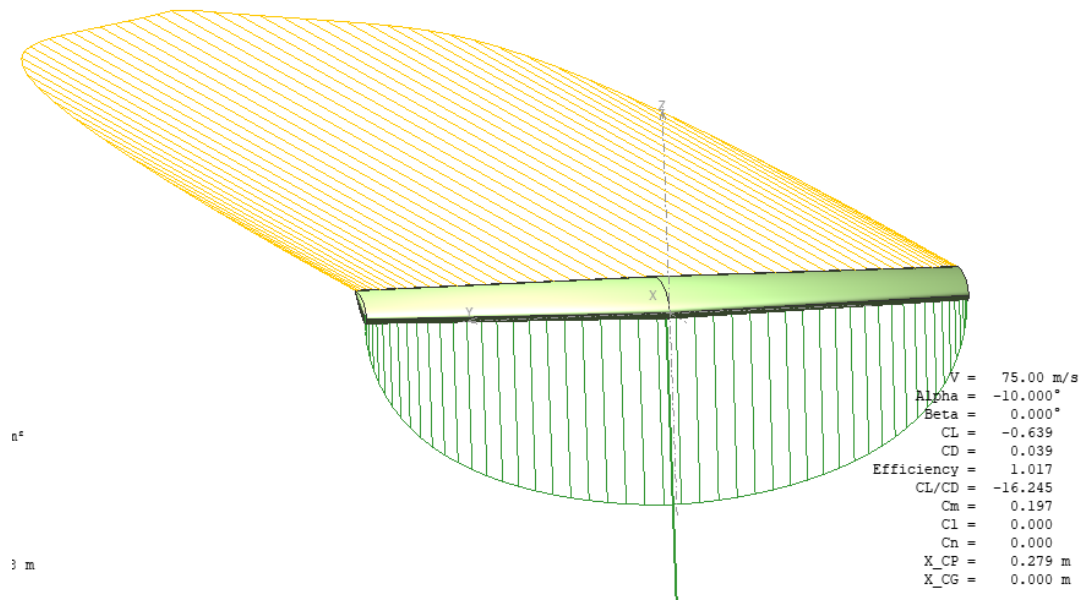
α	2D	3D	Rango de Presiones (Pa)
-10°		 <pre> (Pa) -25816.202 -24530.229 -23244.256 -21958.284 -20672.311 -19386.338 -18100.365 -16814.392 -15528.420 -14242.447 -12956.474 -11670.501 -10384.529 -9098.556 -7812.583 -6526.610 -5240.637 -3954.665 -2668.692 -1382.719 -96.746 V = 75.00 m/s Alpha = -9.500° Beta = 0.000° CL = -1.733 CD = 0.293 Efficiency = 0.982 CL/CD = -5.914 Cm = 0.543 Cl = -0.000 Cn = -0.000 X_CP = 0.439 m X_CG = 0.000 m Wing Flap 1 Moment = 44.1550 N.m Wing Flap 2 Moment = 44.1550 N.m </pre>	-25,816.202 (mínima) -96.746 (máxima)
0°		 <pre> (Pa) -11152.546 -10600.056 -10047.614 -9495.148 -8942.682 -8390.216 -7837.750 -7285.285 -6732.819 -6180.353 -5627.887 -5075.421 -4522.955 -3970.489 -3418.023 -2865.557 -2313.091 -1760.625 -1208.159 -655.693 -103.227 V = 75.00 m/s Alpha = 0.000° Beta = 0.000° CL = -1.207 CD = 0.153 Efficiency = 1.011 CL/CD = -7.886 Cm = 0.692 Cl = -0.000 Cn = -0.000 X_CP = 0.511 m X_CG = 0.000 m Wing Flap 1 Moment = 46.0415 N.m Wing Flap 2 Moment = 46.0415 N.m </pre>	-11,152.546 (mínima) -103.227 (máxima)
10°		 <pre> (Pa) -4857.437 -4340.194 -3822.951 -3305.707 -2788.464 -2271.220 -1753.977 -1236.734 -719.490 -202.247 314.997 832.240 1349.483 1866.727 2383.970 2901.214 3418.457 3935.700 4452.944 4970.187 5487.431 V = 75.00 m/s Alpha = 10.000° Beta = 0.000° CL = -0.580 CD = 0.065 Efficiency = 1.027 CL/CD = -8.972 Cm = 0.493 Cl = -0.000 Cn = 0.000 X_CP = 0.769 m X_CG = 0.000 m Wing Flap 1 Moment = 44.4694 N.m Wing Flap 2 Moment = 44.4694 N.m </pre>	-4857.437 (mínima) 5487.431 (máxima)

7.2.4 Sustentación y arrastre en vuelo crucero.

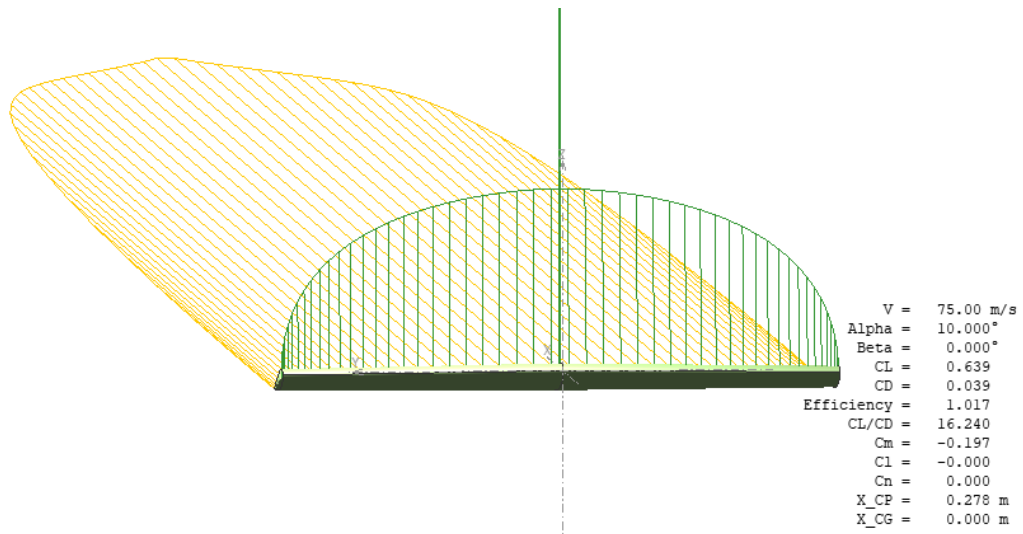
La fuerza de sustentación es la fuerza con la que el avión o el cuerpo aerodinámico mantiene su vuelo a través de un flujo de aire relativo, esta fuerza es perpendicular a la dirección del flujo de aire. La fuerza de arrastre es definida como la fuerza que se opone al cuerpo aerodinámico cuando viaja a cierta velocidad a través del aire, esta fuerza es paralela al flujo de aire. Para los resultados de este análisis, se consideró el modelo del estabilizador horizontal para verificar la distribución de la sustentación a lo largo del modelo, se observó que en todos los casos la distribución tiende a ser de forma elíptica, también se indicó la resultante de esta fuerza con dirección hacia arriba o hacia abajo.

Para las condiciones de vuelo crucero, se establecieron los ángulos de deflexión del elevador a 0° , 15° y 30° hacia arriba y hacia abajo, analizando el comportamiento de las fuerzas de sustentación y arrastre para diferentes valores de α . Cuando el elevador estaba en 0° no generó sustentación ni arrastre notorio a un valor $\alpha = 0^\circ$, cuando aumentó o disminuyó el ángulo de ataque la sustentación aumentó o también disminuyó (sustentación negativa) y el arrastre aumentó, como se muestra en la figura 7.9.





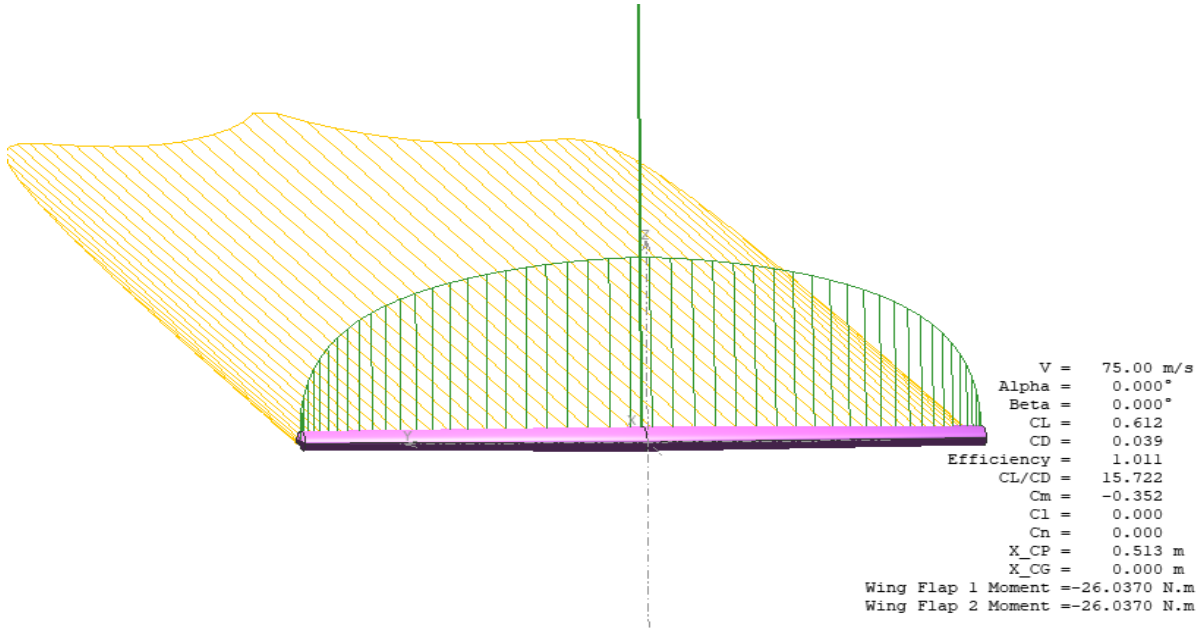
b)



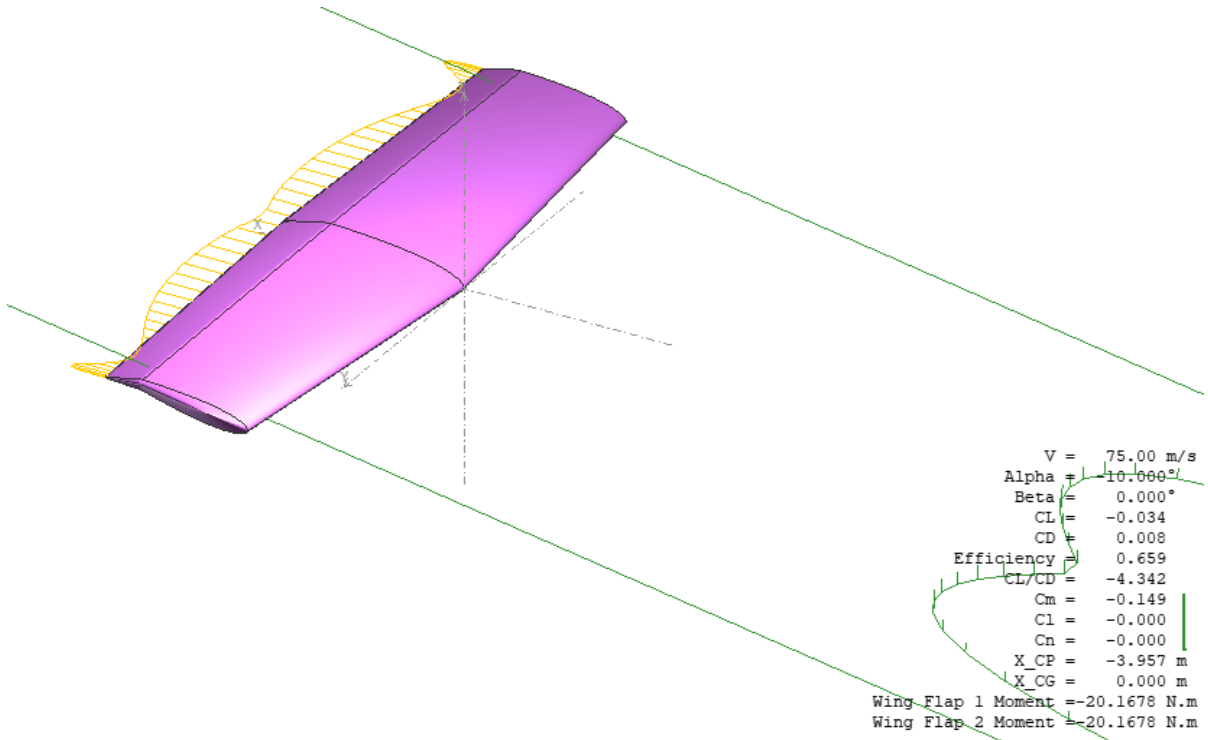
c)

Figura 7.9: Visualización de la sustentación y arrastre en el estabilizador horizontal a un ángulo de ataque a) $\alpha = 0^\circ$, b) $\alpha = -10^\circ$, c) $\alpha = 10^\circ$ con deflexión del elevador a 0° .

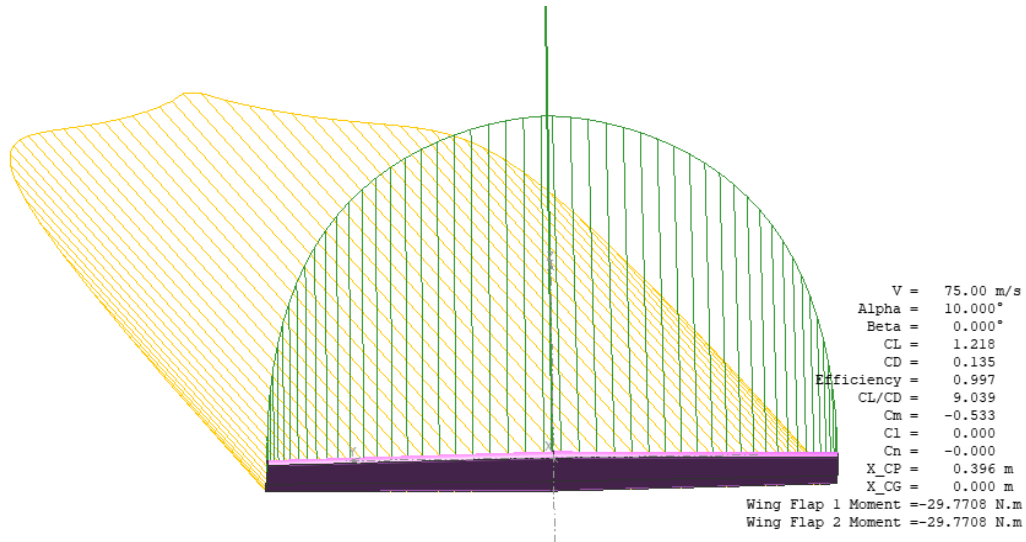
Para la segunda condición, se consideró que el estabilizador tuvo una deflexión de su elevador de 15° hacia abajo, el comportamiento de las fuerzas de sustentación y arrastre cambió un poco con respecto a la condición anterior. La figura 7.10 muestra una sustentación positiva cuando $\alpha = 0^\circ$, aunque también existió un arrastre significativo; cuando disminuyó α hasta -10° , existió una sustentación casi nula tendiendo a ser negativa, pero sin un arrastre notorio; ahora cuando el ángulo de ataque fue $\alpha = 10^\circ$, la sustentación aumentó y por ende también el arrastre.



a)



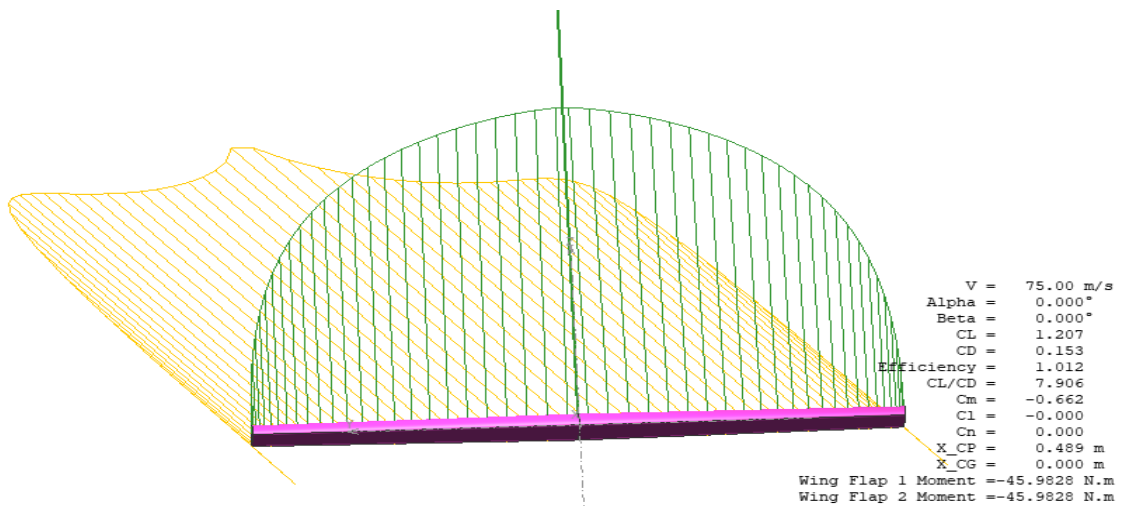
b)



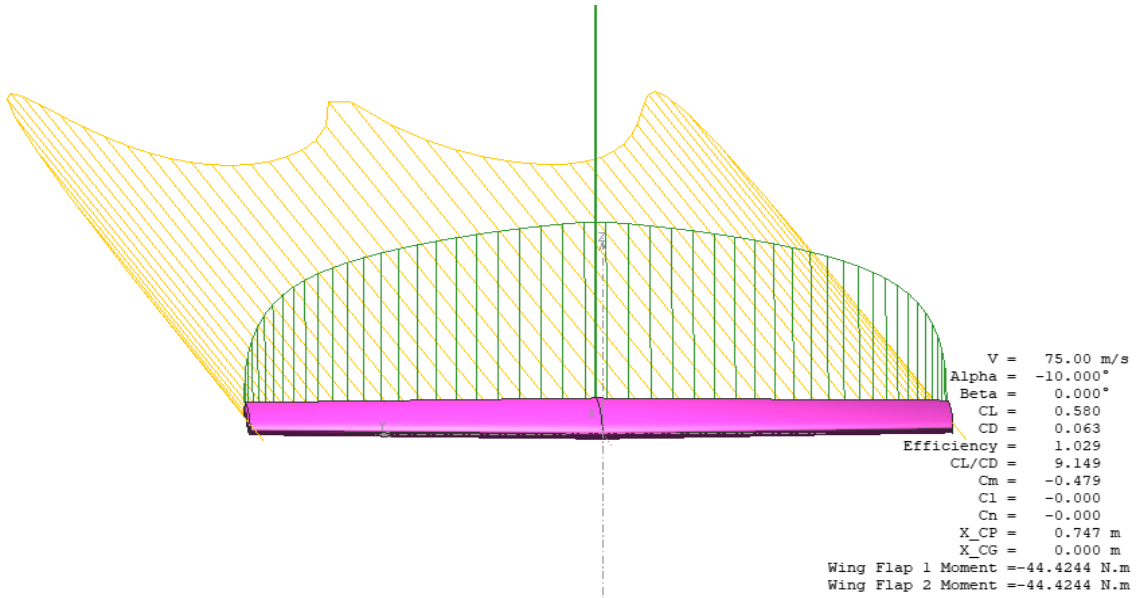
c)

Figura 7.10: Visualización de la sustentación y arrastre en el estabilizador horizontal a un ángulo de ataque a) $\alpha = 0^\circ$, b) $\alpha = -10^\circ$, c) $\alpha = 10^\circ$ con deflexión del elevador a 15° down.

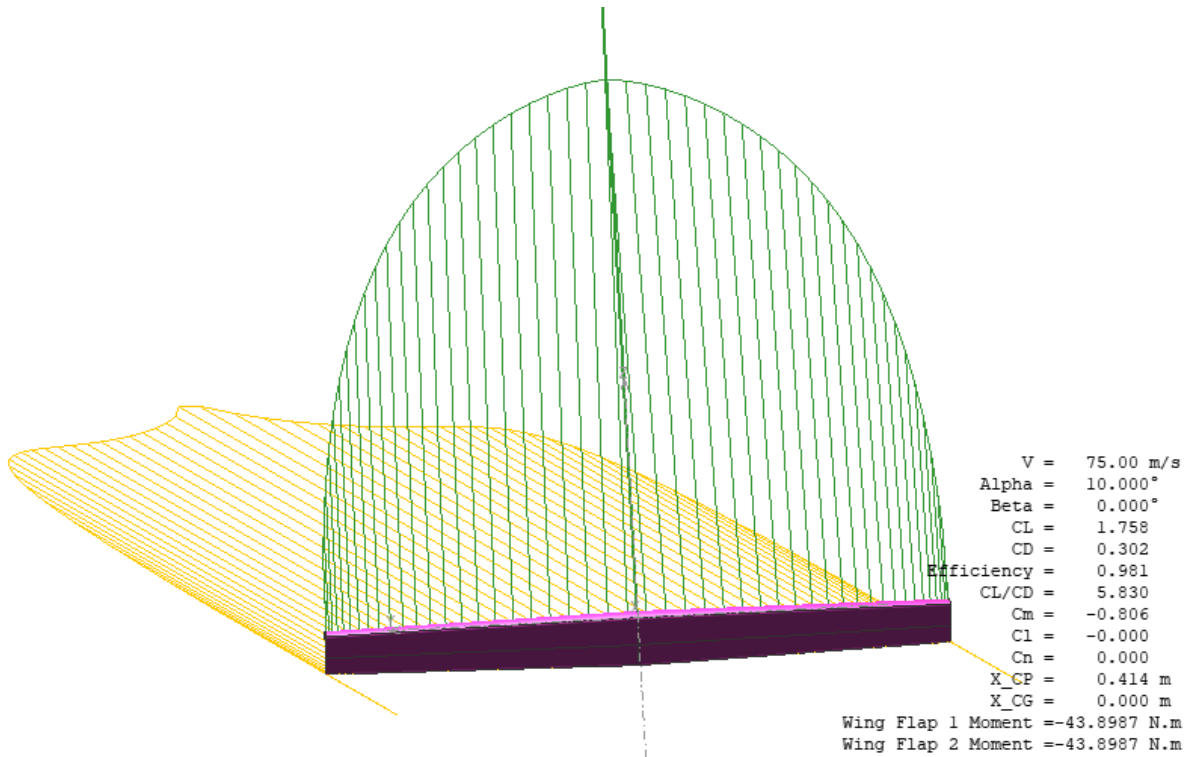
Para tercera condición, se consideró una deflexión del elevador de 30° hacia abajo. La figura 7.11 muestra el comportamiento de estas dos fuerzas en el modelo en vuelo crucero. Para los ángulos de ataque de 0° , 10° y -10° en los análisis se presentó una sustentación positiva en los 3 casos (véase figura 7.11a-c), aunque en este último ángulo negativo fue de menor intensidad, cuando ocurrió un cambio de sentido en la sustentación, el ángulo de ataque tuvo un valor de $\alpha = -19.5^\circ$, en este valor no hubo una fuerza de arrastre notoria y la sustentación tendió a ser negativa y conforme se disminuyó el valor de α a partir de -19.5° , la sustentación disminuyó más.



a)



b)



c)

