

**INSTITUTO TECNOLÓGICO DE CHIHUAHUA
DIVISIÓN DE ESTUDIOS DE POSGRADO E INVESTIGACIÓN**

TESIS:

**“DISEÑO, ANALISIS Y OPTIMIZACION DE UN
VEHICULO AEREO NO TRIPULADO (UAV) CON
MATERIALES COMPUESTOS”**

PRESENTA:

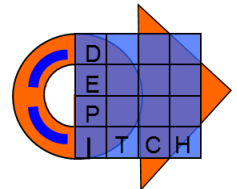
Oscar Omar López Ontiveros

**DIRECTOR DE LA TESIS:
*Dr. Carlos Arturo Méndez Herrera***



**TECNOLÓGICO NACIONAL
DE MÉXICO**

CHIHUAHUA, CHIH





Chihuahua, Chih., 4 Junio de 2018

M.F. LUIS CARDONA CHACÓN
JEFE DE LA DIVISIÓN DE ESTUDIOS DE POSGRADO E INVESTIGACIÓN
PRESENTE

Por medio de la presente notificamos a usted que en cumplimiento de los requerimientos para la obtención de grado de Maestro, el documento de tesis del C. OSCAR OMAR LÓPEZ ONTIVEROS, ha sido aprobado y aceptado para su impresión. El título de la tesis es:

DISEÑO, ANÁLISIS Y OPTIMIZACIÓN DE UN VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO (UAV) CON MATERIALES COMPUESTOS

Por lo que proponemos, le sea concedida la autorización de impresión correspondiente.

Agradeciendo la atención a la presente, quedamos de usted:

Atentamente:

“La técnica por el engrandecimiento de México”

Dr. Carlos Méndez Herrera
MIEMBRO DEL JURADO DE EXAMEN

Dr. Oscar Arturo Chávez López
MIEMBRO DEL JURADO DE EXAMEN

M.C. Rogelio E. Baray Arana
MIEMBRO DEL JURADO DE EXAMEN



SECRETARÍA DE
EDUCACIÓN PÚBLICA
INSTITUTO TECNOLÓGICO
DE CHIHUAHUA

M.C. José Salvador A. Méndez Aguirre
MIEMBRO DEL JURADO DE EXAMEN





Chihuahua, Chih., 4 Junio de 2018

**C. OSCAR OMAR LÓPEZ ONTIVEROS
PRESENTE**

Por este conducto le comunico que, a propuesta del Jurado de Examen, la División de Estudios Posgrado e Investigación le ha concedido la autorización para la impresión de tesis para obtener el grado de Maestro, cuyo título es:

**DISEÑO, ANÁLISIS Y OPTIMIZACIÓN DE UN VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO (UAV) CON
MATERIALES COMPUESTOS**

Con el siguiente contenido de capítulos:

- I. INTRODUCCIÓN
- II. MARCO TEÓRICO
- III. SELECCIÓN DE COMPONENTES Y CONFIGURACIÓN DE AERONAVE
- IV. DISEÑO, ANÁLISIS Y OPTIMIZACIÓN AERODINÁMICO
- V. DISEÑO, ANÁLISIS Y OPTIMIZACIÓN ESTRUCTURAL CON MATERIALES COMPUESTOS
- VI. RESULTADOS Y CONCLUSIONES

Atentamente,

"La técnica por el engrandecimiento de México"

**M.F. LUIS CARDONA CHACÓN
JEFE DE LA DIVISIÓN DE ESTUDIOS DE POSGRADO E INVESTIGACIÓN**



SECRETARÍA DE
EDUCACIÓN PÚBLICA
INSTITUTO TECNOLÓGICO

LCC/reba.*.



INDICE

CAPITULO 1 INTRODUCCION.....	6
CAPITULO 2 . MARCO TEORICO.....	9
Principales conceptos aerodinámicos.....	9
Geometría y configuración del ala.....	10
Fuselaje.....	13
Principales fuerzas que actúan sobre una aeronave.....	13
Centro de gravedad.....	15
Centro de presión.....	15
Centro aerodinámico.....	15
Angulo de ataque.....	16
Diedros.....	16
Ejes de traslación y rotación de la aeronave.....	16
Principales superficies de control.....	18
Análisis estructural.....	19
Principios Básicos.....	19
Estructuras.....	23
Materiales.....	24
Fuerzas estructurales.....	25
Herramientas Computacionales.....	26
Dinámica de Fluido Computacional (CFD).....	26
Ingeniería Asistida por Computadora (CAE).....	28
CAPITULO 3 SELECCIÓN DE COMPONENTES Y CONFIGURACION DE AERONAVE.....	32
Configuración General.....	32
Fuselaje.....	35
Estabilizador.....	36
Componentes.....	37
Sistema de propulsión.....	37
Selección de motor.....	38
Selección de Batería.....	39
Hélice.....	40

Controlador de Vuelo	41
Controlador de Velocidad Electrónico (ESC)	41
Desempeño	42
CAPITULO 4 DISEÑO, ANALISIS Y OPTIMIZACION AERODINAMICO	43
Diseño.....	43
Fuerza de Empuje.....	43
Diseño y dimensionamiento de ala	48
Optimización de Ala	52
CAPITULO 5 DISEÑO, ANALISIS Y OPTIMIZACION ESTRUCTURAL CON MATERIALES COMPUESTOS.....	55
Acoplamiento multi-física en software NX.....	55
Análisis Estructural.....	55
Propiedades mecánicas del material y su proceso de fabricación.....	56
CAPITULO 6 RESULTADOS	60
CAPITULO 7 CONCLUSIONES Y TRABAJO FUTURO	62
ANEXOS	64
Anexo 1.....	64
Anexo 2.....	69
APENDICES	71
Apéndice A	71
Apéndice B	72
Apéndice C.....	77
Apéndice D	79
REFERENCIAS.....	84

LISTA DE ILUSTRACIONES

Ilustración 1-1 Grupos de UAV's de acuerdo a su tamaño y peso	7
Ilustración 2-1 Terminología general de los elementos del ala [5].....	11
Ilustración 2-2 Perfil simétrico	11
Ilustración 2-3 Perfil asimétrico	12
Ilustración 2-4 Fuerzas que actúan sobre una aeronave	14
Ilustración 2-5 Ejes de posición y rotación de la aeronave	17
Ilustración 2-6 Principales superficies de control de una aeronave	19
Ilustración 3-1 Configuraciones Generales	32
Ilustración 3-2 Posición del Ala relativa al fuselaje	34
Ilustración 3-3 Tipos de geometrías de ala en planta	35
Ilustración 3-4 Predator (MQ-1B).....	36
Ilustración 3-5 Tipos de Estabilizador	36
Ilustración 3-6 Condición Optima del sistema de propulsión	38
Ilustración 3-7 Tipo de Batería/Anergia Especifica	40
Ilustración 3-8 Controlador de Vuelo APM 2.6	41
Ilustración 3-9 Características del motor a máxima capacidad. [27].....	42
Ilustración 4-1 Diseño Preliminar	43
Ilustración 4-2.....	45
Ilustración 4-3 Mallado	46
Ilustración 4-4 Volumen de control	46
Ilustración 4-5 Convergencia de estado estable del fluido	47
Ilustración 4-6 Resultados de velocidad.....	47
Ilustración 4-7 Calculo de fuerza de empuje.....	48
Ilustración 4-8 Izquierda a) NACA 2411 y Derecha b) NACA 4412	49
Ilustración 4-9 Resultados de presión en perfil de ala NACA 2411 150-138 X 650.....	51
Ilustración 5-1 Cargas del acoplamiento. Izquierda vista superior. Derecha Vista inferior	55
Ilustración 5-2 Proceso de Embobinado del Pre-impregnado	56
Ilustración 5-3 Cortadora de CNC.....	57
Ilustración 5-4 Aplicación de fibra pre-impregnada en molde	57
Ilustración 5-5 Piezas listas para autoclave.....	58
Ilustración 5-6 Piezas de Fibex ^{MR}	58

LISTA DE TABLAS

Tabla 1-1 Envergadura y tiempo de vuelo de algunos SUAV	8
Tabla 3-1 Matriz Morfológica, Configuraciones Generales.....	33
Tabla 3-2 Matriz Morfológica, Posición del Ala relativa al fuselaje	34
Tabla 3-3 Matriz Morfológica, Tipo de geometría	35
Tabla 3-4 Matriz Morfológica, Tipo de estabilizador	37
Tabla 3-5 Especificaciones de motor eléctrico.....	39
Tabla 3-6 Especificaciones de Batería	40
Tabla 3-7 Especificaciones del controlador de velocidad electrónico	42
Tabla 4-1 Eficiencias del sistema.....	44
Tabla 4-2 Parámetros de entrada para CFD.....	45
Tabla 4-3 Resultados Fuerza de Empuje	48
Tabla 4-4 Configuraciones de Ala.....	49
Tabla 4-5 Parámetros de análisis CFD	50
Tabla 4-6 Compilación de Resultados CFD.....	52
Tabla 4-7 Variables y parámetros	53
Tabla 4-8 Resultados de nuevas configuraciones	53
Tabla 4-9 Resultados de configuración optimizada	54
Tabla 5-1 Propiedades Mecánicas de FibeX ^{MR}	56
Tabla 5-2 Resultados de desplazamientos	59
Tabla 6-1 Desglose de pesos estimados.....	60

CAPITULO 1 INTRODUCCION

Los vehículos aéreos no tripulados (*UAV* por sus siglas en inglés, *Unmanned Aerial Vehicles*) han probado su utilidad en recientes conflictos militares [1]. Las aplicaciones prácticas se han estado expandiendo a mas usos militares. Varios tamaños de *UAV*'s han sido designados en diferentes niveles de desempeño dependiendo de su aplicación. *UAV*'s pueden ser categorizados en cuadro diferentes grupos: grande, mediano, pequeño y micro tal como se muestra en la Ilustración 1-1 Grupos de *UAV*'s de acuerdo a su tamaño y peso Ilustración 1-1.

La mayoría de los *UAV*'s grandes alcanzan mayores alturas, velocidades y resistencias con más capacidades funcionales que los *UAV*'s de menor tamaño. Los vehículos grandes más representativos son el Global Hawk (con envergadura de 20 metros) de la empresa Northrop Grumman y Predator (con envergadura de 14.8 metros) de la empresa General Dynamics [2]. Ambos vehículos han probado su desempeño en diferentes misiones. Los *UAV*'s grandes son adecuados para terrenos grandes o vigilancia sobre el agua.

Los *UAV*'s medianos más representativos son el AAI Shadow (con envergadura de 3.9 metros) [3] y el IAI Malat Hunter (con envergadura de 8.8 metros). La mayoría de los vehículos de este tamaño no requieren pistas de despegue porque usan mecanismos de catapulta y para el aterrizaje usan paracaídas. Este tamaño de vehículo es comúnmente usado para misiones militares tácticas como la adquisición de objetivos, vigilancia y evaluación de daños.

Los vehículos de menor tamaño conocidos como *MAV* (por sus siglas en inglés, *Micro Air Vehicles*), según la definición del *DARPA* (por sus siglas en inglés, *Defense Advanced Research Programs Agency*) son aeronaves miniatura con una envergadura máxima de 15 centímetros [3]. Actualmente, las misiones de los *MAV*'s es limitada por las capacidades de carga, así como el auto pilotaje, la alta resolución de las cámaras y la capacidad de las baterías. Pero su tamaño le da el potencial a los *UAV*'s de acceder en áreas confinadas.

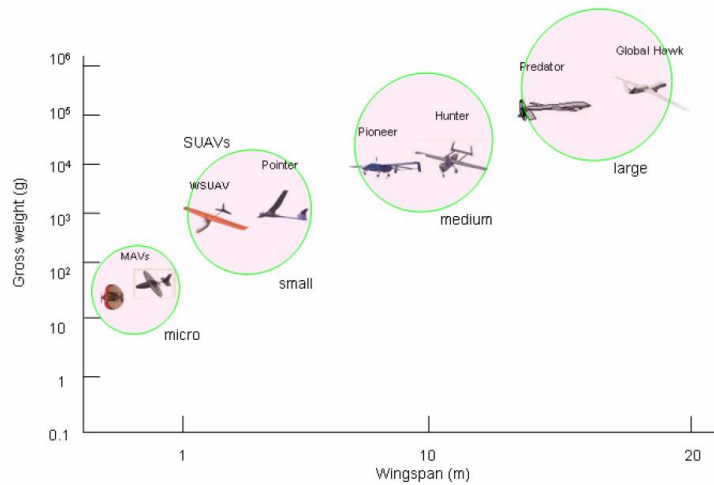


Ilustración 1-1 Grupos de UAV's de acuerdo a su tamaño y peso

La industria militar ha mostrado un reciente interés en los UAV's pequeños por muchas razones. Los SUAV (por sus siglas en inglés, *Small Unmanned Aerial Vehicle*) son más portátiles que sus contrapartes grandes y requieren solo un operador. Un SUAV de reconocimiento puede acertar objetivos en tierra en un rango muy cerrado sin ser detectado. Además, la mayoría de los SUAV's usan motores eléctricos como su sistema de propulsión, lo cual permite un vuelo más silencioso y seguro. Por si fuera poco, son menos costosos y pueden ser considerados desechables. Estos últimos factores permiten a los pilotos remotos navegar por áreas hostiles y concentrarse en sus misiones primarias antes que en la recuperación del vehículo. En adición a las aplicaciones militares, las ventajas del tamaño y costo están atrayendo a usuarios civiles y privados. Además, los SUAV's son más adaptables en aplicaciones no militares porque son menos costosos y menos peligrosos.

Uno de los vehículos más representativos del segmento de SUAV's es el AeroVironment Pointer (con una envergadura de 2.7 metros) y es parte de la primera generación de SUAV's de 1986 [4]. La Tabla 1-1 muestra algunos SUAV's comerciales que han sido construidos con materiales compuesto y han sido la mayoría diseñados para aplicaciones militares.

NOMBRE	FABRICANTE	ENVERGADURA (M)	RESISTENCIA (HR)
Pointer	AeroVironment	2.7	2
Raven	AeroVironment	1.28	1.5
Dragon Eye	AeroVironment	1.14	1
Casper-200	Top Vision	2	1
Skylark	El bit	2	1

Tabla 1-1 Envergadura y tiempo de vuelo de algunos SUAV

CAPITULO 2 . MARCO TEORICO

La aerodinámica estudia el comportamiento de los cuerpos solidos cuando existe un movimiento relativo entre estos y un fluido en contacto, siendo este último el aire en nuestro caso.

Para llevar a cabo el desarrollo de este proyecto es indispensable conocer los principales conceptos aerodinámicos bajo los cuales se rige el comportamiento del vehículo en estudio, ya que de lo contrario el diseño del mismo resultaría muy complicado y al realizar las pruebas de vuelo, este no sería capaz de volar de la manera deseada. Por lo tanto, a continuación, se mencionan los principales conceptos aerodinámicos.

Principales conceptos aerodinámicos.

Cuando se piensa en el diseño de aeronaves ya sea de tamaño real o escala, se deben considerar diferentes conceptos y parámetros aerodinámicos, los cuales varían de acuerdo a la aplicación, tamaño, forma, peso, velocidad, entre otros, del vehículo [5].

Los conceptos considerados para el desarrollo de este proyecto son los siguientes:

- Geometría y configuración del ala
- Fuselaje
- Principales fuerzas que actual sobre el avión
- Centro de Gravedad
- Centro de presión
- Centro Aerodinámico
- Angulo de ataque
- Diedros
- Ejes de translación y rotación de la aeronave
- Principales superficies de control de un avión

Una vez conocido cuales son los parámetros aerodinámicos a considerar en el diseño del vehículo, se procede a dar una breve explicación de cómo influye cada uno de ellos en el control, estabilidad y vuelo de una aeronave.

Geometría y configuración del ala.

Existen diversas configuraciones y tamaños de ala, donde el diseño de esta depende de la aplicación que desempeñara el *UAV*. Para vuelos a bajas velocidades, las alas rectangulares son adecuadas ya que oponen una mayor resistencia al flujo de aire. De lo contrario, por ejemplo, un ala con geometría triangular o delta es más conveniente para vuelos rápidos. Independientemente de la configuración empleada, un factor importante a considerar es el área de la superficie del ala ya que de esto dependerá la sustentación del avión [5].

Ala.

En aeronáutica se denomina ala a un cuerpo aerodinámico compuesto de perfiles aerodinámicos capaz de generar una diferencia de presiones al desplazarse por el aire. Como consecuencia de esta diferencia de presiones se produce la sustentación la cual permite que la aeronave vuele.

Perfil aerodinámico.

Un perfil aerodinámico es una superficie de forma plana que al desplazarse a través del aire es capaz de crear a su alrededor una distribución de presiones que generan una sustentación [5]. Los parámetros que influyen en un perfil aerodinámico son los siguientes

- Línea de cuerda. Es la línea recta que une el borde de ataque o borde delantero del ala y el borde de fuga o borde de salida del perfil.
 - Borde de ataque. Es el borde delantero del ala. Es la parte del ala que primero entra en contacto con el flujo de aire.
 - Borde de fuga o borde de salida. Es la parte posterior del ala por donde sale el flujo del aire.
- Cuerda. Es la longitud de la línea de cuerda. Todas las dimensiones de los perfiles se miden en términos de la cuerda.

- Línea de curvatura media. Es la línea media entre la superficie superior también conocida como extradós y la superficie inferior también conocida como intradós.
- Curvatura máxima. Es la distancia máxima entre la línea de curvatura media y la línea de cuerda.
- Espesor máximo. Es la distancia máxima entre la superficie superior e inferior (extrados e Intradós).

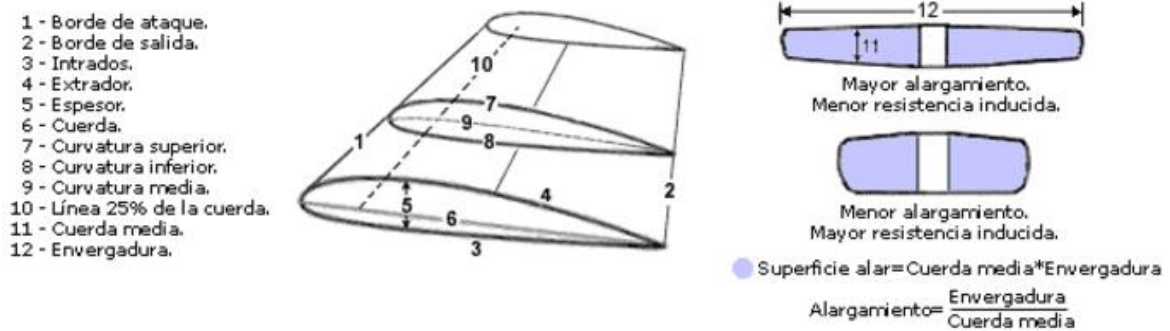


Ilustración 2-1 Terminología general de los elementos del ala [5].

Los perfiles aerodinámicos se pueden dividir en dos grandes grupos

- Perfiles simétricos. Son aquellos en los cuales su superficie superior es igual a la inferior. Una ventaja de este tipo de perfiles es que su construcción es sencilla.

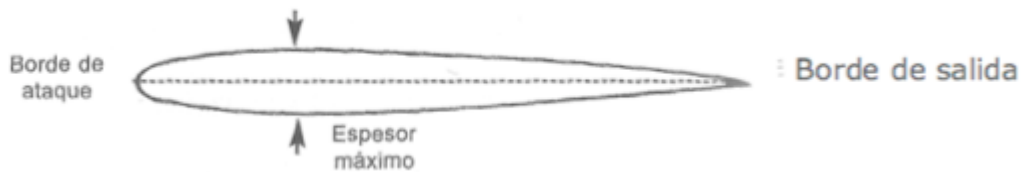


Ilustración 2-2 Perfil simétrico

- Perfiles asimétricos. Son aquellos en los cuales sus superficies son distintas ya que cuentan con una curvatura. Estos tipos de perfiles cuentan con una mayor sustentación en comparación con los perfiles simétricos.

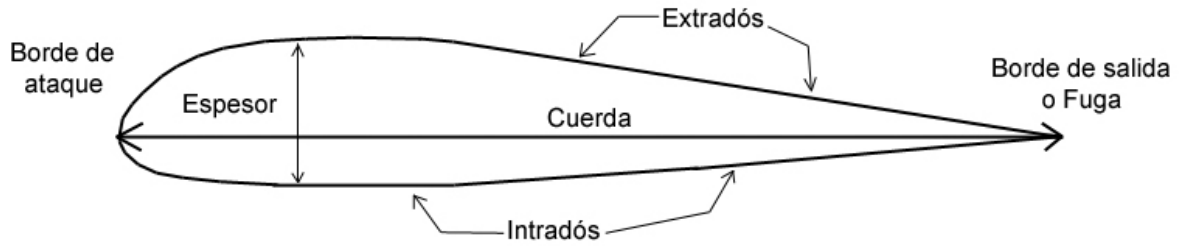


Ilustración 2-3 Perfil asimétrico

Todos los perfiles aerodinámicos cuentan con un número de serie llamado *NACA*, mediante el cual se pueden conocer los principales parámetros aerodinámicos bajo los cuales fue diseñado el perfil [6].

El perfil aerodinámico empleado para el diseño inicial del ala en este proyecto es el *NACA 2411*, cuyo perfil es asimétrico ya que nos brinda una sustentación mayor. La *NACA* (*National Advisory Committee for Aeronautics*: Comité Consejero Nacional para la Aeronautica) es una agencia federal de Estados Unidos fundada el 3 de Marzo de 1915 para emprender, fomentar, e institucionalizar las investigaciones aeronáuticas. La *NACA* desarrollo la serie de cuatro dígitos, siendo así la primer familia de superficies de sustentación. El primer dígito especifica la inclinación máxima m en porcentaje de la cuerda (longitud aerodinámica), el segundo indica la posición de la curvatura máxima p en decimas de cuerda, y los dos últimos números nos proporcionan el máximo espesor t de la superficie de sustentación en términos del porcentaje [7].

Hoy en día, el diseño aerodinámico se realiza con los recursos computacionales disponibles ya que permiten al diseñador, diseñar y optimizar rápidamente un perfil aerodinámico de acuerdo a la aplicación requerida, en lugar de hacer una selección de una familia existente.

Fuselaje.

El fuselaje o cuerpo del avión tiene como función principal servir de soporte principal al resto de los componentes de la aeronave. La forma del fuselaje se termina normalmente por la aplicación de la aeronave. Los fuselajes que ofrecen una menor resistencia aerodinámica son los de sección circular, elíptica u oval, y de forma alargada.

Principales fuerzas que actúan sobre una aeronave.

Una fuerza puede ser pensada como un empujón o tirón en una dirección específica. Siendo en realidad una magnitud vectorial, por lo cual la fuerza tiene una magnitud, una dirección y un sentido. Las cuatro principales fuerzas que actúan sobre un avión durante su vuelo mostradas en la Ilustración 2-4 son las siguientes:

Levantamiento.

El levantamiento (*Lift*) es una fuerza aerodinámica generada por un objeto sólido que se mueve a través de un fluido [5], en este caso el aire, es decir, es la fuerza que sostiene al avión en el aire y es generado por cada parte del mismo, pero principalmente por el ala y es perpendicular a la dirección del flujo. La magnitud del vector de levantamiento depende de varios factores como la forma, tamaño y velocidad del avión.

Peso.

El peso (*Weight*) es la fuerza causada por la atracción gravitacional de la tierra sobre el avión y su dirección siempre apunta hacia el centro de la tierra [5]. Sin embargo, a menudo el peso actúa sobre un único punto llamado centro de gravedad. En el vuelo, la aeronave gira alrededor del centro de gravedad. La magnitud del vector de peso depende de la masa de todas las partes del avión que se encuentran distribuidas en el mismo.

Arrastre.

El arrastre (*Drag*) es la fuerza aerodinámica generada por la resistencia que opone el aire al movimiento del avión [5]. El arrastre es opuesto a la dirección de vuelo. Al igual que en la fuerza de sustentación, hay varios factores que afectan la magnitud de la fuerza de arrastre incluyendo

la viscosidad del aire, la velocidad y la configuración o forma de la aeronave. La fuerza de arrastre actúa hacia un punto del avión llamado centro de presión.

