

**UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE NUEVO LEÓN**

**FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA**

**CENTRO DE INVESTIGACIÓN E INNOVACIÓN EN INGENIERÍA AERONÁUTICA  
DIVISIÓN DE ESTUDIOS DE POSGRADO.**



**DISEÑO PRELIMINAR DE VANT DE CARGA**

**RICARDO ROBLES REYES 2032314**

**AERODINAMICA AVANZADA Y DINAMICA DE VUELO.**

**PROFF. CARLOS ANTONIO SANTANA DELGADO**

**MAESTRÍA EN INGENIERÍA AERONÁUTICA. ORIENTACIÓN ESTRUCTURAS  
AERONÁUTICAS.**

**SAN NICOLÁS DE LOS GARZA, NUEVO LEÓN**

**JUNIO 2020**

## Tabla de contenidos.

1. Introducción.....	5
1.1 Antecedentes. ....	7
1.2 Descripción del problema. ....	9
1.3 Propuesta para solucionar el problema.....	9
1.4 Objetivo del proyecto. ....	10
1.5 Objetivos particulares. ....	10
2. Marco Teórico.....	10
2.1 VANT.....	10
2.2 Estructura del VANT. ....	10
2.3 Estructura primaria. ....	11
2.3.1 Fuselaje.....	11
2.3.2 Alas. ....	12
2.3.3 Tren de aterrizaje.....	12
2.3.4 Empenaje. ....	13
2.4 Estructura secundaria. ....	14
2.4.1 Superficies de control e hipersustentación.....	14
2.5 Estructura terciaria.....	15
2.6 Planta motriz. ....	15
2.7 Fuerzas que actúan en la aeronave. ....	16
2.8 CFD. ....	16
3. Metodología.....	17
4. Resultados. ....	19
4.1 Cálculo de la carga de potencia (W/hp). ....	19
4.2 Cálculo de la carga alar.....	19
4.3 Estimación del coeficiente de arrastre parasito.....	20

4.4 Estimación del factor K (drag due to lift) .....	20
4.5 Cálculo de relación levantamiento- arrastre. ....	21
4.6 Cálculo de la fracción de combustible .....	21
4.7 Estimación del peso en vacío.....	22
4.8 Cálculo de la potencia requerida.....	24
4.9 Estimación del diámetro de la hélice. ....	24
4.10 Velocidad en las puntas de la hélice. ....	25
4.11 Estimación del área alar.....	25
4.12 Cálculo de envergadura, cuerda de raíz y cuerda de punta .....	25
4.13 Angulo de barrido.....	26
4.14 Determinación de CAM .....	26
4.15 Angulo diedro.....	27
4.16 Dimensiones de alerones. ....	27
4.17 Dimensiones de wingtips. ....	27
4.18 Selección del perfil aerodinámico.....	28
4.18 Estimación del coeficiente de levantamiento crucero.....	30
4.19 Cálculo del ángulo de ataque.....	31
4.20 Tamaño del estabilizador horizontal. ....	31
4.21 Tamaño del estabilizador vertical.....	32
4.21 Tamaño del fuselaje.....	32
4.22 Determinación de configuración del tren de aterrizaje.....	32
4.22 Cálculo de altura de tren de aterrizaje.....	33
4.22 Determinación del volumen de combustible. ....	33
4.23 Aproximación de áreas húmedas.....	34
4.24 Coeficiente de arrastre parasito.....	35
4.25 Coeficiente de levantamiento máximo.....	35

4.26 Velocidad de desplome. ....	36
4.27 Distancia y ángulo de despegue. ....	36
4.28 Diseño de la aeronave en CAD. ....	37
4.29 Análisis CFD de la aeronave. ....	40
5. Conclusiones y Recomendaciones. ....	41
5.1 Conclusiones ....	41
5.2 Recomendaciones. ....	41
6. Apéndices. ....	42
6.1 Apéndice A. ....	42
6.2 Apéndice B. ....	42
6.3 Apéndice C. ....	44
7. Bibliografía. ....	45

## 1. Introducción.

Los sistemas aéreos no tripulados se remontan desde el desarrollo de torpedos aéreos hace alrededor de 100 años. Los esfuerzos de mejora de estos sistemas continuaron durante la guerra de Corea, donde los servicios militares experimentaron con diferentes tipos de misiones, sensores y municiones en su intento de proveer sistemas de ataque y reconocimiento en el campo de batalla. En 1950, tanto como la armada y la fuerza aérea de los Estados Unidos dividieron sus esfuerzos para el desarrollo de vehículos aéreos no tripulados (UAV por sus siglas en inglés y VANT en español) y misiles de crucero [1].

Los VANT han estado en la escena desde mucho antes de lo que se pudiera considerar moderno. Durante la Primera Guerra Mundial, la armada y la fuerza aérea de los Estados Unidos comenzó a experimentar con torpedos aéreos y bombas voladoras, que consistía en la combinación de estructuras aéreas de madera y lienzo con sistemas giroscópicos que pudieran llevar cargas de casi 200 libras de explosivos a una distancia de 40 millas [1]. Para este entonces, Charles Kettering desarrolló un VANT biplano para la armada, le tomó cerca de 3 años el desarrollo del vehículo mejor conocido como *Kettering Bug*, o simplemente *Bug* (Fig.1) [2]. Esta aeronave no tripulada era capaz de volar cerca de 40 millas a 55 mph, además de llevar consigo 180 libras de material explosivo. El *bug* era guiado hacia el objetivo mediante controles preestablecidos, sistemas de vacío y neumático, sistemas eléctricos y un sistema de control giroscópico [1].



*Fig. 1 Kettering Bug* [1].

Para 1922, se ordenó la modificación de un Curtiss F-5L (Fig.2) para ser pilotado de manera remota mediante radio control, convirtiéndose en la primera aeronave en ser manejada con radio control durante todas las etapas de vuelo.

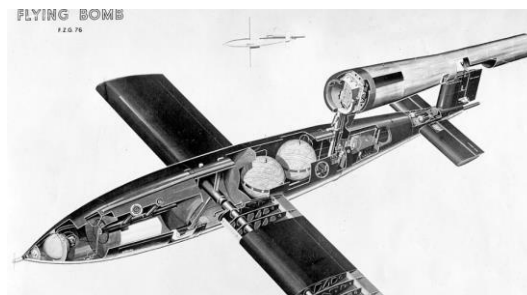


*Fig. 2 Curtiss F-5L a radio control [1].*

En 1933, los ingleses volaron tres biplanos Fairey Queen mediante control remoto desde una embarcación [2], dos de ellos se estrellaron, pero el tercero voló de manera exitosa. En 1937, otro ingles de nombre Reginald Leigh Denny y dos americanos, Walter Righter y Kenneth Case [2] desarrollaron una serie de VANTS llamados RP-1, RP-2 (Fig.3) , RP-3 y RP-4, formando una compañía en 1939 que después sería parte de Northrop, con la que fabricarían cientos de VANTS durante la Segunda Guerra Mundial, donde también las potencias del eje tenían vehículos no tripulados conocidos como V-1 (Fig.4) y V-2 [2].



*Fig. 3 VANT RP-2[3]*



*Fig. 4 Bomba voladora V-1[4]*

En las guerras subsecuentes durante la etapa de la guerra fría, los VANT tuvieron importante relevancia debido a sus funciones de reconocimiento, vigilancia y ataque. Llegando hasta la guerra en Afganistán e Iraq, donde el estatus de los VANTs de armas

potenciales cambio a sistemas de armas con diversas misiones y roles. Durante esta etapa, los vehículos aéreos no tripulados *Pioneer*, *Shadow*, *Hunter*, *Pointer* y *Predator* (Fig.5) fueron extensamente utilizados [2].



*Fig. 5 UAV Pioneer*[5].

Existen tres tipos de aeronaves que son capaces de volar sin pilotos a bordo, los vehículos aéreos no tripulados (VANT), Vehículos Remotamente Pilotados (RPAS por sus siglas en inglés) y los drones [2]. Por lo general los términos RPAS y VANT suelen usarse indistintamente, pero por definición, un RPAS se trata de un vehículo aéreo no tripulado manejado desde una posición remota, por lo que un RPAS es un VANT, pero un VANT es capaz de realizar misiones autónomas o preprogramadas, por lo que un VANT no es siempre un RPAS [2].

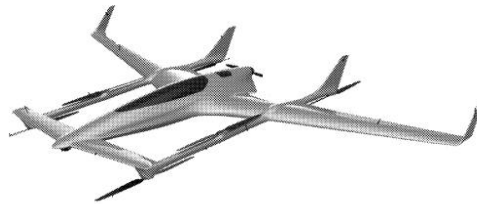
En este reporte se muestra el diseño preliminar de un VANT cuya misión es transportar carga de un punto inicial a uno final. Se presenta el trabajo de diseño siguiendo la metodología propuesta por Daniel P. Raymer en su libro *Simplified Aircraft Design for Homebuilders* [6], así mismo se realiza el diseño conceptual del VANT en software de CAD para posteriormente realizar un análisis de CFD, esto con el fin de proporcionar los valores iniciales del diseño conceptual de forma que pueda ser mejorado en rediseños futuros.

### 1.1 Antecedentes.

Ryacirotaki y Guillaume muestran en su trabajo *Computational and Experimental Design of a Fixed-Wing UAV* [7] el proceso de diseño y experimentación del VANT *Odyssey*. Esta aeronave no tripulada presenta el empleo de superficies de control multi-segmentadas en el ala del VANT, de forma que se obtengan superficies de control más pequeñas que permitan el ajuste refinado del desempeño de la aeronave durante su etapa de vuelo. Esta técnica permite la aplicación de fuerzas de ajuste y corrección en el VANT, la reducción de

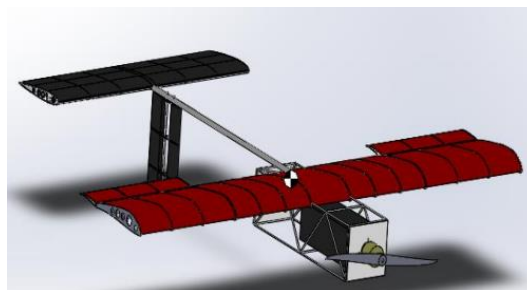
deformación estructural, minimizar la contribución de arrastre debido a la actuación de las superficies de control, así como la reducción del peso de la estructura. Esta aeronave presenta requisitos de diseño de autonomía de 3 h, carga de 14 lb, velocidad crucero de 81.4 fps, altitud crucero de 3000 ft y altitud máxima de 10000 ft.

En la patente US10081436B1, se muestra la aeronave desarrollada por Yu Tian [8] que es un VANT híbrido de una aeronave de ala fija y una aeronave de despegue y aterrizaje vertical. Esta aeronave diseñada para tener un largo alcance de vuelo presenta un estilo de estabilizador canard y ala fija sujeta al fuselaje (Fig.6), así como soportes lineales que conectan las alas con el fuselaje, el canard con las alas y las alas con los estabilizadores verticales. Las hélices están dispuestas en estos soportes lineales y en el fuselaje.



*Fig. 6 VANT híbrido VTOL y ala fija [8].*

El trabajo de Caruccio, Rush, Smith, Et al *Design, Fabrication, and Testing of Fixed-Wing Air-and Underwater Drone* [9] muestra la interesante propuesta de un VANT de ala fija que puede funcionar en aire y medios acuáticos. El diseño del CX-2 (Fig.7) presenta una configuración de ala alta y empenaje invertido. Durante su etapa de vuelo atmosférico emplea una hélice montada en la nariz de la aeronave en una configuración tractora, para la operación subacuática emplea una hélice dispuesta en la parte trasera del fuselaje en configuración *pusher*.



*Fig. 7 VANT CX-2 híbrido aire-agua [9].*



## 1.2 Descripción del problema.

La situación que se pretende resolver es obtener el diseño preliminar de un vehículo aéreo no tripulado que sea capaz de realizar una misión de vuelo de un punto inicial a uno final mientras transporta una carga de 25 kg. Las especificaciones de diseño y sus limitantes son>

- Aeronave de carga
- Configuración de ala alta
- Planta motriz de motor de combustión interna alternativa.
- 30° de ángulo de ascenso
- Distancia de despegue máxima de 120m a una velocidad de despegue de 32 m/s
- Velocidad crucero de 25-35 m/s
- Capacidad de montaje de una cámara para vigilancia
- Material de construcción de la aeronave de aleación de aluminio 2024.
- Autonomía de 2.5 h.
- Perfil de vuelo: Carreteo, despegue, ascenso, crucero, descenso, aproximación y aterrizaje.

