
UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA

**ESCUELA DE CIENCIAS DE LA INGENIERÍA Y TECNOLOGÍA
UNIDAD VALLE DE LAS PALMAS**



DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

T E S I S

**PARA CUBRIR PARCIALMENTE LOS REQUISITOS NECESARIOS PARA OBTENER EL
GRADO DE**

INGENIERO AEROESPACIAL

PRESENTA

APODACA MONTOYA MIRIAM CELENE

DIRECTOR DE TESIS

M.C. MAURICIO LEONEL PAZ GONZÁLEZ

Tijuana, B.C. a 25 de septiembre del 2017

RESUMEN

Como parte de una respuesta al desarrollo tecnológico de la aviación agrícola en México, el presente trabajo está orientado a analizar la metodología que constituye la fase de diseño preliminar para un avión ultraligero donde la evaluación del desempeño parte de considerar su uso para dar soporte a las actividades del campo agrícola.

El proceso de análisis inicia en la sección 5 al establecer las características principales que definen la misión, en la sección 6 y 7 se determinan las características aerodinámicas y geométricas del diseño, en la sección 8 se analiza la estabilidad longitudinal, en la sección 9 se encontró la ubicación del centro de gravedad tomando en cuenta distintos criterios de peso, en la sección 10 se evalúa la potencia requerida y disponible en función de un motor determinado, mientras que en las secciones 11 y 12 se evaluaron las características principales de cada una de las fases que integran la misión así como el rendimiento del diseño en términos de rango y tiempo de vuelo.

Ante lo anterior se busca formar un marco de referencia que sirva de apoyo a la conceptualización de los procedimientos a seguir para obtener las variables principales que intervienen en la evaluación de un diseño.

Palabras clave:

Metodología, preliminar, ultraligero, agrícola, aerodinámicas, longitudinal, rendimiento, rango, conceptualización.

ABSTRACT

As part of a response to the technological development of agricultural aviation in Mexico, this work is oriented to analyze the methodology that constitutes the preliminary design phase for an ultralight aircraft starting from a reference model. The performance evaluation is based on considering its use to support agricultural field activities.

The analysis process begins in section 5 when establishing the main characteristics that define the aircraft misión, in the section 6 and 7 determine the aerodynamic and geometric characteristics of the design, in the section 8 the longitudinal stability is analyzed, in the section 9 the location of the center of gravity was found taking into account different weight criteria, section 10 evaluates the power required and available in function of a selected engine, while in the sections 11 and 12 was evaluated the main characteristics of each of the phases that integrate the mission as well as the performance of the design in terms of range and flight time.

In view of the above, it is sought to form a framework to support the conceptualization of the procedures to be followed to obtain the main variables involved in the evaluation of a design.

Keywords:

Methodology, preliminary, ultralight, agricultural, aerodynamic, longitudinal, performance, range, conceptualization.

ESCUELA DE CIENCIAS DE LA INGENIERÍA Y TECNOLOGÍA
UNIDAD VALLE DE LAS PALMAS

**DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN
AGRÍCOLA**

T E S I S

QUE PARA CUBRIR PARCIALMENTE LOS REQUISITOS NECESARIOS PARA OBTENER
EL GRADO DE:

INGENIERO AEROESPACIAL

PRESENTA

APODACA MONTOYA MIRIAM CELENE

M.C. Mauricio Leonel Paz González
Presidente

M.I. Antonio Gómez Roa
Secretario

Dr. Oscar Adrián Morales Contreras
Sinodal

M.C. Juan Antonio Paz González
Sinodal suplente

Dr. Juan Antonio Ruiz Ochoa
Sinodal suplente

CONTENIDO

SECCIÓN	PÁGINA
1. INTRODUCCIÓN.....	01
2. JUSTIFICACIÓN.....	02
3. ANTECEDENTES.....	03
4. PLANTEAMIENTO DEL PROYECTO	04
5. ESTIMACIÓN DE PESO Y RESTRICCIONES INICIALES DE DISEÑO EN FUNCIÓN DE UNA MISIÓN A CUMPLIR	06
5.1 PRIMERA ESTIMACIÓN DE PESO.....	07
5.2 ANÁLISIS DE RESTRICCIONES INICIALES	10
6. ANÁLISIS DE CARACTERÍSTICAS AERODINÁMICAS-PERFILES EN 2D.....	14
6.1 MARCO TEÓRICO.....	14
6.2 CARACTERÍSTICAS DE UN PERFIL AERODINÁMICO.....	16
6.3 MECANISMOS HIPERSUSTENTADORES (HIGH LIFT DEVICE).....	19
6.4 ANÁLISIS NUMÉRICO EN CFD – PERFIL AERODINÁMICO.....	20
6.5 ANÁLISIS NUMÉRICO EN CFD – ESTABILIZADOR HORIZONTAL.....	30
7. ANÁLISIS DE SUPERFICIES EN 3D.....	32
7.1 MARCO TEÓRICO	32
7.2 CARACTERÍSTICAS DE LA SECCIÓN ALAR EN 3D	34
7.2.1 ANÁLISIS DE LA SECCIÓN ALAR – CFD	38
7.2.2 ANÁLISIS DE LA SECCIÓN ALAR (DEFLEXIÓN DEL FLAP) – CFD.....	40
7.3 EVALUACIÓN DE LAS SUPERFICIES DE CONTROL (EMPENAJE).....	42
7.4 CARACTERÍSTICAS DEL FUSELAJE.....	46
8. ANÁLISIS DE EQUILIBRIO Y ESTABILIDAD LONGITUDINAL.....	47
9. CENTRO DE GRAVEDAD -PESO Y BALANCE.....	51
10. RENDIMIENTO (PERFORMANCE).....	55
10.1 CÁLCULO DE FUERZA MÍNIMA DE RESISTENCIA	55
10.2 ESTIMACIÓN DE LA POTENCIA REQUERIDA	58
10.3 POTENCIA Y EMPUJE DISPONIBLE.....	59
11. EVALUACIÓN DE LAS FASES QUE INTEGRAN LA MISIÓN	64
11.1 DESPEGUE (TAKE-OFF).....	64
11.2 RADIO DE ASCENSO (CLIMB).....	68
11.3 RADIO DE DESCENSO	72
11.4 ATERRIZAJE (LANDING).....	74
11.5 MANIOBRA DE GIRO (TURN-BANK).....	76
11.6 VUELO DE CRUCERO	81
12. ANÁLISIS DE LA MISIÓN	82

12.1 MISIÓN 1.....	83
12.2 MISIÓN 2.....	85
13. CONCLUSIÓN	92
14. RECOMENDACIONES	93
15. BIBLIOGRAFÍA	93
LISTA DE VARIABLES.....	94

LISTA DE TABLAS	
Tabla 01	<i>Lineamientos a cumplir para que una aeronave entre en la categoría de avión ultraligero</i>
Tabla 02	<i>Estimación de pesos y centros de gravedad con apoyo de solidworks para los elementos principales que constituyen la estructura</i>
Tabla 03	<i>Estimación de pesos en base a diferentes condiciones de vuelo.</i>
Tabla 04	<i>Descripción de características de las series NACA para perfiles aerodinámicos.</i>
Tabla 05	<i>Coeficientes aerodinámicos de las geometrías en la figura 14 a distintos ángulos de ataque</i>
Tabla 06	<i>Coeficientes aerodinámicos de la figura 19 a distintos ángulos de ataque</i>
Tabla 07	<i>Variables que describen el efecto de la resistencia inducida para un valor dado de AR.</i>
Tabla 08	<i>Estimación de superficie alar y AR</i>
Tabla 09	<i>Parámetros que definen las Características de la geometría alar del avión en análisis</i>
Tabla 10	<i>Ángulos de deflexión en flap comúnmente usados durante el despegue y aterrizaje</i>
Tabla 11	<i>Resultados (CFD) para las deflexiones del flap (tabla 10) que integra la geometría alar (sección 7.2.1)</i>
Tabla 12	<i>Ecuaciones que gobiernan los parámetros de diseño para el timón horizontal y vertical ^[11]</i>
Tabla 13	<i>Dimensiones que integran el diseño del empenaje en cuestión (Geometrías de las figuras 36 y 37).</i>
Tabla 14	<i>Estimación de pesos y centros de gravedad con apoyo de solidworks para los elementos principales que constituyen la estructura.</i>
Tabla 15	<i>Ubicación del centro de gravedad aplicado a las características del modelo en análisis</i>
Tabla 16	<i>Ubicación del centro de gravedad aplicado a las características del modelo en análisis estimando la adaptación de un tanque de carga de 100 litros de material (220 libras añadidas)</i>
Tabla 17	<i>Lineamientos que definen las características de la misión 1 (Figura 3) y misión 2 (Figura 4)</i>
Tabla 18	<i>Empuje mínimo requerido contemplando variaciones de velocidad y peso del avión.</i>
Tabla 19	<i>Rangos de velocidad a diferentes condiciones de peso para un vuelo nivelado.</i>
Tabla 20	<i>Potencia mínima requerida contemplando variaciones de velocidad y peso del avión</i>
Tabla 21	<i>Ecuaciones para estimación del diámetro de la hélice en función de la potencia y velocidad</i>
Tabla 22	<i>Valores para la variable K_p ^[12]</i>
Tabla 23	<i>Empuje disponible para el modelo en análisis (Elección de un motor Rotax 582 con una reducción de 4.6:1 para una hélice de paso fijo ($\beta=20^\circ$) con 54 pulgadas de diámetro)</i>
Tabla 24	<i>Evaluación de la velocidad en la punta de la hélice de elección con un diámetro de 54 pulgadas</i>
Tabla 25	<i>Resultado análisis numérico 3D (secciones 7.2.1 y 7.2.2) – Evaluación del uso del flap</i>
Tabla 26	<i>Condición inicial de peso en la fase de despegue</i>
Tabla 27	<i>Resultados de la primera fase de despegue para la Misión 1(Sección 5.1)</i>
Tabla 28	<i>Resultados de la primera fase de despegue para la Misión 2 (Sección 5.1)</i>

Tabla 29	<i>Resultados de segunda fase de despegue Misión 1 (Comparación con el uso de flap y sin los mismos)</i>
Tabla 30	<i>Resultados de segunda fase de despegue Misión 1 (Comparación con el uso de flap y sin los mismos)</i>
Tabla 31	<i>Resultados generales para la fase de despegue (Comparación con el uso de flap y sin los mismos)</i>
Tabla 32	<i>Evaluación del radio de ascenso (ROC) para el modelo en análisis bajo diferentes condiciones de peso.</i>
Tabla 33	<i>Características que definen al radio de ascenso máximo (ROC_{MAX}) para el avión en análisis a diferentes consideraciones de peso</i>
Tabla 34	<i>Características de ascenso en base a los requerimientos de la misión 1 y 2 para el modelo en análisis</i>
Tabla 35	<i>Estimaciones de velocidad y radio de ascenso durante la fase de descenso para la misión 1 y misión 2</i>
Tabla 36	<i>Velocidades para las distintas etapas durante la fase de aterrizaje según el FAR 23.73.</i>
Tabla 37	<i>Resultados para la fase de aterrizaje de la misión 1 y 2 del modelo en análisis.</i>
Tabla 38	<i>Limitaciones de n y ϕ durante la maniobra de giro (turn bank) ^[26]</i>
Tabla 39	<i>Estimaciones de peso y velocidad durante la fase de crucero para la misión 1 y 2</i>
Tabla 40	<i>Evaluación del rango en la fase de crucero para la misión 1, bajo distintas consideraciones de velocidad</i>
Tabla 41	<i>Determinación del rango para cada una de las fases que integran la misión 1</i>
Tabla 42	<i>Determinación del tiempo de vuelo para cada una de las fases que integran la misión 1.</i>
Tabla 43	<i>Estimación del consumo de combustible para las distintas fases que integran la misión 2</i>
Tabla 44	<i>Análisis del campo a fumigar en función de la longitud con respecto al eje X y el consumo de combustible para cubrir 1 trayectoria de vuelo.</i>
Tabla 45	<i>Análisis del campo a fumigar en función de la longitud con respecto al eje X y el consumo de combustible para cubrir 1 trayectoria de vuelo.</i>
Tabla 46	<i>Determinación del tiempo de vuelo para cada una de las fases que integran la misión 2.</i>

LISTA DE FIGURAS	
Figura 01	<i>Galería de imágenes ^[6], aviones producidos por “Aeronáutica Constructora y de Transporte S.A de Tijuana”</i>
Figura 02	<i>Modelado en Solidworks de la estructura que conforma el avión (Vista de alzado, frontal y lateral.</i>
Figura 03	<i>Esquema que define las fases que integran la misión 1</i>
Figura 04	<i>Esquema que define las fases que integran la misión 2</i>
Figura 05	<i>Efecto de la velocidad y fuerza de presión sobre un perfil aerodinámico</i>
Figura 06	<i>Esquema en relación a la ubicación del centro aerodinámico (ac) y centro de presión (cp) en un perfil</i>
Figura 07	<i>Partes que integran la forma de un perfil aerodinámico</i>
Figura 08	<i>Efecto del Slat (borde delantero) ^[11]</i>
Figura 09	<i>Posicionamiento del Junker Flap con respecto a la cuerda del perfil dinámico ^[11]</i>
Figura 10	<i>Dimensionado de un perfil NACA 65-018 con una longitud de cuerda de 41 pulgadas</i>
Figura 11	<i>Posición de Slat y Junker flap con respecto al perfil NACA 65-018 (dimensiones en pulgadas).</i>

Figura 12	Condiciones de frontera y dimensionado del campo de flujo en función de la longitud de la cuerda del perfil ^[19] .
Figura 13	Discretización del de campo de flujo (Mallado = 900 000 elementos con un tamaño aproximado de 6mm en la zona cercana al perfil)
Figura 14	Descripciones de geometrías en análisis (geometría 1 = Perfil sin adaptaciones, geometría 2= Perfil uso de flap & slat)
Figura 15	Resultados CFD – Fluent sobre el efecto de la velocidad para un perfil NACA sin adaptaciones. Geometría a 0°
Figura 16	Resultados CFD – Fluent sobre el efecto de la velocidad para un perfil NACA con mecanismos hipersustentadores. Geometría a 0°
Figura 17	Resultados CFD – Fluent sobre el efecto de la presión para un perfil NACA sin adaptaciones. Geometría a 0°
Figura 18	Resultados CFD – Fluent sobre el efecto de la presión para un perfil NACA con mecanismos hipersustentadores. Geometría a 0°
Figura 19	Forma y características del estabilizador horizontal ^[4] dimensiones expresadas en pulgadas
Figura 20	Discretización del campo de flujo alrededor de la superficie expuesta en la figura 19 bajo los criterios de mallado descritos en la figura 13.
Figura 21	Esquema del principio de Hermann Von Helmholtz por la Ley Biot-Savart ^[7] .
Figura 22	Distribución de presión sobre una envergadura que se extiende sobre el eje Y ^[7] .
Figura 23	Similitud de una envergadura alar con un sistema de vórtices que se extiende al infinito ^[7] .
Figura 24	Relación de AR (aspect ratio) para un modelo rectangular en base a nuestros criterios de análisis
Figura 25	Descripción “Hoerner wingtip” ^[11]
Figura 26	Comportamiento del aire en dirección (Z) sobre la punta de la envergadura SIN “Hoerner wingtip
Figura 27	Comportamiento del aire en dirección (Z) sobre la punta de la envergadura CON “Hoerner wingtip
Figura 28	Distribución de presión a lo largo de la envergadura CON “Hoerner wingtip
Figura 29	Distribución de presión a lo largo de la envergadura SIN “Hoerner wingtip
Figura 30	Condiciones de frontera y dimensionado del campo de flujo para el análisis de la sección alar en 3D
Figura 31	Discretización del de campo de flujo (Mallado = 5993013 elementos con un tamaño aproximado de 2.5mm en la zona adyacente a la superficie)
Figura 32	Distribución de presión sobre la superficie en análisis a una deflexión de flap de +20°
Figura 33	Velocidad sobre la superficie en análisis a una deflexión de flap de +20°
Figura 34	Distribución de presión sobre la superficie en análisis a una deflexión de flap de +60°
Figura 35	Velocidad sobre la superficie en análisis a una deflexión de flap de +60°
Figura 36	Dimensiones que definen el estabiizador vertical ^[4]
Figura 37	Dimensiones que definen el estabiizador horizontal ^[4]
Figura 38	Dimensiones generales que defienden la estructura del fuselaje ^[3]
Figura 39	Cockpit del fuselaje expuesto en la figura 38.
Figura 40	Representación gráfica de la ecuación (56) aplicada a las características del modelo en análisis
Figura 41	Ubicación del margen estático (con respecto al perfil) aplicado a las características del modelo en análisis

Figura 42	<i>Representación gráfica sobre la ubicación del centro de gravedad en relación al punto neutro en base a las características del modelo en análisis (Tabla 14)</i>
Figura 43	<i>Descripción gráfica de las etapas de despegue (FAR 23)</i>
Figura 44	<i>Representación gráfica de los resultados expuestos en la tabla 30 para la fase de despegue.</i>
Figura 45	<i>Diagrama de radio de ascenso</i>
Figura 46	<i>Diagrama de descenso aplicado a la misión 1 y 2 del modelo en análisis.</i>
Figura 47	<i>Diagrama de las etapas que integran la fase de aterrizaje</i>
Figura 48	<i>Representación gráfica de los resultados expuestos en la tabla 36 para la fase de aterrizaje.</i>
Figura 49	<i>Diagrama de fuerzas durante el giro del avión (vista de alzado y frontal)</i>
Figura 50	<i>Método que describe los pasos a seguir para obtener el rango y tiempo de vuelo de la misión 2 en función de las dimensiones del campo a fumigar</i>
Figura 51	<i>Esquema que describe las fases de la misión 2 y su relación con la longitud del campo a fumigar</i>

LISTA DE GRÁFICAS	
Gráfica 01	<i>Grafica 01. Diagrama de restricciones iniciales para el modelo en análisis estimando $n=1.5$, $V_{MAX}=93$ ft/s, $S_G=300$ ft como restricciones iniciales.</i>
Gráfica 02	<i>Distribución de presión a lo largo de la cuerda de perfil (Geometría 1-Perfil sin adaptaciones) $\alpha=0^\circ$</i>
Gráfica 03	<i>Distribución de presión a lo largo de la cuerda de perfil (Geometría 2-Perfil Flap & Slot) $\alpha=0^\circ$</i>
Gráfica 04	<i>Distribución de presión a lo largo de la cuerda del perfil sin adaptaciones (geometría 1) con ángulo de ataque de 10°</i>
Gráfica 05	<i>Distribución de presión a lo largo de la cuerda del perfil con flap & slat (geometría 2) con ángulo de ataque de 10°</i>
Gráfica 06	<i>Distribución de presión a lo largo de la cuerda del perfil sin adaptaciones (geometría 1) con ángulo de ataque de 20°</i>
Gráfica 07	<i>Distribución de presión a lo largo de la cuerda del perfil con flap & slat (geometría 2) con ángulo de ataque de 20°</i>
Gráfica 08	<i>Distribución de presión a lo largo de la cuerda del perfil sin adaptaciones (geometría 1) con ángulo de ataque de 30°</i>
Gráfica 09	<i>Distribución de presión a lo largo de la cuerda del perfil con flap & slat (geometría 2) con ángulo de ataque de 30°</i>
Gráfica 10	<i>Curvas de sustentación con respecto al ángulo de ataque para las geometrías de la figura 14.</i>
Gráfica 11	<i>Polar aerodinámica (C_L vs C_D) para las geometrías de la figura 14.</i>
Gráfica 12	<i>Eficiencia aerodinámica con respecto al ángulo de ataque para las geometrías de la figura 14</i>
Gráfica 13	<i>Curvas de sustentación de la figura 19 con respecto al ángulo de ataque</i>
Gráfica 14	<i>Curvas de sustentación de la figura 19 con respecto a la deflexión del elevador</i>
Gráfica 15	<i>Evaluación de AR con respecto a $\left(\frac{L}{D}\right)_{MAX}$</i>
Gráfica 16	<i>Curvas de sustentación con respecto al ángulo de ataque para la geometría en análisis (Forma geométrica sobre el plano XZ expuesta en la figura 11 prolongada 12 pies sobre el eje Y con una adaptación Hoerner wingtip en la punta del ala)</i>

Gráfica 17	<i>Estabilidad estática direccional con respecto al coeficiente de volumen del estabilizador vertical</i>
Gráfica 18	<i>Superficie del estabilizador vertical en relación a la distancia entre el centro aerodinámico del ala y el centro aerodinámico del estabilizador</i>
Gráfica 19	<i>Estabilidad estática longitudinal con respecto al coeficiente de volumen del estabilizador horizontal</i>
Gráfica 20	<i>Superficie del estabilizador horizontal en relación a la distancia entre el centro aerodinámico del ala y el centro aerodinámico del estabilizador.</i>
Gráfica 21	<i>Aptitud longitudinal del modelo en análisis ($dC_m/d\alpha = -0.0014$) - Misión 1</i>
Gráfica 22	<i>Aptitud longitudinal del modelo en análisis ($dC_m/d\alpha = 0.012782$)- Misión 2</i>
Gráfica 23	<i>Fuerza de resistencia con respecto a la velocidad, mostrando el comportamiento del arrastre inducido y paracito.</i>
Gráfica 24	<i>Fuerza de resistencia con respecto a la velocidad a una altura de 1000 y 300 ft</i>
Gráfica 25	<i>Potencia mínima requerida ante cambios de velocidad considerando un peso de 692 y 450 lb.</i>
Gráfica 26	<i>Potencia (HP) VS RPM - motor Rotax 582^[18]</i>
Gráfica 27	<i>Consumo de combustible VS RPM - motor Rotax 582^[18]</i>
Gráfica 28	<i>Diagrama de empuje requerido VS empuje disponible para el modelo en análisis bajo la condición de un peso mínimo de 450 LB y un máximo 692 LB</i>
Gráfica 29	<i>Radio de ascenso para el avión en análisis estimando diferentes condiciones de peso</i>
Gráfica 30	<i>Variación de L/D con respecto al peso durante la maniobra de ascenso para la misión 2 (ROC=25.9)</i>
Gráfica 31	<i>Variación de C_L con respecto al peso durante la maniobra de descenso para la misión 2 ($V_V=19.39$ fps)</i>
Gráfica 32	<i>Relación de factor de carga con el ángulo de giro ^[26]</i>
Gráfica 33	<i>Comportamiento del Factor de carga con respecto a la velocidad durante la maniobra de giro $W_{TO}=472$ LB</i>
Gráfica 34	<i>Comportamiento del Factor de carga con respecto a la velocidad durante la maniobra de giro $W_{TO}=692$ LB</i>
Gráfica 35	<i>Velocidad con respecto al peso en orden de mantener una maniobra de giro nivelado a un ángulo de 48° por parte del modelo en análisis</i>
Gráfica 36	<i>Coeficiente de sustentación con respecto al peso en orden de mantener una maniobra de giro nivelado con una velocidad de 62 ft/s a un ángulo de 48° por parte del modelo en análisis.</i>
Gráfica 37	<i>Coeficiente de sustentación con respecto al peso en orden de mantener un vuelo de crucero nivelado a una velocidad de 53.3 ft/s para la misión 2 del modelo en análisis.</i>



DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL

1. INTRODUCCIÓN

El actual crecimiento de la industria aeroespacial así como las constantes necesidades en cuestión de transporte aéreo para servir como herramienta de apoyo a distintas actividades económicas y sociales en la región conlleva a una respuesta por parte del sector universitario mediante la implementación de modelos educativos que pudieran responder a la presente demanda.

Con objeto de contribuir a esta respuesta se dio inicio a la construcción de un avión ultraligero como parte de un proyecto de la carrera de ingeniería aeroespacial que busca cumplir con el propósito de desarrollar conocimientos y habilidades en el alumnado en criterios de construcción, estructuras, estándares de seguridad y criterios de aeronavegabilidad de forma que se cumpla con los requisitos operacionales para ser usado como un avión de servicio al campo agrícola mediante actividades como esparcimiento de semillas, agua y sustancias químicas (fertilizantes o fungicidas).

Una aeronave de categoría ultraligera se describe como un avión de baja velocidad y de vuelo profesional que es capaz de transportar una o dos personas, donde su sencillez estructural y bajo consumo de combustible lo vuelve una forma segura y económica de volar. Los lineamientos que limitan su configuración están estipulados en nuestro país por la Dirección General de Aviación Civil (DGAC) en su sección CO-AV-27/12 ^[1] (Tabla 01) en acorde con la Administración Federal de Aviación (FAA) en su capítulo 103 ^[2] orientado a la aviación ultraligera.

	DIRECCIÓN GENERAL DE AVIACIÓN CIVIL CO-AV-27/12 LINEAMIENTOS QUE DEBEN CUMPLIR LAS AERONAVES ULTRALIGERAS PARA PODER OBTENER UNA APROBACIÓN TIPO
7. CLASIFICACIÓN 7.1 Requerimientos : a) El peso al vacío es igual o menor a 115 kg (254 lb) b) El peso máximo de la aeronave al despegue debe ser igual o menor 454 kg (1000 lb) c) Tiene una capacidad máxima de combustible de 5 galones. d) En vuelo recto y nivelado la velocidad máxima es igual o menor a 55 nudos a potencia máxima continua. e) La velocidad mínima de vuelo estable sin el uso de superficies hipersustentadoras y velocidad máxima de desplome en configuración de aterrizaje, peso máximo de despegue y centro de gravedad crítico, es igual o menor a 24 nudos.	

Tabla 01.- Lineamientos a cumplir para que una aeronave entre en la categoría de avión ultraligero ^[2]

Este tipo de aeronaves no son orientadas únicamente a la aviación recreativa si no que al cumplir con los mismos principios aerodinámicos de un avión convencional (solo en esos casos aplicados para ultraligeros de ala fija y motorizados) se permite su implementación a misiones específicas de vuelo. Las características principales que distinguen a la aviación ultraligera son:



DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL

- Bajos costos operacionales y de construcción
- Sencillez estructural que permite su construcción sin la necesidad de maquinaria costosa.
- Están limitados bajo una regulación mínima.
- Despegues y aterrizajes a cortas distancias.

Este tipo de atributos convierten a esta clase de aviación en la mejor opción cuando se busca obtener un gran rendimiento a bajos costos.

Buscando que la construcción de esta aeronave permita formar bases fuertes de conocimiento sobre los estudiantes en cuanto a materia de diseño y construcción, el presente trabajo involucra el análisis de la metodología a seguir para evaluar los parámetros que defienden las características generales del avión en construcción (partiendo de un marco de referencia establecido ^{[3],[4]}) mediante la integración de conceptos y principios básicos que intervienen durante la fase de diseño analizando el comportamiento del modelo bajo ciertos entornos que evalúan su viabilidad.

2. JUSTIFICACIÓN

La agricultura es uno de los principales sectores económicos en el país, ante esto surge la necesidad de contar con equipos y herramientas eficientes que cuiden de la calidad y productividad de los campos. (Dentro de los procesos que buscan la calidad se encuentran la fertilización, fumigación y riego).

Actualmente la fumigación y fertilización se llevan a cabo de forma tradicional mediante el uso de bombas manuales, volviéndose una tarea ardua y peligrosa para los trabajadores que las utilizan a lo largo de los surcos de sembrado. Otra problemática importante dentro del campo agrícola son las constates sequías que dan paso a la pérdida de cultivos, por ello se ve en la necesidad de implementar sistemas de riego dentro de los cultivos pero resulta en un proceso muy costoso.

Siendo conscientes de estas situaciones y con propósito de apoyar (haciendo uso de la educación) a la solución de los problemas que enfrenta nuestra comunidad agrícola se efectuó la construcción de una aeronave ultraligera que permita remplazar los métodos tradicionales de fumigación, fertilización y riego por la vía aérea.

La aviación ultraligera con propósitos agrícolas ya es utilizada con gran éxito en países como estados unidos y en nuestro país su utilización orientada a este sector económico va en crecimiento, por esta razón el desarrollo y fabricación de este tipo de aeronaves empieza a jugar un papel muy importante, volviendo un compromiso por parte del sector estudiantil el poder responder a estas necesidades sociales y económicas mediante la formación de profesionistas capaces en la materia.

DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL

3. ANTECEDENTES

La aparición de aeronaves ultraligeras surgió como resultado de la necesidad por reducir los costos operacionales y encontrar así una forma de volar más económicamente. Lo anterior dio paso a que la aviación no fuera limitada únicamente a grandes compañías si no que estuviera al alcance de todos. Es así como numerosas empresas constructoras y algunos grupos recreativos empezaron con el desarrollo de esta clase de aviones donde México tuvo una participación importante.

3.1 FABRICA DE AVIONES EN BAJA CALIFORNIA

Al ser gobernador de la entidad el general Abelardo L. Rodríguez estableció en Tijuana en el año de 1927 una fábrica de aviones con el nombre de “Cía. Aeronáutica Constructora y de Transporte S.A de Tijuana” que logro alcanzar gran importancia nacional e internacional entrando en competencia con los aviones de compañías norteamericanas que también estaban en fase inicial ^[6].

El propósito de la fábrica consistía en el diseño y construcción de aviones que eran promocionados para su venta. Por lo que el general Abelardo L. Rodríguez encomendó al piloto Roberto Fierro realizar una gira internacional a bordo de uno de los aviones producidos por la fábrica al que llamaron “Baja California 2”, tal acción dio paso a un recorrido internacional que acaparo la atención del mundo. Durante sus actividades la compañía desarrollo tres aviones de diferentes tipos (*Figura 01*) estos fueron:

- Baja California No.1 Avión biplaza de tipo observación.
- Baja California No.2 Avión monoplaza parasol
- Baja California No.3 Avión de cabina cerrada con fines de transporte (capacidad 5 pasajeros).



Figura 01. Galería de imágenes ^[6], aviones producidos por “Aeronáutica Constructora y de Transporte S.A de Tijuana”

Después de que el general Abelardo L. Rodríguez dejó el cargo de gobernador y ante la disposición de cambios de gobierno la fábrica fue cerrada. Sin embargo se puede destacar como nuestra entidad fue



DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL

uno de los puntos claves en el desarrollo de la aviación por lo que la implementación de modelos educativos que busquen responder a la demanda de este sector no debe de ser algo extraño en vista del gran desarrollo que este ha tenido durante los últimos años.

4. PLANTEAMIENTO

El presente trabajo busca respaldar la metodología que cubre los principios que intervienen durante la fase del diseño preliminar de un avión, los cuales son punto clave para determinar la eficiencia y rentabilidad del mismo.

De forma general las características que definen el diseño de un avión dependen de cumplir con misiones específicas, por lo que se debe tener en cuenta las variables que intervienen en el cumplimiento de la misma, de forma que cambios en esas variables producirían cambios en el comportamiento del modelo que pudieran aumentar o disminuir su rendimiento según se requiera.

La geometría que como punto de inicio es basada en las características expuestas en las referencias ^[23] y ^[24] para superficies de sustentación y fuselaje (según corresponda) permite ir desarrollando criterios de diseño y comparación de resultados a través de su análisis, el cual implica:

- El cálculo de peso y balance bajo las limitaciones que regulan a este tipo de aeronaves.
- El estudio del perfil alar y la determinación de sus características aerodinámicas comparando la eficiencia otorgada mediante la adaptación de mecanismos que incrementan el coeficiente de sustentación (flap y slat).
- Aportación aerodinámica de la sección alar al contemplar adaptaciones sobre la envergadura.
- Análisis de estabilidad longitudinal en base a la aportación aerodinámica de los elementos.
- Ubicación del centro de gravedad ante cambios constantes en el peso total.
- Determinación del empuje y potencia requerida para diferentes condiciones de peso.
- Determinación del empuje disponible en base a las características del motor y la adaptación de una hélice.
- Análisis de las fases que integran la misión (Despegue, ascenso, giro, descenso, crucero y aterrizaje).
- Análisis del rendimiento general del avión (consumo de combustible, rango, tiempo de vuelo, velocidad máxima y mínima permisible, factor de carga y diagrama de maniobrabilidad).

Lo anterior se llevó a cabo tomando en cuenta teorías y metodologías expuestas por los autores: Jhon D. Anderson ^{[7],[8],[9]}, Mohammad H. Sadraey ^[10], Snorri Gudmundsson ^[11], Daniel P. Raymer ^[12], Bandu N. Pamadi ^[13], por mencionar algunos, que expresan procedimientos a seguir mediante ecuaciones y principios que gobiernan la fase de diseño preliminar.

Durante el desarrollo del análisis se contemplaron los criterios que regulan a este tipo de aeronaves (FAA 103 ^[2] - DGAC CO-AV-27/12^[1]) a fin de que el diseño se mantenga dentro de los límites establecidos por parte de la autoridad aeronáutica.

DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL

El desarrollo del proyecto también involucro el uso de herramientas computacionales que permitieron obtener resultados confiables y cercanos a un ambiente real, estas se describen a continuación:

- **SOLIDWORKS :**

Usada como una plataforma de modelado mecánico hizo posible la simulación en 3D de las piezas que conforman la estructura del avión, además de facilitar la obtención de pesos (considerando la densidad de los materiales), centros de gravedad, distancias, volúmenes y áreas de los componentes. (Figura 02)

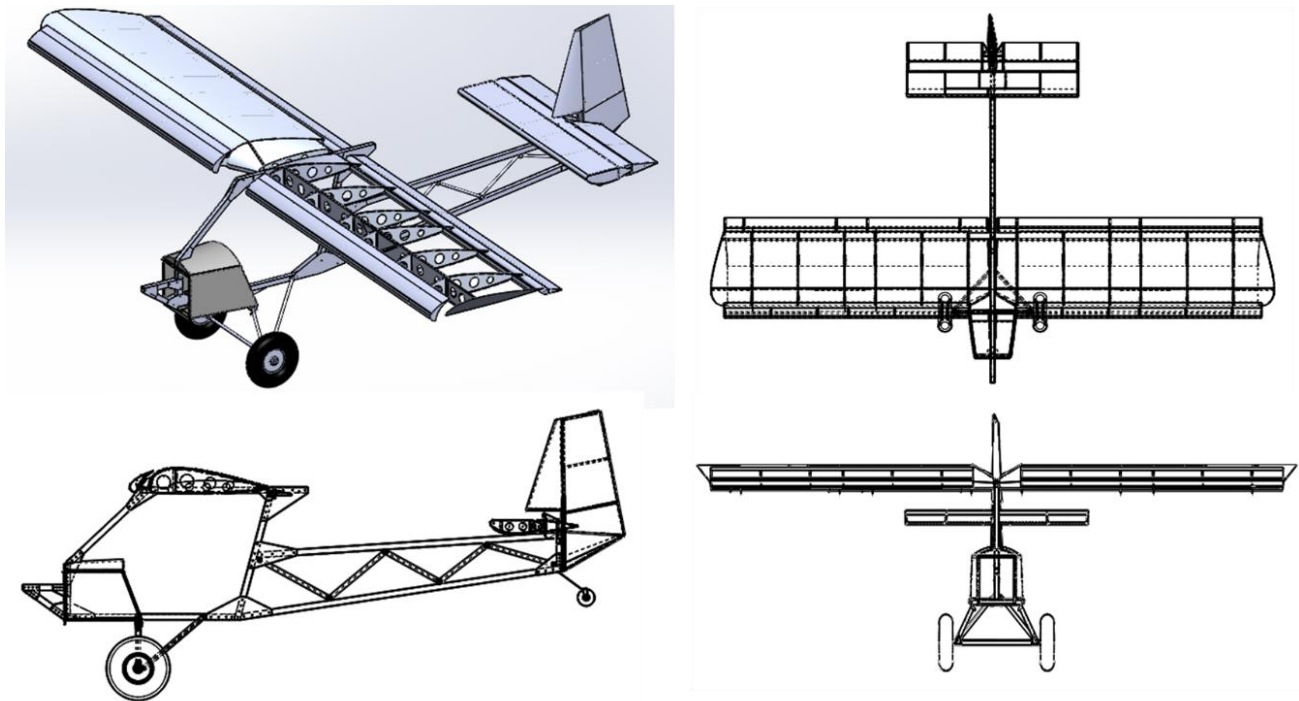


Figura 02. Modelado en Solidworks de la estructura que conforma el avión (Vista de alzado, frontal y lateral).

- **ANSYS**

Programa de simulación numérica usado en su módulo CFD (Fluent) o Dinámica de Fluidos Computacional que permite la discretización de un campo de flujo para analizar el comportamiento del aire alrededor de una superficie permitiendo obtener coeficientes de presión, sustentación, momento y arrastre.

5. ESTIMACIÓN DEL PESO Y RESTRICCIONES INICIALES DE DISEÑO EN FUNCIÓN DE UNA MISIÓN A CUMPLIR

La evaluación y análisis de un diseño en su fase inicial parte de establecer una misión o misiones de vuelo, de forma que la obtención de variables y elementos que intervienen en el diseño están enfocadas al cumplimiento satisfactorio de las mismas buscando que se mantengan dentro de los criterios de regulación correspondiente (según la categoría del avión). Por lo que la evaluación del rendimiento de nuestro avión en análisis será estimando dos casos diferentes:

- Primer caso (**MISIÓN 1**- avión monoplaza):

Considera el uso del avión como medio de transporte (no considera peso de carga) estimando únicamente cambios de peso debido al consumo de combustible. Sus fases principales están basadas en la capacidad de despegue, ascenso a una altura máxima permitida de 1000 ft ^[2] (vuelo de crucero (1000 ft), descenso y aterrizaje (Figura 03)

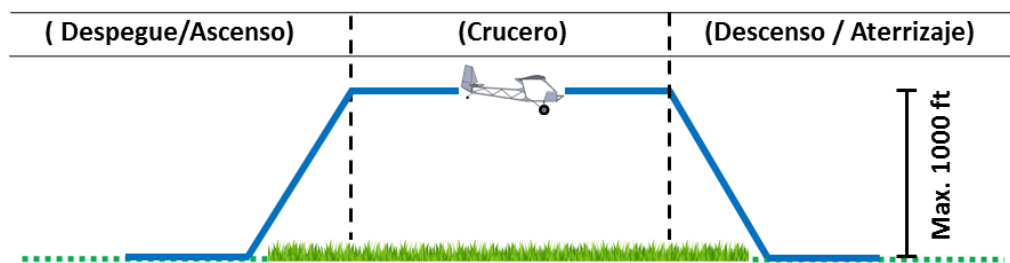


Figura 03. Esquema que define las fases que integran la misión 1

- Segundo caso (**MISIÓN 2**- avión monoplaza):

Toma en cuenta el uso del avión para servir de apoyo a las tareas del campo agrícola mediante el riego de sustancias químicas, estima cambios de peso debido al consumo de combustible y del drenado del tanque que contiene la carga. Sus fases principales (Figura 04) están basadas en la capacidad de:

- Despegue y aterrizaje
- Ascenso a una altura mínima permitida para maniobras de 600 ft ^[14].
- Giro estable nivelado (altura 600 ft)
- Descenso (de una altura de 600 ft).
- Vuelo de crucero (Dispersión del fumigante a una altura mínima de 10 ft ^[15])

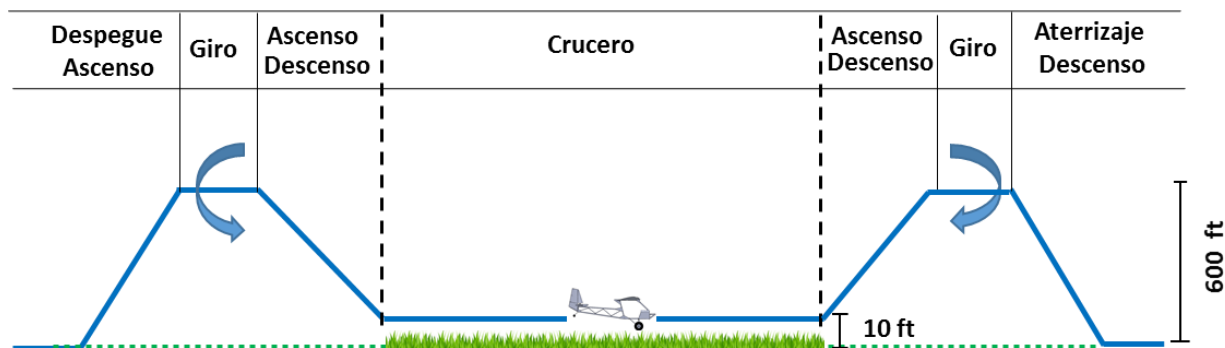


Figura 04. Esquema que define las fases que integran la misión 2



DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL

5.1 PRIMERA ESTIMACIÓN DE PESO

Una vez establecidas las especificaciones para cada uno de las misiones a cumplir es necesario estimar el peso total al despegue para cada una (misión 1 y 2) haciendo uso de la ecuación ^[16]:

$$W_{TO} = W_{PL} + W_C + W_F + W_E \dots (01)$$

Donde:

- W_{TO} = Peso total o peso bruto

Hace referencia al peso del avión al despegue. En base a lo manifestado por la Dirección General de Aviación Civil en su apartado CO-AV-27/12 ^[1] donde indica que el peso máximo al despegue no deberá sobrepasar las 1000 libras ($W_{TO} = 1000$ libras).

- W_{PL} = Peso de carga (aplicable únicamente a la misión 2)

Depende del tipo de material a transportar. Para nuestro caso está integrado por el líquido de dispersión, por lo que considerando la densidad del agua ($\rho = 62.428 \text{ lb/ft}^3$) (esto a razón que muchos de los químicos usados en la agricultura son basados en polvos disueltos en agua) y bajo un criterio adecuado en relación al volumen del tanque (3.5314 ft^3) se establece un tanque con una capacidad de 100 litros de material de dispersión que equivale a un peso de 220 libras.

- W_C = Peso de la tripulación

La administración federal de aviación en su capítulo 103 (FAA 103 para aeronaves ultraligeras ^[2]) no establece un valor específico para el peso de la tripulación, sin embargo en base a la regulación de aviación federal (FAR) en su capítulo 23 ^[17] para la aviación convencional en general se especifica un peso promedio de 190 libras para una persona, por lo que para efectos de nuestro análisis (Avión monoplaça = 1 Persona) $W_C = 190$ libras.

- W_F = Peso del combustible

- W_E = Peso al vacío (Estima únicamente el peso del motor y la estructura.)