Existen tecnologías para la reducción de esta fuerza de arrastre, haciendo que las alas tengan una inclinación con respecto al centro de la aeronave, siendo esta inclinación vista desde la parte de enfrente de la aeronave [8]. Esto es con la finalidad de hacer una transición de laminar a turbulenta, que reduce la fuerza de arrastre, a un costo elevado en complejidad de manufactura.

Empuje.

El empuje (*Trust*) es la fuerza mecánica generada por el motor y la hélice para mover la aeronave a través del aire [5]. La dirección de la fuerza de empuje depende de la posición de los motores en la aeronave y su magnitud depende del sistema de propulsión empleado, en nuestro caso, depende de la del motor.

El movimiento del avión a través del aire depende de la dirección de las cuatro fuerzas. Si las fuerzas se encuentran en equilibrio, el avión volara a una velocidad constante, de lo contrario si las fuerzas no están equilibradas, el avión acelerara en la dirección donde se encuentre la fuerza de mayor magnitud.

Para mantener en equilibrio al *UAV* es necesario cumplir las siguientes condiciones:

Fuerza de Elevación = Peso

Fuerza de empuje = Fuerza de Arrastre



Ilustración 2-4 Fuerzas que actúan sobre una aeronave

Centro de gravedad.

La aeronave durante su vuelo puede realizar maniobras usando las superficies de control (elevador, timón y alerones), las cuales modifican la posición del vehículo [5]. Al ocurrir esto, la aeronave rota alrededor de un punto llamado centro de gravedad denotado por las siglas CG. En este punto se encuentra el promedio del peso total de la aeronave que por lo general se encuentra a un tercio del borde principal del ala. Un aspecto que se debe tener presente es que el centro de gravedad afecta considerablemente el equilibrio de la aeronave, por lo cual debe estar correctamente ubicado.

Centro de presión.

El centro de presión denotado por las siglas CP es el punto resultante generado por la suma total de todas las presiones que se producen sobre la superficie del ala [5]. Cuando un objeto se mueve a través de un fluido, la velocidad del fluido varía alrededor de la superficie del objeto.

Si se cuenta con un perfil asimétrico como es el caso, el centro de presión se mueve a lo largo de una línea imaginaria en el ala dependiendo de la variación del ángulo de ataque. Si el ángulo de ataque se incrementa, el centro de presión se mueve hacia adelante y si el ángulo de ataque disminuye el centro de presión se mueve hacia atrás.

Centro aerodinámico.

Se ha encontrado experimentalmente y teóricamente que, si la fuerza aerodinámica se ubica a $\frac{1}{4}$ del borde principal del ala en las aeronaves de baja velocidad, la magnitud del momento aerodinámico permanece casi constante con el ángulo de ataque, por lo tanto el centro aerodinámico denotado por las siglas AC, es el punto donde el momento aerodinámico permanece constante [5]. Para perfiles simétricos, el centro aerodinámico es cero independientemente del cambio del ángulo de ataque. Para perfiles con curvatura o asimétricos, el AC es diferente de cero y constante para perfiles delgados. En el caso de alas rectangulares el centro del ala es el mismo que su centro aerodinámico. Pero para alas con diferentes

configuraciones (triangular, trapezoidal, etc.) es necesario obtener un promedio de toda el ala para encontrar su AC.

Angulo de ataque.

Cuando la aeronave se mueve a través del aire, este se posiciona con cierto ángulo en dirección del vuelo. El ángulo entre la línea de cuerda y la dirección del vuelo es llamado ángulo de ataque y tiene un amplio efecto sobre el levantamiento generado por el ala [5].

Para fuselajes delgados, la fuerza del levantamiento (*Lift*) es directamente proporcional al ángulo de ataque para ángulos comprendidos entre ± 10 grados.

Diedros.

Los diedros tienen como principal función mejorar la estabilidad de las aeronaves durante el vuelo, es decir, cuando la aeronave se encuentra en desplazamiento, las corrientes de aire chocan contra sus alas modificando la posición original de la aeronave [5]. En estas situaciones, los diedros proporcionan una mayor estabilidad a la aeronave para tratar de mantenerla en su posición original. Los diedros se encuentran ubicados en cada extremo del ala con cierta inclinación, la cual forma un ángulo respecto a la horizontal. El ángulo formado entre el diedro y la horizontal se le conoce como ángulo de diedro.

Ejes de traslación y rotación de la aeronave.

Se puede definir como un sistema de coordenadas tridimensionales a través del centro de gravedad con cada eje de este sistema de coordenadas perpendiculares a los otros dos ejes [5]. Por lo tanto, se puede definir la orientación de la aeronave por la cantidad de rotación de las partes de esta a lo largo de sus ejes principales. Ilustración 2-5.

Eje X.

El eje X o *Roll axis*. Se encuentra a lo largo de la línea central de la aeronave. Al movimiento de rotación que realiza sobre el eje X se le llama *Roll*. Este es un movimiento ascendente y

descendente de las alas de la aeronave causado por el cambio de posición de los alerones. Los alerones son superficies de control localizadas en la parte trasera de cada ala, las cuales permiten que la aeronave gire.

Eje Y.

El eje Y o *Pitch axis*. Es perpendicular a la línea central del avión y se encuentra en el plano de las alas. Al movimiento de rotación que realiza la aeronave sobre el eje Y se le llama *Pitch*. Este movimiento es causado por el cambio de posición del elevador, localizado en la parte trasera del estabilizador horizontal, ocasionando de esta forma el movimiento hacia arriba o hacia debajo de la nariz de la aeronave.

Eje Z.

El eje Z o *Yaw axis*. Es perpendicular al ala y se encuentra en el plano de la línea central del avión. Al movimiento de rotación que realiza la aeronave sobre el eje Z se le llama *Yaw*. Este movimiento se visualiza de lado a lado de la nariz de la aeronave, el cual es causado por el cambio de posición de la superficie de control localizada en la parte trasera del estabilizador vertical llamado timón.

En la Ilustración 2-5 se pueden distinguir los dos tipos de desplazamiento realizados por la aeronave. El desplazamiento traslacional el cual indica la posición de la aeronave denotado por las líneas de color azul y el desplazamiento rotacional el cual indica la orientación de la aeronave denotado por las líneas de color rojo.

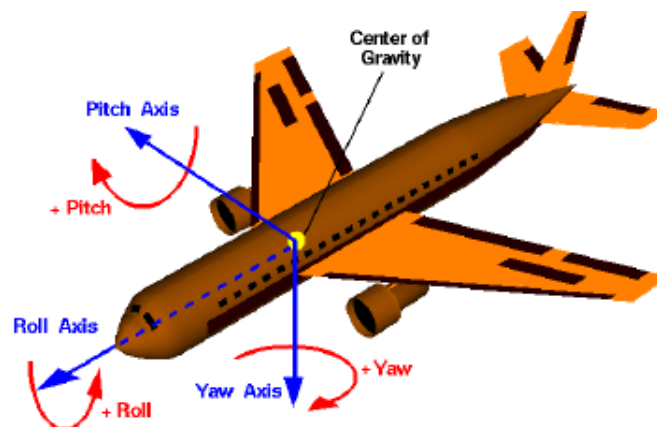


Ilustración 2-5 Ejes de posición y rotación de la aeronave

Principales superficies de control.

Las superficies de control son las partes móviles de una aeronave las cuales sirven para ajustar y controlar la trayectoria del vuelo (Ilustración 2-6). Las superficies de control más utilizadas y comunes son las siguientes:

- Alerones (*Ailerons*) ubicados sobre el eje X (*Roll Control*).
- Elevador (*Elevator*) ubicados sobre el eje Y (*Pitch Control*).
- Timón (*Rudder*) ubicados sobre el eje Z (*Yaw Control*).

Alerones.

Los alerones son superficies de control las cuales se localizan en el borde exterior de cada ala. Los alerones siempre se mueven en sentido opuesto [5], es decir, si el alerón izquierdo baja, el alerón derecho sube para crear fuerzas de igual magnitud pero en sentidos opuestos (Tercera Ley de Newton). Al ocurrir esto, la aeronave cambiara su trayectoria de vuelo girando sobre su eje X hacia la derecha o izquierda dependiendo de la posición de los alerones.

Elevador.

El elevador es la superficie de control localizada en la parte posterior del estabilizador horizontal, la cual ayuda a la estabilización horizontal del avión. La función principal del elevador es crear una fuerza en eje Y para afectar el ángulo de ataque de la aeronave provocando que este suba o baje dependiendo de la posición del elevador [5]. Al subir este, el aire ejerce una fuerza hacia abajo ocasionando que la nariz del avión ascienda y viceversa al descender el elevador el aire ejerce una fuerza hacia arriba provocando que la nariz del avión descienda.

Timón.

El timón es la superficie de control ubicada en la parte trasera del estabilizador vertical, la cual ayuda a la estabilización vertical de la aeronave. La función del timo es generar un movimiento sobre el eje Z sin alterar el ángulo de ataque y la altitud del avión [5].

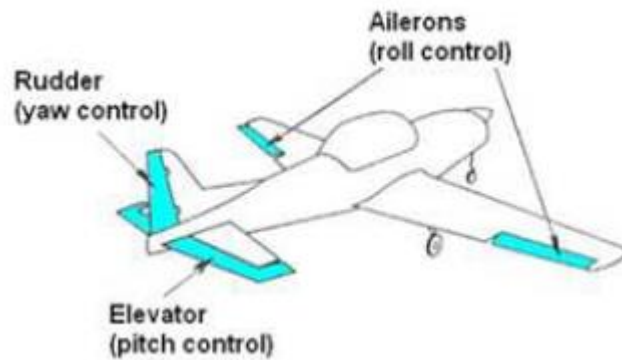


Ilustración 2-6 Principales superficies de control de una aeronave

Con el uso de estas tres superficies de control es posible controlar la estabilidad y la trayectoria de vuelo de la aeronave. Al cambiar la posición de cualquier superficie de control, se modifica el ángulo formado respectivamente, entre la horizontal o vertical y la superficie de control, provocando la rotación de la aeronave en cualquiera de sus tres ejes.

Análisis estructural.

La determinación de las fuerzas y deformación de las estructuras provocadas por la aplicación de diferentes tipos de cargas, se le conoce como análisis estructural.

El análisis estructural se ve implicado dentro del diseño estructural, ya que en este último se incluye la disposición y el dimensionamiento de la estructura, así como de sus partes que la componen, de manera que estas mismas soporten en forma satisfactorias las cargas colocadas sobre ellas [9].

Principios Básicos.

El campo de ingeniería estructural abarca una extensa variedad de estructuras, aparte de los puentes y edificios, de donde se pueden mencionar casos como estadios, torres de transmisión de energía eléctrica, arcos y muchos más.

A parte de las estructuras mencionadas, existen también algunas cuyo tipo no se encuentra necesariamente dentro del campo de la ingeniería civil [10], como por ejemplo, barcos y aviones. El tamaño de las estructuras varía desde marcos pequeños con pocas vigas y columnas, hasta como por ejemplo, el moderno avión A380 de la compañía Airbus que mide 79.75 metros de envergadura, 24.09 metros de altura y 72.72 metros de longitud.

Los principios básicos que se aplican en el análisis estructural son las leyes del movimiento de Isaac Newton [11], las cuales se pueden expresar con la ecuación:

$$\Sigma F = m a$$

Ecuación 2-1

Dentro de este trabajo trataremos con un tipo de equilibrio, denominado equilibrio estatico, en el cual el sistema no está acelerado, de modo que la ecuación anterior toma la forma:

$$\Sigma F = 0$$

Ecuación 2-2

Para poder aplicar este principio al análisis estructural, es necesario que las estructuras se encuentren fijas o que se muevan con una velocidad constante, como, por ejemplo, los vehículos espaciales en órbita. Utilizando este principio se estudiarán las fuerzas que actúan sobre la estructura, para con ello determinar los desplazamientos y fuerzas que ocurren en cada componente.

Con base en los diferentes análisis que se pueden tener, se pueden resaltar los siguientes principios básicos, a manera de tener una mejor comprensión de estos.

Exactitud.

Los resultados del análisis estructural del mundo real no son precisos, son solamente aproximados, esto se denota más cuando los análisis de un diseño estructural se relacionan con algún tipo de modelo matemático [10].

Un modelo matemático es una ecuación o grupo de ecuaciones que pueden representar características del mundo físico [12]. Las soluciones a tales modelos deben de ser exactas porque

las matemáticas son exactas, sin embargo, el modelo puede no representar completamente a su contraparte del mundo real, es por esta razón que los resultados obtenidos son únicamente aproximados.

Con esto mientras mejor sea representado el mundo real por un modelo matemático, más apegado a la realidad serán los resultados del cálculo.

Factor de incertidumbre.

Para compensar la falta de precisión al tratar problemas del mundo físico, se ha incluido un margen para errar en cada diseño. Este margen se conoce como factor de incertidumbre [10], este factor es aplicado de maneras divergentes, lo que conduce a dos términos distintos.

- Factor de seguridad. Dicho factor proporciona un esfuerzo permisible de trabajo usado con las cargas reales.
- Factor de carga. Factor que se multiplica por las cargas reales de trabajo para obtener las cargas últimas que se utilizan con los esfuerzos últimos.

Tipos de esfuerzos.

Solamente existen dos tipos de esfuerzos normal (axial) y tangencial (cortante). Este concepto de solamente dos tipos de esfuerzos puede parecer sobre-simplificado, especialmente si uno se ha iniciado en el estudio de la Teoría de la Elasticidad [11].

Para dejar más claro este punto ejemplificare este hecho mencionando que, un esfuerzo de contacto es un esfuerzo normal inducido por el contacto de la superficie de un cuerpo sobre otro, de la misma forma un esfuerzo de torsión es un esfuerzo tangencial inducido por la torsión. El claro entendimiento de la relación entre el tipo de esfuerzo y la fuerza que lo induce, aunado con la creación de una imagen mental de los esfuerzos normal y tangencial producidos, son de incalculable valor, para la comprensión de este hecho [11].

Formas de falla.

Una estructura puede fallar de dos maneras primarias, ya sea por sobrecarga (resistencia insuficiente) o por deformación excesiva (rigidez insuficiente) [10].

Para el primer caso supongamos un material que es de resistencia insuficiente, por lo que se desplaza, desgasta, rasga o rompe, en tanto que en el segundo caso, suponiendo que la estructura es de rigidez suficiente y se deforma considerablemente, la estructura tendría una curvatura excesiva, vibraría extensamente o se pandearía [10].

Es importante reconocer que las estructuras que son diseñadas adecuadamente para cargas estáticas bajo temperaturas normales pueden ser completamente inseguras para condiciones que involucren cargas dinámicas (incluyendo impacto y fatiga) y/o temperaturas inmoderadas (incluyendo falla en frío extremo y deformación excesiva debida al flujo plástico en calor extremo. Sin embargo, aun en esas condiciones, la falla ultima se debe a sobrecarga o a deformación excesiva.

Tipos de Análisis

En general, se reconocen tres tipos de análisis [10], (1) históricamente el más importante se basa en las características de un material idealmente elástico-lineal. (2) De importancia creciente es el análisis basado en la hipótesis de un material elástico-plástico perfecto. (3) Sin embargo en algunas aplicaciones, el análisis no lineal es el único camino para encontrar resultados válidos.

No linealidades.

Transformar al mundo físico en un modelo matemático, no proporciona ganancia alguna si la formulación no se puede resolver, debido a esto muchos modelos son versiones linealizadas del mundo real no lineal, en general existen tres clases de no-linealidades [12].

Cabe señalar que a medida que se desarrollan técnicas matemáticas, que empleadas en conjunción con las computadoras electrónicas pueden dar solución a formulaciones complejas que se consideraban difíciles de resolver en un pasado reciente.

Los tres tipos de no-linealidades son:

1. Las no-linealidades geométricas, que provienen de suponer que los ángulos y las longitudes de los miembros permanecen constantes entre las condiciones sin carga y con carga, sin embargo, al aplicar la carga los miembros se alargan y giran de modo que los resultados son erróneos.

2. Las características físicas de los materiales son a menudo no-lineales, pero en el enfoque tradicional a menudo se supone características linealmente elásticas. Obviamente el error no es grande dentro de un rango limitado, pero tales representaciones elásticas están siendo reemplazadas lentamente por unas aproximaciones más realistas, tal que los factores de seguridad global sean más uniformes.

3. Las configuraciones de carga pueden conducir rápidamente a no-linealidades.

Estructuras.

Es importante reconocer los diversos tipos de elementos que componen una estructura y poder clasificar de forma rápida las estructuras de acuerdo con su forma y función, a manera de formular una idea vaga de como reaccionara la estructura a las cargas que van a ser aplicadas [10].

Elementos estructurales.

Algunos de los elementos más comunes de que constan las estructuras son los siguientes.

- Largueros. Viga que se extiende a lo largo del ala. Es el componente principal de soporte de la estructura, su función es soportar los esfuerzos de flexión y torsión.
- Costillas. Son estructuras que conforman el ala, estas dan resistencia a la torsión, las cuales tienen la forma del perfil y transmiten la carga del revestimiento a los largueros, estas se encuentran intercaladas a lo largo del ala y están colocadas de manera perpendicular a los largueros.
- Revestimiento. Su función es la de dar y mantener la forma aerodinámica, pudiendo contribuir también en su resistencia estructural.
- Cuadernas. Son piezas curvas, que dan forma al fuselaje del avión, sobre estas se remacha o suelta el revestimiento.

Tipos de estructuras aeronáuticas.

A la combinación de los elementos estructurales y los materiales de que están hecho se les llaman sistema estructural. Cada sistema está constituido de uno o más de cuatro tipos básicos

de estructuras, clasificados por el grado de complejidad de su análisis, tales tipos se mencionan a continuación [13].

- **Armaduras.** Consisten en barras de tensión y elementos esbeltos tipo columna, usualmente dispuestos en forma triangular. Las armaduras planas se componen de miembros situados en el mismo plano y se usan a menudo para puentes y techos, mientras que las armaduras espaciales tienen miembros en tres dimensiones y son apropiadas para grúas y torres.
- **Monocoque o monocasco.** Consiste en un casco hueco delgado sin órganos transversales ni longitudinales, también se llama así al fuselaje formado por anillos distanciados entre sí, a los cuales se les fija el revestimiento. La palabra monocasco, se deriva de monocoque, que significa “cascara o curva plana sin refuerzo”.
- **Semi-monocoque.** Para este caso de fuselaje, se agregan refuerzos longitudinales (largueros o larguerillos) a la estructura tipo monocasco.

Materiales.

En un pasado reciente los principales materiales estructurales fueron acero, concreto reforzado y muchas clases de madera. Cuando se usaron estructuras, todos ellos fueron analizados por métodos elásticos. Ahora, en lugar de un tipo de acero hay muchos y el diseño puede ser elástico y/o plástico [14].

Cabe señalar que los diversos materiales poseen diferentes resistencias relativas que se miden por sus esfuerzos permisibles, sus rigideces y por su módulo de elasticidad.

Es por eso que es importante conocer las características del material a emplear, algunas de estas características que se pueden enunciar, son la tendencia hacia la fractura frágil, el cambio de características con el tiempo o bajo cargas, los efectos nocivos de cargas repetidas o ambientes agresivos, etc. [15].

Para el desarrollo de este trabajo se hablará de materiales compuestos como lo es fibra de carbono y resinas, habiendo gran variedad de dichos materiales en el mercado actual y siendo usados en la gran mayoría de componentes estructurales en la industria aeronáutica.

Fuerzas estructurales.

Sobre un sistema estructural actúan fuerzas, debido a la influencia de estas toda la estructura se encuentra en un estado de equilibrio estático, las fuerzas que actúan sobre una estructura incluyen las cargas aplicadas y las reacciones resultantes [12].

Las cargas aplicadas son las cargas conocidas que actúan sobre la estructura, estas pueden ser resultado del propio peso de la estructura, de las cargas de ocupación, de las cargas ambientales, entre otras. Por el contrario las reacciones son las fuerzas que los soportes ejercen sobre una estructura, estas se consideran como parte de las fuerzas externas aplicadas y se supone que equilibran a las otras cargas externas sobre la estructura [10]. Algunas de las cargas se describen a continuación.

- Cargas muertas. Consisten en los pesos de los diversos miembros estructurales y en los pesos de cualesquiera objetos que estén permanentemente unidos a la estructura. En ciertos casos, una carga muerta estructural puede estimarse por medio de fórmulas basadas en los pesos y tamaños de estructuras similares.
- Cargas vivas. Las cargas vivas pueden variar en magnitud y localización, y pueden ser causadas por los pesos de objetos colocados temporalmente sobre una estructura, por vehículos en movimiento o por fuerzas naturales. Usualmente esas cargas incluyen un margen para tener una protección contra deflexiones excesivas o sobrecargas repentinas.
- Cargas por fenómenos naturales. Ejemplificando esto, un fenómeno natural que puede considerarse como una carga, es el flujo de viento, ya que la energía cinética se convierte en energía potencial de presión, lo que causa la carga de viento. El efecto del viento sobre una estructura depende de la densidad y velocidad del aire, del ángulo de incidencia, de la forma y rigidez de la estructura y de la rugosidad de su superficie.

Dentro de las cargas se encuentran las cargas de diseño las cuales se especifica en códigos, en general estos se dividen en dos diferentes tipos, los códigos generales de construcción y los códigos de diseño. Los primeros especifican los requisitos de instituciones oficiales relativos a las cargas mínimas de diseño para las estructuras y los estándares mínimos para sus construcciones, mientras que los segundos proporcionan normas técnicas detalladas y se usan para establecer los requisitos del diseño estructural [16].

Cabe destacar que los códigos proporcionan únicamente una guía general para el diseño, la responsabilidad final del diseño cae en su totalidad en el ingeniero. Tal es el caso de este trabajo.

Herramientas Computacionales.

En los últimos años se han usado herramientas computacionales para el análisis aerodinámico y estructural en diferentes aplicaciones, para este trabajo se usarán las herramientas *CFD* (*Computational Fluid Dynamics* – Dinámica de Fluido Computacional) para el diseño y optimización aerodinámico, así como *CAE* (*Computer Aided Engineering* – Ingeniería Asistida por Computadora) para el análisis estructural [17].

Dinámica de Fluido Computacional (CFD).

Por muchos años los túneles de viento han sido usados para estudiar el flujo de aire a través o alrededor de objetos de diferentes formas [18]. Esto ha sido importante con la finalidad de ayudar en el desarrollo de aeronaves u obtener información de diferentes perfiles de ala. Sin embargo, las pruebas con túneles de viento son costosas y tardadas. En algunas aplicaciones como es el caso automotriz, no es de gran dificultad hacer estas pruebas, puesto que los túneles de viento pueden tener fácilmente el tamaño para probar autos completos en escala real, pero no es el caso para la industria aérea. La solución es crear modelos a escala que pueden ser usados en el túnel de viento. En teoría, un modelo pequeño puede ser usado para estudiar uno de tamaño real. Aire, o cualquier otro fluido, estará bajo ciertas condiciones de flujo alrededor de un objeto en cierta manera. Velocidad, tamaño, densidad y viscosidad están entre estas condiciones que gobiernan como el fluido se comportara. El parámetro más interesante aquí es el tamaño porque

significa que el fluido no será el mismo alrededor del modelo de escala a como lo será en el modelo real [18]. El objeto ha sido reducido en tamaño, pero el aire no. Aquí es donde entra el número de Reynolds [5], que es definido como:

$$Re = \frac{\rho v L}{\mu}$$

Ecuación 2-3

La Ecuación 2-3 es el ratio entre las fuerzas de inercia y las fuerzas de viscosidad experimentadas por el fluido. ρ es la densidad, v es la velocidad del fluido, L es la longitud característica y μ es la viscosidad cinemática del fluido. Esto significa que, si un modelo a escala es estudiado en un túnel de viento, los otros parámetros tendrían que ser ajustados para obtener el mismo número de Reynolds, o el flujo no se comportara de la misma manera. Como el modelo es una escala reducida y el error correspondiente a esto será evidente, una solución sería incrementar la velocidad. Sin embargo, a medida que aumenta la velocidad, el número Mach se convertirá en un factor a medida que se desarrollan choques supersónicos [5]. En vez de túneles de viento, túneles de agua pueden ser usados debido a que tienen diferentes densidades y viscosidades, teniendo como efecto un número de Reynolds mayor.