*Tabla 1 Requerimientos de la aeronave.*

<b>Requerimiento</b>	<b>Valor</b>	<b>Unidad</b>	<b>Valor</b>	<b>Unidad</b>	<b>Valor</b>	<b>Unidad</b>
Carga	25	kg	55.11	lb	55.11	lb
Motor	Pistón		Pistón		Pistón	
ángulo de despegue máx.	30	°	30	°	30	°
Distancia despegue máx.	120	ms	393.7	f	393.7	ft
Velocidad de despegue	32	ms	104.987	fps	62.2	knots
Velocidad Máxima	40	ms	131.234	fps	77.75	knots
Velocidad Máxima crucero	35	ms	114.829	fps	68.03	knots
Velocidad de desplome	12	ms	39.37	fps	23.32	knots
Autonomía	2.5	h	2.5	h	2.5	h
Techo de servicio	3	km	9842.52	ft	9842.57	ft
Rango	315	km	1.03E+06	ft		

## 1.3 Propuesta para solucionar el problema.

Se plantea utilizar la metodología simplificada de Raymer [6] para obtener las medidas iniciales de la aeronave, así como análisis de CFD que permitan el diseño de la misma para su refinamiento y ajuste durante su etapa de vuelo previo a la manufactura.

## 1.4 Objetivo del proyecto.

Obtener el diseño preliminar de un VANT de carga que cumpla con las especificaciones y limitaciones de diseño requeridas.

## 1.5 Objetivos particulares.

- Calcular carga de potencia.
- Calcular carga alar.
- Determinar pesos de la aeronave.
- Determinar la potencia requerida y selección de hélice.
- Calcular geometría del ala y selección de perfil aerodinámico.
- Diseñar el empenaje.
- Calcular altura del tren de aterrizaje y configuración.
- Calcular volumen de combustible.
- Determinar coeficientes aerodinámicos de arrastre y levantamiento.
- Diseñar en CAD el modelo obtenido.
- Analizar la distribución de velocidades en software de CFD el modelo del VANT.

## 2. Marco Teórico.

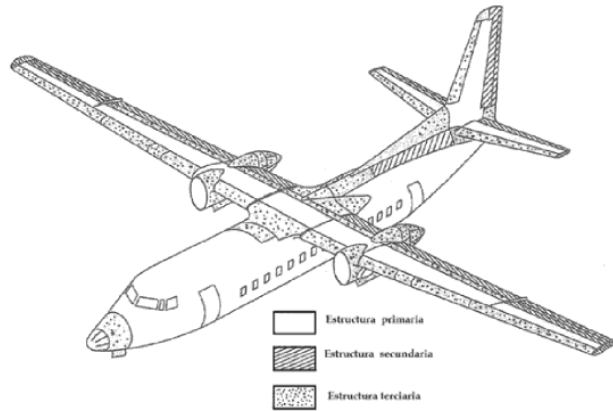
### 2.1 VANT.

El termino de Vehículo Aéreo No Tripulado o VANT se origina al principio de los 1990's para describir una aeronave robotizada, término que remplazó el Vehículo Pilotado Remotamente (VPR), el cual se utilizó durante la guerra de Vietnam [10]. El diccionario del Departamento de Defensa define al VANT como un vehículo aéreo potenciado que no lleva consigo un operador humano, utiliza fuerzas aerodinámicas para proveer al vehículo de levantamiento, puede volar de forma autónoma o ser pilotado remotamente, también puede ser de un solo uso o con sistema de recuperación y puede llevar cargas letales o no letales.

### 2.2 Estructura del VANT.

Al igual que una aeronave tripulada, los VANT presentan la misma configuración y elementos en su estructura que una que no es pilotada remotamente.

Según la función que cumpla en la aeronave (Fig.8) se puede determinar si la estructura es primaria, secundaria o terciaria [11].



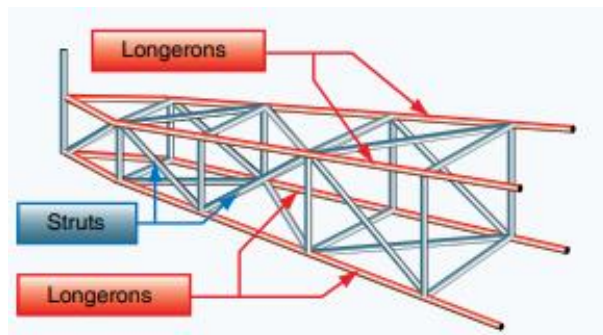
*Fig. 8 Tipos de estructura en una aeronave[11]*

## 2.3 Estructura primaria.

Esta estructura está compuesta por los componentes diseñados para soportar y contener las cargas a las que está sometida una aeronave ya sea en tierra o en aire, además de ser la estructura que en caso de algún fallo este podría generar un debilitamiento de la estructura, pérdida de control y situaciones que ponen en peligro la salvaguarda de la aeronave. Esta estructura está compuesta de fuselaje, alas, tren de aterrizaje y estabilizadores horizontal y vertical[11] .

### 2.3.1 Fuselaje

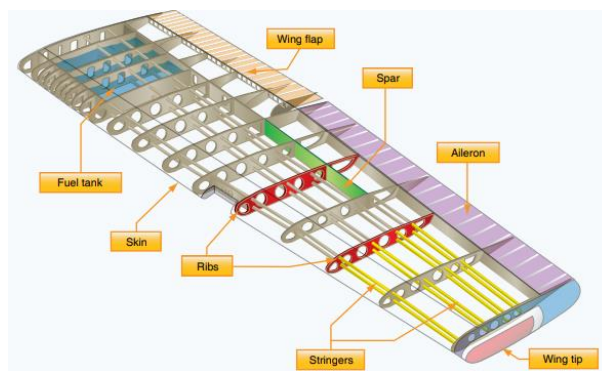
Se trata del cuerpo central de la aeronave, donde se coloca la carga de paga [12]. Ofrece la conexión estructural para los ensambles del ala y del empenaje. En sus orígenes, estas estructuras utilizan configuraciones de armaduras reticulares de madera (Fig.9), acero o aluminio. Actualmente se prefiere el uso de estructuras monocasco o semi monocasco.



*Fig. 9 Fuselaje reticulado[12]*

### 2.3.2 Alas.

Las alas son elementos de forma aerodinámica que van colocadas a los lados del fuselaje y son las principales superficies sustentadoras que soportan a la aeronave durante el vuelo [12]. Existen numerosos tipos de diseños de alas, tamaños y formas empleados por las empresas de manufactura. Las alas pueden ir sobre el fuselaje, en medio del fuselaje o por debajo de este, además se puede variar la cantidad de alas, los que tienen una sola ala son llamados monoplanos, los que tienen un par de alas son llamados biplanos [12]. Las principales figuras estructurales del ala (Fig. 10) son los largueros, costillas, larguerillos y piel, siendo los largueros los más importantes pues resisten todas las cargas de torsión y flexión del ala. Las costillas además de dar forma aerodinámica al ala también transmiten cargas a los largueros, así como la piel y larguerillos.



*Fig. 10 Componentes estructurales del ala [12].*

### 2.3.3 Tren de aterrizaje.

El tren de aterrizaje es la estructura que soporta la aeronave en tierra, y es la que permite el taxeo, despegue y aterrizaje [13]. Esta estructura comúnmente incluye neumáticos, pero algunas aeronaves están equipadas con flotadores, esquíes, o soportes para despegue y aterrizaje vertical [12]. Existen distintos tipos de configuración de trenes de aterrizaje, todo dependerá de la función que la aeronave llevará a cabo, así como sus requerimientos funcionales. Los tipos de configuración generales son 10 (Fig.11) : simple, bicicleta, patín de cola, triciclo, cuadríciclo, multi bogey, riel libre, skid, flotadores, piernas humanas (para el caso de los parapentes).

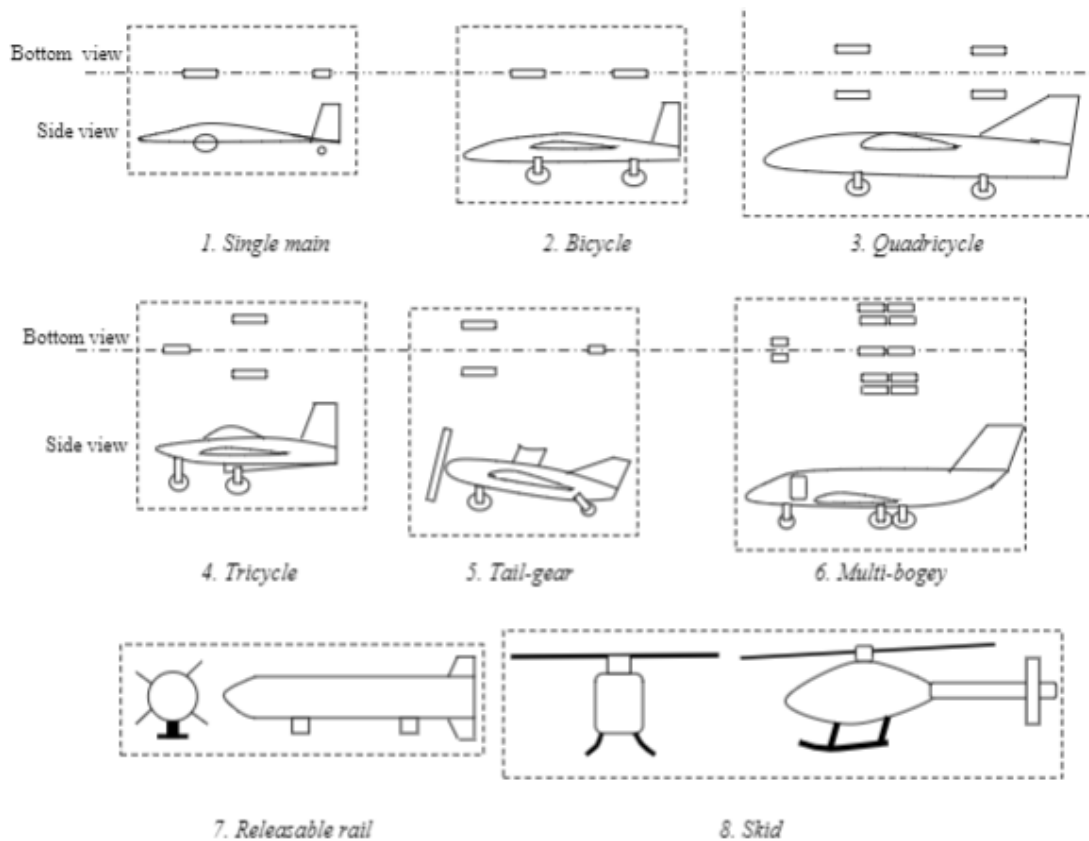


Fig. 11 Tipos de tren de aterrizaje[13]

### 2.3.4 Empenaje.

Incluye al grupo de la cola de la aeronave (Fig.12) y consiste en superficies fijas como el estabilizador horizontal y vertical, las superficies móviles incluyen los timones de dirección y elevador, además de superficies de ajuste [12].

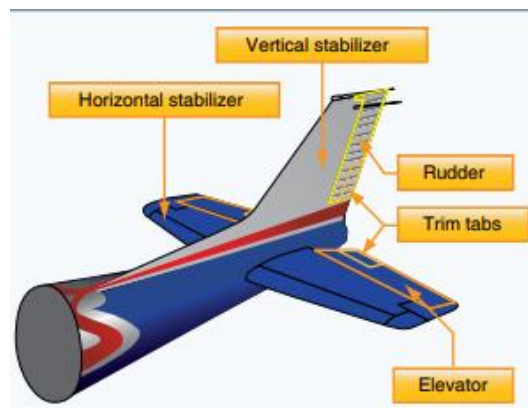


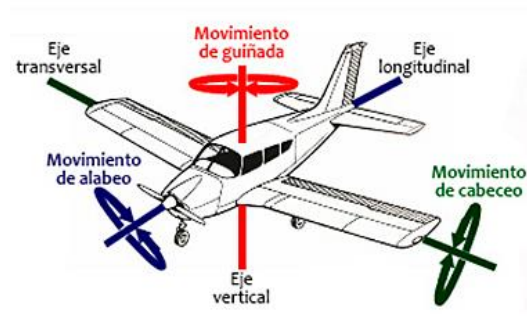
Fig. 12 Componentes del empenaje[12]

## 2.4 Estructura secundaria.

Se conoce como estructura secundaria a los elementos que se encuentran unidos a la estructura primaria y transmiten a esta las cargas aerodinámicas a las que están sujetas. Los elementos principales de este conjunto son los alerones, timones de profundidad y dirección, slats, flaps y spoilers [11]. El daño que este conjunto pudiera experimentar no produce generalmente riesgo en la integridad de la aeronave.