Debido a que hasta este punto los únicos valores conocidos son W_{PL} y W_C se vuelve necesario la reinscripción de la ecuación 01 en términos de fracción del peso total esto es ^[16]:

$$W_{TO} = \frac{W_{PL} + W_C}{1 - \left(\frac{W_F}{W_{TO}}\right) - \left(\frac{W_E}{W_{TO}}\right)} \dots (02)$$

Donde $\left(\frac{W_F}{W_{TO}}\right)$ y $\left(\frac{W_E}{W_{TO}}\right)$ son obtenidos tomando en cuenta valores históricos ó estadísticos de aviones que se asemejen al de nuestra categoría en cuestión, donde la ecuación 02 es aplicable solo en términos de la primera estimación (cuando W_F y W_E son desconocidos), una vez estimado el peso de la estructura (en función del área de los elementos que lo componen y su material), el motor y el combustible (en función de la capacidad del tanque) se trabaja considerando la ecuación 01.



DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL

Para efecto de análisis (Estimando los datos de referencia de un Zenith STOL CH701 ^[4]):

- Primera estimación de peso para la **Misión 1**

$$W_{TO} = 500 \text{ lb}$$

- Primera estimación de peso para la **Misión 2**

$$W_{TO} = 1000 \text{ lb}$$

5.1.1 Primera estimación del peso de combustible en función de las fases que integran la misión

En orden de establecer un criterio inicial con respecto al peso del combustible (por la ecuación 02) es posibles establecer ^[16]

$$\frac{W_F}{W_{TO}} = 1 - \frac{W_6}{W_1} \dots \dots (03)$$

Considerando una reserva de combustible que equivale aproximadamente al 5% del peso total del avión (establecida por la regulación aeronáutica FAR 91) la ecuación 03 se rescribe como ^[16]:

$$\frac{W_F}{W_{TO}} = 1.05 \left(1 - \frac{W_6}{W_1} \right) \dots \dots (04)$$

Representando $\frac{W_6}{W_1}$:

$$\frac{W_6}{W_1} = \frac{W_2}{W_1} \frac{W_3}{W_2} \frac{W_4}{W_3} \frac{W_5}{W_4} \frac{W_6}{W_5}$$

El número de fracciones depende de las fases que contiene cada misión (Despegue, ascenso, crucero, maniobra, descenso y aterrizaje)

Segmento de la misión ^[16]	Valor promedio de la fracción W_{i+1}/W_i
Despegue	0.98
Ascenso	0.97
Descenso	0.99
Aterrizaje	0.997

Tomando en cuenta que la fase de crucero y maniobra conllevan a un consumo más amplio de combustible, su cálculo implica la consideración de variables como la velocidad, rango deseado, tiempo de vuelo, eficiencia aerodinámica, etc.

Estimación de la fracción de combustible para la fase de crucero:

- A) Motor jet ^[16]:

$$W_{i+1}/W_i = e^{\frac{-RC}{0.866 V (L/D)_{Max}}} \dots \dots (05)$$



DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL

Donde:

R = Rango deseado

C = Consumo específico de combustible (SFC) del motor

V = Velocidad deseada

$(L/D)_{Max}$ = Eficiencia aerodinámica máxima (al ser desconocido tomar valores estadísticos de referencia relacionados con el avión bajo en análisis)

- B) Motor propulsado por hélice ^[16]:

$$W_{i+1}/W_i = e^{\frac{-RC}{n_p (L/D)_{Max}}} \dots \dots (06)$$

Donde:

n_p = Eficiencia otorgada por la hélice

Estimación de la fracción de combustible para la fase de maniobra :

- A) Motor jet ^[16]:

$$W_{i+1}/W_i = e^{\frac{-EC}{(L/D)_{Max}}} \dots \dots (07)$$

Donde:

E = Endurance (Tiempo de vuelo de la maniobra)

C = Consumo específico de combustible (SFC) del motor

$(L/D)_{Max}$ = Eficiencia aerodinámica máxima (al ser desconocido tomar valores estadísticos de referencia relacionados con el avión bajo en análisis)

- B) Motor propulsado por hélice ^[16]:

$$W_{i+1}/W_i = e^{\frac{-ECV}{0.866 n_p (L/D)_{Max}}} \dots (08)$$

Donde:

E = Endurance (Tiempo de vuelo de la maniobra)

C = Consumo específico de combustible (SFC) del motor

V = Velocidad durante la maniobra (Cuando C_D es mínimo)

n_p = Eficiencia otorgada por la hélice

$(L/D)_{Max}$ = Eficiencia aerodinámica máxima (al ser desconocido tomar valores estadísticos de referencia relacionados con el avión bajo en análisis)

Una vez estimadas las fracciones de combustible (para cada fase que integra la misión) es posible con apoyo de la ecuación 4 y un valor del peso al despegue (W_{TO} previamente considerado) obtener una estimación del peso del combustible (W_F).



DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROSPAIAL

5.2 ANÁLISIS DE LAS RESTRICCIONES INICIALES

El análisis de restricciones también conocido como dimensionado inicial ayuda a crear una primera idealización con respecto al área alar y la fuerza de empuje requeridos para alcanzar algunos criterios deseados, tales como: Factor de carga (n), distancia de despegue (S_G), velocidad máxima (V_{max}), radio de ascenso (ROC) y Velocidad mínima (V_s). Las ecuaciones que manifiestan estos resultados se expresan en relación del empuje requerido con respecto al peso del avión (T/W) y la carga alar (W/S).

- Estimación de (T/W) en función de un factor de carga (n) deseado ^[16].

$$\frac{T}{W} = q \left[\frac{C_{D_{min}}}{\frac{W}{S}} + k \left(\frac{n}{q} \right)^2 \left(\frac{W}{S} \right) \right] \dots \dots (09)$$

Donde:

- $\frac{T}{W}$ = Relación de empuje y peso
 - $\frac{W}{S}$ = Relación de peso y superficie alar (como punto de partida considerar valores aleatorios con objeto de graficar con respecto a (T/W))
 - $C_{D_{min}}$ = Coeficiente de resistencia mínimo (al ser desconocido tomar de valores estadísticos de referencia relacionados con el avión bajo en análisis).
 - k = Constante de resistencia inducida (al ser desconocido tomar de valores estadísticos de referencia relacionados con el avión bajo en análisis).
 - n = Factor de carga deseado
 - q = Presión dinámica considerando una velocidad y densidad adecuada para una altitud específica $q = \frac{1}{2} \rho V^2$.
- Estimación de (T/W) en función de una distancia de despegue (S_G) deseada ^[16].

$$\frac{T}{W} = \frac{V_{LOF}^2}{(2g)(S_G)} + \frac{q(C_{D_{To}})}{W/S} + \mu \left(1 - \frac{q(C_{D_{To}})}{W/S} \right) \dots \dots (10)$$

Donde:

- $\frac{T}{W}$ = Relación de empuje y peso
- $\frac{W}{S}$ = Relación de peso y superficie alar (como punto de partida considerar valores aleatorios con objeto de graficar con respecto a (T/W))
- $C_{D_{To}}$ = Coeficiente de resistencia durante esta etapa (al ser desconocido tomar de valores estadísticos de referencia relacionados con el avión bajo en análisis).
- g = Fuerza de la gravedad
- S_G = Distancia de despegue deseada
- V_{LOF} = Velocidad de despegue $V_{LOF} = 1.1V_s$



DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL

- q = Presión dinámica considerando una velocidad y densidad a nivel del mar $q = \frac{1}{2} \rho V_{LOF}^2$.
- μ = Coeficiente de fricción de la pista (asfalto = 0.03 a 0.05^[10]; pasto 0.5 a 1^[10]; suelo 0.1 a 0.3^[10])

- Estimación de (T/W) en función de una velocidad de crucero deseada^[16].

$$\frac{T}{W} = q C_{D_{min}} \frac{1}{W/S} + k \left(\frac{1}{q} \right) \left(\frac{W}{S} \right) \dots \dots (11)$$

Donde:

- $\frac{T}{W}$ = Relación de empuje y peso
- $\frac{W}{S}$ = Relación de peso y superficie alar (como punto de partida considerar valores aleatorios con objeto de graficar con respecto a (T/W))
- $C_{D_{min}}$ = Coeficiente de resistencia mínimo (al ser desconocido tomar valores estadísticos de referencia relacionados con el avión bajo en análisis).
- k = Constante de resistencia inducida (al ser desconocido tomar valores estadísticos de referencia relacionados con el avión bajo en análisis).
- q = Presión dinámica considerando una velocidad (deseada) y densidad adecuada para una altitud específica $q = \frac{1}{2} \rho V^2$.

- Estimación de (T/W) en función de un radio de ascenso (ROC) deseado^[10].

$$\frac{T}{W} = \frac{ROC}{\sqrt{\frac{2}{\rho \sqrt{\frac{C_{D_{min}}}{k}}}} \left(\frac{W}{S} \right)} + \frac{1}{(L/D)_{max}} \dots \dots (12)$$

Donde:

- $\frac{T}{W}$ = Relación de empuje y peso
- $\frac{W}{S}$ = Relación de peso y superficie alar (como punto de partida considerar valores aleatorios con objeto de graficar con respecto a (T/W))
- $C_{D_{min}}$ = Coeficiente de resistencia mínimo (al ser desconocido tomar valores estadísticos de referencia relacionados con el avión bajo en análisis).
- $(L/D)_{max}$ = Relación de eficiencia aerodinámica máxima (al ser desconocido tomar valores estadísticos de referencia relacionados con el avión bajo en análisis).
- ρ = densidad relacionada con la altitud de referencia.
- ROC = radio de ascenso deseado.

DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL

- Estimación de (T/W) en función de una velocidad máxima (V_{MAX}) ^[10].

$$\frac{T}{W} = \rho V_{max}^2 C_{Dmin} \frac{1}{2 \left(\frac{W}{S} \right)} + \frac{2k}{\rho V_{max}^2} \left(\frac{W}{S} \right) \dots \dots (13)$$

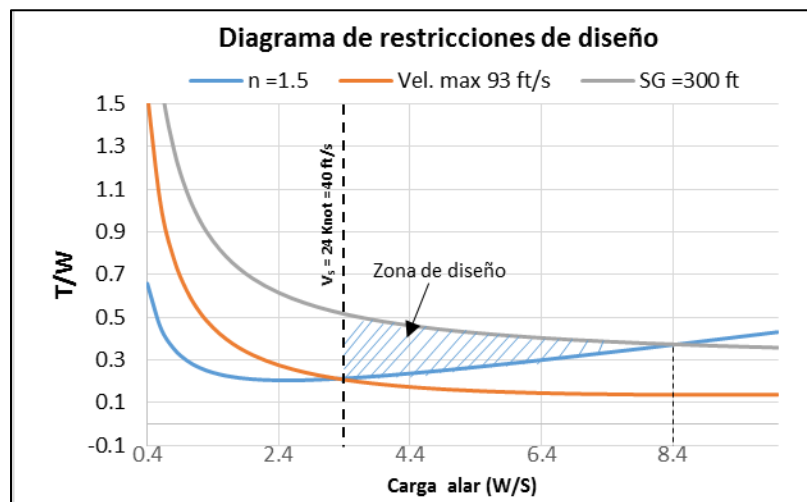
Donde:

- $\frac{T}{W}$ = Relación de empuje y peso
 - $\frac{W}{S}$ = Relación de peso y superficie alar (como punto de partida considerar valores aleatorios con objeto de graficar con respecto a (T/W))
 - C_{Dmin} = Coeficiente de resistencia mínimo (al ser desconocido tomar valores estadísticos de referencia relacionados con el avión bajo en análisis).
 - k = Constante de resistencia inducida (al ser desconocido tomar valores estadísticos de referencia relacionados con el avión bajo en análisis).
 - ρ = densidad relacionada con la altitud de referencia.
 - V_{max} = Velocidad máxima relacionada.
- Estimación de (W/S) en función de una velocidad mínima deseada (stall) (V_s) ^[10].

$$\left(\frac{W}{S} \right) = \frac{1}{2} \rho V_s^2 C_{Lmax} \dots \dots \dots (14)$$

Donde:

- $\frac{W}{S}$ = Relación de peso y superficie alar
- C_{Lmax} = Coeficiente de sustentación máximo (al ser desconocido tomar valores estadísticos de referencia relacionados con el avión bajo en análisis o en base a las propiedades del perfil aerodinámico de elección).
- ρ = densidad relacionada con la altitud de referencia.
- V_s = Velocidad mínima deseada.



Grafica 01. Diagrama de restricciones iniciales para el modelo en análisis estimando $n=1.5$, $V_{MAX}=93 \text{ ft/s}$, $S_G=300 \text{ ft}$ como restricciones iniciales.



DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL

La grafica 01 favorece a encontrar zonas de diseño adecuadas en orden que se alcancen los criterios deseados. Al tener una estimación previa del peso total (W_{TO}) y establecerse dentro de un punto sobre la misma (para cualquier criterio) permite mediante las ecuaciones 15 y 16 obtener la primera estimación de superficie alar y empuje.

$$S = \frac{W_{TO}}{\left(\frac{W}{S}\right)} \dots \dots (15)$$

$$T = W_{TO} \left(\frac{T}{W}\right) \dots \dots (16)$$

6. ANÁLISIS DE CARACTERÍSTICAS AERODINÁMICAS - PERFILES EN 2D

6.1 MARCO TEÓRICO

La densidad para un fluido como el aire no se mantiene constante al ser afectada fuertemente por la altura, sin embargo la evaluación de modelos que estiman velocidades por debajo de 0.3 Mach entran dentro de la categoría de flujos incompresibles que son evaluados bajo el criterio de una densidad constante y donde se ignora el efecto de la fricción (viscosidad) y conducción térmica. Durante el desarrollo de la aviación los primeros cálculos aerodinámicos se llevaron a cabo considerando modelos de flujo incompresible, debido a las bajas velocidades que llegaban a alcanzar los aviones de la época; hoy en día la teoría de flujos incompresibles es aplicada a los modelos de aviación ligera que son limitados a una velocidad máxima por debajo de los 0.3 Mach y restringidos a una altura que no presenta cambios considerables en la densidad del aire ($\rho_{aire} = 0.002378 \frac{slug}{ft^3}$) con respecto a la del nivel del mar.

Con apoyo de la referencia [7] fue posible establecer un marco teórico de las ecuaciones que describen los principios físicos para un flujo incompresible:

- **La ecuación de continuidad :**

Mantiene el principio de la conservación de masa (la materia no se crea ni se destruye solo se transforma). Sostiene que la pérdida de masa en el volumen de flujo (a causa de la presencia de una superficie en análisis) es igual al flujo de masa ($\rho V = \text{Densidad} * \text{Velocidad en forma vectorial}$) que actúa sobre la superficie en análisis:

$$\oint_S \rho V \cdot dS = - \frac{\partial}{\partial t} \oint_V \rho dV \dots \dots (17)$$



DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} \iiint_V \rho dV + \iint_S \rho V \cdot dS = 0 \dots (18)$$

La ecuación (18) expresa la ecuación de continuidad en su forma integral, por lo que aplicando el teorema de divergencia para la expresión que representa al flujo de masa sobre la superficie:

$$\iint_S \rho V \cdot dS = \iiint_V \nabla \cdot (\rho V) dV \dots (19)$$

Sustituyendo la ecuación (19) en la ecuación (18):

$$\iiint_V \left[\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho V) \right] dV = 0 \dots (20)$$

Estimando un flujo estable (densidad constante sin variaciones en el tiempo) se expresa la ecuación (21) diferencial en su forma parcial:

$$\nabla \cdot (\rho V) = 0 \dots (21)$$

- **La ecuación de momento:**

Basa su principio en la segunda ley de Newton (Fuerza = Masa*aceleración) de forma que para un campo de flujo se expresa como (Fuerza = Tasa de cambio de momento en el tiempo):

$$F = \frac{d}{dt} (mV) \dots (22)$$

En la ecuación (22) al conjunto de fuerzas lo integran aquellas contenidas en el campo de flujo a causa de la densidad y la fuerza que es aplicada sobre la superficie en análisis como consecuencia de la presión que el flujo ejerce sobre ella, esto es:

$$F = \iiint_V \rho f dV - \iint_S P dS \dots (23)$$

Por su parte la tasa de cambio del momento es igual a la suma del momento que sale del volumen de control como resultado de la contribución por parte de la superficie en análisis y del momento contenido en el volumen de control en un instante de tiempo dado:

$$\frac{d}{dt} (mV) = \iint_S (\rho V \cdot dS) V + \frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \rho V dV \dots (24)$$

Sustituyendo la ecuación (23) y (24) en la ecuación (22):

$$\iiint_V \rho f dV - \iint_S P dS = \iint_S (\rho V \cdot dS) V + \frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \rho V dV \dots (25)$$

DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL

Al estimar un flujo estable e incompresible ($\frac{\partial}{\partial t} = 0, f = 0$) la ecuación (25) queda expresada como:

$$\oint_S (\rho \mathbf{V} \cdot d\mathbf{S}) V = - \oint_S P dS \dots (26)$$

Aplicando el teorema de divergencia es posible representar la ecuación (26) en su forma parcial:

$$\nabla \cdot (\rho u \mathbf{V}) = - \frac{\partial P}{\partial x} \dots (27)$$

$$\nabla \cdot (\rho v \mathbf{V}) = - \frac{\partial P}{\partial y} \dots (28)$$

$$\nabla \cdot (\rho w \mathbf{V}) = - \frac{\partial P}{\partial z} \dots (29)$$

La relación entre presión y velocidad (para fluidos no viscosos e incompresibles) se representa por la ecuación de Bernoulli la cual parte de la ecuación de momento y expresa como la presión es inversamente proporcional a la velocidad. Este lineamiento es expresado mediante la ecuación (30):

$$dP = -\rho V dV \dots (30)$$

Donde:

$$dP = \frac{\partial P}{\partial x} dx + \frac{\partial P}{\partial y} dy + \frac{\partial P}{\partial z} dz \dots (31)$$

$$V = u + v + w \dots (32)$$

La ecuación de Bernoulli permite obtener componentes aerodinámicas expresadas en términos de fuerzas resultantes que son producto de la distribución de presión generada sobre una superficie a causa del efecto de la velocidad del fluido en el que se desplaza (Figura 05). Su uso tiene una amplia aplicación en el estudio de la dinámica de fluidos, en su forma más común evalúa las características de un fluido a partir de dos puntos de referencia:

$$\int_{P_1}^{P_2} dp = -\rho \int_{V_1}^{V_2} V dV \dots (33)$$

$$P_1 + \frac{1}{2} \rho V_1^2 = P_2 + \frac{1}{2} \rho V_2^2 \dots (34)$$

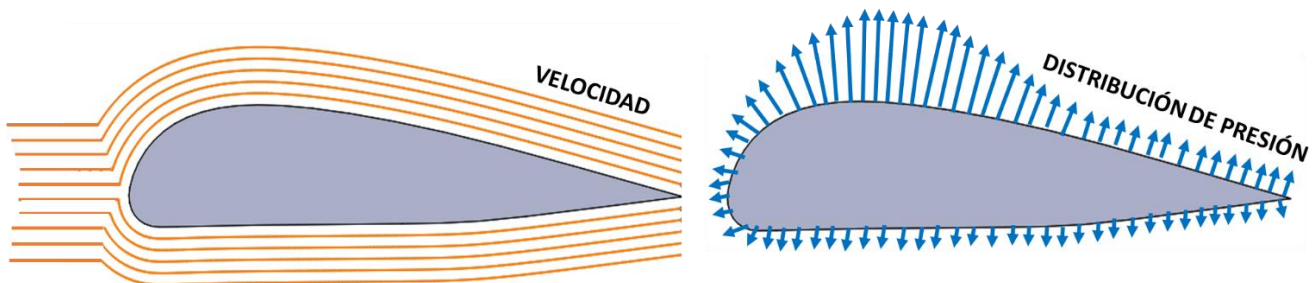


Figura 05. Efecto de la velocidad y fuerza de presión sobre un perfil aerodinámico

6.2 CARACTERÍSTICAS DE UN PERFIL AERODINÁMICO

Determinar la contribución aerodinámica de un perfil inmerso en un fluido (aire) depende de conocer la distribución de presión que se genera a su alrededor, donde la magnitud de la fuerza cambia con respecto a la cuerda del perfil y depende de la velocidad del fluido (Figura 05). Ante lo anterior se hizo uso del criterio de presión dinámica (q_∞) para expresar el efecto de la presión sobre la superficie en forma de coeficiente adimensional:

$$c_p = \frac{P - P_\infty}{q_\infty} \dots \dots (35)$$

Donde:

$$q_\infty = \frac{1}{2} \rho V^2 \dots \dots (36)$$

La ecuación (35) describe el coeficiente presión como un diferencial entre la presión en un punto y la presión ambiente. Por lo que sustituyendo la ecuación (35) en la ecuación (36) es posible obtener su relación con la velocidad en ese punto y la velocidad relativa:

$$C_p = 1 - \left(\frac{V}{V_\infty} \right)^2 \dots (37)$$

El centro de presión corresponde al punto sobre el que se equilibran las fuerzas que actúan alrededor de un perfil aerodinámico siendo este el punto sobre el que actúa la fuerza resultante, sin embargo su posición (con respecto a la cuerda) es afectada a medida que se modifica el ángulo de ataque. Por su parte el centro aerodinámico corresponde al punto en el que la fuerza de momento se mantiene constante sobre la cuerda del perfil y su posición (generalmente ubicada al 25% de la cuerda del perfil ^[13]) no es afectada por cambios en el ángulo de ataque (Figura 06).

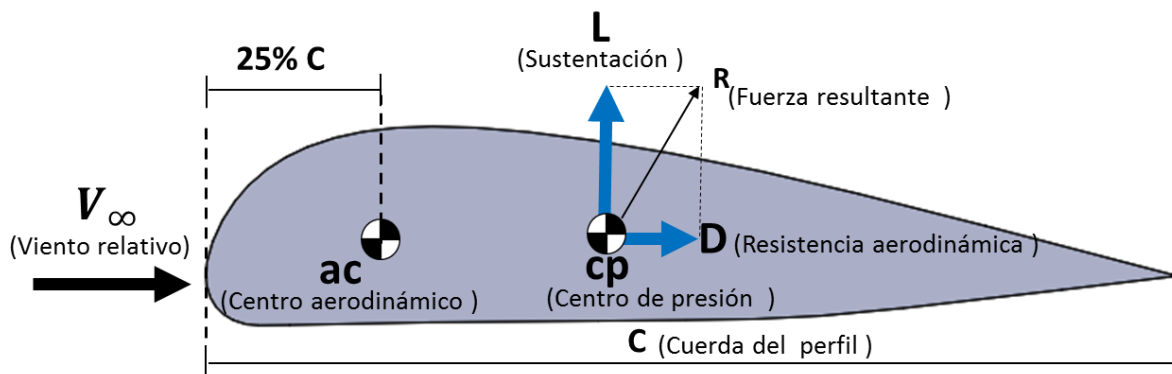


Figura 06. Esquema en relación a la ubicación del centro aerodinámico (ac) y centro de presión (cp) en un perfil

La fuerza de sustentación se describe como la componente de la fuerza resultante que es perpendicular a la dirección del viento relativo, mientras que la fuerza de resistencia dinámica corresponde a la componente de la resultante paralela a la dirección del viento relativo.



DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL

Expuesto lo anterior puede observarse como la magnitud de las fuerzas que definen el comportamiento aerodinámico dependen de cambios en la velocidad, sin embargo al ser expresadas como componentes de la fuerza de presión es posible obtener sus coeficientes adimensionales:

$$C_L = \frac{L}{q_\infty S} \dots\dots (38)$$

$$C_D = \frac{D}{q_\infty S} \dots\dots (39)$$

$$C_M = \frac{M}{q_\infty C S} \dots (40)$$

Los coeficientes adimensionales ayudan a establecer un criterio sobre el comportamiento de un elemento al mantenerse constante bajo ciertas condiciones, sin embargo para nuestro caso el valor de C_L (Coeficiente de sustentación), C_D (Coeficiente de arrastre) y C_M (Coeficiente de sustentación) están sometidos a variaciones con respecto al ángulo de ataque. Tomando en cuenta lo anterior se establece que las fuerzas aerodinámicas en su forma dimensional dependerán de distintas variables:

$$L = f(\rho_\infty, V_\infty, S, C_L) \dots\dots (41)$$

$$D = f(\rho_\infty, V_\infty, S, C_D) \dots\dots (42)$$

$$M = f(\rho_\infty, V_\infty, S, C, C_M) \dots (43)$$

Esto es:

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L \dots (44)$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_D \dots (45)$$

$$M = \frac{1}{2} \rho V^2 S C C_M \dots (46)$$

De forma general un perfil aerodinámico se describe como una geometría que se proyecta en un plano de dos dimensiones (XZ para nuestro caso), su forma inicia con una curvatura que se va perdiendo a medida que este se prolonga sobre el eje X (para nuestro caso). Los elementos que definen la forma de un perfil aerodinámico se expresan en la *figura 07*.

DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL

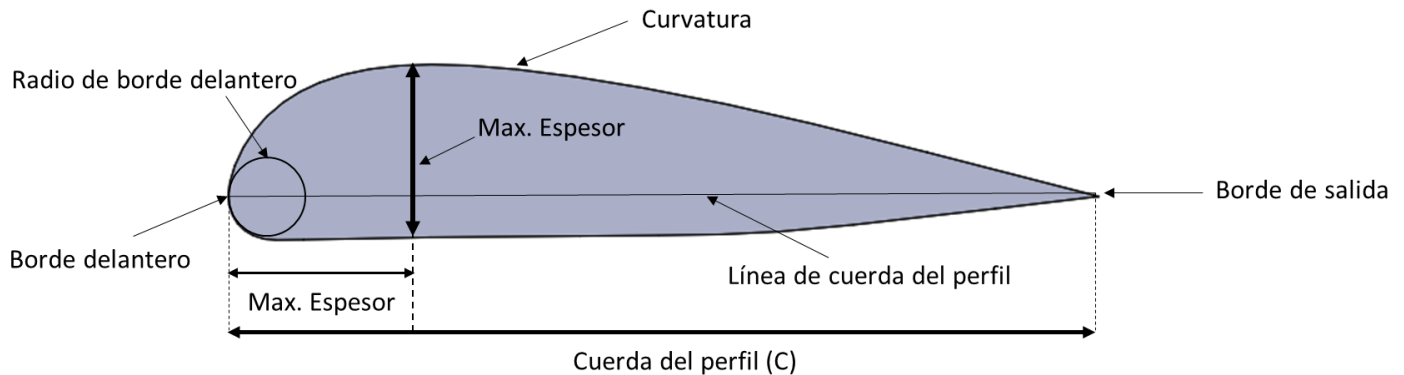


Figura 07. Partes que integran la forma de un perfil aerodinámico

Dentro de los perfiles más conocidos y usados están los desarrollados por el Comité Asesor Nacional de Aeronáutica (National Advisory Commite for Aeronautics-NACA), las características de sus diseños se expresan en función de porcentajes de la cuerda del perfil (*Tabla 04*)

Serie NACA	Ejemplo	Descripción de la serie NACA
4 Dígitos	NACA 2415	- 1er. Dígito = Máxima curvatura (Ej. $2 = 0.02 C$) - 2do. Dígito = Localización de la máxima curvatura (Ej. $0.4C$) - 3er. y 4to. Dígito = Máximo Espesor (Ej. $0.15C$)
5 Dígitos	NACA 23021	- 1er. Dígito = Máxima curvatura (Ej. $2 = 0.02 C$) - 2do. y 3er. Dígito = Localización de la máxima curvatura a lo largo de la mitad de la cuerda (Ej. $30/2 = 0.15C$) - 4to. y 5to. Dígito = Máximo Espesor (Ej. $0.21C$)
6 Dígitos	NACA 63 _[2] 215	- 1er. Dígito = Nombre de la serie (Ej. 6) - 2do. Dígito = Ubicación del punto max. De presión (Ej. $0.3C$) - 3er. Dígito = Mínimo valor del coeficiente de resistencia (Ej. 0.2) - 4to. Dígito = Valor de diseño del coeficiente de sustentación (Ej. 2) - 5to. Dígito y 6to. Dígito = Máximo espesor ($0.15C$)

Tabla 04. Descripción de características de las series NACA para perfiles aerodinámicos

Ante lo anterior es importante notar como el espesor y curvatura en un perfil definen en forma importante el comportamiento del flujo dando una idea sobre el punto donde la separación de flujo ocurrirá y dará paso a la pérdida de sustentación.

Existen muchos criterios ante la elección de un perfil aerodinámico entre los más importantes se encuentra el criterio de compresibilidad, por lo que en la mayoría de los casos se hace uso de datos estadísticos previamente establecidos por el Comité Asesor Nacional de Aeronáutica (National Advisory Commite for Aeronautics-NACA) el cual muestra un conjunto de grafica que expresan el comportamiento de los perfiles aerodinámicos ante distintas condiciones (velocidades) de flujo. Permitiendo evaluar factores como el coeficiente de sustentación y ángulo de ataque máximo. Estas características son expresadas mediante gráficas de las cuales destacan:



DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL

- Grafica de sustentación vs ángulo de ataque:

Manifiesta el comportamiento de la fuerza de sustentación a medida que el ángulo de ataque va en incremento, su curva refleja valores como el ángulo de pérdida, ángulo a CL_{MAX} , ángulo a CL_0 y la pendiente de la curva de sustentación.

- Grafica CL (sustentación) vs CD (arrastre):

Manifiesta el rendimiento del avión expresando la cantidad de fuerza de arrastre por fuerza de sustentación generada.

- Eficiencia aerodinámica (L/D) vs ángulo de ataque:

Mide la eficiencia aerodinámica con respecto al ángulo de ataque en términos del radio de fuerza de sustentación (L) por fuerza de arrastre (D), esto es $(L/D) = (C_L / C_D)$.

Un punto de inicio ante la elección de un perfil es considerar el C_L promedio requerido para la fase de crucero (considerar a diferentes niveles de vuelo) mediante un peso estimado del avión (durante la fase de crucero el peso del avión es igual a la sustentación) y una velocidad deseada de forma que ^[10]:

$$C_L = \frac{2}{\rho V^2} \left(\frac{W}{S} \right) \dots \dots (47)$$

Donde:

- C_L = Coeficiente de sustentación
- ρ = Densidad del aire a la altitud deseada.
- V = Velocidad deseada
- $\left(\frac{W}{S} \right)$ = Relación de carga alar previamente estimada en función a un punto de diseño sobre la gráfica 01 (sección 5.2)

La ecuación 47 permite tener una idea con respecto al C_L necesario para alcanzar ciertas condiciones de vuelo, la cual es de gran ayuda cuando no se sabe por dónde empezar ante la elección de un perfil adecuado.

6.3 DISPOSITIVOS /MECANISMOS DE SUSTENTACIÓN (HIGH LIFT DEVICE)

En algunas ocasiones cuando el perfil no alcanza a cubrir los requisitos adecuados se vuelve importante la implementación de dispositivos de sustentación o hipersustentadores (High lift device) permitiendo mejorar las cualidades aerodinámicas del perfil sin modificar su geometría principal.

Los dispositivos de sustentación (hipersustentadores) son elementos mecánicos (fijos o móviles) adaptados a un perfil aerodinámico que permite desde cierto punto mejorar las características aerodinámicas al influir en su curvatura y longitud de la cuerda. Los efectos de su utilización son aumentar la fuerza de sustentación y el ángulo de incidencia.

DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL

Este tipo de dispositivos son utilizados mecánicamente principalmente durante el despegue, existe gran variedad de superficies hipersustentadoras sin embargo en base al aeroplano en cuestión se analizará el efecto del slat (fijo en el borde delantero) y flap (Junker flap en el borde de salida):

- Slat (Fijo a la superficie)

Superficie localizada en la parte delantera del ala, son generalmente usados en aviones de baja velocidad ^[11], su efecto lo define como un vórtice (*Figura 08*) que reduce la velocidad a lo largo del perfil permitiendo una distribución de presión más equilibrada sobre la superficie superior que retrasa la separación de flujo. Como consecuencia se obtiene una elevación del coeficiente de sustentación ($C_{l_{Max}}$) e incrementos en el ángulo de ataque.

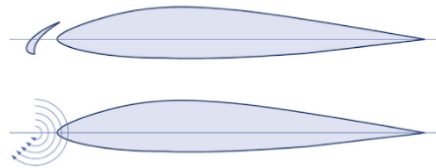


Figura 08. Efecto del Slat (borde delantero) ^[11]

- Flap (Junker flap – Flap externo movable)

Dispositivo ubicado cerca o sobre el borde de salida del perfil aerodinámico del ala, el cual mediante su deflexión modifica la curvatura del perfil aerodinámico del ala permitiendo retrasar la separación de flujo. Al igual que el dispositivo slat permite incrementos considerables del coeficiente de sustentación (*Figura 09*).

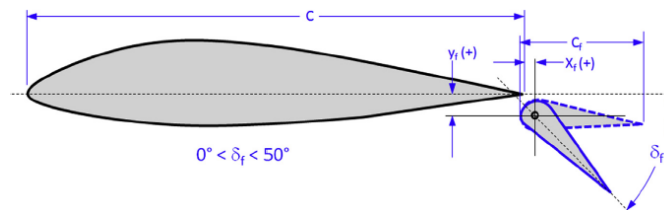


Figura 09. Posicionamiento del Junker Flap con respecto a la cuerda del perfil dinámico ^[11]

6.4 ANÁLISIS NUMÉRICO EN CFD - PERFIL AERODINÁMICO

Partiendo de la elección de un perfil NACA 65-018 el cual por su nomenclatura se describe ser un perfil con una curvatura igual a $0.06C$, con un espesor máximo de $0.18C$ que estará ubicado a $0.25C$ (esto por $0.50/2$) representado C la longitud de la cuerda dada al perfil (*Figura 10*)

DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL

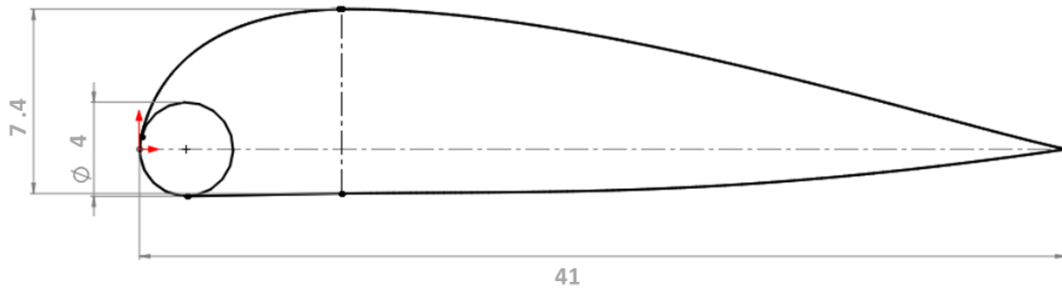


Figura 10. Dimensionado de un perfil NACA 65-018 con una longitud de cuerda de 41 pulgadas

El diseñador Chris Heintz ^[4] busco mejorar las cualidades aerodinámicas (perfil NACA 65-018) mediante la implementación de los dispositivos flap y slat (perfil NACA 65-018). El dimensionado de los mismos está basado en la referencia ^[4] y su instalación con respecto al perfil se visualiza con apoyo de la figura 11.

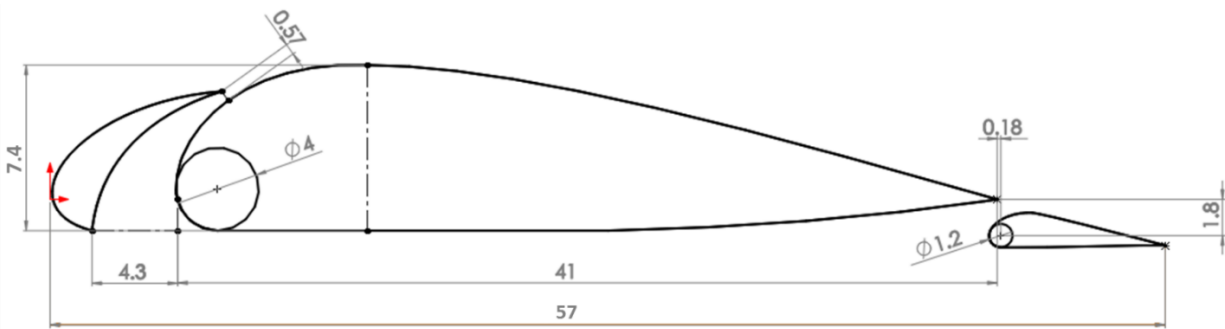


Figura 11. Posición de Slat y Junker flap con respecto al perfil NACA 65-018 (dimensiones en pulgadas).

Siendo este perfil (Figura 11) el que define la forma geométrica (en el plano XZ) de la sección alar que integra nuestro diseño, se dio paso a conocer la contribución aerodinámica del mismo considerando su forma natural (sin adaptaciones – Figura 10) y con la adaptación de mecanismos hipersustentadores (Figura 11). Lo anterior fue posible haciendo uso de la herramienta Fluent (CFD - Dinámica de fluidos computacional) bajo los siguientes criterios:

- Flujo estable (No viscoso)
- Temperatura ambiente = 70°F
- Densidad (constante) = 0.002378 Slug/ft³
- Velocidad = 55 KNOT

Los resultados están fundamentados en el principio de momento (determina la variación lineal del momento en un campo de flujo a causa de la presencia de una superficie que es sumergida en el).

Las condiciones de frontera y el dimensionado del campo de flujo ^[19] se visualizan con apoyo de la figura 12 donde C representa la magnitud de la cuerda del perfil. El campo de flujo fue mallado bajo un método triangular logrando un conjunto de 450 000 nodos que fraccionan el campo de flujo en 900 000 elementos (para las dos geometrías) lográndose un refinamiento especial (tamaño aproximado de malla = 6mm) alrededor del perfil (Figura 13).

DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROSPAIAL

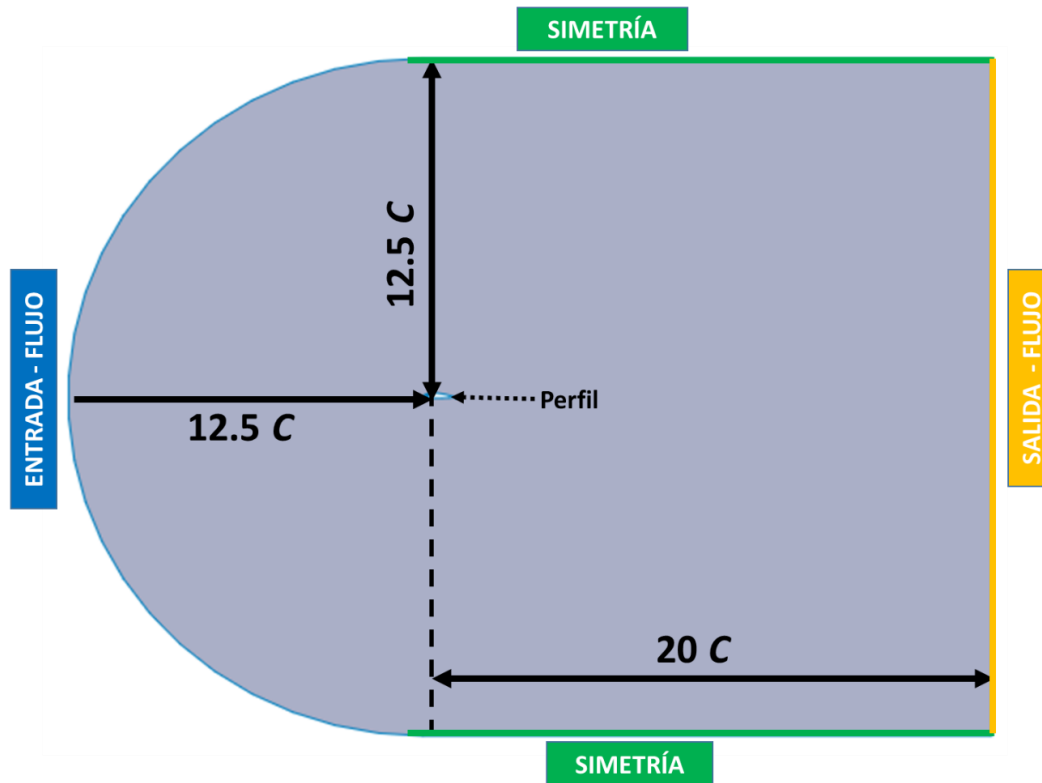


Figura 12. Condiciones de frontera y dimensionado del campo de flujo en función de la longitud de la cuerda del perfil ^[19].