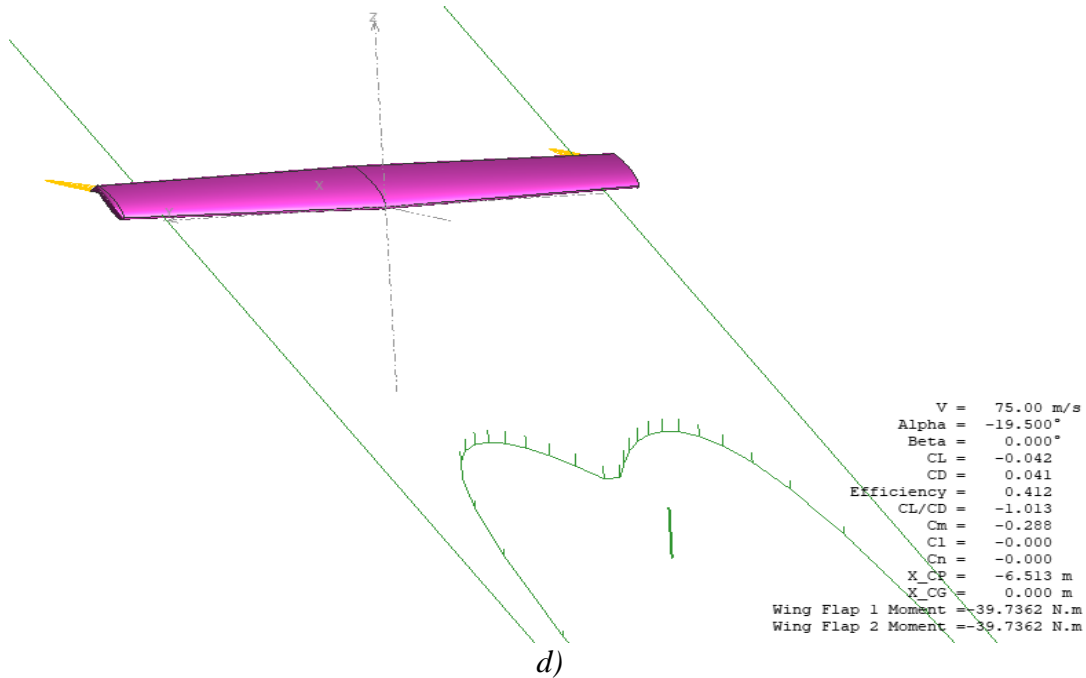
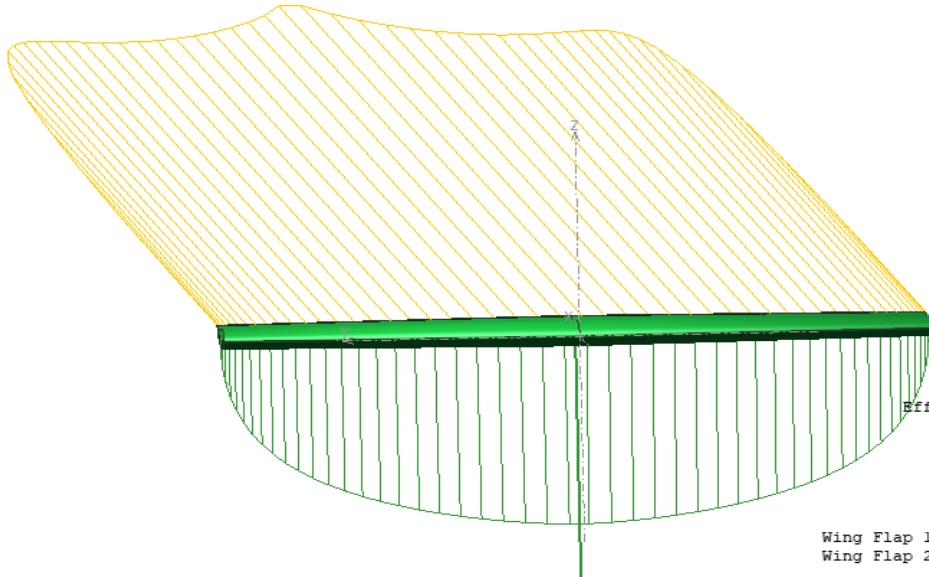


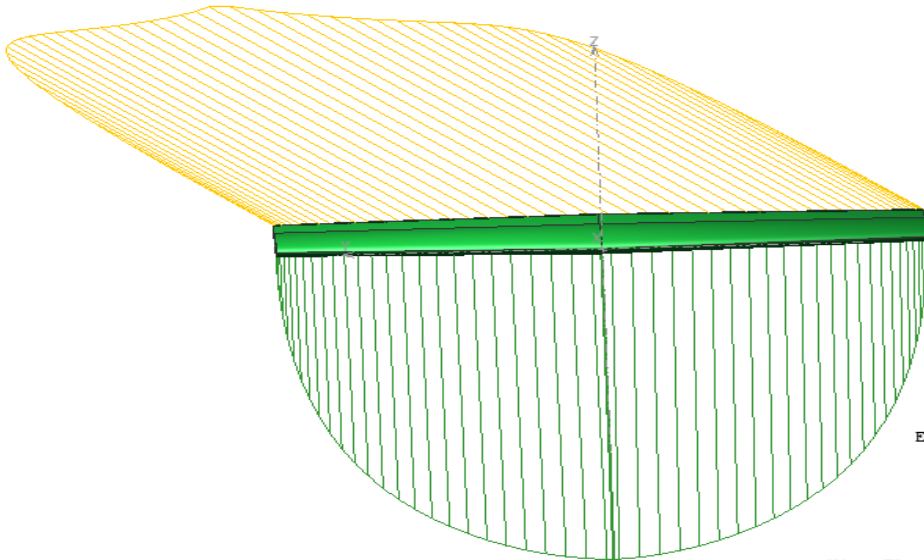
Figura 7.11: Visualización de la sustentación y arrastre en el estabilizador horizontal a un ángulo de ataque a) $\alpha = 0^\circ$, b) $\alpha = -10^\circ$, c) $\alpha = 10^\circ$, d) $\alpha = -19.5^\circ$ con deflexión del elevador a 30° down.

La cuarta condición consistió que el elevador tuvo una deflexión a 15° hacia arriba respecto a su posición original, los resultados de las fuerzas de sustentación y arrastre se muestran en la figura 7.12 a ángulos de ataque de 0° , 10° y -10° . Cuando $\alpha = 0^\circ$ y -10° , existió una sustentación negativa y un arrastre notorio en el modelo del estabilizador horizontal, la diferencia aquí fue que cuando $\alpha = 10^\circ$ esa sustentación negativa tendió a cero y conforme aumentó el ángulo de ataque la sustentación cambió de sentido. En este caso se observa que existió una fuerza de arrastre menor respecto a los dos primeros ángulos en consideración.



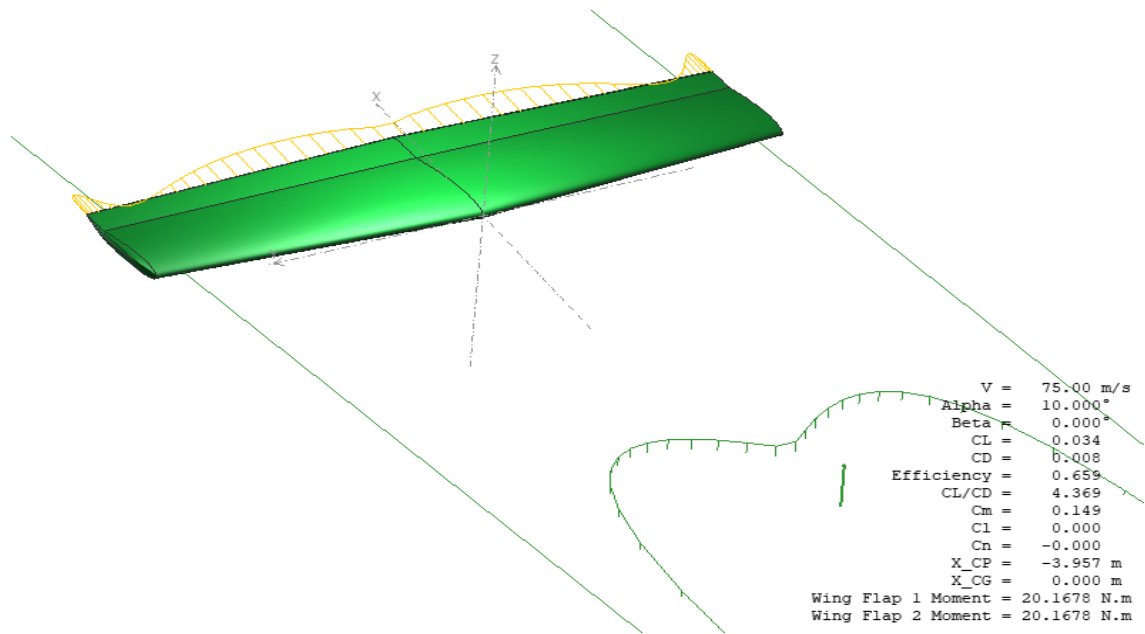
V = 75.00 m/s
 Alpha = 0.000°
 Beta = 0.000°
 CL = -0.612
 CD = 0.039
 Efficiency = 1.011
 CL/CD = -15.673
 Cm = 0.352
 Cl = -0.000
 Cn = -0.000
 X_CP = 0.513 m
 X_CG = 0.000 m
 Wing Flap 1 Moment = 26.0370 N.m
 Wing Flap 2 Moment = 26.0370 N.m

a)



V = 75.00 m/s
 Alpha = -10.000°
 Beta = 0.000°
 CL = -1.218
 CD = 0.135
 Efficiency = 0.997
 CL/CD = -9.031
 Cm = 0.533
 Cl = -0.000
 Cn = -0.000
 X_CP = 0.396 m
 X_CG = 0.000 m
 Wing Flap 1 Moment = 29.7708 N.m
 Wing Flap 2 Moment = 29.7708 N.m

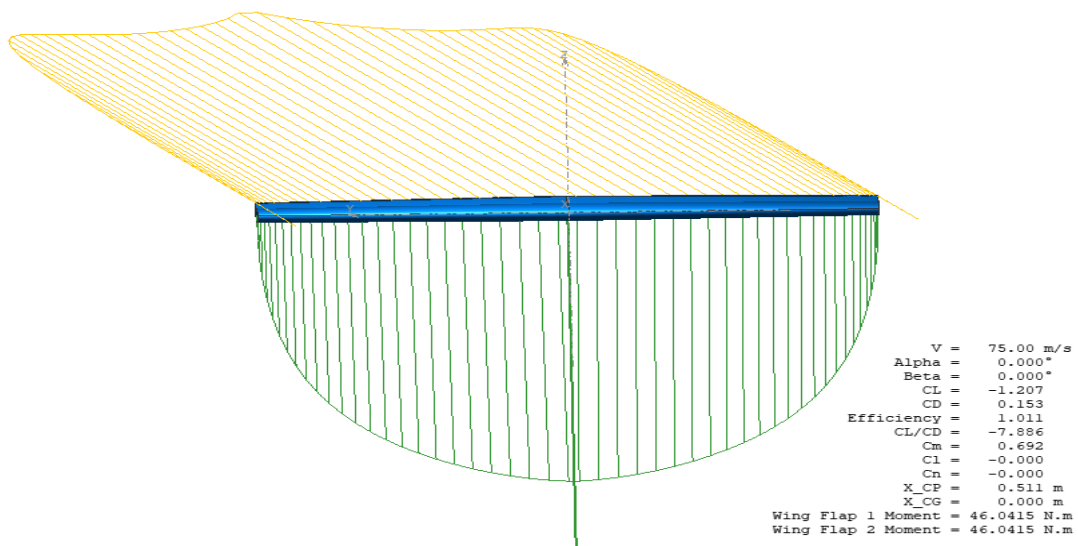
b)



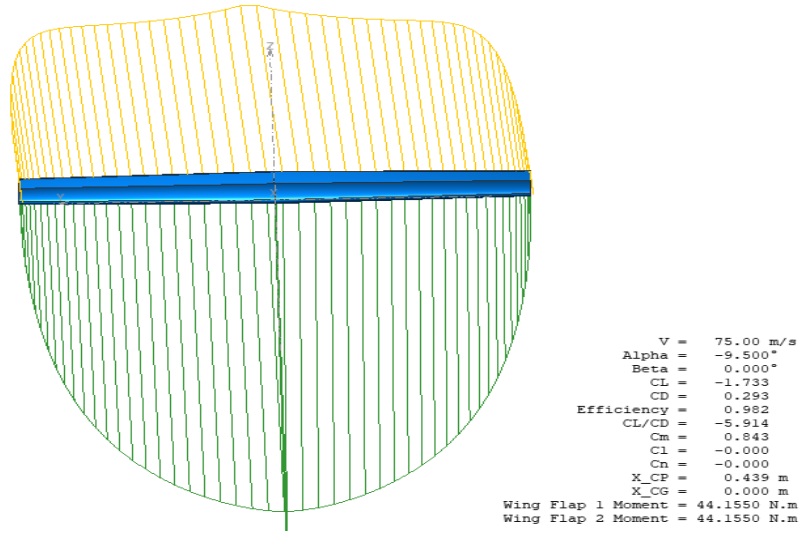
c)

Figura 7.12: Visualización de la sustentación y arrastre en el estabilizador horizontal a un ángulo de ataque a) $\alpha = 0^\circ$, b) $\alpha = -10^\circ$, c) $\alpha = 10^\circ$ con deflexión del elevador a 15° up.

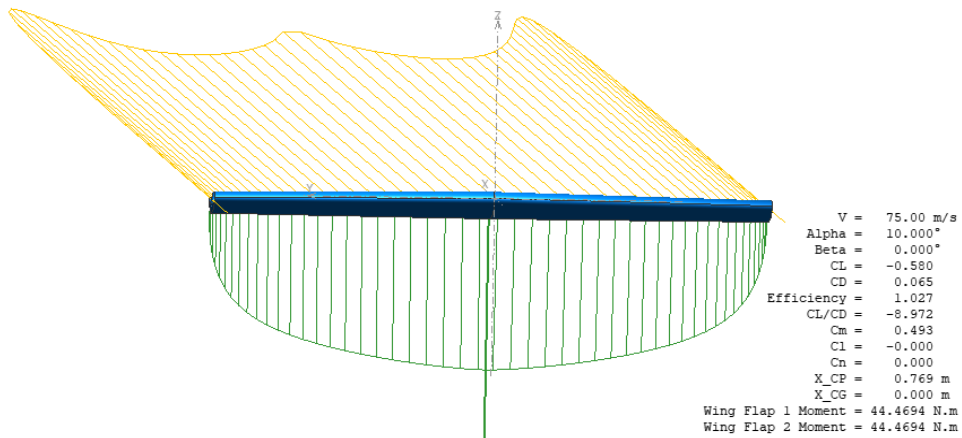
Para la última condición en la velocidad crucero de la aeronave, se consideró una deflexión del elevador de 30° hacia arriba respecto a la horizontal, teniendo en cuenta los mismos valores de comparación (0° , -10° y 10°), en los cuales se presentó una sustentación negativa y arrastre significativo, además se muestra en la figura 7.13 un cuarto valor de α para visualizar el comportamiento de cuando existió una sustentación casi nula que tendió a ser positiva y un arrastre casi nulo.



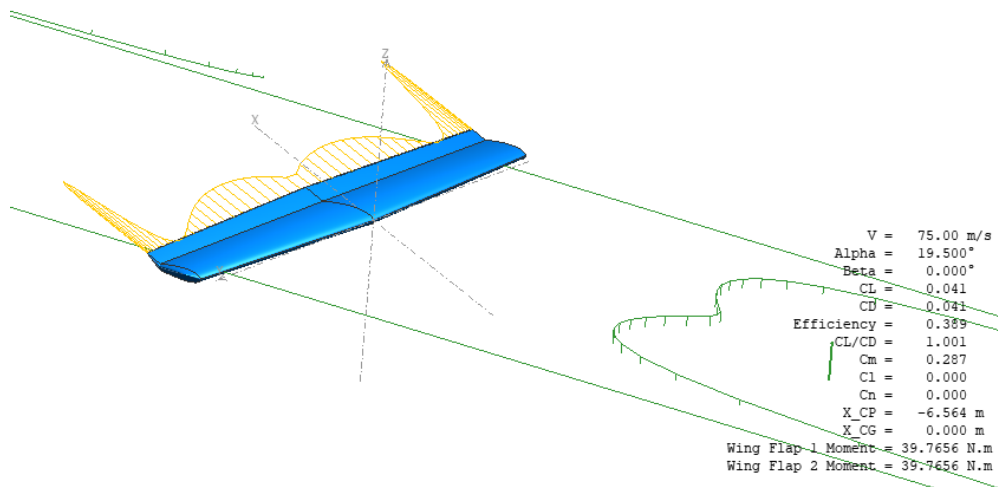
a)



b)



c)



d)

Figura 7.13: Visualización de la sustentación y arrastre en el estabilizador horizontal a un ángulo de ataque a) $\alpha = 0^\circ$, b) $\alpha = -10^\circ$, c) $\alpha = 10^\circ$, d) $\alpha = 19.5^\circ$ con deflexión del elevador a 30° up.

7.2.5 Momento y fuerza de sustentación del estabilizador horizontal en la aeronave.

En esta sección se muestran los resultados de la posición de la fuerza de sustentación F_L y el momento obtenido M para la aeronave con respecto su centro de gravedad y también con respecto a la parte estructural del estabilizador horizontal a una velocidad crucero de 75 m/s .

Para el primer caso, se calculó la fuerza F_L en el estabilizador horizontal de la aeronave con los datos obtenidos del análisis en XFLR5 para los casos representativos de la deflexión del elevador (0° , 15° down, 15° up, 30° down, 30° up) empleando la ecuación (5.14). Con los análisis realizados en el software se obtuvo la posición de la fuerza de sustentación en el perfil del estabilizador horizontal en unidades de longitud de la cuerda y en metros, también se realizó el dimensionamiento de la longitud de la cuerda del ala y la distancia entre el ala y el estabilizador horizontal de la aeronave in situ. Con las distancias obtenidas y la posición de F_L en el estabilizador se calculó el momento generado respecto al centro de gravedad de la aeronave, como se observa en la figura 5.5, las fuerzas actúan en un punto ubicado a $c/4$ en unidades de longitud de la cuerda del ala. Con base en lo anterior, se realizó una comparación del momento obtenido si el centro de gravedad se ubica más adelante ($c/5$) o más atrás ($c/3$) de $c/4$. La figura 7.14 muestra una representación de la posición de la fuerza F_L del estabilizador horizontal de la aeronave y las distancias obtenidas para el cálculo del momento generado. La tabla 7.7 muestra los resultados de las fuerzas y momentos calculados para los casos representativos en el análisis, también muestra la posición de dicha fuerza en unidades de longitud de la cuerda del estabilizador y en metros tomando en cuenta el sistema de referencia mostrado en la figura 7.14.

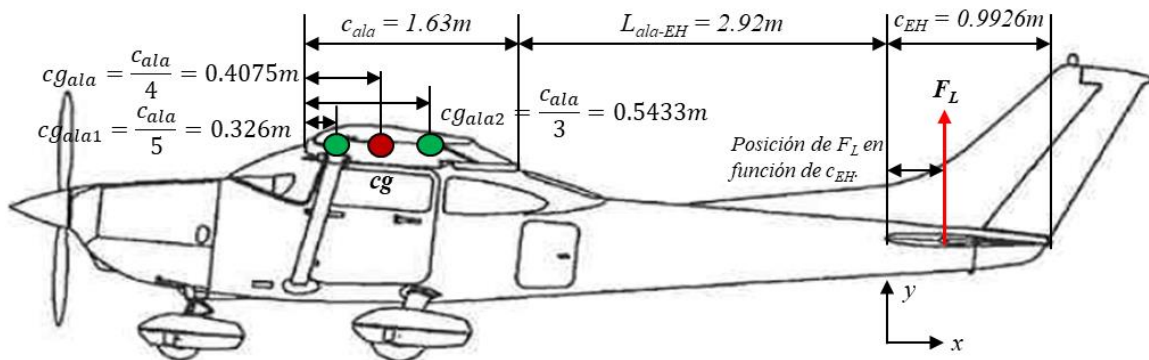


Figura 7.14: Representación de las longitudes tomadas en la aeronave [6].

Tabla 7.7: Relación de valores de la fuerza de sustentación y momentos considerando velocidad crucero de los casos representativos.

Angulo Elevador	α	CL	Presión dinámica (Pa)	Dirección	FL Esh (kN)	M cg=c/4 (kNm)	M cg=c/5 (kNm)	M cg=c/3 (kNm)	Pos. F long cEH	Pos. F long cEH (m)
0°	-10°	-0.639	1,026.000	Down	-2.377	-10.377	-10.570	-10.054	0.224	0.222
	0°	0	1,026.000	-	0.000	0.000	0.000	0.000	0.199	0.198
	10°	0.639	1,026.000	Up	2.377	10.398	10.592	10.075	0.233	0.231
15° Down	-10°	-0.034	1,026.000	Down	-0.126	-0.257	-0.267	-0.240	-2.127	-2.111
	0°	0.612	1,026.000	Up	2.277	10.311	10.497	10.002	0.389	0.386
	10°	1.218	1,026.000	Up	4.531	19.959	20.328	19.343	0.264	0.262
30° Down	-10°	0.58	1,026.000	Up	2.158	13.013	13.188	12.719	1.902	1.888
	0°	1.207	1,026.000	Up	4.490	20.309	20.675	19.699	0.383	0.380
	10°	1.758	1,026.000	Up	6.540	28.898	29.432	28.010	0.278	0.276
15° Up	-10°	-1.218	1,026.000	Down	-4.531	-19.963	-20.333	-19.348	0.265	0.263
	0°	-0.612	1,026.000	Down	-2.277	-10.311	-10.497	-10.002	0.389	0.386
	10°	0.034	1,026.000	Up	0.126	0.440	0.451	0.423	-0.666	-0.661
30° Up	-10°	-1.756	1,026.000	Down	-6.533	-28.859	-29.392	-27.972	0.277	0.275
	0°	-1.207	1,026.000	Down	-4.490	-20.309	-20.675	-19.699	0.383	0.380
	10°	-0.58	1,026.000	Down	-2.158	-13.043	-13.218	-12.749	1.916	1.902
Referencia x, y										

Para el segundo caso, se calculó la posición de la fuerza de sustentación respecto a la parte estructural del estabilizador horizontal. El estabilizador se compone de diferentes secciones estructurales en su interior, para este análisis se consideraron los componentes “Front Spar” y “Rear Spar”, donde se visualizan en la figura 7.15. Con respecto a estos elementos se calculó la posición de F_L del estabilizador horizontal en unidades de longitud de la cuerda y en metros. Tomando en cuenta los sistemas de referencia que se describen en la figura 7.16, si F_L se ubica a la derecha del Front Spar, la posición muestra un valor positivo, de lo contrario el valor de la posición es negativo. Si dicha fuerza se ubica a la izquierda del Rear Spar, el valor de la posición es positivo, de lo contrario, dicho valor es negativo. La tabla 7.8 muestra los resultados obtenidos.

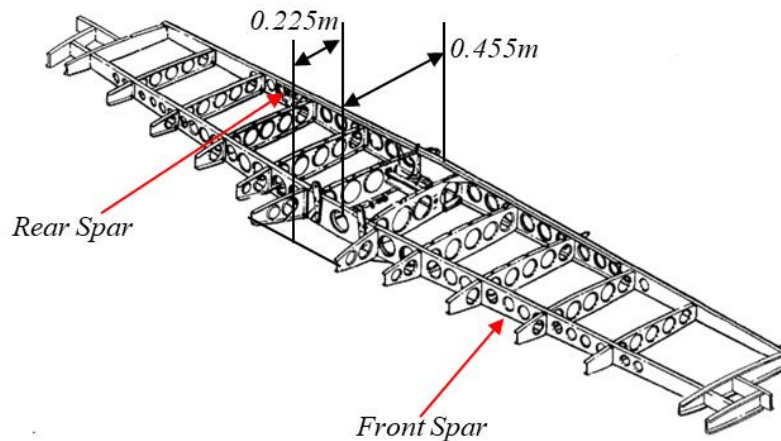


Figura 7.15: Representación gráfica para las distancias en la estructura del estabilizador horizontal de la aeronave [6].

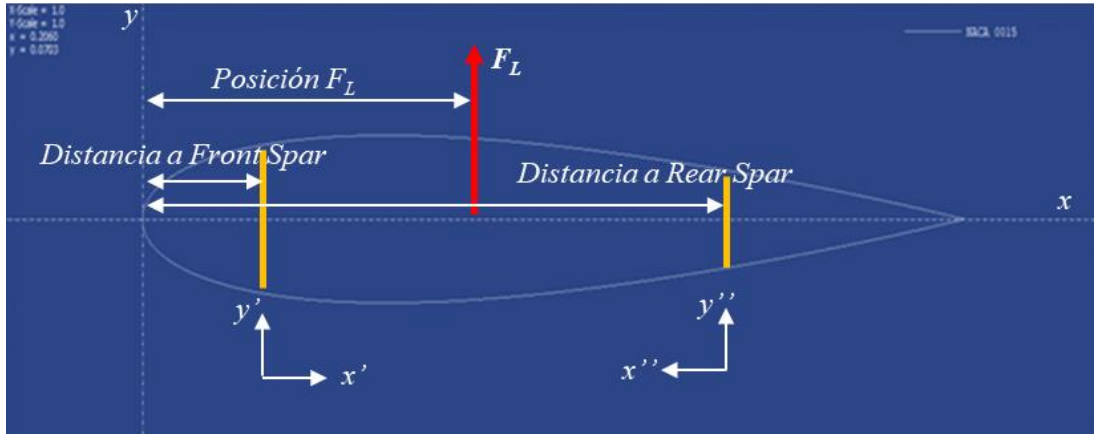


Figura 7.16: Referencias para las distancias a tomar en cuenta.

Tabla 7.8: Relación de valores de la fuerza de sustentación respecto a su posición en la estructura del Estabilizador horizontal en los casos representativos.

