

NÚMERO RA	
PROGRAMA	Ingeniería Aeronáutica
AUTOR (ES)	Juan Gabriel López L, Milton Daniel Jiménez M, David Gómez A.
TÍTULO	DISEÑO PRELIMINAR DE UN UAV VSTOL CON APLICACIÓN EN OPERACIONES DE RESCATE
PALABRAS CLAVES	UAV V/STOL VTOL Teoría de momento Propulsión VTOL Operaciones de búsqueda y rescate Características de vuelo en V/STOL
DESCRIPCIÓN	Una de las cosas por las cuales se implementó la tecnología V/STOL a un UAV, es para su aplicación en zonas de desastre, como se conoce la tecnología para este tipo de situaciones en Colombia no esta muy desarrollada esto se sabe ya que en el pasado cuando han ocurrido desastres naturales y de otras índoles, las vidas de los rescatistas se han expuesto a un riesgo innecesario al exponerse a situaciones y zonas en las cuales corren el riesgo en convertirse en potenciales víctimas.
FUENTES BIBLIOGRÁFICAS	<ul style="list-style-type: none"> • ROSKAM Jan. Airplane Design Part I to VII. Kansas USA: DARcorporation, 2003. • BARNES W. McCormick, Jr. Aerodynamics of V/Stol Flight. Mineola New York: Dover publications, 1999 • T. Nietz and S. Baber, Northrop Grumman Corporation. An Innovative UAV Design. San Diego, CA : AIAA 3rd "Unmanned Unlimited" Technical Conference, Sep. 20-23, 2004 . • James A. Franklin. Dynamics, Control, and Flying Qualities of V/STOL Aircraft , Published by AIAA, January 2002.. • http://www.unmannedaircraft.com/ • Daniel P. Raymer. Aircraft Design: A Conceptual Approach, Aiaa Education Series, Chapter 20 pag 537-558. • ANDERSON D. John. Introduction to Flight. Fourth edition. Mc graw hill. 2000. • FAHLSTROM G. Paul. Introduction to UAV systems. Second Edition Columbia: UAV systems, INC. 2001. I-4, I-19, II-31 p. • KIRBY H. Robert and CHAMBERS R. Joseph. Flight investigation of dynamic stability and control characteristics of a 0.18-Scale model of a fan-in-wing VTOL airplane. Washington, D.C.: Langley Research Center. 1966. • CHAMBERS R. Joseph and GRAFTON B. Sue. Static and dynamic longitudinal stability derivatives of a powered 018-scale model of a fan-in-wing VTOL aircraft. Washington, D.C.: Langley Research Center. 1968. • STRACK W. C, and ALLEN J. L. Conceptual study of four subsonic VTOL propulsion systems. Cleveland, Ohio: Lewis Research Center. 1973

NÚMERO RA	
PROGRAMA	Ingeniería Aeronáutica
	<ul style="list-style-type: none"> • HARRY H. Heyson. Theoretical and experimental investigation of a the performance of a fan-in-wing VTOL configuration. Hampton, Va: Langley Research Center. 1973 • SANDERS L. Karl. Optimun vertifan concepts for tactical V/STOL aircraft. San Diego, California: Ryan Aeronautical Company. 1964. 5-20 p. • PETERSON J. M. Lift fan V/STOL concept for future applications. San Diego, California: Ryan Aeronautical Company. 1964. 1-12 p. • COOK L. Woodrow and HICKEY H. David. Aerodynamics of V/STOL aircraft powered by lift fans. California: Ames Research Center. 1968. 3-20 p. • HICKEY H. David and KIRK V. Jerry. Aerodynamic Characteristics of a full-sacle fan-in-wing model including results in ground effect whit nose-fan pitch control. California: Ames Research Center. 1964. 5-46, 50-112 p. • ROSKAM Jan. Airplane Aerodynamics and Performance. Kansas USA: DARcorporation, 2003.
CONTENIDOS	<p>Este proyecto de investigación contiene:</p> <ul style="list-style-type: none"> • Diseño de una aeronave tipo UAV, con la tecnología de despegue vertical. • Análisis aerodinámico para vuelo recto y nivelado, al igual que para la configuración VTOL. • Diseño del sistema de propulsión VTOL. • Análisis de estabilidad y control para las diferentes configuraciones. • Aplicabilidad de una aeronave tipo UAV de despegue vertical en operaciones de rescate. • Simulaciones del comportamiento del flujo a través del ala, haciendo la comparación cuando esta tiene el agujero del ventilador y cuando está en configuración de crucero.
METODOLOGÍA	<p>Se realizo una investigación acerca de las tecnologías UAV y V/STOL para determinar así cual es la mejor configuración para ser aplicada en operaciones de rescate.</p> <ol style="list-style-type: none"> i. Se recopiló información de diferentes papers, en los cuales se hablava de alguna de estas dos tecnologías ii. Se procedió a la elaboración de los cálculos pertinentes para determinar la geometría y características de la aeronave. <ul style="list-style-type: none"> ➤ Se hizo un estudio de perfiles para determinar el más favorable debido a la necesidad de incrustar el ventilador en el ala. ➤ Se determinó el sistema de propulsión a utilizar, así como estudiar como sería el rendimiento de este. ➤ Se analizo el comportamiento de la sustentación y la resistencia al avance producida con la utilización de los ventiladores, además de determinar por medio de gráficas los valores inducidos.

NÚMERO RA	
PROGRAMA	Ingeniería Aeronáutica
	<ul style="list-style-type: none"> ➤ Se realizó un diseño matemático y aerodinámico del ventilador. ➤ Se efectuaron los cálculos de estabilidad y control de la aeronave. ➤ Mostrar la aplicabilidad de la aeronave en operaciones de rescate, evidenciando la mejor forma de realizarlos, realizando un estudio de los diferentes tipos de desastres. ➤ Desarrollo de simulaciones en Ansys para determinar las características aerodinámicas desarrolladas en las alas, mostrando una comparación entre las dos configuraciones de vuelo, las cuales son V/STOL que es con el agujero y en vuelo recto y nivelado que es completamente lisa (sin agujero).
CONCLUSIONES	<p>Es importante y necesario la realización de este proyecto, ya que con la ayuda de esta aeronave se puede hacer un mejor control de las condiciones que pueden llegar a ser riesgosas para un ser humano, y que pueden ser realizados con mayor precisión y sin poner en riesgo vidas, al igual que de una forma autónoma puede brindar respuestas a estos acontecimientos inesperados, de una forma inmediata.</p> <p>La forma más eficaz de realizar un despegue vertical, sin incurrir a pérdidas demasiado grandes es con la utilización del sistema fan-in-wing, gracias a sus características aerodinámicas y mecánicas, por la forma de distribución del empuje, además de otras características que lo perfilan como la mejor opción de sistema de despegue vertical.</p> <p>La utilización de aeronaves tipo UAV, pueden llegar a ser el futuro de la aviación, para operaciones que implican un riesgo elevado de posibles pérdidas humanas, además de ser un dispositivo confiable y eficaz al momento de realizar las tareas asignadas, además de contar con la facilidad de aterrizar en cualquier tipo de terreno, gracias a su sistema de despegue y aterrizaje vertical.</p> <p>Este tipo de configuración de ventiladores en el ala, no crea grandes pérdidas de sustentación, al igual que incrementos excesivos de resistencia al avance, esto es debido a la utilización de unos dispositivos que recubren el ventilador cuando este se encuentra en vuelo de crucero, creando una superficie especial, que permite el libre paso del flujo de aire a través de la superficie.</p> <p>Debido a que el sistema fan-in wing es en si mismo un sistema generador de sustentación en el momento de la transición de hovering a vuelo y recto nivelado no existen grandes pérdidas de sustentación ya que lo único que sucede es que debido al sistema hay en si una transición entre la sustentación generada por el sistema y la sustentación generada por el ala esto demuestra la eficacia del sistema ya que incluso cuando el ala empieza a generar sustentación después de haber pasado la velocidad de pérdida los fan alimentan la sustentación de la aeronave mediante la sustentación inducida lo que produce que haya una transición más uniforme y controlada.</p> <p>En un país como el nuestro o en otro país en el cual se presente tanto amenazas por parte de los desastres naturales como los son las inundaciones, terremotos, entre otros desastres e incursiones por parte de grupos al margen de la ley, una oportuna intervención de una aeronave puede marcar la diferencia para así evitar una calamidad, y por medio de la implementación de una aeronave V/STOL se puede tener una mejor perspectiva de la zona afectada por medio de la capacidad de permanecer estático y de esta manera será más fácil ubicar algún tipo de víctima en alguna zona que pueda representar la mayor concentración de víctimas de una situación de peligro, es así como se aumenta la probabilidad de ubicar la mayor cantidad de personas vivas, por medio de una aeronave no tripulada.</p> <p>Las diferentes derivativas para estabilidad y control en vuelo recto y nivelado están de acuerdo a los valores predeterminados tanto teórico como empíricamente para el buen desempeño de una aeronave. De esta manera se puede concluir que la aeronave será estable durante el trayecto</p>

NÚMERO RA	
PROGRAMA	Ingeniería Aeronáutica
	<p>de vuelo recto y nivelado gracias a los métodos utilizados por los diferentes textos y software del Doctor Roskam, esto se debe a que la aeronave se comportará de manera convencional para vuelo recto y nivelado.</p> <p>El empleo de aeronaves no tripuladas en nuestro país para cualquier tipo de actividad y en nuestro caso particular para operaciones de rescate, está en una etapa aún insipiente, pero esto da pie a desarrollar aún más algún tipo de investigación para este tipo de aeronaves que pueden ser fabricadas en nuestro país para el uso interno como para exportar a otras naciones que requieran una aeronave no tripulada para sus operaciones.</p> <p>Debido a la implementación de la capacidad V/STOL a la aeronave vemos que sus capacidades como aeronave no tripulada se ven potenciadas debido a que le da la capacidad de operar desde cualquier sitio, también le da la capacidad de no tener que depender de una base fija para su operación ya que con esta capacidad la aeronave puede aterrizar en una base de operaciones provisional cerca al sitio del desastre o incidente lo cual le daría un tiempo útil de operación mas extendido.</p> <p>Vemos que debido a la simplicidad de operación y de la configuración del sistema como tal, el sistema de Fan-in Wing es óptimo para las operaciones de despegue y aterrizaje vertical VTOL ya que le proporciona excelentes capacidades en transición así como buenas características externas, como son la controlabilidad y efecto positivó de tierra que este genera.</p> <p>Una de las ventajas que se pudo observar es la penalidad de peso que se tiene al implementar el sistema Fan-in-Wing, pero aunque esta penalidad no es realmente alta debido al tamaño de la aeronave se puede decir que vale la pena en comparación con otros sistemas mas complejos que tienen la misma penalidad de peso o incluso más alta.</p> <p>Se pudo concluir por el resultado de los estudios de análisis de rendimiento que la aeronave está en capacidad de volar y operar según los parámetros especificados inicialmente e incluso se superaron muchos de los parámetros, pudiendo mostrar un sobre diseño, pero esto es tomado como un buen factor por que el rendimiento necesario para la realización de operaciones V/STOL es realmente alta.</p>

**DISEÑO PRELIMINAR DE UN UAV VSTOL CON APLICACIÓN EN
OPERACIONES DE RESCATE**



**MILTON DANIEL JIMENEZ
DAVID GÓMEZ ARIZA
JUAN GABRIEL LÓPEZ LÓPEZ**

**UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA
FACULTAD DE INGENIERÍA
PROGRAMA DE INGENIERÍA AERONÁUTICA
BOGOTÁ D.C.
2006**

**DISEÑO PRELIMINAR DE UN UAV VSTOL CON APLICACIÓN EN
OPERACIONES DE RESCATE**



**MILTON DANIEL JIMENEZ
DAVID GÓMEZ ARIZA
JUAN GABRIEL LÓPEZ LÓPEZ**

*Trabajo de Grado para optar al título
de Ingeniero Aeronáutico*

**Director del Proyecto:
IVAN HIDALGO CONTRERAS**
Magíster Aeronáutico

**UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA
FACULTAD DE INGENIERÍA
PROGRAMA DE INGENIERÍA AERONÁUTICA
BOGOTÁ D.C.**

2006

Nota de Aceptación

Firma del presidente del jurado

Firma del jurado

Firma del jurado

Firma Asesor Metodológico

Bogotá, D.C. 26 de Mayo 2006

Dedicado a mi madre, fuente e inspiración de todos los logros alcanzados, con su dedicación y empeño han hecho fácil escoger un camino fundamentado en el respeto y la dignidad, siempre depositando lo mejor en cualquier actividad y ante cualquier persona; no me alcanzan las palabras para agradecer tantas cosas y tantos momentos que me has regalado de manera abnegada durante toda mi vida.

Juan Gabriel López López

Primero que todo le dedico este trabajo a Dios que me ha dado la oportunidad de estudiar, de prepararme para el mañana. A mi madre Betty Montero, a mi padre Alvaro Jiménez que han sido mi principal apoyo en este recorrido de aprendizaje, ellos que son la fuente de inspiración para llegar a obtener esa meta tan anhelada y así mismo son el motor que me impulsa a buscar otras en un futuro, a mis abuelos que siempre han creído en mi y me han protegido con sus oraciones y bendiciones.