Figura 13. Discretización del de campo de flujo (Mallado = 900 000 elementos con un tamaño aproximado de 6mm en la zona cercana al perfil)

DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROSPAIAL

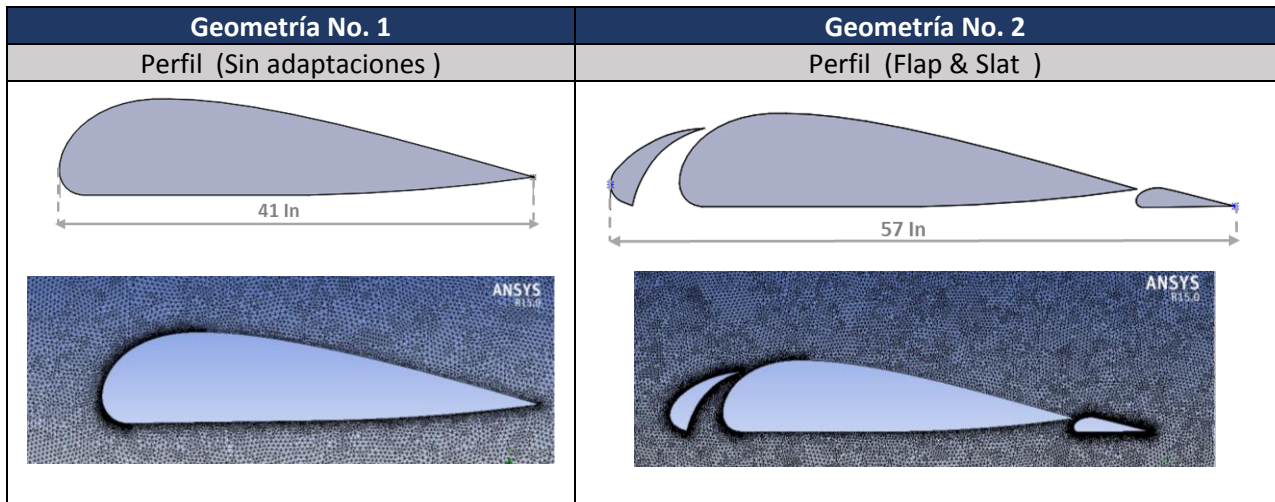
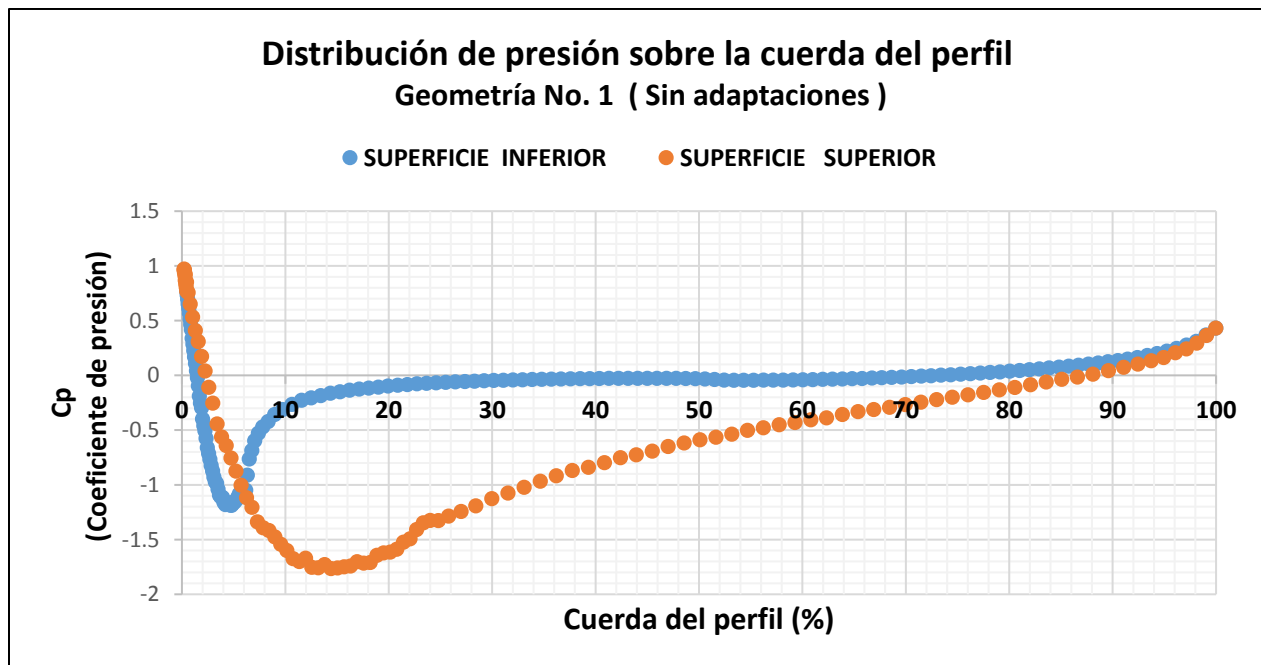


Figura 14. Descripciones de geometrías en análisis (geometría 1 = Perfil sin adaptaciones, geometría 2= Perfil uso de flap & slat)

RESULTADOS CFD - PERFIL EN 2D

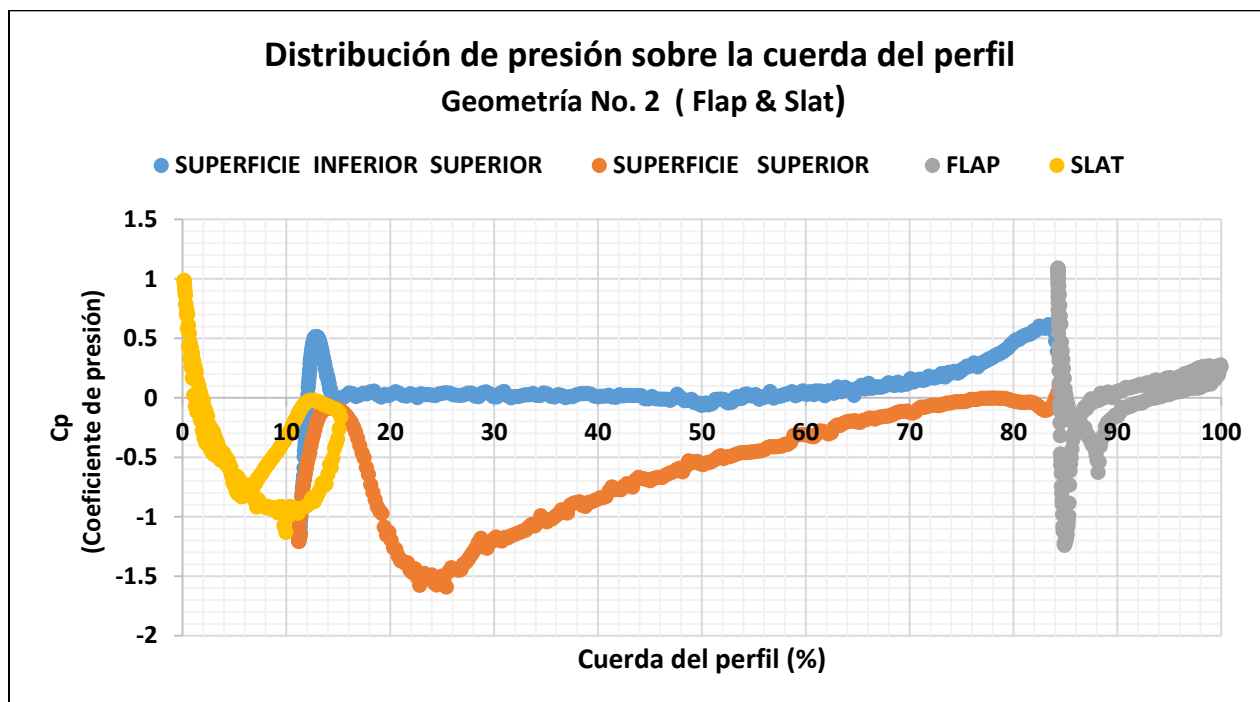
Haciendo uso del programa ANSYS bajo la plataforma Fluent que ofrece soluciones por análisis numérico ^{[20], [21]}, fue posible evaluar el campo de flujo mediante las ecuaciones que gobiernan el comportamiento de un flujo incompresible ^[22]. Los resultados obtenidos en términos de presión se muestran con apoyo de la gráfica 02 y gráfica 03, así como de las figuras 15, 16, 17 y 18.



Gráfica 02. Distribución de presión a lo largo de la cuerda de perfil (Geometría 1-Perfil sin adaptaciones) $\alpha = 0^\circ$

DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL



Grafica 03. Distribución de presión a lo largo de la cuerda de perfil (Geometría 2-Perfil Flap & Slot) $\alpha = 0^\circ$

Efecto de la velocidad – Geometria 1

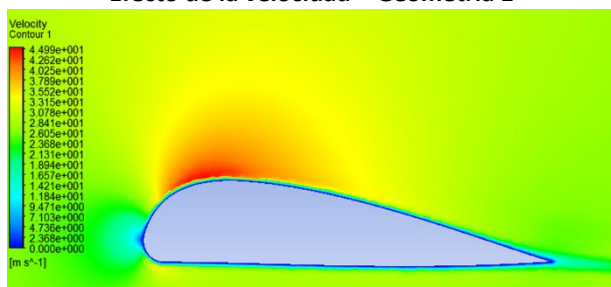


Figura 15. Resultados CFD – Fluent sobre el efecto de la velocidad para un perfil NACA sin adaptaciones. Geometría a 0°

Efecto de la velocidad – Geometria 2

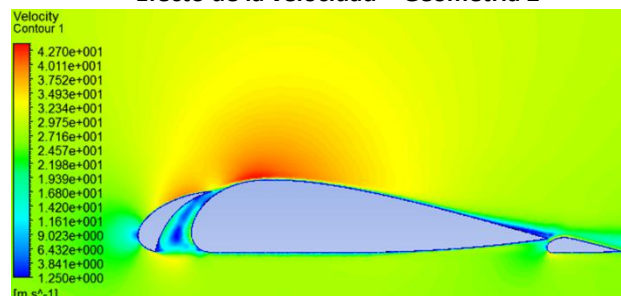


Figura 16. Resultados CFD – Fluent sobre el efecto de la velocidad para un perfil NACA con mecanismos hipersustentadores. Geometría a 0°

Efecto de la presión - Geometria 1

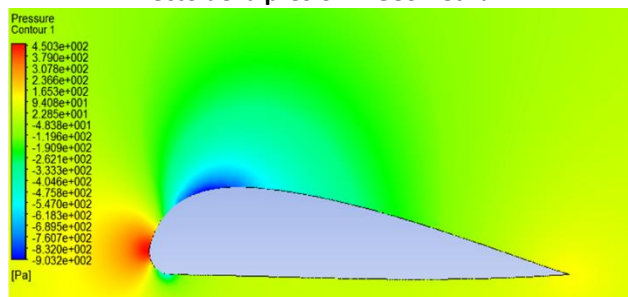


Figura 17. Resultados CFD – Fluent sobre el efecto de la presión para un perfil NACA sin adaptaciones. Geometría a 0°

Efecto de la presión - Geometria 2

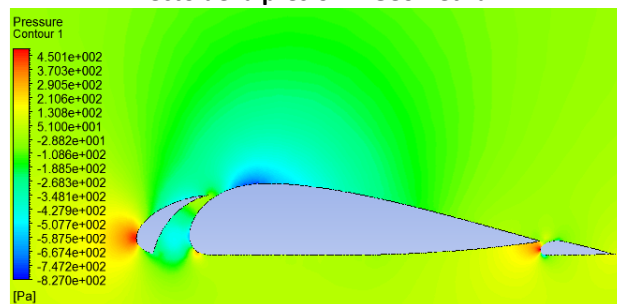


Figura 18. Resultados CFD – Fluent sobre el efecto de la presión para un perfil NACA con mecanismos hipersustentadores. Geometría a 0°

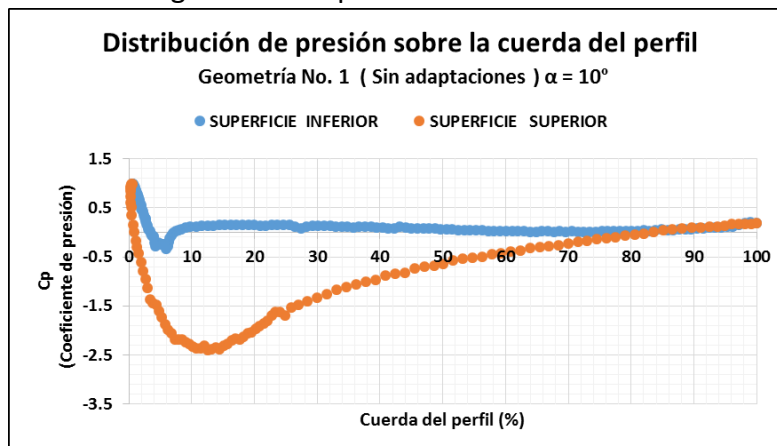
DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL

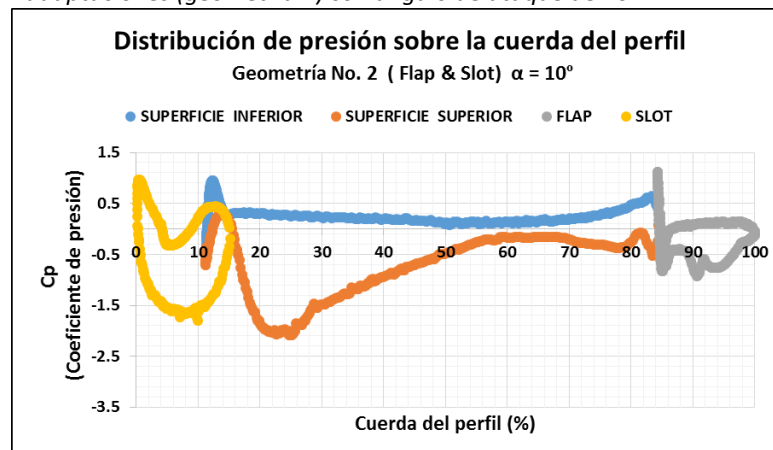
La comparación de resultados de las geometrías analizadas permite expresar los siguientes puntos:

1. El uso de mecanismos hipersustentadores favorecen a retrasar la separación del flujo sobre el perfil aerodinámico del ala al permitir una distribución de presión más equilibrada sobre la superficie superior del perfil permitiendo alcanzar altos rangos del coeficiente de sustentación.
2. El uso de mecanismos hipersustentadores permite alcanzar un rango más alto sobre el ángulo de ataque del perfil aerodinámico antes de entrar en pérdida.
3. El uso del dispositivo slat permite una reducción de la fuerza de presión sobre el borde delantero del perfil principal.

Los puntos anteriores se visualizan con apoyo de las *gráficas 04, 05, 06, 07, 08 y 09* que muestran el comportamiento del coeficiente de presión sobre la cuerda del perfil (con y sin mecanismos hipersustentadores) a distintos ángulos de ataque.



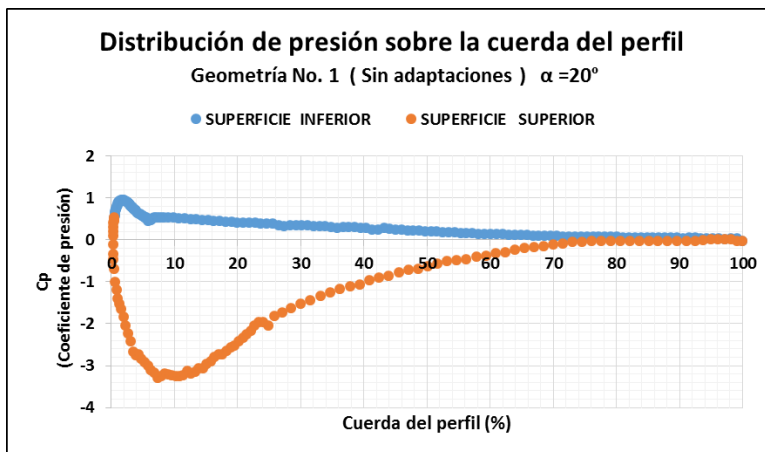
Gráfica 04. Distribución de presión a lo largo de la cuerda del perfil sin adaptaciones (geometría 1) con ángulo de ataque de 10°



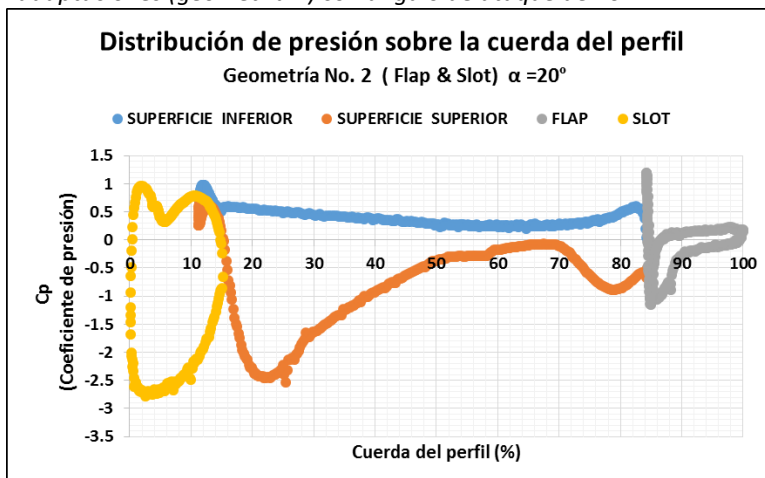
Gráfica 05. Distribución de presión a lo largo de la cuerda del perfil con flap & slat (geometría 2) con ángulo de ataque de 10°

DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

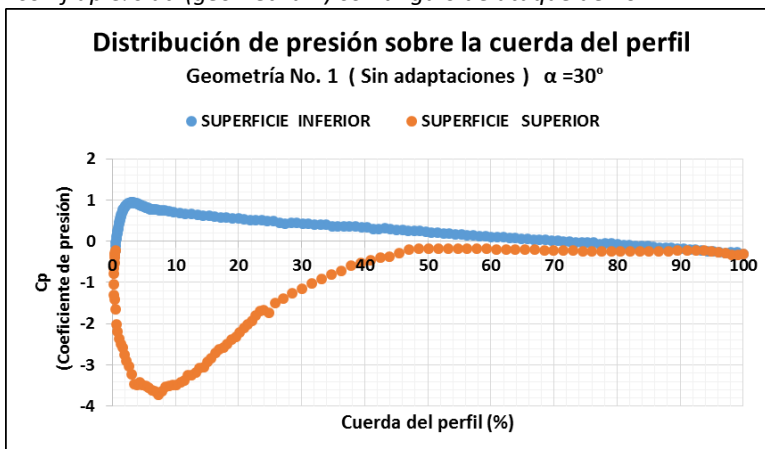
UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL



Gráfica 06. Distribución de presión a lo largo de la cuerda del perfil sin adaptaciones (geometría 1) con ángulo de ataque de 20°



Gráfica 07. Distribución de presión a lo largo de la cuerda del perfil con flap & slat (geometría 2) con ángulo de ataque de 20°

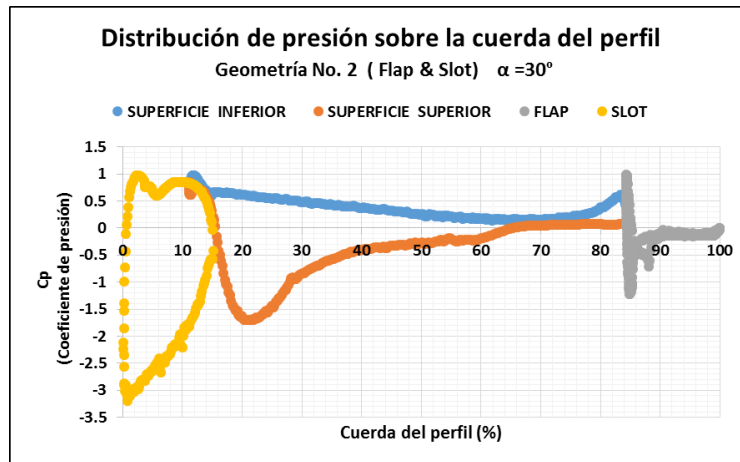


Gráfica 08. Distribución de presión a lo largo de la cuerda del perfil sin adaptaciones (geometría 1) con ángulo de ataque de 30°



DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL



Gráfica 09. Distribución de presión a lo largo de la cuerda del perfil con flap & slat (geometría 2) con ángulo de ataque de 30°

Tomando en cuenta las diferentes condiciones de vuelo a las que se ve sometidos el perfil se obtuvieron los coeficientes aerodinámicos para ambas geometrías a distintos ángulos de ataque, estos se exponen en la *tabla 05*.

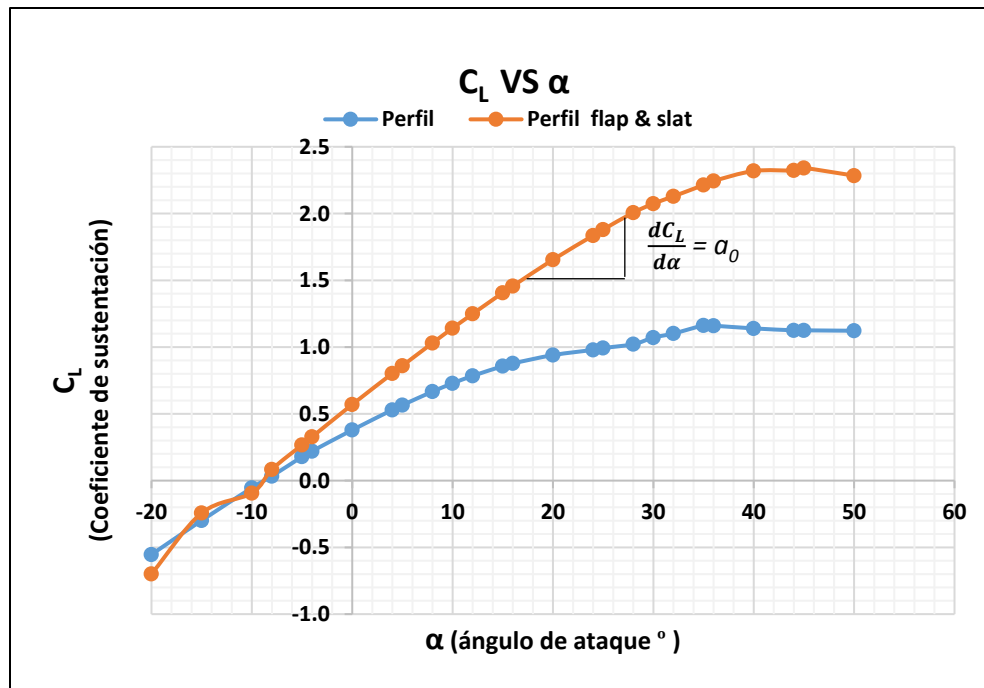
GEOMETRÍAS EN 2D							
Perfil (Sin adaptaciones)				Perfil (Slat y Flap)			
α	C_D	C_L	C_L / C_D	α	C_D	C_L	C_L / C_D
-10	0.0374	-0.0543	-1.4534	-10	0.0821	-0.0934	-1.1383
-8	0.0283	0.0338	1.1969	-8	0.0621	0.0842	1.3560
-5	0.0204	0.1790	8.7689	-5	0.0593	0.2670	4.4998
-4	0.0170	0.2206	12.9896	-4	0.0685	0.3276	4.7844
0	0.0303	0.3791	12.5048	0	0.0860	0.5702	6.6330
4	0.0572	0.5298	9.2608	4	0.1306	0.8029	6.1460
5	0.0655	0.5654	8.6283	5	0.1458	0.8604	5.9008
8	0.0946	0.6668	7.0488	8	0.1992	1.0308	5.1737
10	0.1170	0.7284	6.2244	10	0.2402	1.1418	4.7541
12	0.1413	0.7846	5.5521	12	0.2867	1.2490	4.3559
15	0.1802	0.8573	4.7575	15	0.3665	1.4069	3.8383
16	0.1934	0.8778	4.5396	16	0.3952	1.4570	3.6865
20	0.2445	0.9399	3.8446	20	0.5232	1.6551	3.1633
24	0.2947	0.9793	3.3226	24	0.6679	1.8353	2.7479
25	0.3112	0.9928	3.1899	25	0.7079	1.8805	2.6563
28	0.3585	1.0215	2.8493	28	0.8368	2.0071	2.3985
30	0.4141	1.0711	2.5867	30	0.9225	2.0742	2.2486
32	0.4617	1.1017	2.3860	32	1.0061	2.1288	2.1159
35	0.5490	1.1621	2.1169	35	1.1459	2.2141	1.9322
36	0.5669	1.1603	2.0467	36	1.1884	2.2437	1.8881
40	0.6266	1.1397	1.8188	40	1.3689	2.3191	1.6941
44	0.7238	1.1255	1.5550	44	1.5456	2.3230	1.5030
45	0.7678	1.1254	1.4657	45	1.6061	2.3407	1.4574
50	0.8857	1.1224	1.2673	50	1.8004	2.2842	1.2687

Tabla 05. Coeficientes aerodinámicos de las geometrías en la figura 14 a distintos ángulos de ataque.

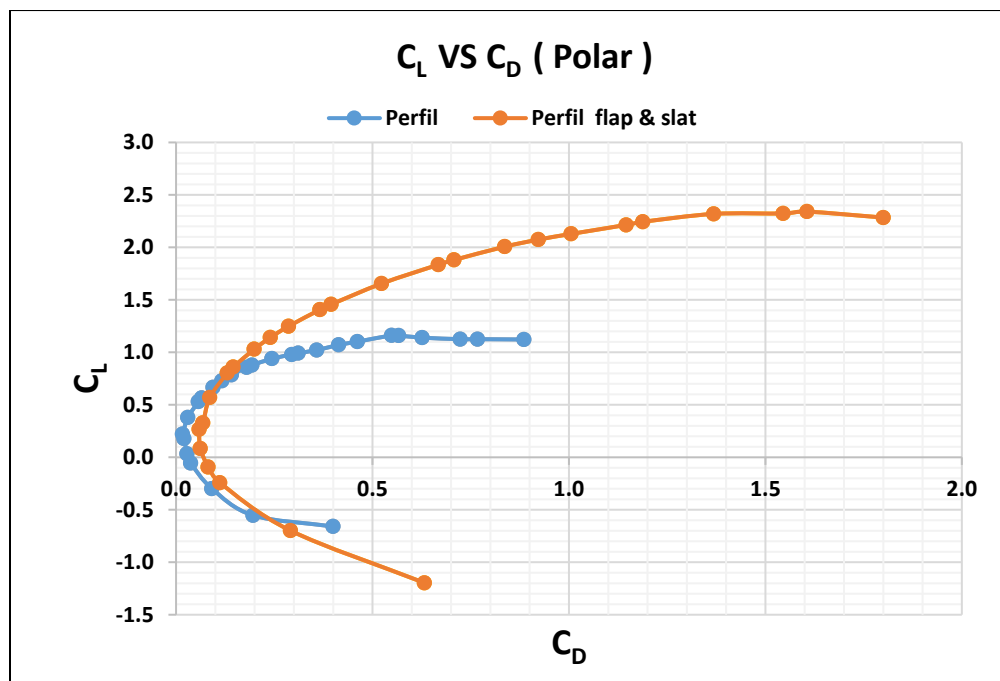
DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROSPAIAL

El aporte aerodinámico de las geometrías se visualiza con apoyo de las *gráficas 10, 11 y 12* que reflejan el comportamiento que definirá las características de los perfiles en dos dimensiones.



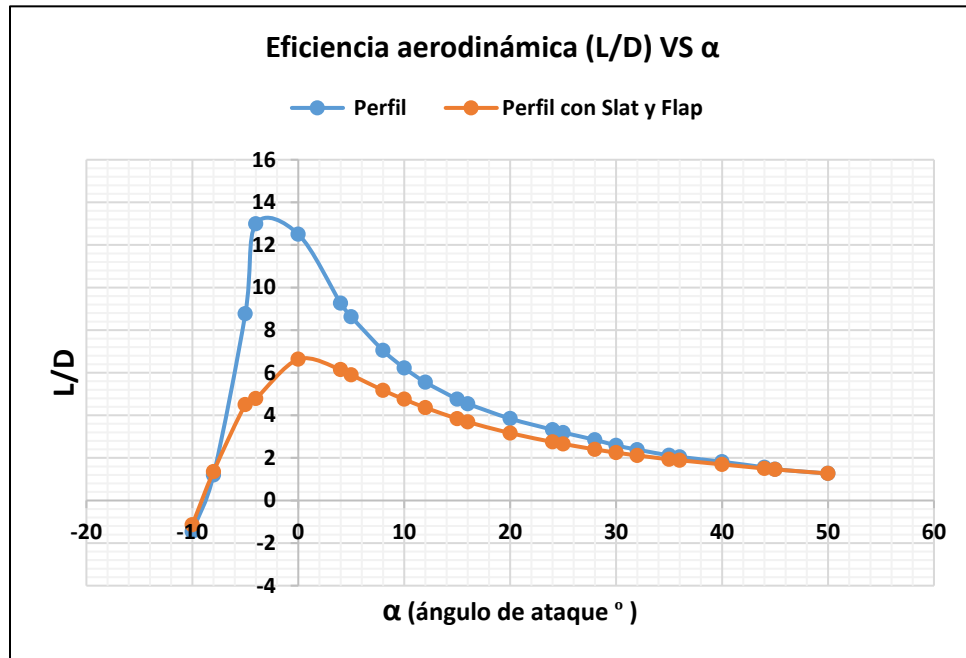
Gráfica 10. Curvas de sustentación con respecto al ángulo de ataque para las geometrías de la figura 14.



Gráfica 11. Polar aerodinámica (C_L vs C_D) para las geometrías de la figura 14.

DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROSPAIAL



Gráfica 12. Eficiencia aerodinámica con respecto al ángulo de ataque para las geometrías de la figura 14.

Por los resultados en la plataforma CFD se obtuvo la pendiente de la curva de sustentación $a_0(dC_L/d\alpha)$ en 2D para las dos geometrías de la figura 14:

Geometría No. 1

Perfil

$$C_{L_{\alpha=-8}} = 0.0338$$

$$C_{L_{\alpha=35}} = 1.1621$$

$$\frac{1.1621 - 0.0338}{35 - (-8)} = 0.0262$$

$$a_0 = 0.0262$$

Geometría No. 2

Perfil flap & slat

$$C_{L_{\alpha=-8}} = 0.0842$$

$$C_{L_{\alpha=45}} = 2.3407$$

$$\frac{2.3407 - 0.0842}{45 - (-8)} = 0.0425$$

$$a_0 = 0.0425$$

Los resultados permiten observar como la implementación de los dispositivos flap y slat favorecen a retrasar la separación del flujo sobre el perfil aerodinámico del ala permitiendo alcanzar mejores rangos de sustentación en un 62.2 % con respecto al perfil sin adaptaciones y aumentos del ángulo de ataque en una proporción del 28.57 % , sin embargo el alargar la forma del perfil también induce a la generación de fuerza de resistencia aerodinámica con incrementos desacelerados a medida que el ángulo de ataque aumenta . Esto se muestra con apoyo de la gráfica 12 donde es posible apreciar como la eficiencia aerodinámica disminuye a causa de cambios en el ángulo de ataque. Si bien el uso este tipo de superficies es favorable ante ciertas condiciones de vuelo se debe buscar una adaptación en el perfil que evite en lo posible la producción desmedida de resistencia aerodinámica.

6.5 ANÁLISIS NUMÉRICO EN CFD - ESTABILIZADOR HORIZONTAL

Bajo el mismo modelo de análisis en CFD que fue expuesto en la sección 6.4 se realizó el estudio de las propiedades aerodinámicas del perfil que constituyen al estabilizador horizontal. La geometría ^[4] corresponde al mismo perfil del ala (*Figura 10*) en posición inversa (forma curvada hacia abajo) con una cuerda de 30.5 pulgadas (2.5 ft), se conforma de una parte fija y una parte móvil además de un pequeño flap en el borde de salida del elevador con una longitud de 0.7 pulgadas y un ángulo de 18° con respecto al eje de la cuerda del perfil (*Figura 19*)

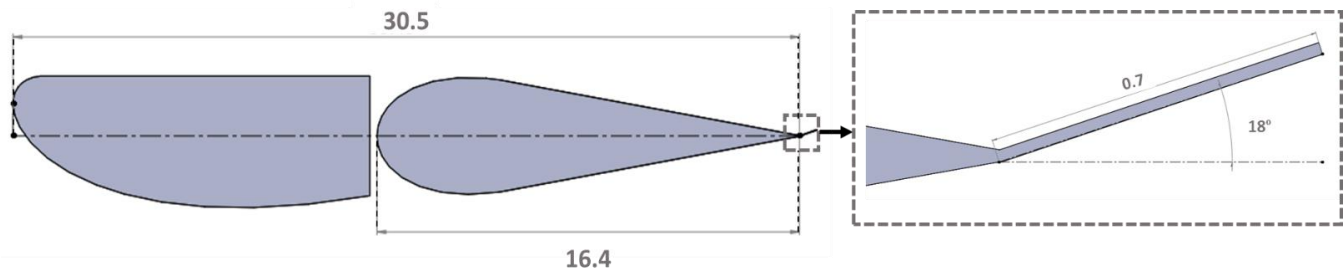


Figura 19. Forma y características del estabilizador horizontal ^[4] dimensiones expresadas en pulgadas

El método de mallado y el campo de flujo para el análisis de la *figura 19* comparten el mismo criterio del expuesto en las *figuras 12 y 13* (Ver *figura 20*).

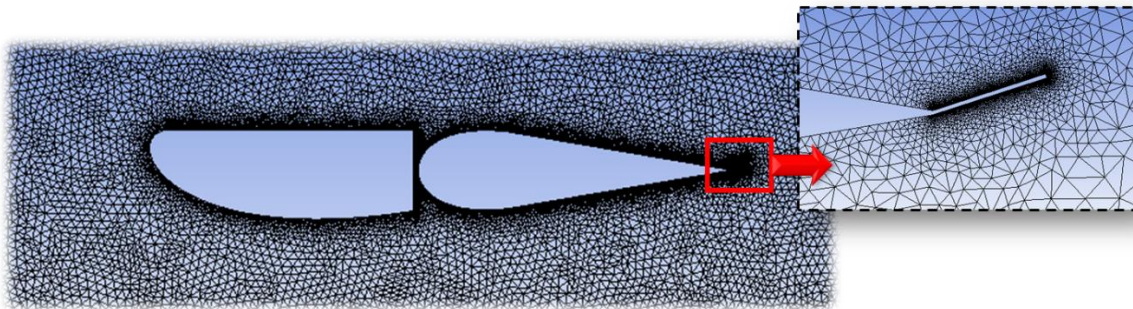


Figura 20. Discretización del campo de flujo alrededor de la superficie expuesta en la figura 19 bajo los criterios de mallado descritos en la figura 13.

Los resultados en la plataforma CFD (*Tabla 06 y graficas 13 y 14*) permitieron obtener las pendientes de la curva de sustentación que definen el aporte aerodinámico del estabilizador horizontal en posición estática ($a_{0_{HT}} = C_{L_{HT}}/\alpha$) y considerando la deflexión del elevador ($a_{0_{\delta HT}} = C_{L_{HT}}/\delta_{HT}$)

Estabilizador horizontal

$$C_{L_{\alpha=-20}} = -0.8060$$

$$C_{L_{\alpha=20}} = 0.3637$$

$$\frac{0.3637 - (-0.8060)}{20 - (-20)} = 0.029$$

$$a_{0_{HT}} = 0.029$$

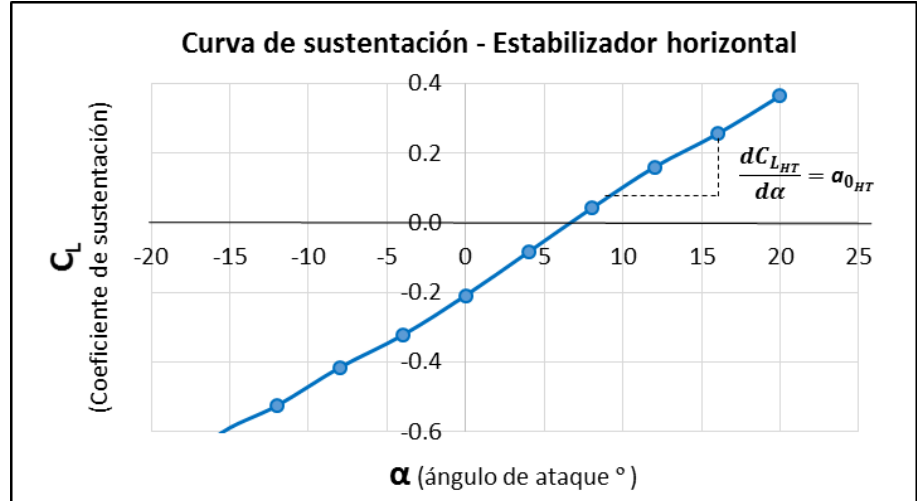


DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROSPAIAL

Estabilizador Horizontal (HT)		
α	C_D	C_L
-20	0.1883	-0.8063
-16	0.1339	-0.6187
-12	0.0892	-0.5257
-8	0.0515	-0.4160
-4	0.0268	-0.3231
0	0.0122	-0.2094
4	0.0103	-0.0843
8	0.0218	0.0409
12	0.0432	0.1590
16	0.0710	0.2541
20	0.1126	0.3637

Tabla 06. Coeficientes aerodinámicos de la figura 19 a distintos ángulos de ataque.



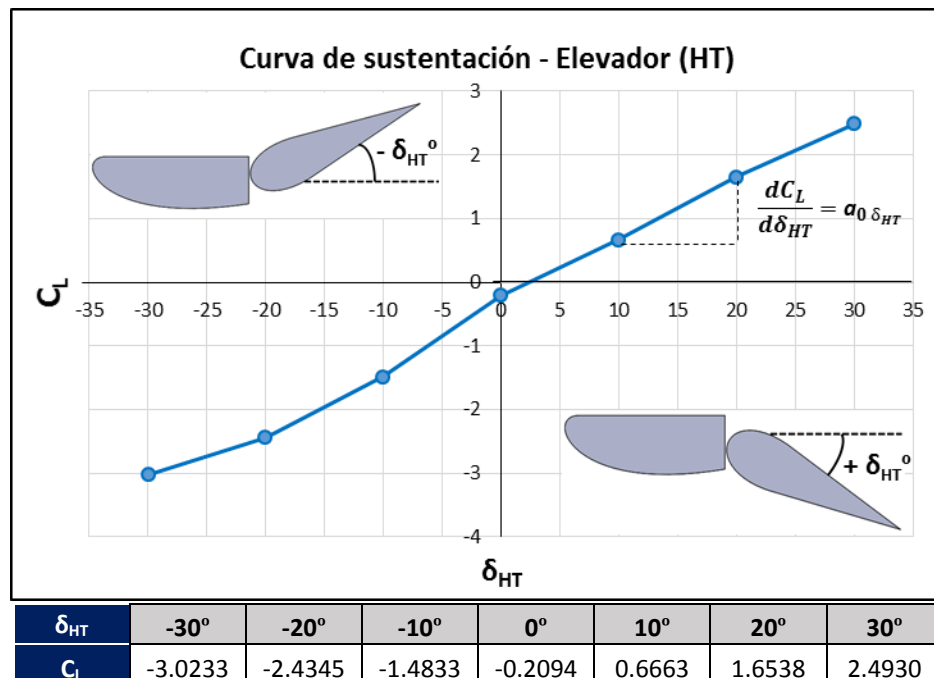
Deflexión del elevador δ_{HT}

$$C_{L \alpha = -30} = -3.0233$$

$$C_{L \alpha = 30} = 2.4930$$

$$\frac{2.4930 - (-3.0233)}{30 - (-30)} = 0.09194$$

$$\alpha_{0 \delta_{HT}} = 0.09194$$



7. ANÁLISIS DE SUPERFICIES 3D

Las superficies de sustentación que conforman un diseño en 3D se integran generalmente de la envergadura (sección alar), un estabilizador horizontal (timón horizontal), un estabilizador vertical (timón vertical) y el fuselaje, por lo que su análisis involucra conocer a partir de su forma geométrica el aporte aerodinámico de cada elemento con respecto al diseño en general. Para nuestro análisis dichas formas parten del modelo expuesto en las referencias [3], [4].

7.1 MARCO TEÓRICO - ANÁLISIS DE PERFILES EN 3D

La envergadura alar es uno de los elementos más importante al ser la responsable de proporcionar la mayor contribución de sustentación a todo el diseño, por lo que conocer las bases que conforman sus principios aerodinámicos es de gran importancia. Para aviones de baja velocidad dichos principios son analizados a partir de la teoría de la línea de sustentación.

El primer paso para entender la teoría aerodinámica de una sección alar es mediante el concepto de filamento de vórtices (*vortex filament*), este hace referencia a una línea en el espacio que induce rotaciones de flujo a su alrededor (siendo esta línea el eje de rotación) la fuerza de este filamento es detonado por Γ , si se considera que existe un punto en el espacio P y que el filamento se fracciona en secciones (dl). Un vector (r) une el punto P con el fragmento del filamento y genera un vector fuerza que se expresa teóricamente por la ley de Biot – Savarat [7]

$$V = \frac{\Gamma}{4\pi} \frac{dl \times r}{|r|^3} \dots \dots (48)$$

Resolviendo para un vector de flujo, la magnitud de la velocidad está dada por la ecuación (49) [7]:

$$V = \frac{\Gamma}{4\pi} \int_{-\infty}^{\infty} \frac{\sin \theta}{r^2} dl \dots (49)$$

Tomando en consideración solo un segmento (semi-infinito) del filamento dl que tiene una componente perpendicular hacia el punto P (Figura 21), por lo que la velocidad inducida en el punto está dada por la ecuación (50) [7]:

$$V = \frac{\Gamma}{4\pi h} \dots \dots (50)$$

Donde Γ define la fuerza en el filamento y h la longitud (Figura 21). Este principio fue tomado por Hermann Von Helmholtz para el análisis de flujo incomprensible y no viscoso sobre una envergadura.

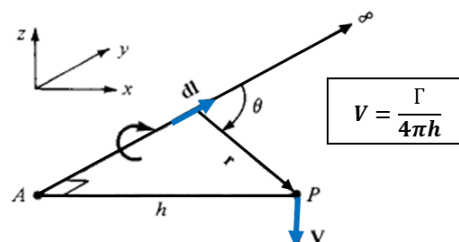


Figura 21. Esquema del principio de Hermann Von Helmholtz por la Ley Biot-Savarat [7].

DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL

- PRANDTL -(TEORÍA LÍNEA DE SUSTENTACIÓN)

Considerando la ley de Von-Savart, Ludwig Prandtl analizó los efectos del flujo sobre una superficie alar considerando que se genera un filamento de vórtices a largo de la envergadura ($-b/2$ hacia $b/2$ – *Figura 22*) generando una fuerza de circulación ^[7]:

$$L = \rho_{\infty} V_{\infty} \Gamma \dots \dots (51)$$

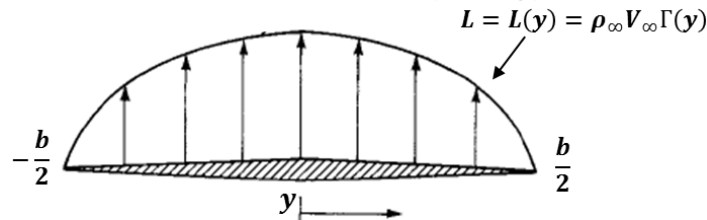


Figura 22. Distribución de presión sobre una envergadura que se extiende sobre el eje Y ^[7].

Analizando que el filamento en el teorema de Von Helmholtz se extiende hacia el infinito, Prandtl estimó que una vez que el sistema de vórtices llega a uno de los extremos de la envergadura tomara dirección detrás de la punta hacia el infinito (*Figura 23*).