Angulo Elevador	α	CL	FL EsH (kN)	Direccion	Pos. FL unidades cEH	Pos. FL long cEH (m)	Posición FL Respecto a Front Spar		Posición FL Respecto a Rear Spar	
							metros	unidades c	metros	unidades c
0°	-10°	-0.639	-2.377	Down	0.224	0.222	-0.003	-0.003	0.458	0.461
	0°	0	0.000	-	0.199	0.198	-0.027	-0.028	0.482	0.486
	10°	0.639	2.377	Up	0.233	0.231	0.006	0.006	0.449	0.452
15° Down	-10°	-0.034	-0.126	Down	-2.127	-2.111	-2.336	-2.354	2.791	2.812
	0°	0.612	2.277	Up	0.389	0.386	0.161	0.162	0.294	0.296
	10°	1.218	4.531	Up	0.264	0.262	0.037	0.037	0.418	0.421
30° Down	-10°	0.58	2.158	Up	1.902	1.888	1.663	1.675	-1.208	-1.217
	0°	1.207	4.490	Up	0.383	0.380	0.155	0.156	0.300	0.302
	10°	1.758	6.540	Up	0.278	0.276	0.051	0.051	0.404	0.407
15° Up	-10°	-1.218	-4.531	Down	0.265	0.263	0.038	0.038	0.417	0.420
	0°	-0.612	-2.277	Down	0.389	0.386	0.161	0.162	0.294	0.296
	10°	0.034	0.126	Up	-0.666	-0.661	-0.886	-0.893	1.341	1.351
30° Up	-10°	-1.756	-6.533	Down	0.277	0.275	0.050	0.050	0.405	0.408
	0°	-1.207	-4.490	Down	0.383	0.380	0.155	0.156	0.300	0.302
	10°	-0.58	-2.158	Down	1.916	1.902	1.677	1.689	-1.222	-1.231
					Referencia x,y		Referencia x',y'		Referencia x'',y''	

7.2.6 Flujo de aire, vorticidad.

En este apartado se muestran los resultados sobre la visualización del flujo de aire alrededor del estabilizador horizontal, el software XFLR5 brindó una visualización aproximada del flujo de aire en la cercanía del estabilizador para observar la generación de vórtices. Como se mencionó en la sección 5.8, los vórtices son generados a través de las puntas de ala, o en su caso los extremos del estabilizador, cuando un flujo de aire viaja sobre él en un ala finita.

Para los casos representativos antes descritos, en las siguientes figuras, se muestra el comportamiento del flujo de aire sobre los modelos 3D del estabilizador horizontal con el software XFLR5, se muestran también a que ángulos existió máxima y mínima vorticidad en los análisis realizados. Para el caso de la deflexión del elevador a 0° en la figura 7.17, la menor vorticidad fue cuando $\alpha = 0^\circ$ y aumentó cuando el ángulo de ataque era diferente de 0° .

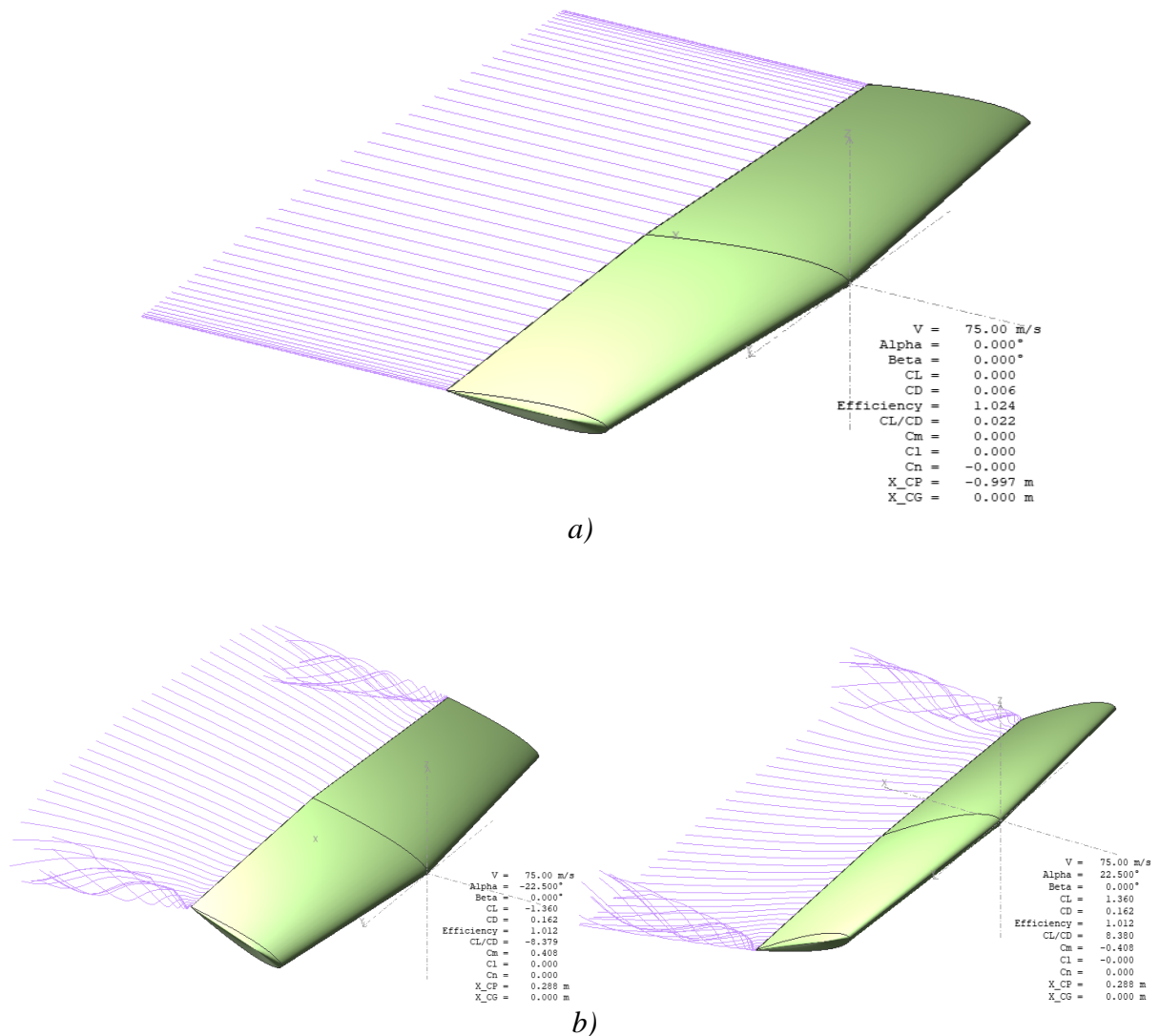
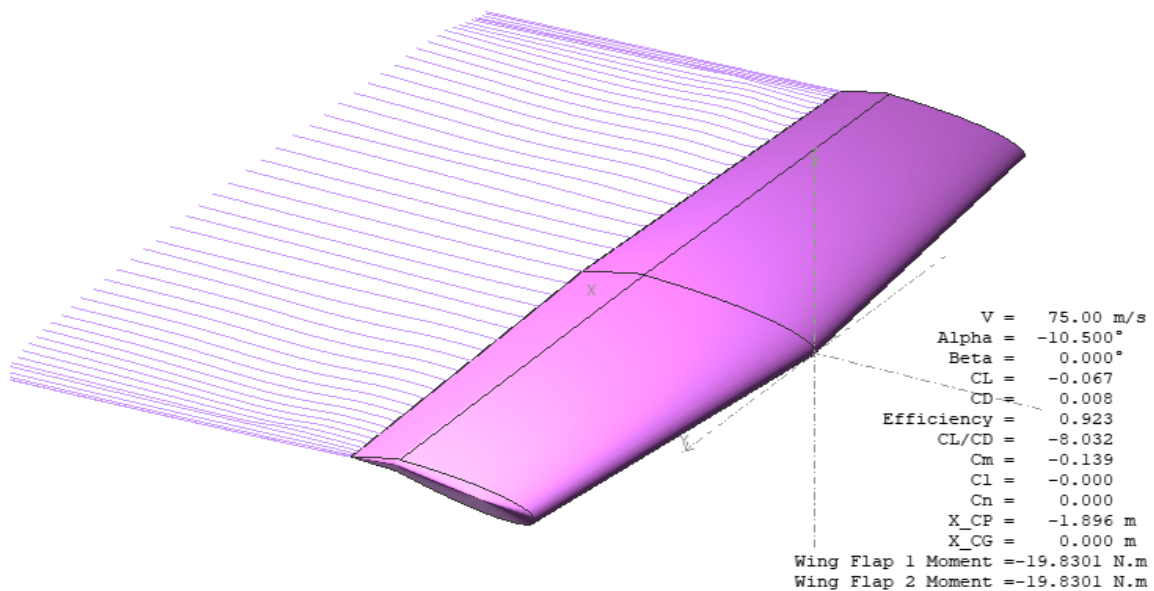
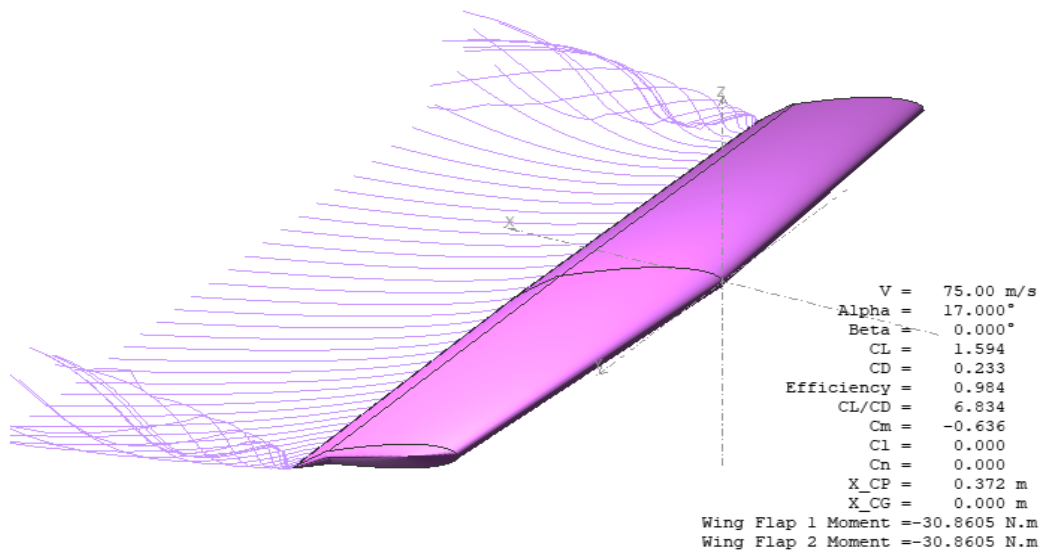


Figura 7.17: Visualización del flujo de aire donde hay menor y mayor vorticidad en los extremos del estabilizador horizontal en a) $\alpha = 0^\circ$, b) $\alpha = -22.5^\circ$ y 22.5° con deflexión del elevador a 0° .

La segunda condición consistió que el elevador tuvo una deflexión 15° hacia abajo, la figura 7.18 muestra una menor vorticidad cuando el modelo tuvo un ángulo de ataque de -10.5° respecto a la horizontal, y existió mayor vorticidad cuando $\alpha = 17^\circ$, evidentemente pudo haber una mayor vorticidad a ángulos de ataque superiores a 17° pero debido a problemas de convergencia el software XFLR5 permitió visualizar hasta este valor.



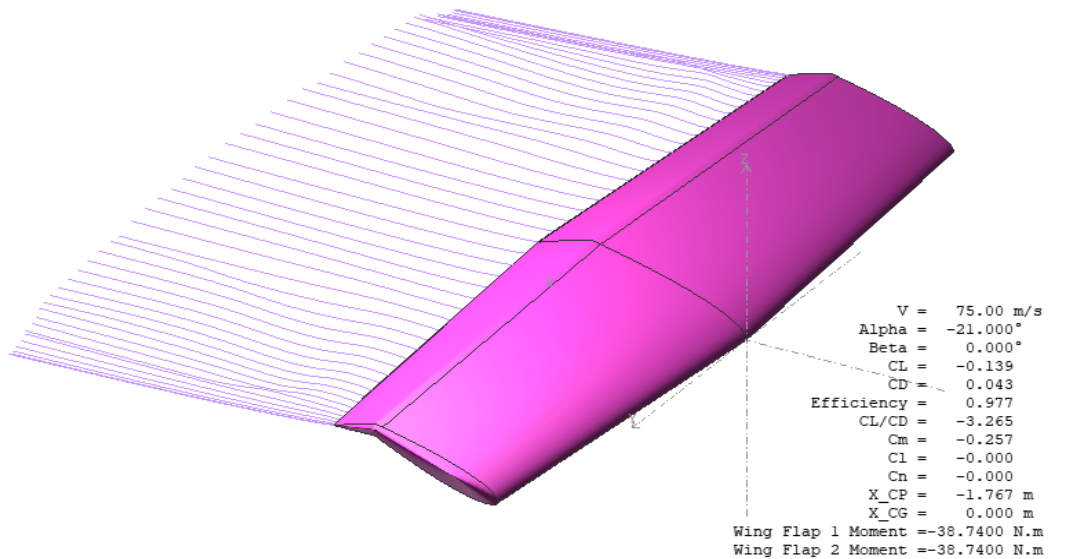
a)



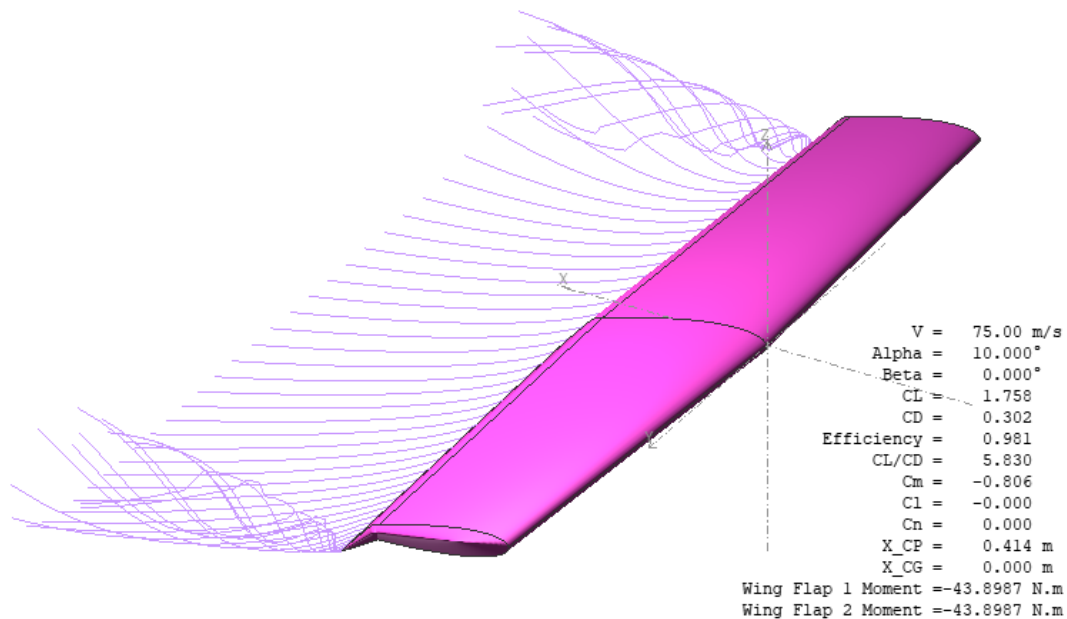
b)

Figura 7.18: Visualización del flujo de aire donde hay menor y mayor vorticidad en los extremos del estabilizador horizontal en a) $\alpha = -10.5^\circ$, b) $\alpha = 17^\circ$ con deflexión del elevador a 15° down.

La tercera condición consistió que la deflexión del elevador fue de 30° hacia abajo, el flujo del aire tuvo un comportamiento mostrado en la figura 7.19 donde el software permitió visualizar hasta ciertos valores de α , la mínima vorticidad alcanzó en $\alpha = -21^\circ$, y la máxima vorticidad que se visualizó en XFLR5 fue en $\alpha = 10^\circ$.



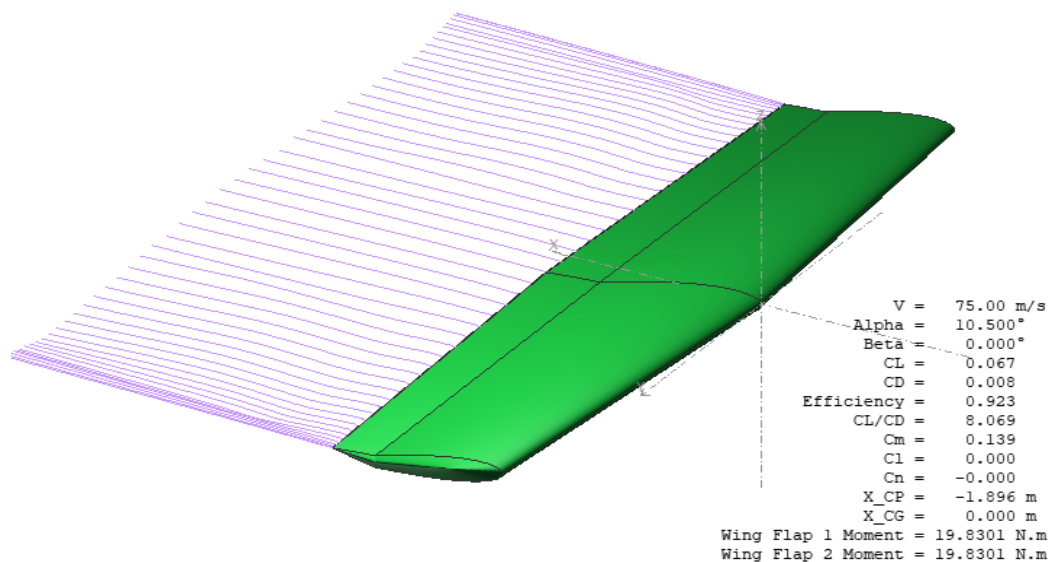
a)



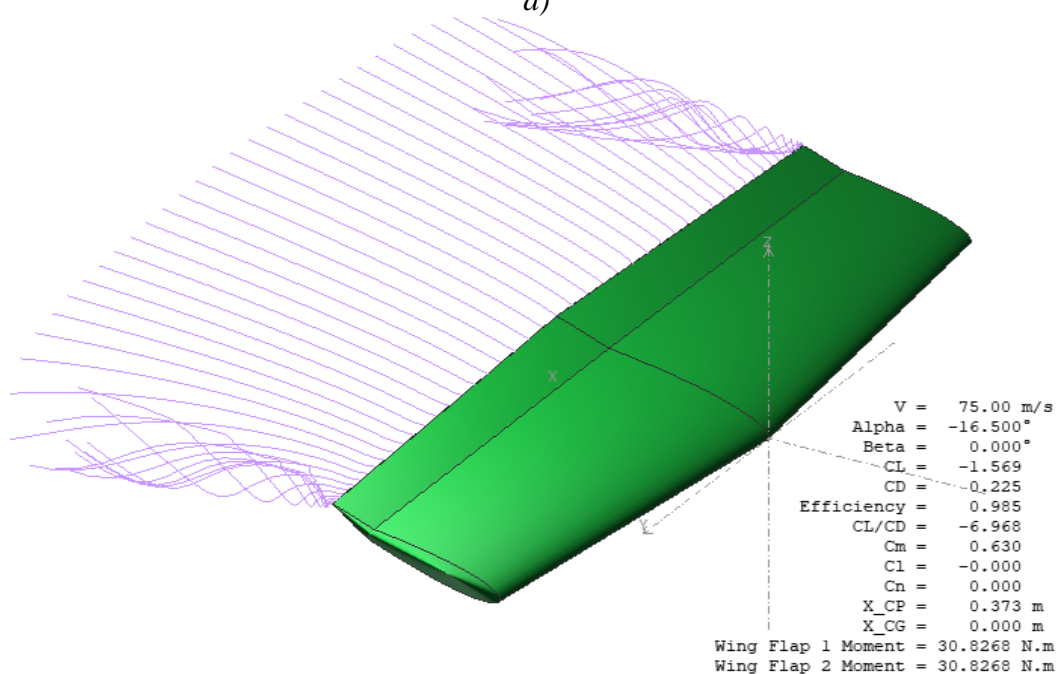
b)

Figura 7.19: Visualización del flujo de aire donde hay menor y mayor vorticidad en los extremos del estabilizador horizontal en a) $\alpha = -21^\circ$, b) $\alpha = 10^\circ$ con deflexión del elevador a 30° down.

La cuarta condición consistió que el elevador tuvo una deflexión de 15° hacia arriba respecto a la horizontal, la figura 7.20 muestra el flujo del aire sobre alrededor del modelo del estabilizador horizontal, determinándose que existió una vorticidad mínima cuando $\alpha = 10.5^\circ$, por otro lado, la máxima vorticidad fue en $\alpha = -16.5^\circ$.



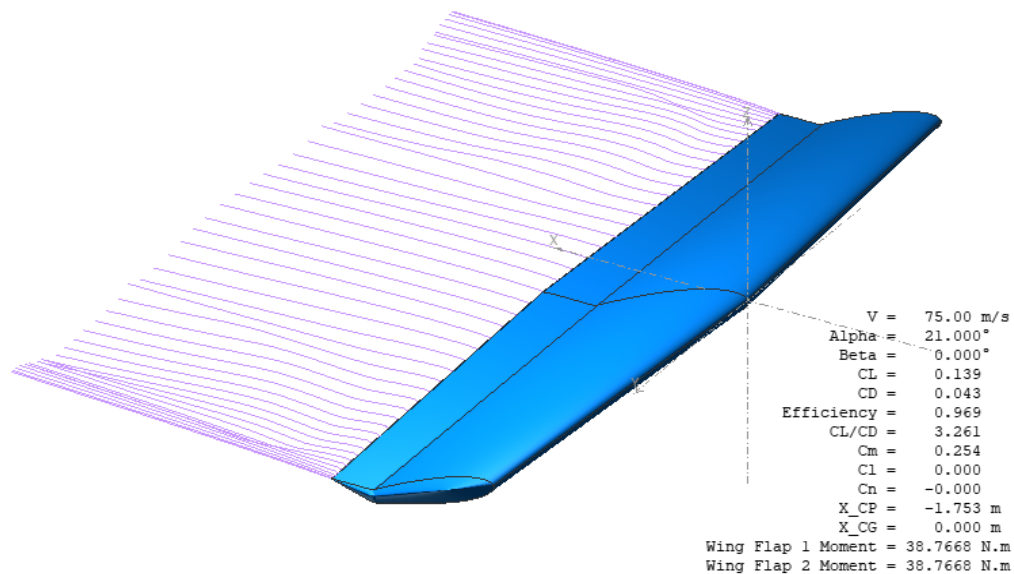
a)



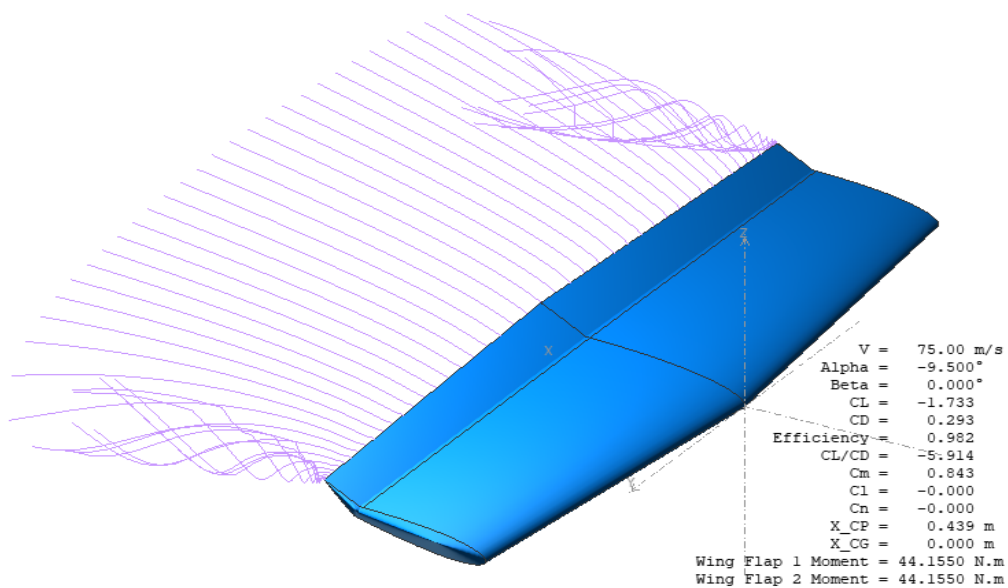
b)

Figura 7.20: Visualización del flujo de aire donde hay menor y mayor vorticidad en los extremos del estabilizador horizontal en a) $\alpha = 10.5^\circ$, b) $\alpha = -16.5^\circ$ con deflexión del elevador a 15° up.