En las últimas décadas, se ha vuelto más común hacer estos estudios con la ayuda del *CFD*; esto ha reducido de gran manera el tiempo y costo de los proyectos en desarrollo. Los resultados son obtenidos resolviendo un conjunto de ecuaciones que describen el flujo del fluido y sus contornos [7]. Para *CFD*, estas ecuaciones no pueden ser resueltas analíticamente por lo que tienen que ser resueltas numéricamente a una solución aproximada [19]. En *CFD* modernos, entre las ecuaciones usadas están las de Navier-Stokes que definen el flujo básicamente de cualquier fluido [5]. En el pasado, cuando las computadoras no eran tan poderosas, versiones simplificadas de las ecuaciones de Navier-Stokes fueron usadas, como las ecuaciones de Euler, donde la viscosidad no era tomada en cuenta.

Las bases tras el *CFD* es que se plantea un control de volumen (CV) que se quiere estudiar [5]. Existen tres leyes que necesitan ser satisfechas para el control de volumen, las leyes de conservación [7].

- Conservación de masa.
- Conservación de momento.
- Conservación de energía.

Estas tres leyes son fáciles de entender. Digamos que tenemos un CV que es 1x1x1 centímetro. Cualquier masa de fluido que entra en el CV a través de sus 6 contornos, también tiene que salir del CV al mismo ritmo, de otra manera, su masa incrementaría indefinidamente o decrecería hasta alcanzar el cero. Dicho de otra manera, lo que entra tiene que salir.

Para ser capaz de resolver estas ecuaciones para fluidos de manera precisa, el control de volumen necesita ser dividido en pequeñas partes, usualmente llamados elementos. Ecuaciones de contorno son dadas a los elementos que están localizados a lo largo del contorno del CV y las ecuaciones son resueltas para cada elemento por todo el CV. Estos cálculos necesitan repetirse varias veces al igual que cualquier otra solución numérica. Cuando el promedio de los valores para cada parámetro y su error convergen hacia un valor determinado, la solución ha convergido y los resultados para cada elemento pueden ser obtenidos [20].

Ingeniería Asistida por Computadora (CAE).

Son herramientas que se basan en el *FEM* (*Finite Element Method* – Método de los Elementos Finitos) que permite resolver casos que hasta hace poco tiempo eran prácticamente imposibles de resolver por métodos matemáticos tradicionales, lo que obligaba a la construcción de prototipos y la realización de pruebas, con el objeto de hacer mejoras de forma iterativa, lo que conllevaba un elevado costo y un tiempo prolongado de desarrollo [21].

Por el contrario, este procedimiento es un método numérico para la solución de problemas que involucran un alto grado de complejidad, ya que se basa en crear un modelo matemático del sistema real, con las ventajas claras de realizar modificaciones con mayor facilidad y a un costo

bajo. Sin embargo, es importante señalar que no deja de ser un método aproximado de cálculo debido a la naturaleza del sistema.

La gran ventaja de este método es la posibilidad de plantear una serie de ecuaciones algebraicas simultáneas, en lugar de requerir la resolución de ecuaciones diferenciales complejas, esto debido a que la estructura a analizar es discretizada [9].

A pesar que los avances en la tecnología han sido puestos a disposición de usuarios, es necesario tener un conocimiento general del material con el que se trabaja y los principios fundamentales del método [21], con ello se estará en condiciones de garantizar que los resultados obtenidos en los análisis se aproximen lo suficiente a la realidad.

Este método es aplicado para la solución de análisis estructural, problemas de transferencia de calor, flujo de fluidos, transporte de masa, así como el cálculo de potencial electromagnético.

Historia.

El método de discretización espacial y temporal y la aproximación numérica para encontrar soluciones a problemas ingenieriles o físicos es empleado desde la antigüedad, para encontrar ejemplos al respecto, podemos remontar a la época de construcción de las pirámides egipcias, donde los egipcios empleaban métodos de discretizado para determinar el volumen de las pirámides, así mismo, Arquímedes (287-212 a.C.) empleaba este método para calcular el volumen de todo tipo de sólidos o la superficie de áreas [22].

El desarrollo de los elementos finitos tal y como se conocen hoy en día ha estado ligado al cálculo estructural fundamentalmente en el campo aeroespacial. En los años 1950, se emplea por primera vez el término de método de elemento finito [22].

Fueron Tumer, Clough, Martin y Topp quienes presentaron el *FEM* en la forma aceptada hoy en día. En su trabajo introdujeron la aplicación de elementos finitos simples (barras y placas triangulares con cargas en su plano) al análisis de estructuras aeronáuticas, utilizando los conceptos de discretizado y funciones de forma [23]. Esta visión del problema difundió un gran interés entre los matemáticos para la solución de ecuaciones diferenciales lineales y no lineales mediante el *FEM*, que ha producido una gran cantidad de publicaciones hasta tal punto que hoy

en día el *FEM* está considerado como una de las herramientas más potentes y probadas para la solución de problemas de ingeniería y ciencia aplicada.

En la actualidad este método aunado a los avances tecnológicos, ha favorecido su uso a través de sofisticados paquetes gráficos que facilitan el modelado y la síntesis de resultados, dando como resultado que hoy en día se pueden realizar una relación entre técnicas de análisis estructural (*CAE*), las técnicas de diseño (*CAD*) y las técnicas de análisis (*CFD*) [17].

Conceptos generales.

La idea general del método de los elementos finitos es la división de una estructura continua, en un conjunto de pequeños elementos finitos interconectados por una serie de puntos llamados nodos [9]. Las ecuaciones que rigen el comportamiento de la estructura que se está trabajando, regirán también los elementos.

En cualquier sistema a analizar podemos distinguir entre:

- Dominio. Espacio geométrico donde se va a analizar el sistema.
- Condiciones de contorno. Variables conocidas y que condicionan el cambio del sistema: cargas, desplazamientos, temperaturas, voltaje, focos de calor, etc.
- Incógnitas. Variables del sistema que deseamos conocer después de que las condiciones de contorno has actuado sobre el sistema: desplazamientos, tensiones, temperaturas, etc.

Existen dos acercamientos generales asociados al entendimiento y aplicación del *FEM*. El primero es llamado el método de fuerza o flexibilidad, el cual se basa en el uso de fuerzas internas como las incógnitas del problema, para la obtención de las ecuaciones gobernantes tienen que emplearse las ecuaciones de equilibrio, por ello es necesario introducir después ecuaciones adicionales generadas por las ecuaciones de compatibilidad. El resultado es el arreglo de ecuaciones algebraicas redundantes que determinan las fuerzas internas desconocidas [21].

El segundo acercamiento del método, es el llamado método de desplazamiento, o rigidez, el cual asume el desplazamiento de nodos como las incógnitas del problema. Por requerimiento del

método de rigidez, se necesita que los elementos estudiados se interconecten por nodos comunes entre sí, a lo largo de un eje común o una superficie común de tal manera que aun después de que la deformación se presente, los nodos permanezcan conectados al nodo común [9]. Las ecuaciones gobernantes son expresadas en términos de desplazamientos nodales usando las ecuaciones de equilibrio en cada nodo, de tal forma que se pueda aplicar la ley que relaciona la fuerza con los desplazamientos.

Estos acercamientos, resultan en dos diferentes incógnitas (fuerzas y desplazamientos) en el análisis y el uso de diferentes matrices asociadas a sus planteamientos (flexibilidad y rigidez).

Antes de obtener la solución del sistema de ecuaciones, es necesario imponer las condiciones iniciales, estas serán las condiciones de desplazamientos nodales sobre los que se basara el sistema para su análisis, estas condiciones son llamadas condiciones de contorno [21].

De aquí que el sistema se puede subdividir en dos términos, uno que contenga los desplazamientos impuestos y otro las incógnitas, de modo que al resolver el sistema se tendrá la solución, ya que al conocer los desplazamientos en cada nodo es posible calcular otro tipo de magnitudes (deformaciones, tensiones, etc.).

CAPITULO 3 SELECCIÓN DE COMPONENTES Y CONFIGURACION DE AERONAVE

Para iniciar la selección de una configuración de aeronave se ha utilizado una matriz morfológica, evaluando cada concepto y asignando el valor más alto a la mejor característica. Para cada categoría se asignaron valores enteros donde uno es el valor mínimo y el valor máximo depende del número de opciones evaluadas. Al final de cada columna esta la sumatoria, el concepto que alcance el resultado más alto se selecciona como el concepto a usar en el diseño de la aeronave. Este criterio se ha usado en todas las matrices morfológicas para este proyecto.

Configuración General

Se llama configuración general a la disposición relativa de cada una de sus partes que componen la aeronave, para este proyecto se han considerado las siguientes opciones:

- Convencional
- Ala Voladora
- Biplano
- Fuselaje Integrado
- Canard
- Alas Unidas

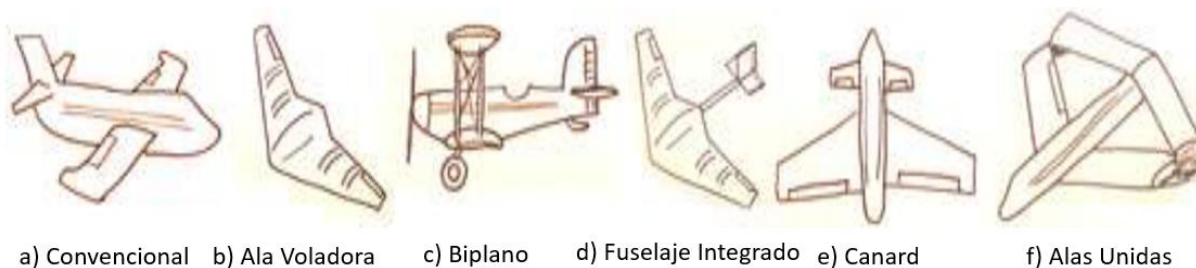


Ilustración 3-1 Configuraciones Generales

Las calificaciones se obtuvieron de acuerdo al Manual de Vehículos no Tripulados [2]:

Característica	Convencional	Ala Voladora	Biplano	BWB	Canard	Alas Unidas
Capacidad de Carga	6	5	2	4	3	1
Ligereza	5	6	1	4	3	2
Control en pista	6	5	4	3	1	2
Tiempo de ensamble	6	5	1	4	3	2
Resistencia al avance	3	6	1	5	4	2
Facilidad de Manufactura	6	3	1	4	5	2
TOTAL	37	36	12	28	22	12

Tabla 3-1 Matriz Morfológica, Configuraciones Generales

La configuración general seleccionada para la aeronave ha sido convencional debido a que se le asignó la mayor puntuación en base a los comentarios y análisis obtenidos en el Manual de Vehículos no Tripulados [2], es por eso que dicha configuración es actualmente la mayor usada en la industria, sin embargo, dependiendo de la aplicación otras configuraciones pudieran tener un mayor puntaje.

Ala

El diseño del ala puede dividirse en dos secciones principales:

- Posición relativa al fuselaje
- Geometría en planta del ala

Definir la posición relativa al fuselaje es importante para el desempeño de la aeronave; el ala es el componente sustentador y a la vez cumplirá la función de sostener la carga externa. El ala debe ser lo suficientemente resistente para cumplir dichos objetivos y además proveer al

operador estabilidad y control. La representación de posiciones relativas al fuselaje se muestran en la Ilustración 3-2.

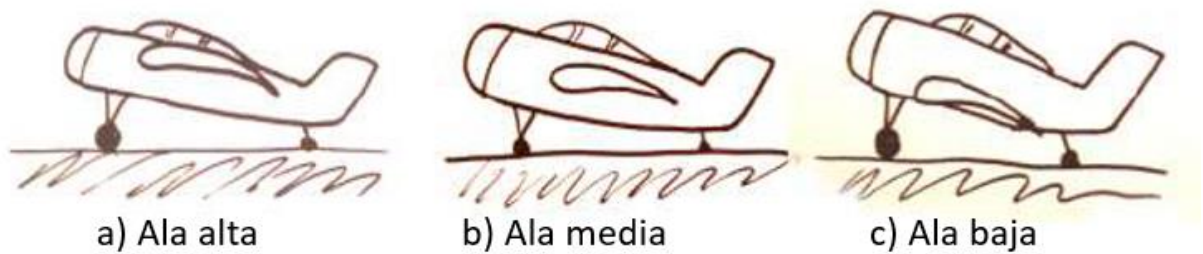


Ilustración 3-2 Posición del Ala relativa al fuselaje

Configuración	Ala Alta	Ala Baja	Ala Media
Ligereza	3	3	3
Tiempo de Ensamble	2	1	3
Resistencia al Avance	3	1	2
Facilidad de Manufactura	1	2	3
TOTAL	9	7	11

Tabla 3-2 Matriz Morfológica, Posición del Ala relativa al fuselaje

Para este proyecto se ha seleccionado usar la configuración de Ala Media por su mejor manufacturabilidad.

El siguiente parámetro a evaluar ha sido la geometría del ala respecto a su perspectiva en planta y se han considerado tres tipos que a continuación se enumeran:

- Recta
- Elíptica
- Trapezoidal

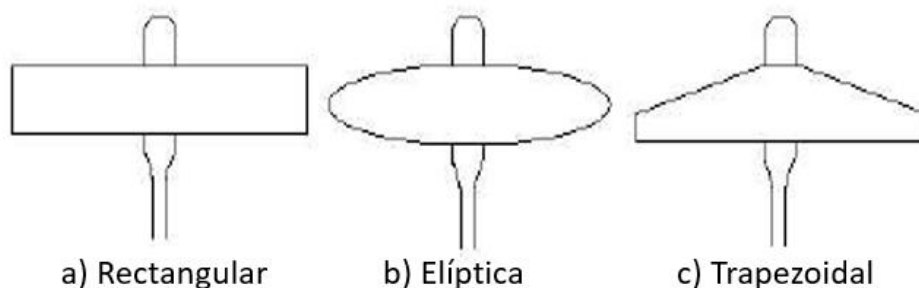


Ilustración 3-3 Tipos de geometrías de ala en planta

Configuración	Rectangular	Trapezoidal	Elíptica
Ligereza	2	3	1
Resistencia al avance	1	3	2
Facilidad de manufactura	3	2	1
Resistencia estructural	3	2	1
Total	10	10	5

Tabla 3-3 Matriz Morfológica, Tipo de geometría

El concepto de geometría de ala seleccionado fue el trapezoidal aunque sea más complejo que el rectangular y compartan la misma calificación, será una de las maneras que se buscara optimizar la geometría del ala.

Fuselaje

El fuselaje es la parte de la aeronave que aloja la carga y los sistemas de propulsión y control. Debido que para la configuración general de la aeronave se ha seleccionado el tipo convencional se procedió a elegir la geometría del fuselaje. Se ha usado como referencia el Predator B (MQ-1B)[2], el cual ha sido diseñado y fabricado por General Atomics Aeronautical Systems Inc. Se ha decidido usar esta aeronave como base del diseño debido al buen desempeño que muestra en tareas de reconocimiento, vigilancia y adquisición o designación de objetivos para las fuerzas armadas de Estados Unidos de Norteamérica. Este sistema se caracteriza por tener una mínima resistencia al avance [24].



Ilustración 3-4 Predator (MQ-1B)

Estabilizador

Las opciones consideradas para el estabilizador se muestran a continuación en la Ilustración 3-5:

- Convencional
- Cola en V
- Cola en T
- Cola en Y
- Cola en H

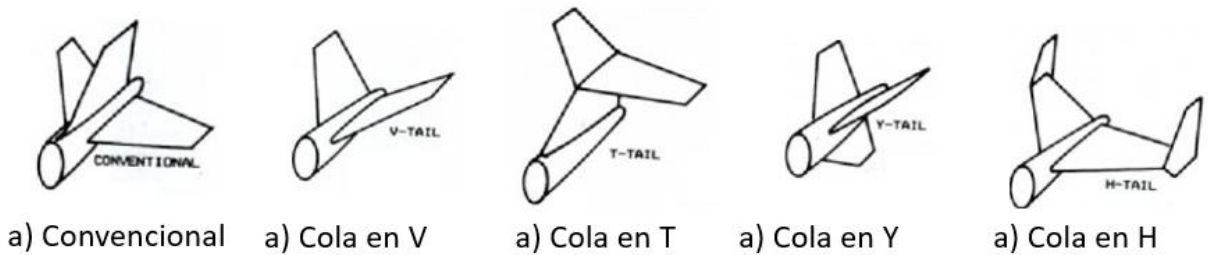


Ilustración 3-5 Tipos de Estabilizador

Característica	Convencional	Cola en V	Cola en T	Cola en V	Cola en H
Ligereza	4	5	3	2	1
Resistencia al Avance	4	5	3	2	1
Facilidad de Manufactura	4	5	3	3	3
Resistencia Estructural	4	4	3	3	3
Facilidad de Rotación	3	5	4	2	1
TOTAL	19	24	16	12	9

Tabla 3-4 Matriz Morfológica, Tipo de estabilizador

El estabilizador o cola de la aeronave elegido fue la cola en V, debido a que a pesar de no ser el más común, es de un menor peso y tiene una menor fuerza de arrastre tal como lo menciona Rodríguez en su trabajo de análisis de cola en V para UAVs [25], ambas características positivas que hacen de este tipo de estabilizador la mejor opción para el desarrollo de este trabajo.

Componentes

Sistema de propulsión

El sistema de propulsión consiste en cuatro componentes, tres de ellos son: motor eléctrico, hélice y batería. Además de los componentes arriba mencionados se debe considerar la aerodinámica de la aeronave, la fuerza de sustentación y arrastre, deben ser analizados para obtener las condiciones óptimas del sistema de propulsión.

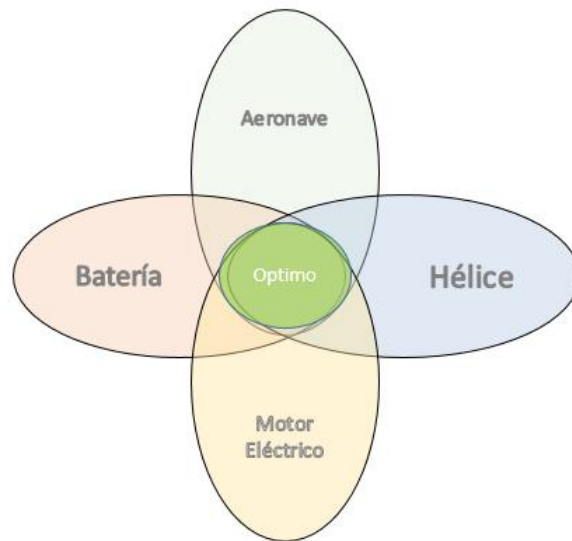


Ilustración 3-6 Condición Óptima del sistema de propulsión

Selección de motor

Dos diferentes tipos de motor eléctrico pueden ser usados. El primer tipo es el motor con escobillas que tienen contacto interno entre las escobillas y la armadura del motor. Durante la conmutación de alta frecuencia, este contacto interno puede causar arcos eléctricos y calentamiento especialmente a altas corrientes. Este problema conlleva a un mejor sistema de enfriamiento del motor. Lo cual está directamente relacionado a la máxima eficiencia del motor.

El segundo tipo de motor es llamado motor sin escobillas, el cual genera torques mayores y con menos calor porque la resistencia efectiva de las escobillas es mucho mayor. Los motores sin escobillas pueden acomodar cables de mayor calibre, incrementan la eficiencia y torque. Por estos hechos, los motores sin escobillas tienen la capacidad de girar a mayor velocidad, a corrientes más elevadas y producen mayor potencia sin deteriorar el desempeño a altas corrientes y temperaturas.

La selección de planta motriz debe realizarse tomando en cuenta la configuración de aeronave seleccionada en la sección 3.1 y el tipo de fuselaje, es decir que requerimos un solo motor ubicado en la parte trasera de la aeronave que proporcione la suficiente potencia.

Usando como base el trabajo de Lee [26], por las dimensiones de su sistema muy similares a lo que se busca producir, se ha seleccionado un motor de las mismas características el cual se describe a continuación:

Modelo	Turnigy D2836
Rango de Voltaje	7.4-14.8 V
RPM/V	1100
Eficiencia Máxima	70%
Corriente Máxima	18 A
Trust	1130 gr
Resistencia Interna	0.107 ohm
Rango de Hélice	7x3 – 11x7
Dimensiones	28x36mm

Tabla 3-5 Especificaciones de motor eléctrico

Selección de Batería

La duración del vuelo es dependiente principalmente del desempeño de la batería. Es mejor tener una batería ligera con una alta capacidad bajo condiciones de cargas elevadas, también es bueno tener una alta densidad de energía (Wh/Kg). Recientemente, la tecnología de baterías ha llegado a un nuevo nivel. Representando este tipo de baterías de alta densidad de energía se pueden mencionar: desechable litio bióxido de azufre (LiSO₂), recargable iones de litio (LiON), y recargable polímero de litio (Li-poly) como se muestra en la Ilustración 3-7. Esta nueva tecnología de litio ha probado ser exitosa en aplicaciones militares respecto a duración, confiabilidad y costo.

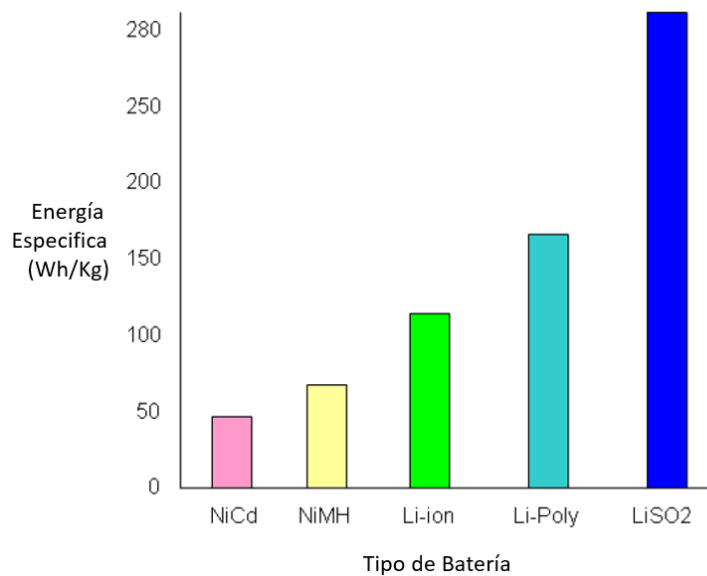


Ilustración 3-7 Tipo de Batería/Anergía Específica

Se ha seleccionado la batería de polímero de litio (Li-poly) debido a que la batería desechable no es de uso común en los sistemas de vuelo no tripulados. La Tabla 3-6 muestra las especificaciones de la batería seleccionada.

Especificación	Turnigy 3300mAh 3S Lipo
Capacidad Nominal	3300mA
Voltaje Salida	11.1 V
Dimensiones	137x43x22 mm
Aplicaciones	Aeromodelismo
Impedancia	0.0125
Energía Específica (Wh/Kg)	121

Tabla 3-6 Especificaciones de Batería

Hélice

La hélice seleccionada se escogió en base a lo recomendado por el fabricante del motor, a pesar de tener un rango recomendado, la decisión de escoger una hélice en el rango medio fue la mejor opción. Ya que es un tamaño muy común en el mercado, lo que hace este tamaño de hélice una opción viable y con buenos resultados tal como lo muestra Lee en su trabajo [26]. La hélice seleccionada es de un diámetro de 10 pulgadas con un paso de 4.7.

Controlador de Vuelo

Actualmente existen en el mercado varias opciones para este tema, seleccionando un controlador de vuelo APM 2.6 configurable para diferentes tipos de aplicaciones y con capacidad de tomar lecturas por los sensores integrados como giroscopio, altímetros y barómetros.