### 2.4.1 Superficies de control e hipersustentación.

Las superficies de control y mando son aquellas que modifican la aerodinámica de la aeronave con el fin de provocar un desequilibrio de las fuerzas que actúan en el vehículo, donde una o más de ellas cambian su magnitud [14]. Este desequilibrio resulta en el movimiento de la aeronave en uno o más planos. Los elementos que realizan esta función en la aeronave son los alerones (movimiento de alabeo), el elevador o timón de profundidad dando el movimiento de cabeceo y finalmente el timón de dirección proporciona el movimiento de guiñada (Fig.13) [14].



*Fig. 13 Movimientos de la aeronave*[14].

El caso de las superficies de hipersustentación (Fig.14), son aquellas que aumentan el área del ala para lograr una mayor sustentación en la aeronave cuando esta vuela a velocidades inferiores a las que fue diseñada el ala, siendo el caso de los flaps, slats y spoilers [14].



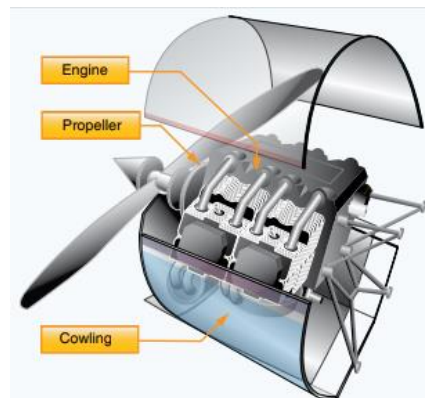
*Fig. 14 Flaps y slats en el ala de una aeronave [14].*

## 2.5 Estructura terciaria.

Este conjunto comprende todo el resto de los elementos que componen la totalidad del avión completo, teniendo funciones de cubiertas, registros de acceso a elementos internos y bahías. Estos elementos están comúnmente sujetos a pocas o nulas cargas estructurales, por lo que los daños sufridos no generan ninguna afectación a la operación normal de la aeronave [11].

## 2.6 Planta motriz.

La planta motriz (Fig.15) por lo general incluye al conjunto del motor y a la hélice. La función primaria del motor es proveer la potencia necesaria para hacer que la hélice gire, además proporciona energía eléctrica para los sistemas a bordo y vacío para algunos instrumentos de vuelo [12]. La hélice que va montada sobre el motor transforma la fuerza rotativa del eje del motor en empuje, una fuerza que actúa hacia delante que mueve a la aeronave a través del aire. Es importante mencionar que la hélice es un perfil alar giratorio que produce empuje mediante acciones aerodinámicas, esto es, una diferencia de presiones frente y tras de la hélice [12].



*Fig. 15 Planta motriz[12]*

## 2.7 Fuerzas que actúan en la aeronave.

Cuatro fuerzas son las que actúan en una aeronave en relación con el vuelo recto, nivelado y sin aceleración, estas son empuje, levantamiento, peso y arrastre (Fig.16). El empuje es la fuerza en dirección frontal que se produce en la planta motriz, esta fuerza es opuesta al arrastre de la aeronave y por consideración general se dice que actúa de forma paralela al eje longitudinal de la aeronave [12].

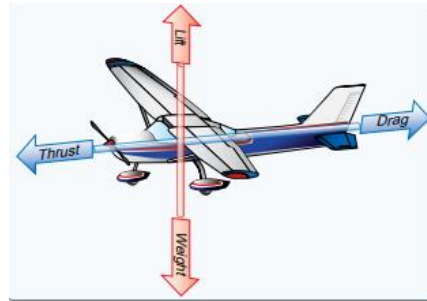


Fig. 16 Las cuatro fuerzas [12]

El arrastre, es una fuerza retardante que es causada por la alteración del flujo de aire por el ala, fuselaje y otros objetos que sobresalgan de la estructura de la aeronave. El arrastre se opone al avance del empuje actuando de forma paralela e inversa al viento relativo [12].

Peso se refiere a las cargas combinadas de la aeronave en sí, la carga y combustible. Esta fuerza tiene a llevar abajo la aeronave debido a la fuerza de gravedad. Actúa en dirección opuesta al levantamiento y actúa en dirección hacia abajo a través del centro de gravedad de la aeronave [12].

El levantamiento es la fuerza que se opone al peso, esta es producida por el efecto dinámico del aire actuando sobre el ala de la aeronave y actúa de forma perpendicular al eje de la aeronave en el centro de levantamiento del ala [12].

## 2.8 CFD.

*Computational Fluid Dynamics* (CFD por sus siglas en inglés) se refiere al método numérico de dinámica de fluidos computarizada. Esta técnica provee de una predicción cualitativa y cuantitativa del flujo fluido en términos de modelado matemático (ecuaciones diferenciales parciales), métodos numéricos (técnicas de discretización y solución) y herramientas de software (solvers, preprocesadores y post procesadores) [15]. CFD le permite a los científicos e ingenieros realizar experimentos numéricos en un laboratorio de fluidos virtual [15].



### 3. Metodología.

La metodología (ilustración 1) por seguir en este trabajo se basa principalmente en la propuesta por Raymer[6], donde provee una guía paso a paso para el cálculo aproximado de una aeronave.

### 3.1 Carga de potencia.

- 3.1.1 Cálculo de la carga de potencia (W/hp)

### 3.2 Carga alar.

- 3.2.1 Cálculo de la carga alar.

### 3.3 Dimensionamiento de la aeronave.

- 3.3.1 Estimación del coeficiente de arrastre parásito.
- 3.3.2 Estimación del factor K (drag due to lift)
- 3.3.3 Cálculo de relación levantamiento-arrastre.
- 3.3.4 Cálculo de la fracción de combustible.
- 3.3.5 Estimación del peso en vacío.

### 3.4 Dimensionamiento y selección de la planta motriz.

- 3.4.1 Cálculo de la potencia requerida.
- 3.4.2 Estimación del diámetro de la hélice.
- 3.4.3 Velocidad en las puntas de la hélice.

### 3.5 Geometría alar.

- 3.5.1 Estimación del área alar.
- 3.5.2 Cálculo de envergadura, cuerda de raíz y cuerda de punta.
- 3.5.3 ángulo de barrido.
- 3.5.4 Determinación de CAM.
- 3.5.5 ángulo diedro.
- 3.5.6 área de los alerones.
- 3.5.7 Cálculo de wing tips

### 3.6 Selección del perfil alar.

- 3.6.1 Estimación del coeficiente de levantamiento crucero.
- 3.6.2 Cálculo del ángulo de ataque.

### 3.7 Fuselaje y Empenaje.

- 3.7.1 Tamaño del estabilizador horizontal.
- 3.7.2 Tamaño del estabilizador vertical.
- 3.7.3 Tamaño del fuselaje.

### 3.8 Diseño del tren de aterrizaje.

- 3.8.1 Determinación de configuración de tren de aterrizaje.
- 3.8.2 Cálculo de altura mínima de tren de aterrizaje.

### 3.9 Tanques de combustible.

- 3.9.1 Determinación del volumen de combustible.

### 3.10 Análisis de áreas.

- 3.10.1 Aproximación de áreas húmedas y de volumen.

### 3.11 Análisis de parámetros aerodinámicos.

- 3.11.1 Coeficiente de arrastre parásito
- 3.11.2 Coeficiente de levantamiento máximo.
- 3.11.3 Velocidad de pérdida.
- 3.11.4 Distancia y ángulo de despegue.

### 3.12 Diseño paramétrico y CFD.

- 3.12.1 Diseño de la aeronave en CAD.
- 3.12.2 Análisis de CFD de la aeronave.

## 4. Resultados.

### 4.1 Cálculo de la carga de potencia (W/hp).

La carga de potencia es un término que data de los primeros días de la aviación, es simplemente el peso de la aeronave dividido entre la potencia. Un valor alto de carga de potencia indica un motor pequeño. Según Raymer, la carga de potencia para una aeronave con diseño de tren de aterrizaje fijo es:

$$\frac{W}{hp} = 215V_{max}^{-0.61} \quad (1)$$

Teniendo en cuenta que la velocidad máxima que la aeronave desarrollara es de 77.75 kts, (1) queda de la siguiente manera:

$$\frac{W}{hp} = 215V_{max}^{-0.61} = 215(77.75)^{-0.61} = 15.10 \quad (2)$$

### 4.2 Cálculo de la carga alar.

La carga alar es un término que se refiere al peso de la aeronave dividido entre el área alar. La metodología indica que la carga alar está dada por (3):

$$\frac{W}{S} = qC_L \quad (3)$$

$$q = \frac{1}{2}\rho V_{stall}^2 \quad (4)$$

Tomando la densidad del aire estándar como 0.00238 slugs/pie cuadrado, y asumiendo una velocidad de desplome (*stall*) de 12 m/s (39.38 fps), la ecuación (4) resulta en:

$$q = \frac{1}{2}\rho V_{stall}^2 = \frac{1}{2}(0.00238)(39.38)^2 = 1.8461 \text{ psf} \quad (5)$$

Para obtener la carga alar de (3), se estima un coeficiente de levantamiento máximo, según Raymer [6], para una aeronave de este tipo, el coeficiente de levantamiento estaría cercano a 1.6, entonces, sustituyendo (5) y el coeficiente de 1.4 en (3) se obtiene:

$$\frac{W}{S} = qC_L = (1.8461)(1.6) = 2.95 \text{ psf} \quad (6)$$

### 4.3 Estimación del coeficiente de arrastre parasito.

El coeficiente de arrastre parasito está dado por:

$$C_{D0} = C_{fe} (S_{wet}/S_{ref}) \quad (7)$$

El coeficiente equivalente de fricción  $C_{fe}$ , para un diseño normal de tren de aterrizaje fijo y de un solo motor, se tiene un valor aproximado de 0.0090, como se muestra en la Fig.17.

$C_{fe}$	Single Engine Fixed Gear	Single Engine Retract	Twin Engine Retract	Sailplane
Average Design	0.0090	0.0058	0.0048	0.0038
Smooth Design	0.0065	0.0050	0.0045	0.0030
Clean Strut-braced	0.0080			
Dirty Biplane	0.0140			
P-51 (flight test data)		0.0053		
Rutan Voyager			0.0041	

Fig. 17 Valores estadísticos del coeficiente de fricción [6]

De igual forma, la relación  $(S_{wet}/S_{ref})$  se obtiene de la Fig.18.

$S_{wet}/S_{ref}$	Single Engine	Twin Engine
Conventional Design	3.8	4.6
Canard-Pusher	4.2	5.0
Tailless Flying Wing	2.2	2.8

Fig. 18 Valores de la relación de áreas [6].