Para la última condición se consideró una deflexión del elevador de 30° hacia arriba respecto a la horizontal del perfil del estabilizador, la figura 7.21 muestra el comportamiento del flujo de aire a ciertos valores del ángulo de ataque del elemento. La vorticidad mínima en el estabilizador horizontal fue cuando $\alpha = 21^\circ$ y la vorticidad máxima en el estabilizador fue en $\alpha = -9.5^\circ$.



a)



b)

Figura 7.21: Visualización del flujo de aire donde hay menor y mayor vorticidad en los extremos del estabilizador horizontal en a) $\alpha = 21^\circ$, b) $\alpha = -9.5^\circ$ con deflexión del elevador a 30° up.

7.3 Análisis en XFLR5 con velocidad de pérdida

7.3.1 Condiciones iniciales.

Como se vio en la sección 5 la definición de la velocidad de pérdida (en inglés *Stall*), es la velocidad mínima en la que la aeronave tiene sustentación. Para la aeronave de aviación general estudiada, de acuerdo con su manual, su velocidad *Stall* es de 54 knots (nudos) cuando los flaps o en su caso los elevadores están a 0° y cuando están inclinados dicha velocidad se reduce a 49 knots. El perfil aerodinámico para el estabilizador se consideró el mismo (NACA0015). La tabla 7.9 muestran los datos obtenidos.

Tabla 7.9: Datos estabilizador para cálculo de Número de Mach y Reynolds para velocidad *Stall*.

datos propiedades de aire a 11,000m				Datos Estabilizador		V. Stall Aeronave		N. Reynolds Pre.	N. Mach	Condición de vuelo
ρ (Kg/m ³)	T (K)	μ (Pa*s)	c (m/s)	cuerda (m)	A. Estab. "S" (m ²)	v (knots)	v (m/s)	Re	M $^\infty$	
0.3648	216.78	0.00001422	295.1	0.9926	3.6261	54	27.78	707,394.6086	0.0941	Elev. 0°
0.3648	216.78	0.00001422	295.1	0.9926	3.6261	49	25.21	641,895.1078	0.0854	Elev. Up/down

Las propiedades del aire y los datos del estabilizador previamente utilizados se conservaron, solo se modificó la velocidad mínima. Las siguientes condiciones representaron los casos más significativos de los análisis realizados, son las condiciones de vuelo cuando el elevador del estabilizador horizontal tuvo una deflexión de 0° , 15° y 30° hacia arriba y hacia abajo (véase figura 7.22).

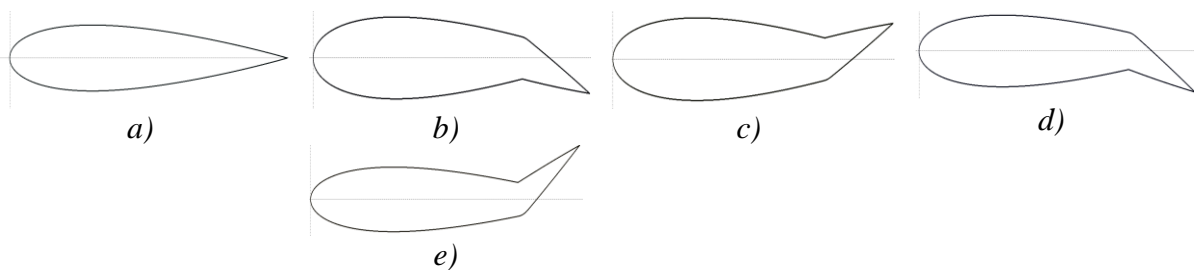


Figura 7.22: Perfil aerodinámico NACA0015 y sus diferentes deflexiones del elevador marcadas a continuación: a) 0° , b) 15° down, c) 15° up, d) 30° down, e) 30° up.

Los análisis se realizaron siguiendo los pasos descritos la sección 7.2.2, definiendo un análisis en el software XFLR5 y teniendo un mismo parámetro de ángulos de ataque desde -25° a 25° con un incremento de 0.5, mostrado en la figura 7.3. En la figura 7.23 muestra la ubicación los nuevos números de Mach y Reynolds para esta condición de velocidad de pérdida.

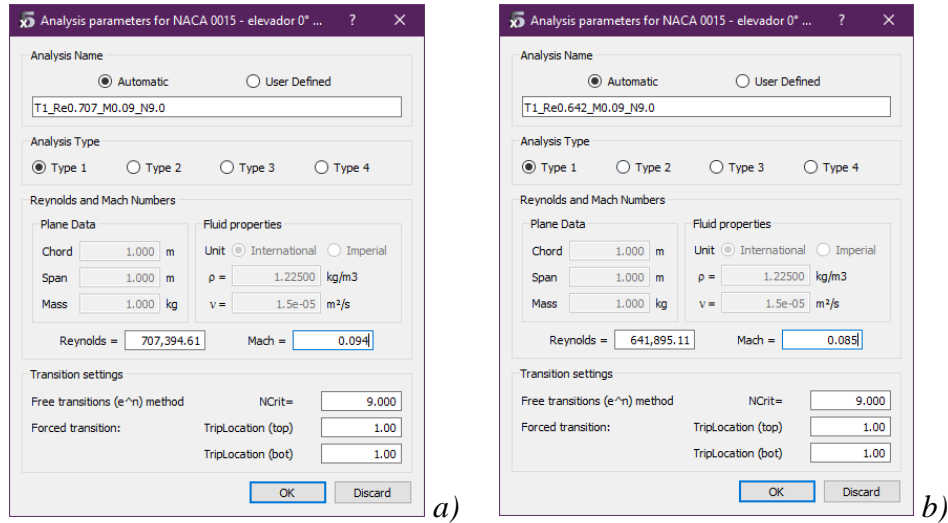


Figura 7.23: Ventana de opciones para realizar el análisis en velocidad de pérdida a) con elevadores a 0° , b) con elevadores inclinados.

7.3.2 Obtención de las curvas aerodinámicas.

Al hacer este análisis con los pasos descritos en la sección 7.2.2, se obtuvieron las curvas aerodinámicas de los tres coeficientes aerodinámicos en función del ángulo de ataque α . La figura 7.24 muestra la gráfica del coeficiente de sustentación como función del ángulo de ataque. A diferencia de la sección anterior donde se consideró una velocidad crucero, aquí se consideró una velocidad menor que es la de pérdida, por consiguiente, en la gráfica se visualiza que en un intervalo las curvas tienen un segmento lineal a cierto intervalo donde las variables aumentan de forma proporcional hasta alcanzar un valor máximo de los coeficientes de sustentación C_L , pero menor respecto a las curvas de velocidad crucero a un ángulo α (véase figura 7.4). Se establece una curva base representada por una línea discontinua indicando que el elevador del estabilizador horizontal está a 0° y de ahí su comparación con las curvas restantes que representan las condiciones de los ángulos de deflexión restantes que se establecieron en la sección 7.3.1.

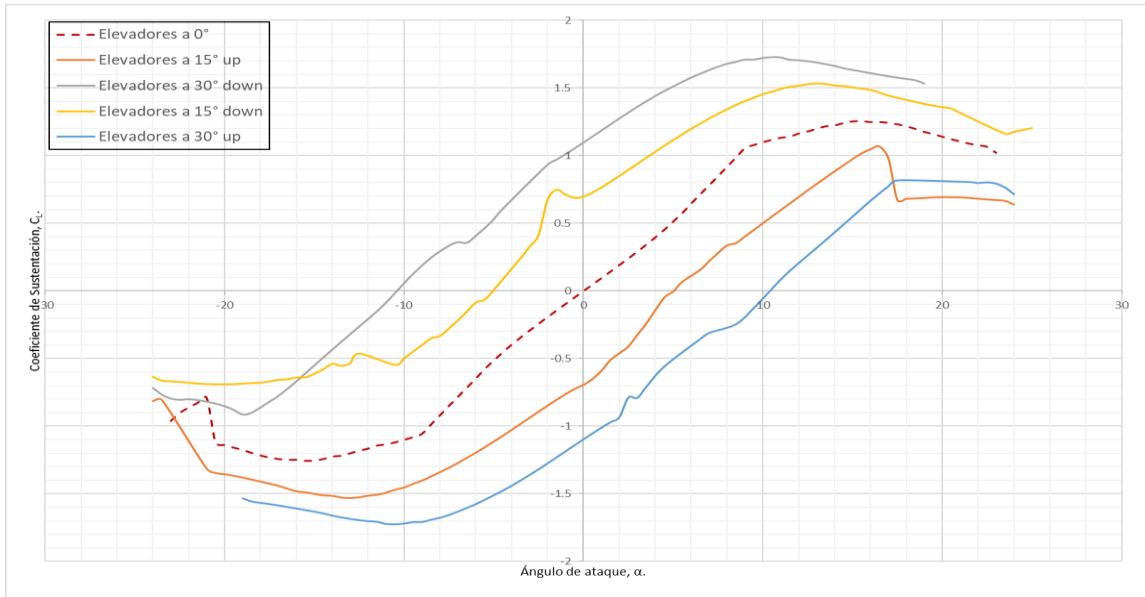


Figura 7.24: Curva aerodinámica del coeficiente de sustentación C_L vs ángulo de ataque α en velocidad “Stall”.

La figura 7.25 muestra la gráfica del coeficiente de arrastre como función del ángulo de ataque. El comportamiento indica un arrastre mínimo cuando el ángulo de ataque es 0° , al aumentar o disminuir el ángulo de ataque, el coeficiente aumenta, como se indica en la curva base indicada con una línea discontinua, que representa la deflexión del elevador a 0° . C_D tendrá variaciones de acuerdo con la configuración correspondiente, por ejemplo, el coeficiente mínimo de arrastre se obtiene a ciertos valores de α mayores o menores respecto al coeficiente de la curva base.

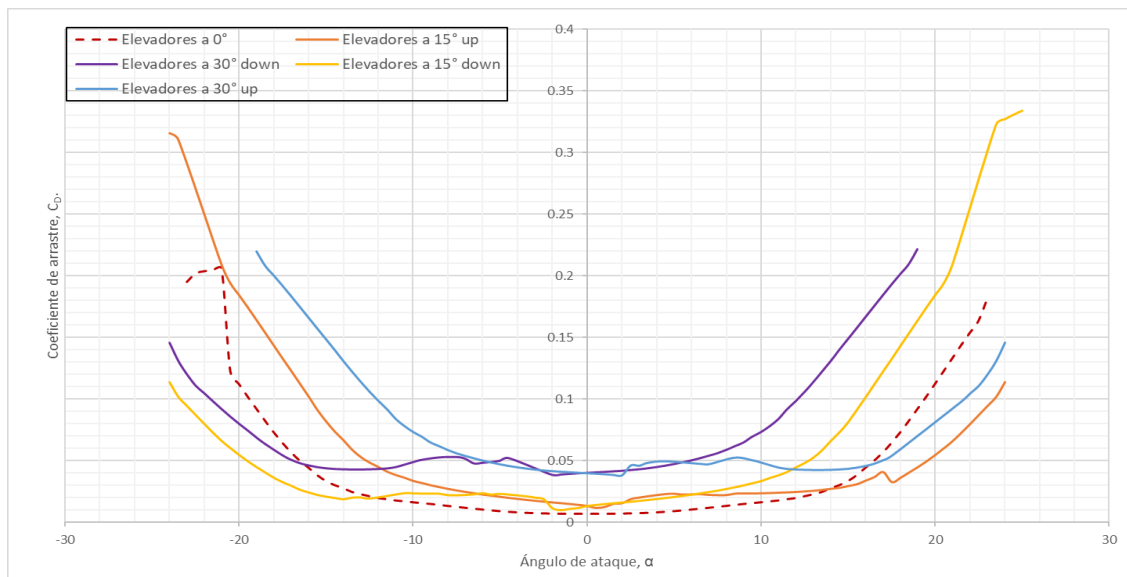


Figura 7.25: Curvas aerodinámicas del coeficiente de arrastre C_D vs ángulo de ataque α en velocidad Stall.

La figura 7.26 muestra el comportamiento del coeficiente de momento C_M en función de α . Donde se puede apreciar la curva del momento del perfil del estabilizador horizontal cuando su elevador está a 0° representando una curva base, a partir de ahí se visualizan las otras curvas donde el elevador está deflexionado 15° hacia abajo y hacia arriba, obteniéndose una interpretación del momento generado en el perfil aerodinámico.

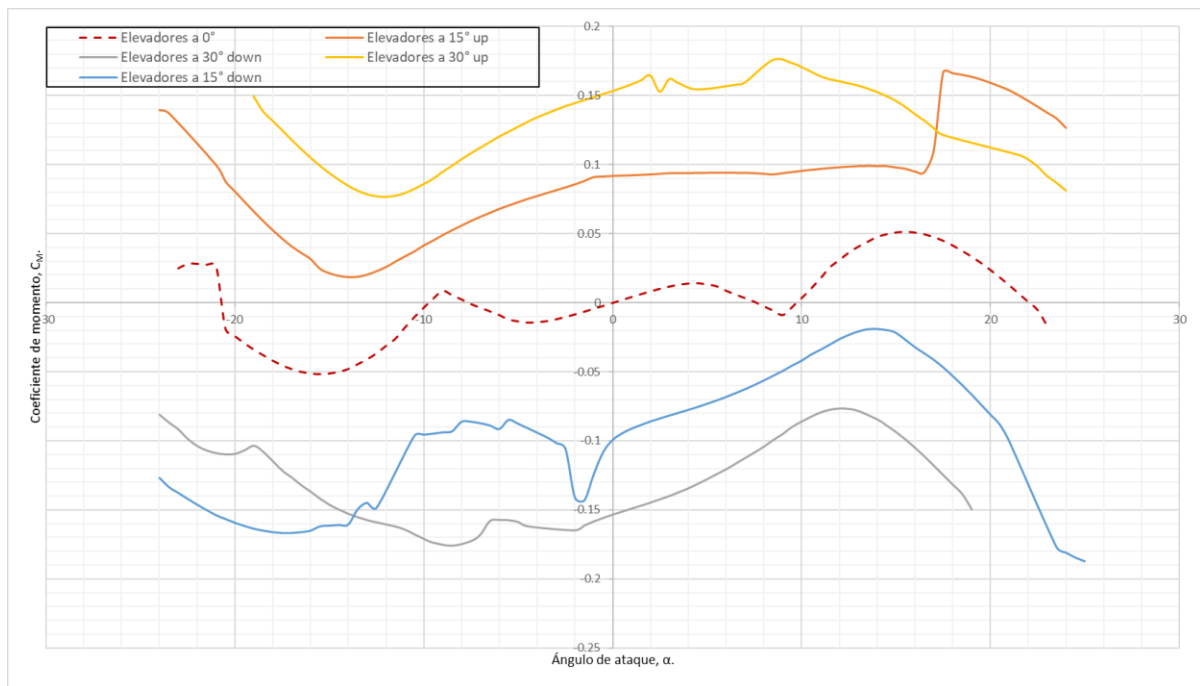


Figura 7.26: Curvas aerodinámicas del coeficiente de momento C_M vs ángulo de ataque α .

También se determinaron las curvas aerodinámicas para la eficiencia aerodinámica representado por el cociente definido en la ecuación (7.2) en función del ángulo de ataque, para el elevador con deflexión a 0° la curva base representándose esta condición como una línea discontinua y se observa una eficiencia mayor con respecto a las demás. Al inclinar el elevador hacia arriba o hacia abajo la eficiencia disminuye, el valor de la eficiencia máxima se recorre a un valor de α mayor o menor respecto al de la curva base de 0° . La figura 7.27 muestra este comportamiento.

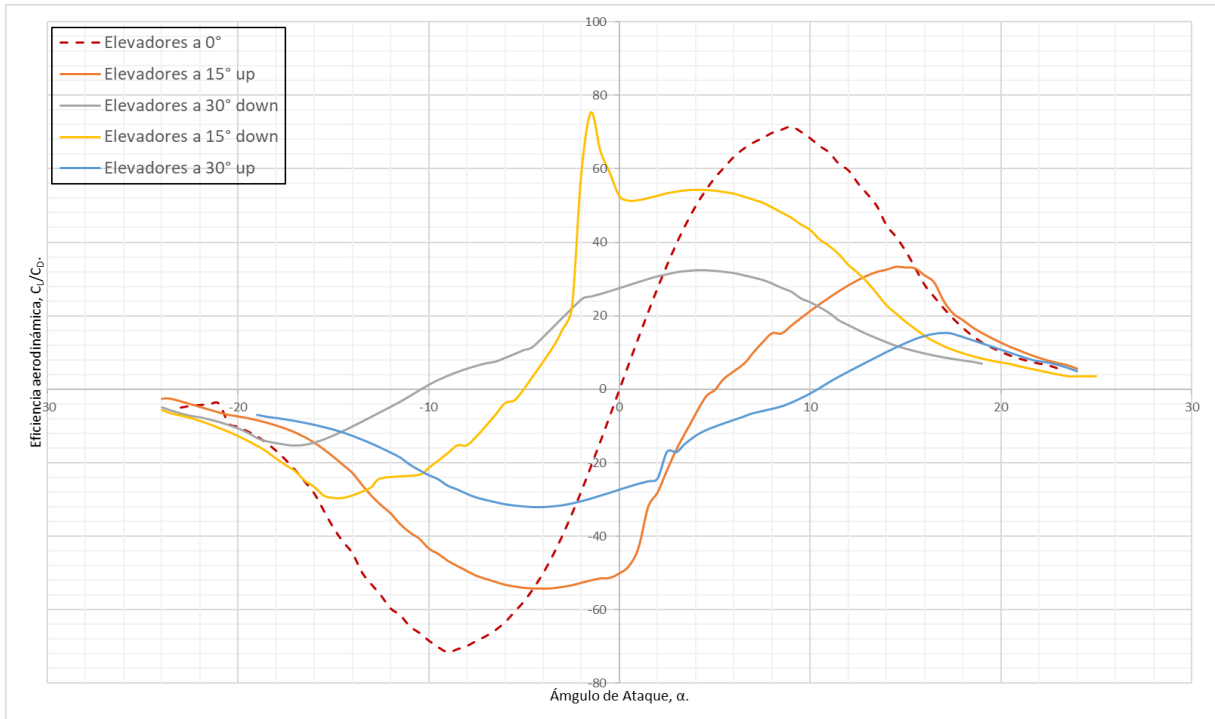


Figura 7.27: Curvas aerodinámicas de C_L/C_D vs ángulo de ataque α para velocidad Stall.

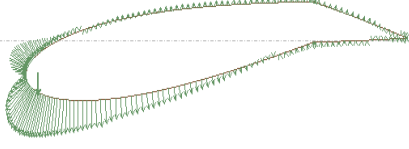
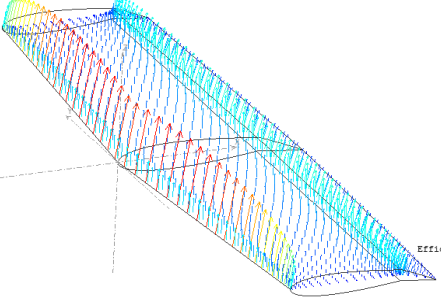
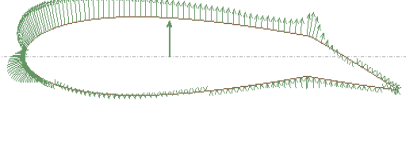
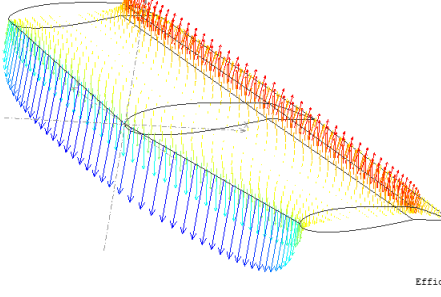
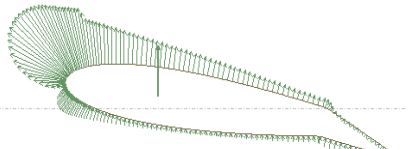
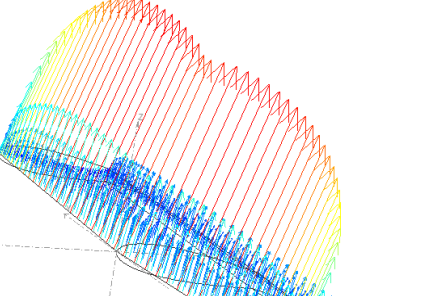
7.3.3 Distribución de presiones.

A continuación, en esta sección, se mostrarán las distribuciones de la presión a lo largo del modelo del estabilizador horizontal en la condición de velocidad de pérdida, presentando los casos más representativos de los análisis realizados cuando el elevador tuvo ángulos de deflexión de 0° , 15° y 30° hacia arriba y abajo. Fijando ángulos de ataque $\alpha = -8^\circ$, 0° y 8° ; en las siguientes tablas se observa la distribución de la presión sobre los modelos 2D y 3D del estabilizador horizontal, así como la magnitud de la presión mínima y máxima en esos estados.

La tabla 7.10 muestra la distribución de la presión en la primera condición cuando el elevador tuvo una deflexión de 0° , como era de esperarse en un ángulo de ataque positivo el estabilizador presentó una sustentación positiva, y viceversa. Cuando el ángulo de ataque fue 0° , la distribución de presión es casi nula debido a que la velocidad mínima de vuelo manejada está al límite considerando la deflexión del elevador.

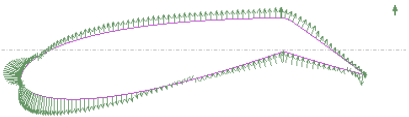
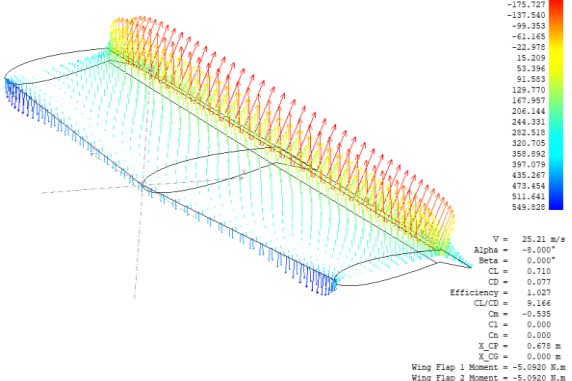
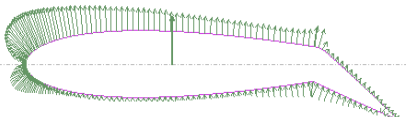
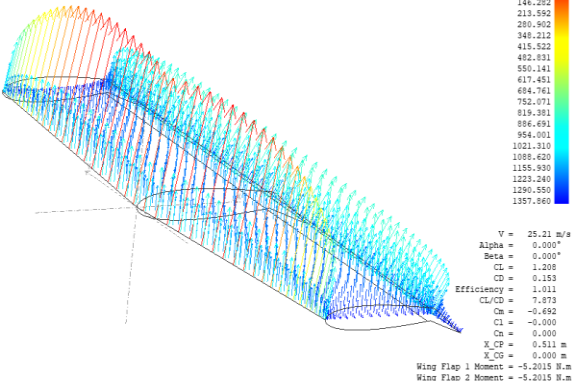
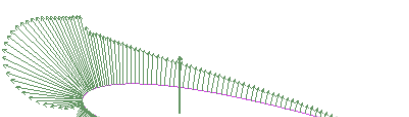
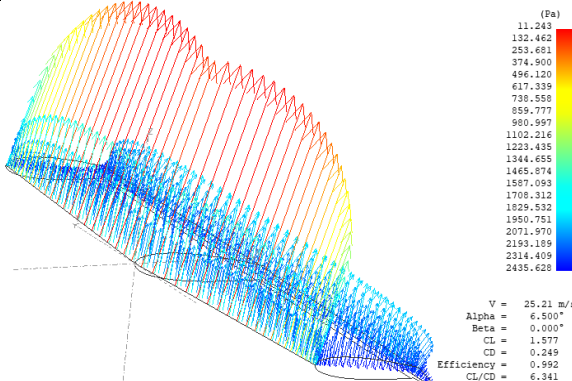
La tabla 7.11 muestra la distribución de presión, así como los valores mínimos y máximos en Pascales para la condición de deflexión del elevador a 15° hacia abajo respecto a la horizontal, concentrándose en el borde de ataque la presión máxima, se realiza una comparación en 2 y 3 dimensiones del modelo del estabilizador horizontal.

Tabla 7.11: Distribución de presiones a un ángulo de deflexión del elevador de 15° down.