Milton Daniel Jiménez Montero

Dedico este trabajo a mi Dios y Padre quien me dio la sabiduría para liderar y llevar este trabajo acabo, también a mi madre que con su ejemplo dedicación y comprensión me ha enseñado que imposible es solo una opinión no un echo y que las cosas se disfrutan mas cuando se obtienen con trabajo duro y honrado.

También a todos aquellos que sueñen más haya de lo establecido, a mis compañeros de investigación quienes me brindaron su apoyo y colaboración.

SEMPER-FI.

David Gómez Ariza

AGRADECIMIENTOS

Queremos agradecer a nuestro director de investigación el ingeniero Iván Contreras por su colaboración apoyo y comprensión. Al ingeniero Julián Gutiérrez por su apoyo e información suministrada también al ingeniero Oscar Grandas por su ayuda y paciencia. Por ultimo a nuestro compañero y amigo Pedro Antonio Fino por su colaboración y ayuda con la simulaciones

CONTENIDO

	pag.
INTRODUCCIÓN	20
1. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA	22
1.1 ANTECEDENTES	22
1.1.1 Introducción	22
1.1.2 UAVs	22
1.1.3 Tecnología VStol	26
1.2 DESCRIPCIÓN Y FORMULACIÓN DEL PROBLEMA	32
1.3 JUSTIFICACIÓN	32
1.4 OBJETIVOS DE LA INVESTIGACIÓN	33
1.4.1 Objetivo General	33
1.4.2 Objetivos Específicos	33
1.5 ALCANCES Y LIMITACIONES DEL PROYECTO	33
1.5.1 Alcances	33
1.5.2 Limitaciones	33
2. MARCO REFERENCIAL	34
2.1 MARCO CONCEPTUAL	34
2.2 MARCO TEÓRICO	43
2.2.1 Marco teórico vuelo recto y nivelado	43
2.2.2 Marco teórico VTOL	101
3. METODOLOGIA	121
3.1 ENFOQUE DE LA INVESTIGACIÓN	121
3.2 LINEA DE INVESTIGACIÓN	121
4. DESARROLLO INGENERIL	121

4.1 ANALISIS Y DISEÑO VUELO RECTO Y NIVELADO	121
4.1.1 Misión	122
4.1.2 Desarrollo de los cálculos preliminares de rendimiento	125
4.1.3 Esquemas preliminares de las superficies sustentadoras, superficies de control y la ubicación de los diferentes componentes en el fuselaje	129
4.1.4 Pesos clase II, Ubicación de los centros de gravedad de la aeronave	143
4.1.5 Tren de aterrizaje	145
4.1.6 Aerodinámica vuelo recto y nivelado	147
4.1.7 Cálculos estabilidad y control vuelo recto y nivelado	174
4.1.8 Análisis del rendimiento de la aeronave	179
4.1.9 Datos y análisis de propulsión	182
4.2 ANALISIS E INVESTIGACION SISTEMA VTOL	184
4.2.1 Componentes principales del sistema	184
4.2.2 Consideraciones de diseño del ventilador	186
4.2.3 Análisis del sistema de propulsión fan in wing	196
4.2.4 Análisis aerodinámica VTOL sistema fan in wing	200
4.3 ANALISIS Y SIMULACION DEL COMPORTAMIENTO DEL ALA	206
4.3.1 Análisis y simulación	206
4.4 DISEÑO FINAL DE LA AERONAVE	218
4.4.1 Operaciones de rescate	218
4.4.2 Ubicación de los componentes	221
4.4.3 Estructura fuselaje ala	222
4.4.4 Características de la aeronave	223
5. CONCLUSIONES	224
BIBLIOGRAFIA	228
ANEXOS	230

LISTA DE TABLAS

	pag.
Tabla 1 Comparación histórica EE.UU	25
Tabla 2 Coeficientes equivalentes de fricción	66
Tabla 3 Coeficientes de regresión lineal para pesos de despegue vs área Mojada	66
Tabla 4 Valores típicos de los factores de carga	91
Tabla 5 Aleaciones de aluminio	94
Tabla 6 Selección de materiales-aluminio	95
Tabla 7 Propiedades fibra de vidrio	96
Tabla 8 Selección de materiales compuestos	96
Tabla 9 Comparación de características de diferentes UAV`S	122
Tabla 10 Datos de entrada cálculo de pesos de despegue	123
Tabla 11 Pesos de combustible durante los diferentes segmentos de la misión	123
Tabla 12 Datos de entrada climb preliminar	126
Tabla 13 Parámetros de selección de aspect ratio	129
Tabla 14 Parámetros comparativos de la ubicación del ala	130
Tabla 15 Parámetros de selección del taper ratio	131
Tabla 16 Datos de pesos y ubicación de componentes	143
Tabla 17 Coeficientes y parámetros de la sustentación del ala	148
Tabla 18 Valores de entrada aerodinámica del estabilizador horizontal	151
Tabla 19 Parámetros para determinar el downwash	152
Tabla 20 Datos para el cálculo de trim	176
Tabla 21 Especificación técnica de la planta motriz	183
Tabla 22 Características aerodinámicas del ventilador	202

LISTA DE FIGURAS

	pag.
Figura 1 Radiocontrol 0Q-2^a	23
Figura 2 Culver PQ-14B	23
Figura 3 V-1 y VQ-17	23
Figura 4 HALE UAV`s	24
Figura 5 DARO UAV`s	25
Figura 6 Sistema X-353	26
Figura 7 Métodos de transición	35
Figura 8 Sistema Tilduct	40
Figura 9 Operación del sistema fan-in-wing	42
Figura 10 Características de la abrasión del suelo sistemas VTOL	42
Figura 11 Vuelo de penetración o sobrepaso	44
Figura 12 Configuración típica de un UAV	45
Figura 13 Corrección de número de mach para un ángulo de ataque para cero lift para perfiles con camber	59
Figura 14 Factor de interferencia ala-fuselaje	67
Figura 15 Factor de corrección de la superficie sustentadora	68
Figura 16 Efecto del número de mach en el coeficiente de momento de pitch Con cero lift	70
Figura 17 Efecto del twist lineal en el coeficiente de momento de pitch del Ala con cero lift	71
Figura 18 Efecto del aspect ratio, ángulo de sweep y taperado en el centro Aerodinámico del ala	73
Figura 19 Diagrama V-n FAR 23	93
Figura 20 Composición del sistema satelital KU-band	98

Figura 21 Sistema integrado IMU	98
Figura 22 Receptor GPS	99
Figura 23 Antena GPS	99
Figura 24 Sistema FLIR ULTRA 8500 KR	99
Figura 25 Capacidad de aumento del sistema	100
Figura 26 Capacidad de visión nocturna del sistema	100
Figura 27 Cámara thermovision micron	101
Figura 28 Definición cámara thermovision micron	101
Figura 29 Vectores de fuerza y velocidad	103
Figura 30 Teoría generalizada de momento según su solución nomográfica	106
Figura 31 Variación de la sustentación para varios modelos de fan-in-wing	109
Figura 32 Efecto de la variación de la sustentación por la localización del fan	109
En la parte delantera de la aeronave	
Figura 33 Variación del momento con diferentes velocidades	110
Figura 34 Configuración típica del fan-in-wing	110
Figura 35 Flujo a través de un sistema fan in wing	111
Figura 36 Efectos de los louvers en las fuerzas y momentos	112
Figura 37 Campo del flujo con el fan operando	114
Figura 38 Efecto de la velocidad del aire en el empuje del ventilador	116
Figura 39 Efecto de la velocidad de avance y RPM del ventilador en la sustentación y el empuje	117
Figura 40 Dimensiones de espesor del ventilador	118
Figura 41 Comparación de triángulos de velocidades de las configuraciones rotor-estator y estatores guía de entrada-rotor-estator de salida	119
Figura 42 Trayectoria de la misión de la aeronave	122
Figura 43 Punto de diseño	124
Figura 44 Regresión lineal	125
Figura 45 Gráfica de relaciones de rendimiento “wing loading vs thrust loading”	128

Figura 46 Dimensionamiento del ala	132
Figura 47 Dimensionamiento del alerón	133
Figura 48 Características aerodinámicas del perfil NACA 4418	134
Figura 49 Representación gráfica del C_p y el flujo sobre el perfil	134
Figura 50 Desprendimiento de la capa límite ángulos de ataque 9° y 13°	135
Figura 51 Capa límite a ángulos de ataque negativos	135
Figura 52 Características aerodinámicas, perfiles punta y raíz del ala	138
Figura 53 NACA 0009	139
Figura 54 Diagrama estabilizador horizontal	140
Figura 55 Dimensionamiento del elevador	140
Figura 56 NACA 0012	141
Figura 57 Diagrama estabilizador vertical	142
Figura 58 Dimensionamiento del timón	142
Figura 59 Ubicación superficies sustentadoras	143
Figura 60 Ubicación de los componentes de la aeronave	144
Figura 61 Diagrama de excursión de los centros de gravedad	144
Figura 62 Ubicación para el cálculo de fuerzas del tren con respecto a los Centros de gravedad	145
Figura 63 Tip back angle y posición final tren de aterrizaje	147
Figura 64 Parámetros aerodinámicos del perfil NACA 0009 a diferentes Reynolds	153
Figura 65 Parámetros aerodinámicos del perfil NACA 0012 a diferentes Reynolds	156
Figura 66 Gráfica drag polar en limpio	159
Figura 67 Drag polar OEI	161
Figura 68 Drag polar tren de aterrizaje abajo	162
Figura 69 Drag polares	162
Figura 70 Distribución de la resistencia en el ala	165

Figura 71 Distribución de la resistencia en el estabilizador horizontal	166
Figura 72 Distribución de la resistencia en el estabilizador vertical	166
Figura 73 Distribución de momentos en el ala	169
Figura 74 Diagrama de trim aeronave Morpheo	176
Figura 75 Diagrama V-n	176
Figura 76 Gráfica de empuje disponible	180
Figura 77 Rata de ascenso	181
Figura 78 Factor de carga	182
Figura 79 FXR150 micro jet engine con el sistema de ignición	183
Figura 80 FXR150 micro jet engine	184
Figura 81 FXR150 medidas diámetro y largo	184
Figura 82 Configuración del sistema de propulsión VTOL	185
Figura 83 Configuración típica del ventilador	187
Figura 84 Grosor de los ventiladores de admisión total	188
Figura 85 Grosor de los ventiladores de admisión parcial	189
Figura 86 Comparación de las diferentes configuraciones del scroll	191
Figura 87 Dimensiones instaladas de un ventilador de alta rata de presión	191
Figura 88 Configuración típica del montaje del ventilador	192
Figura 89 Ventilador de admisión total	193
Figura 90 Ventilador de admisión parcial	193
Figura 91 Rata de aumento del ventilador	194
Figura 92 Rata de presión del ventilador	195
Figura 93 Rata de aumento deseada del ventilador convencional	195
Figura 94 Gráfica para el cálculo de área instalada	196
Figura 95 Etapas de funcionamiento del sistema	197
Figura 96 Fuerzas en sentido X	199
Figura 97 Fuerzas en sentido Z	199
Figura 98 Triángulos de velocidad del rotor del ventilador	203

Figura 99 Areas para los cálculos de sustentación inducida por el ventilador	204
Figura 100 Lift inducido vs Velocidad de avance	205
Figura 101 Drag debido a la sustentación	205
Figura 102 Simulación grafica de velocidades a través de la cuerda	207
Figura 103 Simulación grafica de Presiones	207
Figura 104 Simulación grafica de vectores de velocidad	208
Figura 105 Simulación grafica distribución del drag parte superior del ala 50 knots	208
Figura 106 Simulación grafica vectores de fuerza 50 knots	209
Figura 107 Simulación distribución de la sustentación parte superior del ala 50 knots	210
Figura 108 Simulación distribución de las velocidades 50 knots	210
Figura 109 Simulación distribución vectorial de la velocidad 50 knots	211
Figura 110 Simulación distribución de las presiones 50 knots	211
Figura 111 Simulación distribución vectorial de la fuerza 130 knots	212
Figura 112 Simulación distribución de la sustentacion 130 knots	212
Figura 113 Simulación distribución de la velocidad 130 knots	213
Figura 114 Simulación Vectores de velocidad 130 knots	213
Figura 115 Simulación distribución de presiones 130 knots	214
Figura 116 Simulación distribución del drag ala-agujero parte inferior	215
Figura 117 Simulación distribución del drag ala-agujero parte superior	215
Figura 118 Simulación distribución del lift ala-agujero parte inferior	216
Figura 119 Simulación distribución del lift ala-agujero parte superior	216
Figura 120 Simulación campo de velocidad del flujo ala-agujero	217
Figura 121 Simulación vectorial del flujo ala-agujero	217
Figura 122 Tipos de loiter	218
Figura 123 Operación de la aeronave en búsqueda	220
Figura 124 Vigilancia en hovering	220

Figura 125 Ubicación sistema de Fans	221
Figura 126 Ubicación sistema de vigilancia y motores	221
Figura 127 Estructura Fuselaje ala	221
Figura 128 Ubicación del Fan	222

LISTA DE ANEXOS

	pag.
Anexo A DERIVATIVAS DE ESTABILIDAD Y CONTROL VUELO RECTO Y NIVELADO	230
Anexo B CUALIDADES DE VUELO DE LAS AERONAVES VSTOL	235
Anexo C PLANOS DEL DISEÑO	245

GLOSARIO

AFT SWEEP flechamiento positivo

AIRSPEED velocidad de una aeronave

ASPECT RATIO relación de aspecto, es la relación que existe entre el cuadrado de la envergadura con respecto al área del ala.