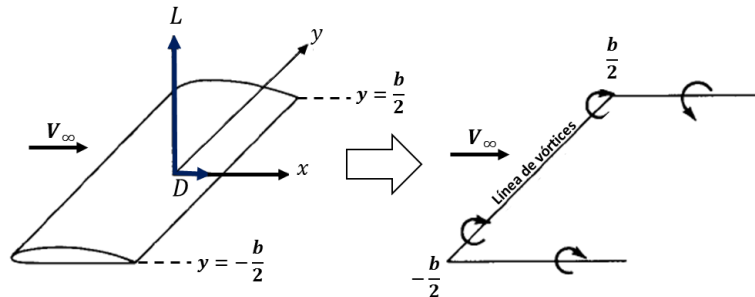


Figura 23. Similitud de una envergadura alar con un sistema de vórtices que se extiende al infinito ^[7].

Tomando por ejemplo la *figura 23* si se determina el origen del filamento en el centro de la envergadura (que se extiende sobre el “eje y”) el sistema de vórtices se analizara en dos secciones (con las mismas características) una positiva ($b/2$) y otra negativa ($-b/2$) de forma que la suma de fuerzas sobre la envergadura sea igual a cero (por simetría).

La intensidad de la fuerza de circulación sobre la envergadura llega a ser variable a medida que esta se desplaza hacia el extremo del ala, esta variación está en función de la geometría adoptada por la sección alar siendo esta variación la responsable de formar lo que se conoce como línea de sustentación. Ante esto la ecuación que define la velocidad total inducida por el filamento de vórtices sobre la superficie está dada por la ecuación (52) ^[7]:

$$w(y_0) = -\frac{1}{4\pi} \int_{-b/2}^{b/2} \frac{(d\Gamma/dy) dy}{y_0 - y} \dots \dots (52)$$



DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL

Siendo $(d\Gamma/dy)dy$ el cambio en la circulación a lo largo de dy (eje de la envergadura) y $y_0 - y$ un punto del segmento de la línea de sustentación. Ante lo anterior la fuerza de sustentación se define de forma general por la ecuación (53) [7]:

$$L = \rho_{\infty} V_{\infty} \int_{-b/2}^{b/2} \Gamma(y) dy \dots \dots (53)$$

La teoría de línea de sustentación considera el ala como un sistema de vórtices cuya circulación se extiende a lo largo de la sección alar (partiendo desde el centro de la envergadura hacia afuera) y genera la fuerza de sustentación, sin embargo al llegar a las puntas del ala esta circulación toma dirección opuesta al desplazamiento del ala generando una fuerza de resistencia inducida cuya magnitud está en función de las características de la geometría alar y del efecto de la fuerza del aire sobre ella.

7.2 CARACTERÍSTICAS DE LA SECCIÓN ALAR 3D

Una vez conocidas las características aerodinámicas que aporta el perfil de selección (Sección 6) es importante determinar las características aerodinámicas del ala en 3D, este criterio está fuertemente relacionado con un valor de “Aspect Ratio (AR)” el cual se define como la relación adimensional entre la envergadura y a superficie del ala, en nuestro caso este parámetro es analizado para un modelo de ala rectangular (Figura 24).

$$AR = \frac{b^2}{S} = \frac{b^2}{(C)(b)} \dots \dots (54)$$

Figura 24- Relación de AR (aspect ratio) para un modelo rectangular en base a nuestros criterios de análisis

Otros aspectos que interviene en una geometría alar hacen referencia al efecto de la resistencia inducida sobre la envergadura, estos valores son considerados dentro del análisis mediante las variables descritas en la tabla 07.

Factor de Oswald (e= Span efficiency) [10]:	$e = 1.78(1-0.045 AR^{0.68})-0.64 \dots \dots (55)$
Factor de resistencia inducida (Drag) [10]:	$K = \frac{1}{\pi e AR} \dots \dots (56)$
Coeficiente de resistencia Inducida [10]:	$C_{D0} = 0.06$ (Por la referencia [10] para aviones de esa categoría)

Tabla 07. Variables que describen el efecto de la resistencia inducida para un valor dado de AR.



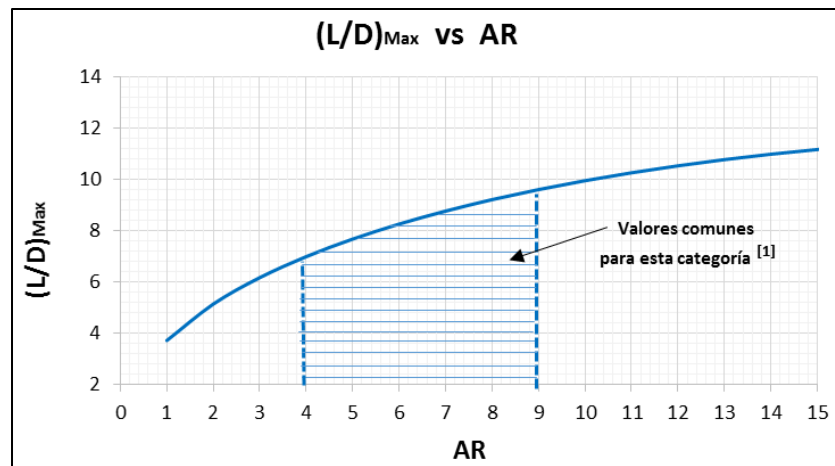
DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROSPAIAL

Por la *tabla 07* puede observarse como el factor de Oswald (e) y el factor de resistencia inducida (K) están en función del AR de forma que cambios futuros en el mismo afectaría también estas propiedades.

Como parte de la primera valorización de AR se estima el valor teórico de la máxima eficiencia a distintos valores de AR (*Gráfica 15*), esto por la ecuación (41) ^[27]:

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{Max} = \frac{1}{2\sqrt{K C_{D0}}} \dots \dots (57)$$



Gráfica 15. Evaluación de AR con respecto a $(L/D)_{Max}$

Considerando los resultados de la *gráfica 15* y tomando como punto de partida una longitud de la cuerda del perfil igual a 4.75 pies ($C = 4.75 \text{ ft} = 57 \text{ in}$) es posible estimar la superficie alar y por tanto seleccionar un valor de AR (valorizado por la ecuación (54) de la *figura 24* para un modelo de ala rectangular), Ver *tabla 08*.

b (ft) Envergadura	C (ft) Cuerda	S (ft ²) Área alar	AR
14.25	4.75	67.68	3
24	4.75	114	5
38	4.75	180	8

Tabla 08. Estimación de superficie alar y AR

Con apoyo de la *tabla 09* se establecen las propiedades generales que definen la sección del ala.

Envergadura (b)	Área alar (S)	Cuerda alar (c)	Aspec Ratio (AR)	Perfil alar
24 ft	114 ft ²	4.75 ft	5	NACA 650-18
Factor de Oswald (e)	Factor de resistencia inducida (K)		Coeficiente de resistencia Inducida (C_{D0})	
0.9007	0.0706		0.06	

Tabla 09. Parámetros que definen las Características de la geometría alar del avión en análisis

DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL

Una forma de mejorar el desempeño de la sección alar además de la implementación de dispositivos flap y slat los cuales ayudan a mejorar la eficiencia del perfil alar es mediante el uso de configuraciones en la punta del ala que ayudan a disminuir el efecto de los vórtices presentes en esta zona, esto mediante la redirección de las corrientes de aire que circulan sobre la superficie superior e inferior.

Por lo que con objeto de mejorar el rendimiento aerodinámico y para efecto de análisis en base a lo establecido por la referencia ^[4] se integra una adaptación "Hoerner wingtip" ^[11] en las puntas de la envergadura. La configuración no compromete el valor de AR del ala y busca separar la superficie superior de la inferior desplazando el aire mediante una curvatura hacia el borde de salida. Su diseño está basado en el trabajo del aerodinamicista Sighard Hoerner ^[11] (Figura 25).

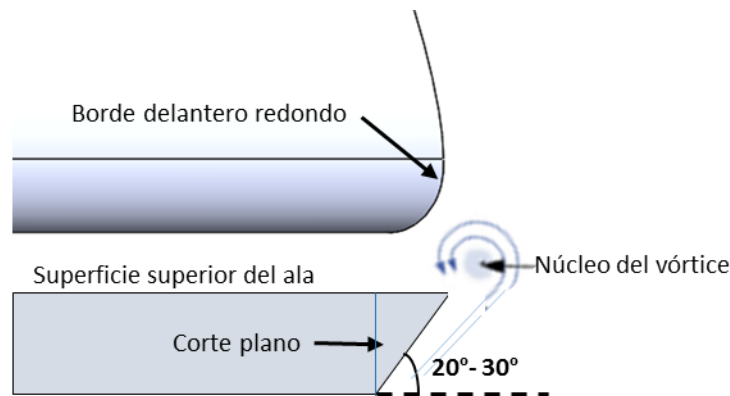


Figura 25. Descripción "Hoerner wingtip" ^[11]

Haciendo uso de la plataforma CFD – Fluent, se llevó a cabo el estudio de la eficiencia ante el uso del dispositivo "hoerner wingtip" en la punta de la sección del ala. El análisis considera un campo de flujo en base a las dimensiones descritas en las figuras 30 y 31 bajo un criterio de flujo laminar a una velocidad de 55 KNOT (93 ft/S). Los resultados se exponen por las figuras 26, 27, 28 y 29.



Figura 26. Comportamiento del aire en dirección (Z) sobre la punta de la envergadura SIN "Hoerner wingtip"

DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL

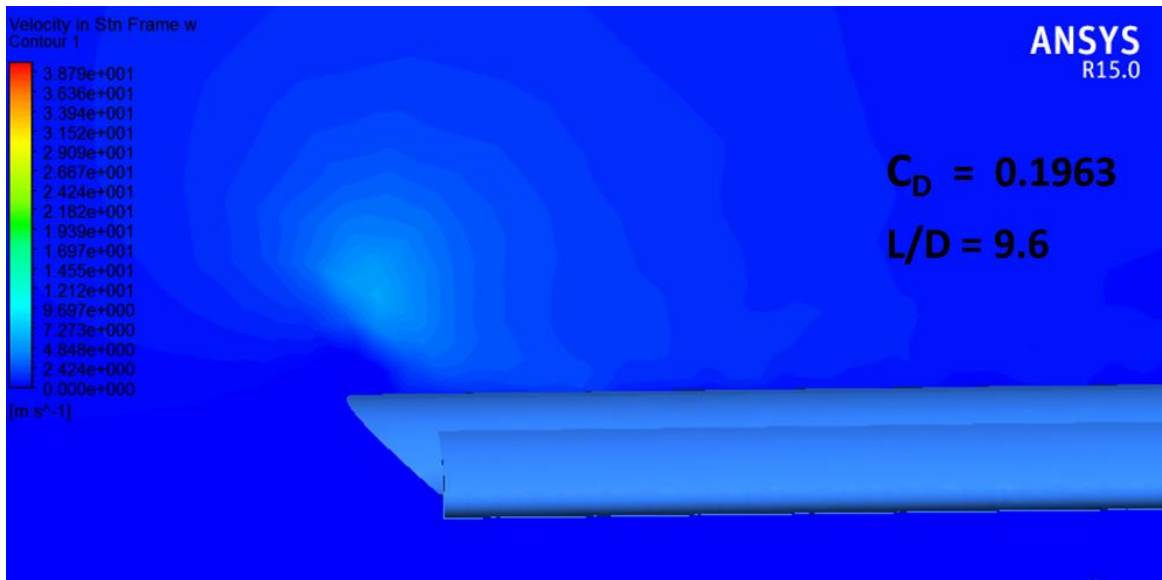


Figura 27. Comportamiento del aire en dirección (Z) sobre la punta de la envergadura CON “Hoerner wingtip

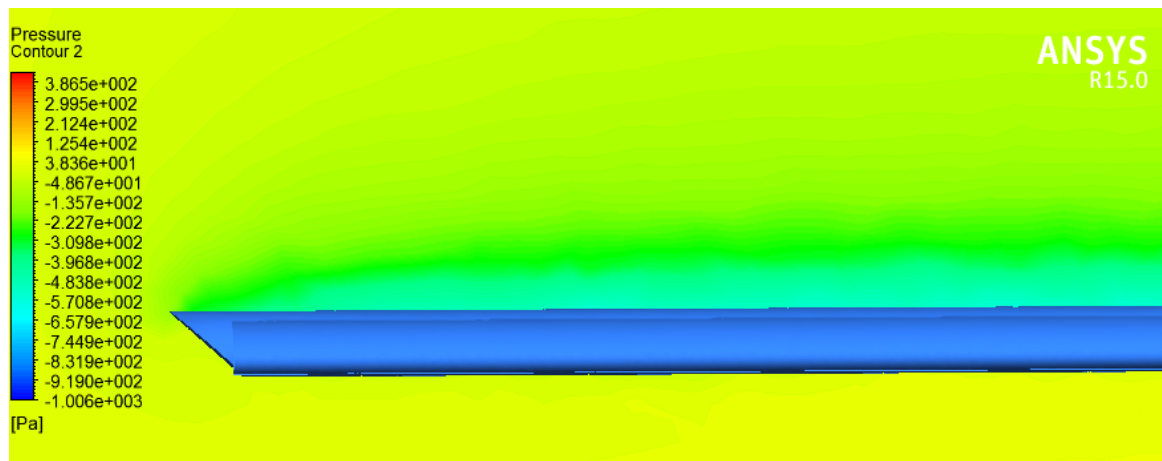


Figura 28. Distribución de presión a lo largo de la envergadura CON “Hoerner wingtip

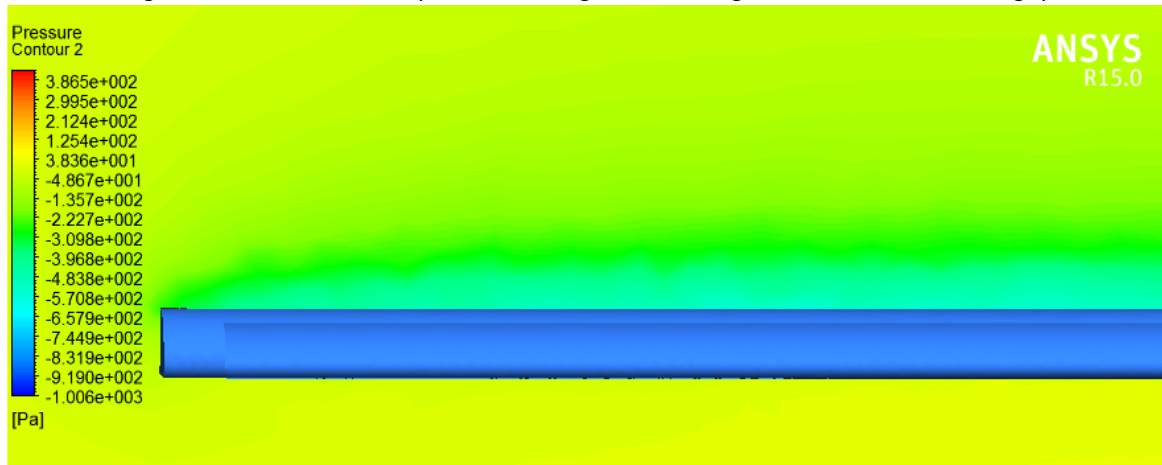


Figura 29. Distribución de presión a lo largo de la envergadura SIN “Hoerner wingtipx



DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL

Mediante una comparación de las *figuras 26 y 27* se muestra como la implementación del dispositivo “hoerner wingtip” disminuye el efecto del vórtice que se genera en la punta del ala, contribuyendo a una reducción en el coeficiente de arrastre del 4.38% y un aumento de la eficiencia aerodinámica ($L/D = C_L/C_D$) del 2.34% con respecto al diseño que no cuenta con la adaptación.

Por las *figuras 28 y 29* se aprecia como la distribución de presión a lo largo de la envergadura se mantiene constante (al ser un diseño rectangular) y es independientemente de la adaptación hecha en la punta del ala. Por lo que de forma general se concluye que la distribución de presión encontrada en la sección 6.4 para el perfil alar se mantiene constante sobre toda la longitud de la envergadura (eje Y), mostrando únicamente cambios sobre los coeficientes aerodinámicos los cuales están en función del AR (Aspect Ratio) y de adaptaciones que contribuyen a aumentar la eficiencia aerodinámica sin comprometer la forma del perfil alar.

Teóricamente la pendiente de la curva de sustentación en 3D, se relaciona teóricamente con los resultados en 2D (sección 6.4) mediante la ecuación (58) ^[9]:

$$a = \frac{a_0}{1 + \frac{a_0(57.3)}{\pi e AR}} \dots \dots (58)$$

Donde

a_0 = Pendiente de la curva de sustentación en 2D e = Factor de Oswald AR = Valor de “Aspect Ratio”

Sin embargo la ecuación (58) deja de tener efecto cuando existen adaptaciones hechas a la geometría, siendo requerido un análisis más detallado sobre el comportamiento del flujo sobre la superficie para obtener el valor del aporte aerodinámico (este tipo de análisis es llevado a cabo generalmente bajo pruebas en túneles de viento).

7.2.1 ANÁLISIS DE LA SECCIÓN ALAR - FLUENT (CFD)

Esta sección consiste en la evaluación de la sección alar para el modelo en análisis, la cual se integra sobre el plano XZ por la geometría expuesta en la *figura 11* y es prolongada 12 pies sobre el eje Y (desde un punto de vista simétrico de forma que su envergadura es igual a 24 ft) con una adaptación en la punta del ala (*Figura 25*).

Partiendo del conocimiento general que la mayor contribución aerodinámica en el avión es proporcionada por el ala, se puede asumir teóricamente que el coeficiente de sustentación que aporta el ala es el mismo coeficiente de sustentación para el diseño del avión en general ^[13]:

$$\begin{aligned} C_{L_{ala}} &\approx C_{L_{avión}} \\ a_{ala} &\approx a_{avión} \end{aligned}$$

DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROSPAIAL

Ante lo anterior y con apoyo de la plataforma (Fluent) fue posible analizar el aporte aerodinámico de la sección alar bajo los siguientes criterios:

- Flujo Laminar
- Temperatura ambiente = 70°F
- Densidad (constante) = 0.002378 Slug/ft³
- Velocidad = 55 KNOT

Las condiciones de frontera y el dimensionado del campo de flujo (Figura 30) toman en consideración la referencia [23].

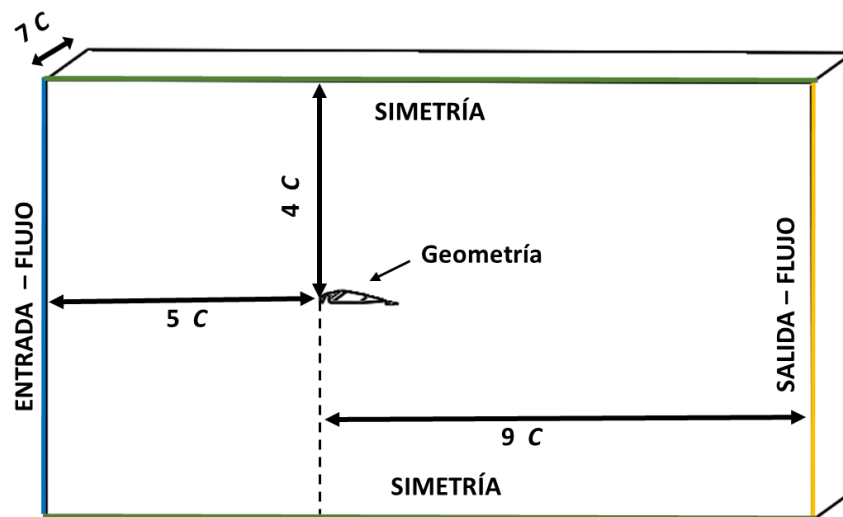


Figura 30. Condiciones de frontera y dimensionado del campo de flujo para el análisis de la sección alar en 3D

El procedimiento de mallado consistió en un conjunto de 1108026 nodos que fraccionaron el campo de flujo en 5993013 elementos (Figura 31), consiguiendo un refinamiento especial alrededor de las superficies en análisis (tamaño de malla aproximado de 2.5 mm).

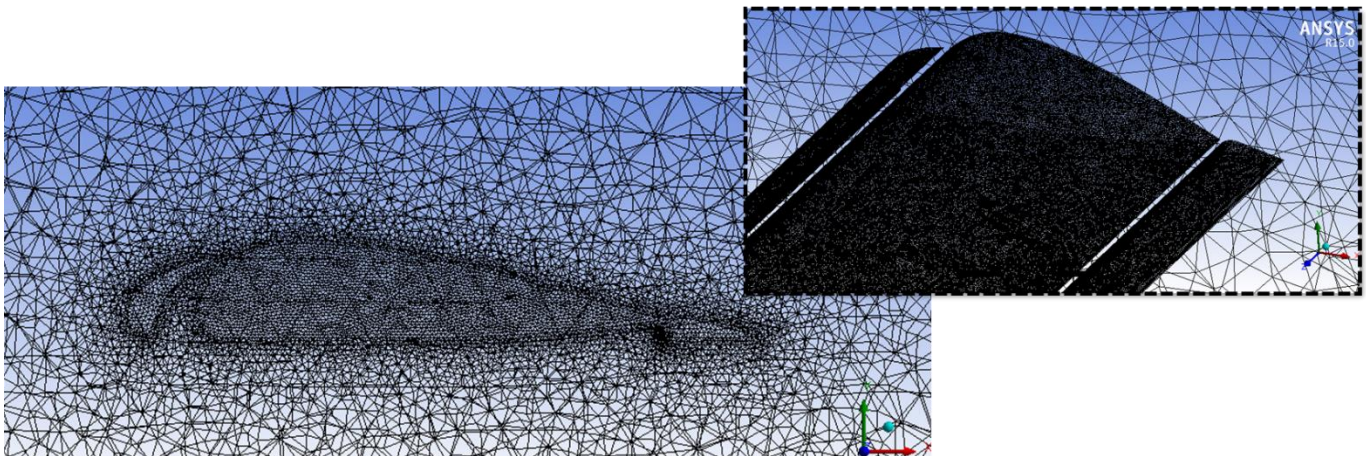
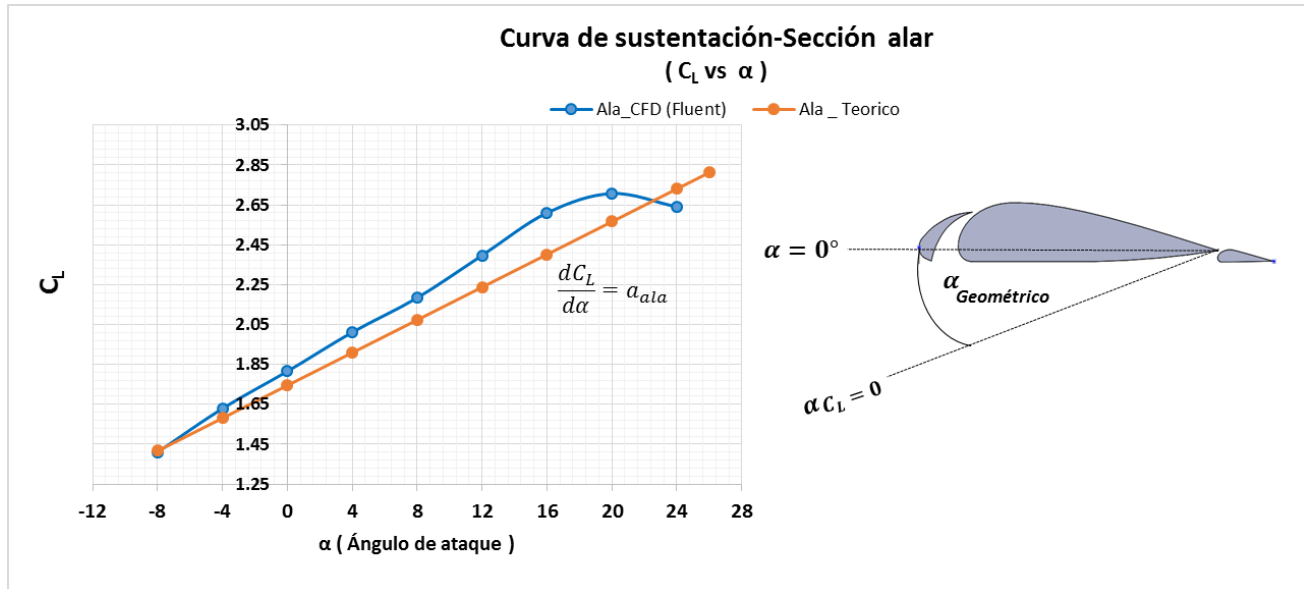


Figura 31. Discretización del de campo de flujo (Mallado = 5993013 elementos con un tamaño aproximado de 2.5mm en la zona adyacente a la superficie)

DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL

Los resultados obtenidos (*Grafica 16*) permitieron obtener el coeficiente de momento con respecto al centro aerodinámico (25% de la cuerda del perfil) y la pendiente de la curva de sustentación para la geometría del ala en 3D mostrando una desviación del 8.5 % con respecto al valor teórico esperado, el cual se atribuye a la adaptación en la punta del ala.



Gráfica 16. Curvas de sustentación con respecto al ángulo de ataque para la geometría en análisis (Forma geométrica sobre el plano XZ expuesta en la figura 11 prolongada 12 pies sobre el eje Y con una adaptación Hoerner wingtip en la punta del ala)

Sección alar (CFD-Fluent)

$$C_{L_{\alpha=0}} = 1.8159$$

$$C_{L_{\alpha=20}} = 2.7075$$

$$\frac{2.7075 - (1.8159)}{20 - (0)}$$

$$a_{ala} = 0.04458$$

$$C_{m_{ac_w}} = -0.202$$

7.2.2 ANÁLISIS DE LA SECCIÓN ALAR (DEFLEXIÓN DEL FLAP) - FLUENT (CFD)

Bajo el mismo modelo de análisis en CFD que fue expuesto en la sección 7.2.1 se realizó el estudio aerodinámico de los ángulos de deflexión para el dispositivo flap (ubicado en el borde de salida del perfil). Los ángulos de deflexión fueron considerados en base a la referencia ^[24] la cual determina los ángulos comúnmente usados para aviones de baja velocidad durante la fase de despegue, por lo que en base a las características del flap en cuestión se consideraron las deflexiones expuestas en la *tabla 10*.

DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL

Dispositivo flap - Ángulo de deflexión (δ)			
+15°	+20	+40	+60

Tabla 10. Ángulos de deflexión en flap comúnmente usados durante el despegue y aterrizaje

Los resultados obtenidos del análisis en CFD se manifiestan en la *tabla 11*.

Deflexión de Flap				
δ	+15 °	+20 °	+40 °	+60 °
C_L	2.54115	2.9671	4.62	5.0984
C_D	0.2551	0.27968	0.5073	0.651177
L/D	9.96	10.6	9.1	7.83

Tabla 11. Resultados (CFD) para las deflexiones del flap (tabla 10) que integra la geometría alar (sección 7.2.1)

Donde se observa incrementos en los coeficientes tanto de sustentación (C_L) como de arrastre (C_D) a medida que el ángulo de deflexión del flap ($+\delta$) va en aumento. Lo cual tiene un efecto negativo sobre la eficiencia aerodinámica (relación sustentación /arrastre = L/D) a grandes ángulos de deflexión a causa del incremento desacelerado en el coeficiente de arrastre, sin embargo a bajos ángulos de deflexión la eficiencia aerodinámica aumenta considerablemente alcanzando valores muy por encima de los logrados en condiciones normales (sin flap).

Por los resultados de la *tabla 11* puede observarse como la deflexión de +20° otorga mayor eficiencia aerodinámica a comparación con las otras deflexiones, donde se observa como entre mayor ángulo de deflexión se alcanzan incrementos en el coeficiente de sustentación contribuyendo al mismo tiempo a una reducción en la eficiencia aerodinámica como consecuencia del aumento desmedido de la fuerza de resistencia.

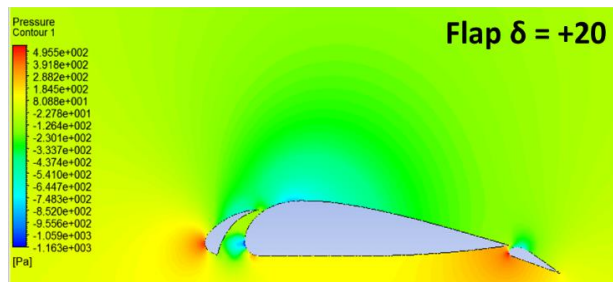


Figura 32. Distribución de presión sobre la superficie en análisis a una deflexión de flap de +20°

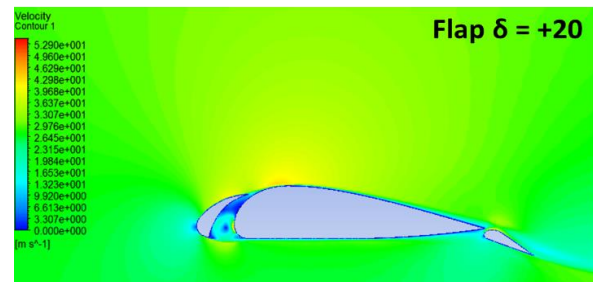


Figura 33. Velocidad sobre la superficie en análisis a una deflexión de flap de +20°

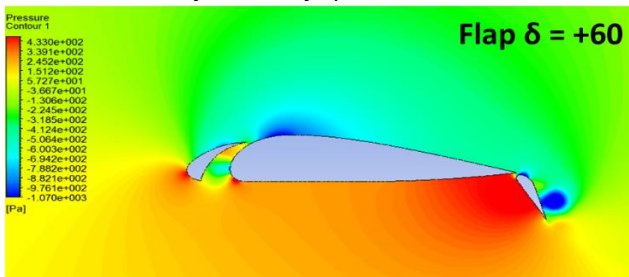


Figura 34. Distribución de presión sobre la superficie en análisis a una deflexión de flap de +60°

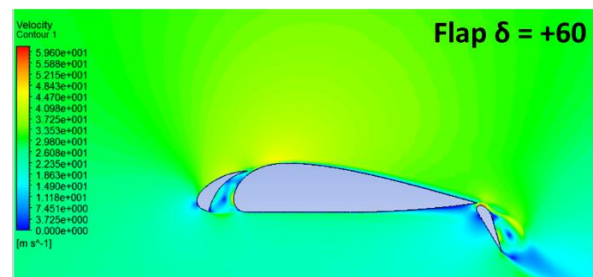


Figura 35. Velocidad sobre la superficie en análisis a una deflexión de flap de +60°



DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL

Los resultados obtenidos por la plataforma CFD (Figuras 32, 33, 34 y 35) también permiten visualizar como al incrementar el ángulo de deflexión por parte del flap la velocidad disminuye sobre la superficie inferior a causa del cambio en la curvatura del perfil que integra la geometría , esto da paso a incrementos desacelerados sobre el coeficiente de sustentación. Sin embargo se observa como a bajas deflexiones del flap se obtiene un comportamiento más estable por parte de la presión y la velocidad alrededor del perfil ofreciendo mayor eficiencia aerodinámica.

7.3 EMPENAJE (EVALUACIÓN DE LAS SUPERFICIES DE CONTROL)

El empenaje es integrado por un conjunto de superficies que son ubicadas generalmente en la parte posterior del avión a cierta distancia con respecto a la envergadura del ala, donde cualquier movimiento en estas produce un efecto sobre el centro aerodinámico del avión conocido como momento. Ante esto podemos decir que el empenaje balancea las fuerzas y momentos presentes durante el vuelo permitiendo generar cambios de dirección, ascensos y descensos controlados. Se conforma de un estabilizador horizontal (timón de profundidad o timón horizontal) el cual es responsable de mantener el equilibrio longitudinal y el estabilizador vertical (timón de dirección o timón vertical) que controla el equilibrio direccional y lateral. Un criterio usado como punto de partida para iniciar a dimensionar el empenaje es mediante valores referenciados en base a modelos similares de los coeficientes de volumen V_{HT} y V_{VT} los cuales parten de estimar la relación de la superficie del estabilizador con respecto a la superficie del ala y el brazo de momento (distancia del centro aerodinámico de ala con respecto al centro aerodinámico del estabilizador) que se evalúan mediante las ecuaciones (59) y (60):

Estabilizador horizontal $V_{HT} = \frac{S_{HT} l_{HT}}{S_W c_W} \dots (59)$	Estabilizador vertical $V_{VT} = \frac{S_{VT} l_{VT}}{S_W c_W} \dots (60)$
---	---

Otro punto de partida es la relación del coeficiente de momento con respecto a la estabilidad sobre el plano lateral ^[13]

$$C_{n_\beta} = k a_{vt} \left(1 + \frac{\partial \sigma}{\partial \beta} \right) n_{vt} V_{VT} \dots (61)$$

Donde:

C_{n_β} = Estabilidad estática direccional

k = Relación del estabilizador vertical con el fuselaje (por DATCOM ^[13] para nuestro análisis 0.8)

a_{vt} = Pendiente de sustentación estabilizador vertical (valor teórico en función del perfil)

$\left(1 + \frac{\partial \sigma}{\partial \beta} \right) n_{vt}$ = Radio de relación entre la presión dinámica sobre el plano (por DATCOM ^[13] para nuestro análisis 0.9)

V_{VT} = Coeficiente de volumen (Estabilizador vertical).

y longitudinal ^[13]

$$\frac{dC_m}{dC_L} = \frac{a_{ht}}{a_w} \left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha} \right) n_{ht} V_{HT} \dots (62)$$



DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROSPAIAL

Donde:

$\frac{dC_m}{dC_L}$ = Estabilidad estática direccional

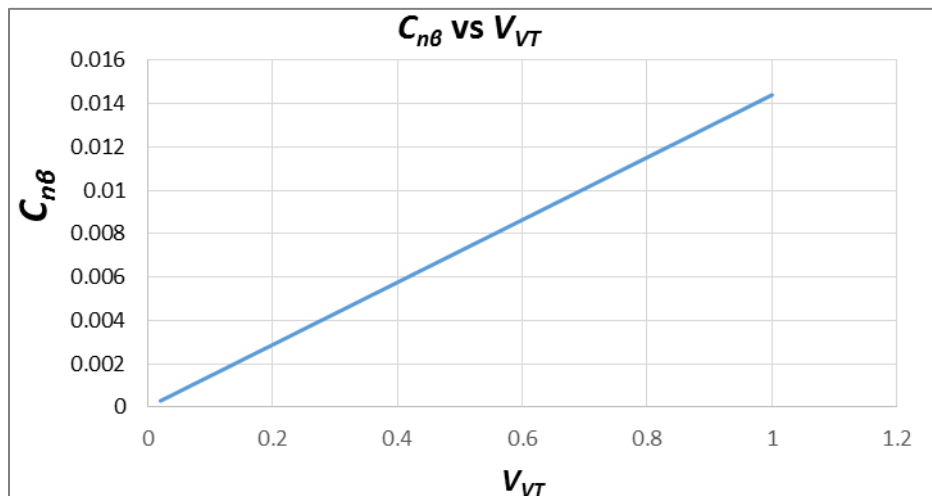
a_{ht} = Pendiente de sustentación estabilizador horizontal (valor teórico en función del perfil)

a_w = Pendiente de sustentación del ala (sección 6)

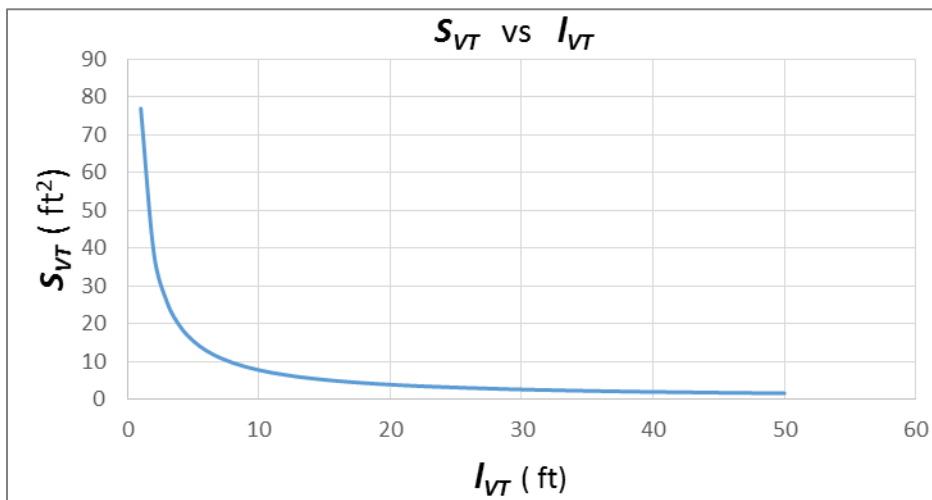
$\left(1 - \frac{\partial \epsilon}{\partial \alpha}\right) n_{ht}$ = Radio de relación entre la presión dinámica sobre el plano (por DATCOM ^[13] para nuestro análisis 0.9)

V_{HT} = Coeficiente de volumen (Estabilizador horizontal).

Permitiendo establecer graficas que relacionen la estabilidad estática en el plano, el coeficiente de volumen, el brazo de momento y el área de la superficie (gráficas 17, 18, 19, y 20) con respecto a los datos que definen la geometría del ala (Sección 6)



Gráfica 17. Estabilidad estática direccional con respecto al coeficiente de volumen del estabilizador vertical

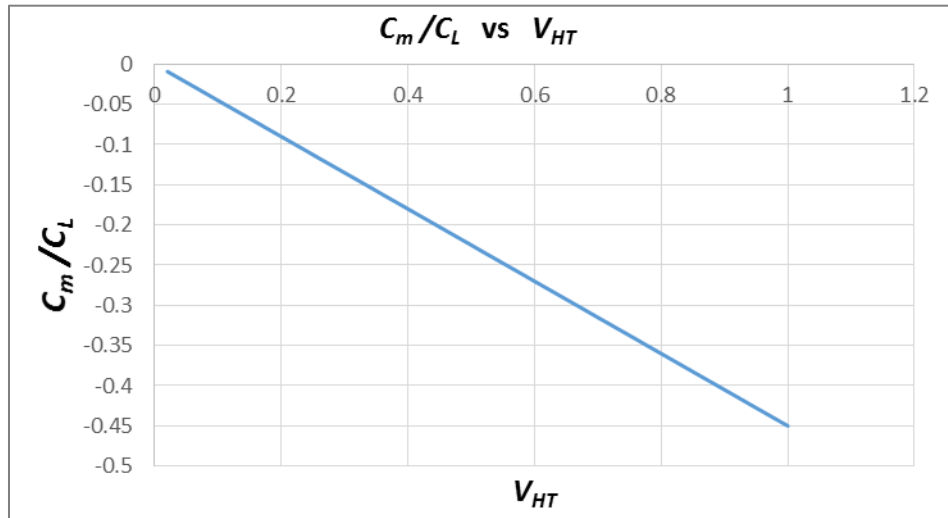


Gráfica 18. Superficie del estabilizador vertical en relación a la distancia entre el centro aerodinámico del ala y el centro aerodinámico del estabilizador

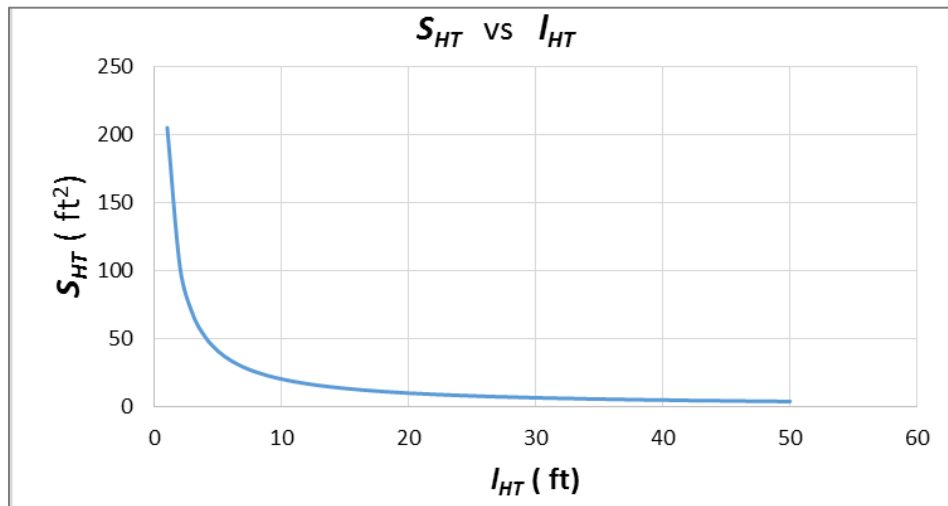


DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROSPAIAL



Grafica 19. Estabilidad estática longitudinal con respecto al coeficiente de volumen del estabilizador horizontal



Grafica 20. Superficie del estabilizador horizontal en relación a la distancia entre el centro aerodinámico del ala y el centro aerodinámico del estabilizador.

Al ubicarse sobre un punto sobre las gráficas es posible a partir de la elección de un perfil para cada superficies establecer los criterios con respecto a la superficie del mismo (cuerda y envergadura) ; la relación de estas variables y su evaluación con respecto a otros factores se establecen mediante la *tabla 12* ^[11].