α	2D	3D	Rango de Presiones (Pa)
-8°		 <pre> (Pa) 3.979 41.249 78.500 115.761 153.022 190.283 227.543 264.804 302.065 339.326 376.587 413.847 451.108 488.369 525.630 562.891 600.151 637.412 674.673 711.934 749.194 V = 25.21 m/s Alpha = 0.000° Beta = 0.000° CL = 0.642 CD = 0.637 Efficiency = 1.011 CL/CD = 16.472 Cm = -0.351 Cl = 0.000 Cn = 0.000 X_CP = 0.813 m X.CG = 0.000 m Wing Flap 1 Moment = -2.9413 N.m Wing Flap 2 Moment = -2.9413 N.m </pre>	3.979 (mínima) 749.194 (máxima)
0°		 <pre> (Pa) -698.451 -650.156 -601.864 -553.571 -505.277 -456.984 -408.690 -360.396 -312.103 -263.809 -215.516 -167.222 -118.929 -70.635 -22.342 25.952 74.245 122.539 170.833 219.126 267.420 V = 25.21 m/s Alpha = -8.000° Beta = 0.000° CL = 0.096 CD = 0.016 Efficiency = 0.813 CL/CD = 5.890 Cm = -0.190 Cl = -0.000 Cn = -0.000 X_CP = 1.790 m X.CG = 0.000 m Wing Flap 1 Moment = -2.4267 N.m Wing Flap 2 Moment = -2.4267 N.m </pre>	-698.451 (mínima) 267.420 (máxima)
8°		 <pre> (Pa) 7.222 111.921 216.621 321.321 426.020 530.720 635.419 740.119 844.819 949.518 1054.218 1158.917 1263.617 1368.317 1473.016 1577.716 1682.416 1787.115 1891.815 1996.514 2101.214 V = 25.21 m/s Alpha = 8.000° Beta = 0.000° CL = 1.102 CD = 0.115 Efficiency = 1.001 CL/CD = 9.608 Cm = -0.500 Cl = 0.000 Cn = -0.000 X_CP = 0.408 m X.CG = 0.000 m Wing Flap 1 Moment = -3.3010 N.m Wing Flap 2 Moment = -3.3010 N.m </pre>	7.222 (mínima) 2101.214 (máxima)

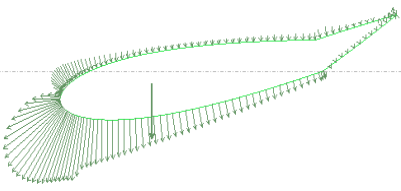
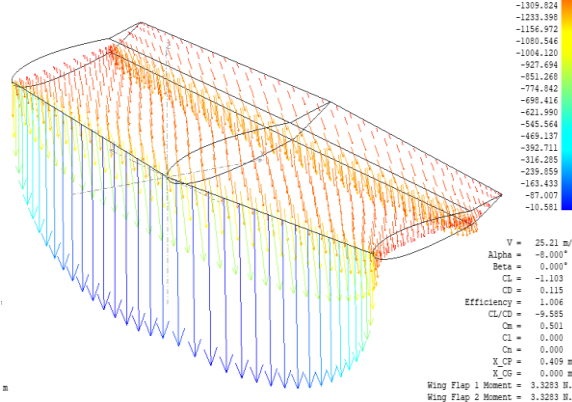
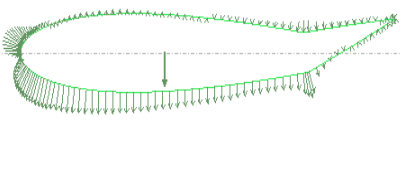
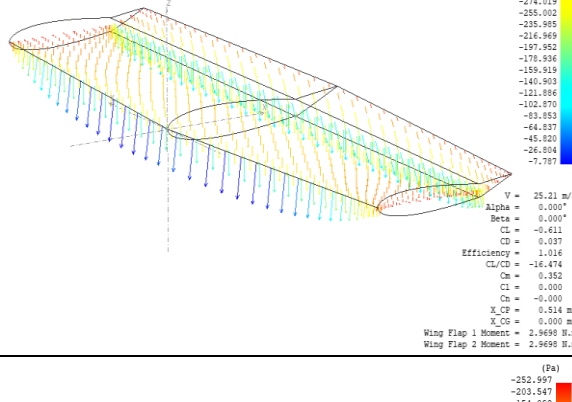
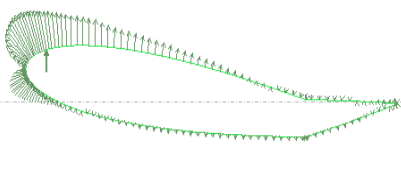
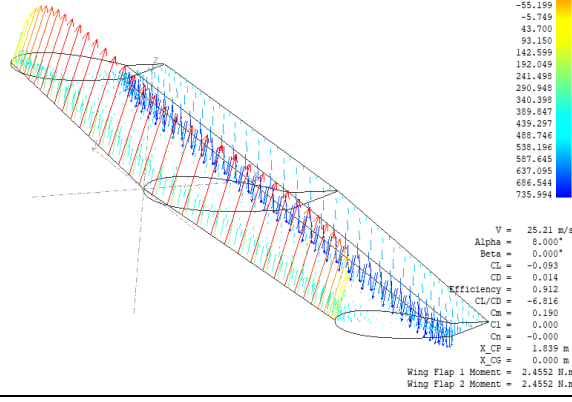
La tabla 7.12 muestra la distribución de la presión a valores de α indicados para los modelos en 2D y 3D, considerando el elevador con deflexión a 30° hacia abajo. Se obtuvieron valores positivos de presión cuando $\alpha = 6.5^\circ$ y un máximo valor que software calculó para el análisis en 3D. Para valores de $\alpha \leq -8^\circ$, se obtuvieron valores negativos para la distribución de presión, implicando que la sustentación fuese negativa.

Tabla 7.12: Distribución de presiones a un ángulo de deflexión del elevador de 30° down.

α	2D	3D	Rango de Presiones (Pa)
-8°		 <small> (Pa) -213.914 -176.727 -137.540 -99.353 -61.166 -22.978 15.209 53.396 91.583 129.770 167.957 206.144 244.331 282.518 320.705 358.892 397.079 435.267 473.454 511.641 549.828 V = 25.21 m/s Alpha = -8.000° Beta = 0.000° CL = 0.710 CD = 0.077 Efficiency = 1.027 CL/CD = 9.166 Cm = -0.535 Cl = 0.000 Cn = 0.000 X_CP = 0.678 m X_CG = 0.000 m Wing Flap 1 Moment = -5.0920 N.m Wing Flap 2 Moment = -5.0920 N.m </small>	-213.914 (mínima) 549.828 (máxima)
0°		 <small> (Pa) 11.662 78.972 146.282 213.592 280.902 348.212 415.522 482.831 550.141 617.451 684.761 752.071 819.381 886.691 954.001 1021.310 1088.620 1155.930 1223.240 1290.550 1357.860 V = 25.21 m/s Alpha = 0.000° Beta = 0.000° CL = 1.208 CD = 0.153 Efficiency = 1.011 CL/CD = 7.873 Cm = -0.692 Cl = -0.000 Cn = 0.000 X_CP = 0.511 m X_CG = 0.000 m Wing Flap 1 Moment = -5.2015 N.m Wing Flap 2 Moment = -5.2015 N.m </small>	11.662 (mínima) 1357.860 (máxima)
6.5°		 <small> (Pa) 11.243 132.462 253.661 374.900 496.120 617.339 738.558 859.777 980.997 1102.216 1223.435 1344.655 1465.874 1587.093 1708.312 1829.532 1950.751 2071.970 2193.189 2314.409 2435.628 V = 25.21 m/s Alpha = 6.500° Beta = 0.000° CL = 1.577 CD = 0.249 Efficiency = 0.992 CL/CD = 6.341 Cm = -0.801 Cl = 0.000 Cn = 0.000 X_CP = 0.455 m X_CG = 0.000 m Wing Flap 1 Moment = -5.0953 N.m Wing Flap 2 Moment = -5.0953 N.m </small>	11.243 (mínima) 2435.628 (máxima)

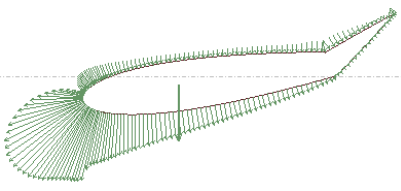
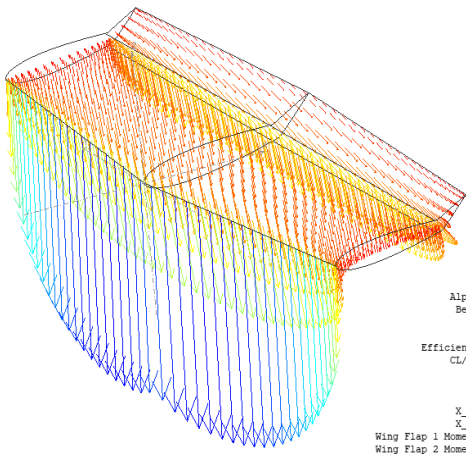
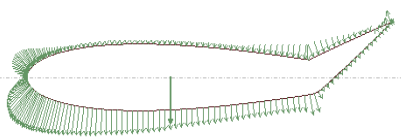
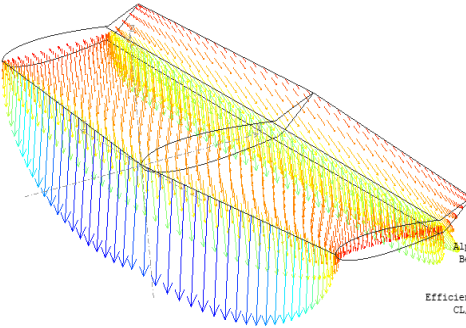
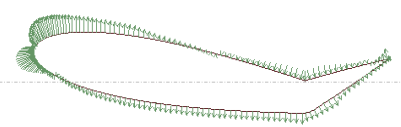
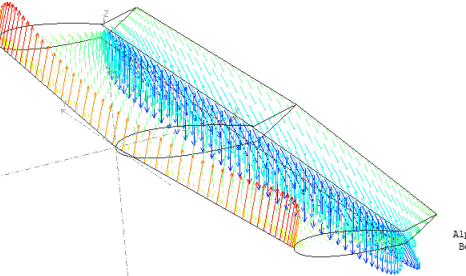
La tabla 7.13 muestra el comportamiento de la presión distribuida para una configuración de 15° deflexionado hacia arriba respecto a la horizontal. Se observa que la presión tuvo una dirección hacia abajo cuando el ángulo de ataque estaban valores negativos o a 0° y tuvo una dirección hacia arriba cuando aumentó a más de 8° .

Tabla 7.13: Distribución de presiones a un ángulo de deflexión del elevador de 15° up.

α	2D	3D	Rango de Presiones (Pa)
-8°			-1539.102 (mínima) -10.581 (máxima)
0°			-388.118 (mínima) -7.787 (máxima)
8°			-252.997 (mínima) 735.994 (máxima)

Por último, se consideró que el elevador está a 30° deflexionado hacia arriba, la tabla 7.14 muestra la distribución de las presiones en los dos modelos del estabilizador.

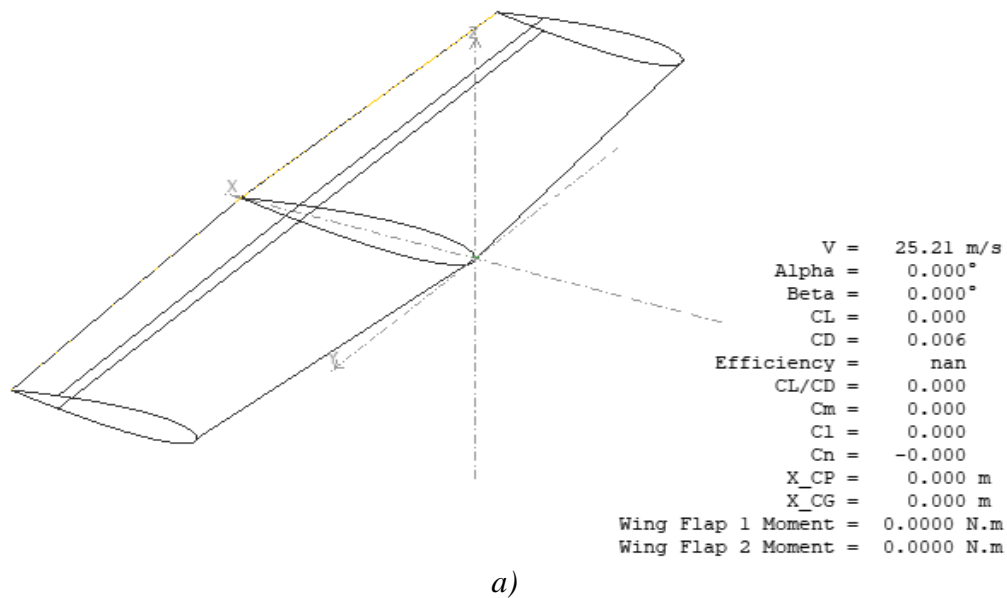
Tabla 7.14: Distribución de presiones a un ángulo de deflexión del elevador de 30° up.

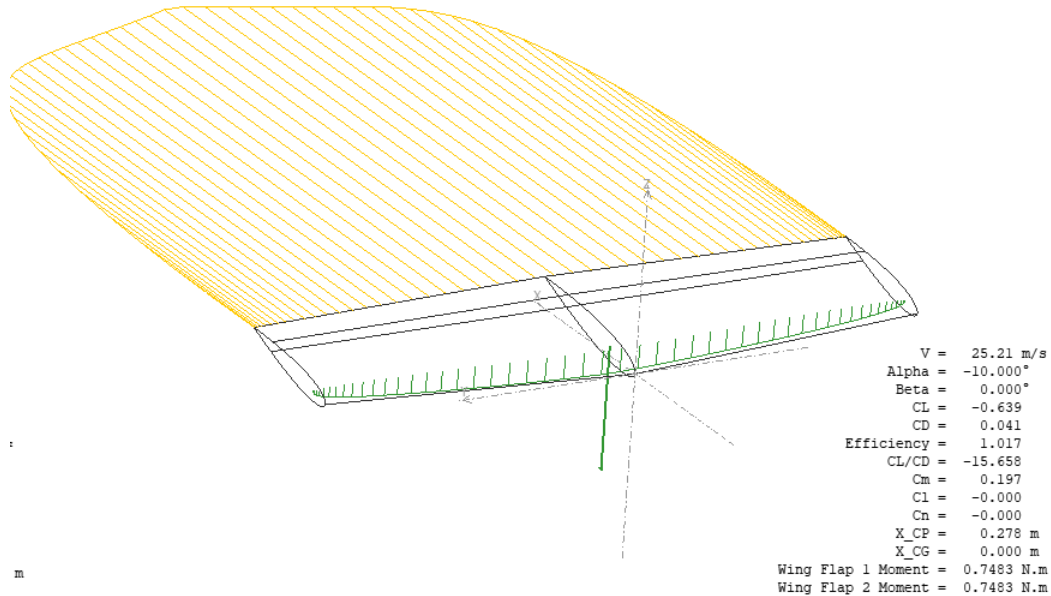
α	2D	3D	Rango de Presiones (Pa)
-6.5°		 <pre> (Pa) -2273.050 -2159.960 -2046.870 -1933.779 -1820.689 -1707.599 -1594.508 -1481.418 -1368.328 -1255.237 -1142.147 -1029.057 -915.966 -802.876 -689.786 -576.695 -463.605 -350.515 -237.425 -124.334 -11.244 V = 25.21 m/s Alpha = -6.500° Beta = 0.000° CL = -1.577 CD = 0.249 Efficiency = 0.592 CL/CD = -6.330 Cm = 0.801 CI = 0.000 Cn = 0.000 X_CP = 0.455 m X.CG = 0.000 m Wing Flap 1 Moment = 5.0958 N.m Wing Flap 2 Moment = 5.0958 N.m </pre>	-2273.050 (mínima) -11.244 (máxima)
0°		 <pre> (Pa) -1104.130 -1049.507 -994.884 -940.260 -885.637 -831.014 -776.390 -721.767 -667.144 -612.520 -557.897 -503.274 -448.650 -394.027 -339.404 -284.780 -230.157 -175.534 -120.910 -66.287 -11.664 V = 25.21 m/s Alpha = 0.000° Beta = 0.000° CL = -1.207 CD = 0.153 Efficiency = 1.011 CL/CD = -7.866 Cm = 0.692 CI = 0.000 Cn = 0.000 X_CP = 0.511 m X.CG = 0.000 m Wing Flap 1 Moment = 5.2020 N.m Wing Flap 2 Moment = 5.2020 N.m </pre>	-1104.13 (mínima) -11.664 (máxima)
8°		 <pre> (Pa) -549.856 -500.019 -450.181 -400.344 -350.506 -300.669 -250.831 -200.994 -151.156 -101.319 -51.481 -1.644 48.194 98.031 147.869 197.706 247.544 297.381 347.219 397.056 446.894 V = 25.21 m/s Alpha = 8.000° Beta = 0.000° CL = -0.705 CD = 0.078 Efficiency = 1.027 CL/CD = -8.145 Cm = 0.535 CI = 0.000 Cn = -0.000 X_CP = 0.679 m X.CG = 0.000 m Wing Flap 1 Moment = 5.0926 N.m Wing Flap 2 Moment = 5.0926 N.m </pre>	-549.856 (mínima) 446.894 (máxima)

7.3.4 Sustentación y arrastre a velocidad de pérdida.

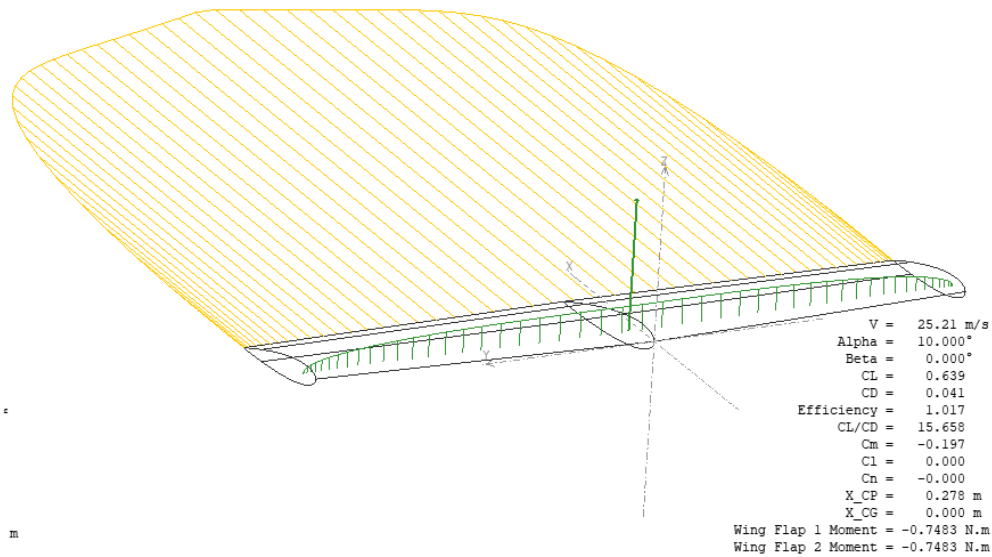
Para los resultados de este análisis, fue necesario el modelo del estabilizador horizontal para verificar la distribución de la sustentación a lo largo del modelo, se observa en las siguientes figuras que en todos los casos la distribución tendió a ser de forma elíptica, también se indica la resultante de esta fuerza con dirección hacia arriba o hacia abajo.

En esta sección se consideró una condición de vuelo a una velocidad de Stall a la que la aeronave tiene sustentación, cuya magnitud es alrededor de 25 m/s, se establecieron los ángulos de deflexión del elevador a 0° , 15° y 30° hacia arriba y hacia abajo. Se analizó, a ciertos valores de α , el comportamiento de las fuerzas de sustentación y arrastre. Cuando el elevador tuvo una deflexión de 0° no hubo sustentación ni arrastre notorio a un valor $\alpha = 0^\circ$, cuando aumentó o disminuyó el ángulo de ataque la sustentación aumentó o también disminuyó (sustentación negativa), respectivamente, además el arrastre aumentó, como se muestra en la figura 7.28.





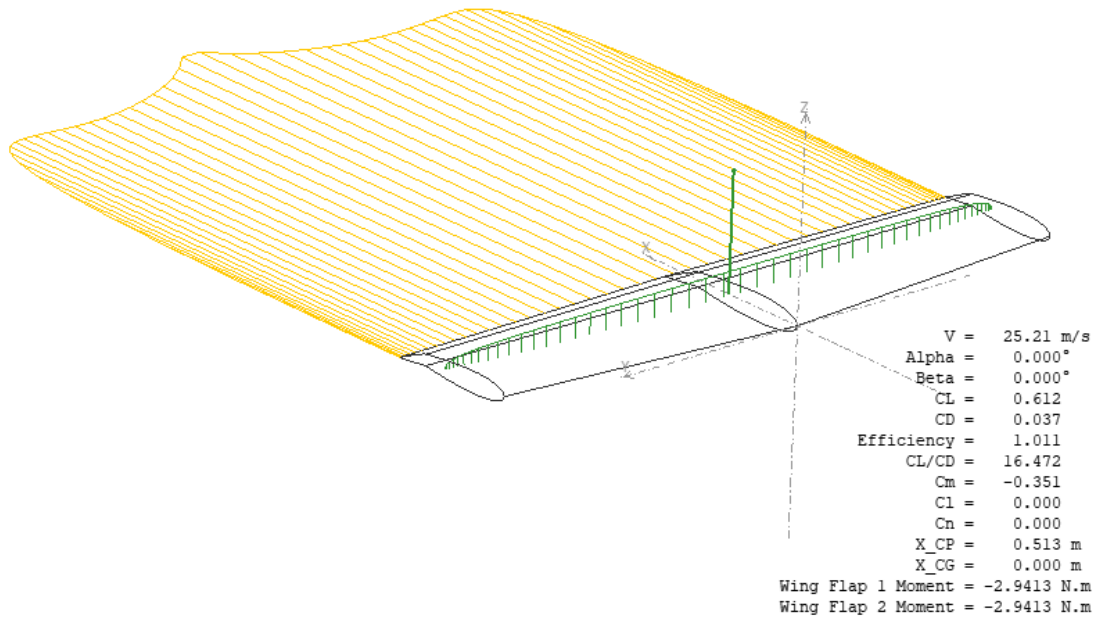
b)



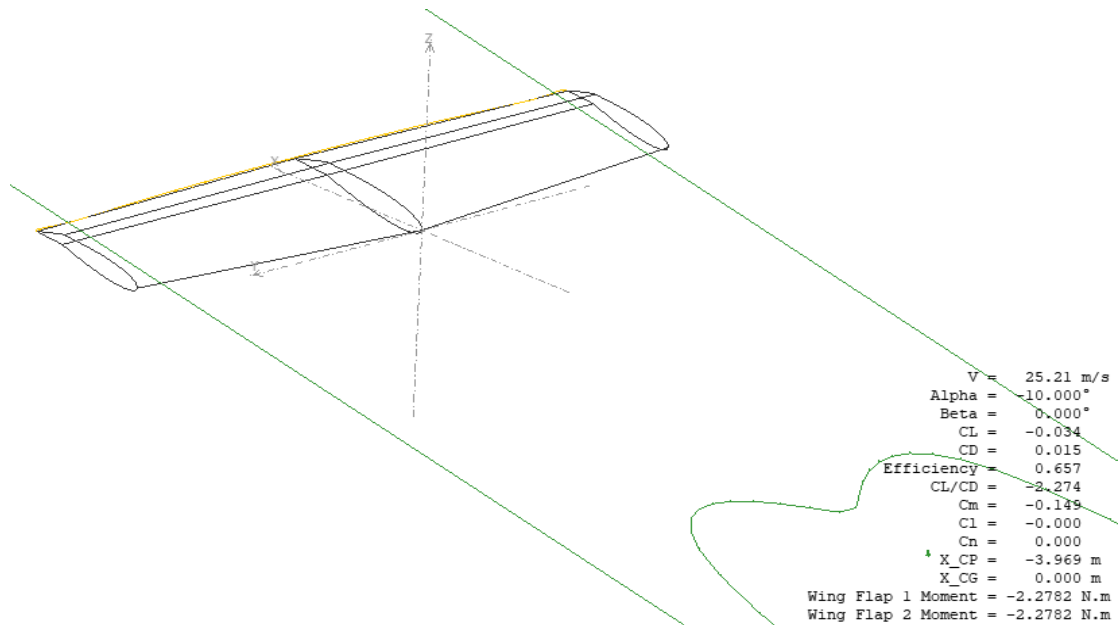
c)

Figura 7.28: Visualización de la sustentación y arrastre en el estabilizador horizontal a un ángulo de ataque a) $\alpha = 0^\circ$, b) $\alpha = -10^\circ$, c) $\alpha = 10^\circ$ con deflexión del elevador a 0° en velocidad de pérdida.