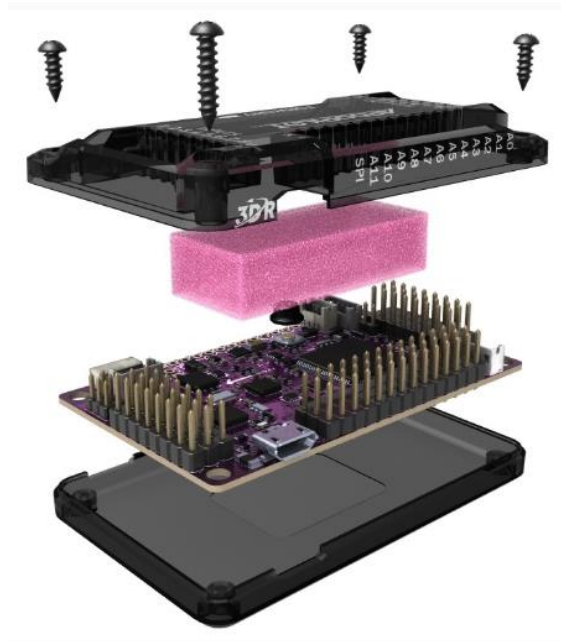


Ilustración 3-8 Controlador de Vuelo APM 2.6

Controlador de Velocidad Electrónico (ESC)

Un controlador electrónico de velocidad interpreta la información de control no como movimiento mecánico como sería el caso de un servo, sino más bien de una manera que varía la tasa de conmutación de una red de transistores de efecto de campo. La conmutación rápida de los transistores es lo que hace que el propio motor emita su característico ruido agudo. También permite una variación mucho más suave y precisa de la velocidad del motor de una manera mucho más eficiente que el tipo mecánico con una bobina resistiva y la armadura móvil. Las especificaciones técnicas se muestran en la Tabla 3-7 a continuación:

Especificación	Turnigy 40 Amp
Corriente	40 A
Modo BEC	Lineal
BEC	5V/2 Amp
Celdas LiPo	2-4
Peso	25 gr

Tabla 3-7 Especificaciones del controlador de velocidad electrónico

Desempeño

Con esta configuración y componentes seleccionados y estando el motor a su 70% (máxima eficiencia) se ha estimado un de tiempo de vuelo de 20 minutos, estando muy por encima de los 15 que inicialmente se esperaban obtener. A continuación se describen las características del motor a su máxima capacidad:

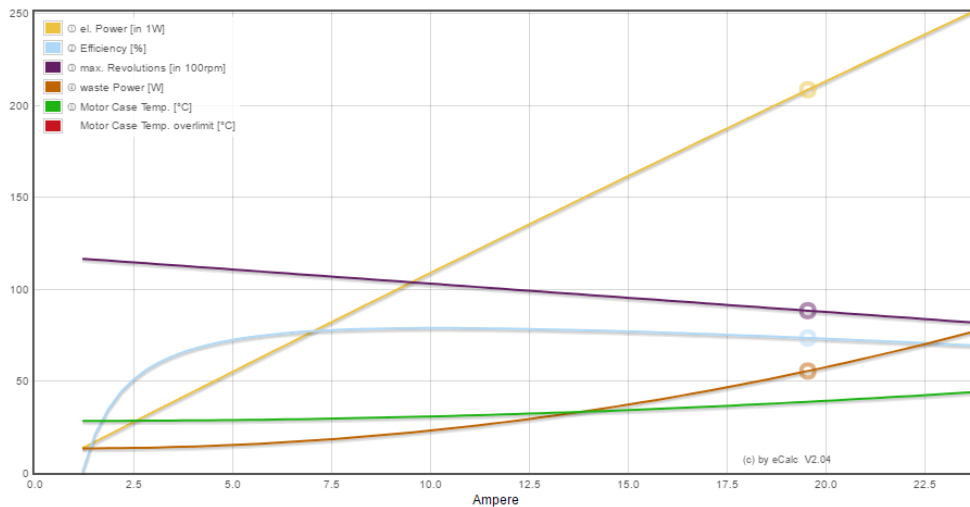


Ilustración 3-9 Características del motor a máxima capacidad. [27]

CAPITULO 4 DISEÑO, ANALISIS Y OPTIMIZACION AERODINAMICO

Diseño

Una vez definida la configuración de la aeronave y seleccionados los componentes principales, se procedió al diseño del sistema considerando las características principales de la configuración seleccionada en el Capítulo 3.

Se hizo el modelado geométrico tridimensional de los componentes principales, esto con el objetivo de poder calcular de manera más aproximada el centro de gravedad y calculo total del sistema. La localización de dichos componentes no será definida sino hasta una etapa más avanzada del diseño, puesto que aún no conocemos que partes del fuselaje necesitaran ser reforzados estructuralmente y que consecuencias pudieran tener esos cambios en el montaje de los componentes.

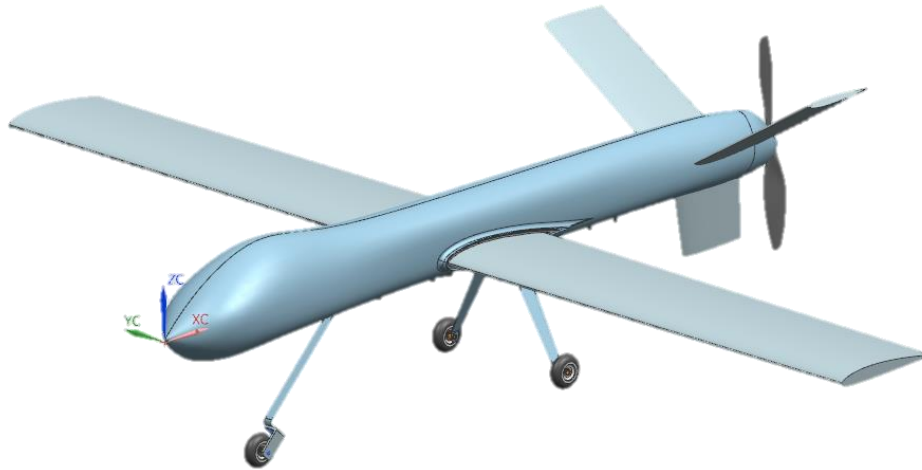


Ilustración 4-1 Diseño Preliminar

Fuerza de Empuje

Para calcular la fuerza de empuje generada por el motor y hélice, se ha realizado una simulación numérica mediante el programa comercial NX 10, tanto para el modelado geométrico tridimensional de la hélice, así como su posterior simulación de flujo de fluido.

Dicho análisis se ha llevado a cabo considerando una condición estática y de rotación de la hélice, esto quiere decir que la velocidad del fluido antes de pasar por la hélice es considerado nulo. La velocidad de giro de la hélice es en base al motor y batería seleccionados y se ha calculado de la siguiente forma:

$$RPM = V_{bateria} \times KV_{motor}$$

Ecuacion 4.1

Donde:

RPM = Giro de la hélice

$V_{bateria}$ = Voltaje de batería = 11.1 V

KV_{motor} = RPM por Volt = 11,100 KV

Sustituyendo los valores arriba indicados en la ecuación 4.1 se obtiene 12,210 RPM como giro de la hélice, si consideramos 72% como la eficiencia optima del motor obtenemos 8,800 RPM.

Las 8,800 RPM obtenidas en el cálculo anterior, es el valor teórico sin considerar las perdidas. Con la aplicación eCalc [27] se estiman otros valores considerando perdidas de todo el sistema de propulsión, y se obtiene un punto óptimo de eficiencia del sistema completo y no solo del motor. Dichos valores son mostrados en la Tabla 4-1

Porcentaje de eficiencia del sistema (%)	Velocidad de Giro (RPM)	Tiempo de Vuelo (Min)
100	8,800	8.5
86	7,800	12.6
70	6,600	21.2

Tabla 4-1 Eficiencias del sistema

Una vez obtenidos la velocidad de giro y el modelo matemático de la hélice Ilustración 4-2, se generó el volumen de control para el análisis de CFD (Pag. 26), así como la introducción en el programa NX 10 de los valores de entrada requeridos para realizar la simulación. Los parámetros usados para este análisis son mostrados en la Tabla 4-2:

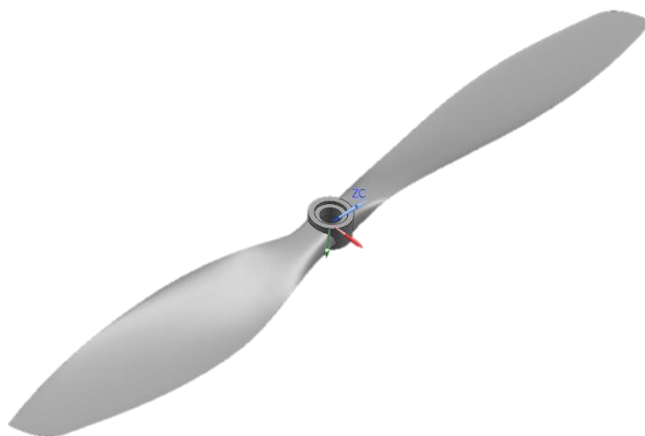


Ilustración 4-2

Modelo de Turbulencia	K-Epsilon
Solver de Flujo	Solver Serial
Tipo de Solución	Estado estable
Presión absoluta	.101351 N/mm ²
Temperatura de Fluido	20° C
Velocidad de giro (despegue)	7,800 RPM
Velocidad de giro (crucero)	6,600 RPM
Control de malla en cara	10 mm
Tipo de Fluido	Aire
Tamaño Volumen de control	500x500x500 mm ³
Tipo elemento Volumen de control	Tetraedro
Tamaño elemento	20mm
Tipo Elemento Volumen rotativo	Tetraedro
Tamaño elemento volumen rotativo	10mm

Tabla 4-2 Parámetros de entrada para CFD

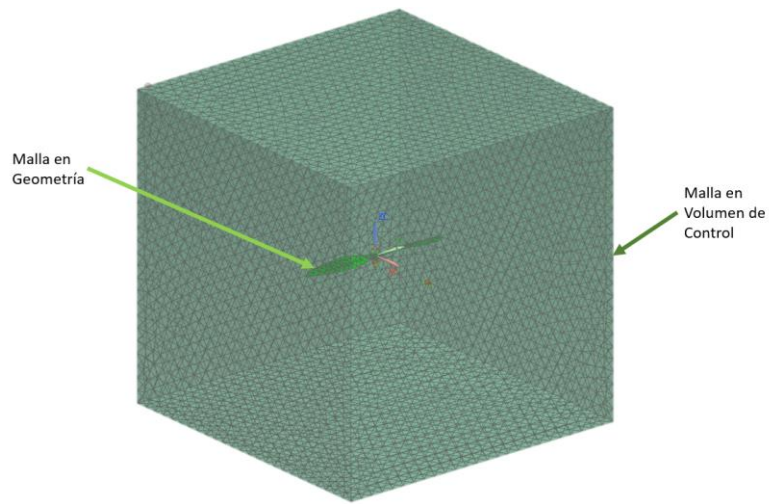


Ilustración 4-3 Mallado

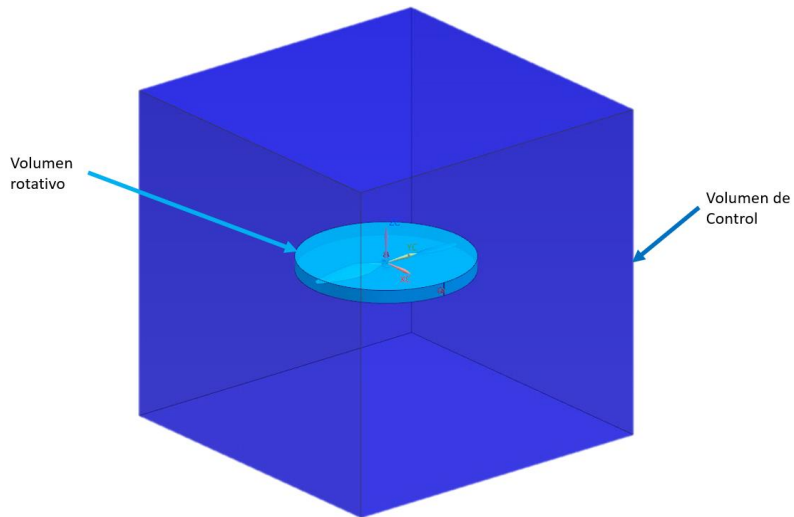


Ilustración 4-4 Volumen de control

Usando los valores de entrada y elementos mencionados anteriormente, se procedió a la resolución del problema, teniendo resultados después de 13 iteraciones como podemos observar en la gráfica de convergencia del estado estable del fluido. Ilustración 4-5.

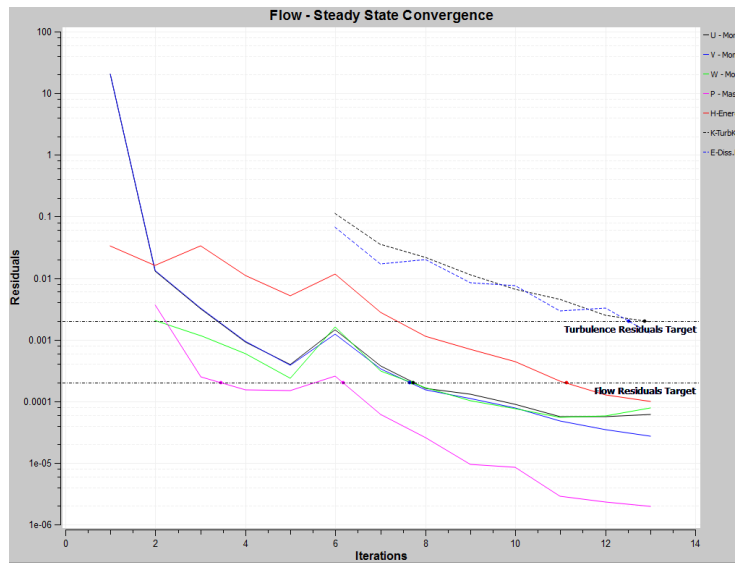


Ilustración 4-5 Convergencia de estado estable del fluido

Para nuestra aplicación específica es necesario los resultados de velocidad generados por la hélice, los cuales los podemos estimar de los resultados mostrados en la Ilustración 4-6.

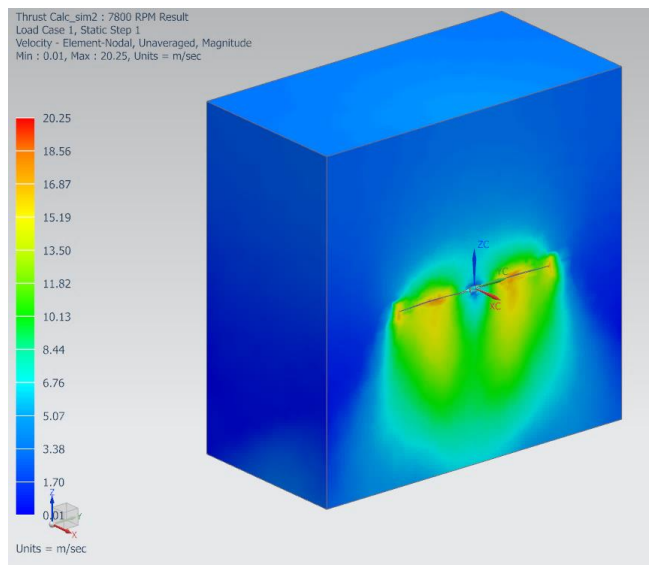


Ilustración 4-6 Resultados de velocidad

De la Ilustración 4-6 obtenemos que la velocidad de salida es de 19 m/s (usando la velocidad de giro para despegue de 7,800 RPM) y de la misma manera se obtienen los resultados para la

hélice girando a una velocidad de 6,600 RPM. Una vez obtenidas las velocidades de salida de la hélice, se procedió al cálculo de la fuerza de empuje. Para dicho cálculo se usó el procedimiento del Centro de Investigación Glenn tal como se muestra en la Ilustración 4-7. Los resultados obtenidos para ambos casos (despegue y crucero) son mostrados en la Tabla 4-3

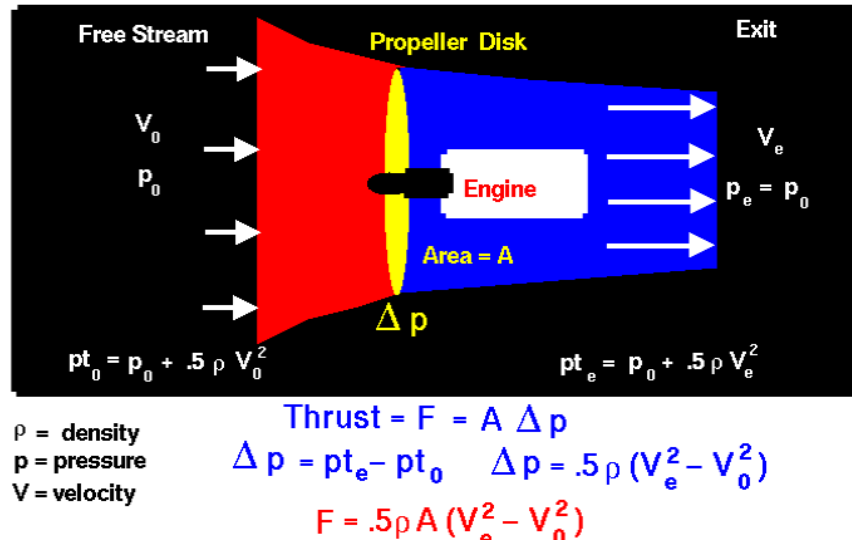


Ilustración 4-7 Calculo de fuerza de empuje

Variable	7800 RPM	6600 RPM
Área (m2)	.050671	.050671
Densidad (Kg/m3)	1.24	1.24
Velocidad de entrada (m/s)	0	0
Velocidad de Salida (m/s)	19	15
Fuerza de Empuje (N)	11.34	7.06

Tabla 4-3 Resultados Fuerza de Empuje

Diseño y dimensionamiento de ala

Para el diseño de ala se seleccionaron dos perfiles NACA diferentes, el NACA 2411 debido a los buenos resultados obtenidos por Lee [26] y el NACA 4412 basado en el trabajo de Rabbey [28]. Ambos perfiles son de características similares, siendo el arco superior la mayor diferencia entre ellos, debido a que el perfil 4412 tiene una curvatura mayor, lo que genera un mayor

espesor en el perfil [29], como se muestra en la Ilustración 4-8 , las especificaciones técnicas de ambos perfiles de ala NACA se encuentran en el Anexo 1.

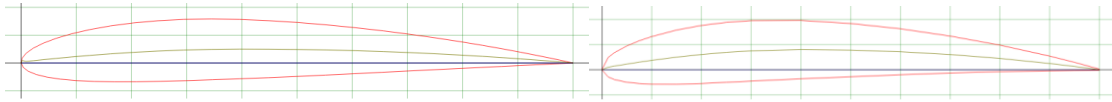


Ilustración 4-8 Izquierda a) NACA 2411 y Derecha b) NACA 4412

Una vez definidos los perfiles de ala, se hizo un procedimiento no convencional para el dimensionamiento de la misma. Este procedimiento consistió en definir tres tamaños de perfil y tres longitudes. Dando como resultado 18 configuraciones diferentes (ver Tabla 4-4) las cuales fueron analizadas cada una con los mismos parámetros (ver Tabla 4-5).

Perfil	Tamaño de perfil	Longitud Ala
NACA 2411	125	600
	150	
	175	
	125	675
	150	
	175	
	125	750
	150	
	175	
NACA 4412	125	600
	150	
	175	
	125	675
	150	
	175	
	125	750
	150	
	175	

Tabla 4-4 Configuraciones de Ala

Mixing Length

Modelo de Turbulencia*	
Volumen de control (mm3)*	500X300X800
Tipo de Elemento*	Tetraedro
Elementos en perfil*	100
Elementos en longitud de ala*	500
Tamaño de Elementos*	100
Velocidad de Fluido (m/s)	15
Fluido	Aire
Tipo de solución	Estado Estable
Presión Absoluta (MPa)	.101351
Temperatura del Fluido	20°C
Angulo de ataque (despegue)	10°
Angulo de ataque (crucero)	5°

Tabla 4-5 Parámetros de análisis CFD

Una vez creados los modelos matemáticos de cada configuración de ala y usando los parámetros de la Tabla 4-5, se analizó cada configuración y se obtuvieron los resultados de fuerza de sustentación y arrastre generados por el ala (Apéndice B). Cabe mencionar que se pudo analizar simplemente el tipo de perfil y tamaño en dos dimensiones, sin embargo, se tomó la decisión de analizar en tres dimensiones y considerar la longitud de ala gracias al trabajo de Israr y Dahalan [30] en el cual mencionan que es más confiable trabajar con tres dimensiones en CFD que usando métodos analíticos convencionales. Se obtuvieron los resultados de fuerza de sustentación y arrastre para cada configuración de ala (ver Apéndice B), la compilación de resultados se muestra en la Tabla 4-6. Para la definición de la malla se hicieron varias pruebas cuyos resultados se encuentran en el Apéndice , siendo el tiempo de análisis menor el seleccionado sin que tuviera impacto en la fuerza de sustentación.

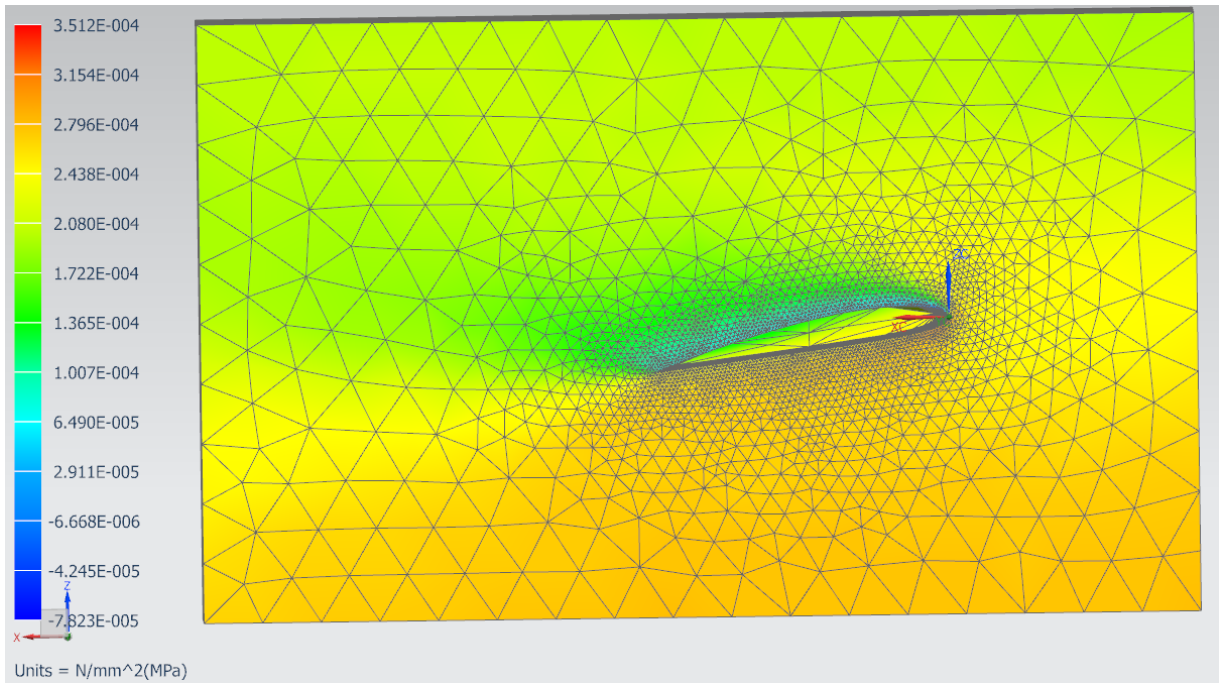


Ilustración 4-9 Resultados de presión en perfil de ala NACA 2411 150-138 X 650

Tipo Perfil	Tamaño Perfil	Longitud Ala	Angulo Ataque 5		Angulo Ataque 10		Vol (m ³ /1000000)
			Fuerza Sustentacion	Fuerza Arrastre	Fuerza Sustentacion	Fuerza Arrastre	
NACA 2411	125	600	11.5	1.5	18.9	3	0.703
		675	13	1.8	21.5	3.5	0.792
		750	14.7	2	24.4	3.9	0.879
	150	600	14	1.8	23.3	3.7	1.013
		675	16	2.1	26.7	4.3	1.139
		750	18.2	2.3	30.1	4.8	1.266
	175	600	16.6	2.1	27.8	4.4	1.379
		675	19.1	2.4	32.1	5	1.551
		750	21.6	2.7	36.2	5.6	1.724
NACA 4412	125	600	13.2	2.1	20.6	3.6	0.964
		675	15	2.4	23.4	4	1.085
		750	17	2.8	26.4	4.6	1.206
	150	600	16.1	2.6	25.3	4.3	1.389
		675	18.4	2.9	28.9	5	1.563
		750	20.9	3.3	32.7	5.5	1.736
	175	600	19.1	3	30.2	5	1.89
		675	22.1	3.4	34.7	5.9	2.127
		750	24.9	3.8	39.4	6.7	2.363
NACA 2411	150	650	15.3	2	25.7	4.1	1.097
NACA 4412	130	670	13.6	1.8	22.5	3.6	0.849
NACA 2411	150-138	650	14.7	1.9	24.5	3.9	1.012

Optimización de Ala

En base a los resultados obtenidos en la sección anterior, los perfiles seleccionados son NACA 2411 con tamaño de perfil de 150 mm y longitud de ala de 675 mm y el perfil NACA 4412 con tamaño de perfil de 150 mm y longitud de 600 mm, cuyo valor volumétrico serían .001139 m³ y .001389 m³ respectivamente. Uno de los objetivos principales de este proyecto es optimizar el tamaño del ala y para esto se usó como base el trabajo de Son [31] en el cual uso un diseño de experimentos (el cual llamaremos DOE por sus siglas en inglés Design of Experiment a lo largo de este trabajo) y el método de Kriging. Para este caso en particular use una variante del DOE convencional llamado Diseño de Experimentos de Taguchi. Posteriormente se incluyó un ángulo en la geometría de planta del ala tal como lo mencionan Kim y Lee en su artículo de optimización de un ala para vehículo aéreo no tripulado (UAV por sus siglas en inglés, *Unmanned Aerial Vehicle*) [32].