Concepto	Ecuación	TIMÓN HORIZONTAL	Ecuación	TIMÓN VERTICAL
Coeficiente de volumen	(63)	$V_{HT} = \frac{S_{HT} l_{HT}}{S_W c_W}$	(64)	$V_{VT} = \frac{S_{VT} l_{VT}}{S_W c_W}$
Área	(65)	$S_{HT} = b_{HT} c_{HT}$	(66)	$S_{VT} = b_{VT} c_{VT}$
	(67)	$S_{HT} = \frac{V_{HT} S_W c_W}{l_{HT}}$	(68)	$S_{VT} = \frac{V_{VT} S_W c_W}{l_{VT}}$



DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL

Envergadura	(69)	$b_{HT} = \sqrt{AR_{HT} S_{HT}}$	(70)	$b_{VT} = \sqrt{AR_{VT} S_{VT}}$
Cuerda	(71)	$C_{HT} = \frac{b_{HT}}{AR_{HT}}$	(72)	$C_{VT} = \frac{b_{VT}}{AR_{VT}}$

Tabla 12. Ecuaciones que gobiernan los parámetros de diseño para el timón horizontal y vertical^[11]

Variables de la tabla 12

b_w = Envergadura alar

C_w = Cuerda del perfil alar

S_w = Superficie (área) del perfil alar

C_{HT} = Cuerda del perfil- Timón horizontal

b_{HT} = Envergadura del timón horizontal

S_{HT} = Superficie (área) del timón horizontal

CG = Centro de gravedad

V_{HT} = Coeficiente de volumen del timón horizontal

AC_{VT} = Centro aerodinámico –Perfil vertical

AC_{HT} = Centro aerodinámico –Perfil horizontal

l_{VT} = Distancia desde CG hasta AC_{VT}

l_{HT} = Distancia desde CG hasta AC_{HT}

b_{VT} = Envergadura del timón vertical

S_{VT} = Superficie (área) del timón vertical

C_v = Cuerda del perfil- Timón vertical

V_{VT} = Coeficiente de volumen del timón vertical

De forma general es posible expresar que los coeficiente de momento (V_H y V_V) son variables que expresan la configuración del diseño de los estabilizadores (al involucrar su superficie y brazo de momento con respecto al ala) y son referenciados dentro de las ecuaciones de estabilidad y control de forma que realizar cambios sobre los mismos implicaría cambios en el equilibrio y estabilidad del avión.

Para efectos de nuestro análisis las dimensiones que conforman el estabilizador horizontal y vertical se presentan en las figuras 36 y 37:

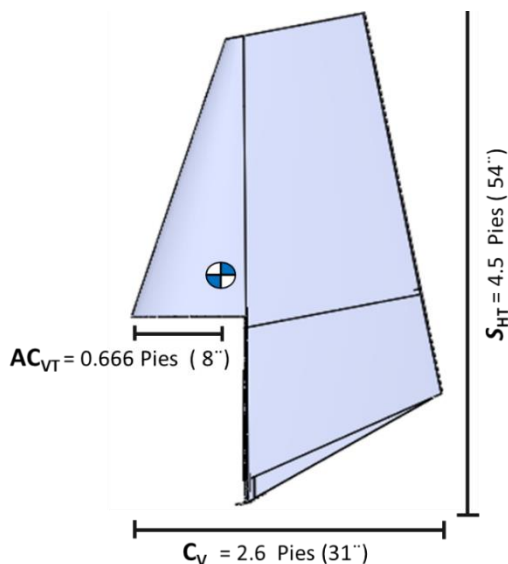


Figura 36. Dimensiones que definen el estabilizador vertical^[4]

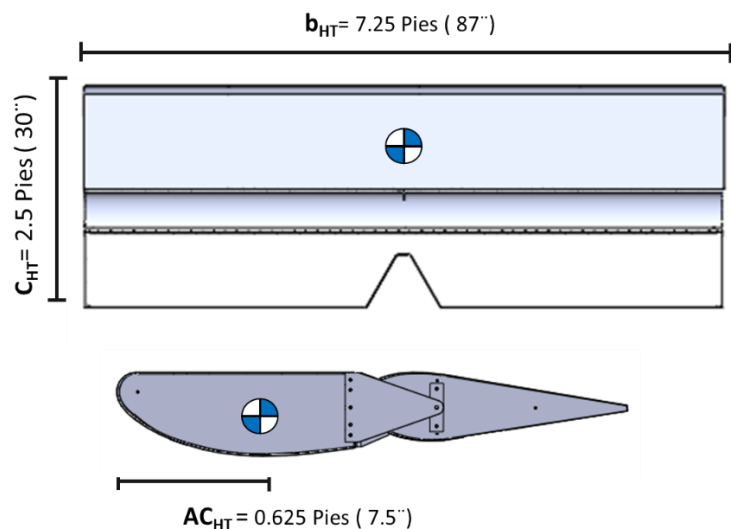


Figura 37. Dimensiones que definen el estabilizador horizontal^[4]



DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL

Para estimar la ubicación del centro aerodinámico se considera una ubicación del 25% con respecto a la cuerda del perfil [8], [10], [13]. En base a esto se establece una distancia l_{HT} con respecto a la sección alar de 10 pies para el estabilizador horizontal y una distancia l_{VT} de 10.5 para el estabilizador vertical. Las características generales que definen las geometrías se expresan en la *tabla 13*.

Características geométricas – (Diseño en análisis)											
Estabilizador horizontal (HT)						Estabilizador vertical (VT)					
C_{HT}	b_{HT}	S_{HT}	V_{HT}	l_{HT}	AC_{HT}	C_{VT}	b_{VT}	S_{VT}	V_{VT}	l_{VT}	AC_{VT}
2.5 ft	7.25 ft	18.125 ft ²	0.33	10 Ft	0.625 ft	2.6 Ft	4.5 ft	11.5 ft ²	0.2	10.5 ft	0.666 ft

Tabla 13. Dimensiones que integran el diseño del empenaje en cuestión (Geometrías de las figuras 36 y 37).

Las distancias l_{TH} y l_{VT} no solo establecen la ubicación en el espacio del empenaje (estabilizador horizontal y vertical) con respecto al ala, sino que también constituyen definir los brazos de momento que determinan la estabilidad del diseño, de forma que a grandes distancias se obtiene diseños cada vez más estables pero poco maniobrables. Otro factor importante es el aporte aerodinámico el cual está basado en el volumen y área que conforma a cada superficie, por lo que se debe trabajar en conseguir distancias de momento y volúmenes adecuados de forma que se cumplan los requerimientos de maniobrabilidad que demanda la misión.

7.4 FUSELAJE

La geometría del fuselaje parte de tomar en cuenta la ubicación en el espacio de todos los elementos que integran el diseño, por lo que juega un papel importante en el balance de pesos al estar sujeto a cambios en la ubicación de los componentes. Su configuración soporta y ubica los elementos que forman la misión y contribuye al aporte aerodinámico, sin embargo para aviones de baja velocidad esta contribución (aerodinámica) se considera mínima al punto de poder ser omitida en el análisis de estabilidad y control [13]. Para nuestro análisis la configuración del fuselaje toma como base la expuesta en la referencia [3]. La cual se manifiesta como una estructura abierta que no contribuye a un aporte aerodinámico si no que sirve como soporte a los elementos principales que conforman el diseño (*Figura 38*).

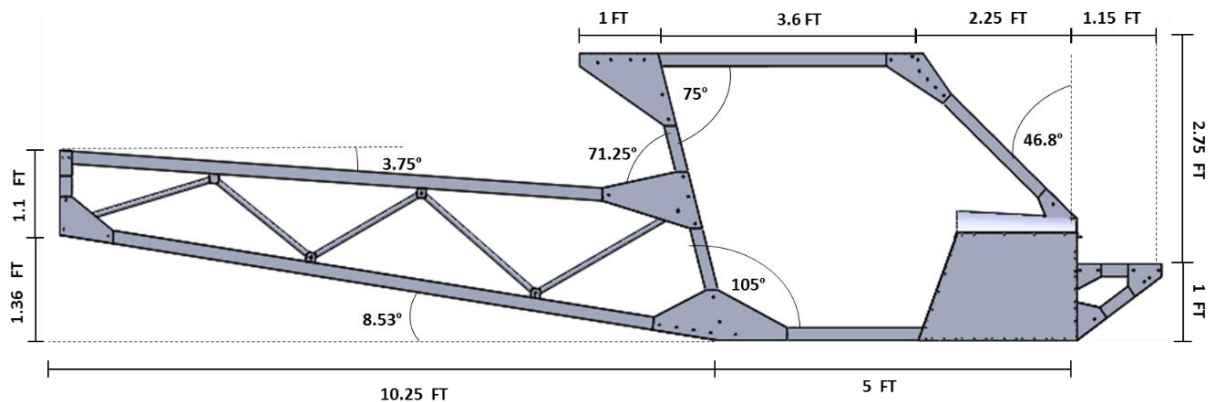


Figura 38. Dimensiones generales que definen la estructura del fuselaje [3]

DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL

Otro punto importante es tomar en cuenta el aspecto humano, el cual involucra establecer espacios adecuados para la tripulación. Para aviones de esta categoría el diseño de la cabina debe asegurar tanto el confort del piloto como la visibilidad del mismo permitiendo condiciones de vuelo seguras, los lineamientos que regulan estos parámetros se establecen en el reporte No.FAA-RD 77/192 ^[25] estos criterios aplicados a nuestro diseño en análisis se visualizan en la figura 39.

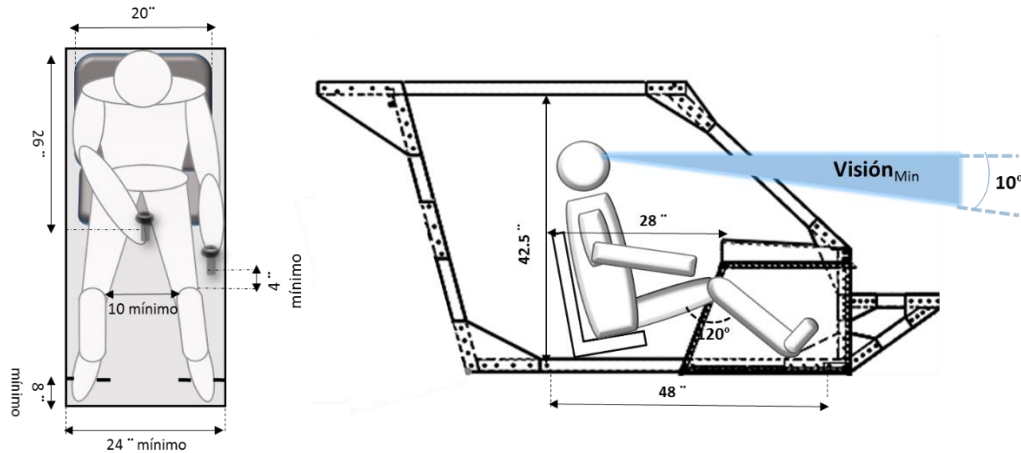


Figura 39. Cockpit del fuselaje expuesto en la figura 38.

8. ANÁLISIS DE EQUILIBRIO Y ESTABILIDAD LONGITUDINAL

El principio de estabilidad está basado en mantener un equilibrio entre las fuerzas presentes durante el vuelo. El análisis parte con la ubicación de los centros aerodinámicos de las superficies de control con respecto al centro aerodinámico principal el cual toma como referencia estar ubicado a un 25% de la cuerda que conforma la sección alar (al ser la superficie que aporta mayor sustentación). En base a los criterios de peso y balance en todo diseño se debe buscar que el centro aerodinámico este ubicado dentro de los límites máximo y mínimo del centro de gravedad general del avión.

El estudio del equilibrio y estabilidad longitudinal toma lugar sobre el plano de simetría del avión (existe simetría en la geometría y en la distribución de masa con respecto a este plano) siendo XZ para nuestro caso donde la contribución de fuerzas laterales es igual a cero pero existe la presencia de momentos producto de la interacción de los elementos que tienen aporte aerodinámico sobre el plano (ala y estabilizador horizontal). El equilibrio longitudinal se obtiene cuando la suma de momentos sobre el eje X es igual a cero.

$$\sum M_{CG} = 0$$

Por su parte para que el diseño de un avión se considere estáticamente estable (longitudinalmente) debe cumplir con las siguientes condiciones:

$C_{m_0} > 0$ El coeficiente de momento sobre el ángulo de ataque ($\alpha_{L=0}$) cuando la sustentación es igual a cero debe ser positivo (mayor a cero).



DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL

$\frac{dC_m}{d\alpha} < 0$ La relación del coeficiente de momento con respecto a cambios en el ángulo de ataque debe ser menos a cero.

Contar con estabilidad longitudinal asegura mantener márgenes de vuelo seguros (por lo que se considerada la más importante y a la que se le dedica más tiempo durante la planeación de un diseño [26]). En nuestro caso para conocer el comportamiento de avión longitudinalmente se hizo uso de los resultados obtenidos en las secciones 6.5 y 7.2.1

De forma general se establece que el coeficiente de momento sobre el centro de gravedad es igual a la suma de la contribución de sus elementos [13]:

$$C_{m_{cg}} = C_{m_w} + C_{m_{th}} \dots (73)$$

Con apoyo de los datos obtenidos en la simulación numérica que expone la contribución de las fuerzas aerodinámicas por parte de cada uno de los componentes que integran el diseño (siendo el ala y el estabilizador horizontal aquellos que participan sobre el plano longitudinal XZ) se permitió determinar la estabilidad longitudinal del avión la cual parte de analizar el efecto de las fuerzas de momento presentes en el ala y el estabilizador horizontal con respecto al centro de gravedad del avión:

Aportación del ala al centro de gravedad
(C_{m_w}) [13]

$$C_{m_{cg}} = C_{m_{ac_w}} + C_{L_w} \bar{X} \dots (74)$$

Aportación del estabilizador horizontal al centro de gravedad ($C_{m_{th}}$) [13]

$$C_{m_{cg}} = -C_{L_{th}} \bar{V}_{HT} \dots (75)$$

Por lo que el momento sobre el centro de gravedad queda definido como [13]:

$$C_{m_{cg}} = C_{m_{ac_w}} + C_{L_w} (\bar{X}_{cg} - \bar{X}_{ac}) - C_{L_{th}} \bar{V}_{HT} \dots (76)$$

Donde:

$$\bar{X}_{cg} = \frac{x_{cg}}{c} \dots (77)$$

$$\bar{X}_{ac} = \frac{x_{ac}}{c} \dots (78)$$

$$\bar{X} = \bar{X}_{cg} - \bar{X}_{ac} \dots (79)$$

La ecuación (76) permite valorar los parámetros de diseño sobre el estabilizador horizontal y la ubicación del centro de gravedad con respecto al centro aerodinámico de forma que se cumpla con los requerimientos de equilibrio deseados.

Adaptando la ecuación (76) a nuestro modelo se parte de un $C_{m_{ac_w}} = -0.202$ (Sección 7.2.1) ubicado a 1.1875 pies (25% cuerda del perfil), un radio de volumen V_{HT} igual a 0.33 (Tabla 13), una posición adecuada del ala de forma que el ángulo de ataque a 0° otorgue un coeficiente de sustentación óptimo ($C_{L_{wf}} = 1.8159$ por simulación numérica –sección 7.2.1), una contribución por parte del estabilizador horizontal de forma pueda ser capaz de equilibrar el diseño ($C_{L_{ht}} = -0.2094$ sección 6.5) y considerando una posición del centro de gravedad a 1.9 ft (22.8 in) se obtiene:

$$C_{m_{cg}} = 0.0013$$

DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL

Donde:

$$\begin{array}{cc} C_{m_w} & C_{m_{th}} \\ 0.070385 & -0.069102 \end{array}$$

Aplicado a nuestro diseño en análisis (Figura 40)

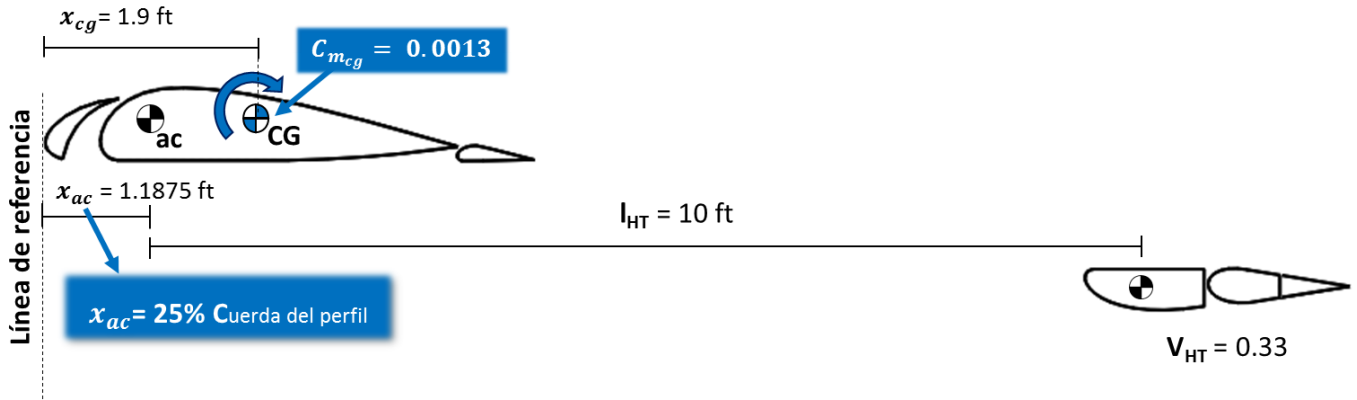


Figura 40. Representación gráfica de la ecuación (56) aplicada a las características del modelo en análisis

Ante variaciones en el ángulo de ataque debido a corrientes inesperadas de aire que pudieran modificar la aptitud del avión sobre su eje longitudinal la ecuación (80) establece la proporción con que varía el coeficiente de momento con respecto a posibles cambios en el ángulo de ataque que pudieran modificar la aptitud estática (comportamiento lineal) y por lo tanto establece el comportamiento estático longitudinal (Grafica 16) del diseño [9]:

$$\frac{dC_m}{d\alpha} = a_{avión} \left[\bar{X} - V_{HT} \frac{a_{HT}}{a_{avión}} \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha} \right) \right] \dots (80)$$

Donde $\left(\frac{d\epsilon}{d\alpha} \right)$ representa el efecto del aire que deja el ala sobre el estabilizador horizontal [9], [13]:

$$1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha} = \frac{2a_{ala}}{\pi AR_{ala}} \dots (81)$$

Tomando lo establecido en la sección 7.2.1 se establece:

$$C_{L_{ala}} \approx C_{L_{avión}}$$

$$a_{ala} \approx a_{avión}$$

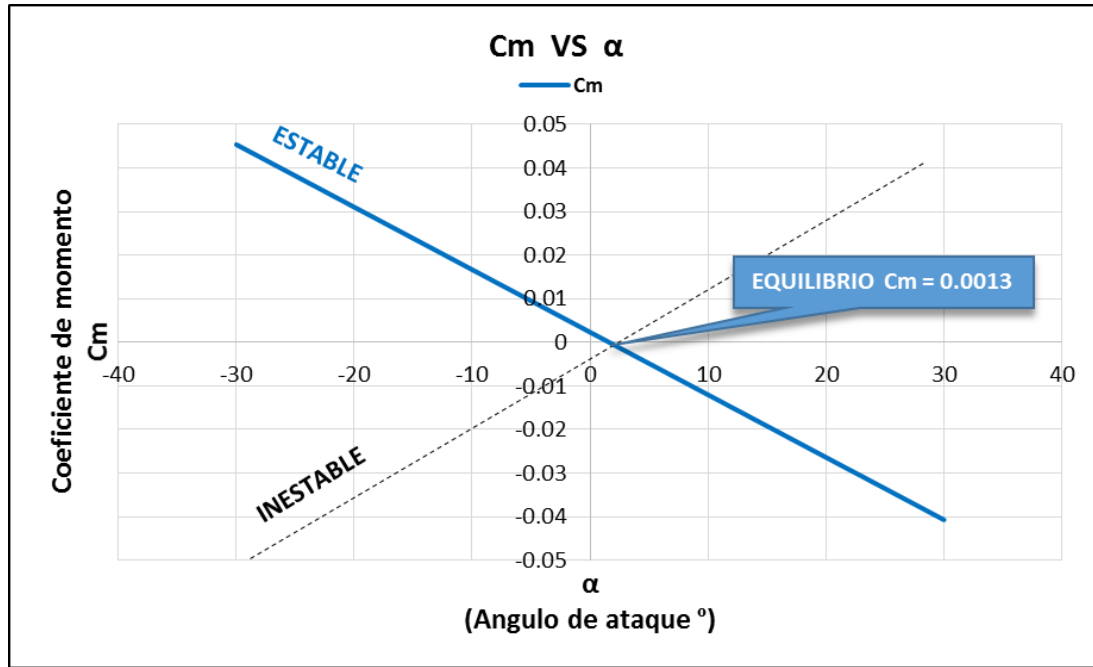
$$a_{avión} = 0.04458$$

Estimando el valor de la pendiente de la curva de sustentación ($a_{0_{HT}} = 0.029$) para el estabilizador horizontal obtenido en la sección 6.5, el cual en base a la descripción de su geometría (Figura 37) cuenta con un valor de AR igual a 2.9 y haciendo uso de la ecuación (58) se establece:

$$a_{HT} = 0.0244$$

DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROSPAIAL



Gráfica 21. Aptitud longitudinal del modelo en análisis ($dC_m/d\alpha = -0.0014$)- Misión 1

Para un modelo estable:

$$\frac{dC_m}{d\alpha} < 0$$

Por la ecuación (80) se observa como esta condición depende fuertemente de la ubicación del centro de gravedad de modo que existe una posición del centro de gravedad cuando $\frac{dC_m}{d\alpha} = 0$ y después de este punto el valor de la ecuación (80) cambia a positivo modificando el comportamiento del modelo a inestable. A este punto se le conoce como punto neutro fijo (Stick-fixed neutral point (N_0)), para conocer su ubicación se hace uso de la ecuación (82) [9]:

$$\bar{X}_N = \bar{X}_{ac} + V_{HT} \frac{a_{HT}}{a_{avión}} \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha} \right) \dots (82)$$

Para nuestro caso:

$$\bar{X}_N = 0.4296$$

$$x_N = 0.4152 (4.75) = 2.0406 \text{ ft}$$

Para considerar estable un diseño el centro de gravedad (CG) debe ubicarse por delante del punto neutro (N_0).

Por su parte el margen estático (margen de seguridad) establece los límites permitidos de desplazamiento por parte del centro de gravedad (a causa de variaciones en el peso del avión durante el vuelo). El permanecer dentro de esos límites asegura la estabilidad durante el vuelo (Figura 41):

$$\text{Margen estático} = \bar{X}_N - \bar{X}_{CG} \dots (83)$$

DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL

$$\text{Margen estático} = 0.4296 - 0.4 = 0.0296$$

$$0.0296 (4.75) = 0.1406 \text{ ft}$$

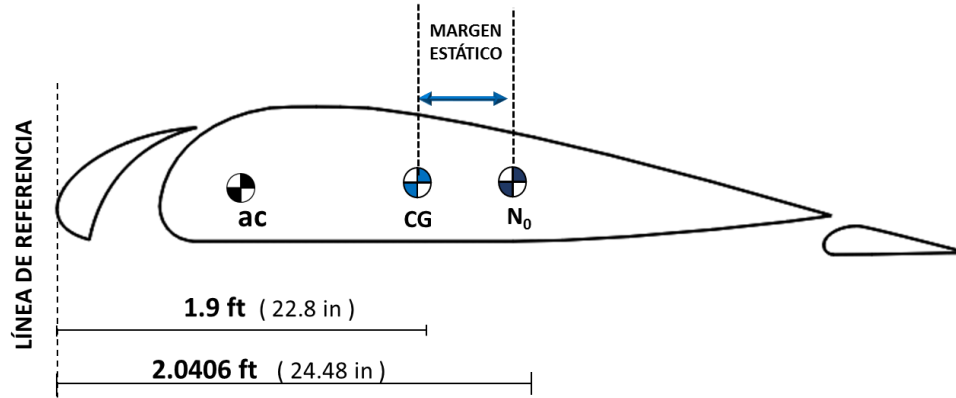


Figura 41. Ubicación del margen estático (con respecto al perfil) aplicado a las características del modelo en análisis

Una posición del centro de gravedad (CG) por detrás de punto neutro (N_0) volverá inestable el modelo. La ecuación (85) ^[9] relaciona el comportamiento del modelo y las posibles variaciones del centro de gravedad con respecto al punto neutro:

$$\frac{dC_m}{d\alpha} = -a_{\text{avión}} (\text{Margen estático}) \dots (84)$$

$$\frac{dC_m}{d\alpha} = -a_{\text{avión}} (\bar{X}_N - \bar{X}_{CG}) \dots (85)$$

9. CENTRO DE GRAVEDAD (PESO Y BALANCE)

El centro de gravedad hace referencia al equilibrio de las fuerzas no dinámicas que están presentes en un avión, haciendo referencia a la distribución de pesos de los elementos que conforman el diseño y su ubicación con respecto a un punto de referencia. Sin embargo el centro de gravedad no se mantiene fijo durante el vuelo pues es expuesto a cambios de posición a medida que el combustible es consumido y alteraciones en la carga que producen pérdidas de peso y por lo tanto modifican su ubicación. Por lo que se debe buscar que el rango de desplazamiento quede dentro de límites aceptables, esto es dentro del margen estático (sección 8). Su ubicación con respecto a los ejes se estima mediante las ecuaciones (86), (87) y (88) ^[10]:

$$X_{CG} = \frac{\sum_{i=1}^n W_i x_{CG}}{\sum_{i=1}^n W_i} \dots (86)$$

$$Y_{CG} = \frac{\sum_{i=1}^n W_i y_{CG}}{\sum_{i=1}^n W_i} \dots (87)$$

$$Z_{CG} = \frac{\sum_{i=1}^n W_i z_{CG}}{\sum_{i=1}^n W_i} \dots (88)$$



DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL

Donde:

- W_i = Pesos por separado de cada uno de los componentes (i) que conforman el avión
- x_{CG} = Distancia de cada componente desde su centro de gravedad a un punto de referencia con respecto al eje X.
- y_{CG} = Distancia de cada componente desde su centro de gravedad a un punto de referencia con respecto al eje Y.
- z_{CG} = Distancia de cada componente desde su centro de gravedad a un punto de referencia con respecto al eje Z.

Para efecto de nuestro análisis se consideraron los pesos de los elementos principales (que constituyen el modelo) y la ubicación del centro de gravedad de cada elemento, por lo que en este punto es posible considerar el peso al vacío y el peso de combustible.

- W_F = Peso del combustible

La administración federal de aviación en su capítulo 103.1 (FAA 103.1 ^[31]) para aeronaves ultraligeras que establece una capacidad máxima de combustible de 5 galones que por su densidad ($\rho_{\text{gasolina}} = 42.45104 \text{ Lb/ft}^3$) equivale a un peso de 28.37 libras. Por lo que para efectos de nuestro análisis $W_F = 28$ libras.

- W_E = Peso al vacío

Estima únicamente el peso del motor y la estructura, por tanto se seleccionó un motor ROTAX 582 que cuenta con un peso de 64 libras ^[10] y considerando que la estructura está constituida de aluminio 6061-T6 ($\rho = 0.098 \frac{\text{lb}}{\text{in}^3}$) se hizo uso de la herramienta solidworks sobre el diseño de la geometría otorgando un peso estructural de 178 libras (Tabla 14)

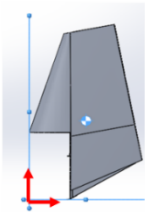
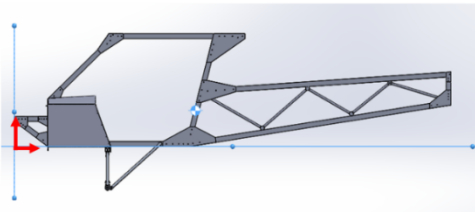
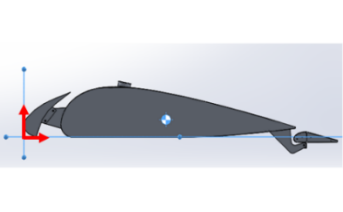
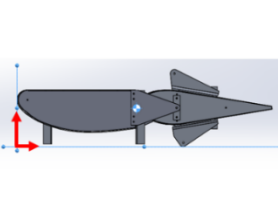
Componentes (principales) que constituyen la estructura del avión 			
			
Estabilizador vertical	Fuselaje	Envergadura alar	Estabilizador horizontal
Masa = 5.24 Libras X_{CG} = 16.62 Pulgadas Z_{CG} = 24.58 Pulgadas	Masa = 69.16 Libras X_{CG} = 75.77 Pulgadas Z_{CG} = 14.26 Pulgadas	Masa = 88.96 Libras (tanques vacíos) X_{CG} = 24.82 Pulgadas Z_{CG} = 2.68 Pulgadas	Masa = 14.64 Libras X_{CG} = 13.90 Pulgadas Z_{CG} = 4.30 Pulgadas

Tabla 14. Estimación de pesos y centros de gravedad con apoyo de solidworks para los elementos principales que constituyen la estructura

DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL

Ante lo anterior se obtuvo un peso total de 254 libras al vacío. De esta forma para efectos de nuestro análisis se estará trabajando bajo una estimación del margen máximo de 254 libras ($W_E = 254$ libras) cumpliendo de esta forma con lo manifestado por la Dirección General de Aviación Civil en su apartado CO-AV-27/12^[25].

Al estimar el peso de cada uno de los elementos principales es posible por las ecuación 01, obtener una segunda estimación de peso para cada uno de las misiones, esto es:

- Segunda estimación de peso para la **Misión 1** (Tanque de combustible lleno)
 $W_{TO} = 472 \text{ lb}$
- Segunda estimación de peso para la **Misión 2** (Tanque de combustible y de carga llenos)
 $W_{TO} = 692 \text{ lb}$

Mediante la ecuaciones 86, 87 y 88 fue posible localizar la ubicación del centro de gravedad general del avión en los tres ejes a partir del centro de gravedad de cada elemento con respecto a una línea de referencia (suele ser la de la nariz del avión al ser el punto de inicio de la geometría). Los resultados obtenidos (tabla 15) muestran la ubicación del centro de gravedad para el eje X y Y considerando el tanque de combustible a su máxima capacidad y vacío. La distribución de masas para este caso busca que el centro de gravedad (y el desplazamiento del mismo) se encuentre ubicado dentro del margen estático del avión (sección 8) para cumplir así con los requisitos de estabilidad longitudinal.

	CG (Ubicación) Tanque de combustible (VACÍO)	CG (Ubicación) Tanque de combustible (LLENO= 28 lb)
X_{CG}	59.33 ln (4.94 ft)	59.43 ln (4.95 ft)
Z_{CG}	26.05 ln (2.17 ft)	27.27 ln (2.27 ft)

Tabla 15. Ubicación del centro de gravedad aplicado a las características del modelo en análisis

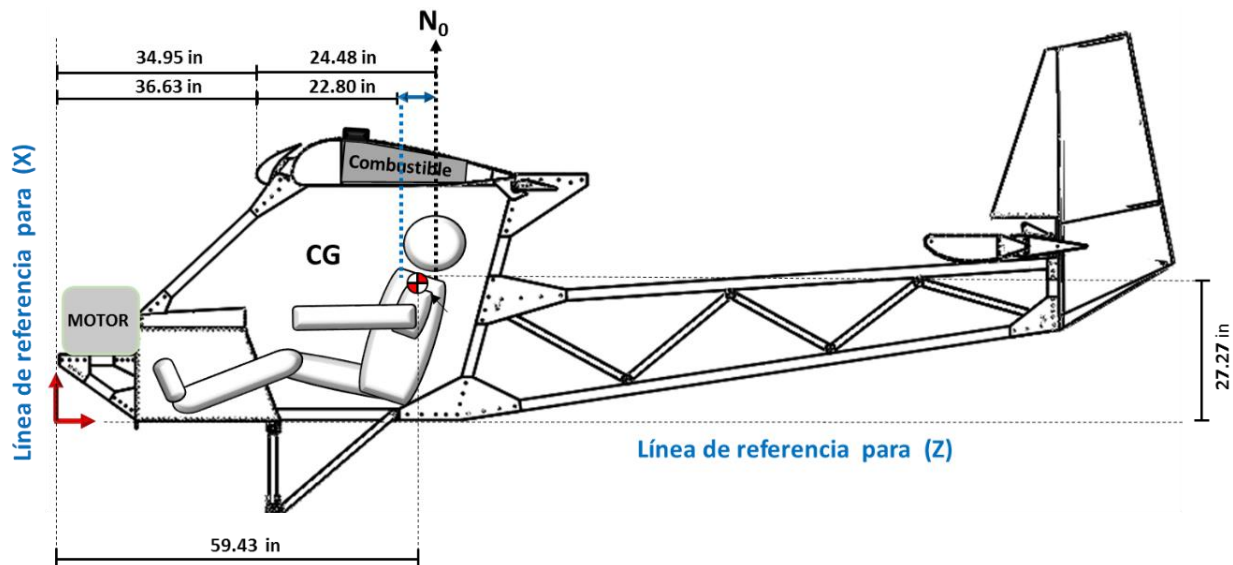


Figura 42. Representación gráfica sobre la ubicación del centro de gravedad en relación al punto neutro en base a las características del modelo en análisis (Tabla 14)



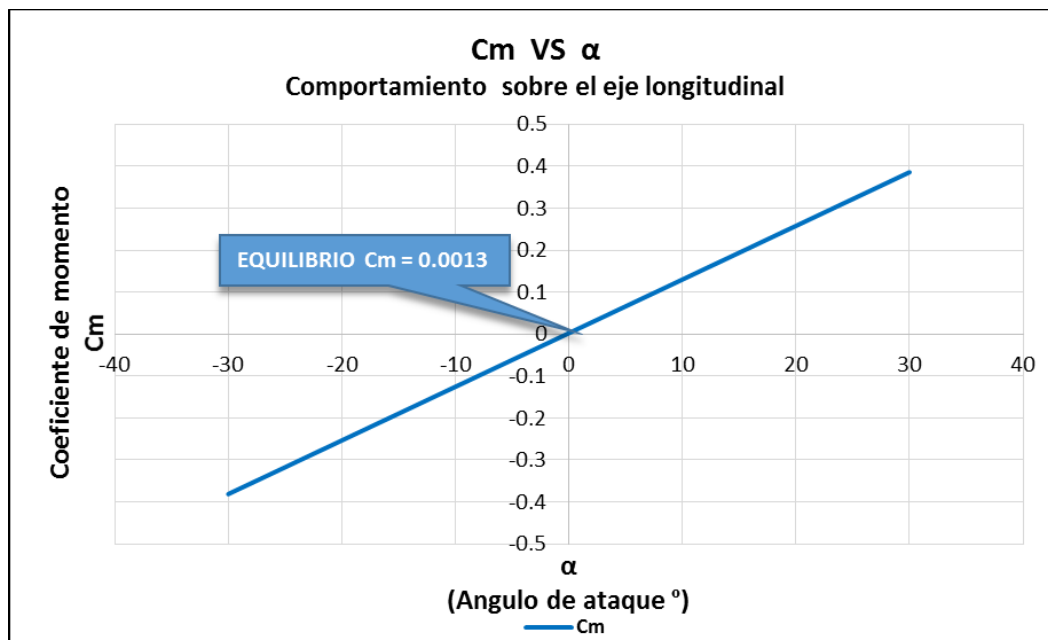
DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL

El incorporar un peso de 220 libras al diseño producto de la instalación de un tanque para material de dispersión con una capacidad de 100 litros (Volumen del tanque = 3.5314 ft³) a una posición del eje X igual a 110 pulgadas y del eje Z = 31 pulgadas con respecto a las líneas de referencia implica un desplazamiento más amplio por parte del centro de gravedad (Tabla 16) haciéndolo salir del margen estático (al quedar ubicado por detrás de punto neutro N₀). Por lo que el comportamiento del modelo cambia longitudinalmente en base a la ecuación 85, esto es $\frac{dC_m}{d\alpha} = 0.012782$ (Gráfica 22).

	CG (Ubicación) Tanque de combustible VACÍO Tanque de carga VACÍO	CG (Ubicación) Tanque de combustible LLENO (28 lb) Tanque de carga LLENO (35 lb)
X _{CG}	59.33 ln (4.94 ft)	75.79 ln (6.32 ft)
Y _{CG}	26.05 ln (2.17 ft)	28.48 ln (2.37 ft)

Tabla 16. Ubicación del centro de gravedad aplicado a las características del modelo en análisis estimando la adaptación de un tanque de carga de 100 litros de material (220 libras añadidas)



Gráfica 22. Aptitud longitudinal del modelo en análisis ($dC_m/d\alpha = 0.012782$)- Misión 2

La tabla 15 y la gráfica 21 manifiestan las características en cuanto a la ubicación del centro de gravedad y estabilidad longitudinal que definen a la Misión 1, por su parte la tabla 16 y la gráfica 22 definen las propiedades de la Misión 2 (Tabla 17).

	Ubicación del centro de gravedad (CG)	Aptitud longitudinal
Misión 1	Dentro de margen estático (Delante de N ₀)	Modelo longitudinalmente estable
Misión 2	Fuera del margen estático (Detrás de N ₀)	Modelo longitudinalmente inestable

Tabla 17. Lineamientos que definen las características de la misión 1 (Figura 3) y misión 2 (Figura 4)



10. RENDIMIENTO - (PERFORMANCE)

10.1 CÁLCULO DE LA FUERZA DE ARRASTRE

En condiciones de vuelo rectilíneo y a velocidad constante se considera que la fuerza de sustentación (L) es igual al peso (W) del avión y la fuerza de arrastre (D) igual al empuje ^[8]:

$$W = L = \frac{1}{2} \rho V_{\infty}^2 S C_L \dots (89)$$

$$T = D = \frac{1}{2} \rho V_{\infty}^2 S C_D \dots (90)$$

Conociendo que la determinación del peso y el empuje a diferentes velocidades son un factor importante en el análisis del rendimiento de un avión, las ecuaciones (89) y (90) permiten relacionar estas variables a partir de sus coeficientes ^[8]:

$$C_D = C_{D_0} + K C_L^2 \dots (91)$$

$$C_L = \frac{W}{\frac{1}{2} \rho V^2 S} \dots (92)$$

En un análisis adimensional se considera $D=C_D$ y $L=C_L$, por lo que resolviendo para la ecuación (91) y por las ecuaciones (89) y (90) se obtiene ^[8]:

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D_0} + \frac{1}{2} \rho V^2 S K C_D C_L^2 \dots (93)$$

Sustituyendo a C_L por su equivalente en la ecuación (92) se obtiene ^[8]:

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D_0} + \frac{K W^2}{\frac{1}{2} \rho V^2 S} \dots (94)$$

De la ecuación (94) el segundo término es conocido como resistencia parasita (disminuye con la velocidad) el cual hace referencia al efecto de la fricción del aire sobre la estructura del avión, mientras que el primer término representa la resistencia inducida (aumenta cuando hay incrementos en la velocidad y se da como consecuencia del resultado por la generación de sustentación).

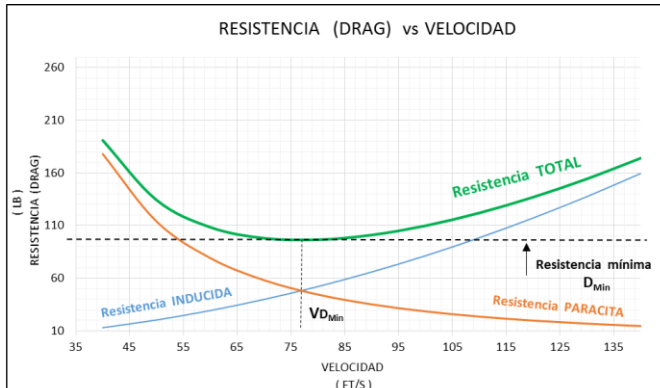
Considerando lo expuesto por la ecuación (90) se puede observar como la ecuación (94) permite determinar el empuje requerido relacionado las variables de peso (W), altitud (p), velocidad (V), características geométricas como el factor K, el área del alar (S) y el coeficiente de resistencia parasita (C_{D_0}) que para aviones de esta categoría es establecido un valor de 0.06 ^[10].

Con apoyo de los resultados obtenidos en la *tabla 09* es posible establecer la curva de resistencia mínima (conocida también como curva de empuje mínimo requerido) con respecto a la velocidad considerando un peso máximo de 692 libras (*Graficas 23 y 24*).

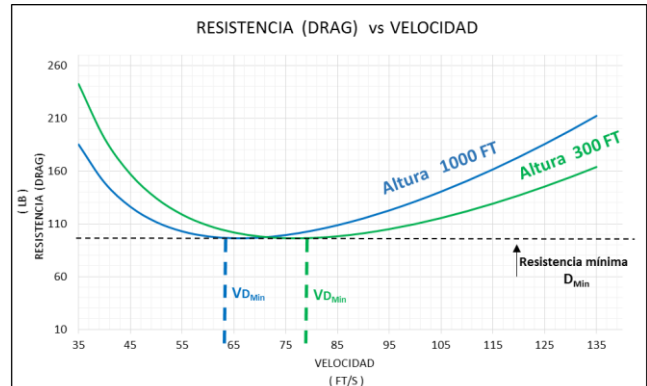


DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL



Gráfica 23. Fuerza de resistencia con respecto a la velocidad, mostrando el comportamiento del arrastre inducido y paracito.



Gráfica 24. Fuerza de resistencia con respecto a la velocidad a una altura de 1000 y 300 ft

Por la *gráfica 23* se observa como la intersección entre la resistencia inducida y paracita constituyen el punto en que la fuerza de resistencia mínima requerida alcanza su valor más bajo, por lo tanto la velocidad a la que se presenta constituye el punto donde se obtiene la mayor eficiencia aerodinámica. Por su parte la *gráfica 24* muestra como a pesar del cambio en la altitud el valor de resistencia mínima se mantiene constante para los dos casos: 300 ft y 1000 ft, variando únicamente la velocidad a la que se obtiene el valor mínimo.

EMPUJE MÍNIMO REQUERIDO (LB)						
Peso Vel.	450 LB	500 LB	550 LB	600 LB	650 LB	692 LB
15 ft/s	513.10	633.02	765.57	910.75	1068.54	1210.85
20 ft/s	290.84	358.30	432.86	514.52	603.28	683.33
25 ft/s	189.14	232.31	280.03	332.29	389.10	440.33
30 ft/s	135.14	165.12	198.26	234.55	274.00	309.57
35 ft/s	103.87	125.90	150.24	176.91	205.89	232.03
40 ft/s	84.91	101.77	120.41	140.83	163.02	183.03
45 ft/s	73.28	86.60	101.33	117.46	134.99	150.80
50 ft/s	66.35	77.14	89.07	102.13	116.34	129.14
55 ft/s	62.63	71.55	81.41	92.21	103.94	114.53
60 ft/s	61.23	68.73	77.01	86.09	95.95	104.84
65 ft/s	61.59	67.97	75.03	82.76	91.17	98.75
70 ft/s	63.33	68.83	74.92	81.59	88.83	95.37
75 ft/s	66.20	70.99	76.30	82.10	88.42	94.11
80 ft/s	70.02	74.24	78.90	84.00	89.55	94.55
85 ft/s	74.68	78.42	82.54	87.06	91.98	96.41
90 ft/s	80.08	83.41	87.09	91.12	95.51	99.46
95 ft/s	86.14	89.13	92.44	96.06	99.99	103.54

Tabla 18. Empuje mínimo requerido contemplando variaciones de velocidad y peso del avión



DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL

Al evaluar la ecuación (94) se observa que los cambios en el peso y la velocidad afectan el comportamiento de la curva del empuje mínimo requerido. Contemplando que la velocidad máxima permisible para nuestra aeronave es de 93 ft/s se estimaron los valores de empuje mínimo requerido considerando variaciones de peso y velocidad (*Tabla 18*).