Tomando los valores de las figuras anteriores, (7) resulta en:

$$C_{D0} = C_{fe} (S_{wet}/S_{ref}) = (0.0090)(3.8) = 0.0342 \quad (8)$$

### 4.4 Estimación del factor K (drag due to lift)

Raymer propone una forma aproximada para la estimación del factor K:

$$K = \frac{1}{0.75\pi A} = \frac{0.424}{A} \quad (9)$$

Donde A se refiere a la relación dimensional o *Aspect Ratio*, que es el cuadrado del valor de la envergadura dividido entre el total del área del ala ( $S_{ref}$ ). Esta relación no se mide, sino

que se elige. Para aeronaves con esas especificaciones, Raymer propone un valor de A de 6 a 8. Tomando el valor de A=8 y sustituyendo en (9), se tiene que (10):

$$K = \frac{1}{0.75\pi A} = \frac{0.424}{A} = \frac{0.424}{8} = 0.053 \quad (10)$$

#### 4.5 Cálculo de relación levantamiento- arrastre.

Para realizar el cálculo de  $\frac{L}{D}$  se necesitan los valores de  $C_{D0}$  y  $K$ , además del valor de la presión dinámica  $q$  que se calcula en (4) utilizando el valor de la velocidad en vuelo crucero y la densidad a vuelo crucero. El valor de la carga alar se ha calculado también, pero se tiene que realizar un ajuste dado que el avión pesa menos en crucero debido a que ha quemado parte de combustible, por lo que al valor de (6)  $\frac{W}{S}$  se multiplica por 0.98. La ecuación de  $\frac{L}{D}$  se da por:

$$\frac{L}{D} = \frac{1}{\frac{qC_{D0}}{\frac{W}{S}} + \left(\frac{W}{S}\right)\left(\frac{K}{q}\right)} \quad (11)$$

Tomando en cuenta que la velocidad crucero es de 114.82 fps, y la densidad del aire a altitud crucero es de  $1.77E^{-3}$  slugs, sustituyendo en (4) se obtiene:

$$q = \frac{1}{2}\rho V_{cruise}^2 = \frac{1}{2}(1.77E^{-3})(114.82) = 11.64 \text{ spf} \quad (12)$$

Ahora, sustituyendo los valores de (6), (8), (10) y (12) en (11):

$$\frac{L}{D} = \frac{1}{\frac{qC_{D0}}{\frac{W}{S}} + \left(\frac{W}{S}\right)\left(\frac{K}{q}\right)} = \frac{1}{\frac{(11.64)(0.0342)}{2.89} + (2.89)\left(\frac{0.053}{11.64}\right)} = 6.6342 \quad (13)$$

#### 4.6 Cálculo de la fracción de combustible

El consumo de combustible específico del motor se define como  $c_{bhp}$  y tiene un valor típico

de 0.45, convirtiéndolo a libras de combustible por segundo se tiene que  $c_{bhp} = \frac{0.00013 \frac{lbs}{s}}{bhp}$ .

Ahora, también se necesita la estimación de la eficiencia de la hélice, normalmente se asume un valor de 0.75, por lo que  $\eta_p = 0.75$ . Con estos dos valores, es posible calcular la fracción de combustible  $\frac{W_f}{W_o}$ , representada por la ecuación de Breguet (14):

$$\frac{W_f}{W_o} = 1 - 0.975 \left( e^{-\frac{R c_{Dhp}}{550 n_P D}} \right) \quad (14)$$

Para esta ecuación, el rango  $R$  se obtiene de la multiplicación de la velocidad de crucero por la cantidad de tiempo en el aire de la tabla 1., por lo que se obtiene  $R=1033000$  ft. Ahora, sustituyendo estos valores en (14):

$$\frac{W_f}{W_o} = 1 - 0.975 \left( e^{-\frac{R c_{Dhp}}{550 n_P D}} \right) = 1 - 0.975 \left( e^{-\frac{1033000 * 0.00013}{550 * 0.75 * 6.6341}} \right) = 0.0699 \quad (15)$$

Al valor de (15) se le da una pequeña consideración del 6% por los desperfectos del motor por lo que:

$$\frac{W_f}{W_o} Allow = 1.06 * 0.0699 = 0.074132 \quad (16)$$

#### 4.7 Estimación del peso en vacío.

Este valor se estima en fracción del peso de despegue  $\frac{W_e}{W_o}$ . Este peso incluye el peso de la estructura de la aeronave, además del motor, aviónica, equipo, controles, tren de aterrizaje entre otros instrumentos La ecuación que describe  $\frac{W_f}{W_o}$  es:

$$\frac{W_e}{W_o} = a W_0^{-0.09} \quad (17)$$

Donde  $a$  depende del tipo de diseño, según la Fig.19, para un diseño de metal o de madera y un solo motor se tiene que  $a=1.19$ .

"a"	Single Engine	Twin Engine
Metal or Wood Design	1.19	1.40
Composite Design	1.15	1.35

Fig. 19 Valores de la constante  $a$  [6]

De esta forma, la ecuación de dimensión se da por:

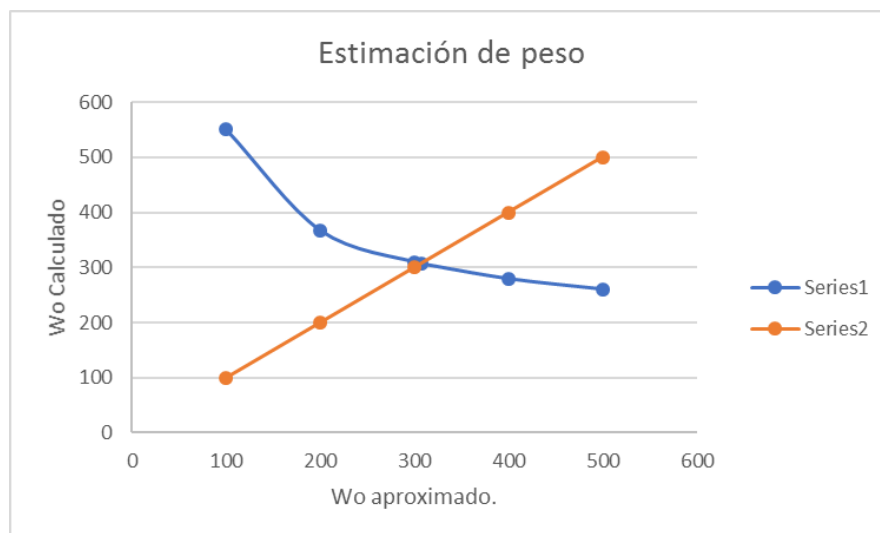
$$W_0 = \frac{W_{carga}}{1 - \frac{W_e}{W_0} - \frac{W_f}{W_0}} \quad (18)$$

Para encontrar el valor estimado de  $W_0$  se realiza una iteración dando valores aproximados para  $W_0$  hasta que estos coincidan. Como se muestra en la tabla 2.

*Tabla 2 Iteración para peso de la aeronave.*

Wo approx	We/Wo	We	Wo calc
100	0.82586681	82.58668	551.0947
200	0.775920656	155.1841	367.5296
300	0.74811627	224.4349	310.0396
307	0.746564886	229.1954	307.357
400	0.728995108	291.598	279.9271
500	0.714500789	357.2504	260.7314

De igual forma, se pueden graficar los valores de aproximación de  $W_0$  en el eje horizontal y los valores calculados para esas aproximaciones, después se traza una línea en 45 grados partiendo del origen y en el punto donde estas dos líneas se interceptan, ese será el valor de  $W_0$ , como se muestra en la Fig. 20. El valor de peso obtenido es de 307.35 Lb.



*Fig. 20 Estimación de peso por método gráfico.*

#### 4.8 Cálculo de la potencia requerida

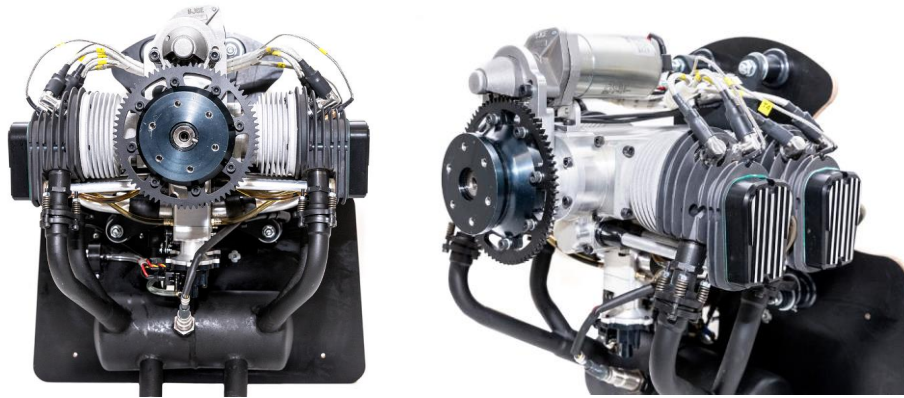
La ecuación que define la potencia requerida se da por:

$$BHP = \frac{W_0}{\frac{W}{hP}} \quad (19)$$

Por lo que sustituyendo los valores de (2) y 307.35 en (19) se tiene que:

$$BHP = \frac{W_0}{\frac{W}{hP}} = \frac{307.35}{15.10} = 20.34 \text{ BHP} \quad (20)$$

Se selecciona el motor Primoco 340, que proporciona 25 BHP a 5000 RPM, como se muestra en la Fig. 21. La ficha técnica del motor puede encontrarse en el apéndice A.



*Fig. 21 Primoco 340.*

#### 4.9 Estimación del diámetro de la hélice.

El diámetro de la hélice está relacionado a la potencia total del motor. Para una hélice de tres palas, el diámetro se estima con:

$$D = 1.50 \sqrt[4]{BHP} \quad (21)$$

Sustituyendo el valor de los 25 BHP del motor Primoco en (21):

$$D = 1.50 \sqrt[4]{25} = 3.35 \text{ ft} \quad (22)$$



#### 4.10 Velocidad en las puntas de la hélice.

Si la hélice es muy grande, la velocidad en las puntas podría aproximarse a la velocidad del sonido, causando perdidas de empuje y ruido. Para evitar eso, se calcula la velocidad en las puntas de la hélice con la expresión (23), donde  $n$  es el valor de las revoluciones por segundo (RPM/60).

$$V_{tip} = \sqrt{V^2 + (\pi n D)^2} \quad (23)$$

Tomando la velocidad crucero máxima de 114.829 fps, el valor del diámetro de (22) y las revoluciones por segundo del motor (5000/60) se tiene que:

$$V_{tip} = \sqrt{V^2 + (\pi n D)^2} = \sqrt{(114.829)^2 + (\pi * 83.33 * 3.35)^2} = 885.58 \text{ fps} \quad (24)$$

Los valores aceptables para la velocidad en las puntas se sitúan por debajo de los 950 fps.

#### 4.11 Estimación del área alar

La expresión que determina la superficie total del ala se da por:

$$S = \frac{W_0}{w/S} \quad (25)$$

Sustituyendo los valores de 307.35 lb y (6) en (25):

$$S = \frac{W_0}{w/S} = \frac{307.35}{2.894} = 106.17 \text{ ft} \quad (26)$$

#### 4.12 Cálculo de envergadura, cuerda de raíz y cuerda de punta

Empleando el valor obtenido en (26) para el área superficial del ala, es posible calcular la envergadura, la cuerda de raíz y la cuerda de punta, además de tener en cuenta el factor de conicidad del ala  $\lambda$ , que se trata de la relación entre la cuerda de punta y la cuerda de raíz. En este caso,  $\lambda = 0.5$ .

Primero se calcula la envergadura con:

$$b = \sqrt{AS} = \sqrt{(8)(106.17)} = 29.14 \text{ ft} \quad (27)$$

La cuerda de raíz se expresa como:

$$C_{root} = \frac{2S}{b(1+\lambda)} = \frac{2(106.17)}{(29.14)(1+0.15)} = 4.85 \text{ ft} \quad (28)$$

Empleando  $\lambda$  y (28) se obtiene la cuerda de punta en (29):

$$C_{tip} = \lambda C_{Root} = (0.5)(4.85) = 2.42 \text{ ft} \quad (29)$$

#### 4.13 Angulo de barrido.

El ángulo de barrido seleccionado es  $\Lambda = 15^\circ$ , que se representa físicamente en el ala como se muestra en la Fig.22. El ángulo de barrido actúa en el 25% de la cuerda de raíz y de punta.

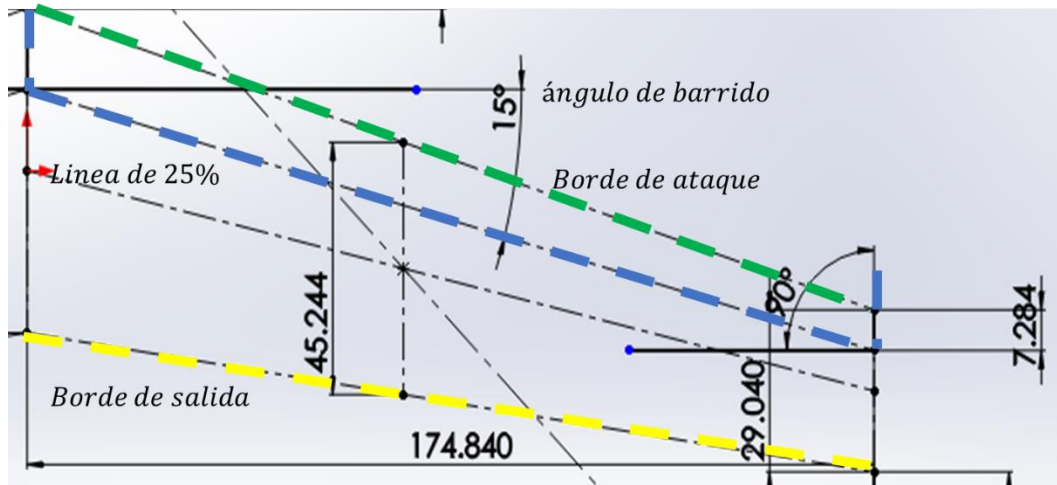


Fig. 22 Angulo de barrido del ala.