BLADE pala, paleta, alabe.

CAMBER curvatura, referente a la curvatura de los perfiles.

CANTILEVER wing ala empotrada en el fuselaje.

CLOSED LOOP circuito cerrado.

CONOPS concept operation.

CREW tripulación.

CRUISE FANS ventiladores de crucero.

DIVE SPEED velocidad de picada.

DIVERTER VALVES válvulas desviadoras

DOWNWASH el efecto producido sobre una superficie al aumentar la velocidad del flujo sobre la parte superior de la superficie.

DRAG POLAR resistencia al avance polar

DRONES aeronave no tripulada, con la capacidad de operar autónomamente de un operador

FAN IN WING ventilador sumergido en el ala

FLAP unas superficies de control en una aeronave de ala fija

GAP distancia inter alar

HARD LANDING aterrizaje brusco

HOVER vuelo estacionario, reconocimiento

LIFT DROOP caída de sustentación

LIFT FAN ventilador de sustentación

LOUVERS estatores de salida encargados de redirigir el flujo del ventilador.

MATCHING PROCESS proceso de igualación, de coincidencia.

NOSE-UP nariz arriba

OPEN LOOP circuito abierto

PAYLOAD carga paga

PITCH el ángulo de un rotor medido en el plano de rotación.

PITCH-FAN ventilador de cabeceo

ROLL ángulo de banqueo

SHORT TAKE-OFF despegue en corto

SIDSLIP un movimiento de una aeronave en la cual un flujo relativo de aire se mueve a lo largo del eje lateral.

STALL SPEED velocidad de pérdida, generada por la repentina pérdida de sustentación cuando los ángulos de ataque son incrementados.

THOTTLE SETTING una operación de control de vuelo por movimientos de la mano hacia delante y hacia atrás primariamente para control de velocidad

THRUST LOADING carga de empuje, fuerza creada por los motores y rotores, actuando en la dirección del motor

TRIM equilibrio aerodinámico, compensación.

TURBOJET una aeronave que tiene un motor jet en el cual la energía del jet opera una turbina que a su vez opera el aire del compresor.

VERTICAL SHORT TAKE-OFF AND LANDING despegue y aterrizaje en corto o vertical .

INTRODUCCION

En el arte de la aeronáutica últimamente se han realizado investigaciones acerca de vehículos aéreos no tripulados (UAV) estas investigaciones han dado resultados sorprendentes como el desarrollo del proyecto "Predator" de General Atomics Aeronautical Systems el cual demostró la gran utilidad de este tipo de aeronaves durante las conflagraciones en Irak y Afganistán como aeronave no tripulada de reconocimiento.

Hasta ahora las mayores y más remarcables de las aplicaciones de la tecnología UAV se ven reflejadas solo en la industria militar, por lo cual debido a esto las misiones que se han propuesto para estas aeronaves hacen que el proceso de diseño difiera en algunos aspectos con los ya estandarizados procesos de diseño para aeronaves con aplicación civil.

La intención del proyecto es diseñar una aeronave de tecnología UAV con un desempeño similar al de los UAVs empleados en la actualidad por las fuerzas armadas pero con una aplicación a los requerimientos de los cuerpos de rescate y de respuesta de diferentes incidentes proporcionándoles el apoyo aéreo táctico de vigilancia necesario para llevar su misión a cabo.

Por otra parte como se puede observar el desarrollo de esta tecnología como muchas otras en el área de la aeronáutica han impuesto una pauta para la aplicación de estas aeronaves en diferentes áreas y en diferentes misiones.

La versatilidad y aplicabilidad de este nuevo tipo de aeronaves es uno de los factores principales para el desarrollo de este trabajo de investigación en el cual para la misión asignada esta aeronave resulta óptima.

Otro aspecto u otra tecnología al que esta investigación se refiere es el concepto de VSTOL (**Vertical Short Take-off and Landing**) el cual tuvo sus inicios en 1945 por los Alemanes y tomó un desarrollo aplicado en 1952 con aeronaves como el *Convair XFY-1*

POGOSTICK pero que aunque es una de las viejas tecnologías se puede observar que es muy poco aplicada en la actualidad.

La idea es aplicar esta tecnología a un UAV con el fin de dar a la aeronave un mejor desempeño en misiones de apoyo a operaciones de rescate tanto urbanas como rurales.

Como se puede observar esta investigación esta basada en, primero en un concepto innovador (UAV's), segundo la aplicación y mejoramiento de viejas tecnologías (VSTOL) le que en resumen esta investigación hará es la fusión entre estas dos tecnologías.

1. PLANTAMIENTO DEL PROBLEMA

1.1 ANTECEDENTES

1.1.1 Introducción: Básicamente para este trabajo se debe dividir los antecedentes en dos ramas principalmente, las cuales serán: las tecnologías a aplicar, que son los sistemas UAV y el sistema de propulsión.

Esta división se realiza ya que es la forma como se dividió la investigación, debido a esto se mostrara un poco la reseña histórica de los diferentes proyectos e investigaciones que se han realizado en estos tres aspectos, los cuales fueron tomados como referencia para la realización de este proyecto.

En la primera parte se vera una pequeña reseña histórica del desarrollo de la tecnología UAV, la cual aunque se considera una tecnología en auge en estos momentos es en realidad una tecnología que se ha venido aplicando en la aviación por ya algún tiempo. En la segunda parte analizaremos los antecedentes de los diferentes sistemas propulsivos que se han aplicado en las Aeronaves estilo VSTOL y analizara especialmente enfocado en el sistema ha utilizar en el proyecto **Fan-in-Wing** el cual fue utilizado en la Aeronave *Ryan XV-5b*. En este análisis se observara las diferentes investigaciones realizadas acerca de este sistema.

1.1.2 UAVs: Los UAVs **unmanned air vehicles** (o unhabited) , vehículos aéreos no tripulados, observando esta definición se debe decir que la tecnología UAV no es realmente nueva, sino que ha sido utilizada desde antes de la Segunda Guerra Mundial, en 1935 la aeronave radio controlada OQ-2A (fig 1.1) fue desarrollada como un **target drone** el cual era utilizado para las practicas de los artilleros antiaéreos, después ya entrada la Segunda Guerra Mundial en Agosto de 1944 el Cuerpo Aéreo de la Armada de los Estados Unidos se embarcó en el desarrollo de la aeronave *Culver PQ-14B* (fig 1.2) el cual era una aeronave no tripulada controlada por radio ya se ha por una estación en tierra o un avión

“madre”, esta aeronave también fue desarrollada como nave objetivo para las prácticas de los artilleros antiaéreos de la armada.

Durante la Segunda Guerra Mundial se desarrollaron varios vehículos no tripulados principalmente los Alemanes quienes desarrollaron los *VI- Buzz Bomb* las cuales eran principalmente misiles crucero muy poco certeros, por su parte los aliados desarrollaron el B-17f también conocido como BQ-17 el cual era un B-17 modifica para controlarlo por radio y se utilizaba como avión bomba contra las bases de los V-1 pero ninguno de estos se puede definir como UAV ya que no eran reutilizables.

Figura 1. RadioControl 0Q-2A

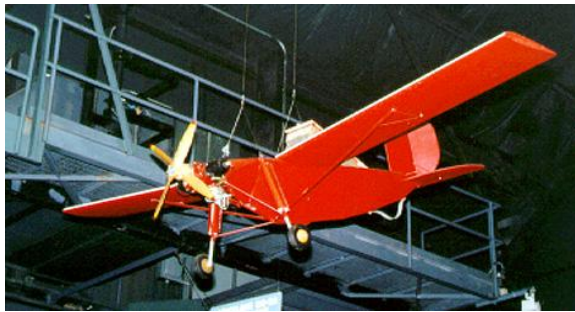
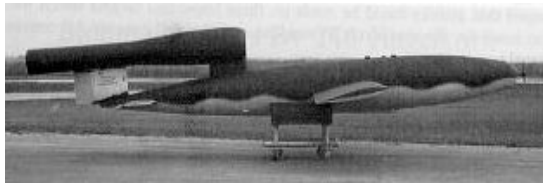


Figura 2. Culver PQ-14B



Fuente: <http://www.wpafb.af.mil/museum/annex/ans.htm>

Figura 3. V-1 y BQ-17



Fuente: <http://www.wpafb.af.mil/museum/annex/ans.htm>

Después durante los años 60 se empiezan a observar los primeros **drones** en combate como fue el *Lightning Bug AQM-34* el SAC (Strategic Air Command) empezó a utilizar estos **drones** en el sudeste de Asia, estos **drones** realizaban misiones de reconocimiento, Inteligencia Electrónica, y Inteligencia de Comunicaciones.

Otro uso importante y remarcable de UAVs durante los años de 1973 y 1982, en 1973 los Israelíes durante la guerra del Yom Kippur usaron los AQM-34 como señuelos para

desviar el fuego antiaéreo de las aeronaves tripuladas, en 1982 los israelíes utilizaron UAVs para marcar las localizaciones de las defensas aéreas y para recopilar la información electrónica de inteligencia en Líbano y Siria. Durante la guerra, los israelíes utilizaron UAVs para supervisar las actividades de los campos aéreos enemigos y utilizar la información recopilada para los ataques aéreos subsecuentes.

Como se puede observar durante las épocas de 1970 y 1980 se realizaron grandes desarrollos de la Tecnología UAV, como fue por ejemplo la nueva generación de UAVs llamados HALE High Altitudes con grande tiempo en vuelo como fue el *Teledyne Ryan YQM-96A R-Tern* el cual podía volar durante 28 horas y 11 minutos sin necesidad de recargar combustible, también fueron desarrollados otros UAVs de este estilo como lo fue el Boeing Cóndor con un tiempo en vuelo de 80 horas a una altitud de 60.000 pies, el cóndor fue el primer UAV en volar completamente desde el despegue hasta el aterrizaje.

Figura 4. HALE UAVS Condor(der) Tern(izq)



Fuente: <http://www.aviationtrivia.homestead.com/Condor.html>

Como se puede observar hay un gran y acelerado crecimiento de la aplicación y de la misma tecnología UAV, durante la época de 1990 nacieron los DARO (Defense Airborne Reconnaissance Office's) UAVs los cuales son una familia de UAVs de gran duración, esta nueva familia ha sido la que ha puesto en el mapa a los UAVs ya que han sido utilizados con mayor frecuencia debido a su tecnología, como se ha visto en las recientes guerras de nuestra época en esta familia de UAVs se tiene al *Predator* al *Global Hawk* entre otros. Esta nueva generación de UAVs también a dado nacimiento a otro tipo de UAVs como son los UCAV **unmanned combat air vehicles** del cual el mas conocido es el proyecto X-45 el cual esta en su fase de prueba en estos momentos o los VTUAV “**vertical take-off unmanned air vehicles** entre los cuales se tiene al *RQ8 Fire Scout* y el *Eagle Eye* que

utiliza la tecnología utilizada por la aeronave tripulada V-22. Como se ha observado los UAV's se han venido convirtiendo en aeronaves de gran importancia estratégica y gracias al continuo progreso de la Aviación se vera aún más el desarrollo de estas aeronaves.