Dentro de los puntos más importantes a encontrar para cada condición de peso es la velocidad ($V_{D_{min}}$) a la que se presenta el máximo radio de eficiencia $\left(\frac{L}{D}\right)_{Max}$ esto se logra por la ecuación (95) [27]:

$$V_{(L/D)_{Max}} = V_{D_{min}} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S}} \left(\frac{k}{C_{D_0}}\right)^{1/4} \dots (95)$$

Por su parte la contribución de la fuerza de resistencia mínima a esa velocidad $V_{D_{min}}$ es expresada por la ecuación (96) [27]:

$$D_{min} = W \sqrt{KC_{D_0}} + W \sqrt{KC_{D_0}} = 2W \sqrt{KC_{D_0}} \dots (96)$$

Con apoyo de la ecuación (96) es posible obtener el radio de eficiencia máximo $\left(\frac{L}{D}\right)_{Max}$ [27]:

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{Max} = \frac{W}{D_{Min}} \dots (97)$$

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{Max} = \frac{1}{2\sqrt{KC_{D_0}}} \dots (98)$$

Otra variable importante a conocer es la velocidad de perdida (V_S = stall velocity) la cual hace referencia a la velocidad mínima requerida para que el avión se mantenga en vuelo consiguiendo una fuerza de sustentación capaz de equilibrar y balancear su peso sin perder altura [8]:

$$V_S = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_L}} \dots (99)$$

La ecuación (99) estima la velocidad de perdida (V_S) en función del peso y en relación a las características aerodinámicas (C_L), geométricas (S) y de altitud (ρ).

Aplicando los conceptos anteriores es importante conocer las velocidades permisibles, deseadas y máximas para diferentes condiciones de peso, por lo que haciendo uso de las ecuaciones (95) y (99) y al considerar un coeficiente de sustentación igual a 1.8159 ($C_L = 1.8159$ por los resultados obtenidos en la sección 7.2.1 con un $\alpha = 0^\circ$ para un vuelo rectilíneo y nivelado) es posible conocer las velocidades mínimas, adecuadas y permisibles a diferentes consideraciones de peso (*Tabla 19*).



DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL

Peso	$V_{\text{Permisible}}$	V_{D_min}	V_s
lb	ft/s	ft/s	ft/s
450	93	67.87	42.76
475	93	69.73	43.93
500	93	71.54	45.07
525	93	73.31	46.18
550	93	75.03	47.27
575	93	76.72	48.33
600	93	78.37	49.37
625	93	79.98	50.39
650	93	81.57	51.39
675	93	83.12	52.37
600	93	78.37	49.37
625	93	79.98	50.39
650	93	81.57	51.39
692	93	84.16	53.02

Tabla 19. Rangos de velocidad a diferentes condiciones de peso para un vuelo nivelado.

La *tabla 19* establece las velocidades más apropiadas durante el vuelo de crucero en base a las características del avión, donde 93 ft/s representa la velocidad máxima permisible para todos los casos expuestos en la tabla, por su parte $V_{D_{min}}$ representa la velocidad más adecuada de vuelo al ser aquella en la que se obtiene el máximo radio de eficiencia $(L/D)_{Max}$ y V_s representa la velocidad de pérdida. Nótese como durante la evaluación el valor de la densidad ($\rho = 0.002378$ slug/ft³) se mantuvo constante, esto debido a que la altitud de vuelo no supera los 1000 ft y el mantener vuelos debajo de esa altitud permite estimar criterios de flujo incomprensible.

10.2 POTENCIA REQUERIDA

La potencia requerida se describe como la potencia necesaria para proporcionar un empuje de forma que este contrarreste la fuerza de resistencia (está relacionado con el cálculo de la fuerza de resistencia mínima), permitiendo que el avión se mantenga en vuelo nivelado sin entrar en pérdida. Para un avión propulsado por hélice queda expresada por la ecuación (80) ^[27]:

$$P_r = \frac{DV}{550} = \frac{\rho V^3 S C_{D0}}{1100} + \frac{KW^2}{275\rho VS} \dots (100)$$

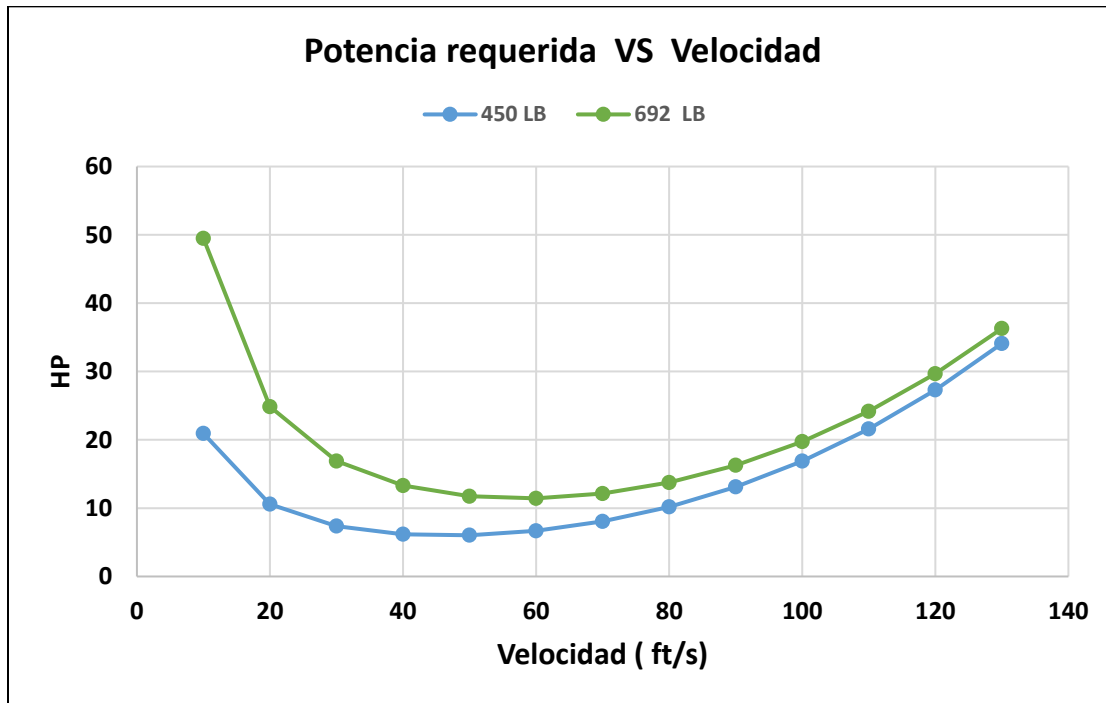
Prestando atención a la primera parte de la ecuación hace referencia a la cantidad de potencia mínima requerida para poder vencer la resistencia parasita mientras que el segundo término hace referencia a la potencia que contrarresta los efectos de la resistencia inducida.

Para efectos de análisis se procede a obtener la curva de potencia mínima requerida a diferentes velocidades considerando un peso máximo de 692 libras y mínimo 450 libras (*Grafica 25*).



DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROSPAIAL



Grafica 25- Potencia mínima requerida ante cambios de velocidad considerando un peso de 692 y 450 lb.

Los resultados de la *gráfica 25* se valorizan con apoyo de la *tabla 20*.

POTENCIA REQUERIDA										
V (ft/s)	450 LB		500 LB		550 LB		600 LB		650 LB	
10	20.65	HP	25.84	HP	31.26	HP	37.20	HP	43.65	HP
20	10.44	HP	13.03	HP	15.74	HP	18.71	HP	21.94	HP
30	7.28	HP	9.01	HP	10.81	HP	12.79	HP	14.95	HP
40	6.11	HP	7.40	HP	8.76	HP	10.24	HP	11.86	HP
50	5.98	HP	7.01	HP	8.10	HP	9.28	HP	10.58	HP
60	6.63	HP	7.50	HP	8.40	HP	9.39	HP	10.47	HP
70	8.02	HP	8.76	HP	9.54	HP	10.38	HP	11.31	HP
80	10.15	HP	10.80	HP	11.48	HP	12.22	HP	13.03	HP
90	13.07	HP	13.65	HP	14.25	HP	14.91	HP	15.63	HP
100	16.85	HP	17.37	HP	17.91	HP	18.51	HP	19.15	HP
110	21.56	HP	22.03	HP	22.52	HP	23.06	HP	23.65	HP
120	27.27	HP	27.70	HP	28.16	HP	28.65	HP	29.19	HP

Tabla 20. Potencia mínima requerida contemplando variaciones de velocidad y peso del avión

10.3 POTENCIA Y EMPUJE DISPONIBLE

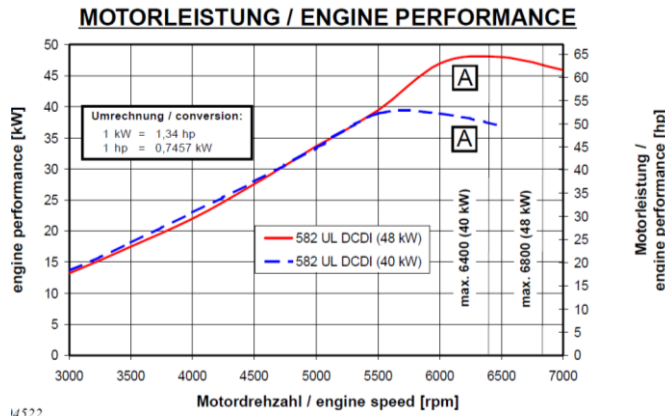
El análisis de la potencia disponible involucra la elección de motor y determinar la aportación de empuje en base a su capacidad de potencia.

DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

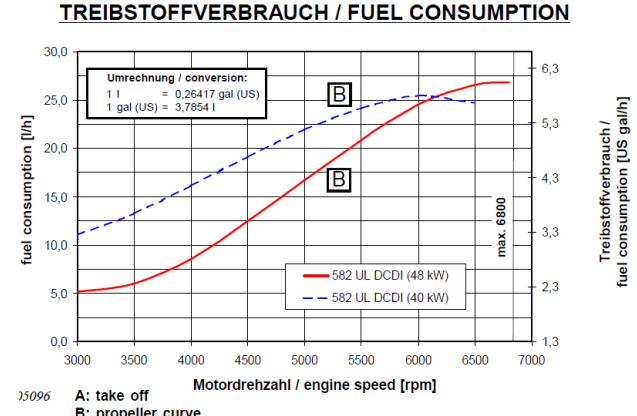
UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL

- CARACTERÍSTICAS DEL MOTOR

En Nuestro caso las propiedades que integran el desempeño del motor serán analizadas contemplando el uso de un motor ROTAX 582 cuyas características se exponen mediante las *gráficas* 26 y 27 por parte del fabricante [18].



Gráfica 26. Potencia (HP) VS RPM - motor Rotax 582^[18]



Gráfica 27. Consumo de combustible VS RPM - motor Rotax 582^[18]

La ecuación que relaciona el cálculo de empuje con la potencia del motor y la velocidad se representa por la ecuación (101) [11].

$$T = \frac{\eta_P P}{V} \dots (101)$$

Donde:

η_P = Eficiencia de la hélice P = Potencia en lbf/ s T = Empuje V = Velocidad

Conocida la potencia máxima por parte del motor es importante adaptar el empuje generado de forma que se ajuste a los requerimientos de la misión en sus distintas fases cuidando la relación de empuje/peso (T/W) el cual se recomienda para aviones ultraligeros no ser menor a 0.3 [11].

La hélice por su parte es el dispositivo que transforma la potencia entregada por el motor en empuje, lo que lleva al análisis de las características principales de la hélice de forma que otorgue una eficiencia optima durante el vuelo. Existen hélices de paso fijo y paso variable estas últimas son aquellas que mediante dispositivos mecánicos permiten variar el ángulo de pitch (pitch = paso) durante el vuelo y son utilizadas regularmente en aviones de altas velocidades (potencia mayor a 180 hp), mientras que las hélices de paso fijo mantienen un mismo ángulo de pitch (pitch = paso) y son usadas por lo general en aviones de baja velocidad, siendo este nuestro caso el análisis del empuje contempla el uso de una hélice de paso fijo.

La *tabla 21* ofrece dos diferentes métodos para estimar el diámetro de la hélice en base al material y características deseadas tales como potencia y velocidad:



DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL

Hélice - Diámetro	Hélice de madera en base a Stinton ^[11]	Hélice todo tipo de material en base a Raymer ^[12]
Dos pala	$D = 10000 \sqrt[4]{\frac{P}{53.5 (RPM)^2 (V)}} \dots (102)$	$D = K_p \sqrt[4]{P} \dots (103)$
Tres palas	$D = 10000 \sqrt[4]{\frac{P}{75.8 (RPM)^2 (V)}} \dots (104)$	$D = K_p \sqrt[4]{P} \dots (105)$
Cuatro o más palas	$D = 10000 \sqrt[4]{\frac{P}{111 (RPM)^2 (V)}} \dots (106)$	$D = K_p \sqrt[4]{P} \dots (107)$

Tabla 21. Ecuaciones para estimación del diámetro de la hélice en función de la potencia y velocidad

Para determinar el diámetro de la hélice se tomó en consideración el criterio expuesto por Raymer ^[12] al no mostrar restricciones en el tipo de material si no que toma como base la potencia máxima del motor (65 HP – Rotax 582) y el factor K_p cuyos valores se exponen en la tabla 22, por lo que se obtuvo un diámetro de 54 pulgadas (4.5 pies) para una hélice de 3 palas.

Tipo de hélice	K_p para la potencia en HP
Dos palas	20.4
Tres palas	19.2
Cuatro palas o mas	18

Tabla 22. Valores para la variable K_p ^[12]

Durante el cálculo del empuje otorgado por la hélice el uso de la variable r hace referencia a el 75% del radio físico de la hélice de forma que si el radio es igual a 2.25 ft la variable r será igual a 1.6875 ft.

Para la hélice se considera un ángulo de pitch (β) de 20° el cual proporciona una relación de paso (P_D) igual a 3.85 ft ofreciendo una relación con el diámetro ($\frac{P_D}{D}$) de 0.86, esto por la ecuación (108) ^[28]:

$$P_D = 2\pi r (\tan \beta) \dots (108)$$

La ecuación que relaciona el ángulo de pitch con el radio de avance (J) está determinada por la ecuación (109) ^[28]:

$$J = \frac{2\pi r}{D} [\tan (\beta - \alpha_p)] \dots (109)$$

Donde:

α_p = ángulo de ataque (de la hélice) con relación al viento relativo β = ángulo de pitch

D = Diámetro

El radio de avance máximo también es calculado tomando en cuenta las revoluciones por minuto (RPM), la velocidad y el diámetro mediante la ecuación (110) ^[11]:



DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL

$$J = \frac{60 V}{RPM D} \dots (110)$$

Por su parte la eficiencia puede ser calculada en función al radio de avance, con ayuda de la ecuación (91) ^[11]:

$$\eta = 0.096574 + 1.703049J - 0.952281 J^2 \dots (111)$$

Evaluando para nuestro análisis se conoce que el motor de elección proporciona una potencia máxima de 65 hp a 6500 RPM, por lo que se buscó ajustar esa potencia en función de la velocidad máxima permisible mediante una reducción de 4.6:1. Descrito lo anterior se determinó el empuje disponible, los resultados se muestran con apoyo de la *tabla 24*.

El efecto sobre la hélice (*Tabla 23*) se evalúa por las ecuaciones (112) y (113) que determina la velocidad sobre su punta ^[1]:

$$V_{tipHélice} = \sqrt{V_{tipStatic}^2 + V_{\infty}^2} \dots (112)$$

$$V_{tipStatic} = \frac{D}{2} \omega \dots (113)$$

POSICIÓN DE LA HÉLICE		
	Directo al motor	Reducción 4.6:1
V_{∞} (ft/s)	V_{tip} (ft/s)	V_{tip} (ft/s)
20	244.56	56.62
40	247	66.38
60	251.01	80.04
80	256.53	95.95
100	263.45	113.16

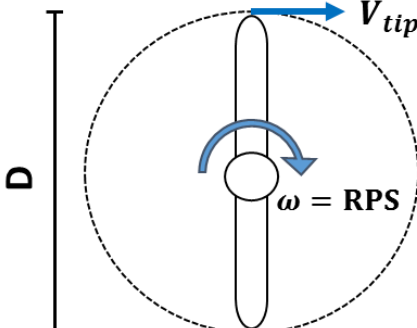


Tabla 23. Evaluación de la velocidad en la punta de la hélice de elección con un diámetro de 54 pulgadas.

POTENCIA - EMPUJE DISPONIBLE						
RPM		Potencia	Consumo	Eficiencia	Velocidad	Empuje
Motor	Reducción 4.6:1	HP	Lts. / Hrs.	η	Vo	T
3000	652	18	5	0.65	19.81	121.33
3200	696	20	5.4	0.68	22.54	143.86
3400	739	22	5.8	0.70	25.44	162.17
3600	783	24.2	6.5	0.72	28.53	186.36
3800	826	26.6	7.5	0.74	31.78	201.95
4000	870	29	8.5	0.76	35.22	222.54
4200	913	32.2	10.1	0.78	38.83	239.47
4400	957	35.4	11.7	0.79	42.61	260.13
4600	1000	38.6	13.3	0.80	46.58	270.78



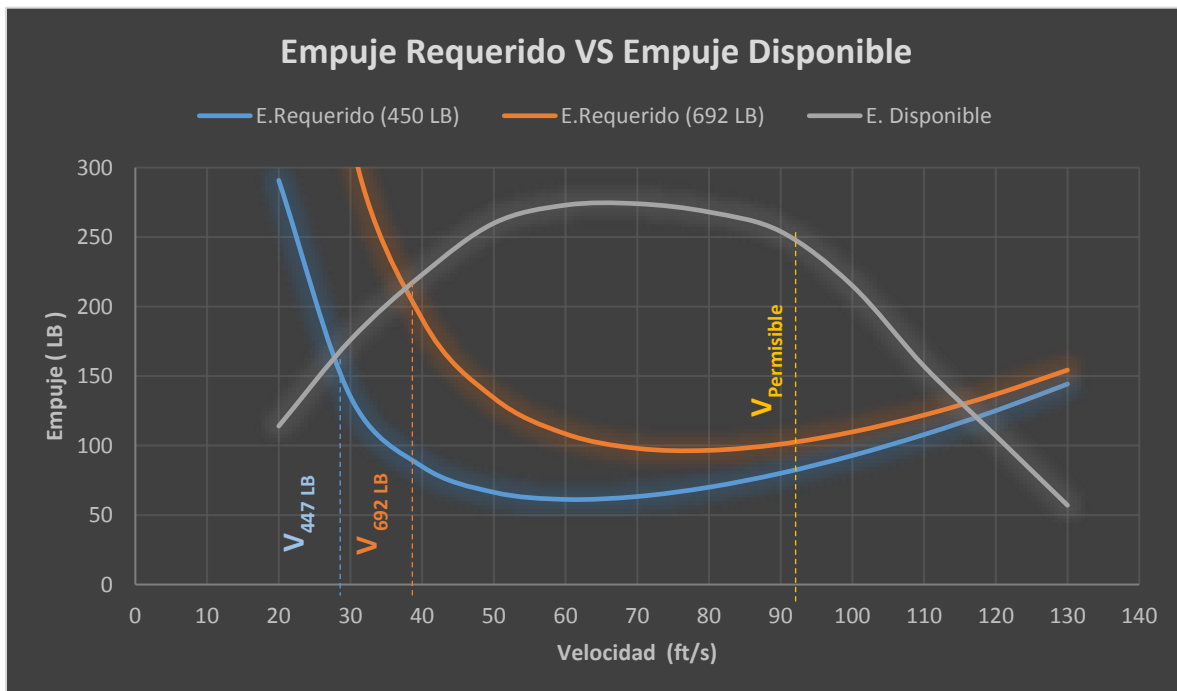
DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL

4800	1043	41.8	14.9	0.82	50.71	279.15
5000	1087	45	16.5	0.83	55.03	288.31
5200	1130	48.2	18.25	0.84	59.52	290.19
5400	1174	51.4	19.95	0.84	64.18	290.88
5600	1217	55	21.7	0.85	69.03	290.51
5800	1261	59	23.1	0.85	74.05	287.09
6000	1304	63	24.5	0.86	79.24	279.10
6200	1348	63.4	25.3	0.86	84.61	271.11
6400	1391	63.8	26.1	0.86	90.16	258.53
6500	1413	64	26.5	0.86	93.00	251.44

Tabla 24. Empuje disponible para el modelo en análisis (Elección de un motor Rotax 582 con una reducción de 4.6:1 para una hélice de paso fijo ($\beta=20^\circ$) con 54 pulgadas de diámetro)

El empuje disponible es aquel que aporta el motor, este resultado no está en función del peso pero al igual que el empuje requerido se relaciona con la velocidad de forma que con ayuda de los resultados en las tablas 20 y 24 es posible establecer la gráfica del empuje requerido contra el empuje disponible (Grafica28)



Grafica 28.-Diagrama de empuje requerido VS empuje disponible para el modelo en análisis bajo la condición de un peso mínimo de 450 LB y un máximo 692 LB

11. EVALUACIÓN DE LAS FASES QUE INTEGRAN LA MISIÓN

El análisis de cada una de las etapas que conforman la misión consiste en determinar velocidades, tiempo de vuelo y distancias recorridas en base a las propiedades aerodinámicas del diseño y la capacidad de carga según requiera la misión. Dentro de las capacidades a evaluar se encuentran:

- Despegue
- Aterrizaje
- Vuelo de crucero
- Ascenso
- Descenso
- Maniobra de giro

En base a la localización del motor se establece que la línea de empuje está en dirección a la línea de vuelo por lo que su efecto es ignorado. Ante lo anterior es posible expresar que las ecuaciones que gobiernan el movimiento de un avión en vuelo estable (excepto para las fases de despegue y aterrizaje) son:

$$T - D - W \sin\theta = 0 \dots\dots (114)$$

$$L - W \cos\theta = 0 \dots\dots (115)$$

11.1. DESPEGUE (TAKE-OFF)

El despegue se divide en 2 fases principales, la primera (S_G) comprende el momento denominado carreteo que abarca el periodo desde el encendido del motor hasta alcanzar una velocidad aceptable antes de iniciar con la segunda fase que comprende el ascenso (S_A) hasta alcanzar una altura de 35 ft en base a lo establecido por el reglamento de aviación federal en su capítulo FAR 23.57 ^[17] (Figura 43).

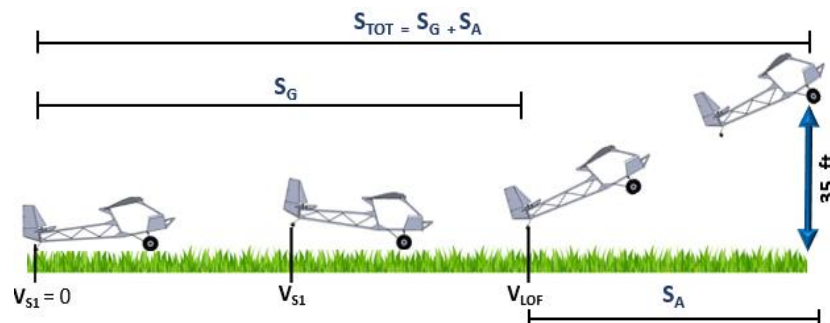


Figura 43. Descripción gráfica de las etapas de despegue (FAR 23)

11.1.1 Primera Fase (S_G) -Despegue

La primera fase involucra el rodaje del avión en tierra desde el encendido del motor hasta alcanzar la velocidad adecuada antes de ascender, dicha velocidad no debe ser menor a $1.1 V_{Stall}$ según lo determinado por la FAR en su sección 14CFR 23.51



DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL

Esta fase considera el uso (no obligatorio) de dispositivos flaps con el fin de mejorar la eficiencia en esta etapa al generar cambios sobre los coeficientes de sustentación y arrastre. Por lo que con apoyo de la herramienta ANSYS en las secciones 7.2.1 y 7.2.2 (análisis numérico en 3D) se obtuvieron los valores para C_L y C_D para la sección alar y considerando deflexiones del flap, los resultados se exponen en la *tabla 25* donde se visualiza como el mayor rendimiento es obtenido con la deflexión del flap a 20° .

	Sin uso de FLAP	Deflexión de FLAP δ			
		15°	20°	40°	60°
CL	1.8159	2.54115	2.9671	4.62	5.0984
CD	0.209394	0.2551	0.27968	0.5073	0.651177
L/D	8.85	9.96	10.6	9.1	7.83

Tabla 25. Resultado análisis numérico 3D (secciones 7.2.1 y 7.2.2) – Evaluación del uso del flap

La condición inicial de peso para esta fase se representa en la *tabla 25* donde se considera una carga de 100 litros de material para dispersión equivalente a 220 lb.

	Condición inicial de peso –FASE A				
	Estructura – Motor	Piloto	Combustible	Carga	Peso total (W_{TO})
Misión 1	254 lb	190 lb	28 lb	0 lb	472 lb
Misión 2	254 lb	190 lb	28 lb	220 lb	692 lb

Tabla 26. Condición inicial de peso en la fase de despegue

El análisis en esta fase involucra conocer la eficiencia dada al diseño mediante la implementación del dispositivo Flap y su deflexión, para efecto de nuestro análisis se optó por la deflexión de 20° al ofrecer mayor eficiencia. Los resultados se contemplan en las *tablas 27 y 28*.

MISIÓN 1			
(TAKE OFF) DESPEGUE - CARRETEO (S_G)			
Concepto	Ecuación	SIN Flaps	CON Flaps
Velocidad de perdida inicial	$V_S = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_L}} \dots \dots (99)$	43.8 ft/s	34.25 ft/s
Velocidad final de rodaje	$V_{LOF} = 1.1 V_{S1} \dots \dots (116)$	48.18 ft/s	37.67 ft/s
Empuje	(Obtenido de la tabla 22 para $0.7 V_{LO}$)	254 lb	210 lb
Distancia de rodaje ($N=1$ para aviones pequeños, $\mu=0.05$)	$S_G = \frac{1.21(W/S)}{g\rho C_L \left[\frac{T}{W} - \frac{D}{W} - \mu \left(1 - \frac{L}{W} \right) \right]_{0.7V_{LO}}} + 1.1N \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_L}} \dots (117)$ $\mu = (\text{asfalto} \rightarrow 0.03 \text{ a } 0.05^{[10]}; \text{pasto} \rightarrow 0.5 \text{ a } 1^{[10]}; \text{suelo} \rightarrow 0.1 \text{ a } 0.3^{[10]})$	128.16 ft	98.59 ft
Aceleración	$a_G = \sqrt{\frac{Tg}{W}} \dots \dots (118)$	4.16 fps	3.78 fps
Tiempo de rodaje en tierra	$t_{SG} = \sqrt{\frac{2 S_G}{a_G}} \dots \dots (119)$	7.84 Seg	7.22 Seg

Tabla 27. Resultados de la primera fase de despegue para la Misión 1(Sección 5.1)



DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL

MISIÓN 2			
(TAKE OFF) DESPEGUE - CARRETEO (S_G)			
Concepto	Ecuación	SIN Flaps	CON Flaps
Velocidad de perdida inicial	$V_S = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_L}} \dots \dots (99)$	53.02 ft/s	41.48 ft/s
Velocidad final de rodaje	$V_{LOF} = 1.1 V_{S1} \dots \dots (116)$	58.32 ft/s	45.62 ft/s
Empuje	(Obtenido de la tabla 22 para $0.7V_{LO}$)	223 lb	181 lb
Distancia de rodaje (N=1 para aviones pequeños, $\mu=0.05$)	$S_G = \frac{1.21(W/S)}{g\rho C_L \left[\frac{T}{W} - \frac{D}{W} - \mu \left(1 - \frac{L}{W} \right) \right]_{0.7V_{LO}}} + 1.1N \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_L}} \dots (117)$	271.01 ft	216.05 ft
Aceleración	$a_G = \sqrt{\frac{Tg}{W}} \dots \dots (118)$	3.22 fps	2.9 fps
Tiempo de rodaje en tierra	$t_{SG} = \sqrt{\frac{2 S_G}{a_G}} \dots \dots (119)$	12.97 Seg	12.2 Seg

Tabla 28. Resultados de la primera fase de despegue para la Misión 2 (Sección 5.1)

- 11.1.2 Segunda Fase (S_A) -Despegue

La segunda fase comprende el radio de ascenso hasta alcanzar una altura mínima de 35 ft según lo estipulado en el reglamento federal de aviación (FAR) en su sección 14 CFR 23.57 y en acorde con la sección 23.67 su gradiente de ascenso oscila entre $1.1 V_{Stall}$ y $1.15 V_{Stall}$, por lo que para efecto de nuestro análisis se establece una velocidad de ascenso aproximada de $1.15 V_{Stall}$.

Durante esta fase por márgenes de seguridad el coeficiente de sustentación se vuelve ligeramente menor al C_{Lmax} , siendo considerado para nuestro análisis igual a $0.9C_{Lmax}$.

Por la referencia ^[8] se establece el radio de ascenso mediante la ecuación (120):

$$R_{SA} = \frac{1.15V_{Stall}^2}{g(n-1)} \dots \dots (120)$$

Durante esta fase por márgenes de seguridad se considera un factor de carga (n) igual a 1.19 ^[8] por lo que la ecuación (120) se rescribe como:

$$R_{SA} = \frac{6.96(V_{Stall}^2)}{g} \dots \dots (121)$$

Los resultados de las características principales que integran la segunda fase de ascenso (durante el despegue) son visualizados con apoyo de las tablas (29) y (30).

**DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA**

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL

MISIÓN 1			
(TAKE OFF) DESPEGUE - Ascenso (S_A)			
Concepto	Ecuación	CON Flaps	SIN Flaps
Velocidad de ascenso	$1.15 V_{Stall}$	50.37 ft/s	39.38 ft/s
Empuje	T (Obtenido de la tabla 22 para $1.15 V_{Stall}$)	260 lb	217 lb
Radio de ascenso	$R_{S_A} = \frac{6.96(V_{Stall}^2)}{g} \dots (121)$	415 ft	253.76 ft
Ángulo de vuelo (Para superar obstáculo = 35 ft, $h_{OB} = 35$ ft)	$\theta_{OB} = \cos^{-1}(1 - h_{OB}/R_{S_A}) \dots (122)$	23.7°	30.45°
Distancia de ascenso	$S_A = R_{S_A} \sin \theta_{OB} \dots (123)$	166.8 ft	128.59 ft
Aceleración	$a_A = \sqrt{Tg/W} \dots (124)$	4.20 fps	3.85 fps
Tiempo de ascenso	$t_{S_A} = \sqrt{\frac{2 S_A}{a_A}} \dots (125)$	8.91 Seg	8.17 Seg

Tabla 29. Resultados de segunda fase de despegue Misión 1 (Comparación con el uso de flap y sin los mismos)

MISIÓN 2			
(TAKE OFF) DESPEGUE - Ascenso (S_A)			
Concepto	Ecuación	CON Flaps	SIN Flaps
Velocidad de ascenso	$1.15 V_{Stall}$	60.97 ft/s	47.7 ft/s
Empuje	T (Obtenido de la tabla 22 para $1.15 V_{Stall}$)	273.3 lb	250 lb
Radio de ascenso	$R_{S_A} = \frac{6.96(V_{Stall}^2)}{g} \dots (121)$	608.11 ft	372.2 ft
Ángulo de vuelo (Para superar obstáculo = 35 ft, $h_{OB} = 35$ ft)	$\theta_{OB} = \cos^{-1}(1 - h_{OB}/R_{S_A}) \dots (122)$	19.53	25.04
Distancia de ascenso	$S_A = R_{S_A} \sin \theta_{OB} \dots (123)$	203.3 ft	157.53 ft
Aceleración	$a_A = \sqrt{Tg/W} \dots (124)$	3.56 fps	3.4 fps
Tiempo de ascenso	$t_{S_A} = \sqrt{\frac{2 S_A}{a_A}} \dots (125)$	10.68 Seg	9.62 Seg

Tabla 30. Resultados de segunda fase de despegue Misión 2 (Comparación con el uso de flap y sin los mismos)

Por la *tabla 30* es posible observar como el uso de dispositivos flaps permite disminuir la distancia de despegue en un 23% para la misión 1 y de 21.2 % para la misión 2, además de reducir la potencia requerida en un 21.8% (para ambos casos misión 1 y 2) y permite acortar el tiempo de despegue en un 8.11% para la misión 1 y 4.08% para la misión 2 (*Figura 44*).

DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROSPAIAL

RESULTADOS – Despegue (TAKE-OFF)					
Concepto	Ecuación	MISIÓN 1		MISIÓN 2	
		SIN Flaps	CON Flaps	SIN Flaps	CON Flaps
Distancia TOTAL de despegue	$S_{TOT} = S_G + S_A \dots (126)$	294.96 ft	227.18 ft	474.31 ft	373.58 ft
Tiempo TOTAL de despegue	$t_{TOT} = t_G + t_A \dots (127)$	16.75 Seg.	15.39 Seg.	22.75 Seg.	21.82 Seg.

Tabla 31. Resultados de segunda fase de despegue (Comparación con el uso de flap y sin los mismos)

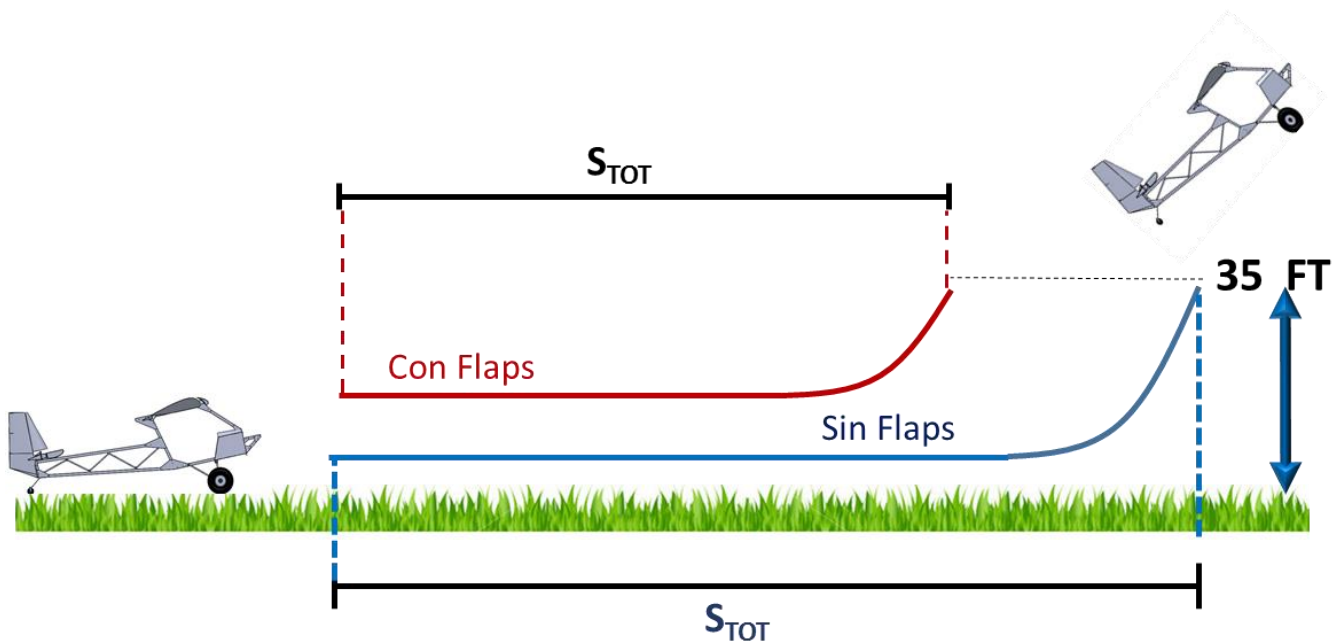


Figura 44. Representación gráfica de los resultados expuestos en la tabla 30 para la fase de despegue.

11.2 RADIO DE ASCENSO (ROC) (CLIMB)

Durante un ascenso estable (sin aceleración) la velocidad del avión se divide en dos componentes: una vertical (V_V – Velocidad vertical a la cual asciende el avión) que es conocida como radio de ascenso (ROC) y una horizontal (V_H) que hace referencia a la velocidad con respecto a tierra (Figura 45).

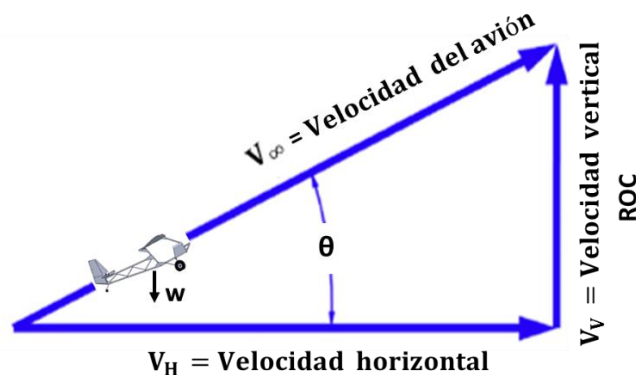


Figura 45. Diagrama de radio de ascenso



DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL

La figura 45 establece [8]:

$$V_V = ROC \dots (128)$$

$$\sin \theta = \frac{ROC}{V_\infty} \dots (129)$$

El radio de ascenso depende del poder disponible (por parte del motor) y el peso del avión [8]:

$$ROC = \frac{TV_\infty - DV_\infty}{W} = V_\infty \frac{T - D}{W} = \frac{P_A - P_R}{W} = \frac{\text{Exceso de potencia}}{W} \dots (130)$$

Por lo tanto el ángulo de ascenso general se define por la ecuación (131) [8]:

$$\sin \theta = \frac{T}{W} - \frac{\cos \theta}{\frac{L}{D}} \dots (131)$$

Donde se considera $\cos \theta = 1$ [8], por lo tanto:

$$\sin \theta = \frac{T}{W} - \frac{1}{L/D} \dots (132)$$

Durante este tipo de maniobras la fuerza de sustentación es menor al peso del avión, esto debido a que parte del peso del avión es soportado por el empuje, de forma que la sustentación queda expresada por la ecuación (133) [8]:

$$L = W \cos \theta \dots (133)$$

Por la ecuación (130) se determinó el radio de ascenso a diferentes consideraciones de peso, los resultados se muestran con apoyo de la tabla 32.

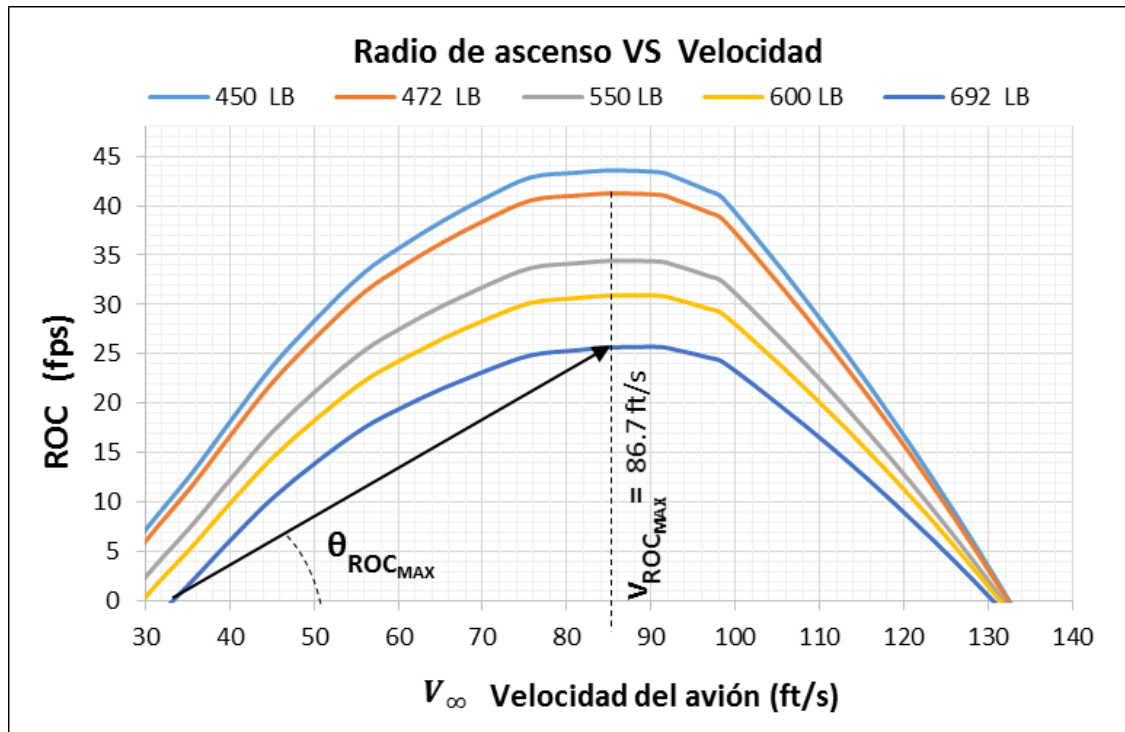
V (FT/S)	ROC (FPS)				
	450 LB	472 LB	550 LB	600 LB	692 LB
30	7.37	6.21	2.59	0.56	-1.55
40	18.24	16.78	12.34	9.95	7.15
50	28.68	26.86	21.40	18.53	14.96
60	36.08	33.99	27.80	24.57	20.51
70	40.87	38.62	31.96	28.52	24.21
80	43.28	40.96	34.12	30.60	26.31
90	43.63	41.32	34.55	31.06	27.03
100	37.15	35.17	29.36	26.37	23.31
110	26.89	25.41	21.06	18.81	17.17

Tabla 32. Evaluación del radio de ascenso (ROC) para el modelo en análisis bajo diferentes condiciones de peso.