#### 4.14 Determinación de CAM

La determinación de la CAM (Cuerda aerodinámica media) se realiza de forma gráfica, como se muestra en la Fig.23. Esta cuerda representa el centro de gravedad del ala y al 25% representa el centro de gravedad de la aeronave. Teniendo un valor de 3.77 ft.

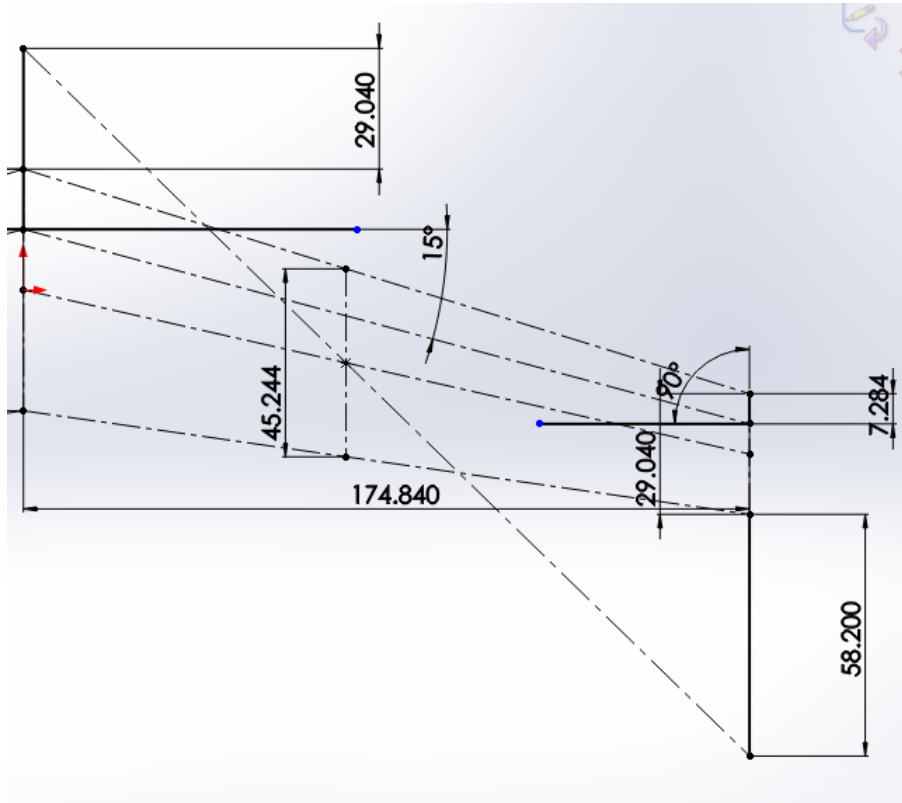


Fig. 23 Determinación de ca CAM.

#### 4.15 Angulo diedro

Para definir el ángulo diedro de la aeronave se toma de referencia la tabla de la metodología de Raymer [6] , menciona que para un ala alta con ángulo de barrido el ángulo es negativo de 5 a 2 (Fig.24). Para este VANT se seleccionan -2° de ángulo diedro.

Dihedral	Low Wing	Mid Wing	High Wing
Unswept Wing	(5) to (7)	(2) to (4)	(0) to (2)
Swept Wing	(3) to (7)	(-2) to (2)	(-5) to (-2)

Fig. 24 Angulo diedro [6].

#### 4.16 Dimensiones de alerones.

Raymer [6], menciona que un diseño sin flaps da la posibilidad de los alerones de tener un 12% de la cuerda y una longitud de un 65% de la envergadura. Por lo que el alerón tiene una longitud de 9.47 ft por cada semi ala, y su cuerda es de 0.58 ft en la raíz y 0.3 ft en la punta.

#### 4.17 Dimensiones de wingtips.

Según Gueraiche y Popov [16], el área ideal para los wingtips está dada por:

$$\frac{S_{wingtip}}{S} = 0.15 - 0.3 \quad (30)$$

Por lo que el área de los wingtips es del 15%-30% del área del ala, siendo entonces elegido un porcentaje de 15%:

$$S_{wingtip} = (0.15)(106.17) = 15 \text{ ft} \quad (31)$$

Acorde al estudio conducido por Gueraiche y Popov, el uso de wingtips permite que la relación L/D aumente en un rango de 15% a 30% para que después disminuya considerablemente (Fig.25).

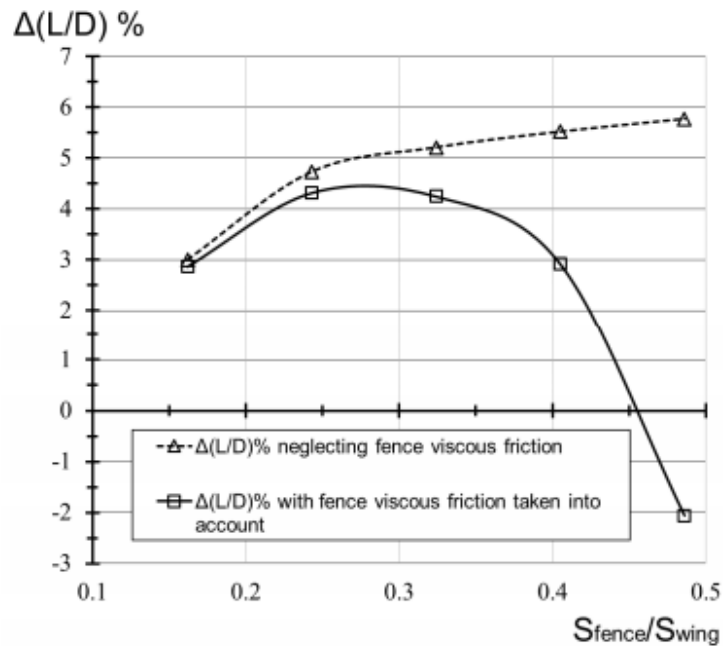


Fig. 25 reducción de L/D con el uso de wingtips[16]

#### 4.18 Selección del perfil aerodinámico.

Se seleccionan 3 perfiles aerodinámicos para realizar una comparación y seleccionar el que ofrezca las mejores propiedades aerodinámicas, así como su facilidad de manufactura. Se tienen los perfiles NACA0012, NACA0015 y NACA0018. Como se muestra en la Fig.26.

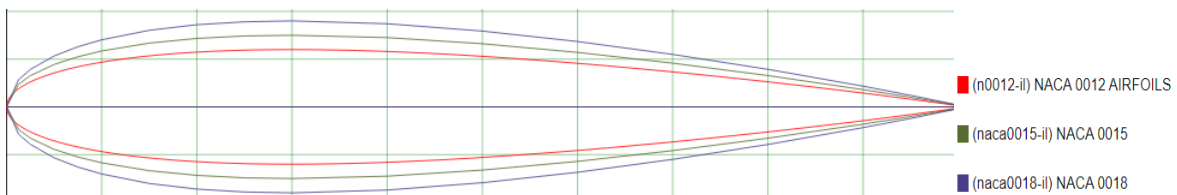


Fig. 26 Comparación de perfiles aerodinámicos.

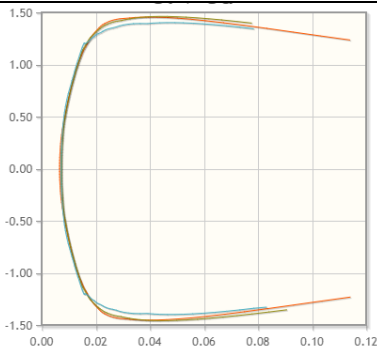
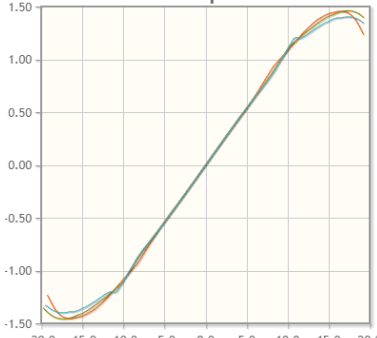
Se determina el número de Reynolds (Fig.27 )para realizar la comparación de los perfiles. Según las condiciones de velocidad de la aeronave, geometría del ala (CAM) y la viscosidad cinemática se tiene que es de aproximadamente  $Re=2833110$ .

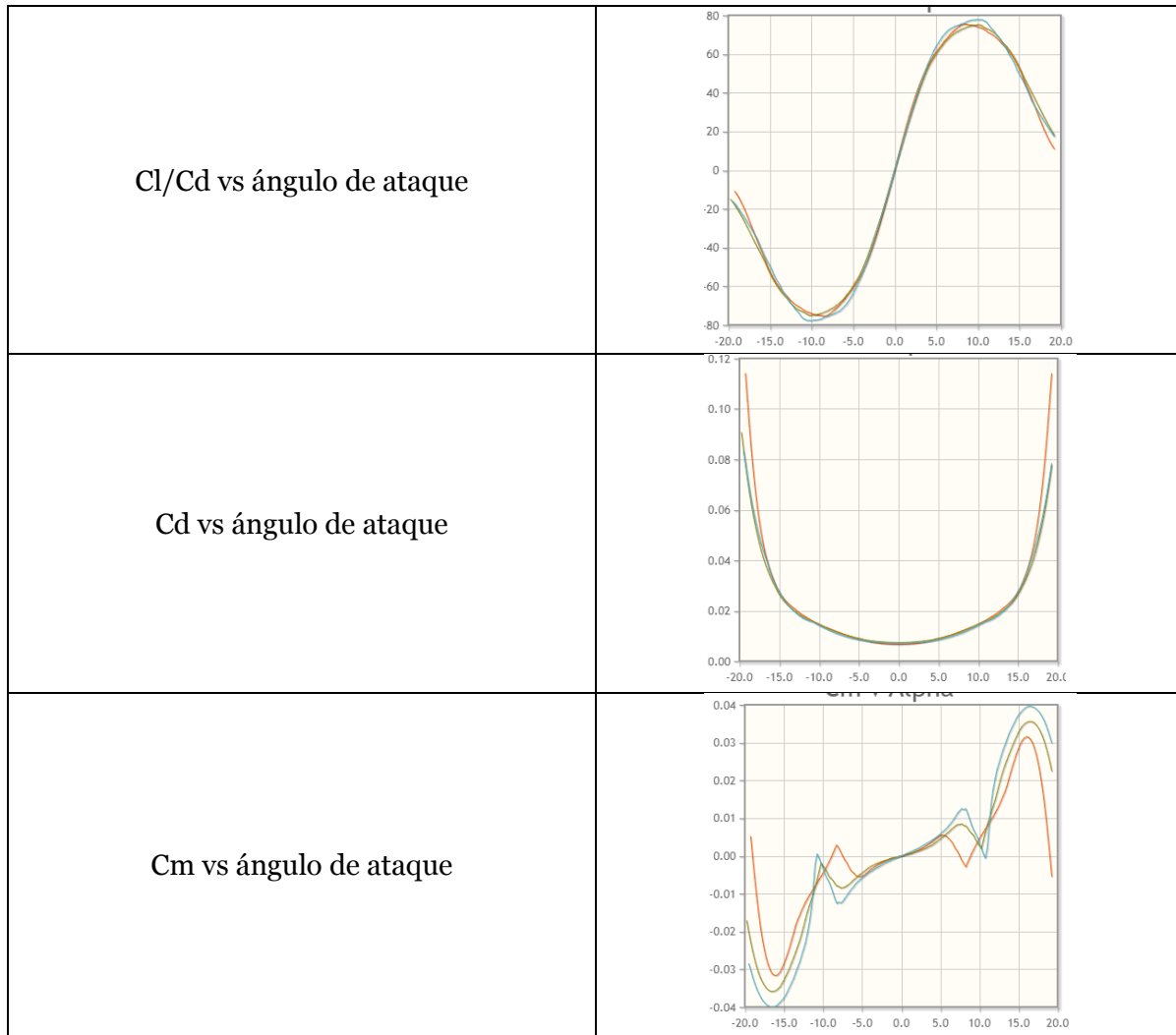
Velocity	<input type="text" value="35"/>	m/s	78.293 mph
Chord width	<input type="text" value="1.15"/>	m	3.773 ft
Kinematic Viscosity	<input type="text" value="1.4207E-5"/>	$m^2/s$	$1.529e-4 ft^2/s$
Reynolds Number	<b>2,833,110</b>		

Fig. 27Cálculo de numero de Reynolds.