Figura 5. DARO UAVs



Fuente: <http://www.fas.org>

Tabla 1. Comparación histórica EE.UU

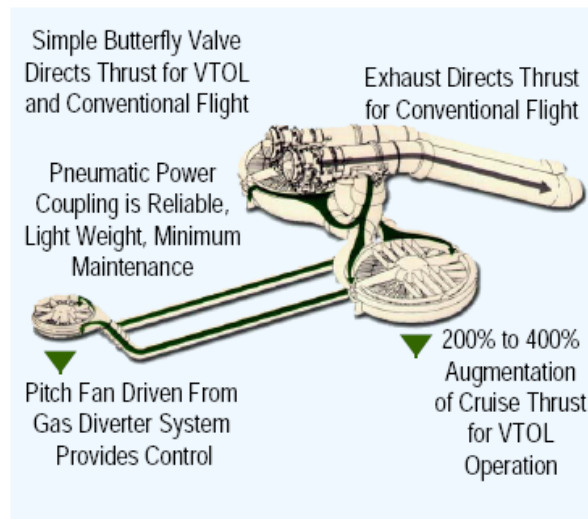
Historical comparison - US		
<p>Pre-World War II</p> <ul style="list-style-type: none"> • Manned aircraft <ul style="list-style-type: none"> - Reciprocating engines - Biplanes to monoplanes - Fabric to semi-monocoque • Unmanned <ul style="list-style-type: none"> - First unmanned vehicle - First UAV 	<p>World War II</p> <ul style="list-style-type: none"> • Manned aircraft <ul style="list-style-type: none"> - Recips mature - Structures mature - First jets • Unmanned <ul style="list-style-type: none"> - First combat use - First drones 	<p>1950s</p> <ul style="list-style-type: none"> • Manned aircraft <ul style="list-style-type: none"> - Turbojets mature - Advanced metalics - Supersonics mature • Unmanned <ul style="list-style-type: none"> - First real systems - UAVs stagnate
<p>1960s</p> <ul style="list-style-type: none"> • Manned aircraft <ul style="list-style-type: none"> - Turbofans mature - First composites - First fly by wire - Complex analog systems • Unmanned <ul style="list-style-type: none"> - UAVs go to war • Other - Unmanned space 	<p>1970s</p> <ul style="list-style-type: none"> • Manned aircraft <ul style="list-style-type: none"> - Full fly by wire - Early digital systems • Unmanned <ul style="list-style-type: none"> - First combat UAV - First research UAV - First tactical UAV 	<p>1980s</p> <ul style="list-style-type: none"> • Manned aircraft <ul style="list-style-type: none"> - Commercial FBW - Composites mature - Full digital systems • Unmanned <ul style="list-style-type: none"> - Cruise missiles - Tactical UAV (again)
<p>1990s - Manned aircraft</p> <ul style="list-style-type: none"> - Co-cured composites - Pilots as managers - Netted systems 	<p>1990s - Unmanned</p> <ul style="list-style-type: none"> - DARO Family of Vehicles - Tactical UAVs (again) - USAF / DARPA UCAV <p>• Other - Reusable launchers</p>	<p>2000 and on</p> <ul style="list-style-type: none"> - UAVs mature - Manned/unmanned synergy, co-existence

Fuente: www.ae.utexas.edu/ASE261KChaput/Chapters/chapter2.ppt

1.1.3 Tecnología V/TOL: Varias aeronaves ha sido diseñadas con la capacidad de despegar y aterrizar verticalmente a sus vez varios sistemas de propulsión han sido desarrollados a la par desde la década de 1963, los diferentes sistemas serán abordados por esta investigación mas adelante por ahora se tendrá en cuenta los antecedentes que se han analizado para el estudio del sistema seleccionado por esta investigación.

Debido a ciertos parámetros que se mencionaran y se verán en detallen más adelante en esta investigación el sistema propulsivo seleccionado para la operación V/TOL es el sistema de **Lift Fan** en especifico el sistema de **Fan-in-Wing**. Las primeras apariciones de este sistema como ya se observo fue con la aeronave fabricada por *Ryan Aeronautical company* el XV-5 el sistema de propulsión llamado X-353-5 fue desarrollado en 1950 por General Electric (Fig 1.6), el sistema usaba dos motores J85 **Turbojet** que propulsaban 3 ventiladores mediante el sistema llamado **tip-turbine**. Una vez que los ventiladores eran puestos en movimiento por este sistema un sistema de estatores movibles o **louvers** dirigían el flujo de los ventiladores durante las operaciones de despegue y aterrizaje vertical y la transición entre estas y el vuelo normal o nivelado. Una vez que la aeronave alcanzaba suficiente velocidad para que el ala produjera sustentación las válvulas desviadoras cerraban todo el flujo a los ventiladores dejando el resto de la propulsión a los motores.

Figura 6. Sistema X-353



Fuente: NIETZ C. Thomas An Innovate UAV design

Varias investigaciones acerca de este sistema fueron realizadas casi todas debido a la realización del proyecto XV-5 la mayoría de datos e investigaciones fueron prácticamente empíricas por lo cual una teoría referente al sistema como tal no existe, en las primeras investigaciones realizadas por la Compañía Aeronáutica Rya en 1964, los exponentes de estas investigaciones fueron Sanders Kart L. y Peterson J. M. estas investigaciones se centraron básicamente en la viabilidad del sistema **Lift-Fan** como sistema de propulsión V/STOL, en estas investigaciones se presentaron los primeros conceptos del sistema de propulsión como son el uso de los gases del motor no como aumentadores de sustentación si no que mediante el uso del sistema **tip-turbine** se podría lograr un aumento del 200% al 400% del empuje estático del motor para las operaciones de aterrizaje y despegue vertical, lo cual conllevaba que a diferencia de otros sistemas no se debería tener en cuenta penalidades como la complejidad del sistema, los altos costos, y el consumo excesivo de combustible estas primeras investigaciones fueron completamente empíricas lo que conlleva a que aunque la presentación del sistema como tal lo muestra como el sistema perfecto todavía faltaba mucho para el perfeccionamiento del sistema lo que fue demostrado al ser aplicado este sistema a la aeronave XV-5 el cual tuvo diferentes problemas que ya han sido nombrados con anterioridad.

En la primera investigación comparativa realizadas acerca del sistema **Lift-Fan**, esta investigación fue realizada en 1973 por Strack W. C y Allen J. L en el Instituto de Investigación Lewis, esta investigación se centro en el estudio de diferentes sistemas de propulsión VTOL y la comparación paramétrica de estos, los sistemas analizados fueron: **ejector wing**, sustentación **fan-in-wing**, **remote lift/cruise fans** y **lift jets plus lift cruise turbofans**, para este estudio también se seleccionaron tres tipos de aeronaves en las cuales estos sistemas fueron probados los tipos de aeronaves fueron: COD (Carrier Onboard Delivery)/ Búsqueda y rescate, transporte utilitario y jet privado. Este estudio aunque hace las comparaciones entre los cuatro sistemas no selecciona el "mejor" sistema si no que presenta las características principales y el desempeño de estos. Entre los resultados obtenidos el que más resalta y el que es de más interés para esta investigación y es que en las diferentes pruebas realizadas el sistema **Fan-in-Wing** siempre resaltó por su rendimiento sobre los otros sistemas, también se puede observar en las operaciones SAR

(Búsqueda y Rescate en español el sistema de **Fan-in-Wing** resaltó junto con el sistema de **ejector wing** debido a sus capacidades en **hovering**, cabe resaltar que esta prueba en **hovering** fue realizada por mas de 30 minutos.

Por ultimo el estudio de el sistema mediante la aplicación de la teoría de momento V/STOL el reporte del estudio fue realizado en Diciembre de 1993 por Harry H. Heyson del Instituto de Investigación Langley y prácticamente mostraba la aplicación de esta teoría al sistema de **Lift-Fan** este estudio fue realizado para observar y analizar el desempeño del sistema el cual había sido probado en algunos estudios anteriormente.

Los criterios en los cuales se centro básicamente este estudio fueron: El efecto insignificante producido por la velocidad de avance en la sustentación producida por el ventilador, el gran momento de resistencia al avance, y la ineficiencia que se producía en la transición. El estudio de de esta investigación mostró básicamente que la sustentación inducida del fan mostrada en investigaciones anteriores era resultado de no tomar en cuenta la interferencia de muro (wall interferente) en los datos tomados en el túnel de viento.

Otras investigaciones también fueron llevadas acabo con respecto a la aerodinámica del sistema en conjunto con la aeronave, donde uno de los estudios realizados es el de ver las características aerodinámicas de un modelo a gran-escala con dos ventiladores grandes montados en el ala.

Las características aerodinámicas y de rendimiento de los ventiladores de sustentación directa montados en ambos paneles del ala de una aeronave a gran escala tipo VTOL fue investigada durante vuelo a baja velocidad.

El rendimiento de la sustentación del ventilador, tres componentes de características longitudinales, distribuciones de superficie del ala, presión estática y **downwash** en el estabilizador horizontal son incluidos también.

Se determinó un control de potencia diferencial reflectando los estatores de salida, esta operación de alternar filas de estatores de salida para reducir el área de salida del fan y ofrecer empuje, controlando el empuje y el rol con ratas de respuesta rápida, el empuje fue controlado por palanca de potencia simétrico en cada fan, con dos bandas de estatores a la

salida. El movimiento de **yaw** fue controlado por la operación asimétrica de la completa cascada de estatores de salida, y el **roll** fue controlado, con la utilización de uno de los ventiladores.

Otro de los estudios importantes realizados a aeronaves UAV, es el de características aerodinámicas de una aeronave full escala tipo **fan-in-wing**, incluyendo resultados de efecto suelo, con control de cabeceo del ventilador de nariz.

Se realizó una investigación para determinar las características aerodinámicas de una aeronave UAV “fan-in-wing” a bajas velocidades, con y sin el efecto suelo. Incorporando un ventilador en la nariz de la aeronave para **trim** y control del momento de **pitch** (cabeceo).

Los efectos de las características longitudinales del rendimiento del ventilador-sustentación fue obtenido a todas las posiciones probadas mientras las características longitudinales con la operación del ventilador de cabeceo fueron obtenidas para solo las tres posiciones consideradas en el efecto suelo. Características longitudinales y lateral direccional fueron estudiadas en la posición alta con los ventiladores de sustentación operando.

Varias deflexiones de los **flaps** de borde de salida fueron probadas con el modelo en la posición alta, y la postura óptima de 45° fue entonces usada a través de la memoria del programa.

Con esta investigación se determinó que los efectos adversos del desempeño ventilador-sustentación por la ingestión de gases de escape durante la operación STOL puede ser minimizada por:

- Sectorizando los gases de salida lejos de la entrada al ventilador y localizando la entrada del generado de gases para reducir la ingestión.
- Diseñando los ventiladores para permitir operación de potencia constante.

Posteriormente se efectuaron análisis de características de rendimiento con efecto suelo. La información de desempeño descrita en este reporte fue obtenida por medio de pruebas a una aeronave a gran escala multi **fan-in-wing** V/STOL, conducidas en el NASA Ames Research Center VTOL Test Facility. Las pruebas fueron conducidas por North American

Rockwell Corporation, Los Angeles Division, y NASA Ames Research Center en un programa cooperativo durante Julio de 1966.

De las primeras pruebas realizadas a la aeronave, fueron de variar la altura, el ángulo de estatores del ventilador, L/C ángulo de tobera, velocidad del ventilador, L/C potencia del motor, y el ángulo de ataque.

Los resultados de la prueba indicaron fuerzas y características de momentos de **pitch**, componentes del desempeño de propulsión, y condiciones térmicas inducidas.

Se determinó que el modelo a una altura de 9.0 ft, para operaciones del ventilador, el efecto suelo fue evidente solo en términos de características de momentos de cabeceo.

A bajas alturas del modelo, el efecto suelo fue indicado por efectos en la sustentación al igual que momentos de cabeceo. Disminuyendo la altura del modelo de 9.0 a 6.0 ft resultan en un incremento de sustentación a un máximo de aproximadamente un 50%, después de esto se disminuyó alrededor de un 3% debajo de la inicial sustentación al nivel de 9.0 ft.

La investigación teórica y experimental del desempeño de una configuración “fan-in-wing” VTOL. La teoría de momento de flujo incompresible de la NASA TN D-814 es extendida al caso de sustentación de los ventiladores. El resultado de la teoría incluye muchos de los conocidos experimentos que determinan las características de aeronaves **fan-in-wing**. Estas características incluyen el efecto despreciable de velocidades sobre el empuje del ventilador, el gran momento de resistencia al avance, y el generalmente ineficiente rendimiento a través del rango de velocidad de transición. Aunque mutua interferencia entre los ventiladores y el ala fueron totalmente descuidadas, la teoría es confirmada por resultados experimentales por la configuración probada.

La prueba en el túnel de viento de un **semispan** con un ventilador rotando en el plano del ala. Esta investigación fue conducida para determinar las características aerodinámicas de una rata de aspecto de 4, con un ventilador rotando en el plano del ala. Los efectos planos de suelo, estatores de entrada y salida del ventilador, y un borde de ataque del ala con incremento de cuerda y radio fue obtenido.

Tres componentes de fuerzas, flujo de aire a través del ventilador, presiones estáticas en el ala, y entrada de potencia al motor eléctrico, fueron medidas. Esta información cubre ratas de velocidades de 0 a 0.5.

La información indicada de efecto suelo causa una significativa pérdida de sustentación, los ductos de estatores a la entrada mejoran las características aerodinámicas y el flujo a través del disco de la propela, y los estatores del ducto de salida pueden ser utilizados para redirigir el flujo de la propela para propulsión.

Los estatores en los ductos de entrada mejoran el rendimiento del modelo operando las cargas en la propela. Cargas asimétricas fueron disminuidas con los estatores de entrada. La instalación de los estatores a la entrada causó que no se registren pérdidas en sustentación estática. Los estatores a la salida pueden probablemente ser usados para proveer empuje para los vuelos.