Como se ha mencionado anteriormente, para la primera etapa de optimización se ha realizado un *DOE* con el programa Minitab 16 con el cual se usaron los valores de la Tabla 4-6. Obteniendo como resultado que las variables tamaño de perfil y longitud de ala son significativas, así como dos ecuaciones con dos variables cada una que se muestran a continuación, en donde las variables corresponden a los parámetros de la Tabla 4-7:

$$S_{2411} = -20.62 + 0.12067 TP + 0.02756 LA \quad \text{Ecuación 4-1}$$

$$D_{2411} = -2.222 + 0.012667 TP + 0.003556 LA \quad \text{Ecuación 4-2}$$

$$S_{4412} = -23.98 + 0.13933 TP + 0.03200 LA \quad \text{Ecuación 4-3}$$

$$D_{4412} = -3.278 + 0.019333 TP + 0.004889 LA \quad \text{Ecuación 4-4}$$

Variable	Parámetro
TP	Tamaño de Perfil
LA	Longitud de Ala
S2411	Fuerza de Sustentación Perfil 2411
D2411	Fuerza de Arrastre Perfil 2411
S4412	Fuerza de Sustentación Perfil 4412
D4412	Fuerza de Arrastre Perfil 4412

Tabla 4-7 Variables y parámetros

Con las ecuaciones anteriores y los valores de fuerza de sustentación requerido (15.5 N) y minimizando la fuerza de arrastre (2 N) se obtuvieron 2 configuraciones de ala adicionales, una configuración para cada perfil. Para el perfil NACA 2411, se obtuvo un tamaño de perfil de 150 mm y longitud de ala de 650 mm, mientras que para el perfil NACA 4412 fue un tamaño de perfil de 130 mm y longitud de ala de 670 mm. Ver Apéndice C.

Se hicieron modelos matemáticos para cada nueva configuración y se analizaron usando la misma metodología y parámetros de la sección 3.3, obteniendo los resultados mostrados en la Tabla 4-8. Como se puede observar la configuración del perfil NACA 4412 no estuvo ni siquiera cerca de la fuerza de sustentación deseada (15.5 N), por lo cual es motivo suficiente para no considerar dicha configuración como una opción viable.

Tipo Perfil	Tamaño Perfil	Longitud Ala	Angulo Ataque 5		Angulo Ataque 10		Vol (m ³ /1000000)
			Fuerza Sustentacion	Fuerza Arrastre	Fuerza Sustentacion	Fuerza Arrastre	
NACA 2411	150	650	15.3	2	25.7	4.1	1.097
NACA 4412	130	670	13.6	1.8	22.5	3.6	0.849

Tabla 4-8 Resultados de nuevas configuraciones

Para la última etapa de optimización, se incluyó un ángulo en la geometría de ala en planta (sweep) tal como lo hizo Smith [32] para lograr la configuración trapezoidal seleccionada en la sección 3.1.1. El ángulo usado para este proyecto es muy pequeño, debido a que, con la configuración de ala recta, los resultados estuvieron un poco por encima de la fuerza requerida. El ángulo que se ha usado para esta etapa de optimización fue de 1 grado, reduciendo 12 mm el tamaño de perfil en la punta del ala. Para esta nueva configuración el tamaño de perfil NACA 2411 queda determinado de 150-13 mm y longitud de ala de 650 mm. Se ha elaborado y

analizado el modelo matemático de acuerdo a la sección 4.3 generando los resultados mostrados en la Tabla 4-9.

Tipo Perfil	Tamaño Perfil	Longitud Ala	Angulo Ataque 5		Angulo Ataque 10		Vol (m ³ /1000000)
			Fuerza Sustentacion	Fuerza Arrastre	Fuerza Sustentacion	Fuerza Arrastre	
NACA 2411	150-138	650	14.7	1.9	24.5	3.9	1.012

Tabla 4-9 Resultados de configuración optimizada

La configuración optimizada de tamaño 150-138 tiene un volumen de .001012 m³, que en comparación con la configuración NACA 2411 de tamaño de perfil de 150 mm y longitud de ala de 600 mm con un volumen de .001013 m³, podemos decir que tienen el mismo tamaño volumétrico, sin embargo, la configuración sin optimizar tiene una fuerza de sustentación insuficiente de 14 N, mientras que la fuerza de sustentación de la configuración optimizada es de 14.7, un 8% mayor y suficiente para mantener el vuelo. Con estos resultados, se muestra que el proceso de optimización usado ha sido correcto, logrando dimensionar el ala de manera óptima sin desperdicio de peso o volumen. Las dimensiones finales de la configuración seleccionada dan como resultado una aeronave de envergadura de 1400 mm.

CAPITULO 5 DISEÑO, ANALISIS Y OPTIMIZACION ESTRUCTURAL CON MATERIALES COMPUESTOS

Acoplamiento multi-física en software NX.

Con las herramientas de la actualidad es posible hacer un acoplamiento de los resultados obtenidos de un estudio de análisis térmico o de fluidos y tomar dichos resultados para análisis posteriores como los análisis estructurales con otros módulos de la misma herramienta (NX Nastran).

Para este proyecto en específico, el acoplamiento es llevado en base a las presiones obtenidas con NX Flow Simulation, y convirtiendo sus resultados (entregas del software) en entradas del análisis estructural para una simulación más acertada, sin tener que aplicar fuerzas equivalentes en el ala [33]. Con fines de simplicidad, se descartaron varios elementos como lo son todas las superficies de control flaps, alerones, timón, etc.

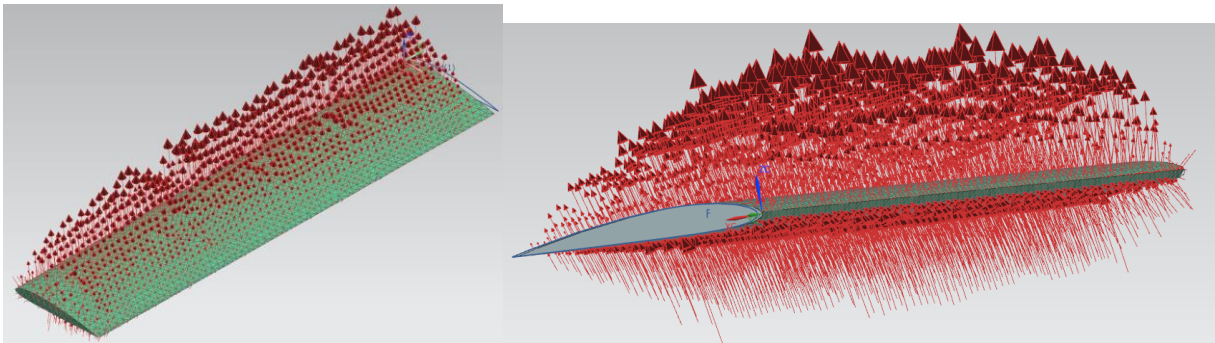


Ilustración 5-1 Cargas del acoplamiento. Izquierda vista superior. Derecha Vista inferior.

Análisis Estructural.

A diferencia del trabajo desarrollado por Sureka [34] en el que su diseño contempla el uso de refuerzos dentro de las alas, en esta trabajo se buscó la opción de sacar el máximo provecho a los materiales compuestos tratando de diseñar un ala sin estructura interna, en la cual la misma superficie o piel del ala será suficiente para soportar las cargas generadas durante el vuelo.

Propiedades mecánicas del material y su proceso de fabricación.

El material usado para este proyecto es FibeXMR cuyos resultados de las pruebas en laminas son los siguientes:

Densidad	1494.4881 kg/m³
Modulo de Young	16010 KSI
Radio de Poisson	0.3
Esfuerzo de tensión	238.136 KSI
Esfuerzo de Compresión	13.423 KSI
Esfuerzo Cortante	6.727 KSI

Tabla 5-1 Propiedades Mecánicas de FibeX^{MR}

Este material es usado en industria aeroespacial para diferentes componentes. Es un tipo de pre-impregnado, el cual consiste en sabanas de fibra de carbono. Dichas sabanas se elaboran usando una bobinadora, la cual de manera automática entreteje fibras con orientación de 45 y -45 grados. Durante el proceso de tejido, la fibra es humedecida con resina, es por eso del nombre de pre-impregnado ya que la fibra queda pre-impregnada de resina como su nombre lo dice (Anexo 2).



Ilustración 5-2 Proceso de Embobinado del Pre-impregnado

Posteriormente las sabanas de pre-impregnado pueden ser usadas inmediatamente o almacenadas en unos congeladores para evitar que su proceso de curado inicie. Las sabanas de

pre-impregnado pueden ser cortadas manualmente o en equipo CNC cuando se tienen patrones planos de cada zona de fibra usada en la pieza final.



Ilustración 5-3 Cortadora de CNC

Como es costumbre en cada pieza hecha con materiales compuestos, es necesario la fabricación de moldes (hembra o macho) para sobre dicho molde aplicar las diferentes capas de fibra pre-impregnada. Posteriormente es necesario cubrir con diferentes materiales para absorber el excedente de resina, permitir la circulación del vacío usado para compactar todas las capas de fibra, entre otros detalles no incluidos en este trabajo de tesis.



Ilustración 5-4 Aplicación de fibra pre-impregnada en molde



Ilustración 5-5 Piezas listas para autoclave

Debido a las propiedades de la resina usada en este material pre-impregnado es necesario emplear un autoclave para el curado de las piezas. En el autoclave se controlan varias variables del proceso para garantizar que la pieza final cumplirá con los requerimientos de diseño. A continuación se muestran las piezas finales una vez que pasaron el proceso de corte y acabado final:



Ilustración 5-6 Piezas de FibeX^{MR}

Ya que las propiedades de dicho material son muy buenas y su costo bastante elevado, se buscó reducir al máximo la cantidad de material a usar. Para las alas, se propusieron nueve configuraciones con diferentes cantidades de capas y orientación de las mismas. Obteniendo los siguientes resultados (ver Apéndice):

CONFIGURACION	DESCRIPCION	PESO (GMS)	DESPLAZAMIENTO (MM)
1	1 CAPA @ 0	72.95441	15.84
2	1 CAPA @ 90	72.95441	18.86
3	1 CAPA @ 45	72.95441	17.76
4	1 CAPA @ -45	72.95441	18.77
5	2 CAPAS @ 0/90	145.9088	5.954
6	2 CAPAS @ 90/90	145.9088	9.620
7	2 CAPAS @ 0/0	145.9088	7.898
8	2 CAPAS @ 0/45	145.9088	5.66
9	2 CAPAS @ 90/45	145.9088	6.336

Tabla 5-2 Resultados de desplazamientos

La octava configuración fue la seleccionada como la óptima en base a su menor desplazamiento y con solo dos capas de fibra arrojando un peso menor a los 300 gramos en ambas alas. Para el fuselaje se consideraron cuatro capas completas de fibra de carbono. Su análisis no se contempló para este trabajo, ya que es necesario hacer un estudio diferente para el acoplamiento en el software de diseño. Mas sin embargo las cuatro capas propuestas serán más que suficientes a pesar de tener un sobre diseño en dicho componente del sistema.

CAPITULO 6 RESULTADOS

Con los análisis e interpretaciones hechas hasta este punto del trabajo, se considera una opción muy viable la construcción del sistema con geometría y componentes propuestos. Teniendo un total del peso menor a los 2 Kg (estimado 1.88 Kg), tal como se muestra en la siguiente Tabla 6-1:

Componente	Peso (gramos)
Alas	300
Fuselaje	187
Cola	89
Tren Aterrizaje Frontal	15
Bracket Frontal	10
Tren Aterrizaje Trasero	42
Ruedas	60
Batería	357
Controlador de Vuelo	150
Controladores de Velocidad	25
Motor	126
Brackets para accesorios	125
Adhesivos	200
Tornillería	200
Total UAV	1886

Tabla 6-1 Desglose de pesos estimados

Se comprobó que usando métodos alternos como la estadística se logró la optimización de un vehículo aéreo no tripulado. Lo cual abrirá las puertas para trabajos futuros en el que no se cuente con un perfil de ingeniería aeronáutica, aunque conocer aspectos fundamentales será de gran ayuda para el investigador.

Los resultados obtenidos fueron mejores que los esperados y a pesar de ser un trabajo basado en cálculos teóricos se cumplió con uno de los objetivos principales de este proyecto como lo es aprender nuevos conocimientos, ampliar los existentes y generar aún más preguntas. Por ejemplo, en un principio no se conocían con profundidad los factores aerodinámicos que

influyen en una aeronave, posteriormente me percate que esto es fundamental para poder llegar a diseñar un vehículo con características iguales o similares de manera eficaz y eficiente.

CAPITULO 7 CONCLUSIONES Y TRABAJO FUTURO

El objetivo original de este trabajo de tesis fue diseñar un Vehículo Aéreo no tripulado con materiales compuestos, sin embargo, el alcance del proyecto no fue solo diseñar un UAV, sino todas las herramientas aprendidas para lograrlo. A su vez, se validó el uso de herramientas estadísticas para la optimización de componentes mecánicos.

Considerando los análisis realizados, se pudo comprobar de manera teórica, que los resultados obtenidos en las simulaciones, son los correctos. Así mismo, los programas usados para la realización de este trabajo facilitaron el diseño y análisis, para la optimización de tamaño y estructura, dando como resultado una reducción de peso y garantía de que las estructuras obtenidas serán seguras y funcionales, lo cual aumentara la autonomía del UAV.

Cabe hacer mención que lo aprendido durante la elaboración de este trabajo será de gran ayuda para el crecimiento personal y profesional, ya que se puso en práctica muchos conceptos de ingeniería que se aplican en la actualidad.

Por otra parte, a lo largo de este tiempo se presentaron diferentes contratiempos para llevar a cabo el proyecto, los cuales fueron solucionados poco a poco con la ayuda de los investigadores que colaboraron conmigo. Lo anterior me permitió realizar en forma el diseño del vehículo, cumpliendo así con la totalidad de los objetivos planteados en un inicio.

Debido a los resultados obtenidos, se concluye que podrá llevarse a cabo la siguiente fase que sería la construcción del vehículo y posteriormente hacer trabajos de control más específicos mejorando el programa del controlador o sus parámetros. Una vez que este el vehículo fabricado, su aplicación para trabajos futuros es tan amplia no solo en mejoras estructurales o de materiales si no en el ámbito de sensores, control, programación, entre otras cosas.

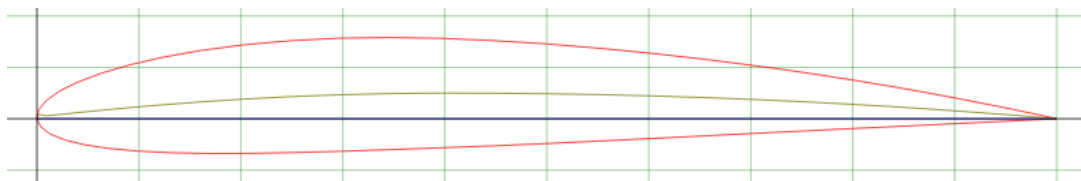
ANEXOS

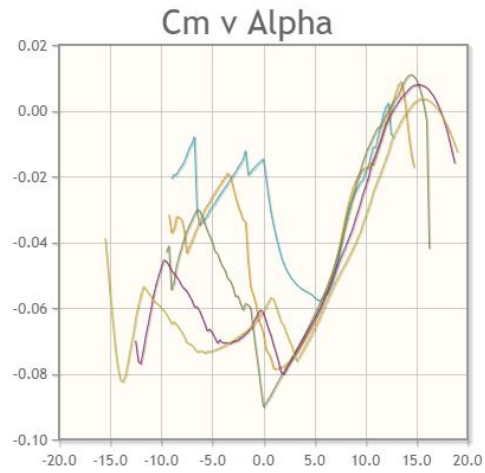
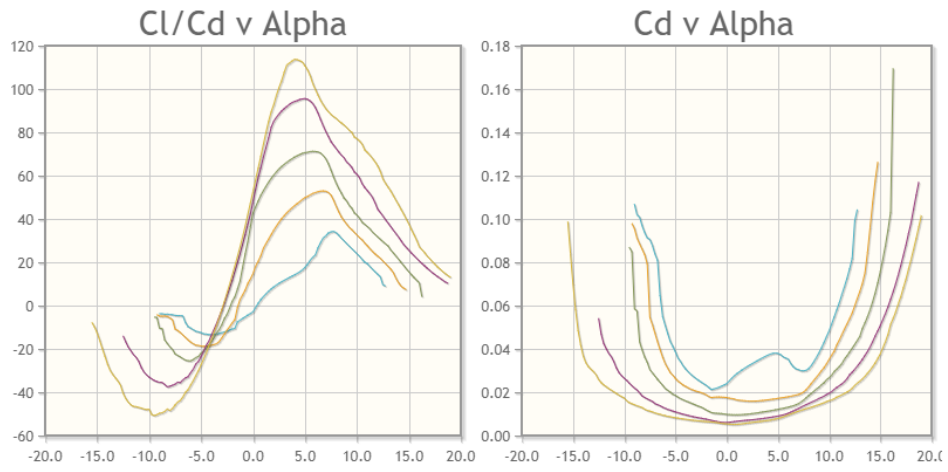
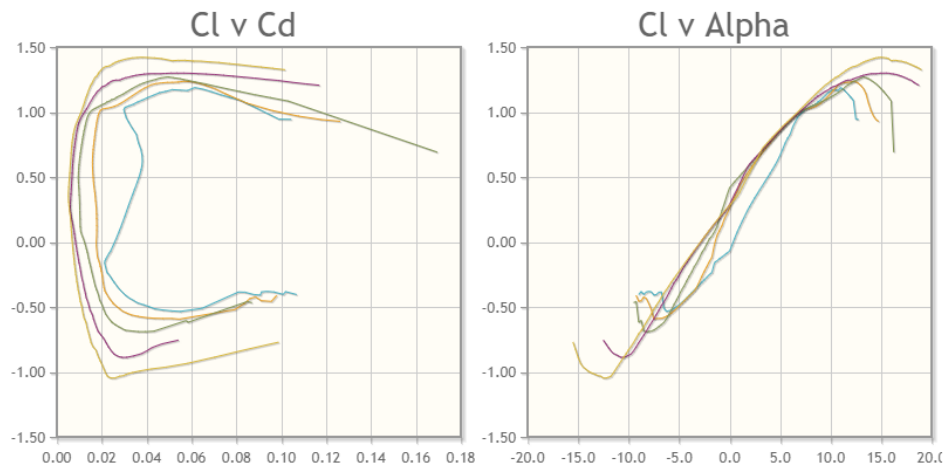
Anexo 1

Perfil NACA 2411

1.00000	0.00000	0.24745	0.07588	0.25255	-0.03291
0.99730	0.00059	0.20292	0.07193	0.29842	-0.03165
0.98918	0.00235	0.16175	0.06659	0.34642	-0.03005
0.97578	0.00520	0.12448	0.06006	0.39612	-0.02830
0.95720	0.00906	0.09148	0.05253	0.44740	-0.02637
0.93365	0.01380	0.06317	0.04427	0.49933	-0.02415
0.90535	0.01927	0.03985	0.03553	0.55132	-0.02174
0.87260	0.02532	0.02170	0.02654	0.60280	-0.01925
0.83577	0.03175	0.00897	0.01752	0.65320	-0.01677
0.79520	0.03839	0.00172	0.00862	0.70198	-0.01436
0.75138	0.04506	0.00000	0.00000	0.74862	-0.01208
0.70475	0.05158	0.00375	-0.00794	0.79257	-0.00994
0.65583	0.05777	0.01290	-0.01483	0.83337	-0.00798
0.60513	0.06347	0.02723	-0.02061	0.87053	-0.00621
0.55322	0.06852	0.04662	-0.02531	0.90368	-0.00463
0.50067	0.07276	0.07080	-0.02893	0.93238	-0.00326
0.44807	0.07606	0.09948	-0.03151	0.95633	-0.00211
0.39597	0.07830	0.13238	-0.03310	0.97528	-0.00120
0.34455	0.07912	0.16912	-0.03379	0.98895	-0.00054
0.29485	0.07831	0.20932	-0.03368	0.99723	-0.00013

1 0

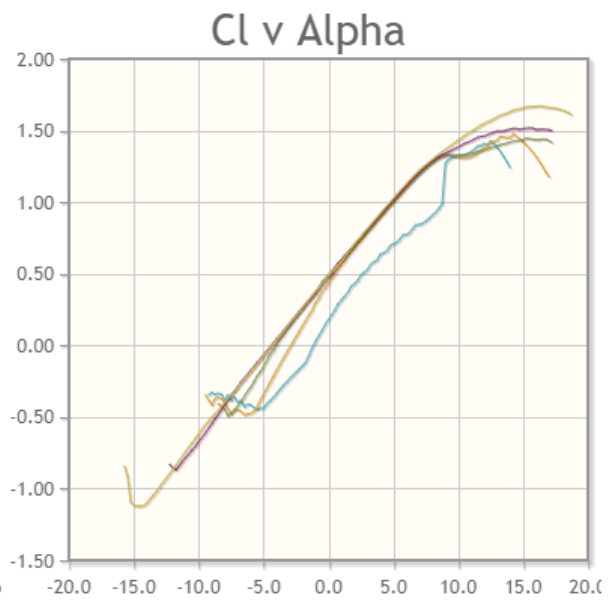
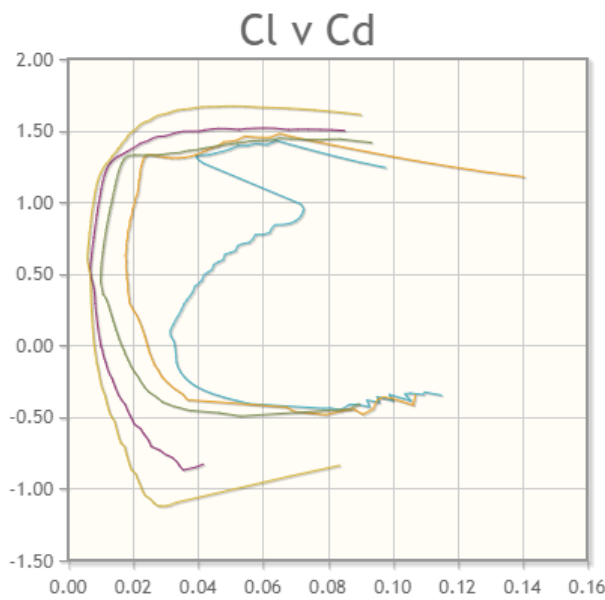
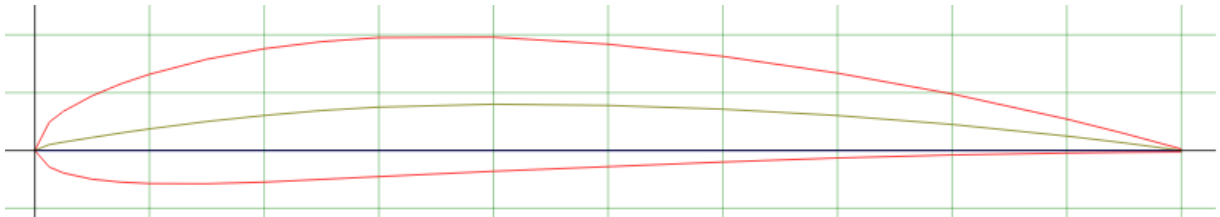