Ajustando el número de Reynolds, los gráficos de desempeño aerodinámico se muestran en la tabla 3.

Tabla 3 Comparación de gráficos de desempeño.

Parámetro	Gráfico
Cl vs Cd	
Cl vs ángulo de ataque	



No se aprecia una diferencia considerable entre los perfiles aerodinámicos seleccionados, sin embargo, se selecciona el perfil NACA0012 debido a que presenta un menor coeficiente de momento a ángulos de ataque positivos que los otros dos perfiles aerodinámicos.

#### 4.18 Estimación del coeficiente de levantamiento crucero.

Este coeficiente se define por:

$$C_{L-Cruise} = \frac{\left(\frac{W}{S}\right)}{q} \quad (32)$$

En (32) es importante mencionar que la presión dinámica se calcula con la densidad a vuelo crucero. Sustituyendo estos valores en (32):

$$C_{L-Cruise} = \frac{\left(\frac{W}{S}\right)}{q} = \frac{2.89}{11.6} = 0.25 \quad (33)$$

#### 4.19 Cálculo del ángulo de ataque.

Este ángulo se calcula mediante la expresión:

$$\alpha = C_{L-Cruise} \frac{(10+18 \cos sweep/A)}{\cos sweep} \quad (34)$$

Sustituyendo (33),  $sweep=15^\circ$  y  $A=8$  en (34):

$$\alpha = 0.25 \frac{(10+18 \cos 15/8)}{\cos 15} = -2.53^\circ \quad (35)$$

#### 4.20 Tamaño del estabilizador horizontal.

El tamaño de la superficie del estabilizador horizontal esta dado por:

$$S_{Horizontal} = \frac{C_{HT}(CAM S_{wing})}{L_{HT}} = \quad (36)$$

Raymer [6] menciona que el coeficiente  $C_{HT}$  suele ser de 0.5 para este tipo de aeronaves. Y se considera un brazo de palanca de 10 ft Sustituyendo los valores en (36) se tiene que:

$$S_{Horizontal} = \frac{C_{HT}(CAM S_{wing})}{L_{HT}} = \frac{0.5(3.77*106.17)}{10} = 20.01 \text{ ft}^2 \quad (37)$$

Se emplea un perfil NACA0012 para el estabilizador horizontal, seleccionando un *aspecto ratio* de 4 sin conicidad. De igual forma que con el ala, se calcula la longitud del estabilizador horizontal, su cuerda de raíz y de punta, como se muestra en la tabla 4.

Tabla 4 Datos de geometría del estabilizador Horizontal,

Airfoil	NACA0012
AR	4
Conicidad	1
Longitud	8.9471884
Croot	2.2367971
Ctip	2.2367971

#### 4.21 Tamaño del estabilizador vertical.

El tamaño del estabilizador vertical esta dado por:

$$S_{Vertical} = \frac{C_{VT}(b_{wing}S_{wing})}{L_{VT}} = \quad (38)$$

Raymer sugiere el uso de  $C_{VT} = 0.04$  para este tipo de aeronaves. Se elige un  $L_{VT} = 10 \text{ ft}$ . Sustituyendo estos valores en (38):

$$S_{Vertical} = \frac{C_{VT}(b_{wing}S_{wing})}{L_{VT}} = \frac{0.04 * 29.144 * 106.17}{10} = 12.37 \text{ ft}^2 \quad (39)$$

Los datos geométricos se muestran en la tabla 5.

*Tabla 5 Datos geométricos del estabilizador vertical.*

Airfoil	NACA0012
AR	1.65
Conicidad	1
Longitud	4.5190532
Croot	2.7388201
Ctip	2.7388201

#### 4.21 Tamaño del fuselaje.

La longitud del fuselaje está en relación con el peso de despegue, dado por la expresión:

$$L_{Fuselaje} = 3.6W_o^{0.23} = 3.6(307.35)^{0.23} = 13.44 \text{ ft} \quad (40)$$

#### 4.22 Determinación de configuración del tren de aterrizaje.

En las aeronaves de carga, los trenes de aterrizaje en cuadríciclo son comunes, según Sadraey y College [13]. Dos llantas se colocan frente al CG de la aeronave y otras dos detrás el CG de la aeronave (Fig.27). La carga en cada una depende de la distancia del CG. Debido a que es complicado rotar con este tipo de configuración, suelen tener distancias largas de despegue, por lo tanto, tienen ángulos de despegue bajos. Permite que sea cargado y descargado con mayor facilidad.



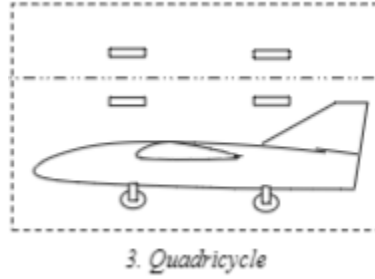


Fig. 28 Configuración cuádríciclo.

#### 4.22 Cálculo de altura de tren de aterrizaje.

Acorde a Sadraey y College, el claro a salvar por el tren de aterrizaje es el del punto más bajo de la aeronave, en este caso es el del wingtip del ala, aplicado al modelo del VANT de este trabajo (Fig.29) resulta en (41):

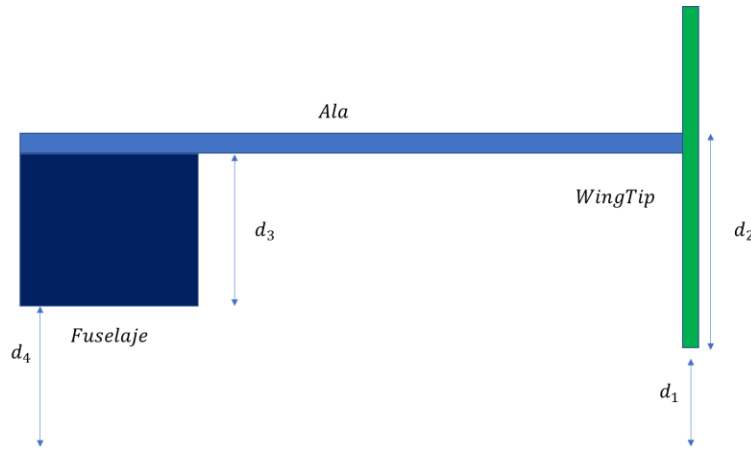


Fig. 29 Determinación de la altura del tren de aterrizaje.

$$d_4 = d_1 + d_2 - d_3 \quad (41)$$

Dando el valor de  $d_1 = 2 \text{ ft}$ , tomando  $d_2 = 2.77 \text{ ft}$  y  $d_3 = 2.83 \text{ ft}$  se tiene que  $d_4 = 1.94 \text{ ft}$

#### 4.22 Determinación del volumen de combustible.

Se determina el peso del volumen de combustible al multiplicar la fracción de combustible por el peso al despegue, resultando en

$$W_f = (0.074132)(307.35) = 22.85 \text{ lb} \quad (42)$$

Al dividir el peso de (42) entre la densidad del combustible  $\rho_{fuel} = 6 \text{ lbs/gallon}$  resulta en:

$$V_f = \frac{22.85}{6} = 3.8 \text{ gallon} = 0.5 \text{ ft}^3 = 14.38 \text{ l}^3 \quad (43)$$

#### 4.23 Aproximación de áreas húmedas.

Para el cálculo de los coeficientes aerodinámicos, Raymer [6] precisa el cálculo de las áreas expuestas del ala, estabilizadores y fuselaje.

El área húmeda del ala y estabilizadores está dada por:

$$S_{wet} = S_{exp} \left[ 1977 + 0.52 \left( \frac{t}{c} \right) \right] \quad (44)$$

Para el fuselaje, la aproximación para el área húmeda es:

$$S_{wet} = 3.4 \left( \frac{A_{top} + A_{side}}{2} \right) \quad (45)$$

Los resultados se muestran en la tabla 6.

*6 Estimación de áreas húmedas.*

<b>Ala</b>	
Sref	106.1778024
t/c	0.5
Swet	237.5197441
<b>Estabilizador Horizontal</b>	
Sref	20.013045
t/c	0
Swet	39.56578997
<b>Estabilizador vertical</b>	
Sref	12.37687392
t/c	0
Swet	24.46907974
<b>Fuselaje</b>	
Atop	27.38
Aside	24.8
Swet	104.36
Atop	4.78
Aside	4.704
Swet	16.1228

#### 4.24 Coeficiente de arrastre parasito.

Para el cálculo del arrastre, Raymer [6] propone que en esta etapa del diseño de la aeronave el arrastre parasito es la multiplicación del coeficiente de fricción de piel de la aeronave ( $C_{fe} = 0.0058$  para un diseño de metal y un solo motor [6]) y la superficie total de las áreas húmedas dividida con el área total del ala. La tabla 7 muestra el resultado de esa operación.

*7 Coeficiente de arrastre parasito.*

<b>Cdo</b>	
swet	422.0374138
Cfe	0.0058
Sref	106.1778024
Cdo	0.023053943

Este coeficiente obtenido en la tabla 7 se considera un arrastre “limpio” al que se le tiene que añadir el arrastre generado por tren de aterrizaje, neumáticos y la cámara Epsilon 175 que se instalara. Para esto, se toma el valor de D/q por unidad de área de la Fig.30 y se multiplica por el área expuesta de cada componente, finalmente se divide entre el área del ala. Estos valores se suman al valor del coeficiente de arrastre limpio. Los resultados se muestran en la tabla 8.

*Tabla 8 Cdo*

<b>Componente</b>	<b>Área expuesta (ft)</b>	<b>D/q</b>	<b>Cdo</b>
Tren de aterrizaje	4	1.4	0.052742
Neumáticos	2.7	0.25	0.006357
Cámara	0.72	0.25	0.001695
Cdo total			0.083848

#### 4.25 Coeficiente de levantamiento máximo.

El coeficiente de levantamiento máximo se refiere al coeficiente de levantamiento del ala y provee una mejor aproximación a la velocidad de perdida de la aeronave. El valor de este coeficiente esta dado por:

$$C_{L-MAX} = 0.9 Cl \cos sweep \quad (46)$$

Donde  $Cl$  se refiere al levantamiento máximo del perfil aerodinámico (NACA0012), siendo de 1.5, sustituyendo en (46):

$$C_{L-MAX} = 0.9 Cl \cos sweep = 0.9 * 1.5 * \cos 15 = 1.30 \quad (47)$$

#### 4.26 Velocidad de desplome.

Raymer [6] propone realizar una estimación mejorada para encontrar la velocidad de desplome de la aeronave:

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{L-MAX}}} \quad (48)$$

Sustituyendo los valores de peso, densidad, superficie alar y el coeficiente de levantamiento máximo se tiene que  $V_{stall} = 40.54 ft$ , muy cercano el valor al que se definió en un inicio ( $V_{stall} = 39.38 ft$ )

#### 4.27 Distancia y ángulo de despegue.

Para determinar la distancia de despegue, Raymer propone calcular el parámetro de despegue:

$$T.O.P = 1.21 \left( \frac{\frac{W}{S} \cdot \frac{W}{HP}}{C_{LMAX}} \right) \quad (49)$$

Resultando en:

$$T.O.P = 1.21 \left( \frac{2.89 * 15.10}{1.30} \right) = 33.53 \quad (50)$$

Este valor se ubica en la gráfica de la Fig.30. La distancia al interpolar en la línea de *Ground Roll* resulta en  $TOD=234 ft$ , el cual está por debajo del requerimiento de distancia de despegue máxima de la tabla 1, el cual es de  $TOD=397 ft$ .