La investigación realizada para el estudio de la estabilidad y control para un modelo del ryan XV-5 a una escala de 0.18 tuvo en cuenta el vuelo en **hovering**, efecto suelo y vuelo por ventilador para vuelo recto a baja velocidad.

El vuelo para **hovering** fuera del efecto suelo mostró que los movimientos de los controles fijo del modelo, sin estabilización artificial consistía en oscilaciones inestables en **pitch** y en **roll**. El modelo era fácil de controlar en **pitch** pero difícil de controlar en **roll** durante **hovering** y durante vuelo recto a baja velocidad como un resultado de la sensibilidad a las perturbaciones. Este modelo requería un incremento en el **trim** de la nariz hacia abajo durante la primera parte del vuelo recto.

Los resultados de los ensayos de vuelo para la estabilidad y control del modelo a escala 0.18 del Ryan XV-5 muestran que durante vuelo en **hovering** sin tener en cuenta el efecto suelo, daba lugar a que el modelo presentara oscilaciones inestables en **pitch** y en **roll**, esto se daba si el modelo no poseía estabilización artificial. El modelo era neutralmente estable en **yaw** durante el vuelo en **hovering**.

Además el modelo era fácil de controlar en **pitch** sin importar la oscilación inestable, pero era difícil de controlar en **roll** durante **hovering**, y esto se consideró que se presentaba por el alto ángulo dihedro; de esta manera se ha contemplado no utilizar un ángulo dihedro debido a la experiencia que ha dejado el empleo de este tipo de configuración y que ha dado lugar a las inestabilidades nombradas con anterioridad.

1.2 DESCRIPCION Y FORMULACION DEL PROBLEMA

Una de las cosas por las cuales se implementó la tecnología V/STOL a un UAV, es para su aplicación en zonas de desastre , como se conoce la tecnología para este tipo de situaciones en Colombia no esta muy desarrollada esto se sabe ya que en el pasado cuando han ocurrido desastres naturales y de otras índoles, las vidas de los rescatistas se han expuesto a un riesgo innecesario al exponerse a situaciones y zonas en las cuales corren el riesgo en convertirse en potenciales víctimas , por esta razón se ve la necesidad de implementar una vehiculo en este caso una aeronave que pueda apoyar a los rescatistas en este tipo de situaciones brindando mejores posibilidades y herramientas logísticas a esto, así disminuyendo el riesgo al que se enfrentan los rescatistas.

¿Por qué se debe implementar el sistema VSTOL a un UAV de búsqueda y rescate?

¿Cómo mejorarían las operaciones de rescate y salvamento con la implementación de un UAV VSTOL?

1.3 JUSTIFICACION

Con esta investigación se pretende analizar los aportes a la tecnología de UAV's realizados por la implementación de la tecnología V/STOL así como también analizar que su posible aplicabilidad ayude a mejorar las operaciones de rescate para asegurar el bienestar de tanto de victimas como de restcatistas, con este proyecto se desea optimizar la posible aplicabilidad de los UAV para el servicio logístico de las operaciones de rescate, también se quiere analizar el desarrollo del sistema de propulsión del cual no se han realizado hasta ahora investigaciones en Colombia .

Otra de las razones para la realización de este proyecto es el deseo de los autores de aplicar el conocimiento obtenido durante la carrera cursada de Ingeniería Aeronáutica ya que como se puede observar todo esto se hará mediante el desarrollo del diseño de aeronaves y el análisis del sistema de propulsión.

1.4 OBJETIVOS DE LA INVESTIGACION

1.4.1 Objetivo General

Realizar el diseño preliminar de un UAV VSTOL con aplicación en operaciones de rescate

1.4.2 Objetivos Específicos

1. Diseñar el sistema aerodinámico para alcanzar un alto desempeño de la aeronave en operaciones VSTOL.
2. Desarrollar una investigación acerca de la mejor forma de propulsión para este tipo de aeronave, y sobre los mecanismos necesarios para la planta motora.
3. Diseñar el sistema estructural para la misión de la aeronave
4. Realizar un análisis de materiales y componentes que mejor se adapten a la estructura.
5. Analizar la aplicabilidad de un UAV VSTOL en operaciones de rescate en nuestro país.
6. Basar el desarrollo del proyecto con base en la metodología de Roskam.

1.5 ALCANCES Y LIMITACIONES DEL PROYECTO

1.5.1 Alcances: El alcance de este proyecto llega hasta el desarrollo preliminar de la aeronave el cual incluye el planeamiento preliminar de diseño de los siguientes aspectos: Aerodinámica, Estabilidad y Control, Estructura preliminar, Tren de aterrizaje, Propulsión, Análisis del sistema V/STOL, Mecanismos estructurales.

Uno de los Aspectos que se tendrán en consideración pero que no se desarrollara en el proyecto es el sistema lógico de la aeronave ya que aunque este se tendrá en cuenta para por ejemplo: peso de la aeronave, manejo de superficies de Control, etc. No se hará un planteamiento sobre el diseño de este.

1.5.2 Limitaciones: El proyecto se limitará al desarrollo del diseño preliminar hasta su parte de análisis de ingeniería acerca del desempeño de la aeronave lo que significa que

solo llegara hasta la comprobación de que el diseño realizado vuelva no se tomaran en cuenta análisis de costos de producción o algún otro. Por la parte del sistema V/STOL el proyecto se limitará al análisis del desempeño del sistema propulsivo no se desarrollará un diseño del sistema excepto por el desarrollo del diseño de algún componente que se afecte el desempeño de la aeronave a través de su estructura. Una de las limitaciones externas es que el software utilizado por la universidad AAA, no serviría para realizar un análisis completo con respecto a la tecnología VSTOL, el software permitiría realizar los cálculos para ascenso, vuelo recto y nivelado y descenso. Por lo tanto para los cálculos de de despegue y aterrizaje vertical solo se calcularan las fuerzas y se estudiará el proceso de transición.

La planta motriz no será diseñada, en cambio se hará una adaptación de un sistema de propulsión tipo “fan-in-wing” que se acomode a los requerimientos de la aeronave.

2. MARCO DE REFERENCIA

2.1 MARCO CONCEPTUAL

TERMINOLOGIA VTOL: Aquellas aeronaves que tengan la capacidad de realizar tanto despegues o aterrizajes de manera vertical VTOL (**VERTICAL TAKE OFF AND LANDING**) pueden llegar a alcanzar esta configuración por medio de diferentes tipos de sistemas de propulsión, como son el sistema **Tilt Prop**, **Tilt Duct** o **Fan in wing**.

Debido a que este proyecto está basado en operaciones de rescate, se debe tener en cuenta que debido a problemas con el despegue y aterrizaje vertical como la erosión del suelo, en donde diferentes partículas se pueden desprender y pueden afectar algunos de los componentes principales de la aeronave, se ha tenido en cuenta el sistema VSTOL, (**VERTICAL SHORT TAKE OFF AND LANDING**) el cual posee la capacidad de realizar despegues o aterrizajes cortos o verticales, evitando así la presencia de escombros. Otros conceptos que se tienen que tener cuenta se observaran a continuación.

TRANSICION: Luego que una aeronave de tipo VTOL despegue, debe hacer su transición de **Hovering** a crucero. Esta transición comienza a una velocidad de cero en vuelo recto y se considera que se completa cuando la aeronave ha alcanzado la velocidad de pérdida de vuelo convencional.

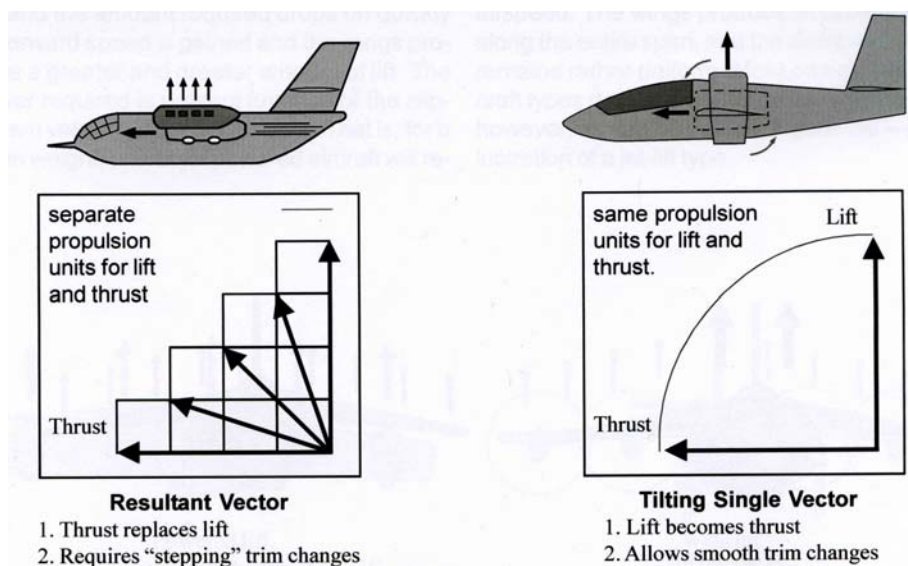
La transición utilizada en despegue y salida es llamada transición de aceleración y en aterrizaje es llamada transición de desaceleración.

La cantidad de potencia requerida durante la transición es una consideración importante, ya que la mayor cantidad de potencia será necesaria para **Hovering** y la cantidad requerida disminuye rápidamente mientras va aumentando la velocidad de vuelo recto y las alas producen mayor cantidad de sustentación.

Existen dos tipos básicos de transición, y dependen de la configuración de la aeronave.

El primero de estos se da por medio de, aumentar o disminuir la fuerza de empuje mientras disminuye o aumenta la fuerza de sustentación, pero en si este es el método más difícil. La mayoría de las aeronaves VSTOL utilizan la rotación del vector, permitiendo la transición de una manera rápida.

Figura 7. Métodos de transición



Fuente: TERPSTRA Philip V/STOL aircraft design

CONTROL: Otro de los aspectos que requieren cuidado son los diferentes métodos para controlar la aeronave en **Hovering**, los cuales difieren de aquellos en crucero.

Para el caso particular del proyecto, el control de **pitch** está dado por el **Pitch Fan**, el cual está ubicado en la nariz de la aeronave y recibe el flujo de los dos motores **Turbojet**; para **Roll**, se emplea empuje diferencial, de esta forma si a uno de los ventiladores se le reduce el empuje dará lugar a un movimiento de **roll** en **Hovering** y para **yaw** se emplea los estatores de salida de los ventiladores en el ala.

PROPULSION: Uno de los elementos más importantes en una aeronave es su sistema de propulsión debido que este no solo provee del empuje necesario para alcanzar la velocidad requerida para que las superficies sustentadoras generen la sustentación suficiente para el vuelo de la aeronave si no que también provee de energía neumática, hidráulica como eléctrica a otros sistemas de la aeronave. Pero esto es para las aeronaves convencionales por lo tanto las consideraciones que toma en cuenta esta investigación con respecto a este sistema se ven divididas en dos: la primera es la propulsión convencional la cual es utilizada para la operación de la aeronave tanto en vuelo como en aterrizaje y despegue convencionales y la segunda es la propulsión utilizada para la operación de la aeronave en VTOL. Como se observará a continuación existen varios sistemas utilizados por las aeronaves V/STOL de los cuales algunos son sistemas integrales los cuales son usados por la aeronave tanto en sus operaciones convencionales como en las operaciones V/STOL.

PROPULSION V/STOL: Los sistemas de propulsión VTOL y V/STOL están divididos básicamente en tres categorías las cuales son: los sistemas que utilizan los motores convencionales sin el uso de motores generadores de sustentación o con divergencia de flujo, los sistemas que utilizan divergencia de flujo, y los que utilizan motores generadores de sustentación.

Estas tres categorías dan cabida a los numerosos y diferentes tipos de configuraciones y sistemas VTOL y VSTOL. En las siguientes páginas esta investigación nombrará y analizará estos diferentes tipos de sistemas. Una de las consideraciones que se deben tomar

es que como se puede observar la propulsión en operaciones VTOL será referida como sustentación ya que en este caso esta propulsión estará sustentando la aeronave.

HELICOPTERO: Los helicópteros estuvieron entre las primeras aeronaves VTOL en ser diseñados y operar tanto en el ámbito militar y civil. Los helicópteros tienen una gran efectividad en la operación de **hovering** lo que hace a este tipo de aeronave ideal para mover grandes cargas a cortas distancias y su aplicación táctica debido a esta capacidad es realmente grande. Este tipo de Aeronave utiliza su rotor principal para generar sustentación y su rotor de cola lo utiliza: primero para contrarrestar el torque producido por el rotor principal y segundo para controlar el **Yaw** de la aeronave, como se puede observar debido a la configuración de este sistema lo podríamos clasificar como complejo. Los helicópteros aunque tienen gran capacidad y desempeño en las operaciones de **hovering** tienen una notable desventaja y es que sus velocidades en vuelos rectos y nivelados no son muy altas esto es debido a que en el rotor principal la pala o **blade** que se mueve en dirección opuesta a la dirección de vuelo eventualmente al aumentar la velocidad entrará en pérdida. Como se observa el helicóptero aunque es una excelente aeronave VTOL no es la ideal para muchas misiones y operaciones que puedan requerir largo alcance y altas velocidades y que además requieran la capacidad VTOL.