Es posible visualizar el comportamiento de los datos en la tabla 32 mediante la gráfica 29 en la cual se visualiza una divergencia de ROC a una velocidad de 86.7 ft/s (para todas las consideraciones de peso) siendo esta la velocidad a la que se consigue el máximo radio de ascenso (ROC_{MAX}) donde su valor y el ángulo al que se presenta ($\theta_{(R/C)_{MAX}}$) para las estimaciones de peso de la tabla 32 que son expuestos a través de la tabla 33.

**DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA**

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL



Gráfica 29 .Radio de ascenso para el avión en análisis estimando diferentes condiciones de peso

	450 LB	472 LB	550 LB	600 LB	692 LB
$V_{(R/C)_{MAX}}$	87.6 ft/s	87.6 ft/s	87.6 ft/s	87.6 ft/s	87.6 ft/s
ROC_{MAX}	43.86 fps	41.53 fps	34.69 fps	31.18 fps	25.91 fps
$\theta_{(R/C)_{MAX}}$	30.04°	28.3°	23.32°	20.85°	17.20°

Tabla 33. Características que definen al radio de ascenso máximo (ROC_{MAX}) para el avión en análisis a diferentes consideraciones de peso

El tiempo requerido para el ascenso está en función de la altitud que se desea alcanzar de forma que queda expresado como la razón entre la altitud y el radio de ascenso ^[11]:

$$t = \int_{h_1}^{h_0} \frac{dh}{ROC} = \frac{\text{altitud deseada} - \text{altitud inicial}}{\text{Radio de ascenso}} = \frac{h_1 - h_0}{ROC} \dots (134)$$

De forma general el reglamento federal de aviación (FAR) en su capítulo 23 se refiere al ascenso en términos de por ciento (%) de gradiente, haciendo referencia a las distancias a cubrir, esto es ^[11]:

$$\text{Gradiente de ascenso} = \frac{\text{Distancia verical}}{\text{Distancia horizontal}} \dots (135)$$

El gradiente de la ecuación (135) se relaciona con el radio de ascenso y la velocidad por medio de la ecuación (136) ^[11]:



DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL

$$ROC = (\text{Gradiente de ascenso})(V_{\infty}) \dots (136)$$

Aplicando para nuestro análisis se establecen los requerimientos de ascenso para las misiones 1 y 2 (Tabla 34):

	Misión 1	Misión 2
$V_{(R/C)MAX}$	87.6 ft/s	87.6 ft/s
$\theta_{(R/C)MAX}$	28.3°	17.20°
ROC	41.53 fps	25.91 fps
Distancia vertical	1000 ft	600 ft
Gradiente de ascenso	0.47	0.3
Distancia horizontal	2127.65 ft	2000 ft
Tiempo de ascenso	24 Seg	23 Seg

Tabla 34. Características de ascenso en base a los requerimientos de la misión 1 y 2 para el modelo en análisis

Por la tabla 34 se observa como la misión 1 busca ascender a una altitud de 1000 ft donde tendrá un vuelo de crucero estable, por lo que basados en la máxima capacidad de ascenso se requiere una velocidad de 87.6 ft/s (que equivale a un empuje de 265.5 libras por la tabla 24) para alcanzar un radio de ascenso de 41.53 pies por segundo con un ángulo de ascenso igual a 28.3°, logrando llegar a los 1000 ft de altura en 24 segundos y cubriendo una distancia con respecto a tierra de 2127.65 ft.

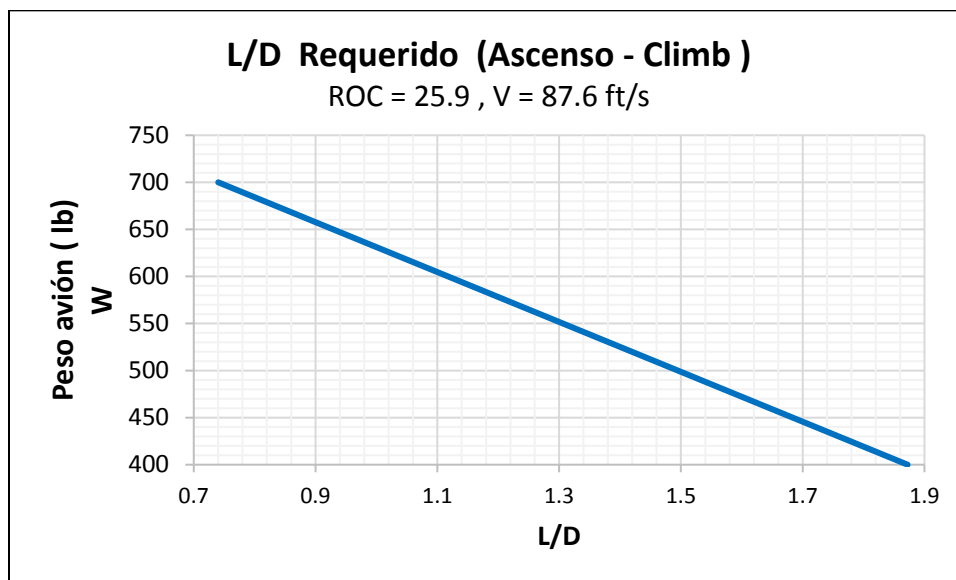
Por otro lado la misión 2 busca ascender a una altitud de 600 ft donde se iniciara la maniobra de giro, esta acción es repetida ocasionalmente variando su peso, de forma que con propósito de estandarizar la fase de ascenso para la misión 2 se establece un ángulo (de ascenso) de 17.2° ($\theta=17.2^\circ$) a una velocidad de 87.6 ft/s que otorgan un radio de ascenso de 25.9 fps ($ROC=25.9$ fps) y por tanto un gradiente de ascenso igual a 0.3.

Las limitaciones por parte del reglamento federal de aviación^[14] establecen una altitud mínima (con respecto a tierra) de 600 ft al iniciar una maniobra. Al implementar esta altitud para la misión 2 se establece la distancia horizontal:

$$\text{Distancia horizontal} = \frac{\text{Distancia vertical}}{\text{Gradiente de ascenso}} = \frac{600}{0.3} = 2000 \text{ ft}$$

Con apoyo de la ecuación (134) es posible expresar que tomara 23 segundos alcanzar una altitud de 600 ft a un radio de ascenso de 25.9 fps cubriendo una distancia horizontal (con respecto a tierra) de 2000 ft.

La grafica 30 establece los rangos necesarios de eficiencia aerodinámica (L/D) ante diferentes condiciones de peso (a causa de la perdida en el material de dispersión que integra la Misión 2) con la finalidad de mantener un mismo radio de ascenso ($ROC=25.9$ fps) durante esta fase para la misión 2.



Gráfica 30. Variación de L/D con respecto al peso durante la maniobra de ascenso para la misión 2 (ROC=25.9)

11.3 RADIO DE DESCENSO

En orden de establecer parámetros que describan las características de descenso se tomó como punto de partida las distancias a cubrir que están descritas para efecto de nuestro análisis por la Figura 46.

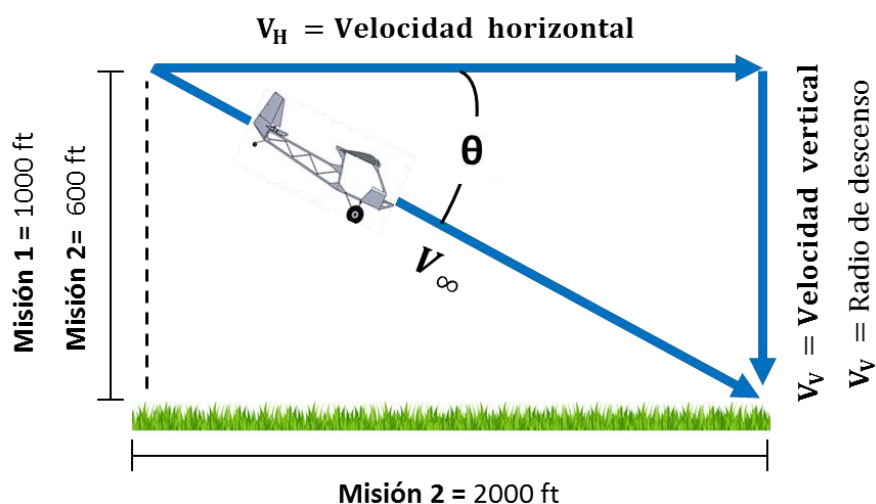


Figura 46. Diagrama de descenso aplicado a la misión 1 y 2 del modelo en análisis.

Partiendo de un marco de referencia se estableció para la misión 1 una distancia con respecto a tierra (durante el descenso) de 2000 ft. Ante lo anterior se determinó el ángulo de descenso en base a las distancias a cubrir (horizontal y vertical) para ambos casos:

$$\tan \theta = \frac{\text{Distancia vertical}}{\text{Distancia horizontal}} \dots \dots (137)$$



DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROSPAIAL

Misión 1 $\theta = 26.56^\circ$

Misión 2 $\theta = 16.69^\circ$

La velocidad requerida se obtuvo por la ecuación (138) ^[8] permitiendo estimar el radio de ascenso mediante la ecuación (139), mientras que el tiempo requerido está en función de la ecuación (134).

$$V_\infty = \sqrt{\frac{2 \cos \theta W}{\rho C_L S}} \dots (138)$$

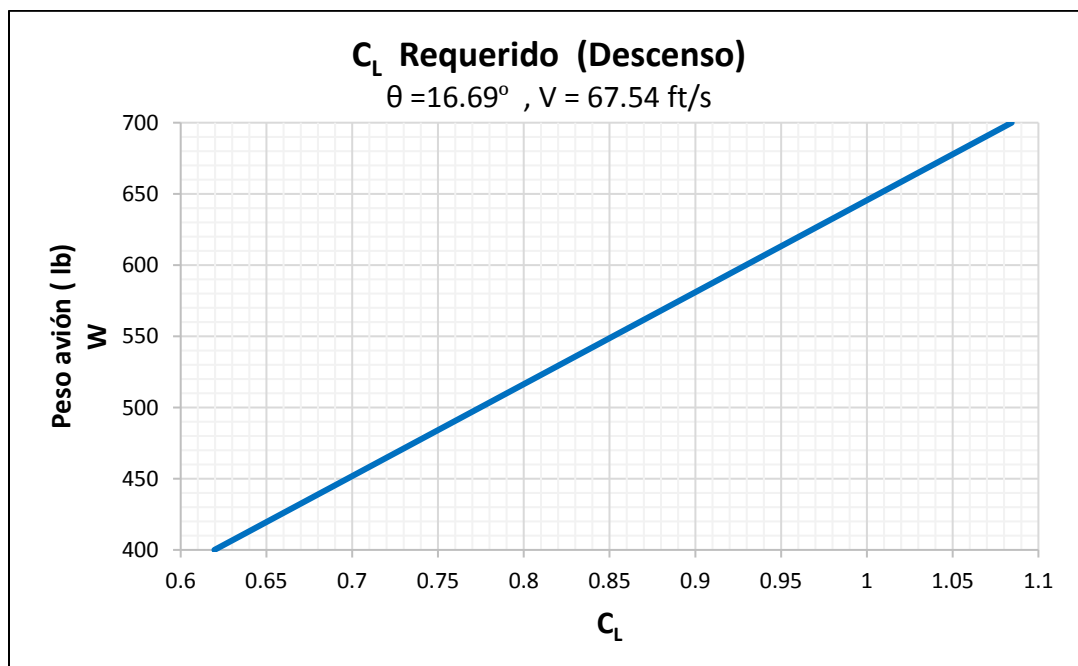
$$\text{Radio de descenso} = V_V = V_\infty \sin \theta \dots (139)$$

Para efecto de nuestro análisis en términos de velocidad se considera $C_L = [1.8157 - a_{ala}(\theta)]$, los resultados se muestran con apoyo de la *tabla 35*.

	MISIÓN 1		MISIÓN 2				
	450 LB	472 LB	450 LB	472 LB	550 LB	600 LB	692 LB
V_∞ (ft/s)	68.55	70.20	54.47	55.78	60.21	62.89	67.54
V_V (fps)	30.65	31.38	15.64	16.01	17.29	18.06	19.39
Tiempo (seg)	32.62	31.86	38.36	37.47	34.7	33.22	30.94

Tabla 35. Estimaciones de velocidad y radio de ascenso durante la fase de descenso para la misión 1 y misión 2

Para efectos de la misión 2 se estandarizo un radio de descenso igual a 19.39 pies por segundo a una velocidad de 67.54 ft/s para todos los casos de peso, por lo que la *gráfica 31* determina los rangos necesarios del coeficiente de sustentación para diferentes condiciones de peso, esto por el despeje de la ecuación (138) para efectos de C_L .



Gráfica 31. Variación de C_L con respecto al peso durante la maniobra de descenso para la misión 2 ($V_V=19.39$ fps)

11.4 ATERRIZAJE (LANDING)

La fase de aterrizaje involucra la pérdida de altitud hasta tocar tierra, donde el ángulo de aproximación ó referencia (θ_{REF}) está relacionado con el de la fase de descenso (sección 11.3).

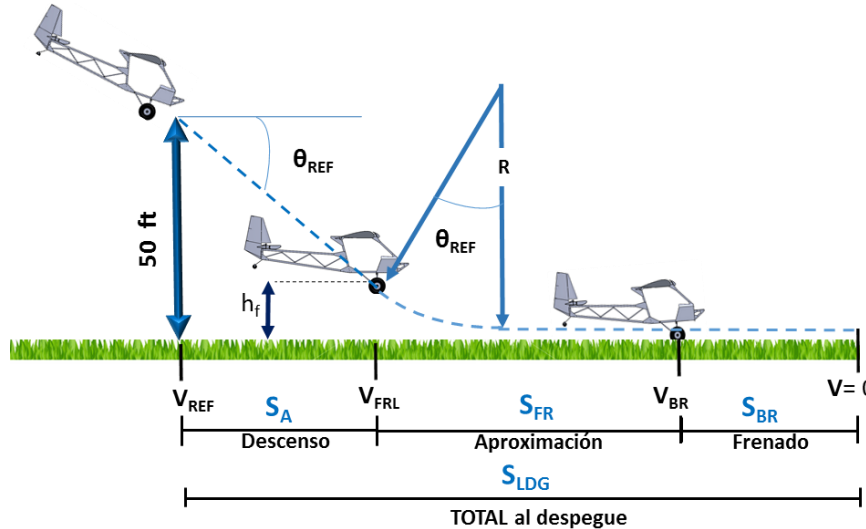


Figura 47. Diagrama de las etapas que integran la fase de aterrizaje

El reglamento federal de aviación en su capítulo FAR 23.75 ^[17] especifica que la fase de aterrizaje para este tipo de aeronaves inicia cuando se adquiere una altitud de 50 ft con respecto a tierra y termina hasta el paro total del avión (Figura 47). Por su parte en el capítulo FAR 91 se establece que toda aeronave debe asegurarse con una reserva de combustible equivalente a 30 minutos de vuelo a una potencia estable, por lo que para efecto de nuestro análisis involucra una velocidad de crucero igual a 43 ft/s que implica una reserva de 4.37 litros de combustible (6 libras).

Ante lo anterior se estima que para esta fase el peso total para ambas misiones es el mismo considerando únicamente el peso al vacío, el peso del piloto y una reserva de 4.37 litros de combustible que integran un peso total al aterrizar de 450.5 libras (para la misión 1 y 2). Por lo que mediante la ecuación (99) se establece una velocidad de pérdida (V_{S0}) de 43 ft/s.

La estimación de las velocidades para las distintas etapas en esta fase es regulada mediante el capítulo FAR 23.73 para aeronaves de baja velocidad (Tabla 36)

Etapas	Velocidad	FAR 23 ^[17]	Velocidad
Referencia	V_{REF}	$1.3 V_{S0}$	55.614 ft/s
Aproximación a tierra	V_{FLR}	$1.3 V_{S0}$	55.614 ft/s
Contacto con tierra	V_{TD}	$1.1 V_{S0}$	47.058 ft/s
Frenado	V_{BR}	$1.1 V_{S0}$	47.058 ft/s

Tabla 36. Velocidades para las distintas etapas durante la fase de aterrizaje según el FAR 23.73.

Considerando lo anterior la evaluación de las etapas presentes durante el aterrizaje así como la distancia requerida total (Figura 48) se muestran con apoyo de la tabla 37.

DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL

RESULTADOS – Aterrizaje (LANDING)			
Concepto	Formula	Misión 1	Misión 2
Angulo de aproximación	θ_{REF}	26.56°	16.69°
Altitud de aproximación ^[11]	$h_f = 0.1512 (V_{S0})^2 (1 - \cos \theta_{REF}) \dots (140)$	29.2 ft	11.65 ft
Distancia de descenso ^{[8][11]} (Desde una altitud de 50 ft)	$S_{ALD} = \frac{h_{obs} - h_f}{\tan \theta_{REF}} \dots (141)$	41.6 ft	127.9 ft
Distancia de aproximación ^[3]	$S_F = 0.1512 (V_{FLR})^2 (1 - \sin \theta_R) \dots (142)$	258.59 ft	333.34 ft
Distancia de frenado ^[3]	$S_{BR} = \frac{V_{BR}^2 W}{2g[T - D - \mu(W - L)] \left(\frac{V_{BR}}{\sqrt{2}} \right)} \dots (143)$	50.34 ft	50.34 ft
Aceleración durante el descenso	$a_{ALD} = \sqrt{(T_{FLR} \cdot g)/W} \dots (144)$	4.39 fps	4.39 fps
Aceleración durante la aproximación	$a_F = \sqrt{(T_{FLR} \cdot g)/W} \dots (145)$	4.39 fps	4.39 fps
Aceleración durante el frenado	$a_{BR} = \sqrt{(T_{FLR} \cdot g)/W} \dots (146)$	4.22 fps	4.22 fps
Tiempo de descenso	$t_{ALD} = \sqrt{(2S_{ALD})/a_{ALD}} \dots (147)$	4.35 Seg	7.63 Seg
Tiempo de aproximación	$t_F = \sqrt{(2S_F)/a_F} \dots (148)$	10.85 Seg	12.32 Seg
Tiempo de frenado	$t_{BR} = \sqrt{(2S_{BR})/a_{BR}} \dots (149)$	4.88 Seg	4.88 Seg
Distancia TOTAL al despegue	$S_{LDG} = S_{ALD} + S_{FR} + S_{BR} \dots (150)$	350.53 ft	511.58 ft
Tiempo TOTAL al despegue	$t_{LDG} = t_{ALD} + t_{FR} + t_{BR} \dots (151)$	20.08 Seg	24.83 Seg

Tabla 37. Resultados para la fase de aterrizaje de la misión 1 y 2 del modelo en análisis.

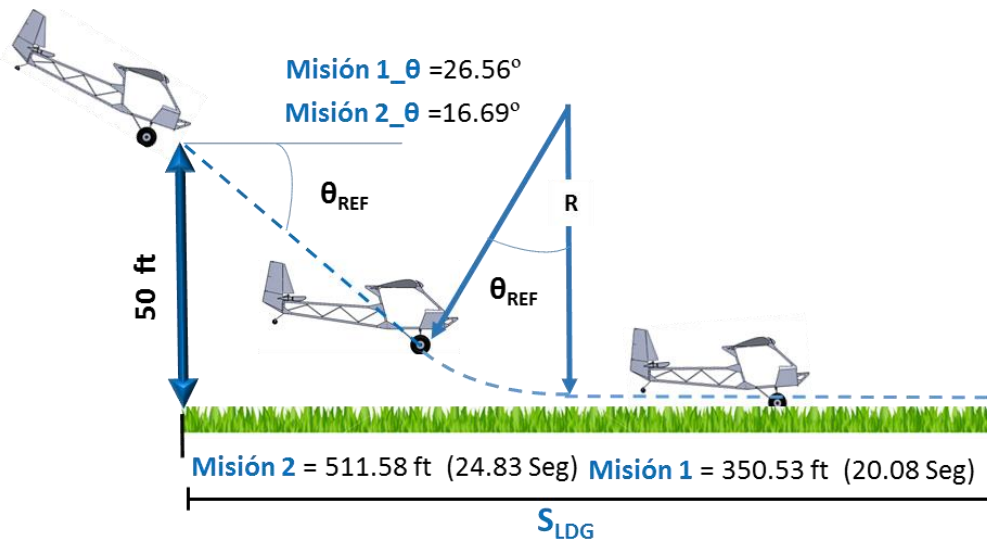


Figura 48. Representación gráfica de los resultados expuestos en la tabla 36 para la fase de aterrizaje.

11.5 MANIOBRA DE GIRO

Durante una maniobra de giro la fuerza de sustentación es dividida en dos componentes, esto como consecuencia de la inclinación a causa del ángulo de roll (giro) ϕ ; Para mantener un vuelo nivelado se requiere que la componente vertical de sustentación (lift) sea igual al peso del avión ^[8] (Figura 49):

$$L \cos \phi = W \dots (152)$$

$$L = \frac{W}{\cos \phi} \dots (153)$$

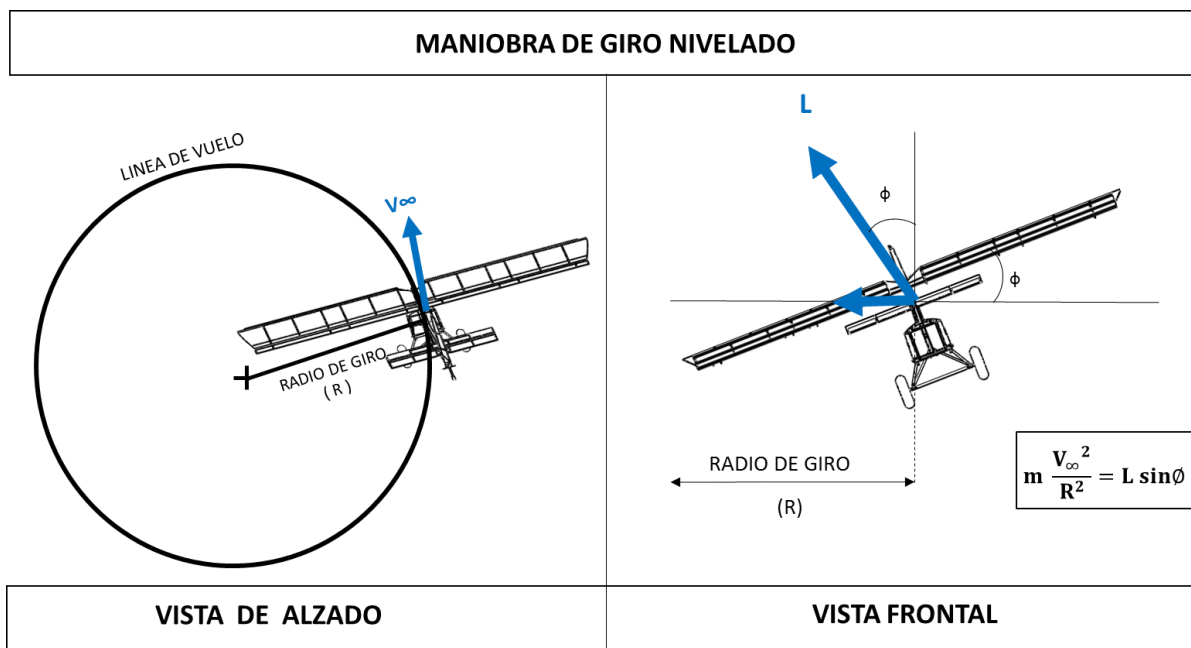


Figura 49. Diagrama de fuerzas durante el giro del avión (vista de alzado y frontal)

Durante la maniobra el factor de carga (relación de sustentación con respecto al peso del avión) supera a la unidad, su magnitud depende del ángulo (de roll ϕ) adquirido ^[8] (Gráfica 32):

$$n = \frac{1}{\cos \phi} (154)$$

$$n = \frac{L}{W} (155)$$

Por lo que:

$$\cos \phi = \frac{1}{n} = \frac{1}{L/W} = \frac{W}{L} \dots (156)$$

Donde:

ϕ = Ángulo de viraje

W = Peso del avión

L =Sustentación

n = Factor de carga

De forma que el coeficiente de sustentación también puede estar representado por ^[8]:

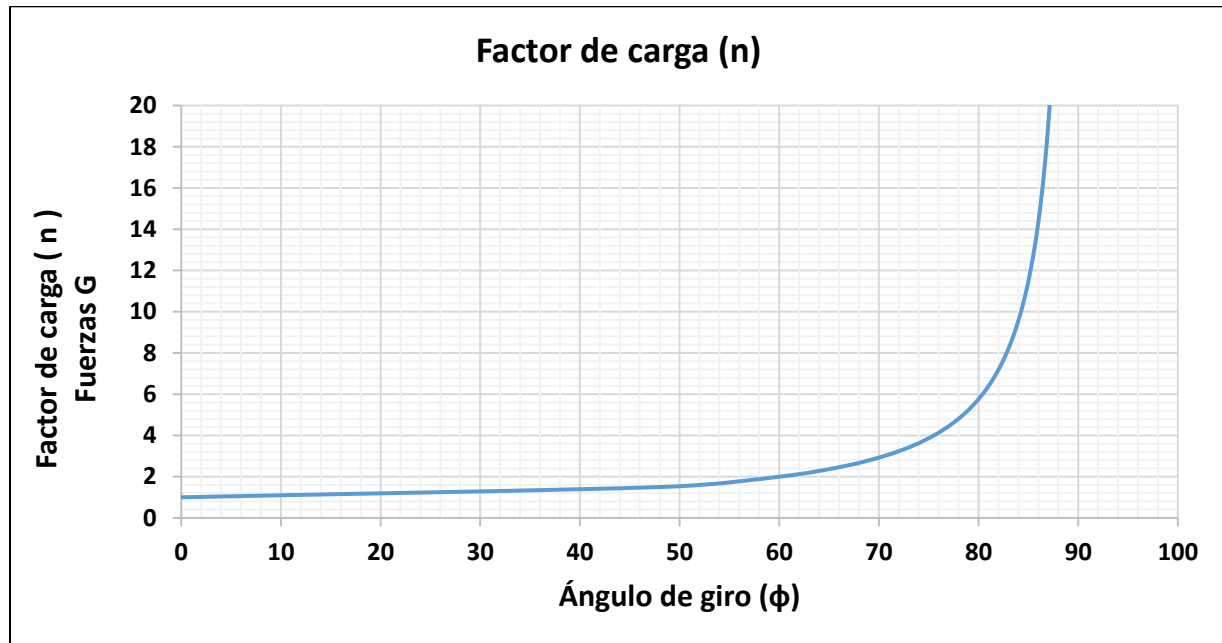
$$L = nW \dots (157)$$



DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL

$$C_L = \frac{2nW}{\rho V_\infty^2 S} \dots \dots (158)$$



Grafica 32. Relación de factor de carga con el ángulo de giro ^[26]

Las limitaciones que regulan el factor de carga para este tipo de avión se describen en la *tabla 38* ^[26].

Factor de carga (n)	Angulo de Giro (φ)
Rango Permisible	Rango Permisible
1.5 – 3.8	48° - 75°

Tabla 38. Limitaciones de n y φ durante la maniobra de giro (turn bank) ^[26]

Aspectos importantes a considerar durante una maniobra es la relación del factor de carga “n” con la altitud, velocidad, peso del avión y el coeficiente de sustentación (el cual está limitado en base a su valor máximo) esta relación se representa por la ecuación (159) ^[8]:

$$n_{max} = \frac{1}{2} \rho_\infty V^2 \frac{C_{L_{max}}}{W/S} \dots \dots (159)$$

Las limitaciones para este tipo de aeronaves (vuelo por debajo de los 1000 ft) ^{[26], [14]} y la ecuación (159) permiten establecer los diagramas V-n (relación grafica que define los rangos del factor de carga en base a las características de diseño a distintas velocidades) estimando un peso bruto de 472 y 692 libras (*Graficas 33 y 34*).

DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA



DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL

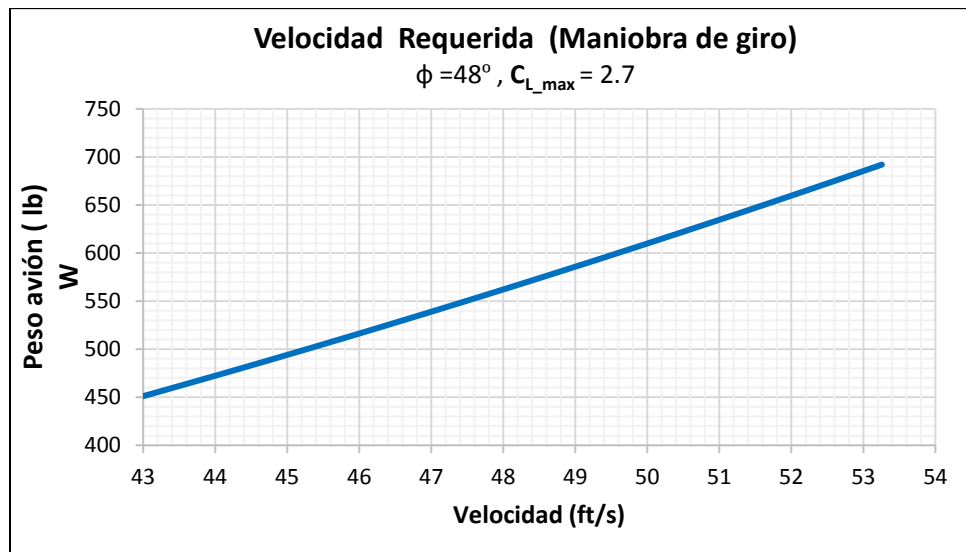
La regulación federal de aviación (FAR) establece que durante este tipo de maniobras la estructura de avión deberá ser capaz de soportar una vez y medio su peso sin sufrir daños considerables. Por lo que se establece un factor de seguridad igual a 1.5 ^[26].

Para efecto de nuestro análisis la maniobra de giro únicamente es contemplada como parte de la misión 2 la cual está sometida a cambios considerables de peso. Ante lo anterior se buscó homogenizar la maniobra en términos de ángulo de giro. Por lo que en orden de mantenerse dentro del factor de seguridad $n = 1.5$ y por la ecuación (154) se establece un ángulo de giro de 48° para las distintas condiciones de peso.

Otro punto importante a estimar es la velocidad necesaria para mantener la altitud durante la maniobra, este valor está limitado por el máximo coeficiente de sustentación ($C_{L_MAX} = 2.7$ para nuestro caso):

$$V = \sqrt{\frac{2}{\rho} \frac{W}{S} \frac{n}{C_{L_{max}}}} \dots (160)$$

Haciendo uso de la ecuación (160) ^[8] se generó la *gráfica 35* que representa la velocidad requerida para mantener la maniobra a distintos criterios de peso sin perder altura. Los resultados muestran una variación de la velocidad desde 44 ft/s para un peso mínimo de 472 libras y de 53.25 ft/s para un peso máximo de 692 libras, estableciendo una pendiente de descenso por parte de la velocidad de 0.05 por cada libra de peso perdido.



Gráfica 35. Velocidad con respecto al peso en orden de mantener una maniobra de giro nivelado a un ángulo de 48° por parte del modelo en análisis

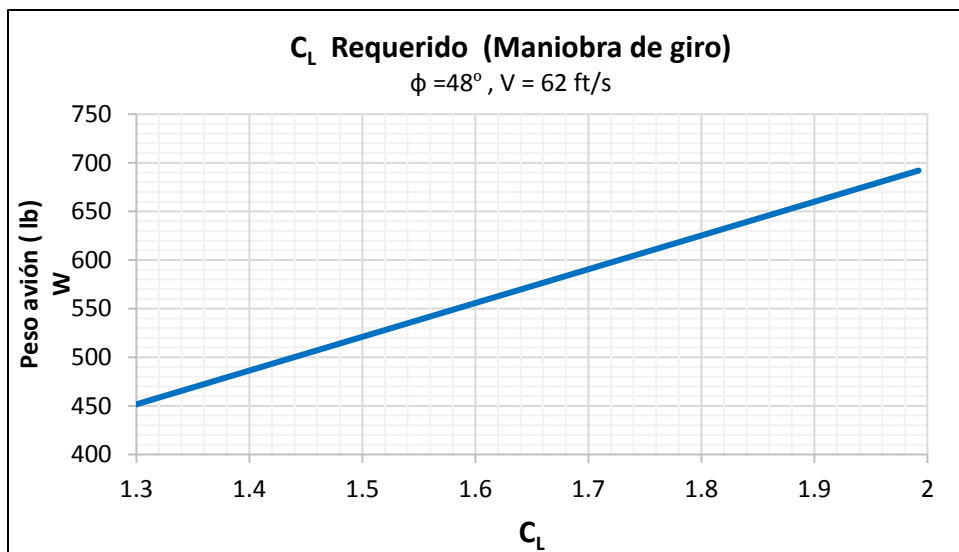
Con propósito de estandarizar la maniobra de giro ($\phi = 48^\circ$) en cuanto a la variable de velocidad, se estableció una velocidad fija de 62 ft/s. Lo anterior lleva a ajustes en el coeficiente de sustentación



DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROSPAIAL

para mantener la maniobra a distintos criterios de peso sin perder altura, esta relación se expone en la gráfica 36.



Gráfica 36. Coeficiente de sustentación con respecto al peso en orden de mantener una maniobra de giro nivelado con una velocidad de 62 ft/s a un ángulo de 48° por parte del modelo en análisis.

El radio de giro (R) que indica la cobertura con respecto a tierra (plano horizontal) durante una maniobra de giro (nivelado) se describe por la ecuación (161) [8]:

$$R = \frac{V^2}{g\sqrt{n^2 - 1}} \dots (161)$$

Por su parte el radio de avance (ω) que hace referencia a la relación de línea de vuelo cubierta por segundo (resultado expresado en radianes /segundo) es representado por la ecuación (162):

$$\omega = \frac{g\sqrt{n^2 - 1}}{V} \dots (162)$$

En orden de determinar el tiempo necesario para la maniobra se debe convertir el resultado de la ecuación (162) en grados/segundo ($^{\circ}/s$) de forma que el tiempo se estimara de la siguiente forma:

$$t = \frac{\text{Grados a cubrir de la maniobra (Giro completo = 360^{\circ})}}{\omega (^{\circ}/s)} \dots (163)$$

Las ecuaciones (161), (162) y (163) permiten establecer que al ajustar la maniobra de giro a un ángulo de 48° con una velocidad por parte del avión de 62 ft/s se alcanza un radio de giro (con respecto a tierra) de 107 ft en 11 segundos $\left(\frac{360^{\circ}}{33.23^{\circ}/s}\right)$.



DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL

11.6 VUELO DE CRUCERO

Los lineamientos que describen un vuelo de crucero estable y rectilíneo parten de considerar que la fuerza de sustentación es igual al peso del avión y el empuje es igual a la fuerza de resistencia:

$$L = W \dots \dots (89)$$

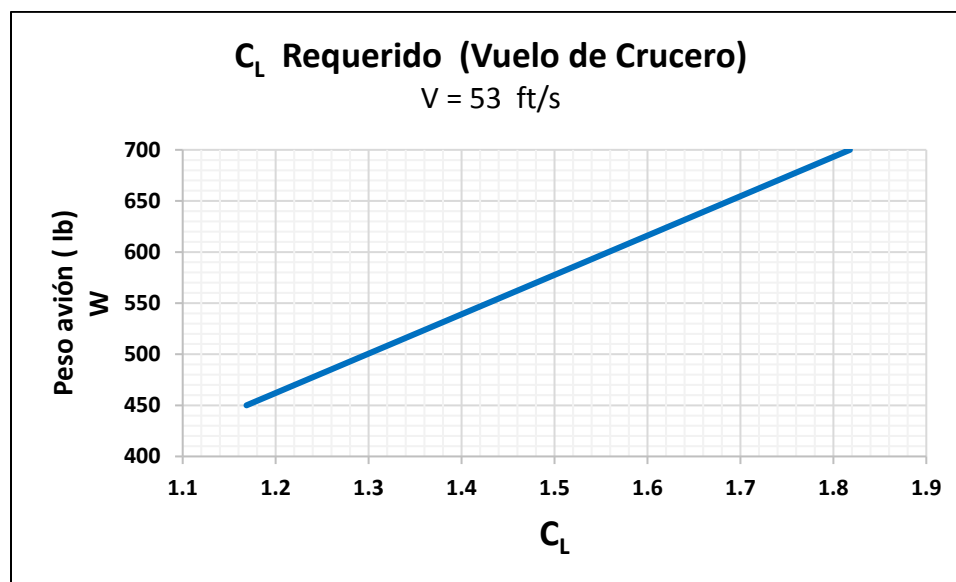
$$T = D \dots \dots (90)$$

El desarrollo de las ecuaciones (89) y (90) en términos de velocidad, coeficientes aerodinámicos, peso y potencia fueron expuesto en la sección 10 permitiendo conocer las velocidades máximas, mínimas y en la que se obtiene mayor eficiencia mediante la *tabla 19*, para efecto del análisis en cuestión esos resultados se muestran con apoyo de la *tabla 39*.

	Peso (lb)	V _{Permisible} (ft/s)	V _{D_min} (ft/s)	V _{Stall} (ft/s)	Variación de peso	Variación de velocidad
Misión 1	450 Min.	93 Max.	67.87	42.76	4.60%	2.30%
	472 Max.	93 Max.	69.51	43.79		
Misión 2	450 Min.	93 Max.	71.54	45.07	35%	15%
	692 Max.	93 Max.	84.16	53.02		

Tabla 39. Estimaciones de peso y velocidad durante la fase de crucero para la misión 1 y 2

Mediante la *tabla 39* se observa como las variaciones de peso y velocidad en la misión 1 no representan cambios considerables a diferencia de la misión 2. Por lo que tomando en cuenta un $C_L = 1.8159$ para la fase de crucero se estima una velocidad estándar de 53 ft/s lo que lleva a ajuste en el coeficiente de sustentación para diferentes condiciones de peso (*Grafica 37*)



Grafica 37. Coeficiente de sustentación con respecto al peso en orden de mantener un vuelo de crucero nivelado a una velocidad de 53 ft/s para la misión 2 del modelo en análisis.



12. ANÁLISIS DE LA MISIÓN

Dentro de los aspectos más importantes a estimar en una misión son el tiempo de vuelo y la distancia recorrida con respecto a tierra que puede volar una aeronave (conocido como rango), ambos conceptos están basados en la capacidad del combustible y el consumo específico del mismo.

El consumo específico de combustible depende de las características del motor y hace referencia a la cantidad de combustible utilizado por unidad de poder (HP) en el tiempo:

$$c = SFC = \frac{\text{Combustible consumido en el tiempo}}{\text{Potencia de salida por hora}} = \frac{lb}{HP (S)} = \frac{lb}{\left(\frac{ft \cdot lb}{S}\right) (S)} \dots (164)$$

De forma que una cantidad de combustible que es consumida a una potencia dada por parte del motor en el tiempo se expresa como:

$$W_{Fuel} = cP dt \dots (165)$$

$$dt = \frac{W_{Fuel}}{cP} \dots \dots (166)$$

Donde el peso del combustible es igual a la diferencia entre el peso del avión al despegar (tanque de combustible lleno) menos el peso del avión con el tanque vacío (W_1).

$$W_{Fuel} = W_{TO} - W_1 \dots (167)$$

Ante lo anterior es posible representar el tiempo de vuelo como ^[9]:

$$E = \int_{W_1}^{W_{TO}} \frac{dW}{cP} \dots (168)$$

No obstante al multiplicar la ecuación (166) por la velocidad se obtiene el incremento de la distancia en el tiempo, de forma que la distancia total recorrida (rango) en base a la capacidad de combustible se obtiene por la ecuación (169) ^[9]:

$$R = \int_{W_1}^{W_{TO}} \frac{V_{\infty} dW}{cP} \dots (169)$$

Basándose en lo anterior el análisis de la misión 1 y 2 las cuales fueron definidas en la sección 5 parten de estimar la *gráfica 27* que establece el consumo de combustible con respecto a la potencia del motor ^[18], la *tabla 24* que ajusta la potencia del motor en términos de empuje y velocidad, los análisis de velocidad para cada fase de la misión (los cuales fueron llevados a cabo en la sección 11) y una capacidad de combustible igual a 22 libras (sin considera las 6 libras de reserva que se estimaron en la sección 11.4 en base a lo establecido por el FAR 91).



DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL

12.1 MISIÓN 1

Como fue establecido con anterioridad la misión 1 considera el uso del avión como medio de transporte (sin considerar peso de carga adicional) estimando únicamente cambios de peso debido al consumo de combustible (*Figura 03*), las fases que integran la misión (evaluadas en la sección 11) se describen a continuación:

1. Fase A. Despegue (Uso de flap)

Condiciones:

- Peso de despegue (*Tabla 26*) = 472 Libras
- Velocidad inicial (*Tabla 27*) = 34.25 ft/s
- θ (*Tabla 29*) = 23.7°
- Velocidad final (*Tabla 29*) = 39.38 ft/s
- Distancia requerida S_{TOT} (*Tabla 31*) = 227.18 ft
- Tiempo requerido (*Tabla 31*) = 15.39 Segundos

2. Fase B. Ascenso (Climb)

- Velocidad (*Tabla 34*) = 87.6 ft/s
- θ de ascenso (*Tabla 34*) = 28.3°
- Distancia a cubrir verticalmente – altitud (*Tabla 34*) = 1000 ft
- Distancia a cubrir con respecto a tierra (*Tabla 34*) = 2127.65 ft
- Tiempo requerido (*Tabla 34*) = 24 segundos

3. Fase C. Vuelo de crucero

4. Fase D. Descenso

- Velocidad (*Tabla 35*) = 70.2 ft/s
- θ de descenso (*Sección 11.3*) = 26.56°
- Distancia a cubrir verticalmente (*Sección 11.3*) = 1000 ft
- Distancia a cubrir con respecto a tierra (*Sección 11.3*) = 2000 ft
- Tiempo requerido = 32 segundos

5. Fase E. Aterrizaje

- Peso (*Sección 11.4*) = 450 libras
- Velocidad inicial (*Tabla 37*) = 55.614 ft/s
- θ (*Tabla 37*) = 26.56°
- Distancia requerida S_{LDG} (*Tabla 37*) = 350.53 ft
- Tiempo requerido t_{LDG} (*Tabla 37*) = 20.08 segundos

Para efectos de la fase de crucero (C) se tomaron en cuenta diferentes velocidades de las cuales por la *gráfica 27* y la *tabla 24* fue posible determinar el consumo específico de combustible por parte del motor para esas velocidades (*Tabla 40*).



DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL

CASO	Vuelo de crucero (Fase C - Misión 1)						
	Velocidad		Capacidad del Motor		Consumo de combustible		
	ft/s	MPH	RPM	HP	Litros /Hrs	lb/Hrs	lb/Seg
1	44	30	4500	37	12.5	18.74	0.005205
2	50	34	4800	41.8	14.9	22.33	0.006204
3	55	37.5	5000	45	16.5	24.73	0.006871
4	60	40.9	5250	49	18.7	28.03	0.007787
5	65	44.3	5450	52.5	20.4	30.58	0.008495
6	70	47.72	5650	56	22.05	33.05	0.009182
7	75	51.13	5850	60	23.45	35.15	0.009765
8	80	54.54	6050	63.1	24.7	37.02	0.01028
9	85	57.95	6250	63.5	25.5	38.22	0.01061
10	93	63.4	6500	64	26.5	39.72	0.01103

Tabla 40. Evaluación del rango en la fase de crucero para la misión 1, bajo distintas consideraciones de velocidad

Bajo la misma metodología se evaluó el rango y tiempo de vuelo para cada uno de los casos que integran la tabla 40, los resultados se exponen en las tablas 41 y 42.

CASO	Maniobras (Fase B +D)		Despegue y aterrizaje		Crucero			TOTAL de la Misión		
	Rango		Rango		Velocidad	Rango		Rango		
	(ft)	%	(ft)	%	ft/s	(ft)	%	(ft)	(Millas)	%
1	4127.65	2.2	577.71	0.3	44	185975.02	97.5	190680.38	36.11	100
2	4127.65	2.3	577.71	0.3	50	177304.96	97.4	182010.32	34.47	100
3	4127.65	2.3	577.71	0.3	55	176102.46	97.4	180807.82	34.24	100
4	4127.65	2.4	577.71	0.3	60	169513.29	97.3	174218.65	33.00	100
5	4127.65	2.4	577.71	0.3	65	168334.31	97.3	173039.67	32.77	100
6	4127.65	2.4	577.71	0.3	70	167719.45	97.3	172424.81	32.66	100
7	4127.65	2.4	577.71	0.3	75	168970.81	97.3	173676.17	32.89	100
8	4127.65	2.3	577.71	0.3	80	171206.23	97.3	175911.59	33.32	100
9	4127.65	2.3	577.71	0.3	85	176248.82	97.4	180954.18	34.27	100
10	4127.65	2.2	577.71	0.3	93	185494.11	97.5	190199.47	36.02	100

Tabla 41. Determinación del rango para cada una de las fases que integran la misión 1.

CASO	Maniobras (Fase B +D)		Despegue y aterrizaje		Crucero			TOTAL de la Misión		
	Tiempo de vuelo		Tiempo de vuelo		Velocidad	Tiempo de vuelo		Tiempo de vuelo		
	(Seg)	%	(Seg)	%	ft/s	(Seg)	%	(Seg)	(Min)	%
1	56	1.3	35.47	0.8	44	4226.71	97.9	4318.18	71.97	100
2	56	1.5	35.47	1.0	50	3546.10	97.5	3637.57	60.63	100
3	56	1.7	35.47	1.1	55	3201.86	97.2	3293.33	54.89	100



DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL

4	56	1.9	35.47	1.2	60	2825.22	96.9	2916.69	48.61	100
5	56	2.1	35.47	1.3	65	2589.76	96.6	2681.23	44.69	100
6	56	2.3	35.47	1.4	70	2395.99	96.3	2487.46	41.46	100
7	56	2.4	35.47	1.5	75	2252.94	96.1	2344.41	39.07	100
8	56	2.5	35.47	1.6	80	2140.08	95.9	2231.55	37.19	100
9	56	2.6	35.47	1.6	85	2073.52	95.8	2164.99	36.08	100
10	56	2.7	35.47	1.7	93	1994.56	95.6	2086.03	34.77	100

Tabla 42. Determinación del tiempo de vuelo para cada una de las fases que integran la misión 1.

12.2 MISIÓN 2

Como fue expuesto con anterioridad la misión 2 contempla el uso del avión para servir de apoyo a las tareas del campo agrícola mediante el riego de sustancias químicas, estima cambios de peso debido al consumo de combustible y el drenado del tanque que contiene la carga. Las fases que integran la misión (evaluadas en la sección 11) se describen a continuación:

1. Fase A. Despegue (Uso de flap)

Condiciones:

- Peso de despegue (Tabla 26) = 692 libras
- Velocidad inicial (Tabla 28) = 41.48 ft/s
- θ (Tabla 30) = 30.45°
- Velocidad final (Tabla 30) = 47.7 ft/s
- Distancia requerida S_{TOT} (Tabla 31) = 373.58 ft
- Tiempo requerido (Tabla 31) = 11.82 Segundos

2. Fase B. Vuelo de crucero

- Velocidad (Sección 11.5) = 53.3 ft/s

3. Fase C. Ascenso (Climb)

Condiciones:

- Velocidad (Tabla 34) = 87.6 ft/s
- θ de ascenso (Tabla 34) = 17.20°
- Distancia a cubrir verticalmente – altitud (Tabla 34) = 600 ft
- Distancia a cubrir con respecto a tierra (Tabla 34) = 2000 ft
- Tiempo requerido (Tabla 34) = 23 segundos

4. Fase D. Descenso

- Velocidad (Tabla 35) = 67.54 ft/s
- θ de descenso (Sección 11.3) = 16.69°



DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL

- Distancia a cubrir verticalmente (Sección 11.3) = 600 ft
- Distancia a cubrir con respecto a tierra (Sección 11.3) = 2000 ft
- Tiempo requerido = 30.94 segundos

5. Fase E. Maniobra de giro

- Velocidad (Sección 11.5) = 53.25 f/s
- Ángulo de giro ϕ (Sección 11.5) = 48°
- Radio de giro = 107 ft
- Línea de vuelo cubierta con respecto a tierra = 672.3 ft $[(\text{radio de giro} \times 2) (\pi)]$
- Tiempo requerido = 11 seg.

6. Fase F. Aterrizaje

- Peso (Sección 11.4) = 450 libras
- Velocidad inicial (Tabla 37) = 55.614 ft/S
- θ (Tabla 37) = 16.69°
- Distancia requerida S_{LDG} (Tabla 37) = 511.58 ft
- Tiempo requerido t_{LDG} (Tabla 37) = 24.87 segundos

Con apoyo de la *gráfica 27*, la *tabla 24* y la ecuación (165) fue posible estimar el consumo de combustible para cada fase, basando los resultados en las velocidades previamente establecidas (Tabla 43).

Fase	Nombre	V	Motor		Consumo de combustible Durante la fase
		(ft/S)	HP	Consumo de combustible	
A	Despegue (Take-off)	47.7	39.4	13.7 Lts /Hora 20.53 lb /Hora	$W_{Fuel_A} = 0.1244 \text{ lb}$
C	Ascenso (Climb)	87.6	63.6	25.7 Lts / Hora 38.52 lb /Hora	$W_{Fuel_C} = 0.2461 \text{ lb}$
D	Descenso	67.54	54	21.3 Lts / Hora 32.00 lb /Hora	$W_{Fuel_D} = 0.2756 \text{ lb}$
E	Maniobra de giro	53.25	44.2	16.1 Lts /Hora 24.13 lb /Hora	$W_{Fuel_E} = 0.0737 \text{ lb}$
F	Aterrizaje (Landing)	55.61	45	16.5 Lts / Hora 24.73 lb /Hora	$W_{Fuel_F} = 0.1706 \text{ lb}$

Tabla 43. Estimación del consumo de combustible para las distintas fases que integran la misión 2

La misión 2 consiste en cubrir un área de campo determinada sobre la que se rociara el líquido para dispersión, esto mediante trayectorias de vuelo que dividen la longitud del campo, donde las fases de crucero, ascenso, giro y descenso (las cuales integran una trayectoria) se repiten las veces que sean necesarias (Figura 51) a medida que se cubra el área a fumigar :

$$1 \text{ Trayectoria} = (\text{vuelo de crucero a lo largo de del eje } X) + (\text{Ascenso}) + (\text{Giro}) + (\text{Descenso}) \dots (170)$$

$$1 \text{ Trayectoria} = (\text{Fase B}) + (\text{Fase C}) + (\text{Fase D}) + (\text{Fase E}) \dots (171)$$

En términos de combustible una trayectoria de vuelo para la misión 2 queda expresada como:

DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL

$$W_{Fuel_{1\ Trajectory}} = W_{Fuel_{B_longitud\ en\ X}} + W_{Fuel_C} + W_{Fuel_D} + W_{Fuel_E} \dots (172)$$

Contemplando que se cuenta con 22 libras de combustible para cumplir con la misión (sin considerar los 6 de reserva) se establece que el número de trayectorias será igual a:

$$\# \text{ Trayectorias} = \frac{\text{Capacidad de combustible}}{W_{Fuel_{1\ Trajectory}}} = \frac{22 \text{ Libras}}{W_{Fuel_{1\ Trajectory}}} \dots (173)$$

Por lo que con apoyo del esquema en la figura se describe el método desarrollado para determinar las dimensiones que integran el campo a fumigar en función de la capacidad de combustible y una longitud preestablecida para el vuelo de crucero sobre el eje X (Figura 50).

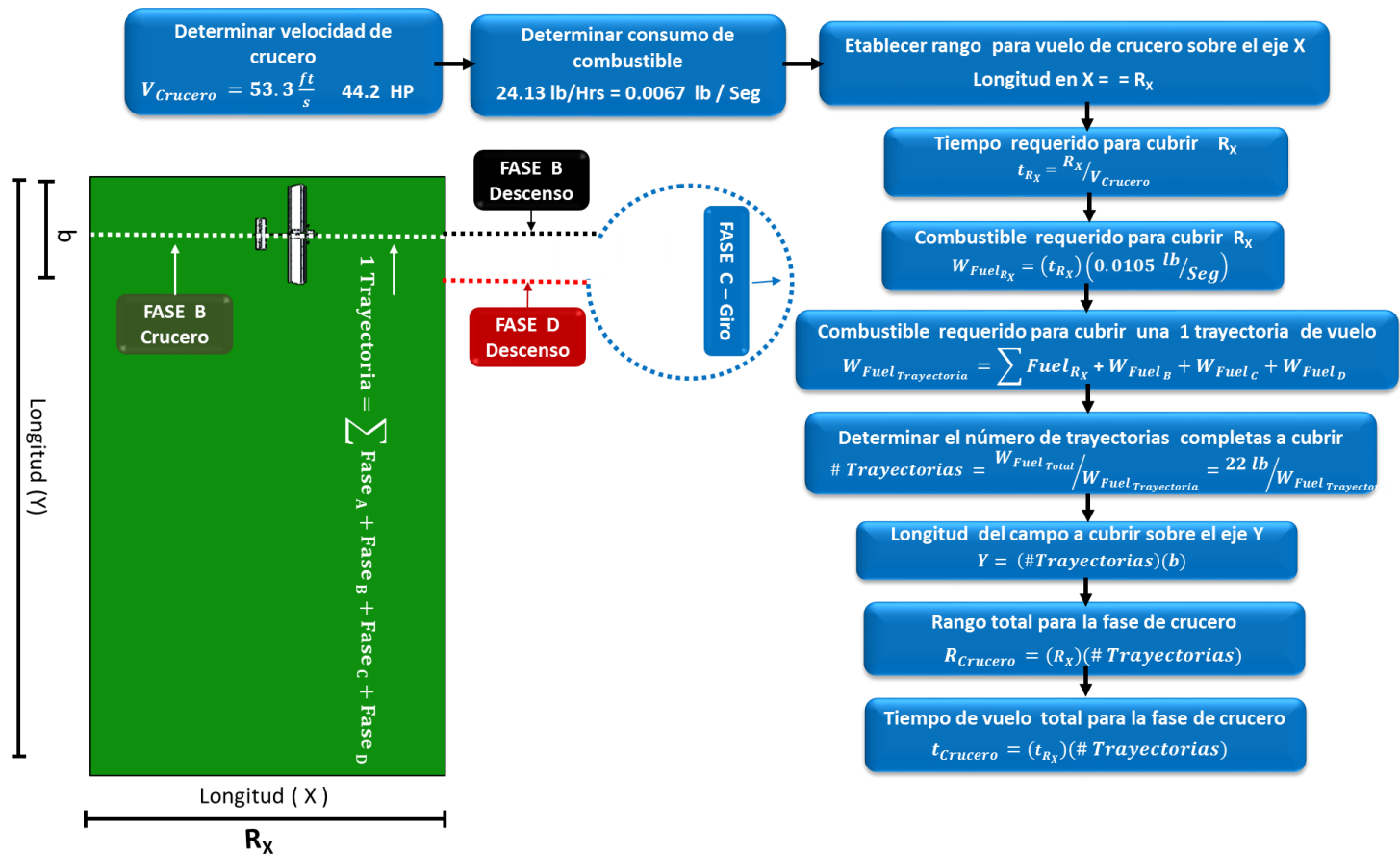


Figura 50. Método que describe los pasos a seguir para obtener el rango y tiempo de vuelo de la misión 2 en función de las dimensiones del campo a fumigar



DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROSPAIAL

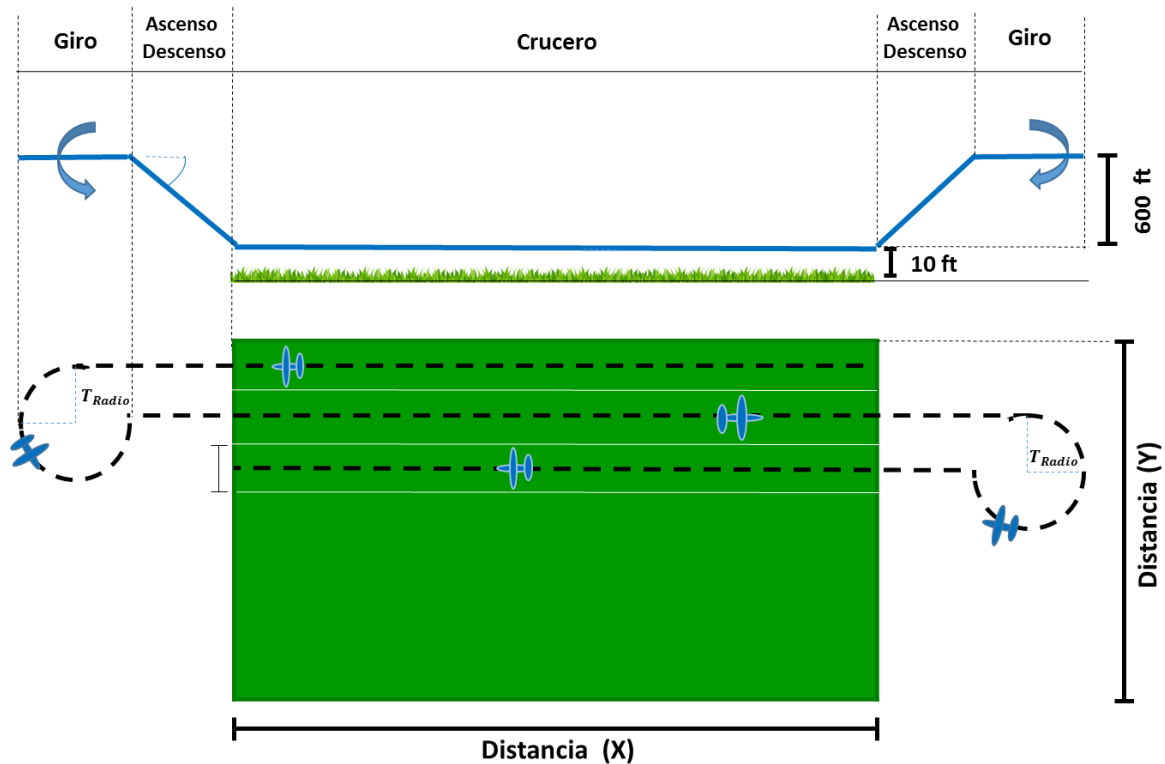


Figura 51. Esquema que describe las fases de la misión 2 y su relación con la longitud del campo a fumigar

Los resultados obtenidos de la aplicación del método expuesto en la figura 50 se muestran con apoyo de la tabla 44.

CASO	Análisis del campo a fumigar				Análisis de combustible			
	Longitud en (X)		Longitud en (Y)	# Trayectorias completas	Requerido (lb)		Disponibles (lb)	Sobranante (lb)
	R_x (ft)	Tiempo R_x (Seg)			1 Trayectoria	Misión		
1	100	1.88	864	36	0.6079	21.8872	22	0.1128
2	500	9.38	792	33	0.6582	21.7235	22	0.2765
3	1000	18.76	720	30	0.7211	21.6353	22	0.3647
4	2000	37.52	600	25	0.8469	21.1739	22	0.8261
5	3000	56.29	528	22	0.9727	21.4	22	0.6
6	4000	75.05	480	20	1.0985	21.9702	22	0.0298
7	5000	93.81	408	17	1.2242	20.8129	22	1.1871
8	10000	187.62	264	11	1.8531	20.385	22	1.615
9	20000	375.23	168	7	3.1109	21.7768	22	0.2232
10	30000	562.85	120	5	4.3687	21.8437	22	0.1563
11	50000	938.09	72	3	6.8843	20.6529	22	1.3471
12	170000	3189.49	24	1	21.9777	21.9777	22	0.0223

Tabla 44. Análisis del campo a fumigar en función de la longitud con respecto al eje X y el consumo de combustible para cubrir 1 trayectoria de vuelo.



DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL

Tomando como base el consumo de combustible se obtuvo el rango total y tiempo de vuelo para cada uno de los casos expuestos en la *tabla 44* estimando la proporción que aportan a cada caso las fases de crucero y maniobras (ascenso, giro y descenso), los resultados se exponen en las *tablas 45 y 46*.

CASO	Campo a fumigar		Crucero		Maniobras (Fase C+D+E)		Despegue y aterrizaje		TOTAL de la Misión		
	Longitud en X (ft)	# Trayectorias	Rango		Rango		Rango		Rango		
			(ft)	%	(ft)	%	(ft)	%	(ft)	(Millas)	%
1	100	36	3600	2.1	168202.8	97.4	884.76	0.5	172687.56	32.7060	100
2	500	33	16500	9.6	154185.9	89.9	884.76	0.5	171570.66	32.4944	100
3	1000	30	30000	17.5	140169	82.0	884.76	0.5	171053.76	32.3965	100
4	2000	25	50000	29.8	116807.5	69.7	884.76	0.5	167692.26	31.7599	100
5	3000	22	66000	38.9	102790.6	60.6	884.76	0.5	169675.36	32.1355	100
6	4000	20	80000	45.9	93446	53.6	884.76	0.5	174330.76	33.0172	100
7	5000	17	85000	51.4	79429.1	48.1	884.76	0.5	165313.86	31.3094	100
8	10000	11	110000	67.8	51395.3	31.7	884.76	0.5	162280.06	30.7349	100
9	20000	7	140000	80.7	32706.1	18.8	884.76	0.5	173590.86	32.8771	100
10	30000	5	150000	86.1	23361.5	13.4	884.76	0.5	174246.26	33.0012	100
11	50000	3	150000	91.0	14016.9	8.5	884.76	0.5	164901.66	31.2314	100
12	170000	1	170000	96.8	4672.3	2.7	884.76	0.5	175557.06	33.2494	100

Tabla 45. Determinación del rango para cada una de las fases que integran la misión 2.

CASO	Campo a fumigar		Crucero		Maniobras (Fase C+D+E)		Despegue y aterrizaje		TOTAL de la Misión		
	Longitud en X (ft)	# Trayectorias	Tiempo de Vuelo		Tiempo de Vuelo		Tiempo de Vuelo		Tiempo de vuelo		
			(Seg)	%	(Seg)	%	(Seg)	%	(Segundos)	(Minutos)	%
1	100	36	67.54	2.8	2337.84	95.7	36.69	1.5	2442.07	40.70	100
2	500	33	309.57	12.4	2143.02	86.1	36.69	1.5	2489.28	41.49	100
3	1000	30	562.85	22.1	1948.2	76.5	36.69	1.4	2547.74	42.46	100
4	2000	26	938.09	36.1	1623.5	62.5	36.69	1.4	2598.28	43.30	100
5	3000	22	1238.27	45.8	1428.68	52.8	36.69	1.4	2703.64	45.06	100
6	4000	20	1500.94	52.9	1298.8	45.8	36.69	1.3	2836.43	47.27	100
7	5000	18	1594.75	58.3	1103.98	40.4	36.69	1.3	2735.42	45.59	100
8	10000	11	2063.79	73.3	714.34	25.4	36.69	1.3	2814.82	46.91	100
9	20000	7	2626.64	84.2	454.58	14.6	36.69	1.2	3117.91	51.97	100
10	30000	5	2814.25	88.6	324.7	10.2	36.69	1.2	3175.64	52.93	100
11	50000	3	2814.26	92.4	194.82	6.4	36.69	1.2	3045.77	50.76	100
12	170000	1	3189.49	96.9	64.94	2.0	36.69	1.1	3291.12	54.85	100

Tabla 46. Determinación del tiempo de vuelo para cada una de las fases que integran la misión 2.



DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL

Un término importante durante la evaluación es determinar la eficiencia en términos de rango (distancia cubierta con respecto a tierra) y tiempo de vuelo durante la fase de crucero (al ser la fase de mayor prolongación durante la misión), dicho criterio depende fuertemente de distintos conceptos dentro de los que destacan : el consumo específico de combustible en el tiempo (SFCT), altitud de vuelo, propiedades aerodinámicas y superficie aerodinámica.

Donde:

$$SFCT = C_t = \frac{SFC(V)}{1980000n_p} \dots (174)$$

$SFCT=C_t$ =Consumo específico de combustible en el tiempo

SFC = Consumo específico de combustible

V = Velocidad del avión

n_p =Eficiencia aerodinámica de la hélice

Existen tres criterios principales por lo que es posible evaluar la factibilidad del avión (en términos de rango y tiempo de vuelo) para la fase de crucero esto son:

- **Altitud y velocidad constante**

A) RANGO

$$R = \frac{V}{C_t \sqrt{k C_{D_{min}}}} \left[\tan^{-1} \left(\frac{2\sqrt{k}}{\rho V^2 S \sqrt{C_{D_{min}}}} W_{ini} \right) - \tan^{-1} \left(\frac{2\sqrt{k}}{\rho V^2 S \sqrt{C_{D_{min}}}} W_{fin} \right) \right] \dots (175)$$

B) TIEMPO DE VUELO (ENDURANCE)

$$E = \frac{1}{C_t \sqrt{k C_{D_{min}}}} \left[\tan^{-1} \left(\frac{2\sqrt{k}}{\rho V^2 S \sqrt{C_{D_{min}}}} W_{ini} \right) - \tan^{-1} \left(\frac{2\sqrt{k}}{\rho V^2 S \sqrt{C_{D_{min}}}} W_{fin} \right) \right] \dots (176)$$

V = Velocidad deseada

C_t = Consumo específico de combustible en el tiempo (1/s)

k = Factor de resistencia

$C_{D_{min}}$ = Coeficiente de resistencia mínimo.

ρ = Densidad a una altitud determinada

S = Superficie del ala

W_{ini} = Peso inicial

W_{fin} = Peso final



DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL

- **Altitud y coeficiente de sustentación constante**

A) RANGO

$$R = \frac{1}{C_t C_D} \sqrt{\frac{8C_L}{\rho S}} (W_{ini} - W_{fin}) \dots (177)$$

B) TIEMPO DE VUELO (ENDURANCE)

$$E = \frac{1}{C_t} \frac{C_L}{C_D} \ln \left(\frac{W_{ini}}{W_{fin}} \right) \dots (178)$$

V = Velocidad deseada

C_t = Consumo específico de combustible en el tiempo (1/s)

C_L = Coeficiente de sustentación

C_D = Coeficiente de resistencia mínimo.

ρ = Densidad a una altitud determinada

S = Superficie del ala

W_{ini} = Peso inicial

W_{fin} = Peso final

- **Velocidad y coeficiente de sustentación constante**

A) RANGO

$$R = \frac{V}{C_t} \frac{C_L}{C_D} \ln \left(\frac{W_{ini}}{W_{fin}} \right) \dots \dots (179)$$

B) TIEMPO DE VUELO (ENDURANCE)

$$E = \frac{1}{C_t} \frac{C_L}{C_D} \ln \left(\frac{W_{ini}}{W_{fin}} \right) \dots \dots (180)$$

V = Velocidad deseada

C_t = Consumo específico de combustible en el tiempo (1/s)

C_L = Coeficiente de sustentación

C_D = Coeficiente de resistencia mínimo.

W_{ini} = Peso inicial

W_{fin} = Peso final



13. CONCLUSIONES

A través del desarrollo del presente trabajo fue posible evaluar las variables principales que determinan los parámetros de diseño del avión ultraligero para fumigación agrícola.

Mediante el uso de la herramienta CFD se determinaron los coeficientes aerodinámicos de la sección alar, siendo esta la principal aportadora de fuerza de sustentación a toda la aeronave; Se analizó el diseño y se optimizó con la implementación de superficies hipersustentadoras y wingtip en las puntas del ala, estos cambios permitieron mejorar su rendimiento, lo cual se vio reflejado en el análisis de las velocidades permisibles de cada fase que integran la misión, alcanzando condiciones deseadas de vuelo a bajas velocidades. Ante esto es posible expresar que mejorar el rendimiento aerodinámico no solo ayuda a incrementar la eficiencia del diseño sino que también implica aspectos operacionales al contribuir en el ahorro de combustible.

La plataforma CFD también dio paso a la valoración de la estabilidad longitudinal del diseño observando un comportamiento estable para la misión 1 y un comportamiento inestable para la misión 2 como consecuencia de la variabilidad en el peso a causa del material de dispersión. Ante esto fue necesario estimar en cada una de las fases que integran la misión ajustes sobre el coeficiente de sustentación y eficiencia aerodinámica a medida que se pierde peso durante el vuelo. La estimación de los pesos de cada uno de los elementos que conforman el diseño y su correcta distribución con respecto a la estructura del fuselaje permite establecer correcciones sobre los resultados obtenidos de estabilidad además de dar paso a la valorización del empuje necesario para cumplir con los requerimientos que demanda la misión. Por otra parte el conocer el empuje requerido para cada misión establece los principios a tomar en cuenta ante la elección de un motor. En nuestro caso este criterio involucro ajustar la potencia otorgada por el motor en términos de velocidad, permitiendo una evaluación más directa para las variables del rango y tiempo de vuelo que fueron evaluadas entorno al consumo de combustible por parte del motor.

El rendimiento durante la misión 2 depende de la magnitud del campo a fumigar, por lo que a través de su análisis se establecieron valores de velocidad fijos para cada fase de la misión, dejando el rango para la fase de crucero en función de la longitud a cubrir sobre el eje X (*Figura 51*), donde cortas distancias con respecto a este eje involucran un consumo mínimo de combustible durante el vuelo de crucero permitiendo cubrir más trayectorias a lo largo del área a fumigar.

De forma general es posible expresar como la descripción de un modelo teórico que conceptualice los parámetros de diseño favorece a crear criterios entorno a la relación de variables que definen el desempeño de un avión, las cuales están sujetas a cambios en relación a los requerimientos que demande la misión.



DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL

14. RECOMENDACIONES

En base a lo visto en este documento se puede observar por la *gráfica 25* que la potencia requerida máxima para mantener condiciones aceptables de vuelo no supera los 30 HP (al estimar un peso máximo de 692 libras), por lo que la adaptación de un motor de 65 HP (Rotax 582) sobrepasa la demanda solicitada por parte del diseño, viéndose reflejado en el área que se forma entre la curva del empuje requerido y disponible en la *gráfica 27*. Ante esto se recomienda para futuras consideraciones la selección de un motor que permita optimizar los valores de empuje disponible y consumo de combustible para mejorar el rendimiento de la misión en cada una de sus fases.

15. REFERENCIAS

- [1] Dirección General de Aeronáutica Civil, 1 co-av-27-12.pdf. México, 2012, pp. 1–19.
 - [2] U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration, Advisory Circular. 1984.
 - [3] D. Edwards and M. Group, “Affordaplane Builders manual,” 2000.
 - [4] G. Phhw et al., “STOL Zenith Aircraft,” Zenith Aircraft Company, pp. 1–49, 2015.
 - [5] R. (Instituto T. D. O. Torres Osorio, F. (Instituto T. D. O. Ortiz Flores, A. M. (Instituto T. D. O. Alvarado Lassman, and O. (Instituto T. D. O. Báez Senties, “Fumigación aérea con una nave ultraligera,” in LACCEI Latin American and Caribbean Conference for Engineering and Technology, 2008.
 - [6] F. Barajas Márquez, Fábrica de Aviones En Zaragoza (Tijuana) 1927. México, 2016.
 - [7] John D. Anderson Jr. University of Maryland, Fundamentals of Aerodynamics, Fifth Edit. 2011.
 - [8] John D. Anderson Jr., Aircraft Performance and Design. 1999.
 - [9] John D. Anderson Jr. University of Maryland, Introduction to Flight, 3d Edition. 1989.
 - [10] M. H. Sadraey, Aircraft Design A Systems Engineering Approach, First Edit. 2013.
 - [11] S. Gudmundsson, General Aviation Aircraft Design Applied Methods And Procedures. 2014.
 - [12] D. P. Raymer et al., Aircraft Design: A Conceptual Approach, Second Edi. 1992.
 - [13] Bandu N. Pamadi , Performance, Stability, Dynamics, and Control of Airplanes. American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc, 2nd Edition.
 - [14] Ultralights. EAA., “Training Guide for Fixed Wing Ultralights,” 2004.
 - [15] Direccion General de Aviación Civil, Operacion de Aeronaves Para Uso Agrícola. 2014.
 - [16] Jan Roskam, Airplane Design, Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1985.
 - [17] Federal Aviation Administration, Part 23 Airworthiness Standards : Normal, Utility, Acrobatic and Commuter Category Airplanes. 2004.
 - [18] L. nad Cidlinou, “ROTAX 582 UL DCDI 2V,” 2007.
-



DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL

- [19] Guangde Zhang, Quanjie Gao, Qiang Xu. Advances in Engineering Materials and Applied Mechanics. Proceedings of the International Conference on Machinery, Materials Science and Engineering Application; Junio 2015.
- [20] Workbench User's Guide Release 15.0, ANSYS Inc. Southpointe, November 2012.
- [21] Fluent Inc. Southpointe "Fluent User's guide" Release 15.0, November 2013.
- [22] Mauricio L. Paz, Oscar A. Morales, Antonio Gómez Roa, Juan A. Paz, Miriam C. Apodaca., Análisis Numérico de Propiedades Aerodinámicas de Perfil Alar NACA 4412 y Göttingen 436B, LATIN AMERICAN JOURNAL OF APPLIED ENGINEERING, 2016.
- [23] M. Sharma, T. R. Reddy, and C. I. Priyadarsini, "Flow Analysis over an F-16 Aircraft Using Computational Fluid Dynamics," IJETAE, vol. 3, no. 5, pp. 339–343, 2013.
- [24] Torenbeek, E. Synthesis of Subsonic Airplane Design. Delft University Press, Amsterdam, The Netherlands; 1982.
- [25] Federal Aviation Administration. Report No.FAA-RD 77/192 General Aviation (Far 23) Cockpit Standardization Analysis. 1975.
- [26] Federal Aviation Administration (FAA). Pilot's Handbook of Aeronautical Knowledge: Faa-H-8083-25a. 2009.
- [27] Mado Saarlal. Aircraft Performance. Jhon Wiley & Sons. 2007.
- [28] Richard von Mises. Teorhy of Flight .2nd Ed. Dover Publications; 1959.
-



DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL

<u>Unidades Descripción</u>	<u>Símbolo</u>
Caballos de fuerza	HP
Libra	lb
Milla náutica	Knot
Minuto	Min
Pies	ft
Pies por segundo	fps
Pulgadas	in
Revoluciones por minuto	RPM
Revoluciones por segundo	RPS
Segundo	Seg

VARIABLES

<u>Sección 5</u>	<u>Unidades</u>
W_{TO} Peso total al despegue	lb
W_{PL} Peso de carga	lb
W_C Peso de tripulación	lb
W_F Peso de combustible	lb
W_E Peso al vacío	lb

Sección 6

ρ	Densidad	slug/ft ³
S	Superficie	ft ²
V	Velocidad del fluido	ft/s
t	Tiempo	seg
$\mathcal{V}$	Volumen del fluido	
F	Fuerza sobre el fluido	
f	Fuerza de fricción del fluido	
P	Fuerza de presión	
u	Velocidad en dirección del eje X	ft/s
v	Velocidad en dirección del eje Y	ft/s
z	Velocidad en dirección del eje Z	ft/s
C_P	Coeficiente de presión	
C_L	Coeficiente de sustentación	
C_D	Coeficiente de resistencia aerodinámica	
C_M	Coeficiente de momento	
C_L/C_D	Eficiencia aerodinámica	
α	Angulo de ataque	
δ	Angulo de deflexión del flap	



DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL

P_{∞}	Presión relativa	lb
q_{∞}	Presión dinámica	lb
C	Cuerda del perfil	ft
ac	Centro aerodinámico	
cp	Centro de presión	
HT	Estabilizador horizontal	
a_0	Pendiente de la curva de sustentación del perfil alar en 2D	
a_{0HT}	Pendiente de la curva de sustentación del estabilizador horizontal en 2D	
$a_{0\delta HT}$	Pendiente de la curva de sustentación con respecto a la deflexión del HT	
$C_{L\alpha}$	Coeficiente de sustentación a un ángulo de ataque dado	

Sección 7

Γ	Filamento de vórtices en el espacio	
dl	Segmento del filamento de vórtices	
r	Vector en el espacio	
h	Longitud del filamento de vórtices	
$w(y_0)$	Velocidad total inducida por el filamento de vórtices	
b	Envergadura del ala	ft, in
L	Fuerza de sustentación	lb
C	Cuerda del perfil que conforma la sección alar	ft, in
S	Superficie alar	
	ft ²	
e	Factor de Oswald	
K	Factor de resistencia inducida	
C_{D0}	Coeficiente de resistencia Inducida	
AR	Aspect Ratio	
$\left(\frac{L}{D}\right)_{Max}$	Máxima eficiencia aerodinámica	
a	Pendiente de la curva de sustentación para un modelo en 3D	
a_{ala}	Pendiente de la curva de sustentación del ala	
C_{macw}	Coeficiente de momento con respecto al centro aerodinámico del ala	
b_w	Envergadura alar	ft
C_w	Cuerda del perfil alar	ft, in
S_w	Superficie (área) del perfil alar	ft ²
C_{HT}	Cuerda del perfil- Timón horizontal	ft, in
b_{HT}	Envergadura del timón horizontal	ft
S_{HT}	Superficie (área) del timón horizontal	ft ²
CG	Centro de gravedad	
V_{HT}	Coeficiente de volumen del timón horizontal	
AC_{VT}	Centro aerodinámico –Perfil vertical	
AC_{HT}	Centro aerodinámico –Perfil horizontal	



DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL

l_{VT}	Distancia desde CG hasta AC_{VT}	ft
l_{HT}	Distancia desde CG hasta AC_{HT}	ft
b_{VT}	Envergadura del timón vertical	ft
S_{VT}	Superficie (área) del timón vertical	ft ²
C_v	Cuerda del perfil- Timón vertical	ft
V_{VT}	Coeficiente de volumen del timón vertical	

Sección 8

ac	Ubicación del centro aerodinámico
CG	Ubicación del centro de gravedad
$C_{m_{cg}}$	Coeficiente de momento con respecto al centro de gravedad del avión
C_{m_0}	Coeficiente de momento cuando el $C_L = 0$.
C_{m_w}	Coeficiente de momento sobre el centro de gravedad del ala
$C_{m_{th}}$	Coeficiente de momento sobre el centro de gravedad del estabilizador horizontal
$\bar{X}$	Relación entre las distancias del centro aerodinámico del ala y el centro de gravedad
$\bar{X}_{cg}$	Relación entre la ubicación del centro de gravedad y la cuerda del perfil
$\bar{X}_{ac}$	Relación entre la ubicación del centro aerodinámico y la cuerda del perfil
ϵ	Angulo de incidencia generado por la estela de aire detrás del ala
$a_{avión}$	Pendiente de la curva de sustentación del avión en general
a_{HT}	Pendiente de la curva de sustentación del estabilizador horizontal en 3D
N_0	Punto neutro fijo (Stick-fixed neutral point)
$\bar{X}_N$	Relación entre el punto neutro fijo y la cuerda del perfil

Sección 9

X_{CG}	Ubicación del centro de gravedad sobre el eje lateral	
Y_{CG}	Ubicación del centro de gravedad sobre el eje longitudinal	
Z_{CG}	Ubicación del centro de gravedad sobre el eje direccional	
CG	Centro de gravedad	
n	Número de componentes	
W_i	Peso de cada componente que conforma el avión	lb
W_{PL}	Peso de carga	lb
W_F	Peso de combustible	lb

Sección 10

W	Peso del avión	lb
L	Fuerza de sustentación	lb
D	Fuerza de resistencia aerodinámica	lb
T	Empuje	lb

**DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA**

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL

ρ	Densidad	slug/ft ³
S	Superficie alar	ft ²
V_{∞}	Velocidad relativa	ft/s
C_L	Coeficiente de sustentación	
C_D	Coeficiente de resistencia aerodinámica	
K	Factor de resistencia inducida (K)	
$V_{D_{min}}$	Velocidad a la que se presenta el máximo radio de eficiencia	ft/s
$V_{(L/D)_{max}}$	Velocidad a la que se presenta el máximo radio de eficiencia	ft/s
$\left(\frac{L}{D}\right)_{max}$	Máximo radio de eficiencia	
D_{min}	Fuerza de resistencia aerodinámica mínima	lb
C_{D_0}	Resistencia aerodinámica inducida	
V_S	Velocidad de pérdida (Stall)	ft/s
P	Potencia	HP
P_r	Potencia requerida	HP
P_A	Potencia disponible	HP
HP	Caballos de fuerza	
V	Velocidad	ft/s
η_P	Eficiencia de la hélice	
D	Diámetro de la hélice	ft
K_p	Factor para determinar el diámetro de la hélice	
r	75% del radio físico de la hélice	ft
P_D	Relación de paso de la hélice	
β	Angulo de pitch	
J	Radio de avance	
α_P	Ángulo de ataque (de la hélice) con relación al viento relativo	
$V_{tipHélice}$	Velocidad en la punta de la hélice	ft/s
$V_{tipStatic}$	Velocidad en la punta de la hélice como resultado de la velocidad angular	
ω	Revoluciones por segundo	RPS

Sección 11

W	Peso del avión	lb
L	Fuerza de sustentación	lb
D	Fuerza de resistencia aerodinámica	lb
T	Empuje	lb
ρ	Densidad	slug/ft ³
S	Superficie alar	ft ²
V	Velocidad	ft/s
C_L	Coeficiente de sustentación	
C_D	Coeficiente de resistencia aerodinámica	



DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL

K	Factor de resistencia inducida (K)	
S_G	Distancia de carretero durante el despegue	ft
S_A	Distancia de ascenso durante el despegue	ft
S_{TOT}	Distancia total al despegar	ft
V_S	Velocidad de perdida (stall)	ft/s
V_{LOF}	Velocidad final de rodaje	ft/s
g	Gravedad	ft/s ²
a	Aceleracion	fps
t_{S_G}	Tiempo de rodaje en tierra	Seg
C_{Lmax}	Coeficiente de sustentación máximo	
R_{S_A}	Radio de ascenso	ft
n	Factor de carga	
n_{max}	Factor de carga máximo	
t_{TOT}	Tiempo total al despegue	Seg
t_A	Tiempo de ascenso durante el despegue	Seg
ROC	Radio de ascenso	fps
V_V	Velocidad vertical	fps
V_H	Velocidad horizontal	fps
θ	Angulo de ascenso o descenso	
$\theta_{(R/C)MAX}$	Angulo de ascenso máximo	
ROC_{MAX}	Máximo radio de ascenso	fps
t	Tiempo	Seg
h	Altura	ft
h_1	Altura determinada	ft
h_0	Altura inicial	ft
θ_{REF}	Angulo de descenso de referencia	
V_{SO}	Velocidad de pérdida para el aterrizaje	ft/s
V_{REF}	Velocidad de referencia durante el aterrizaje	ft/s
V_{FLR}	Velocidad de aproximación a tierra durante el aterrizaje	ft/s
V_{TD}	Velocidad de contacto con tierra durante el aterrizaje	ft/s
V_{BR}	Velocidad de frenado durante el aterrizaje	ft/s
h_f	Altitud de aproximación durante el aterrizaje	ft
S_{ALD}	Distancia de descenso durante el aterrizaje	ft
h_{obs}	Altura del obstáculo para aterrizar (50 ft)	ft
S_F	Distancia de aproximación durante el aterrizaje	ft
S_{BR}	Distancia de frenado durante el aterrizaje	ft
S_{LDG}	Distancia total para aterrizar	ft
t_{ALD}	Tiempo de descenso durante el aterrizaje	Seg
t_{FR}	Tiempo de aproximación durante el aterrizaje	Seg
t_{BR}	Tiempo de frenado durante el aterrizaje	Seg



DISEÑO PRELIMINAR DE AVIÓN ULTRALIGERO PARA FUMIGACIÓN AGRÍCOLA

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE BAJA CALIFORNIA - INGENIERÍA AEROESPACIAL

t_{LDG}	Tiempo total para aterrizar	Seg
ϕ	Angulo de giro	
R	Radio de giro	ft
ω	Radio de avance durante la maniobra de giro	Rad

Sección 12

c	Consumo especifico de combustible	
SFC	Consumo especifico de combustible	
W_{Fuel}	Peso de combustible	lb
W_{TO}	Peso total al despegue	lb
W_1	Peso con el tanque de combustible vacío	lb
V_∞	Velocidad	ft/s
P	Potencia	HP