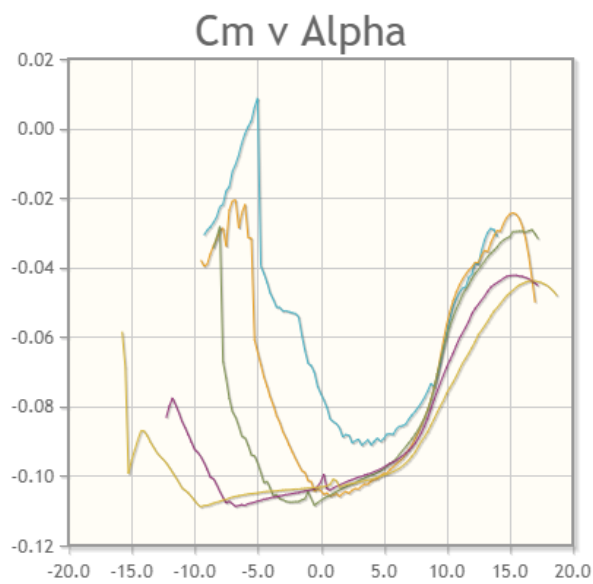
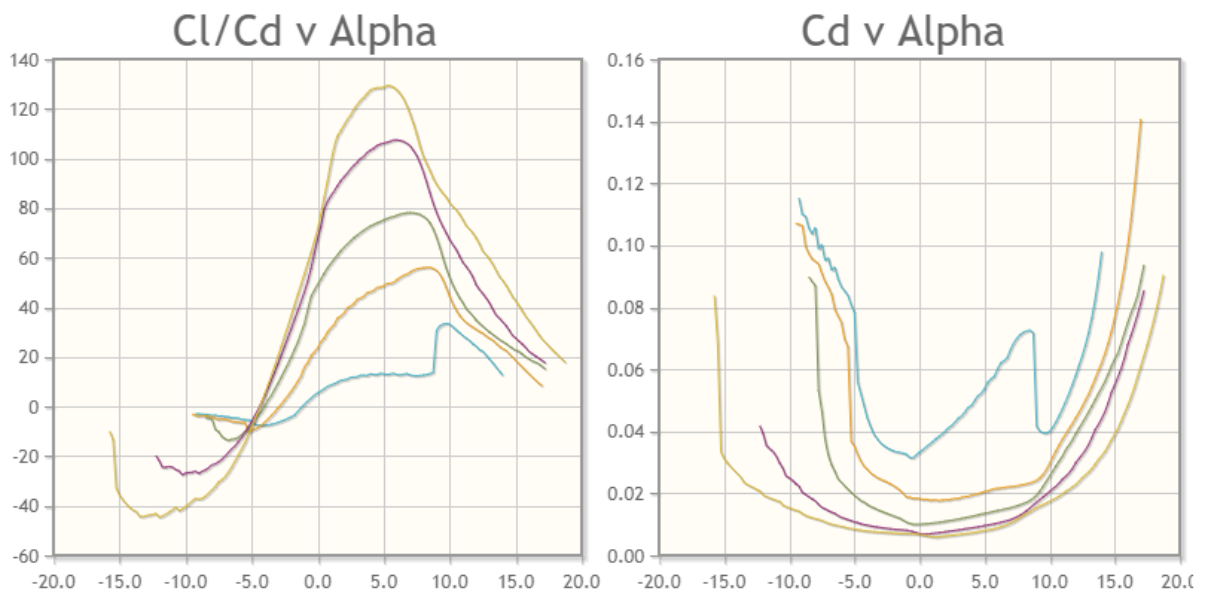


Perfil NACA 4412

1.00000	0	0.22221	0.10584	0.30866	-0.037
0.99893	0.00039	0.19562	0.1019	0.33928	-0.03547
0.99572	0.00156	0.17033	0.09726	0.37059	-0.0339
0.99039	0.00349	0.14645	0.09195	0.40245	-0.03229
0.98296	0.0061	0.12408	0.08607	0.43474	-0.03063
0.97347	0.00932	0.10332	0.0797	0.4673	-0.02891
0.96194	0.01303	0.08427	0.07283	0.5	-0.02713
0.94844	0.01716	0.06699	0.06541	0.5327	-0.02529
0.93301	0.02166	0.05156	0.05753	0.56526	-0.0234
0.91573	0.02652	0.03806	0.04937	0.59755	-0.02149
0.89668	0.03171	0.02653	0.04118	0.62941	-0.01958
0.87592	0.03717	0.01704	0.03303	0.66072	-0.01772
0.85355	0.04283	0.00961	0.02489	0.69134	-0.01596
0.82967	0.04863	0.00428	0.01654	0.72114	-0.0143
0.80438	0.05453	0.00107	0.00825	0.75	-0.01277
0.77779	0.06048	0.00000	0.00075	0.77779	-0.01136
0.75000	0.06642	0.00107	-0.00566	0.80438	-0.01006
0.72114	0.07227	0.00428	-0.01102	0.82967	-0.00886
0.69134	0.07795	0.00961	-0.0159	0.85355	-0.00775
0.66072	0.08341	0.01704	-0.02061	0.87592	-0.00674
0.62941	0.08858	0.02653	-0.02502	0.89668	-0.00583
0.59755	0.09341	0.03806	-0.02915	0.91573	-0.00502
0.56526	0.09785	0.05156	-0.03281	0.93301	-0.00431
0.53270	0.10185	0.06699	-0.03582	0.94844	-0.00364
0.50000	0.10538	0.08427	-0.03817	0.96194	-0.00297
0.46730	0.10837	0.10332	-0.03991	0.97347	-0.00227
0.43474	0.11076	0.12408	-0.04106	0.98296	-0.00156
0.40245	0.11248	0.14645	-0.04166	0.99039	-0.00092

0.37059	0.11345	0.17033	-0.04177	0.99572	-0.00042
0.33928	0.11361	0.19562	-0.04147	0.99893	-0.00011
0.30866	0.11294	0.22221	-0.04078	1	0
0.27886	0.11141	0.25	-0.03974		
0.25000	0.10903	0.27886	-0.03845		





Anexo 2

Propiedades mecánicas Pre-preg:



3.3 Material Properties

3.3.1 Type 1 (T1) 77000-486-614, PREPREG, WOVEN

Type 1 prepreg material is a filament wound broadgoods fabric with prepreg bands oriented at ± 45 degrees to the filament winding axis. The width of the band may vary to accommodate different diameters and lengths of filament winding mandrels as indicated in the PCD's in Table 2.

3.3.2 Type 2 (T2) 77000-486-615, PREPREG, COMPRESSION MOLDING

Type 2 prepreg material consists of chopped carbon fiber imbedded in the epoxy resin matrix. The length of the carbon fiber is best if between 0.5 and 2 inches (although 0.5 inches is preferred). Type 2 material is made by converting (cutting) Type 3 and Type 4 prepreg material into rectangles per the guideline in Table 3.

Table 3 – Approximate Compression Molding Compound Size Guide ⁽¹⁾

Dimension, Min.	Dimension, Max.	Area, Max ⁽²⁾
0.5 inch	2 inches	2.25 square inches
(1) This is a guide rather than rejection criterion.		
(2) Equivalent area of a 1.5 inch square.		

3.3.3 Type 3 (T3) 77000-486-601, PREPREG,UNITAPE

Type 3 prepreg material is a unidirectional tape. The width of the tape may vary as a result of the manufacturing process employed as indicated in the PCD's in Table 2.

3.3.4 Type 4 (T4) 77000-486-616, PREPREG,UNITAPE

Type 4 prepreg material is a unidirectional tape. The width of the tape may vary as a result of the manufacturing process employed as indicated in the PCD's in Table 2. The thickness is double that of the Type 3 prepreg material.

3.3.5 Type 5 (T5) 77000-486-617, PREPREG, WOVEN

Type 5 prepreg material is a filament wound broadgoods fabric with prepreg bands oriented at ± 45 degrees to the filament winding axis. The width of the band may vary to accommodate different diameters and lengths of filament winding mandrels as indicated in the PCD's in Table 2. The thickness is triple that of the Type 1 prepreg material.

Propiedades mecánicas fibra de carbon:

Table 3 – Mechanical and Physical Properties of Carbon Fiber Tow

Property	Units	Value	Test Method
Ultimate Tensile Strength, Minimum Lot Average	kgf/mm ²	460	TY-030B-01
	KSI	654	
Ultimate Tensile Strength, Minimum Individual	kgf/mm ²	422	
	KSI	600	
Tensile Modulus, Lot Average	kgf/mm ²	23,500 – 25,500	
	MSI	33.4 – 36.3	
Elongation at Failure, Minimum Avg.	%	1.80	
Fiber Density, Lot Average	g/cm ³	1.74 – 1.82	TY-030B-02
Tow Yield, Lot Average	g/10 ³ m	776 – 824	TY-030B-03
Sizing Content, Lot Average	weight %	0.8 – 1.6	TY-030B-05
Twist	Twist/meter	No Twist	SACMA SRM 17R-94

Propiedades físicas y químicas de la resina epoxica:

Table 1 – Physical and Chemical Properties of AeroTuf 275-34 Epoxy Resin

Resin Property	Value	Units	Test Method
Appearance / Color	Lt. Brown to Tan	NA	Visual
Gel Time @ 250°F (121°C)	480 to 840	Seconds	MPS0072 or ASTM D3532
FTIR ⁽²⁾	>99.0	% Match	MPS0073 or ASTM E1252 ⁽¹⁾⁽²⁾
Minimum Viscosity	0.3700 – 0.7300	Pa.s	MPS0071 or ASTM D4473 ⁽¹⁾⁽³⁾
Time to Minimum Viscosity ⁽⁴⁾	900 – 984	Seconds	MPS0071 or ASTM D4473 ⁽¹⁾⁽³⁾⁽⁴⁾
<p>(1) Prior to performing testing, degas the samples per Section 3.3.4.</p> <p>(2) FTIR results shall be compared against a baseline sample to be established with each lab. If there is no established baseline, compare the first sample against the historical baseline in Appendix C. Comparisons of the FTIR shall be made on all peaks, doublets, size ratios and valleys, ensuring that they are at the same wavenumber. FTIR analysis shall be performed using an ATR (Attenuated Total Reflection) accessory. The ATR crystal to be used should be diamond, or an equivalent crystal that is capable of scanning the wavenumber spectrum of 800 – 4000 cm⁻¹. Computer based comparison shall be performed against established baseline, with a % match output as the result.</p> <p>(3) In addition to the requirements stated in ASTM D4473, the sample of AeroTuf 275-34 shall have an initial starting temperature of 50°C (122°F) with a temperature ramp rate of 5°C / min (9°F / min) and an end temperature of 140°C (284°F). An example of the test is shown in Appendix D.</p> <p>(4) Time shall be measured from when temperature starts to ramp up at 50°C (122°F) to when viscosity measurements stop decreasing and begin increasing.</p>			

APENDICES

Apéndice A

Validación de malla

Tipo Elemento	Modelo de Turbulencia	Vol. Control	Cantidad Elem. Largo Ala	Cantidad Elem. Perfil	Tamaño Elemento	Lift	Tiempo Análisis
Tetraedro	K-Epsilon	150 X 700	250	50	120	2.3	4
Tetraedro	K-Epsilon	150 X 500	750	150	60	2.7	17
Tetraedro	K-Epsilon	300 X 500	500	100	60	2.7	20
Tetraedro	K-Epsilon	300 X 500	500	100	30	2.9	14
Tetraedro	Mixing Length	300 X 500	500	100	30	2.9	10
Tetraedro	K-Epsilon	300 X 500	500	100	20	2.9	16.3
Tetraedro	Mixing Length	300 X 500	500	100	20	2.9	12

Apéndice B

Resultados de Análisis de perfiles con NX

Length	Temperature	Pressure	Force	Velocity	Volume Flow Rate	Mass Flow Rate	Heat Load	Heat Flux	Heat Transfer Coeff.
mm	C	mN/mm ²	mN	m/s	mm ³ /s	kg/s	mW/m ²	mW/mm ²	mW/mm ² -C

- NACA 2411 125 X 600

Lift Drag

Group	Time	LIFT-X	LIFT-Y	LIFT-Z	LIFT-Mag	LIFT-Coef	DRAG-X	DRAG-Y	DRAG-Z	DRAG-Mag	DRAG-Coef	SIDE-X	SIDE-Y	SIDE-Z	SIDE-Mag	SIDE-Coef	PITCH-X	PITCH-Y	PITCH-Z	PITCH-Mag	PITCH-Coef	ROLL-X	ROLL-Y	ROLL-Z	ROLL-Mag	ROLL-Coef	YAW-X	YAW-Y	YAW-Z	YAW-Mag	YAW-Coef	CP-X	CP-Y	CP-Z
Lift and Drag	0	0	0	1	11450.1	0	1	0	0	1531.09	0	0	1	0	-1.70856	0	0	1	0	-559770	0	1	0	0	-3.10019e+006	0	0	0	1	458522	0	47.9866	-277.91	-6.45307

Group	Time	LIFT-X	LIFT-Y	LIFT-Z	LIFT-Mag	LIFT-Coef	DRAG-X	DRAG-Y	DRAG-Z	DRAG-Mag	DRAG-Coef	SIDE-X	SIDE-Y	SIDE-Z	SIDE-Mag	SIDE-Coef	PITCH-X	PITCH-Y	PITCH-Z	PITCH-Mag	PITCH-Coef	ROLL-X	ROLL-Y	ROLL-Z	ROLL-Mag	ROLL-Coef	YAW-X	YAW-Y	YAW-Z	YAW-Mag	YAW-Coef	CP-X	CP-Y	CP-Z
Lift and Drag	0	0	0	1	18944.2	0	1	0	0	3053.27	0	0	1	0	-2.11108	0	0	1	0	-848142	0	1	0	0	-5.2973e+006	0	0	0	1	898799	0	43.6319	-280	-7.06344

- NACA 2411 125 X 675

Lift Drag

Group	Time	LIFT-X	LIFT-Y	LIFT-Z	LIFT-Mag	LIFT-Coef	DRAG-X	DRAG-Y	DRAG-Z	DRAG-Mag	DRAG-Coef	SIDE-X	SIDE-Y	SIDE-Z	SIDE-Mag	SIDE-Coef	PITCH-X	PITCH-Y	PITCH-Z	PITCH-Mag	PITCH-Coef	ROLL-X	ROLL-Y	ROLL-Z	ROLL-Mag	ROLL-Coef	YAW-X	YAW-Y	YAW-Z	YAW-Mag	YAW-Coef	CP-X	CP-Y	CP-Z
Lift and Drag	0	0	0	1	13083.6	0	1	0	0	1749.4	0	0	1	0	-1.7304	0	0	1	0	-638160	0	1	0	0	-4.10311e+006	0	0	0	1	587324	0	47.9131	-313.996	-6.44796

Group	Time	LIFT-X	LIFT-Y	LIFT-Z	LIFT-Mag	LIFT-Coef	DRAG-X	DRAG-Y	DRAG-Z	DRAG-Mag	DRAG-Coef	SIDE-X	SIDE-Y	SIDE-Z	SIDE-Mag	SIDE-Coef	PITCH-X	PITCH-Y	PITCH-Z	PITCH-Mag	PITCH-Coef	ROLL-X	ROLL-Y	ROLL-Z	ROLL-Mag	ROLL-Coef	YAW-X	YAW-Y	YAW-Z	YAW-Mag	YAW-Coef	CP-X	CP-Y	CP-Z
Lift and Drag	0	0	0	1	21548.8	0	1	0	0	3487.18	0	0	1	0	-0.897747	0	0	1	0	-964188	0	1	0	0	-6.8053e+006	0	0	0	1	1.15241e+006	0	43.6039	-316.211	-7.07158

- NACA 2411 125 X 750

Lift Drag

Group	Time	LIFT-X	LIFT-Y	LIFT-Z	LIFT-Mag	LIFT-Coef	DRAG-X	DRAG-Y	DRAG-Z	DRAG-Mag	DRAG-Coef	SIDE-X	SIDE-Y	SIDE-Z	SIDE-Mag	SIDE-Coef	PITCH-X	PITCH-Y	PITCH-Z	PITCH-Mag	PITCH-Coef	ROLL-X	ROLL-Y	ROLL-Z	ROLL-Mag	ROLL-Coef	YAW-X	YAW-Y	YAW-Z	YAW-Mag	YAW-Coef	CP-X	CP-Y	CP-Z
Lift and Drag	0	0	0	1	14773.4	0	1	0	0	1973.57	0	0	1	0	-1.46354	0	0	1	0	-723421	0	1	0	0	-5.17307e+006	0	0	0	1	737651	0	48.0379	-350.575	-6.45209

Group	Time	LIFT-X	LIFT-Y	LIFT-Z	LIFT-Mag	LIFT-Coef	DRAG-X	DRAG-Y	DRAG-Z	DRAG-Mag	DRAG-Coef	SIDE-X	SIDE-Y	SIDE-Z	SIDE-Mag	SIDE-Coef	PITCH-X	PITCH-Y	PITCH-Z	PITCH-Mag	PITCH-Coef	ROLL-X	ROLL-Y	ROLL-Z	ROLL-Mag	ROLL-Coef	YAW-X	YAW-Y	YAW-Z	YAW-Mag	YAW-Coef	CP-X	CP-Y	CP-Z
Lift and Drag	0	0	0	1	24400.3	0	1	0	0	3925.17	0	0	1	0	-0.822564	0	0	1	0	-1.09308e+006	0	1	0	0	-8.59118e+006	0	0	0	1	1.44336e+006	0	43.6905	-352.487	-7.0

- NACA 2411 150 X 600

Lift Drag

Group	Time	LIFT-X	LIFT-Y	LIFT-Z	LIFT-Mag	LIFT-Coef	DRAG-X	DRAG-Y	DRAG-Z	DRAG-Mag	DRAG-Coef	SIDE-X	SIDE-Y	SIDE-Z	SIDE-Mag	SIDE-Coef	PITCH-X	PITCH-Y	PITCH-Z	PITCH-Mag	PITCH-Coef	ROLL-X	ROLL-Y	ROLL-Z	ROLL-Mag	ROLL-Coef	YAW-X	YAW-Y	YAW-Z	YAW-Mag	YAW-Coef	CP-X	CP-Y	CP-Z
Lift and Drag	0	0	0	1	13988.3	0	1	0	0	1823.31	0	0	1	0	-2.06872	0	0	1	0	-820514	0	1	0	0	-3.86267e+006	0	0	0	1	547997	0	57.8715	-276.543	-7.55806

Group	Time	LIFT-X	LIFT-Y	LIFT-Z	LIFT-Mag	LIFT-Coef	DRAG-X	DRAG-Y	DRAG-Z	DRAG-Mag	DRAG-Coef	SIDE-X	SIDE-Y	SIDE-Z	SIDE-Mag	SIDE-Coef	PITCH-X	PITCH-Y	PITCH-Z	PITCH-Mag	PITCH-Coef	ROLL-X	ROLL-Y	ROLL-Z	ROLL-Mag	ROLL-Coef	YAW-X	YAW-Y	YAW-Z	YAW-Mag	YAW-Coef	CP-X	CP-Y	CP-Z
Lift and Drag	0	0	0	1	23287.9	0	1	0	0	3689.52	0	0	1	0	-0.861033	0	0	1	0	-1.25152e+006	0	1	0	0	-6.45451e+006	0	0	0	1	1.08112e+006	0	52.4869	-278.203	-8.3

- NACA 2411 150 X 675

Lift Drag

Group	Time	LIFT-X	LIFT-Y	LIFT-Z	LIFT-Mag	LIFT-Coef	DRAG-X	DRAG-Y	DRAG-Z	DRAG-Mag	DRAG-Coef	SIDE-X	SIDE-Y	SIDE-Z	SIDE-Mag	SIDE-Coef	PITCH-X	PITCH-Y	PITCH-Z	PITCH-Mag	PITCH-Coef	ROLL-X	ROLL-Y	ROLL-Z	ROLL-Mag	ROLL-Coef	YAW-X	YAW-Y	YAW-Z	YAW-Mag	YAW-Coef	CP-X	CP-Y	CP-Z
Lift and Drag	0	0	0	1	16021.3	0	1	0	0	2062.26	0	0	1	0	-1.51452	0	0	1	0	-936734	0	1	0	0	-4.98899e+006	0	0	0	1	964110	0	57.4889	-311.807	-7.42943

Group	Time	LIFT-X	LIFT-Y	LIFT-Z	LIFT-Mag	LIFT-Coef	DRAG-X	DRAG-Y	DRAG-Z	DRAG-Mag	DRAG-Coef	SIDE-X	SIDE-Y	SIDE-Z	SIDE-Mag	SIDE-Coef	PITCH-X	PITCH-Y	PITCH-Z	PITCH-Mag	PITCH-Coef	ROLL-X	ROLL-Y	ROLL-Z	ROLL-Mag	ROLL-Coef	YAW-X	YAW-Y	YAW-Z	YAW-Mag	YAW-Coef	CP-X	CP-Y	CP-Z
Lift and Drag	0	0	0	1	26718	0	1	0	0	4257.46	0	0	1	0	-1.91425	0	0	1	0	-1.44417e+006	0	1	0	0	-8.38325e+006	0	0	0	1	1.40132e+006	0	52.7103	314.149	-8.421

- NACA 2411 150 X 750

Lift Drag

Group	Time	LIFT-X	LIFT-Y	LIFT-Z	LIFT-Mag	LIFT-Coef	DRAG-X	DRAG-Y	DRAG-Z	DRAG-Mag	DRAG-Coef	SIDE-X	SIDE-Y	SIDE-Z	SIDE-Mag	SIDE-Coef	PITCH-X	PITCH-Y	PITCH-Z	PITCH-Mag	PITCH-Coef	ROLL-X	ROLL-Y	ROLL-Z	ROLL-Mag	ROLL-Coef	YAW-X	YAW-Y	YAW-Z	YAW-Mag	YAW-Coef	CP-X	CP-Y	CP-Z
Lift and Drag	0	0	0	1	19152.6	0	1	0	0	2337.67	0	0	1	0	-2.22141	0	0	1	0	-1.06499e+006	0	1	0	0	-6.31967e+006	0	0	0	1	876619	0	57.7057	-348.417	-7.4739