TAILSITTERS: El **tailsitters** es una aeronave que cae en la categoría de las aeronaves VTOL que utilizan sus motores convencionales como medios de propulsión vertical, los **tailsitters** son aeronaves que despegan con su nariz en sentido vertical lo que le permite usar su sistema propulsivo para realizar operaciones VTOL en comparación se diría que despegan como un cohete. Este sistema puede usar propelas o jet para generar empuje. Este tipo de sistema resultó ser muy impráctico ya que el servicio a este tipo de aeronaves era muy difícil y debido a que estas aeronaves no contaban con un tren de aterrizaje convencional se demostró que podrían tener problemas en caso de un **Hard landing**.

DEFLEXION DEL EMPUJE: Este sistema consiste prácticamente en deflejar el empuje de los motores, esto se realiza normalmente utilizando una superficie como los **flaps**, este tipo de sistema por su diseño demuestra no ser realmente efectivo en operaciones VTOL esto es debido a que al deflejar el flujo a 90° (lo que sería ideal para el despegue de la aeronave verticalmente) se generan grandes pérdidas aerodinámicas lo que requeriría una cantidad muy grande de potencia por parte de los motores. Pero aunque este sistema no tuvo un buen desempeño en operaciones VTOL si demostró tenerlo en operaciones STOL ya que debido a que en estas operaciones no se requiere una gran deflexión del flujo las pérdidas no son tan significantes y al contrario este sistema ayuda a aumentar la sustentación del ala.

TILTROTOR-JET: El **Tiltrotor** o **Tiltjet** dependiendo el sistema propulsivo utilizado, consiste en el montaje de motores en la punta del ala los cuales tienen la capacidad de girar y con esto dirigir el flujo propulsivo. Este sistema sobretodo el **Tiltrotor** ha demostrado ser uno de los mejores con respecto a operaciones VTOL ya que combina la capacidad de **hovering** de un helicóptero con la capacidad de un gran desempeño en vuelos rectos y nivelados, una de las características que hace esto posible es el tamaño de sus rotores ya que cuando los motores giran 90° estos debido a su gran tamaño actúan como el rotor principal de un helicóptero, pero también cuando los motores se encuentran en una posición de 0° estos proveen empuje de la misma manera que una aeronave de ala fija **turboprop**. Algo que se debe tomar en cuenta es que en este sistema solo giran los motores mientras que el ala permanece fija.

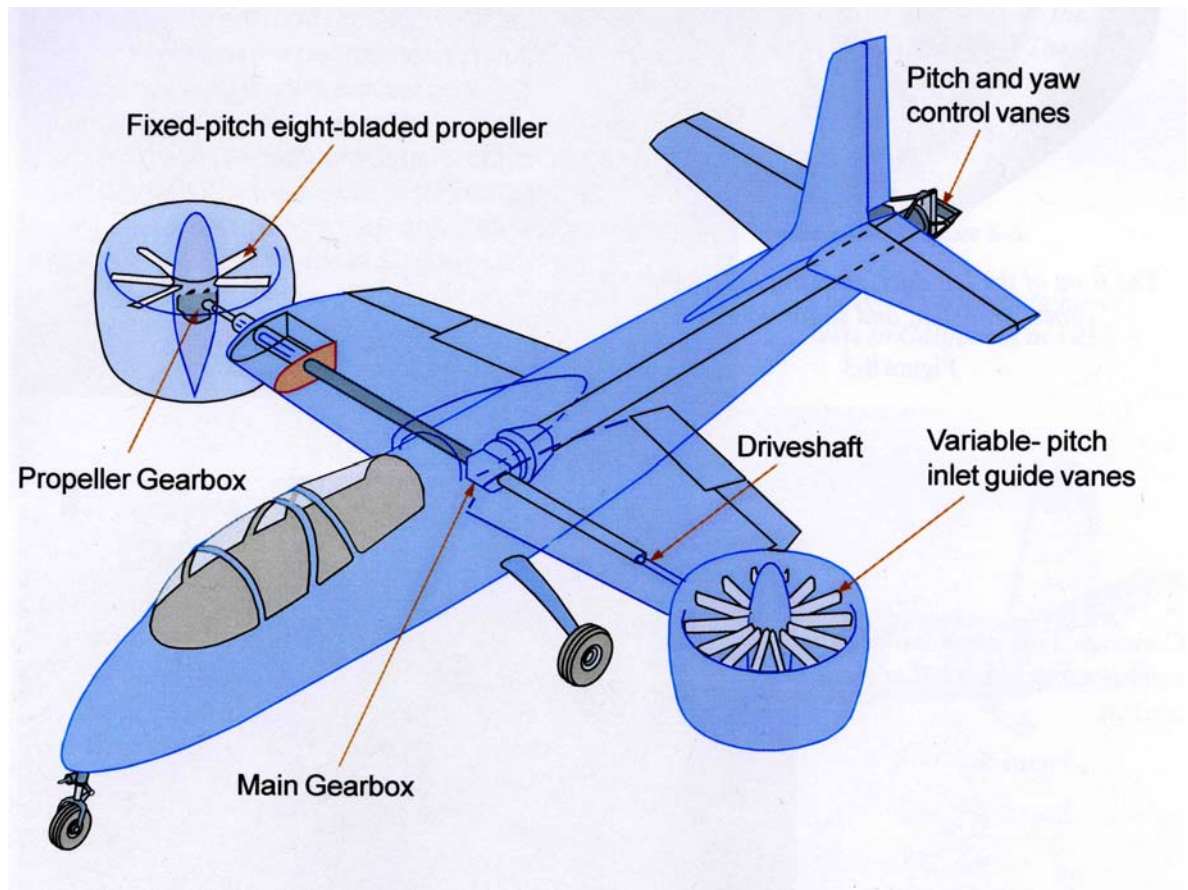
Pero aunque esta aeronave ha resultado tener un gran desempeño también tiene sus desventajas en la que la que más resalta es la complejidad del sistema lo cual conlleva grandes costos de mantenimiento y grandes penalidades en el peso de la aeronave.

TILTWING: Este tipo de configuración es muy parecida a la del **Tiltrotor** con la diferencia que este sistema no solo rota los motores sino que rota toda el ala completa, esto tiene una gran ventaja y es que evita que el ala entre en pérdida, esto es debido a que los motores mantienen un flujo de alta velocidad sobre las dos superficies de esta, pero se

resalta que debido a este giro de esta gran estructura el sistema es aun mas complejo que el tiltrotor , también se requiere de una configuración estructural mas resistente lo que hace a la aeronave mas pesada.

TILTDUCT : El Sistema **Tilduct** también llamado **DuctFan** se asemeja mucho a los dos sistemas mencionados anteriormente, la diferencia es que este sistema utiliza dos ventiladores los cuales están dentro de un ducto y el cual tiene la capacidad de girar hasta los 90°, dependiendo de la configuración de la aeronave esta puede tener de dos a cuatro **ductfans** estos **ductfans** eran alimentados mecánicamente por un eje el cual estaba conectado a un motor a reacción , otra diferencia con los sistemas anteriores es que este sistema también tiene ubicado a la entrada de los ventiladores unas venas guías movibles que ayudan a controlar la aeronave en **hovering**. Este tipo de sistema también tiene un gran desempeño como aeronave V/STOL debido al poco poder requerido durante la transición es de un 50% a un 65% del poder disponible, pero esto también resulto en algunas dificultades en tratar de mantener el control de **pitch** y **yaw** durante la operación de **hovering** esto debido a que el control sobre estos dos ejes era realizado por la desviación vectorial de la salida de los gases del motor. Una desventaja que comparte con los dos sistemas anteriores es la complejidad del sistema debido a la transmisión mecánica de potencia a los ventiladores lo que penalizaba la aeronave en peso. En la Figura (2.2) se puede observar un ejemplo de este sistema.

Figura 8. Sistema TiltDuct



Fuente: TERPSTRA Philip V/STOL aircraft design

PROPULSION DUAL: La propulsión dual consiste en el uso de dos clases de motores, los motores que serán usados durante el vuelo convencional y los motores que serán usados con el único propósito de generar sustentación durante las operaciones de **hovering**, este sistema demostró por aplicaciones pasadas ser realmente inefectivo ya que resultaría muy costoso instalar motores con el único propósito de funcionar durante unos pocos minutos del vuelo, también el alto consumo de combustible lo hace un sistema poco deseable.

PROPULSION VECTORIAL: Este tipo de sistema generalmente tiene uno o más motores **turbojet** o **turbofan** y dirige los gases de salida mediante el uso de toberas movibles para obtener ya sea empuje o sustentación según sea necesario. Este tipo de sistema ha sido uno de los mejores creados ya que al usar el empuje directo de los motores

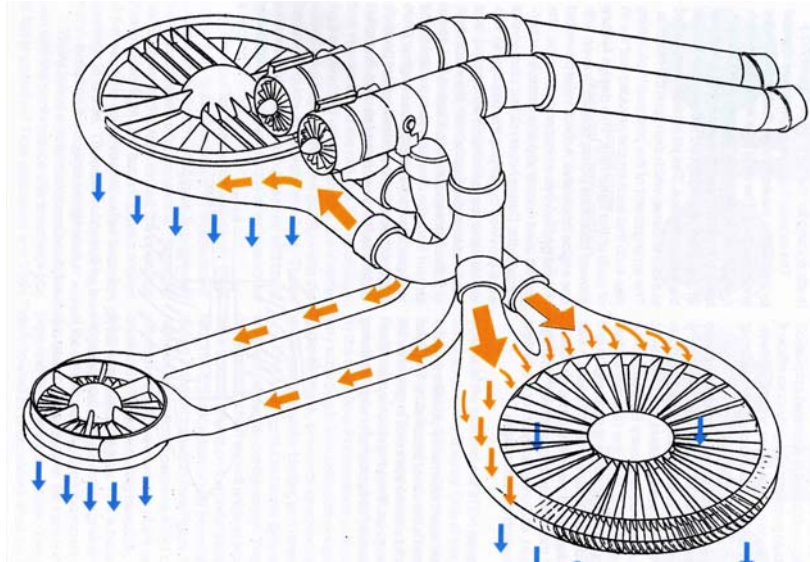
su transición es muy estable aunque requiere un gran esfuerzo por parte de los motores, y también esto hace que su controlabilidad en **hovering** sea excelente. Todo esto ha hecho que este sistema sea uno de los más usados actualmente por las aeronaves de V/STOL de ala fija actualmente pero este sistema tiene sus desventajas y es que debido al trabajo de ingeniería necesario para desarrollar este tipo de sistema lo hacen bastante caro tanto la construcción como el mantenimiento de este. Otra penalidad es el consumo de combustible el cual es algo alto comparado con otros sistemas.

FAN-IN-WING: Como ya se ha mencionado anteriormente el sistema Fan-in-Wing es básicamente un sistema de **Lift-Fan** Montado en el ala, este genera la propulsión mediante la aceleración de una masa de aire debido a la rotación de sus palas lo que le permite generar el empuje suficiente o en este caso la sustentación suficiente.

El sistema consiste básicamente de tres ventiladores un ventilador de **pitch** y dos ventiladores principales los cuales son movidos por un sistema llamado **tip-turbine** el cual consiste de unos álabes conectados a la punta de las palas del ventilador los cuales son movidos por los gases desviados por los motores mediante unas válvulas llamadas válvulas desviadoras o **diverter valves** como se puede observar en la Figura (9). La totalidad de la sustentación producida se divide entre los 3 ventiladores para tener estabilidad pero un gran porcentaje de sustentación es generada por los dos ventiladores principales. La transición en este sistema es realizada redireccionando el flujo de los ventiladores esto se logra utilizando un sistema de estatores movibles llamados **louvers**. Este sistema muestra ventajas significativas sobre otros sistemas entre los cuales se encuentra la simplicidad del sistema ya que al ser la potencia transferida neumáticamente el sistema no requiere de cajas reductoras o ejes para esto lo que le dan una ventaja en peso, otro aspecto es que el sistema a diferencia de otros no requiere potencia adicional si no que al contrario opera con el mismo empuje instalado para una despegue convencional lo que hace que exista un buen ahorro de combustible, por ultimo se puede observar que este sistema al tratarse de un sistema de propulsión por propela produce un menor efecto de erosión de tierra o **ground erosion** lo cual es una ventaja si se opera en pistas o sitios no preparados también debido a las características mencionadas se observa que el sistema produce un efecto tierra positivo el cual crea una “fuente” de aire que ayuda a la sustentación del fuselaje véase Figura

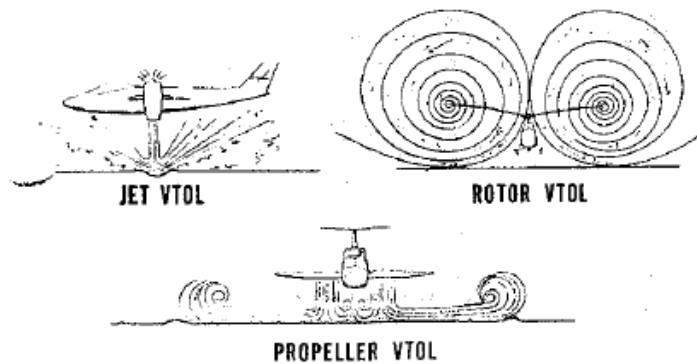
(10). Aunque el sistema tiene sus desventajas como son la penalidades de peso en las alas y la necesidad de un buen control de la transición pero se observa que este sistema al igual que otros ya mencionados es optimo para el desarrollo de una aeronave V/STOL.