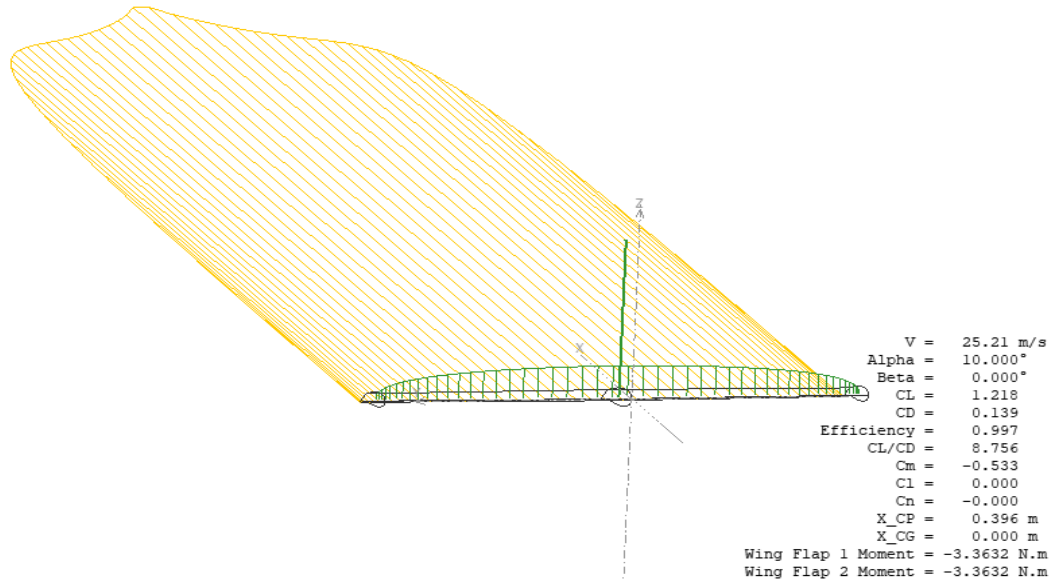
La figura 7.29 muestra una representación de las fuerzas de sustentación y arrastre, considerando el elevador a 15° deflexionado hacia abajo. Existió una sustentación positiva y un arrastre para los ángulos de ataque a 0° y 10° . Para valores de $\alpha < -10^\circ$ la sustentación fue negativa y el arrastre volvió a incrementar.



a)



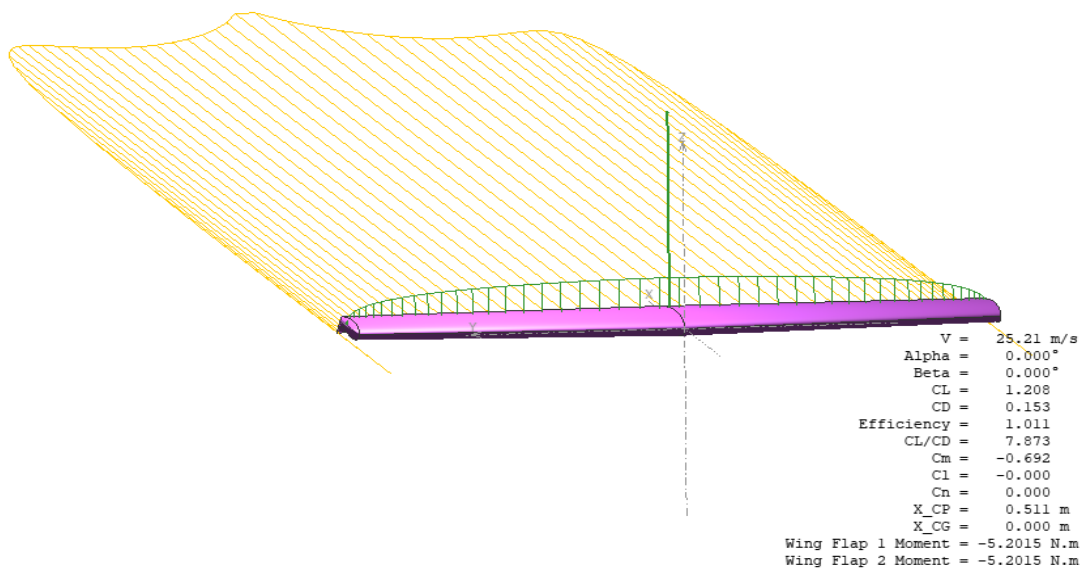
b)



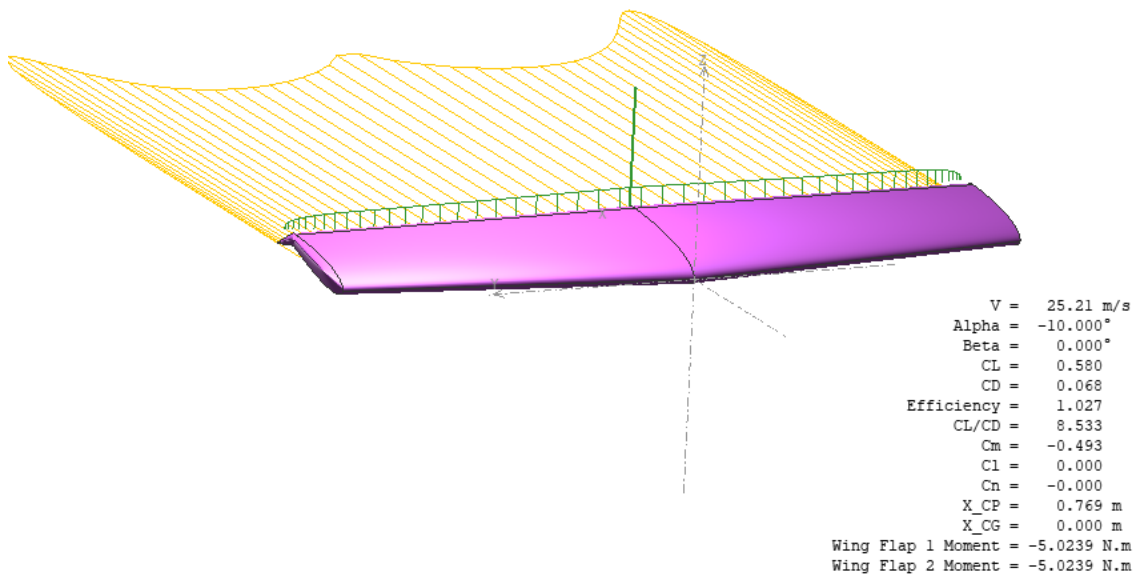
c)

Figura 7.29: Visualización de la sustentación y arrastre en el estabilizador horizontal a un ángulo de ataque a) $\alpha = 0^\circ$, b) $\alpha = -10^\circ$, c) $\alpha = 10^\circ$ con deflexión del elevador a 15° down en velocidad de pérdida.

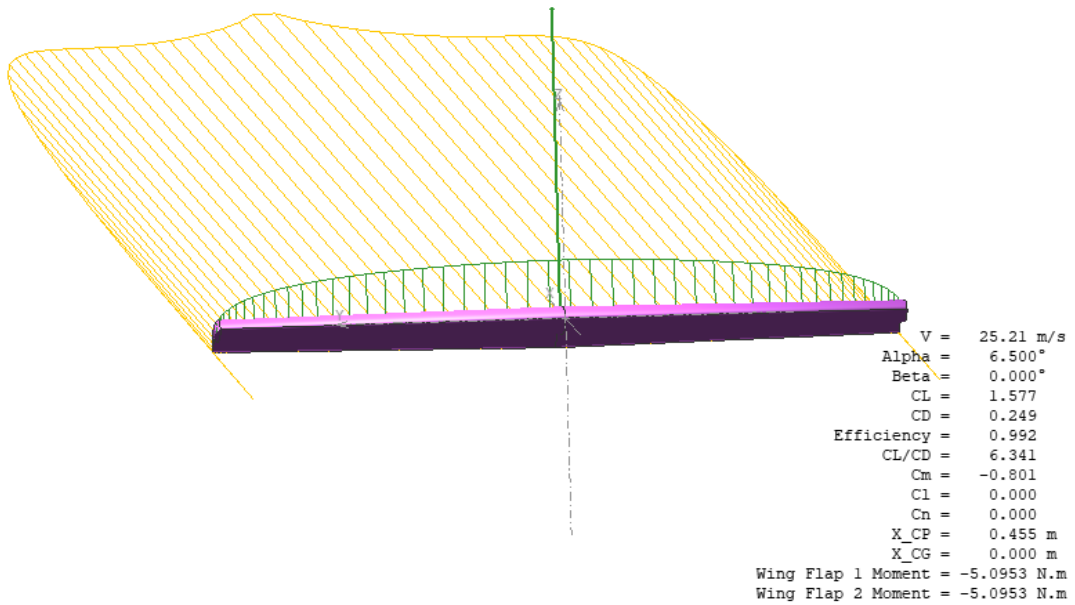
La tercera condición en la velocidad de Stall consistió que el elevador tuvo una deflexión de 30° hacia debajo de la horizontal. La figura 7.30 muestra que a los tres ángulos de ataque propuestos la sustentación fue positiva, pero en la parte d) de la figura en cuestión existió una sustentación y arrastre casi nulo a un ángulo de ataque de -19.5° , al disminuir más el valor de α la sustentación fue negativa y por ende el arrastre aumentó.



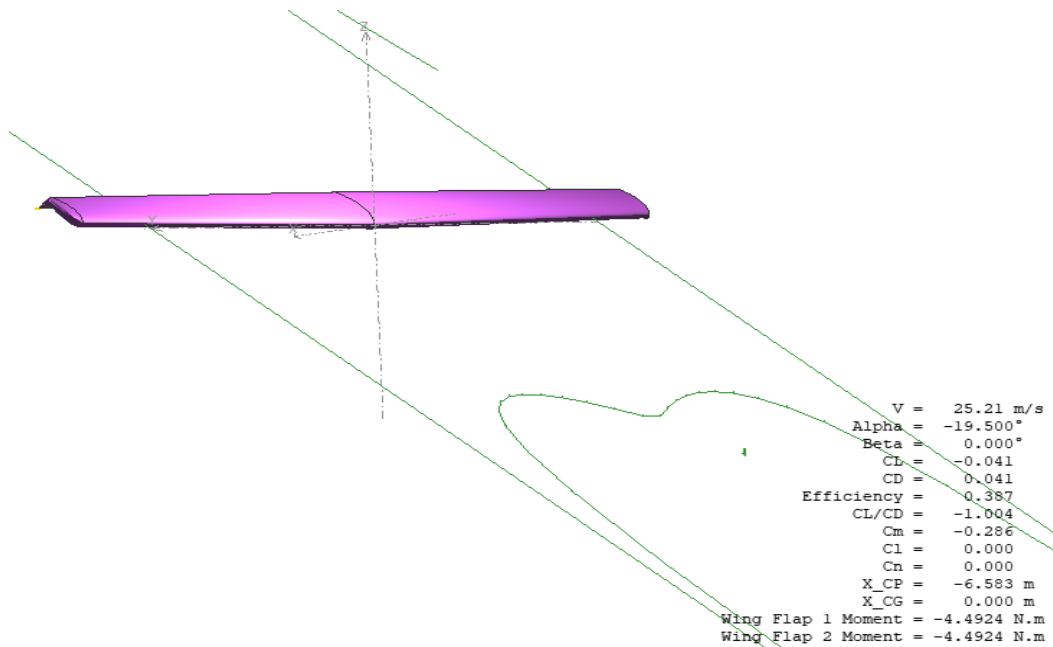
a)



b)



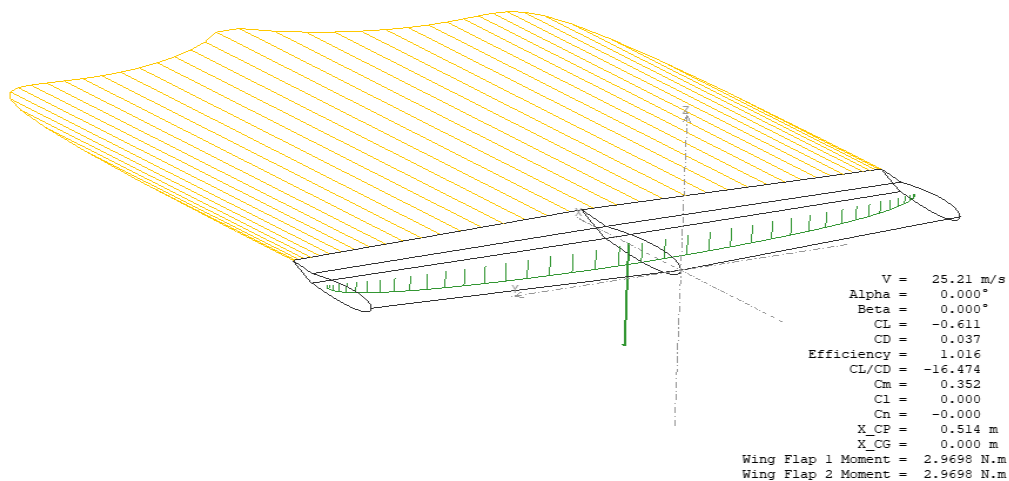
c)



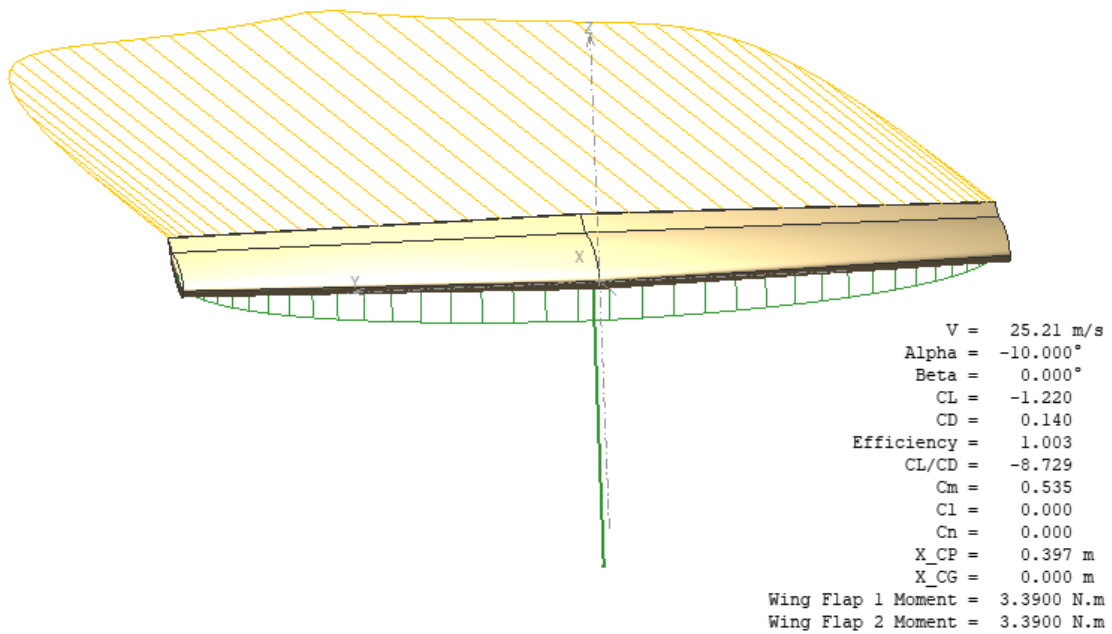
d)

Figura 7.30: Visualización de la sustentación y arrastre en el estabilizador horizontal a un ángulo de ataque a) $\alpha = 0^\circ$, b) $\alpha = -10^\circ$, c) $\alpha = 10^\circ$, d) $\alpha = -19.5^\circ$ con deflexión del elevador a 30° down en velocidad de pérdida.

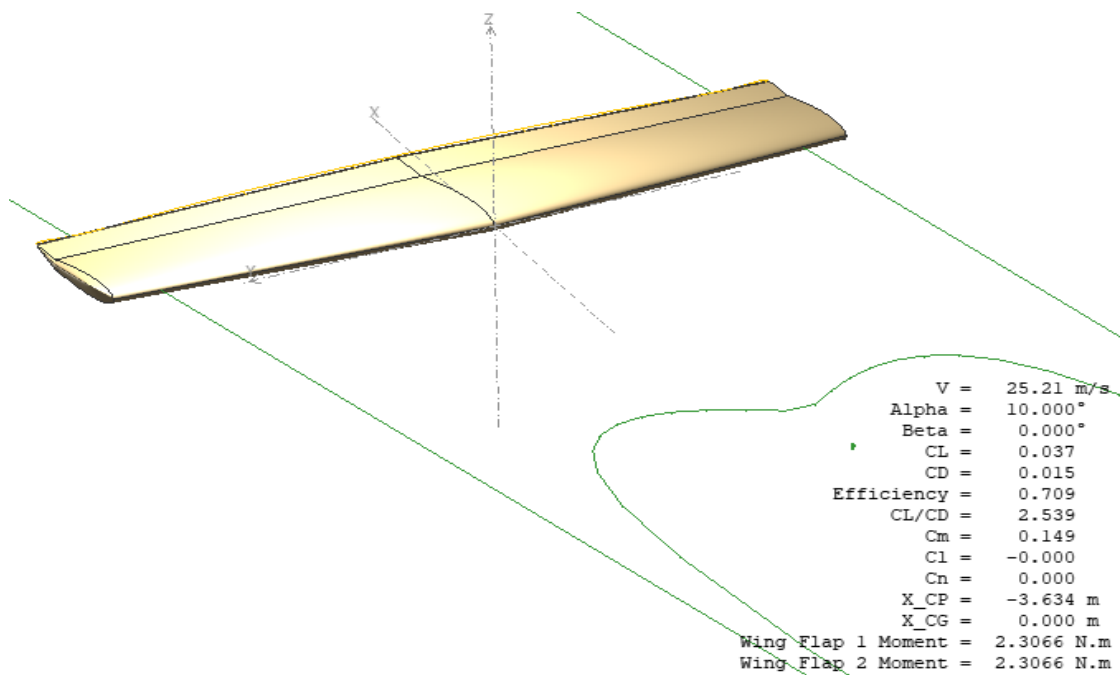
En la cuarta condición se consideró que el elevador estaba a un ángulo de deflexión de 15° hacia arriba con respecto a la horizontal a esta velocidad de vuelo que es la mínima para la aeronave. Para los ángulos de ataque de 0° y -10° , la figura 7.31 muestra que la sustentación fue negativa, al llegar a 10° el estabilizador tuvo una sustentación y arrastre casi nulo y por ello al aumentar más α , la sustentación cambió de sentido hacia la parte superior.



a)



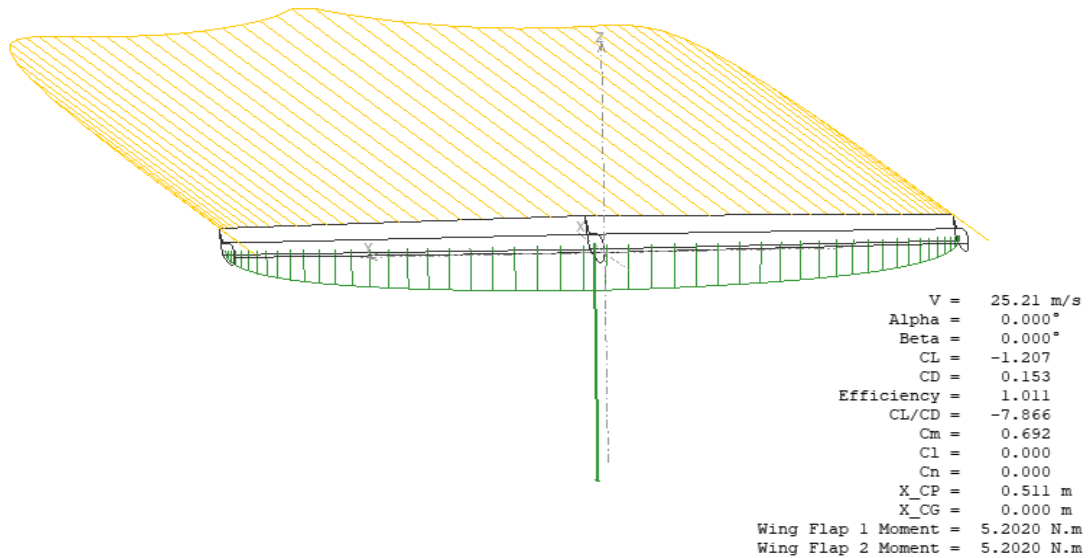
b)



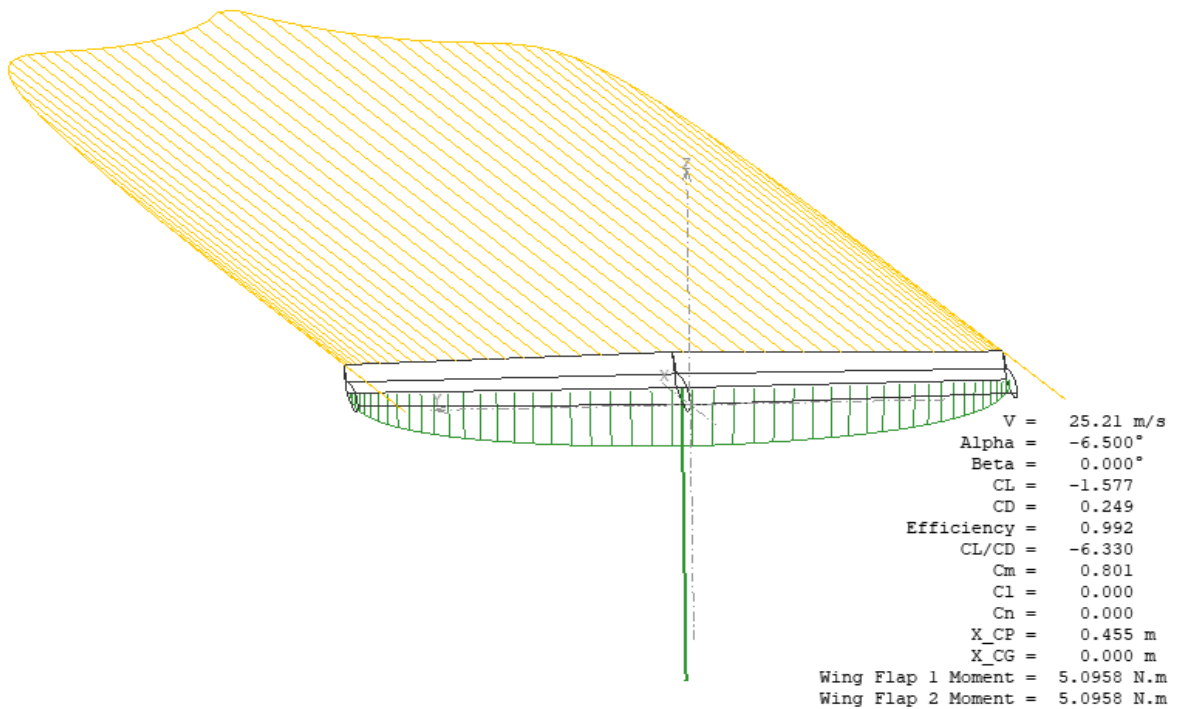
c)

Figura 7.31: Visualización de la sustentación y arrastre en el estabilizador horizontal a un ángulo de ataque a) $\alpha = 0^\circ$, b) $\alpha = -10^\circ$, c) $\alpha = 10^\circ$ con deflexión del elevador a 15° up en velocidad de pérdida.

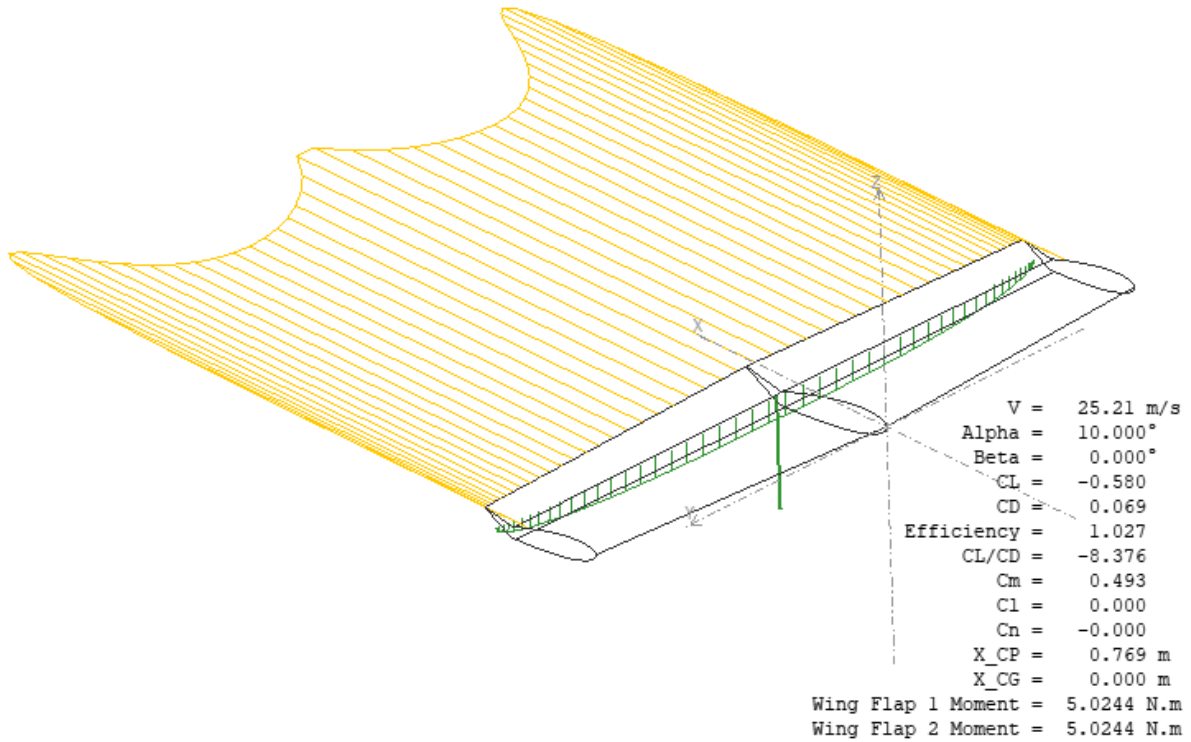
En la última condición, considerando la velocidad de pérdida cuando el elevador tuvo un ángulo de deflexión de 30° hacia arriba respecto a la horizontal, la figura 7.32 muestra una representación las fuerzas de sustentación y arrastre, existió una sustentación y un arrastre mínimo cuando su ángulo de ataque fue de 19.5° .