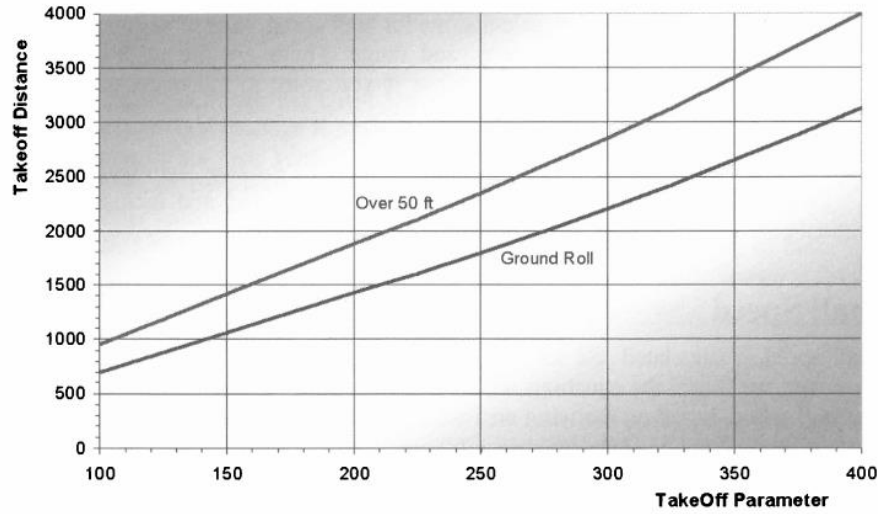


Fig. 30 Gráfico para determinar distancia de despegue.

Ahora, para calcular el ángulo de despegue (Fig.31) siempre se considera que la aeronave debe de sortear un obstáculo de 35 ft de altura[17].

$$TOD = \frac{35}{\tan \theta} \quad (51)$$

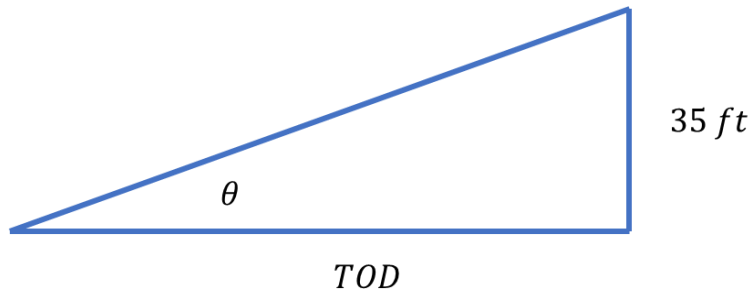


Fig. 31 Determinación del ángulo de despegue.

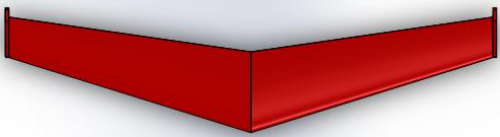
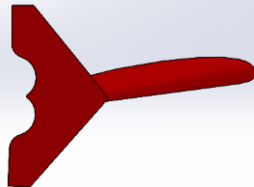
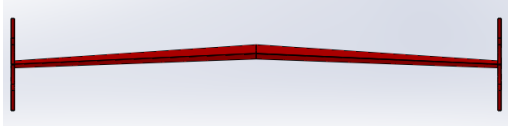

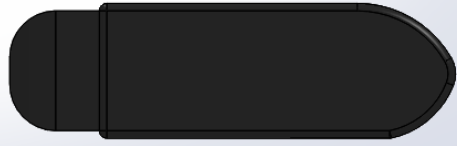


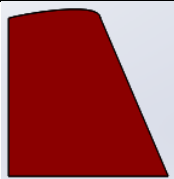
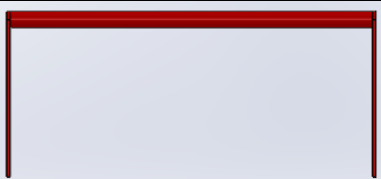
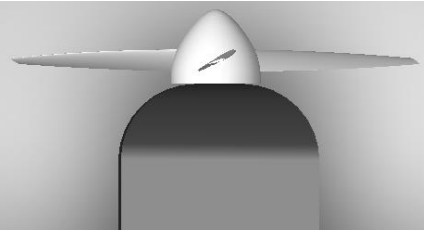
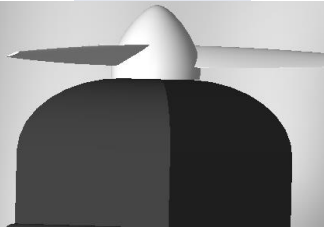
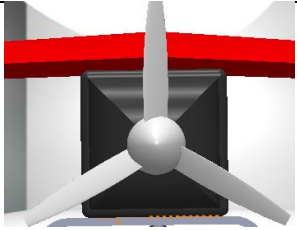
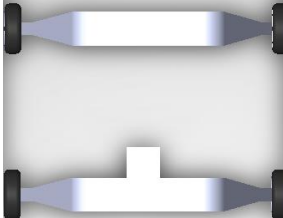
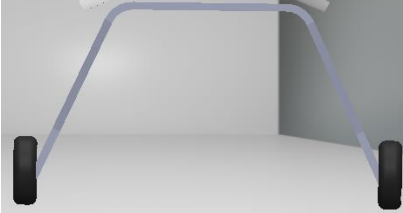
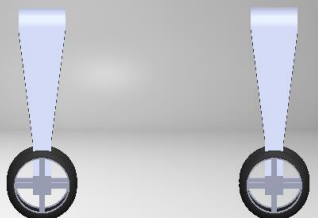
$$\theta = \tan^{-1} \left( \frac{35}{234} \right) = 8.50^\circ \quad (52)$$

En (52) se muestra que el ángulo de despegue para el VANT es de  $8.50^\circ$  según la distancia de despegue calculada.

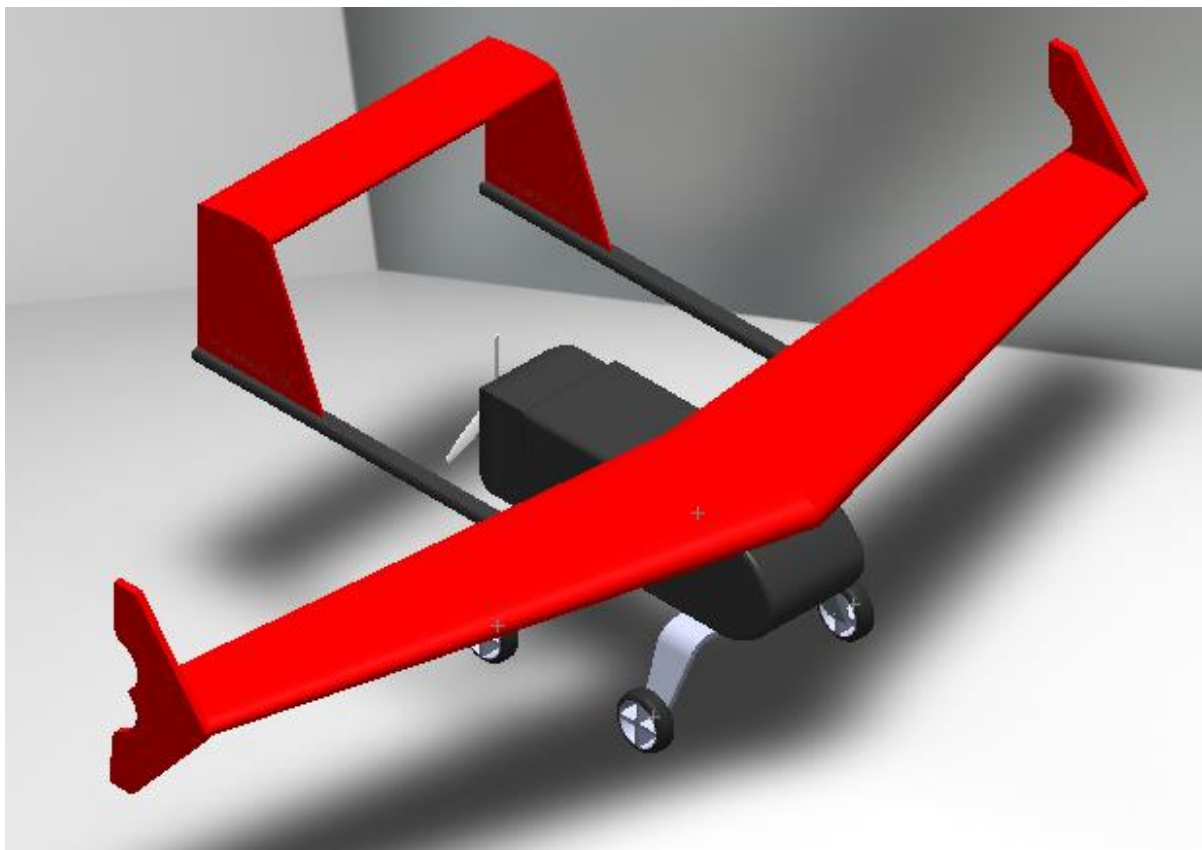
#### 4.28 Diseño de la aeronave en CAD.

El diseño de la aeronave se muestra en la tabla 9.

*Tabla 9 Componentes del VANT*

Componente	Vista superior	Vista lateral	Vista frontal
Ala con wingtips			
Fuselaje			
Empenaje			
Planta Motriz			
Tren de aterrizaje			

El modelo en isométrico se muestra en la Fig.32. Los planos se pueden encontrar en el Apéndice B y las especificaciones de la cámara en el Apéndice C.



*Fig. 32 Isométrico del VANT en CAD.*



*Fig. 33 Vista frontal del VANT.*

#### 4.29 Análisis CFD de la aeronave.

Se realiza el análisis CFD a la aeronave con fines cualitativos más que cuantitativos, con el fin de conocer la distribución de velocidades sobre la aeronave (Fig.34). Simulando un túnel de viento con presión a la entrada de una atmosfera y flujo volumétrico de  $50\text{m}^3/\text{s}$  se tiene que la velocidad máxima de la aeronave se da sobre el ala, en la zona de mayor cuerda de la envergadura, esto es en la raíz de las semi alas, ya que es en esta parte donde la velocidad es máxima y el levantamiento también para después comenzar a disminuir conforme se avance a las puntas de las semi alas.

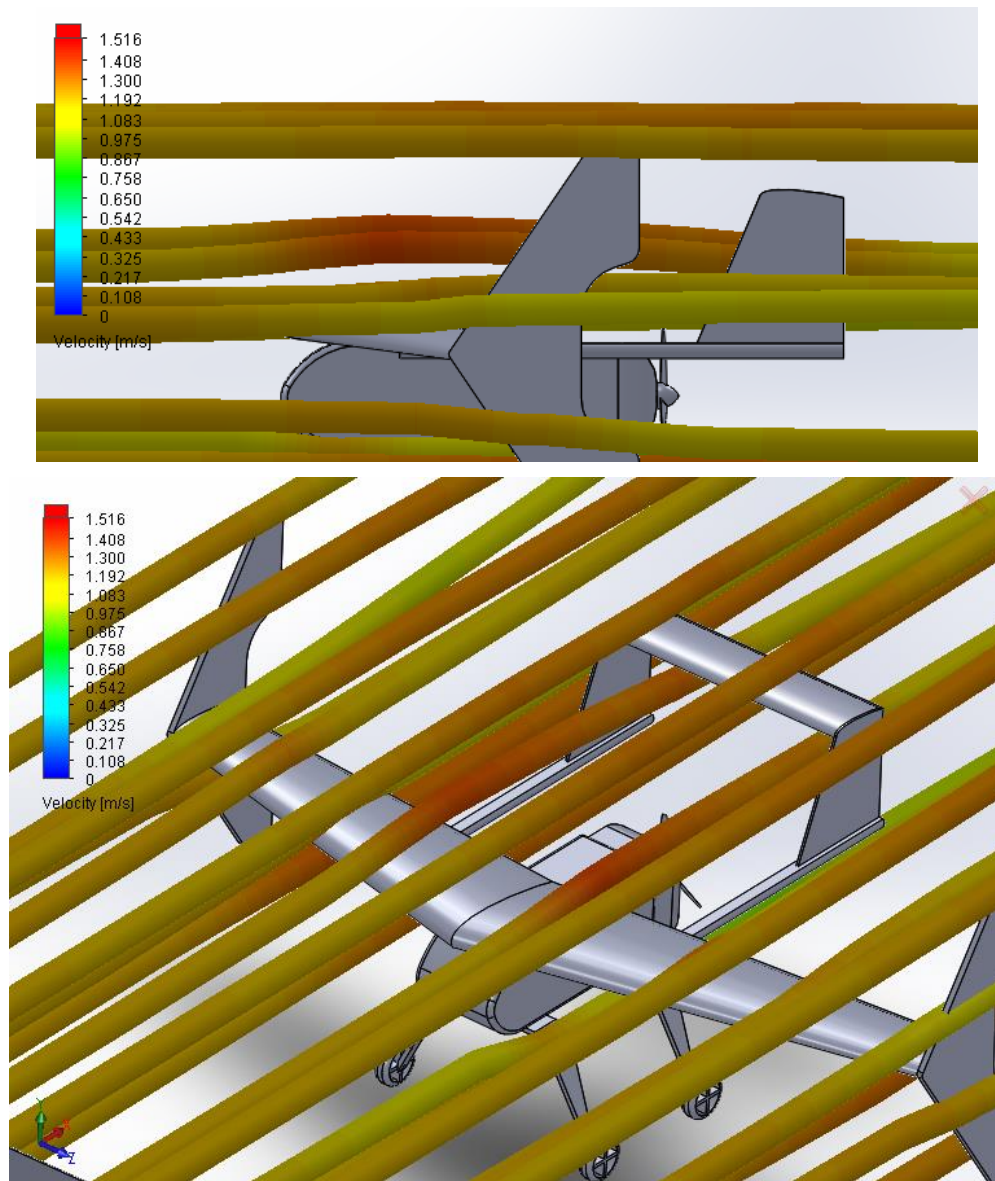


Fig. 34 Distribución de velocidades sobre el VANT.