Figura 9. Operacion del sisema Fan-in-Wing



Fuente: TERPSTRA Philip V/STOL aircraft design

Figura 10. Características de la erosión del suelo sistemas VTOL



Fuente: PETERSON J.M . THE LIFT FAN V/STOL CONCEPT FOR FUTURE APPLICATIONS

2.2 MARCO TEORICO

2.2.1 Marco teórico vuelo recto y nivelado: La primera parte de esta investigación se centrara en el diseño y análisis de la aeronave en vuelo recto nivelado, esto quiere decir que se centrara en el diseño de la aeronave de tal forma que se pueda demostrar que durante esta fase de operación será aeronavegable.

Misión: Uno de los primeros parámetros que se tienen en cuenta en el comienzo del diseño de la aeronave es su misión o en otras palabras la función que realizará la aeronave.

Debido a que la aeronave diseñada en esta investigación es no tripulada se tienen que tener ciertos parámetros en consideración que no se tienen en cuenta para aeronaves tripuladas, como son las ventajas que se obtienen al no depender de un piloto, no restricciones psicológicas o mentales (Memoria, Errores por cansancio o estrés, entrenamiento etc.) y la baja preocupación con respecto a la supervivencia de la aeronave ya que no debe haber consideraciones extras que aseguren la vida del piloto.

Por lo tanto se puede concluir que la misión para este tipo de aeronaves normalmente involucra:

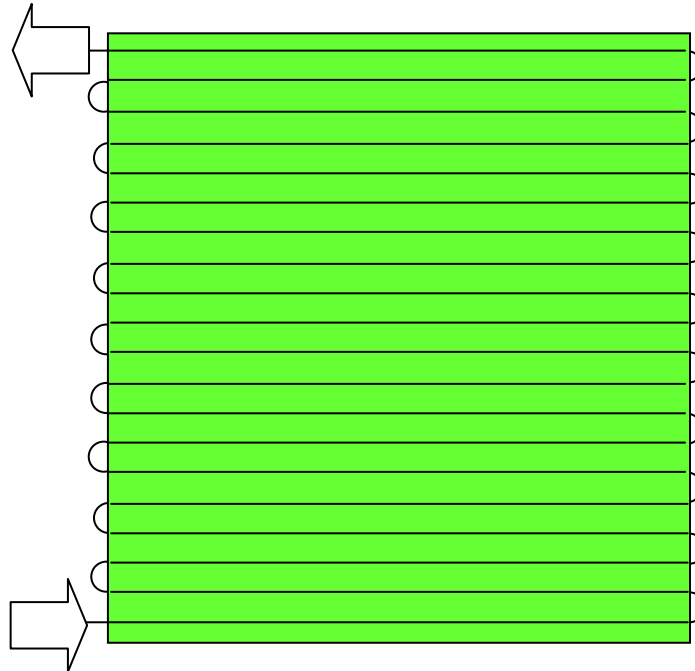
- Altos Riesgos
- Operación Continua
- Larga duración de vuelo
- Reglas simples de operación o **Conops** (Concep of Operation)

Uno de los parámetros que las aeronaves no tripuladas y tripuladas comparten es el tipo de misión ya que existen dos tipos de misiones: las misiones pre planificadas, son aquellas que son planificadas con un tiempo razonable y las misiones por demanda, son aquellas misiones que corresponden a situaciones en donde la aeronave debe estar dispuesta para ser lanzada en cualquier momento.

Una de las etapas básicas de cualquier tipo de misión para este tipo de aeronaves es la etapa de **loiter** que es la etapa en la cual se realiza la búsqueda o donde se llevan acabo el uso de los sensores tanto ópticos como de radar.

Hay dos tipos de **loiter** que se realizan el de “pilar” o estático que consiste en volar sobre la zona de la misión en patrones circulares y el vuelo de sobre paso o de penetración el cual consiste en un vuelo recto a baja altura sobre el área de la misión en el cual por medio de ciertas maniobras hace un cubrimiento completo de la zona como se observa en la Figura (11).

Figura 11. Vuelo de Penetración o Sobrepasso

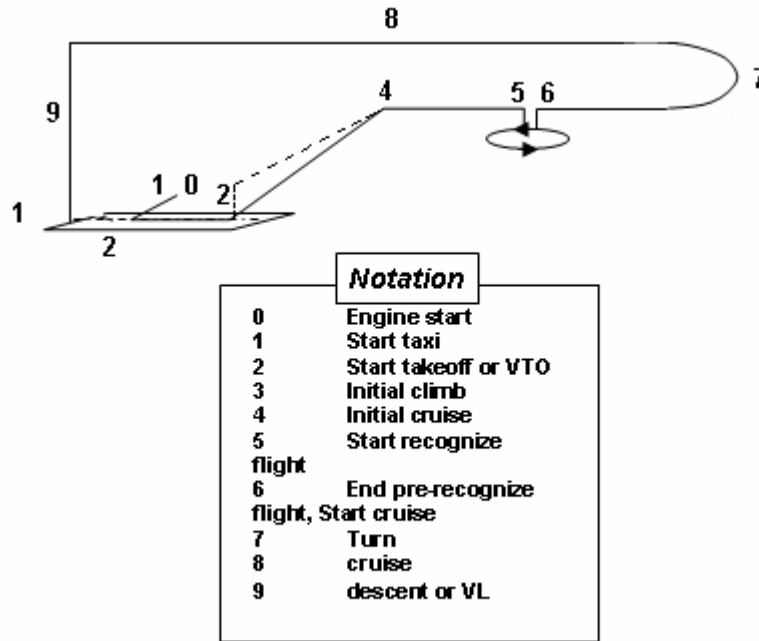


Fuente: www.ae.utexas.edu/ASE261KChaput/Chapters/chapter5.ppt

Otro parámetro a tener en cuenta es que normalmente para una aeronave no tripulada el despegue y el aterrizaje se realizará en la misma base a no ser que se realice un vuelo a una base más cercana a la zona de operación la cual se convertirá en la base de despegue y aterrizaje de la aeronave.

Como se pudo observar una vez conocida la misión de la aeronave se pueden determinar diferentes parámetros en los cuales se basarán y serán el comienzo del diseño de la aeronave.

Figura 12 Configuración típica de la misión de un UAV



Fuente: www.ae.utexas.edu/ASE261KChaput/Chapters/chapter5.ppt

Operaciones de rescate: Ante los diferentes fenómenos naturales que se puedan presentar, es difícil que una sola entidad, sea pública o privada, pueda enfrentar, reducir y/o dar solución por sí sola a los problemas que se generen. Como sistema debe mantener un grado de interacción que garantice la coordinación, el flujo de información y fomente procesos donde participen las entidades de conformidad con sus competencias.

Definición de Desastre. El Desastre se define como la consecuencia de un evento o fenómeno de origen natural o antrópico, en la mayoría de los casos en forma repentina, que causa graves daños en la vida., bienes y/o el medio ambiente, que altera o interrumpe las condiciones normales de vida y sobrepasa la capacidad local de respuesta para el pronto retorno a la normalidad.

Clasificación de los Desastres. Se dividen por su origen en dos grandes grupos:

- Fenómenos naturales, son todos aquellos producidos por la fuerza incontrolable de la naturaleza, predecibles o no. Se dividen en:

- Hidrometeorológicos, como inundaciones de planicie, inundaciones repentinas, inundaciones de ciudad, represamientos, huracanes (ciclones tropicales), borrasca o vendavales, tempestades, maremotos (tsunamis), marejadas, sequías.

- Geológicos, como sismos (terremotos), erupciones volcánicas, remoción en masa (derrumbes, deslizamientos, licuación, avalanchas).

- Fenómenos antrópicos, ocasionados por la acción voluntaria o involuntaria del hombre y son entre otros:

Incendios.

Accidentes.

Sanitarios.

Guerra.

Subversión.

Medio Ambiente.

En muchas situaciones encontramos una interacción entre los fenómenos naturales y la acción del hombre como el caso de los deslizamientos que se pueden producir por el mal manejo del suelo y los malos drenajes.

Se ha desarrollado una secuencia de ocurrencia de desastres, donde se relacionan cada una de las etapas.

Fase Uno, Antes. Se consideran en esta fase todas las actividades previas al desastre, la prevención, la mitigación, la preparación y la alerta. Evitar que ocurra, aminorar el efecto del impacto, estructurar la respuesta y declarar formalmente la ocurrencia cercana o inminente del evento.

Fase Dos, Durante. Se incluyen todas las acciones para atender al desastre, fases de impacto y respuesta. Inmediatamente de la ocurrencia del evento o sea dentro del período de emergencia, se adelantan labores de evacuación, búsqueda, salvamento y rescate, asistencia sanitaria, etc., mientras la comunidad se encuentra desorganizada y los servicios básicos no

están en funcionamiento. En la mayoría de los desastres, este período es de corta duración, excepto en casos como sequías, hambrunas y conflictos civiles. Es el más dramático y traumático, razón por la cual concentra la atención de los medios de comunicación y de la comunidad internacional.

Fase Tres, Después. Comprende las actividades pos-desastre, donde se adelanta todo el proceso de recuperación de la zona afectada. Comprende las etapas de rehabilitación y reconstrucción, la primera es el período de transición en el que se restablecen los servicios básicos para la comunidad y la segunda, consiste en la reparación de la infraestructura, la vivienda y la restauración del sistema productivo a mediano o largo plazo, hasta lograr la normalidad.

Para nuestro proyecto nos concentramos en la fase dos, durante, ya que es en la cual la aeronave va a operar, gracias a sus características esta puede llegar a la zona afectada más rápido que el tiempo que se tomaría llegar un helicóptero, además de contar con la capacidad de hacer un vuelo estático, para hacer las tomas necesarias del desastre para obtener las magnitudes de este, además de identificar la mejor manera de llegar a las víctimas, gracias a la vista aérea que presta. Una de las características más importantes es la de no necesitar de un piloto, ya que en lugares que implican gran riesgo, no se pondría en riesgo la vida de otras personas, gracias a esta aeronave se pueden hacer vuelos que al utilizar pilotos restringiría su uso.

Definición de búsqueda. El conocimiento de los procedimientos de búsqueda demostrará cuán importante es para cualquier expedición o viaje registrar sus planes de rutas y para los supervivientes permanecer lo más cerca posible de esa ruta, colocar señales claras para llamar la atención y marcar cualquier campamento que hayan abandonado.

La búsqueda comenzará en cualquier lugar conocido y se desarrollará a lo largo de la ruta propuesta. Se harán estimaciones sobre la probable estrategia adoptada, considerando el terreno y las condiciones climatológicas. En regiones montañosas, por ejemplo, es probable que los fuertes vientos hagan que los supervivientes usen las laderas protegidas para

descender de las montañas hacia el valle. Si no se encuentra ningún rastro de ellos en la ruta prevista, estas son las zonas donde deberán concentrarse los esfuerzos de búsqueda.

Cálculo de Pesos: Al realizar los primeros análisis sobre el desarrollo y el diseño de la aeronave se tiene que realizar las primeras aproximaciones del peso de la aeronave, con estos datos recaudados des pues del análisis se debe proceder a realizar cálculos mas exactos, todo esto podrá ser observado en la siguiente sección.

Peso de despegue: Con el método de iteración se estima el peso de despegue de la aeronave. La iteración inicia con un valor estimado para el peso de despegue (definida por la persona). El valor estimado para el peso de despegue es usado para resolver el valor del peso en vacío con las dos siguientes ecuaciones:

$$\log_{10} W_E = \frac{\log_{10} W_{TO} - A}{B} \quad (1)$$

Esta ecuación representa una relación lineal entre el logaritmo del peso en vacío de la aeronave y el logaritmo del peso de despegue de la aeronave, para aeronaves del mismo tipo. La línea que representa la relación es llamada regresión lineal.