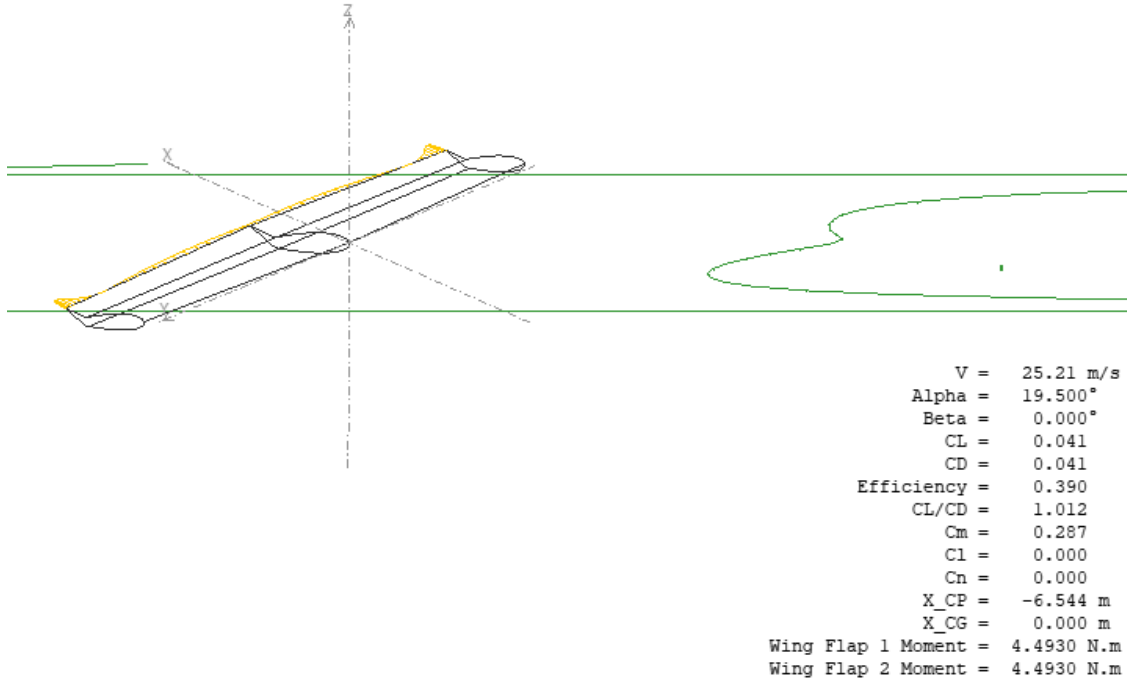
a)



b)



c)



d)

Figura 7.32: Visualización de la sustentación y arrastre en el estabilizador horizontal a un ángulo de ataque a) $\alpha = 0^\circ$, b) $\alpha = -6.5^\circ$, c) $\alpha = 10^\circ$, d) $\alpha = 19.5^\circ$ con deflexión del elevador a 30° up en velocidad de pérdida.

7.3.5 Momento y fuerza de sustentación del estabilizador horizontal en la aeronave.

En esta sección se muestran los resultados de la posición de la fuerza de sustentación F_L y el momento obtenido M para la aeronave con respecto su centro de gravedad y también con respecto a la parte estructural del estabilizador horizontal a una velocidad de Stall.

De manera similar que en la sección 7.2.5, se calculó la fuerza F_L en el estabilizador horizontal de la aeronave con los datos obtenidos del análisis en XFLR5 para los casos representativos de la deflexión del elevador. Se obtuvo la posición de la fuerza de sustentación en el perfil del estabilizador horizontal en unidades de longitud de la cuerda y en metros. Con las distancias obtenidas del dimensionamiento de la aeronave in situ y la posición de F_L en el estabilizador se calculó el momento generado respecto al centro de gravedad de la aeronave ubicado a $c/4$ en unidades de longitud de la cuerda del ala. También se realizó una comparación del momento obtenido si el centro de gravedad se ubica más adelante ($c/5$) o más atrás ($c/3$) de $c/4$, tomando en cuenta la figura 7.14 para determinar gráficamente la posición de la fuerza F_L del estabilizador horizontal de la aeronave. La tabla 7.15 muestra los resultados de las fuerzas y momentos calculados para los casos representativos en el análisis, también muestra la posición de dicha fuerza en unidades de longitud de la cuerda del estabilizador y en metros considerando la velocidad Stall.

Tabla 7.15: Relación de valores de la fuerza de sustentación y momentos considerando velocidad Stall de los casos representativos.

Angulo Elevador	α	CL	Presión dinámica (Pa)	Direccion	FL EsH (kN)	M cg=c/4 (kNm)	M cg=c/5 (kNm)	M cg=c/3 (kNm)	Pos. F long cEH	Pos. F long cEH (m)
0°	-10°	-0.639	140.763	Down	-0.326	-1.428	-1.455	-1.384	0.238	0.236
	0°	0	140.763	-	0.000	0.000	0.000	0.000	0.459	0.456
	10°	0.639	140.763	Up	0.326	1.428	1.454	1.384	0.237	0.235
15° Down	-10°	-0.034	115.923	Down	-0.014	-0.061	-0.062	-0.059	0.095	0.094
	0°	0.612	115.923	Up	0.257	1.164	1.185	1.129	0.385	0.382
	10°	1.218	115.923	Up	0.512	2.254	2.295	2.184	0.261	0.259
30° Down	-10°	0.58	115.923	Up	0.244	2.490	2.510	2.457	6.117	6.072
	0°	1.208	115.923	Up	0.508	2.296	2.337	2.227	0.381	0.378
	10°	1.758	115.923	Up	0.739	3.267	3.327	3.166	0.280	0.278
15° Up	-10°	-1.263	115.923	Down	-0.531	-2.335	-2.378	-2.263	0.257	0.255
	0°	-0.635	115.923	Down	-0.267	-1.207	-1.229	-1.171	0.383	0.380
	10°	0.035	115.923	Up	0.015	0.062	0.063	0.060	0.091	0.090
30° Up	-10°	-1.756	115.923	Down	-0.738	-3.263	-3.323	-3.163	0.280	0.278
	0°	-1.207	115.923	Down	-0.507	-2.294	-2.335	-2.225	0.381	0.378
	10°	-0.58	115.923	Down	-0.244	-1.618	-1.638	-1.585	2.512	2.493
Referencia x,y										

Para el segundo caso, se calculó la posición de la fuerza de sustentación respecto a la parte estructural del estabilizador horizontal. Considerando los componentes Front Spar y Rear Spar, donde se visualizan en la figura 7.15. Se calculó la posición de F_L del estabilizador horizontal respecto a estos elementos en unidades de longitud de la cuerda y en metros, tomando en cuenta los sistemas de referencia que se describen en la figura 7.16 y lo descrito en la sección 7.2.5. La tabla 7.16 muestra los resultados obtenidos.

Tabla 7.16: Relación de valores de la fuerza de sustentación respecto a su posición en la estructura del Estabilizador horizontal en los casos representativos.

Angulo Elevador	α	CL	FL ESH (kN)	Direccion	Pos. FL unidades cEH	Pos. FL long cEH (m)	Posición FL Respecto a Front Spar		Posición FL Respecto a Rear Spar	
							metros	unidades c	metros	unidades c
0°	-10°	-0.639	-2.377	Down	0.224	0.222	-0.003	-0.003	0.458	0.461
	0°	0	0.000	-	0.199	0.198	-0.027	-0.028	0.482	0.486
	10°	0.639	2.377	Up	0.233	0.231	0.006	0.006	0.449	0.452
15° Down	-10°	-0.034	-0.126	Down	-2.127	-2.111	-2.336	-2.354	2.791	2.812
	0°	0.612	2.277	Up	0.389	0.386	0.161	0.162	0.294	0.296
	10°	1.218	4.531	Up	0.264	0.262	0.037	0.037	0.418	0.421
30° Down	-10°	0.58	2.158	Up	1.902	1.888	1.663	1.675	-1.208	-1.217
	0°	1.207	4.490	Up	0.383	0.380	0.155	0.156	0.300	0.302
	10°	1.758	6.540	Up	0.278	0.276	0.051	0.051	0.404	0.407
15° Up	-10°	-1.218	-4.531	Down	0.265	0.263	0.038	0.038	0.417	0.420
	0°	-0.612	-2.277	Down	0.389	0.386	0.161	0.162	0.294	0.296
	10°	0.034	0.126	Up	-0.666	-0.661	-0.886	-0.893	1.341	1.351
30° Up	-10°	-1.756	-6.533	Down	0.277	0.275	0.050	0.050	0.405	0.408
	0°	-1.207	-4.490	Down	0.383	0.380	0.155	0.156	0.300	0.302
	10°	-0.58	-2.158	Down	1.916	1.902	1.677	1.689	-1.222	-1.231
					Referencia x,y		Referencia x',y'		Referencia x'',y''	

7.3.6 Flujo de aire, vorticidad.

Como se mencionó en la sección 7.2.6, el software XFLR5 permite visualizar el flujo de aire sobre el estabilizador horizontal, verificando si este genera vórtices a ciertos ángulos de ataque o de deflexión en el elevador. Solo que aquí, la velocidad que se consideró es la velocidad mínima de vuelo.

Para los casos representativos descritos al inicio la sección 7.3.1, para esta condición de velocidad Stall en modelos en 3D del estabilizador, se muestra en las siguientes figuras el comportamiento del flujo del aire y especificando los valores del ángulo de ataque α donde hubo máxima y mínima vorticidad. Para el caso de la deflexión del elevador a 0° , la figura 7.33 muestra menor vorticidad cuando $\alpha = 0^\circ$, al aumentar y disminuir el ángulo de ataque se muestra una mayor vorticidad en el flujo.

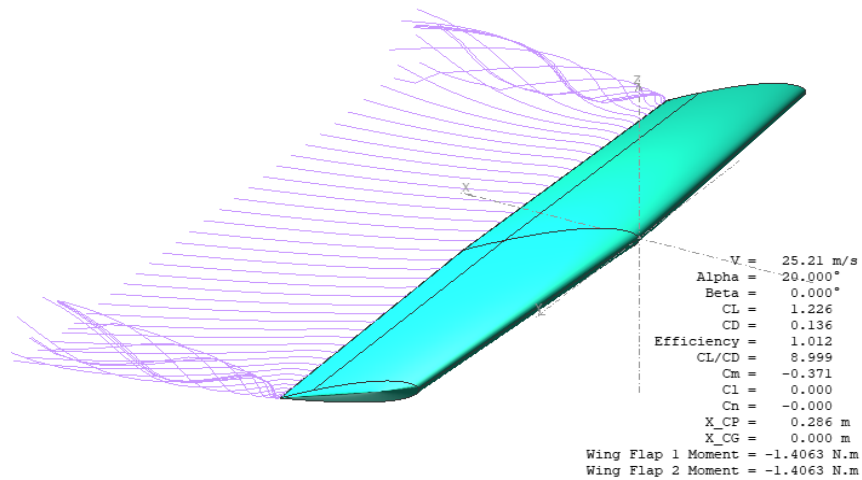
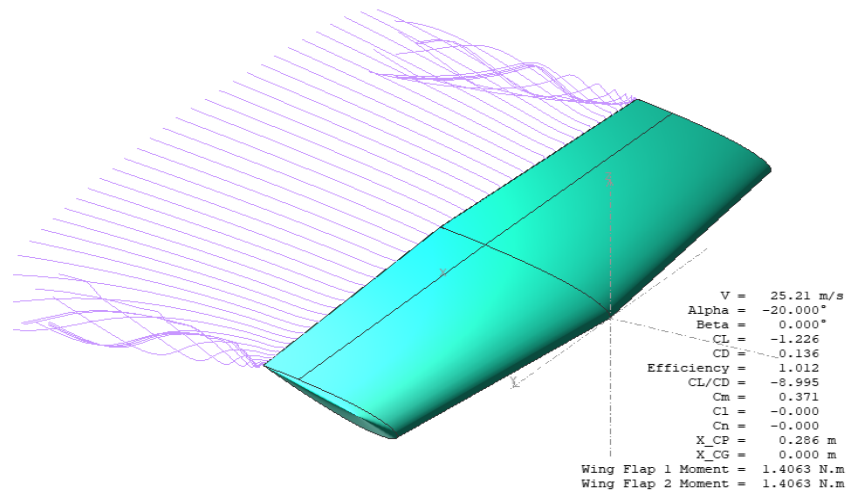
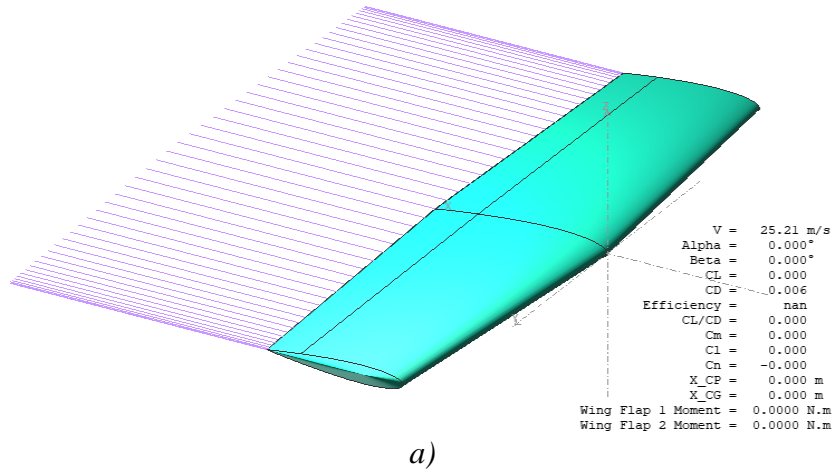
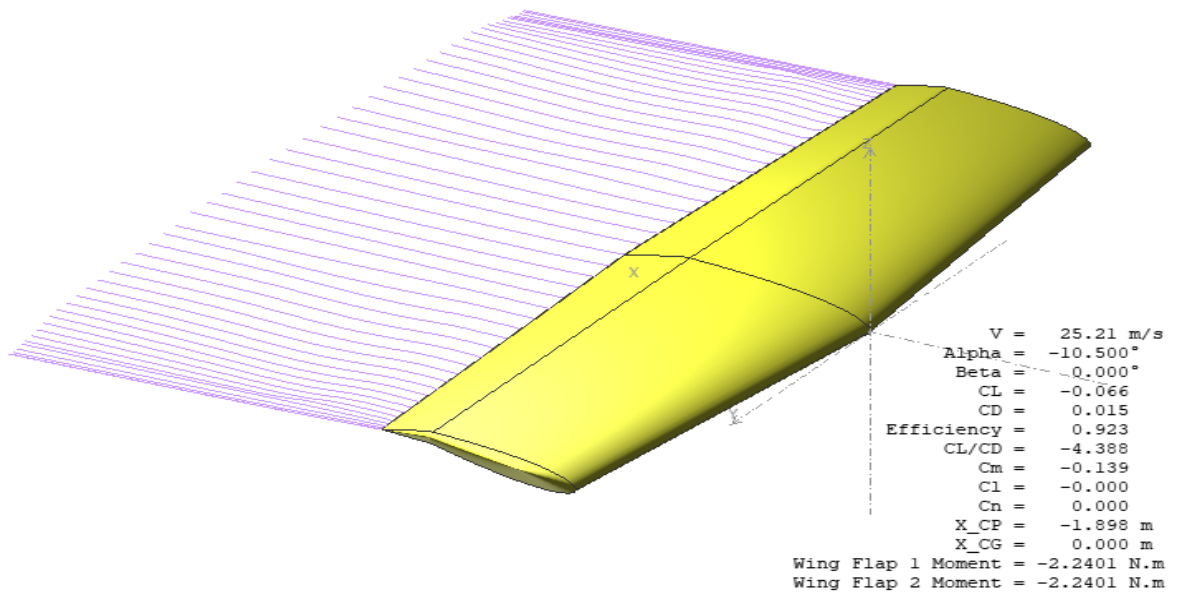
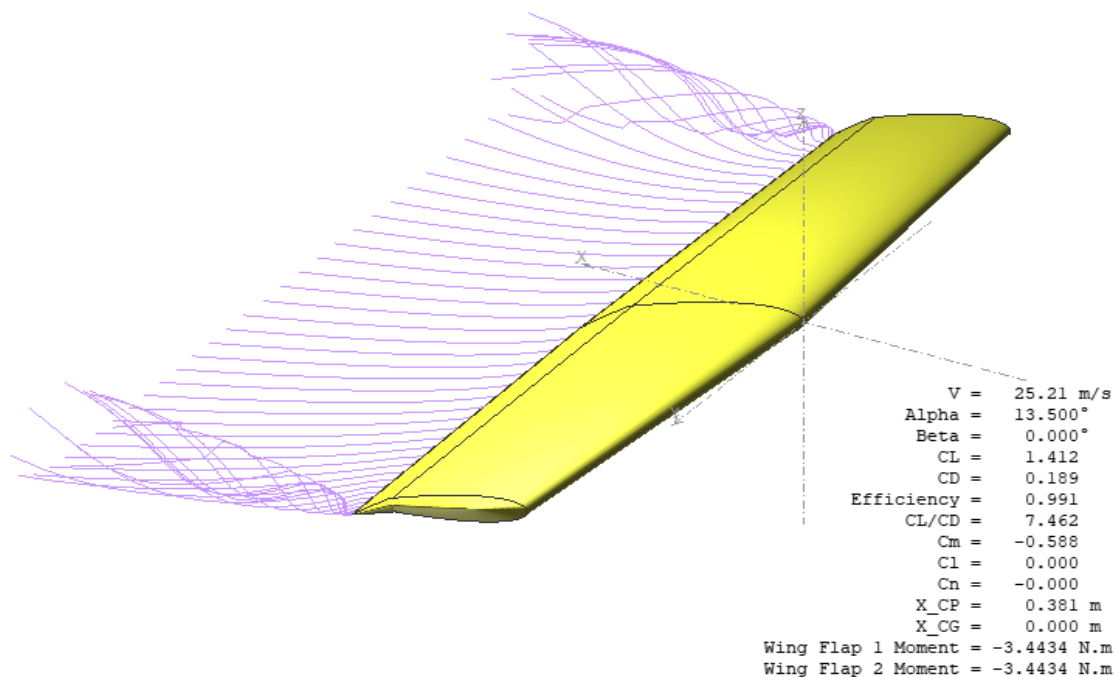


Figura 7.33: Visualización del flujo de aire donde hay menor y mayor vorticidad en los extremos del estabilizador horizontal en a) $\alpha = 0^\circ$, b) $\alpha = -20^\circ$ y 20° con deflexión del elevador a 0° en velocidad de pérdida.

En la segunda configuración se consideró al elevador con una deflexión de 15° hacia abajo con respecto a la horizontal, la figura 7.34 muestra que la mayor y menor vorticidad se encontraron a un ángulo de ataque $\alpha = 13.5^\circ$ y -10.5° , respectivamente.



a)



b)

Figura 7.34: Visualización del flujo de aire donde hay menor y mayor vorticidad en los extremos del estabilizador horizontal en a) $\alpha = -10.5^\circ$, b) $\alpha = 13.5^\circ$ con deflexión del elevador a 15° down en velocidad de pérdida.

La tercera configuración consistió que el elevador tuvo una deflexión de 30° hacia abajo respecto a la horizontal, la figura 7.35 muestra los resultados que a estos valores de $\alpha = 6.5^\circ$ y -20.5° existió una mayor y menor vorticidad, respectivamente, cuando el aire fluyó sobre el estabilizador a la velocidad stall.

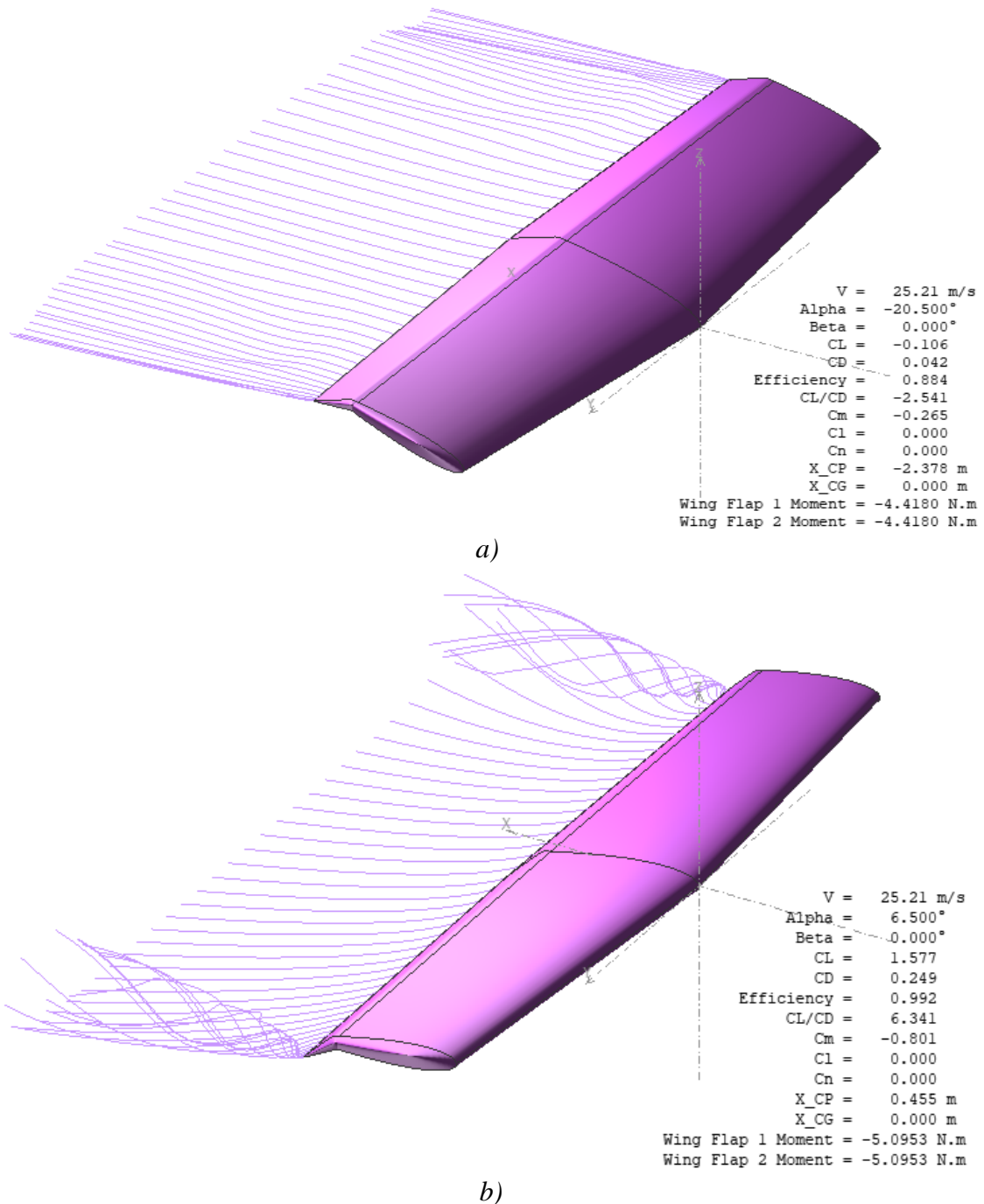


Figura 7.35: Visualización del flujo de aire donde hay menor y mayor vorticidad en los extremos del estabilizador horizontal en a) $\alpha = -20.5^\circ$, b) $\alpha = 6.5^\circ$ con deflexión del elevador a 30° down en velocidad de pérdida.