Group	Time	LIFT-X	LIFT-Y	LIFT-Z	LIFT-Mag	LIFT-Coef	DRAG-X	DRAG-Y	DRAG-Z	DRAG-Mag	DRAG-Coef	SIDE-X	SIDE-Y	SIDE-Z	SIDE-Mag	SIDE-Coef	PITCH-X	PITCH-Y	PITCH-Z	PITCH-Mag	PITCH-Coef	ROLL-X	ROLL-Y	ROLL-Z	ROLL-Mag	ROLL-Coef	YAW-X	YAW-Y	YAW-Z	YAW-Mag	YAW-Coef	CP-X	CP-Y	CP-Z
Lift and Drag	0	0	0	1	39139.6	0	1	0	0	4774.3	0	0	1	0	0.858729	0	0	1	0	-1.82347e+006	0	1	0	0	-1.05459e+006	0	0	0	1	1.74568e+006	0	52.5632	-350.36	-8.311

- NACA 2411 175 X 600

Lift Drag

Group	Time	LIFT-X	LIFT-Y	LIFT-Z	LIFT-Mag	LIFT-Coef	DRAG-X	DRAG-Y	DRAG-Z	DRAG-Mag	DRAG-Coef	SIDE-X	SIDE-Y	SIDE-Z	SIDE-Mag	SIDE-Coef	PITCH-X	PITCH-Y	PITCH-Z	PITCH-Mag	PITCH-Coef	ROLL-X	ROLL-Y	ROLL-Z	ROLL-Mag	ROLL-Coef	YAW-X	YAW-Y	YAW-Z	YAW-Mag	YAW-Coef	CP-X	CP-Y	CP-Z
Lift and Drag	0	0	0	1	16586.4	0	1	0	0	2126.76	0	0	1	0	-2.78463	0	0	1	0	-1.13909e+006	0	1	0	0	-4.56055e+006	0	0	0	1	634530	0	67.5592	-275.335	-8.70967

Group	Time	LIFT-X	LIFT-Y	LIFT-Z	LIFT-Mag	LIFT-Coef	DRAG-X	DRAG-Y	DRAG-Z	DRAG-Mag	DRAG-Coef	SIDE-X	SIDE-Y	SIDE-Z	SIDE-Mag	SIDE-Coef	PITCH-X	PITCH-Y	PITCH-Z	PITCH-Mag	PITCH-Coef	ROLL-X	ROLL-Y	ROLL-Z	ROLL-Mag	ROLL-Coef	YAW-X	YAW-Y	YAW-Z	YAW-Mag	YAW-Coef	CP-X	CP-Y	CP-Z
Lift and Drag	0	0	0	1	27837.5	0	1	0	0	4369.49	0	0	1	0	-1.49802	0	0	1	0	-1.75591e+006	0	1	0	0	-7.70519e+006	0	0	0	1	1.28347e+006	0	61.5591	-277.198	-8.797

- NACA 2411 175 X 675

Lift Drag

Group	Time	LIFT-X	LIFT-Y	LIFT-Z	LIFT-Mag	LIFT-Coef	DRAG-X	DRAG-Y	DRAG-Z	DRAG-Mag	DRAG-Coef	SIDE-X	SIDE-Y	SIDE-Z	SIDE-Mag	SIDE-Coef	PITCH-X	PITCH-Y	PITCH-Z	PITCH-Mag	PITCH-Coef	ROLL-X	ROLL-Y	ROLL-Z	ROLL-Mag	ROLL-Coef	YAW-X	YAW-Y	YAW-Z	YAW-Mag	YAW-Coef	CP-X	CP-Y	CP-Z
Lift and Drag	0	0	0	1	19107.6	0	1	0	0	2416.26	0	0	1	0	-4.95793	0	0	1	0	-1.30549e+006	0	1	0	0	-5.91955e+006	0	0	0	1	808395	0	67.2356	-310.192	-8.58266

Group	Time	LIFT-X	LIFT-Y	LIFT-Z	LIFT-Mag	LIFT-Coef	DRAG-X	DRAG-Y	DRAG-Z	DRAG-Mag	DRAG-Coef	SIDE-X	SIDE-Y	SIDE-Z	SIDE-Mag	SIDE-Coef	PITCH-X	PITCH-Y	PITCH-Z	PITCH-Mag	PITCH-Coef	ROLL-X	ROLL-Y	ROLL-Z	ROLL-Mag	ROLL-Coef	YAW-X	YAW-Y	YAW-Z	YAW-Mag	YAW-Coef	CP-X	CP-Y	CP-Z
Lift and Drag	0	0	0	1	32109.4	0	1	0	0	4996.8	0	0	1	0	-2.14591	0	0	1	0	-2.02334e+006	0	1	0	0	-1.00094e+007	0	0	0	1	1.64802e+006	0	61.5199	-312.153	-9.59

- NACA 2411 175 X 750

Lift Drag

Group	Time	LIFT-X	LIFT-Y	LIFT-Z	LIFT-Mag	LIFT-Coef	DRAG-X	DRAG-Y	DRAG-Z	DRAG-Mag	DRAG-Coef	SIDE-X	SIDE-Y	SIDE-Z	SIDE-Mag	SIDE-Coef	PITCH-X	PITCH-Y	PITCH-Z	PITCH-Mag	PITCH-Coef	ROLL-X	ROLL-Y	ROLL-Z	ROLL-Mag	ROLL-Coef	YAW-X	YAW-Y	YAW-Z	YAW-Mag	YAW-Coef	CP-X	CP-Y	CP-Z
Lift and Drag	0	0	0	1	21825.4	0	1	0	0	2723.98	0	0	1	0	-3.97267	0	0	1	0	-1.47944e+006	0	1	0	0	-7.47743e+006	0	0	0	1	1.01407e+006	0	67.3335	-346.185	-8.545

Group	Time	LIFT-X	LIFT-Y	LIFT-Z	LIFT-Mag	LIFT-Coef	DRAG-X	DRAG-Y	DRAG-Z	DRAG-Mag	DRAG-Coef	SIDE-X	SIDE-Y	SIDE-Z	SIDE-Mag	SIDE-Coef	PITCH-X	PITCH-Y	PITCH-Z	PITCH-Mag	PITCH-Coef	ROLL-X	ROLL-Y	ROLL-Z	ROLL-Mag	ROLL-Coef	YAW-X	YAW-Y	YAW-Z	YAW-Mag	YAW-Coef	CP-X	CP-Y	CP-Z
Lift and Drag	0	0	0	1	36172.3	0	1	0	0	5604.96	0	0	1	0	-1.16463	0	0	1	0	-2.27276e+006	0	1	0	0	-1.25857e+007	0	0	0	1	2.05437e+006	0	61.3564	-348.372	-9.51

- NACA 4412 125 X 600

Lift Drag

Group	Time	LIFT-X	LIFT-Y	LIFT-Z	LIFT-Mag	LIFT-Coef	DRAG-X	DRAG-Y	DRAG-Z	DRAG-Mag	DRAG-Coef	SIDE-X	SIDE-Y	SIDE-Z	SIDE-Mag	SIDE-Coef	PITCH-X	PITCH-Y	PITCH-Z	PITCH-Mag	PITCH-Coef	ROLL-X	ROLL-Y	ROLL-Z	ROLL-Mag	ROLL-Coef	YAW-X	YAW-Y	YAW-Z	YAW-Mag	YAW-Coef	CP-X	CP-Y	CP-Z
Lift and Drag	0	0	0	1	13189.4	0	1	0	0	2110.57	0	0	1	0	-4.50243	0	0	1	0	-693721	0	1	0	0	-3.65508e+006	0	0	0	1	540564	0	51.2873	-276.579	-8.28889

Group	Time	LIFT-X	LIFT-Y	LIFT-Z	LIFT-Mag	LIFT-Coef	DRAG-X	DRAG-Y	DRAG-Z	DRAG-Mag	DRAG-Coef	SIDE-X	SIDE-Y	SIDE-Z	SIDE-Mag	SIDE-Coef	PITCH-X	PITCH-Y	PITCH-Z	PITCH-Mag	PITCH-Coef	ROLL-X	ROLL-Y	ROLL-Z	ROLL-Mag	ROLL-Coef	YAW-X	YAW-Y	YAW-Z	YAW-Mag	YAW-Coef	CP-X	CP-Y	CP-Z
Lift and Drag	0	0	0	1	20599.9	0	1	0	0	3546.88	0	0	1	0	-3.04193	0	0	1	0	-977916	0	1	0	0	-5.75509e+006	0	0	0	1	1.06205e+006	0	46.1611	-280.393	-8.00195

- NACA 4412 125 X 675

Lift Drag

Group	Time	LIFT-X	LIFT-Y	LIFT-Z	LIFT-Mag	LIFT-Coef	DRAG-X	DRAG-Y	DRAG-Z	DRAG-Mag	DRAG-Coef	SIDE-X	SIDE-Y	SIDE-Z	SIDE-Mag	SIDE-Coef	PITCH-X	PITCH-Y	PITCH-Z	PITCH-Mag	PITCH-Coef	ROLL-X	ROLL-Y	ROLL-Z	ROLL-Mag	ROLL-Coef	YAW-X	YAW-Y	YAW-Z	YAW-Mag	YAW-Coef	CP-X	CP-Y	CP-Z
Lift and Drag	0	0	0	1	15032.3	0	1	0	0	2441.86	0	0	1	0	-3.17868	0	0	1	0	-794859	0	1	0	0	-4.71113e+006	0	0	0	1	828630	0	51.4929	-314.067	-8.43095

Group	Time	LIFT-X	LIFT-Y	LIFT-Z	LIFT-Mag	LIFT-Coef	DRAG-X	DRAG-Y	DRAG-Z	DRAG-Mag	DRAG-Coef	SIDE-X	SIDE-Y	SIDE-Z	SIDE-Mag	SIDE-Coef	PITCH-X	PITCH-Y	PITCH-Z	PITCH-Mag	PITCH-Coef	ROLL-X	ROLL-Y	ROLL-Z	ROLL-Mag	ROLL-Coef	YAW-X	YAW-Y	YAW-Z	YAW-Mag	YAW-Coef	CP-X	CP-Y	CP-Z
Lift and Drag	0	0	0	1	23362.3	0	1	0	0	4062.01	0	0	1	0	-2.29037	0	0	1	0	-1.1415e+006	0	1	0	0	7.37263e+006	0	0	0	1	1.36247e+006	0	46.248	-315.097	-8.065

- NACA 4412 125 X 750

Lift Drag

Group	Time	LIFT-X	LIFT-Y	LIFT-Z	LIFT-Mag	LIFT-Coef	DRAG-X	DRAG-Y	DRAG-Z	DRAG-Mag	DRAG-Coef	SIDE-X	SIDE-Y	SIDE-Z	SIDE-Mag	SIDE-Coef	PITCH-X	PITCH-Y	PITCH-Z	PITCH-Mag	PITCH-Coef	ROLL-X	ROLL-Y	ROLL-Z	ROLL-Mag	ROLL-Coef	YAW-X	YAW-Y	YAW-Z	YAW-Mag	YAW-Coef	CP-X	CP-Y	CP-Z
Lift and Drag	0	0	0	1	16971.1	0	1	0	0	2761.58	0	0	1	0	-2.94742	0	0	1	0	-899200	0	1	0	0	-5.95555e+006	0	0	0	1	1.03862e+006	0	51.5496	-351.572	-8.44933

Group	Time	LIFT-X	LIFT-Y	LIFT-Z	LIFT-Mag	LIFT-Coef	DRAG-X	DRAG-Y	DRAG-Z	DRAG-Mag	DRAG-Coef	SIDE-X	SIDE-Y	SIDE-Z	SIDE-Mag	SIDE-Coef	PITCH-X	PITCH-Y	PITCH-Z	PITCH-Mag	PITCH-Coef	ROLL-X	ROLL-Y	ROLL-Z	ROLL-Mag	ROLL-Coef	YAW-X	YAW-Y	YAW-Z	YAW-Mag	YAW-Coef	CP-X	CP-Y	CP-Z
Lift and Drag	0	0	0	1	26433.8	0	1	0	0	4956.44	0	0	1	0	-2.78729	0	0	1	0	-1.26371e+006	0	1	0	0	-9.31134e+006	0	0	0	1	1.71424e+006	0	46.3974	-352.861	-8.10

- NACA 4412 150 X 600

Lift Drag

Group	Time	LIFT-X	LIFT-Y	LIFT-Z	LIFT-Mag	LIFT-Coef	DRAG-X	DRAG-Y	DRAG-Z	DRAG-Mag	DRAG-Coef	SIDE-X	SIDE-Y	SIDE-Z	SIDE-Mag	SIDE-Coef	PITCH-X	PITCH-Y	PITCH-Z	PITCH-Mag	PITCH-Coef	ROLL-X	ROLL-Y	ROLL-Z	ROLL-Mag	ROLL-Coef	YAW-X	YAW-Y	YAW-Z	YAW-Mag	YAW-Coef	CP-X	CP-Y	CP-Z
Lift and Drag	0	0	0	1	16104.6	0	1	0	0	2560.82	0	0	1	0	-7.38078	0	0	1	0	-1.02596e+006	0	1	0	0	-4.44725e+006	0	0	0	1	777575	0	62.0835	-278.778	-10.876

Group	Time	LIFT-X	LIFT-Y	LIFT-Z	LIFT-Mag	LIFT-Coef	DRAG-X	DRAG-Y	DRAG-Z	DRAG-Mag	DRAG-Coef	SIDE-X	SIDE-Y	SIDE-Z	SIDE-Mag	SIDE-Coef	PITCH-X	PITCH-Y	PITCH-Z	PITCH-Mag	PITCH-Coef	ROLL-X	ROLL-Y	ROLL-Z	ROLL-Mag	ROLL-Coef	YAW-X	YAW-Y	YAW-Z	YAW-Mag	YAW-Coef	CP-X	CP-Y	CP-Z
Lift and Drag	0	0	0	1	25265.8	0	1	0	0	4295.16	0	0	1	0	-2.53465	0	0	1	0	-1.44621e+006	0	1	0	0	-7.81229e+006	0	0	0	1	1.28446e+006	0	55.6289	-278.141	-9.564

- NACA 4412 150 X 675

Lift Drag

Group	Time	LIFT-X	LIFT-Y	LIFT-Z	LIFT-Mag	LIFT-Coef	DRAG-X	DRAG-Y	DRAG-Z	DRAG-Mag	DRAG-Coef	SIDE-X	SIDE-Y	SIDE-Z	SIDE-Mag	SIDE-Coef	PITCH-X	PITCH-Y	PITCH-Z	PITCH-Mag	PITCH-Coef	ROLL-X	ROLL-Y	ROLL-Z	ROLL-Mag	ROLL-Coef	YAW-X	YAW-Y	YAW-Z	YAW-Mag	YAW-Coef	CP-X	CP-Y	CP-Z
Lift and Drag	0	0	0	1	18440.9	0	1	0	0	2946.58	0	0	1	0	-5.35537	0	0	1	0	-1.17473e+006	0	1	0	0	-5.75434e+006	0	0	0	1	996697	0	62.1013	-312.895	-10.0137

Group	Time	LIFT-X	LIFT-Y	LIFT-Z	LIFT-Mag	LIFT-Coef	DRAG-X	DRAG-Y	DRAG-Z	DRAG-Mag	DRAG-Coef	SIDE-X	SIDE-Y	SIDE-Z	SIDE-Mag	SIDE-Coef	PITCH-X	PITCH-Y	PITCH-Z	PITCH-Mag	PITCH-Coef	ROLL-X	ROLL-Y	ROLL-Z	ROLL-Mag	ROLL-Coef	YAW-X	YAW-Y	YAW-Z	YAW-Mag	YAW-Coef	CP-X	CP-Y	CP-Z
Lift and Drag	0	0	0	1	28981	0	1	0	0	4950.94	0	0	1	0	-3.21239	0	0	1	0	-1.66303e+006	0	1	0	0	-9.06211e+006	0	0	0	1	1.66145e+006	0	55.7489	-314.011	-9.556

- NACA 4412 150 X 750

Lift Drag

Group	Time	LIFT-X	LIFT-Y	LIFT-Z	LIFT-Mag	LIFT-Coef	DRAG-X	DRAG-Y	DRAG-Z	DRAG-Mag	DRAG-Coef	SIDE-X	SIDE-Y	SIDE-Z	SIDE-Mag	SIDE-Coef	PITCH-X	PITCH-Y	PITCH-Z	PITCH-Mag	PITCH-Coef	ROLL-X	ROLL-Y	ROLL-Z	ROLL-Mag	ROLL-Coef	YAW-X	YAW-Y	YAW-Z	YAW-Mag	YAW-Coef	CP-X	CP-Y	CP-Z
Lift and Drag	0	0	0	1	20853.2	0	1	0	0	3296.27	0	0	1	0	-3.91617	0	0	1	0	-1.32237e+006	0	1	0	0	-7.26373e+006	0	0	0	1	1.23399e+006	0	61.8571	-348.957	-9.83

Group	Time	LIFT-X	LIFT-Y	LIFT-Z	LIFT-Mag	LIFT-Coef	DRAG-X	DRAG-Y	DRAG-Z	DRAG-Mag	DRAG-Coef	SIDE-X	SIDE-Y	SIDE-Z	SIDE-Mag	SIDE-Coef	PITCH-X	PITCH-Y	PITCH-Z	PITCH-Mag	PITCH-Coef	ROLL-X	ROLL-Y	ROLL-Z	ROLL-Mag	ROLL-Coef	YAW-X	YAW-Y	YAW-Z	YAW-Mag	YAW-Coef	CP-X	CP-Y	CP-Z
Lift and Drag	0	0	0	1	32786.3	0	1	0	0	5546.46	0	0	1	0	-1.72724	0	0	1	0	-1.87488e+006	0	1	0	0	-1.14228e+007	0	0	0	1	2.08339e+006	0	55.719	-349.891	-9.487

- NACA 4412 175 X 600

Lift Drag

Group	Time	LIFT-X	LIFT-Y	LIFT-Z	LIFT-Mag	LIFT-Coef	DRAG-X	DRAG-Y	DRAG-Z	DRAG-Mag	DRAG-Coef	SIDE-X	SIDE-Y	SIDE-Z	SIDE-Mag	SIDE-Coef	PITCH-X	PITCH-Y	PITCH-Z	PITCH-Mag	PITCH-Coef	ROLL-X	ROLL-Y	ROLL-Z	ROLL-Mag	ROLL-Coef	YAW-X	YAW-Y	YAW-Z	YAW-Mag	YAW-Coef	CP-X	CP-Y	CP-Z
Lift and Drag	0	0	0	1	19133.7	0	1	0	0	3639.39	0	0	1	0	-5.12591	0	0	1	0	-1.42999e+006	0	1	0	0	-5.26009e+006	0	0	0	1	920772	0	72.8967	-275.901	-11.6631

Group	Time	LIFT-X	LIFT-Y	LIFT-Z	LIFT-Mag	LIFT-Coef	DRAG-X	DRAG-Y	DRAG-Z	DRAG-Mag	DRAG-Coef	SIDE-X	SIDE-Y	SIDE-Z	SIDE-Mag	SIDE-Coef	PITCH-X	PITCH-Y	PITCH-Z	PITCH-Mag	PITCH-Coef	ROLL-X	ROLL-Y	ROLL-Z	ROLL-Mag	ROLL-Coef	YAW-X	YAW-Y	YAW-Z	YAW-Mag	YAW-Coef	CP-X	CP-Y	CP-Z
Lift and Drag	0	0	0	1	30235.9	0	1	0	0	5076.02	0	0	1	0	-5.07354	0	0	1	0	-2.02261e+006	0	1	0	0	-8.34051e+006	0	0	0	1	1.51534e+006	0	65.0523	-276.727	-10.9

- NACA 4412 175 X 675

Lift Drag

Group	Time	LIFT-X	LIFT-Y	LIFT-Z	LIFT-Mag	LIFT-Coef	DRAG-X	DRAG-Y	DRAG-Z	DRAG-Mag	DRAG-Coef	SIDE-X	SIDE-Y	SIDE-Z	SIDE-Mag	SIDE-Coef	PITCH-X	PITCH-Y	PITCH-Z	PITCH-Mag	PITCH-Coef	ROLL-X	ROLL-Y	ROLL-Z	ROLL-Mag	ROLL-Coef	YAW-X	YAW-Y	YAW-Z	YAW-Mag	YAW-Coef	CP-X	CP-Y	CP-Z
Lift and Drag	0	0	0	1	22073.3	0	1	0	0	3417.88	0	0	1	0	-5.76377	0	0	1	0	-1.83395e+006	0	1	0	0	-8.84375e+006	0	0	0	1	1.15859e+006	0	72.277	-310.724	-11.27

Group	Time	LIFT-X	LIFT-Y	LIFT-Z	LIFT-Mag	LIFT-Coef	DRAG-X	DRAG-Y	DRAG-Z	DRAG-Mag	DRAG-Coef	SIDE-X	SIDE-Y	SIDE-Z	SIDE-Mag	SIDE-Coef	PITCH-X	PITCH-Y	PITCH-Z	PITCH-Mag	PITCH-Coef	ROLL-X	ROLL-Y	ROLL-Z	ROLL-Mag	ROLL-Coef	YAW-X	YAW-Y	YAW-Z	YAW-Mag	YAW-Coef	CP-X	CP-Y	CP-Z
Lift and Drag	0	0	0	1	34668.8	0	1	0	0	5864.28	0	0	1	0	-6.00127	0	0	1	0	-2.32865e+006	0	1	0	0	-1.08037e+007	0	0	0	1	1.95699e+006	0	65.2906	-312.230	-11.0

- NACA 4412 175 X 750

Lift Drag

Group	Time	LIFT-X	LIFT-Y	LIFT-Z	LIFT-Mag	LIFT-Coef	DRAG-X	DRAG-Y	DRAG-Z	DRAG-Mag	DRAG-Coef	SIDE-X	SIDE-Y	SIDE-Z	SIDE-Mag	SIDE-Coef	PITCH-X	PITCH-Y	PITCH-Z	PITCH-Mag	PITCH-Coef	ROLL-X	ROLL-Y	ROLL-Z	ROLL-Mag	ROLL-Coef	YAW-X	YAW-Y	YAW-Z	YAW-Mag	YAW-Coef	CP-X	CP-Y	CP-Z
Lift and Drag	0	0	0	1	24648.7	0	1	0	0	3848.08	0	0	1	0	-6.98849	0	0	1	0	-1.84411e+006	0	1	0	0	-8.63407e+006	0	0	0	1	1.44887e+006	0	72.1936	-346.778	-11.2

Group	Time	LIFT-X	LIFT-Y	LIFT-Z	LIFT-Mag	LIFT-Coef	DRAG-X	DRAG-Y	DRAG-Z	DRAG-Mag	DRAG-Coef	SIDE-X	SIDE-Y	SIDE-Z	SIDE-Mag	SIDE-Coef	PITCH-X	PITCH-Y	PITCH-Z	PITCH-Mag	PITCH-Coef	ROLL-X	ROLL-Y	ROLL-Z	ROLL-Mag	ROLL-Coef	YAW-X	YAW-Y	YAW-Z	YAW-Mag	YAW-Coef	CP-X	CP-Y	CP-Z
Lift and Drag	0	0	0	1	39389.4	0	1	0	0	6653.04	0	0	1	0	-4.478086	0	0	1	0	-2.64525e+006	0	1	0	0	-1.36999e+007	0	0	0	1	2.47714e+006	0	65.2873	-348.4	-11.04

- NACA 2411 150 X 650

Lift Drag

Group	Time	LIFT-X	LIFT-Y	LIFT-Z	LIFT-Mag	LIFT-Coef	DRAG-X	DRAG-Y	DRAG-Z	DRAG-Mag	DRAG-Coef	SIDE-X	SIDE-Y	SIDE-Z	SIDE-Mag	SIDE-Coef	PITCH-X	PITCH-Y	PITCH-Z	PITCH-Mag	PITCH-Coef	ROLL-X	ROLL-Y	ROLL-Z	ROLL-Mag	ROLL-Coef	YAW-X	YAW-Y	YAW-Z	YAW-Mag	YAW-Coef	CP-X	CP-Y	CP-Z
Lift and Drag	0	0	0	1	15988.3	0	1	0	0	1823.31	0	0	1	0	-2.96872	0	0	1	0	-8.20514	0	1	0	0	-3.86267e+006	0	0	0	1	547997	0	57.6715	-276.543	-7.58896