## 5. Conclusiones y Recomendaciones.

### 5.1 Conclusiones

Después de realizar este proyecto basado en la metodología descrita para el cálculo y diseño de los componentes de un vehículo aéreo no tripulado se concluye que:

- Se ha conseguido el diseño preliminar una aeronave capaz de transportar 25 kg, de ala alta, con una velocidad crucero máxima de 35 m/s y capaz de volar por 2.5 h. También se cumple con los requerimientos de distancia máxima de despegue (120 m) y el ángulo máximo de despegue ( $30^\circ$ ) obteniendo valores más bajos que los límites establecidos.
- Se obtuvo un diseño paramétrico de la aeronave en software de CAD.
- Se realizó un análisis de mecánica de fluidos computacional para conocer la distribución de velocidades sobre la aeronave.

### 5.2 Recomendaciones.

- Se recomienda que este trabajo sea analizado profundamente con el fin de mejorar su desempeño aerodinámico, además de siempre buscar el menor peso de la aeronave posible respecto a la carga útil que se pretende transportar.
- Realizar más análisis en CFD que puedan ayudar a mejorar el desempeño de la aeronave antes de que esta sea fabricada.
- No se descarta la posibilidad de probar en un túnel de viento un prototipo a escala de este modelo para conocer la interacción real con el medio fluido.

## 6. Apéndices.

### 6.1 Apéndice A.

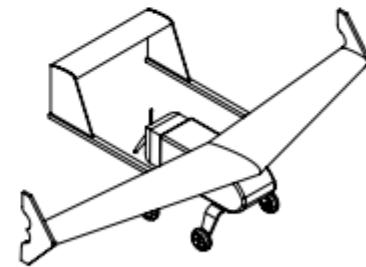
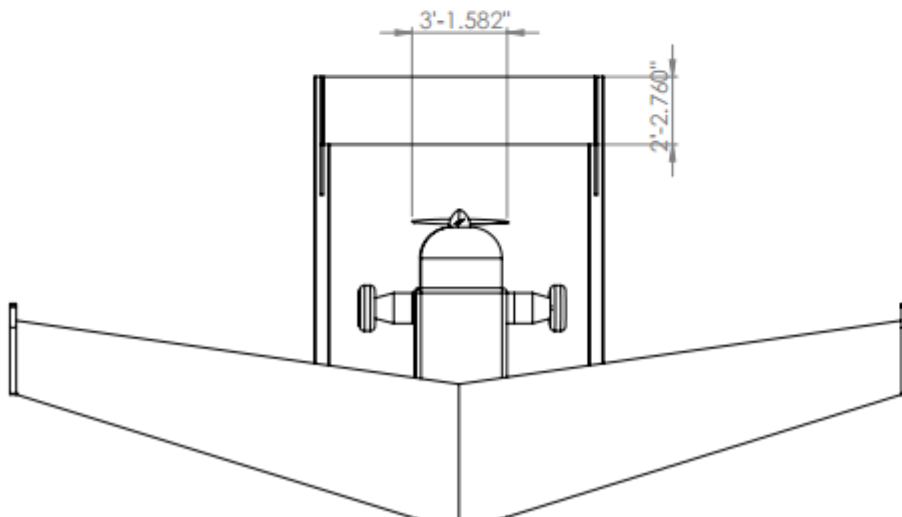
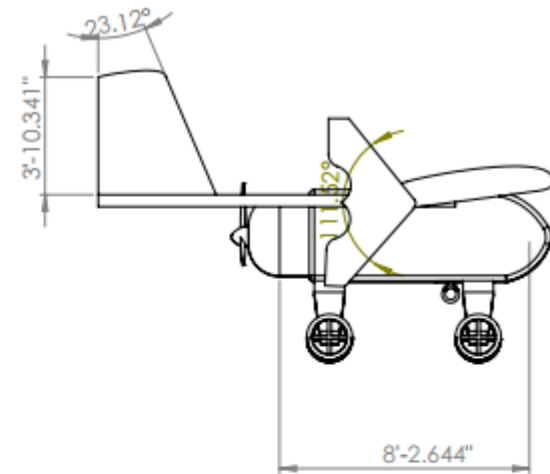
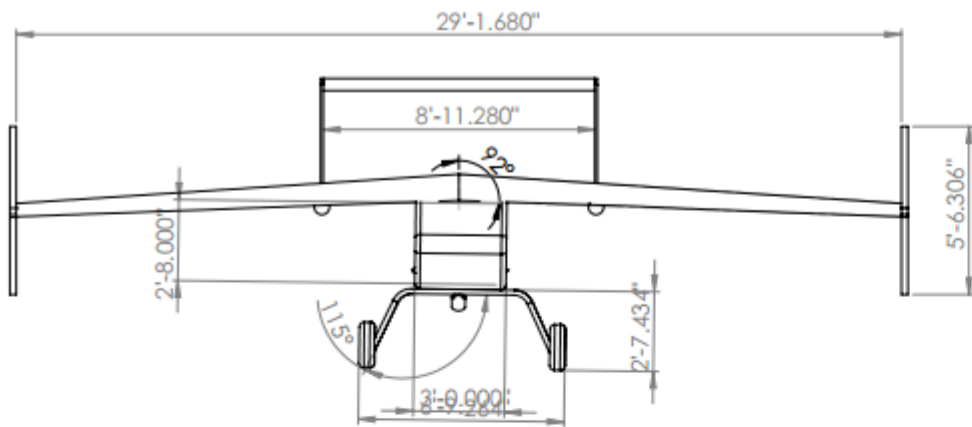
Ficha técnica del motor Primoco 340.

PRIMOCO ENGINE 340	
ENGINE	FOUR-CYLINDER FOUR-STROKE AIR-COOLED
DISPLACEMENT	340 CCM
POWER	25 HP
WEIGHT	15 KG
MAX RPM	5.000
MAX CHT	160 C
FUEL	UNLEADED 95 OCTANE GAS
STARTER	YES
GENERATOR	24V / 1200W
TBO	400 HOUR



### 6.2 Apéndice B

Planos del VANT.



SI NO SE INDICA LO CONTRARIO: LAS COTAS SE EXPRESAN EN MM ACABADO SUPERFICIAL: TOLERANCIAS: LINEAL: ANGULAR:	ACABADO:	REBARBAR Y ROMPER ARISTAS VIVAS	NO CAMBIE LA ESCALA
---	----------	---------------------------------------	---------------------

## 6.3Apéndice C

### Ficha técnica de la cámara EPSILON 175

System specifications	
Stabilization	<75 $\mu$ rad
Weight	2600 grams
Size	Diameter - 175mm Height - 208mm
Environmental Protection	IP64 (IP66 optional)
Operating Temperature	-40 to +50° C
Rotation Limits	360° continuous pan -80° to +10° elevation
Slew rate	120 deg/sec
Power	35W typical
Input Voltage	24 Volts
Video Out	Digital H.264 encoded video Analog PAL or NTSC
Control Interface	RS 232, Ethernet



Onboard Image Processor Specifications	
Object tracking	Yes
Scene steering	Yes
Software stabilization	Yes
Software roll correction	Yes
HD Video output	720p HD output
Onboard Video Recording Snapshots	32 Gb onboard memory
H.264 encoding	Yes
Moving Target Indicator	Yes
Video Enhancement	Yes
Geo-Location Feature	Yes
Moving Map Software	Yes
Picture-in-picture	Yes

Laser Rangefinder	Class I (Eyesafe)
Type	Diode laser
Range	Up to 5000m (static applications) Up to 2500m (dynamic applications)
Accuracy	Better than 1m

Laser Illuminator	class IIIb
Wavelength	830nm
Power output	50mW

EO Sensor	
Sensor name	Hitachi DISC120R
Type	EO sensor
Global shutter	Yes
Vertical FOV	37.9°-1.3°
Resolution	HD 1270x720px
Optical zoom	30x

IR Sensor	
Sensor name	XBn
Type	3-5 $\mu$ staring array, cooled
IR Lens	15x zoom lens 18 - 275 mm
Vertical FOV	24.2° - 1.5°
Resolution	SD 640x480px
Frame rate	30 fps

IR Sensor DRI		
	Range (Km)	Range (Km)
Target	Human	NATO
Detection	8.6	12.4
Recognition	2.9	7
Identification	1.4	3.5

## 7. Bibliografía.

- [1] J. Keane and S. Carr, “A brief history of early UA,” *JOHNS HOPKINS APL TECHNICAL DIGEST*, vol. 32, no. 3, pp. 558–571, 2013.
- [2] P. Fahlstrom and T. Gleason, *Introduction to UAV Systems*. Wiley, 2012.
- [3] “OQ-2A Radioplane,” 2020. [https://en.wikipedia.org/wiki/Radioplane\\_OQ-2#/media/File:OQ-2A-Radioplane.jpg](https://en.wikipedia.org/wiki/Radioplane_OQ-2#/media/File:OQ-2A-Radioplane.jpg) (accessed Jun. 20, 2020).
- [4] “V-1 Flying Bomb,” 2020. [https://en.wikipedia.org/wiki/V-1\\_flying\\_bomb](https://en.wikipedia.org/wiki/V-1_flying_bomb) (accessed Jun. 20, 2020).
- [5] “File:RQ-2B pioneer uav.jpg,” 2018. [https://commons.wikimedia.org/wiki/File:RQ-2B\\_pioneer\\_uav.jpg](https://commons.wikimedia.org/wiki/File:RQ-2B_pioneer_uav.jpg) (accessed Jun. 20, 2020).
- [6] D. Raymer, *Simplified Aircraft Design for Homebuilders*. Design Dimension Press, 2002.
- [7] K. P. Valavanis and G. J. Vachtsevanos, *Handbook of unmanned aerial vehicles*. Springer Netherlands, 2015.
- [8] Yu. Tian, “US3794273 HYBRID VTOL FIXED - WING DRONE,” 2018.
- [9] D. Caruccio *et al.*, “Design, Fabrication, and Testing of the Fixed-Wing Air and Underwater Drone,” in *17th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference*, Jun. 2017, doi: 10.2514/6.2017-4447.
- [10] L. Newcome, *Unmanned Aviation, A brief history of unmanned Aerial Vehicles*. Virginia: AIAA, 2004.
- [11] F. Gato, *Sistemas de Aeronaves de turbinas Tomo I*. Valencia : NoBooks Editorial, 2016.
- [12] Faa, “Aircraft Design, Certification, and Airworthiness.” [Online]. Available: [www.faa.gov](http://www.faa.gov).
- [13] M. Sadraey and D. W. College, “Landing Gear Design.”
- [14] M. Muñoz, “Superficies de Mando y Control.” [https://www.manualvuelo.es/1pbav/15\\_supma.html](https://www.manualvuelo.es/1pbav/15_supma.html) (accessed Jun. 21, 2020).
- [15] D. Kuzmin, “Introduction to Computational Fluid Dynamics.” [Online]. Available: <http://www.featflow.dehttp://www.mathematik.uni-dortmund.de/~kuzmin/cfdintro/cfd.html>.
- [16] D. Gueraiche and S. Popov, “Winglet geometry impact on DLR-F4 aerodynamics and an analysis of a hyperbolic winglet concept,” *Aerospace*, vol. 4, no. 4, Dec. 2017, doi: 10.3390/aerospace4040060.

- [17] Auld & Srinivas, "TAKE OFF AND LANDING," 2019.  
<http://www.aerodynamics4students.com/aircraft-performance/take-off-and-landing.php> (accessed Jun. 21, 2020).