Para la cuarta condición, se consideró un ángulo de deflexión del elevador a 15° hacia arriba respecto a la horizontal, la figura 7.36 muestra que la mayor y menor vorticidad para esta configuración se ubicó a un ángulo de ataque de $\alpha = -12.5^\circ$ y 10.5° , respectivamente.

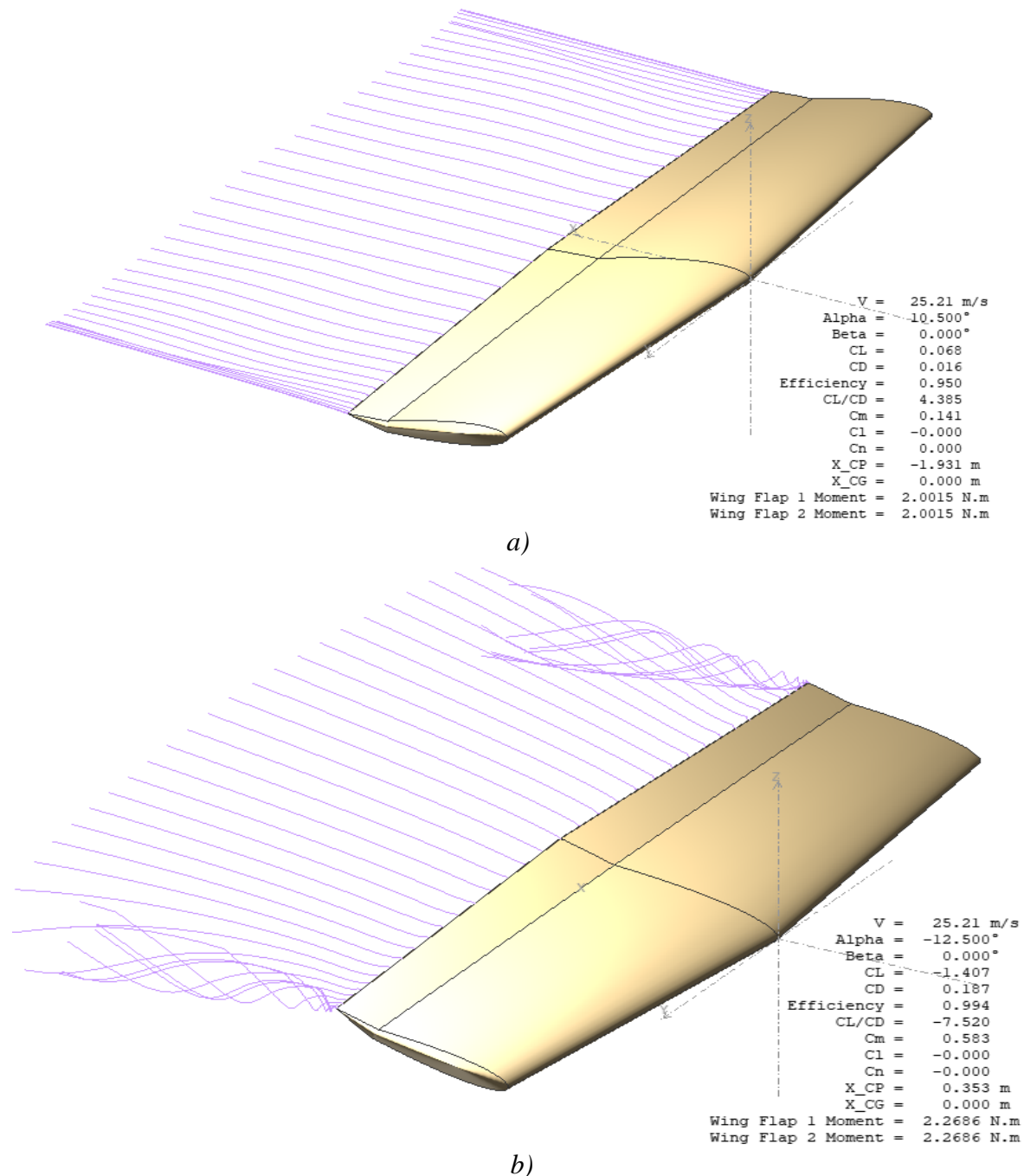


Figura 7.36: Visualización del flujo de aire donde hay menor y mayor vorticidad en los extremos del estabilizador horizontal en a) $\alpha = 10.5^\circ$, b) $\alpha = -12.5^\circ$ con deflexión del elevador a 15° up en velocidad de pérdida.

Para la última configuración de esta condición de velocidad de pérdida, se consideró un ángulo de deflexión del elevador a 30° hacia arriba respecto a la horizontal. La figura 7.37 muestra los resultados obtenidos del software XFLR5 del comportamiento del flujo de aire donde existió una mayor vorticidad cuando $\alpha = -6.5^\circ$, y cuando $\alpha = 20.5^\circ$ se observa una vorticidad menor del flujo de aire.

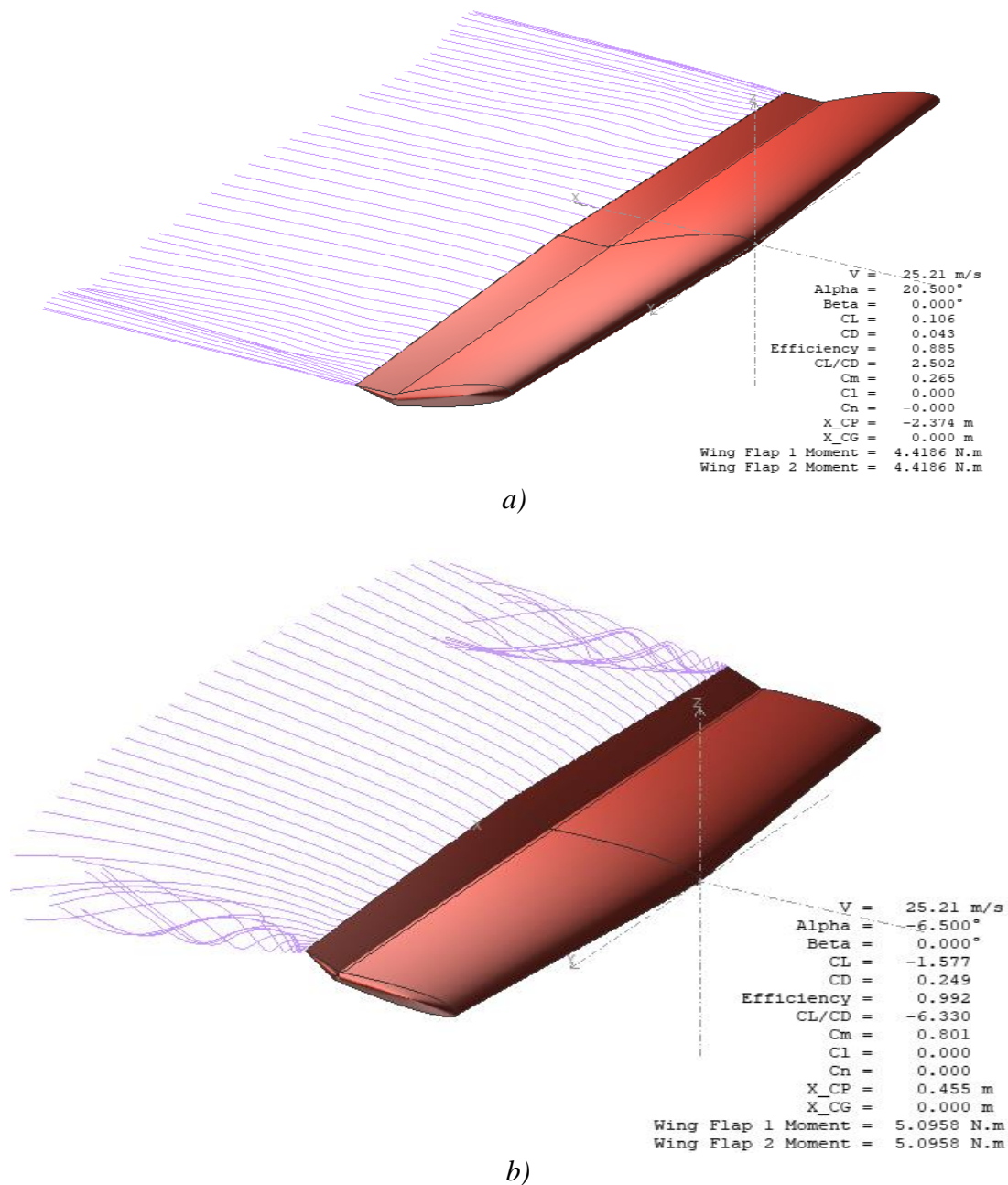


Figura 7.37: Visualización del flujo de aire donde hay menor y mayor vorticidad en los extremos del estabilizador horizontal en a) $\alpha = 10.5^\circ$, b) $\alpha = -12.5^\circ$ con deflexión del elevador a 15° up en velocidad de pérdida.

8. Conclusiones

Se realizó un dimensionamiento del estabilizador horizontal in situ de una aeronave de aviación general para obtener un modelo CAD realista, dicho modelo sirvió de base para analizar su comportamiento aerodinámico, así como el cálculo de los parámetros requeridos por el software para el análisis aerodinámico bajo dos condiciones de velocidad.

Los análisis aerodinámicos que se realizaron en el software XFLR5 fueron desarrollados para las condiciones de vuelo crucero y en pérdida (*stall*) para los que se obtuvieron las curvas aerodinámicas que consistieron en los coeficientes aerodinámicos en función del ángulo de ataque en 2 y 3 dimensiones, también se realizó el análisis de la distribución de presión en el modelo del estabilizador horizontal de la aeronave. Estos resultados pueden ser relevantes para un análisis preliminar de la estabilidad de la aeronave, a partir de la fuerza de sustentación y las distancias del perfil aerodinámico que generen momentos en los cuales el avión tienda a realizar movimientos de cabeceo, balanceo o direccionales (izquierda o derecha). El software también permitió visualizar la forma de la distribución de las cargas de sustentación y de arrastre que actúan sobre el estabilizador horizontal en estas condiciones de vuelo y a varios ángulos de deflexión del elevador, y esto puede ser de utilidad para el aspecto estructural del elemento con el fin de definir con más certeza la distribución de cargas aerodinámicas.

Con base a lo anterior se concluye que el empleo del software XFLR5 es de gran utilidad, debido a la facilidad de descarga e instalación, contiene una interfaz gráfica y el manejo es práctico. Los resultados obtenidos de las simulaciones realizadas en el programa son aproximados a un comportamiento real del modelo, una limitación es que los resultados no se calcularon para todo el intervalo requerido debido a problemas de convergencia en el modelo, no obstante, los resultados que se generaron a través de curvas y gráficas son confiables. Se comprobó el análisis

aerodinámico realizado por el software XFLR5 comparando con los datos experimentales que se recopilaron en reportes de la NACA [9], mostrando que las curvas generadas son muy aproximadas a los datos del experimento obteniendo valores son muy similares. Recalcando que el uso del software XFLR5 es recomendable para efectuar análisis aerodinámicos para modelos en 2D y 3D, así como para realizar análisis de estabilidad de una aeronave.

Como parte de un trabajo futuro, se podrá hacer un análisis aerodinámico de este elemento en otros softwares de computación donde se empleen métodos distintos de solución y se puedan dar certeza a una aproximación del comportamiento real del estabilizador de la aeronave de aviación general a través de un flujo de aire tomando en cuenta las condiciones en la que se establezcan.

9. Referencias

- [1] *Conocimientos Aeronáuticos, Componentes Principales*, Abril 4, 2017. Consultado el 7 de Agosto de 2019 en el link: <https://elaviador27.wixsite.com/ea27/single-post/22-COMPONENTES-PRINCIPALES>.
- [2] John D. Anderson, *Introduction of flight*, ISBN: 0-07-001641-0, 616pp., Tercera Edición, 1989.
- [3] John D. Anderson, *Fundamental of Aerodynamics*, ISBN: 0-07-237335-0, 892 pp, Marzo 2001.
- [4] Snorri Gudmundsson *General Aviation Aircraft Design - Applied Methods and Procedures*, Embry-Riddle Aeronautical University, ISBN: 978-0-12-397308-5, 2014.
- [5] XFLR5. Consultado el día 29 de Julio de 2019, disponible en internet para descarga de software en <http://www.xflr5.tech/xflr5.htm>
- [6] Texttron Company. *Information Manual*, Febrero 3, 1997.
- [7] Eastman N. Jacobs, Kenneth E. Ward, Robert M. Pinkerton; *NASA Report No. 460 The Characteristics of 78 related airfoil sections from tests in the variable-density wind tunnel, 1935*.
- [8] National Oceanic and Atmospheric Administration (NOAA), National Aeronautics and Space Administration (NASA), United States Air Force; *U.S. Standard Atmosphere* ,1976.
- [9] Richard I. Seerd, H. Page Hoggard Jr., National Advisory Committee for Aeronautics (NACA), *Wartime Report*, Enero 1943.
- [10] Rafael Espinoza Moyano, *Manual del piloto de ultraligero*, 1º Edición, ISBN: 978-84-283-2983-5, 2015.
- [11] Santiago Pizon Paz, El perfil alar y su nomenclatura NACA, Agosto 2013. Artículo consultado en: <https://publicacionesfac.com/index.php/cienciaypoderaereo/article/view/4/106>

Apéndice

A1. Nomenclatura de perfiles NACA

A1.1 Perfiles de 4 dígitos.

El Comité Nacional de Asesoría para la Aeronáutica, en inglés *National Advisory Committee for Aeronautics* (NACA), decidió generar la nomenclatura para la primera familia de perfiles alares a principios de 1930. La primera familia de los perfiles aerodinámicos NACA se conoce como la familia de perfiles de 4 dígitos. A continuación, se presenta la descripción de dicha nomenclatura utilizando como ejemplo el perfil alar NACA 2412 de 4 dígitos en la figura A1.1 [11].

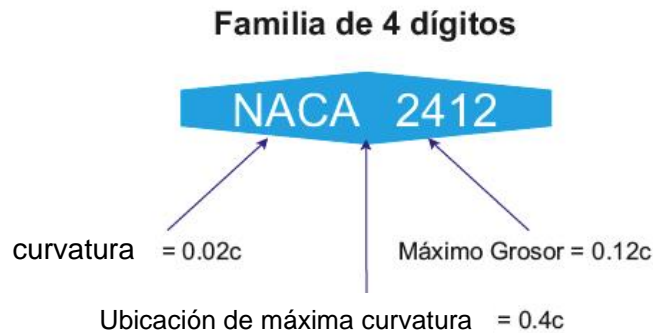


Figura A1.1. Designación de 4 dígitos del perfil aerodinámico NACA [11].

De acuerdo con la definición NACA, el primer dígito da la curvatura máxima en porcentaje de cuerda. Esto significa que dicha curvatura del perfil NACA 2412 es 2% de la longitud de cuerda. El segundo dígito representa la localización de la curvatura máxima en la décima de cuerda. En este caso, para el perfil 2412 la curvatura máxima está localizada en el 40% de la longitud de la cuerda medido desde el borde de ataque. Los últimos dos dígitos otorgan el máximo espesor en porcentaje de la cuerda. Cabe anotar, que el máximo espesor de un perfil alar de cuatro dígitos se ubica por defecto al 30% de la cuerda medido desde el borde de ataque. Por ejemplo, el perfil NACA 2412 tiene un máximo grosor de 12% de longitud de cuerda a 30% de la longitud de la cuerda [11].

Es importante mencionar el perfil alar simétrico comúnmente utilizado en superficies de control como el estabilizador horizontal y el estabilizador vertical (Rudder y Elevador). Este perfil simétrico se define en la familia de 4 dígitos, pero los primeros dos dígitos están designados como ceros. El perfil simétrico no tiene curvatura, solo tiene espesor. Por ejemplo, un perfil simétrico se define como se indica en la Figura A2 [11].



Figura A1.2. Designación de 4 dígitos del perfil aerodinámico NACA simétrico [11].

Ventajas: Presenta características buenas de pérdida o "Stall" a nivel de docilidad.

Desventajas: Coeficientes de sustentación bajos, alta resistencia sobre la mayoría de las condiciones operativas [11].

A1.2 Perfiles de 5 dígitos.

A mediados de 1930 nació la segunda familia de los perfiles aerodinámicos NACA. Consistió en los perfiles NACA de 5 dígitos, surgen a partir de experimentos y estudios empíricos con el objetivo de incrementar el coeficiente de sustentación máximo. Los resultados demostraron que si acercaban el punto de curvatura máxima en dirección al borde de ataque se obtenía incremento en el coeficiente del primer dígito cuando se multiplica por $3/2$ otorga la sustentación local. Por tal motivo, se crea el perfil alar NACA de 5 dígitos como por ejemplo el NACA 23012 (Figura A1.3).

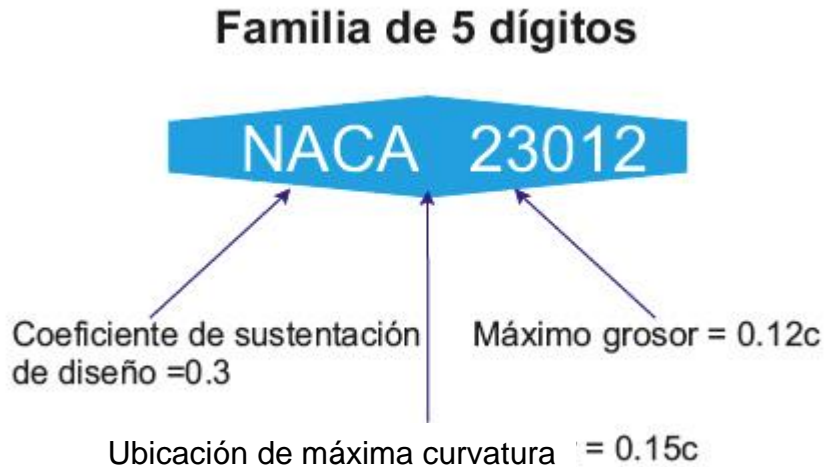


Figura A1.3. Designación de 5 dígitos del perfil aerodinámico NACA [11].

El primer dígito cuando se multiplica por $3/2$ otorga el coeficiente de sustentación de diseño en décimas. El coeficiente de sustentación de diseño es un índice del incremento en la curvatura y, por ende, si dicha curvatura del perfil incrementa, el coeficiente de sustentación de diseño se incrementa. En este caso, el coeficiente de sustentación de diseño para el perfil NACA 23012 es de 0.3. El segundo y tercer dígito forman un número que multiplicado por $1/2$ otorga la ubicación de la curvatura máxima en porcentaje de la longitud de línea de cuerda tomada desde el borde de ataque. En este caso se tiene dicha curvatura al 15% de longitud de cuerda. Los últimos dos dígitos dan el grosor máximo del perfil alar que en este caso es del 12% o $0.12c$ de la longitud de cuerda.

Ventajas: Incremento en el máximo coeficiente de sustentación, minimiza el momento de pitch o elevación inherente al diseño del perfil alar.

Desventajas: Comportamiento pobre en pérdida de sustentación y alta resistencia [11].

A1.3 Perfiles NACA de serie 1.

El perfil alar serie 1 representó el primer intento de diseñar teóricamente un perfil alar con un tipo de distribución de presión deseado, mantener una presión de gradiente favorable y una capa

límite laminar en el proceso. A continuación, se presenta el ejemplo de nomenclatura con el perfil NACA 16-212. (Figura A1.4).

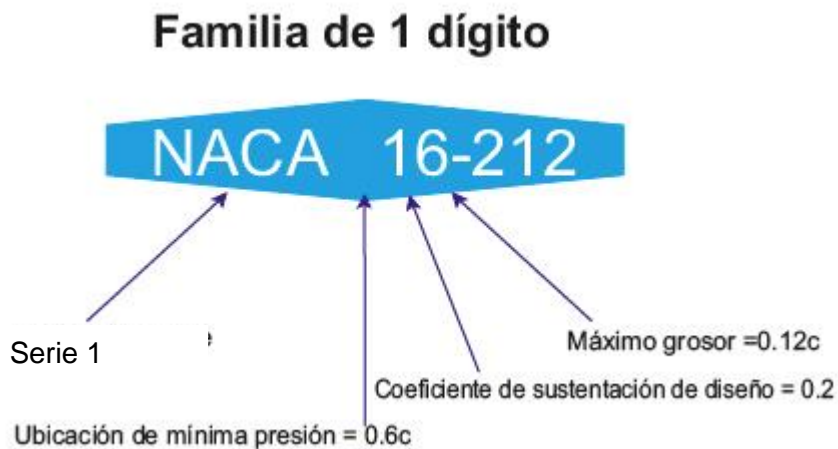


Figura A1.4. Designación de los dígitos del perfil aerodinámico NACA de serie 1 [11].

El primer dígito identifica la serie 1, el segundo dígito provee la ubicación del punto de mínima presión en décimas de cuerda medidas desde el borde de ataque. Cabe mencionar que la ubicación del punto de mínima presión es analizada no para el perfil con curvatura, sino para un perfil simétrico con la misma distribución de espesor del perfil analizado y al ángulo de ataque correspondiente a cero sustentación o ángulo de ataque cero para el perfil simétrico. Para el perfil NACA 16-212 este fenómeno ocurre a $0.6c$ o 60% de la longitud de cuerda. El tercer dígito da el coeficiente de sustentación de diseño en décima de cuerda. En este caso el coeficiente de sustentación de diseño es de 0.2. Finalmente, los últimos dos dígitos otorgan el máximo grosor en porcentaje de la cuerda, que para el NACA 16-212 sería del 12% [11].

A1.4 Perfiles NACA serie 6.

A finales de 1930 y principios de 1940 la NACA empieza con los estudios de perfiles aerodinámicos con el propósito de fomentar el flujo laminar sobre su superficie minimizando el coeficiente de resistencia. Este nuevo alcance de la NACA se le llama "Laminar Flow Airfoil" o perfil alar de flujo laminar. Este estudio involucra a una nueva familia de perfiles denominada serie 6 (en inglés NACA 6-series airfoils). Este grupo de perfiles aerodinámicos tiene como

objetivo minimizar la resistencia asegurando el flujo laminar y reduciendo la gradiente de presión adversa, obtener un número de Mach crítico deseado para la reducción de resistencia en régimen transónico y por último aumentar las características de máxima sustentación. En la figura A1.5 se presenta el ejemplo de nomenclatura con el perfil alar NACA 64₁-212 que adicionalmente posee un subíndice donde indica gradientes de presión favorables por arriba y por abajo del coeficiente de sustentación de diseño.



Figura A1.5. Designación de los dígitos del perfil aerodinámico NACA de serie 6 [11].

El primer dígito identifica la serie, el segundo dígito provee la ubicación del punto de mínima presión en décimas de cuerda medidas desde el borde de ataque. La ubicación del punto de mínima presión es analizada no para el perfil con curvatura, sino para un perfil simétrico con la misma distribución de espesor del perfil analizado y al ángulo de ataque correspondiente a cero sustentación o ángulo de ataque cero para el perfil simétrico. Para el perfil NACA 64₁-212 este fenómeno ocurre a 0.4c o 40% de la longitud de cuerda. Adicionalmente, se debe tener en cuenta el tipo de línea de curvatura cuando se evalúa la nomenclatura. Para este caso en particular, el tipo de línea de curvatura a 0.4c indica que se mantiene una presión uniforme sobre el perfil alar hasta el 40% de la longitud de la cuerda. El tercer dígito da el coeficiente de sustentación de diseño en décimas de cuerda. En este caso el coeficiente de sustentación de diseño es de 0.2. Finalmente, los últimos dos dígitos otorgan el máximo grosor en porcentaje de la cuerda, que para el NACA 64₁-212 sería del 12%.

La importancia de los perfiles aerodinámicos de la familia NACA Serie 6, se deriva de la habilidad para minimizar la resistencia, especialmente el coeficiente de resistencia con variación del coeficiente de sustentación. Usualmente, estos perfiles exhiben en el gráfico de la curva de resistencia un “drag bucket” o una precipitación en el coeficiente de resistencia C_D en el rango de los ángulos de ataque bajos. Esta precipitación o “drag bucket” es una característica típica de los perfiles NACA serie 6.

El subíndice de este perfil indica que tiene un rango operativo de $Cl = \pm 0.1$ del coeficiente de sustentación de diseño. En comparación con un perfil de la familia de 4 dígitos, el NACA serie 6 tiene una reducción de 33% en el coeficiente de resistencia mínima.

Ventajas: Incremento en el máximo coeficiente de sustentación. Diseñado para mantener flujo laminar y minimizar la resistencia en condiciones de diseño de operación. Optimizado para aplicaciones de alta velocidad.

Desventajas: Alta resistencia por fuera de las condiciones de diseño. Comportamiento pobre en pérdida de sustentación. Incremento en momentos de elevación o "pitch" inherentes al diseño del perfil alar [11].