Group	Time	LIFT-X	LIFT-Y	LIFT-Z	LIFT-Mag	LIFT-Coef	DRAG-X	DRAG-Y	DRAG-Z	DRAG-Mag	DRAG-Coef	SIDE-X	SIDE-Y	SIDE-Z	SIDE-Mag	SIDE-Coef	PITCH-X	PITCH-Y	PITCH-Z	PITCH-Mag	PITCH-Coef	ROLL-X	ROLL-Y	ROLL-Z	ROLL-Mag	ROLL-Coef	YAW-X	YAW-Y	YAW-Z	YAW-Mag	YAW-Coef	CP-X	CP-Y	CP-Z
Lift and Drag	0	0	0	1	21267.9	0	1	0	0	3689.52	0	0	1	0	-0.961033	0	0	1	0	-1.25152e+006	0	1	0	0	-6.46451e+006	0	0	0	1	1.08112e+006	0	52.4669	-278.203	-8.3

- NACA 4412 130 X 670

Lift Drag

Group	Time	LIFT-X	LIFT-Y	LIFT-Z	LIFT-Mag	LIFT-Coef	DRAG-X	DRAG-Y	DRAG-Z	DRAG-Mag	DRAG-Coef	SIDE-X	SIDE-Y	SIDE-Z	SIDE-Mag	SIDE-Coef	PITCH-X	PITCH-Y	PITCH-Z	PITCH-Mag	PITCH-Coef	ROLL-X	ROLL-Y	ROLL-Z	ROLL-Mag	ROLL-Coef	YAW-X	YAW-Y	YAW-Z	YAW-Mag	YAW-Coef	CP-X	CP-Y	CP-Z
Lift and Drag	0	0	0	1	15032.3	0	1	0	0	2441.86	0	0	1	0	-3.17886	0	0	1	0	-7.94859	0	1	0	0	-4.71113e+006	0	0	0	1	828630	0	51.4929	-314.067	-8.43095

Group	Time	LIFT-X	LIFT-Y	LIFT-Z	LIFT-Mag	LIFT-Coef	DRAG-X	DRAG-Y	DRAG-Z	DRAG-Mag	DRAG-Coef	SIDE-X	SIDE-Y	SIDE-Z	SIDE-Mag	SIDE-Coef	PITCH-X	PITCH-Y	PITCH-Z	PITCH-Mag	PITCH-Coef	ROLL-X	ROLL-Y	ROLL-Z	ROLL-Mag	ROLL-Coef	YAW-X	YAW-Y	YAW-Z	YAW-Mag	YAW-Coef	CP-X	CP-Y	CP-Z
Lift and Drag	0	0	0	1	23382.3	0	1	0	0	4062.01	0	0	1	0	-2.29637	0	0	1	0	-1.14145e+006	0	1	0	0	-7.37263e+006	0	0	0	1	1.36247e+006	0	46.246	-315.897	-8.065

- NACA 2411 150-138 X 650

Lift Drag

Group	Time	LIFT-X	LIFT-Y	LIFT-Z	LIFT-Mag	LIFT-Coef	DRAG-X	DRAG-Y	DRAG-Z	DRAG-Mag	DRAG-Coef	SIDE-X	SIDE-Y	SIDE-Z	SIDE-Mag	SIDE-Coef	PITCH-X	PITCH-Y	PITCH-Z	PITCH-Mag	PITCH-Coef	ROLL-X	ROLL-Y	ROLL-Z	ROLL-Mag	ROLL-Coef	YAW-X	YAW-Y	YAW-Z	YAW-Mag	YAW-Coef	CP-X	CP-Y	CP-Z
Lift and Drag	0	0	0	1	14736.3	0	1	0	0	1908.36	0	0	1	0	-15.6326	0	0	1	0	-8.66564	0	1	0	0	-4.37341e+006	0	0	0	1	609840	0	57.7936	-297.156	-7.79171

Group	Time	LIFT-X	LIFT-Y	LIFT-Z	LIFT-Mag	LIFT-Coef	DRAG-X	DRAG-Y	DRAG-Z	DRAG-Mag	DRAG-Coef	SIDE-X	SIDE-Y	SIDE-Z	SIDE-Mag	SIDE-Coef	PITCH-X	PITCH-Y	PITCH-Z	PITCH-Mag	PITCH-Coef	ROLL-X	ROLL-Y	ROLL-Z	ROLL-Mag	ROLL-Coef	YAW-X	YAW-Y	YAW-Z	YAW-Mag	YAW-Coef	CP-X	CP-Y	CP-Z
Lift and Drag	0	0	0	1	24545	0	1	0	0	3917.55	0	0	1	0	-26.4487	0	0	1	0	-1.339644e+006	0	1	0	0	-7.34052e+006	0	0	0	1	1.233338e+006	0	53.1703	-299.459	-8.806

Apéndice C

Calculo de nuevas configuraciones de ala. Algebra y ecuaciones.

Para el perfil 2411:

$$S_{2411} = -20.62 + 0.12067 TP + 0.02756 LA \quad \text{Ecuación 4.1}$$

$$D_{2411} = -2.222 + 0.012667 TP + 0.003556 LA \quad \text{Ecuación 4.2}$$

De la ecuación 4.2 obtenemos:

$$TP = (D_{2411} - 0.003556 LA + 2.222) / 0.012667 \quad \text{Ecuación 4.3}$$

Sustituyendo ecuación 4.3 en 4.1 obtenemos:

$$S_{2411} = - 20.62 + 0.12067 (2 + 2.222 - 0.003556 LA) / 0.012667 + 0.02756 LA \quad \text{Ecuación 4.4}$$

Reemplazando la fuerza de sustentación requerida de 15.5 N obtenemos:

$$LA = 649, \text{ redondeando a } 650$$

Sustituyendo LA en la ecuación 3.3 para obtener el tamaño de perfil:

$$TP = 150.8, \text{ redondeando a } 150$$

Para el perfil 4412:

$$S_{4412} = -23.98 + 0.13933 TP + 0.03200 LA \quad \text{Ecuación 4.5}$$

$$D_{4412} = -3.278 + 0.019333 TP + 0.004889 LA \quad \text{Ecuación 4.6}$$

De la ecuación 4.6 obtenemos:

$$TP = (D_{4412} - 0.004889 LA + 3.278) / 0.019333 \quad \text{Ecuación 4.7}$$

Sustituyendo ecuación 4.7 en 4.5 obtenemos:

$$S_{4412} = - 23.98 + 0.13933 (2 + 3.278 - 0.004889 LA) / 0.019333 + 0.03200 LA \quad \text{Ecuación 4.8}$$

Reemplazando la fuerza de sustentación requerida de 15.5 N obtenemos:

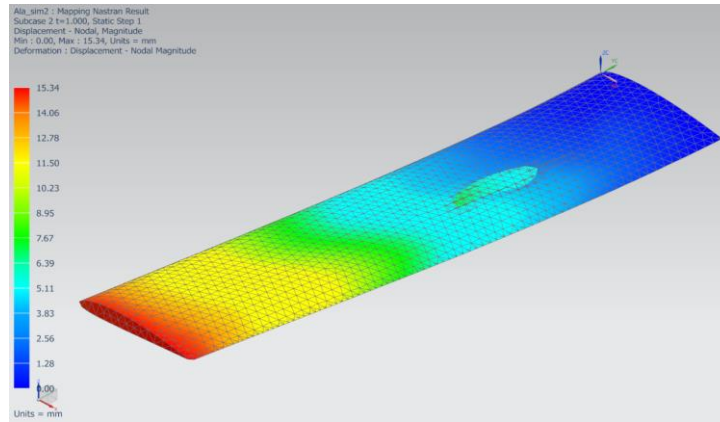
$$LA = 668, \text{ redondeando a } 670$$

Sustituyendo LA en la ecuación 4.3 para obtener el tamaño de perfil:

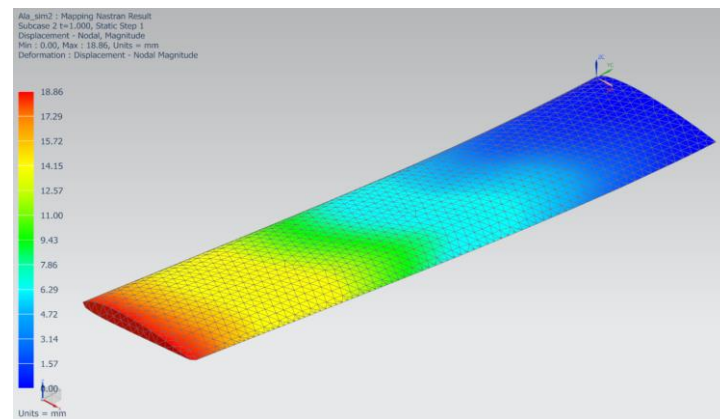
$TP = 129$, redondeando a 130

Apéndice D

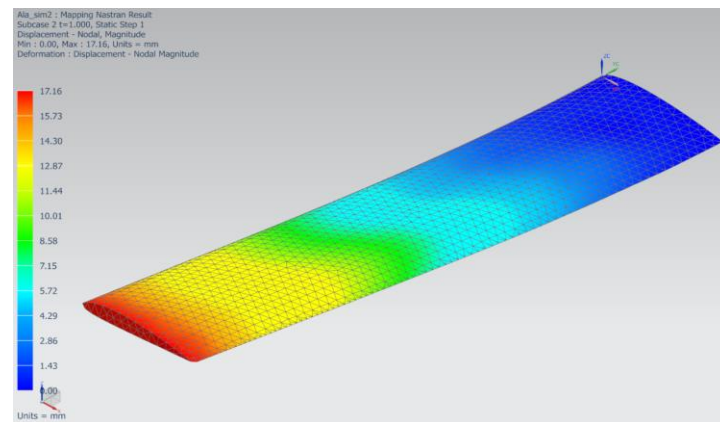
Configuración 1



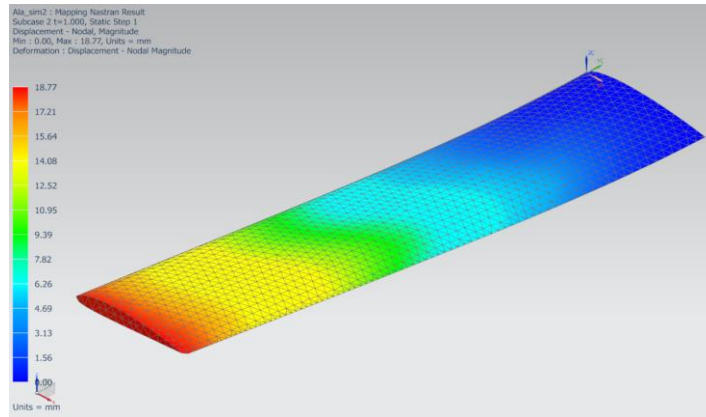
Configuración 2



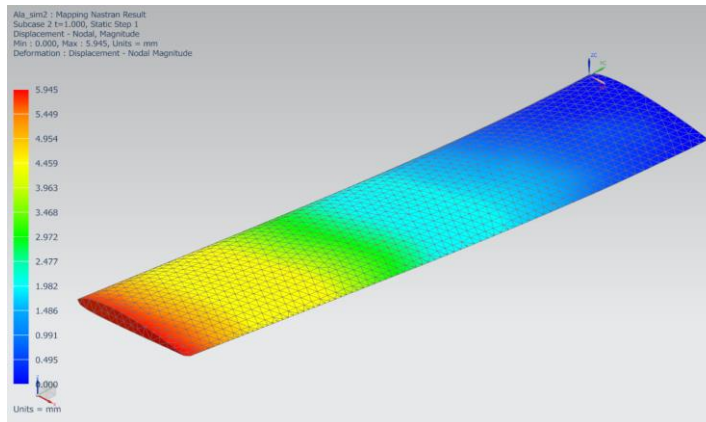
Configuración 3



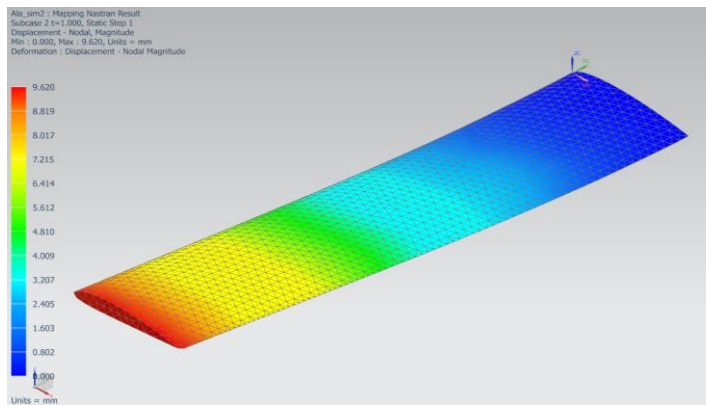
Configuración 4



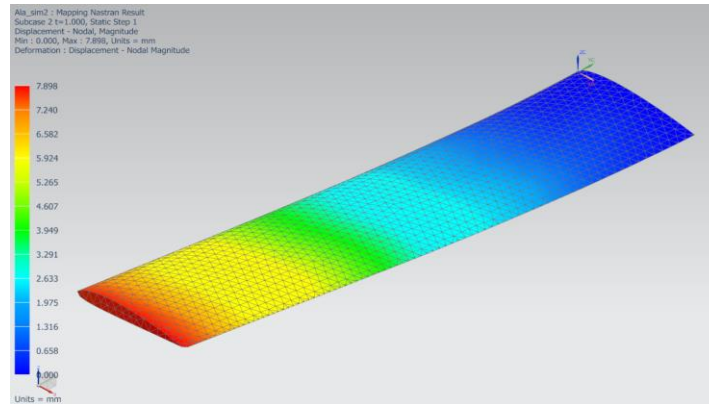
Configuración 5



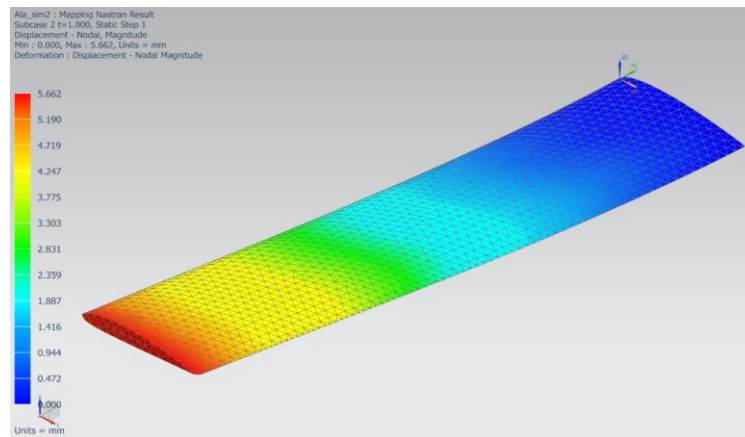
Configuración 6



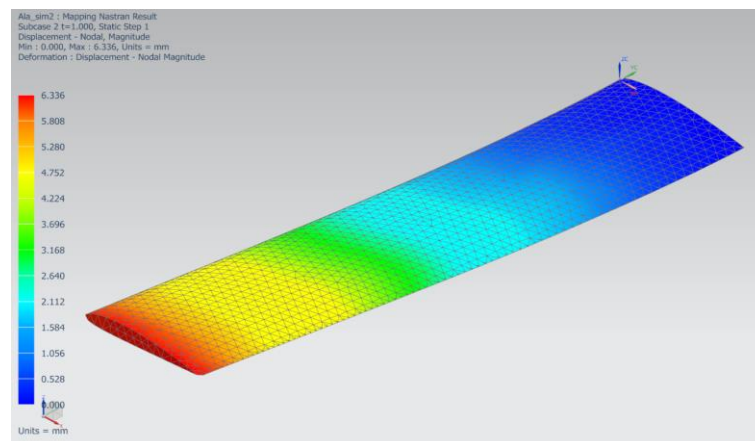
Configuración 7



Configuración 8



Configuración 9



GLOSARIO

CAD- Diseño asistido por computadora por sus siglas en ingles Computational Aided Design.

CAE- Ingeniería asistida por computadora por sus siglas en ingles Computational Aided Engineering.

CFD- Dinámica computacional de fluidos por sus siglas en ingles Computational Fluid Dynamics.

CNC- Control Numérico computarizado.

DARPA- Agencia de investigación de programas avanzados de defensa por sus siglas en ingles Defense Advanced Research Programs Agency.

DOE- Diseño de experimentos por sus siglas en ingles Design of Experiments.

Drag- Arrastre, es la fuerza aerodinámica generada por la resistencia que opone el aire al movimiento del avión.

FEM- Método de los elementos finitos por sus siglas en ingles Finite Element Method.

Fibex- Marca registrada de fibra de carbono pre-impregnada con resina.

Gross Weight- Peso bruto.

Lift- Levantamiento o sustentación, es la fuerza aerodinámica generada por un objeto solido que se mueve a través de un fluido.

MAV- Micro vehículo aéreo no tripulado por sus siglas en ingles Micro Air Vehicle.

NACA- Comité Consejero Nacional para la Aeronáutica por sus siglas en ingles National Advisory Committee for Aeronautics.

NX 10- Software de Ingeniería, diseño, análisis estructural, térmico, electromagnético, de fluidos, entre otros.

NX Flow Simulation- Modulo del software NX para realizar simulaciones de fluidos.

NX Nastran- Modulo de Software NX para realizar análisis estructurales.

Pitch Axis- Es perpendicular a la línea central del avión y se encuentra en el plano de las alas.

Roll Axis- Es un eje imaginario que se encuentra a lo largo de la línea central de la aeronave.

SUAV- Pequeño vehículo aéreo no tripulado por sus siglas en ingles Small Unmanned Aerial Vehicle.

Trust- Empuje, es la fuerza mecánica generada por el motor y la hélice para mover la aeronave a través del aire.

UAV- Vehículo aéreo no tripulado por sus siglas en ingles Unmanned Aerial Vehicle.

Wingspan- Envergadura, longitud de punta a punta en alas del aeronave.

Yaw Axis- Es perpendicular al ala y se encuentra en el plano de la línea central del avión.

REFERENCIAS

- [1] R. S. Christiansen, “Design of an autopilot for small unmanned aerial vehicles,” Brigham Young University, 2004.
- [2] S. Doyle, P. Donaldson, D. Lake, I. Kemp, and G. Blackwell, “Unmanned Vehicles,” 2007.
- [3] B. A. I. Aerosystems, “Civilian applications: The challenges facing the UAV industry,” *Air Sp Eur*, vol. 1, pp. 63–66, 1999.
- [4] D. Anggraeni, D. Hidayat, Pramutadi, Mujtahid, and A. Rasyadi, “Design and Flight Test of a Medium Range UAV for Aerial Photography,” *Int. J. Unmanned Syst. Eng.*, vol. 3, no. 3, pp. 40–49, Jul. 2015.
- [5] C. Matthews, *Aeronautical Engineer’s Data Book*. Oxford ; Boston: Butterworth-Heinemann, 2002.
- [6] G. De Bothezat, “An Introduction to the Laws of Air Resistance of Aerofoils,” 1920.
- [7] T. Kamas, “2-D and 3-D Assessment of Cambered and Symmetric Airfoils: A CFD Study,” 2009.
- [8] A. Abbas, J. de Vicente, and E. Valero, “Aerodynamic technologies to improve aircraft performance,” *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 28, no. 1, pp. 100–132, Jul. 2013.
- [9] O.C. Zienkiewicz and R.L. Taylor, *El Metodo de Elementos Finitos Vol 1*, Cuarta Edicion., vol. 1, 2 vols. McGraw-Hill, 1994.
- [10] J.C. McCormac, *Analisis de Estructuras*, Cuarta. Marcombo, 1996.
- [11] D. B. Marghitu, *Mechanical Engineer’s Handbook*. academic press, 2001.
- [12] O. C. Zienkiewicz and R. L. Taylor, *The Finite Element Method*, 5th ed. Oxford ; Boston: Butterworth-Heinemann, 2000.
- [13] T. H. G. Megson, *Aircraft Structures for Engineering Students*, 3. ed. London: Arnold, 1999.
- [14] M. F. Ashby, D. R. H. Jones, and M. F. Ashby, *An introduction to their properties & applications*, 2. ed., Reprinted. Oxford: Butterworth-Heinemann, 2003.
- [15] D. V. Rosato and D. V. Rosato, *Plastics Engineered Product Design*. Oxford ; New York: Elsevier Advanced Technology, 2003.
- [16] J.P. Laible, *Analisis Estructural*, Primera Edicion. Mexico, DF: McGraw-Hill, 1988.
- [17] E. Oktay, H. U. Akay, and O. T. Sehitoglu, “Three-dimensional structural topology optimization of aerial vehicles under aerodynamic loads,” *Comput. Fluids*, vol. 92, pp. 225–232, Mar. 2014.
- [18] P. Boschetti, E. Cárdenas, and A. Amerio, “Aerodynamic Optimization of an UAV Design,” 2005.
- [19] K.-J. Bathe, Ed., *Computational fluid and solid mechanics: proceedings, First MIT Conference on Computational Fluid and Solid Mechanics, June 12-15, 2001*, 1st ed. New York: Elsevier, 2001.
- [20] P. Panagiotou, P. Kaparos, C. Salpingidou, and K. Yakinthos, “Aerodynamic design of a MALE UAV,” *Aerosp. Sci. Technol.*, vol. 50, pp. 127–138, Mar. 2016.
- [21] L. O. Pereiro, “Aprendiendo sobre el Método de los Elementos Finitos.,” *Ing. Mecánica*, vol. 3, pp. 7–17, 2006.

- [22] L. Otero Pereiro, “Desarrollo del método de los elementos finitos,” *Ing. Mecánica*, pp. 25–32, 2013.
- [23] J.L. Hernandez, “Análisis Estructural y Bancada del UAV Tonatiu,” Instituto Politecnico Nacional, Mexico, DF, 2013.
- [24] A. A. K. AL-RADAIDEH, “Guidance, Control and Trajectory Tracking of Small Fixed Wing Unmanned Aerial Vehicles (UAV’s),” American University of Sharjah, 2009.
- [25] R. H. Barnard and D. R. Philpott, *Aircraft flight: a description of the physical principles of aircraft flight*. Harlow, England: New York : Prentice Hall, 2010.
- [26] K. Lee, “Development of unmanned aerial vehicle (UAV) for wildlife surveillance,” University of Florida, 2004.
- [27] M. Muller, “Ecalc.pdf,” *eCalc - The most reliable RC Calculator on the Web*, 06-Jan-2004. [Online]. Available: <https://www.ecalc.ch>.
- [28] M. F. Rabbey, E. A. Papon, A. M. Rumi, H. M. Monerujjaman, and F. H. Nuri, “Technical Development of Design & Fabrication of an Unmanned Aerial Vehicle,” *IOSR J. Mech. Civ. Eng. IOSR-JMCE E-ISSN*, pp. 2278–1684.
- [29] I. H. Abbott and A. E. Von Doenhoff, *Theory of wing sections, including a summary of airfoil data*. Courier Corporation, 1959.
- [30] H. A. B. I. Ahmad and M. N. Dahalan, “Estimation of Lift and Drag Characteristics of UTM Elang-1 UAV,” 2008.
- [31] S.-H. Son, B.-L. Choi, W.-J. Jin, Y.-G. Lee, C.-W. Kim, and D.-H. Choi, “Wing Design Optimization for a Long-Endurance UAV using FSI Analysis and the Kriging Method,” *Int. J. Aeronaut. Space Sci.*, vol. 17, no. 3, pp. 423–431, Sep. 2016.
- [32] C. Kim and Y.-G. Lee, “Multi-Disciplinary Design Optimization of Unmanned Aerial Vehicle,” in *ASME 2011 Pressure Vessels and Piping Conference*, 2011, pp. 445–448.
- [33] Anderl, Reiner and binde, Peter, *Simulation with NX*. Hanser.
- [34] K. Sureka and R. S. Meher, “MODELING AND STRUCTURAL ANALYSIS ON A300 FLIGHT WING BY USING ANSYS,” *Int. J. Mech. Eng. Robot. Res.*, vol. 4, no. 2, p. 123, 2015.