Los coeficientes de regresión del peso de despegue, A y B, para diferentes tipos de aeronaves son listadas en el informe de las variables.

$$W_E = \left[1 - (1 - M_{ff}) (1 + M_{Fres}) - M_{ffo} \right] W_{TO} - (W_{PL} + W_{crew} + W_{PL_{exp}} - W_{Fuel}) \quad (2)$$

Las fracciones de combustible son determinadas de la siguiente forma:

$$M_{ff} = \prod_{i=1}^n M_{ff_i} + \frac{1}{W_{TO}} \left\{ \sum_{i=1}^{n-1} \left[W_{PL_{exp_i}} \left(1 - \prod_{j=i+1}^n M_{ff_j} \right) \right] \right\} - \frac{1}{W_{TO}} \left\{ \sum_{i=1}^{n-1} \left[W_{Fuel_i} \left(1 - \prod_{j=i+1}^n M_{ff_j} \right) \right] \right\}$$

El peso en vacío de la aeronave calculado de las anteriores ecuaciones son comparadas. Si la siguiente condición es satisfecha, el valor estimado del peso de despegue será aceptado

como el peso de despegue para esta aeronave. Si la condición no se satisface, se deberá repetir el procedimiento hasta encontrar satisfacer la siguiente condición:

$$W_E \text{ from Eqn.(2)} - W_E \text{ from Eqn.(1)} < 0.05 \text{ lbs}$$

Una vez determinado el peso de despegue, el peso del combustible usado en la misión es estimado de:

$$W_{F_{used}} = (1 - M_{ff}) W_{TO}$$

El peso del combustible total es dado por:

$$W_F = (1 + M_{F_{res}}) W_{F_{used}}$$

El máximo peso de combustible en el tanque de combustible en cualquier punto de la misión, este se determina de:

$$W_{F_{max}} = \max(W_{F_{begin_i}})$$

Calculo de pesos clase II

Peso del ala: Las siguientes ecuaciones pueden ser aplicadas solo para tipos de aeronaves pequeñas, relativamente bajos en rendimiento con una máxima velocidad por debajo de 200 knots.

Las ecuaciones aplican para alas de dos tipos: alas cantilever y alas con strut.

Ambas ecuaciones incluyen:

- Peso en la punta del ala.
- Superficies de control del ala.

Ambas ecuaciones excluyen:

- Tanques de combustible.
- Estructura de la viga ala/fuselaje.
- Efecto del ángulo de flechamiento.

Para alas cantilever, el peso en el ala es determinado de:

$$W_{wCessna} = 0.04674 W_{TO}^{0.397} S_w^{0.360} n_{ult}^{0.397} AR_w^{1.712}$$

Peso del estabilizador horizontal: La siguiente ecuación deben ser aplicadas solo para aeronaves de tipo pequeño y de bajo rendimiento con velocidades máximas por debajo de 200knots.

El peso del estabilizador horizontal se puede encontrar de la siguiente manera:

$$W_{hCessna} = \frac{3.184 W_{TO}^{0.887} S_h^{0.101} AR_h^{0.138}}{174.04 t_{r_h}^{0.223}}$$

Teniendo en cuenta los valores de la geometría del estabilizador horizontal, dentro de los cuales se encuentran el área del estabilizador, la rata de aspecto, y el espesor en la raíz del estabilizador, para así determinar el peso del estabilizador horizontal.

Peso del estabilizador vertical: La siguiente ecuación debe aplicarse solo para aeronaves de tipo pequeño y de bajo rendimiento con velocidades máximas por debajo de 200knots.

El peso del estabilizador vertical se determina así:

$$W_{vCessna} = \frac{1.68 W_{TO}^{0.567} S_v^{1.249} AR_v^{0.482}}{639.95 t_{r_v}^{0.747} (\cos \Lambda_c / 4_v)^{0.882}}$$

Teniendo en cuenta valores del estabilizador vertical, tales como el área del estabilizador vertical, la rata de aspecto, el espesor en la raíz del estabilizador, y el ángulo de flechamiento.

Peso del fuselaje:

La siguiente ecuación debe ser aplicada solo para aeronaves de tipo pequeño con bajo rendimiento, y un máximo de velocidad por debajo de 200 knots.

El peso del fuselaje es computado de la siguiente manera:

$$W_{fCessna} = W_{flow} + \frac{|W_{fhigh} - W_{flow}|}{z_f} \left(Z_{cr} / 4_w - \left(Z_{fcw} - \frac{z_f}{2} \right) \right)$$

El peso del fuselaje para una aeronave ala alta es determinado de la siguiente ecuación:

$$W_{fhigh} = 14.86 W_{TO}^{0.144} \left(\frac{L_f}{P_{max}} \right)^{0.778} L_f^{0.383} (N_{pax} + N_{crew})^{0.455}$$

Peso del tren de aterrizaje:

Las siguientes ecuaciones deben ser aplicadas solo en aeronaves de tipo pequeñas de bajo rendimiento con velocidades máximas por debajo de 200 knots.

El peso del tren es determinado por:

$$W_{gCessna} = W_{ngCessna} + W_{mgCessna}$$

El peso del tren principal es encontrado de la siguiente forma:

$$W_{mgCessna} = 0.013W_{TO} + \frac{2}{3} K_{retract} W_{TO} + 0.362W_L^{0.417} n_{ultL}^{0.950} L_{ssmg}^{0.183}$$

El peso del tren de nariz es calculado de la siguiente forma:

$$W_{ngCessna} = 6.2 + 0.0013W_{TO} + \frac{1}{3} K_{retract} W_{TO} + 0.007157W_L^{0.749} n_{ultL}^{0.788} L_{ssng}^{0.788}$$

Donde:

$$K_{retract} = 0.0 \quad \text{for non-retractable gears.}$$

$$K_{retract} = 0.012 - 0.016 \quad \text{for retractable gears.}$$

Peso de la estructura clase II: El peso de la estructura será asumido como la suma de los siguientes componentes:

$$W_{structure} = W_w + W_h + W_v + W_f + W_{gear}$$

Peso clase II

El peso de despegue clase II es calculado de la siguiente manera:

$$W_{TO} = \frac{W_E + W_{PL} + W_{crew} + W_{PLexp} - W_{Frefuel}}{M_{ff} (1 + M_{Fres}) - M_{Fres} - M_{fo}}$$

Geometría:

Geometría del ala: Se deben determinar diferentes aspectos para dimensionar correctamente el ala de acuerdo con las características necesarias para cumplir con la misión.

Se deben determinar aspectos tales como:

- Tamaño (área),
- Rata de aspecto,
- Angulo de flechamiento
- Espesor del perfil
- Perfiles
- Rata de taperado

Se debe determinar el área de la superficie sustentadora, como sigue con la siguiente ecuación:

$$S_{l.s.} = \frac{b_{l.s.} (c_{r_{l.s.}} + c_{t_{l.s.}})}{2}$$

La rata de aspecto de la superficie sustentadora, que es resuelta de la siguiente manera:

$$AR_{l.s.} = \frac{b_{l.s.}^2}{S_{l.s.}}$$

El taperado de la superficie sustentadora es definido con la siguiente ecuación:

$$\lambda_{l.s.} = \frac{c_{t_{l.s.}}}{c_{r_{l.s.}}}$$

Así mismo la cuerda media geométrica de la correspondiente superficie sustentadora, es determinada como sigue:

$$\bar{c}_{l.s.} = \frac{2 c_{\eta_{l.s.}} (1 + \lambda_{l.s.} + \lambda_{l.s.}^2)}{3 (1 + \lambda_{l.s.})}$$

La distancia en Y entre el apex de la superficie sustentadora y la sustentación en la superficie de la cuerda media geométrica, es localizada a de:

$$y_{mgc_{l.s.}} = \frac{b_{l.s.} (1 + 2 \lambda_{l.s.})}{6 (1 + \lambda_{l.s.})}$$

La distancia en Z entre el apex del estabilizador vertical y la cuerda media geométrica del estabilizador vertical, es encontrada de la siguiente manera:

$$z_{mgc_v} = b_v \frac{(1 + 2 \lambda_v)}{3 (1 + \lambda_v)}$$

Así mismo los ángulos de flechamiento de la superficie de sustentación (excepto del estabilizador vertical) son calculadas de la siguiente manera:

$$\Lambda_{TE_{l.s.}} = \tan^{-1} \left\{ \tan \Lambda_{LE_{l.s.}} - \frac{4(1 - \lambda_{l.s.})}{AR_{l.s.} (1 + \lambda_{l.s.})} \right\}$$

$$\Lambda_{LE_{l.s.}} = \tan^{-1} \left\{ \tan \Lambda_{c/4_{l.s.}} + \frac{(1 - \lambda_{l.s.})}{AR_{l.s.} (1 + \lambda_{l.s.})} \right\}$$

$$\Lambda_{c/4_{l.s.}} = \tan^{-1} \left\{ \tan \Lambda_{LE_{l.s.}} - \frac{(1 - \lambda_{l.s.})}{AR_{l.s.} (1 + \lambda_{l.s.})} \right\}$$

Los ángulos de flechamiento del estabilizador vertical son determinados de:

$$\Lambda_{TE_v} = \tan^{-1} \left\{ \tan \Lambda_{LE_v} - \frac{4(1 - \lambda_v)}{2AR_v (1 + \lambda_v)} \right\}$$

$$\Lambda_{LE_v} = \tan^{-1} \left\{ \tan \Lambda_{c/4_v} + \frac{(1 - \lambda_v)}{2AR_v (1 + \lambda_v)} \right\}$$

$$\Lambda_{c/4_v} = \tan^{-1} \left\{ \tan \Lambda_{LE_v} - \frac{(1 - \lambda_v)}{2AR_v(1 + \lambda_v)} \right\}$$

Volumen en el tanque de combustible del ala. Clase II: El volumen del tanque de combustible máximo en el ala es computado de la siguiente forma:

$$V_{F_w} = 10 F_F b_w F_a c_{r_w}^2 \left[\left(\frac{t}{c} \right)_{r_w} \eta - \left(\frac{\left(\frac{t}{c} \right)_{r_w} - \left(\frac{t}{c} \right)_{r_w} \lambda_w}{2} + \frac{(1 - \lambda_w) \left(\frac{t}{c} \right)_{r_w}}{2} \right) \eta^2 + \frac{(1 - \lambda_w)}{3} \left[\left(\frac{t}{c} \right)_{r_w} - \left(\frac{t}{c} \right)_{r_w} \lambda_w \right] \right] \eta_{i_F}^{\eta_{o_F}}$$

Donde:

$$F_F = F_{F_{structure}} F_{F_{expansion}}$$

El peso máximo de combustible limitado por el volumen del tanque es obtenido de:

$$W_{F_{max_w}} = \left(\frac{1 \text{ gallon}}{0.13368 \text{ ft}^3} \right) \rho_F V_{F_w}$$

Para determinar los coeficientes de volumen del estabilizador horizontal se debe resolver la siguiente ecuación:

$$\bar{V}_h = \frac{S_h (X_{ac_h} - X_{cg})}{S_w \bar{c}_w}$$

Al igual que el coeficiente de volumen del estabilizador vertical que es representado como sigue:

$$\bar{V}_v = \frac{S_v (X_{ac_v} - X_{cg})}{S_w b_w}$$

Estos valores son obtenidos promediando o comparándolos con otros tipos específicos. Decidiendo que valor será usado. Se debe tener en cuenta los momentos de brazos, al momento de hacer el cálculo ya que este modificará de forma directa el tamaño del estabilizador.

Rendimiento: Para el comienzo de los cálculos preliminares de rendimiento los que con llevara a las primera aproximaciones se tiene que tener en cuenta los siguientes parámetros que se discuten a continuación.

Requerimientos de velocidad de perdida: La velocidad de perdida es definida como la mínima velocidad de vuelo estable a la cual la aeronave se mantiene controlable. Una baja velocidad de perdida es siempre preferida para el despegue, el aterrizaje, aproximación y rendimiento de ascenso de la aeronave.

Establecido así el máximo permisible de velocidad de perdida para la condición de vuelo a la cual es evaluada, el **wing loading** máximo aceptable, puede ser computado de la siguiente manera:

$$\left(\frac{W}{S}\right)_S = \frac{1}{2} \rho V_S^2 C_{L_{max S}}$$

El correspondiente **wing loading** máximo aceptable para despegue, para alcanzar los requerimientos de pérdida, puede entonces ser encontrado de:

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{TO} = \frac{W_{TO}}{W_S} \left(\frac{W}{S}\right)_S$$

Requerimientos de distancia de despegue:

Están determinados básicamente por los siguientes factores:

- Peso de despegue
- Velocidad de despegue
- Rata de empuje a peso para despegue
- Coeficiente de resistencia al avance aerodinámico y coeficiente de fricción con el suelo.

Los requerimientos de despegue son normalmente dados en términos de requerimientos de longitud del campo de despegue. Estos requerimientos difieren y dependen del tipo de aeronave en consideración.

Para este tipo de aeronave se utilizará la siguiente relación de peso empuje para alcanzar los requerimientos de distancia de despegue:

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{TO} = \frac{\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}}{0.0296 S_{TO} \sigma C_{L_{max TO}} F_{TO}}$$

Requerimientos de ascenso: Todas las aeronaves deben cumplir con una rata de ascenso o requerimientos de gradiente de ascenso.

Para aeronaves jet, la relación de empuje peso, es graficada usando la siguiente relación:

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{TO} = \frac{1}{F_{MaxCont}} \left[\left(\frac{RC_{23.65}}{60} \right) \left(\frac{0.5 \rho_{@SL, ISA}}{\sqrt{\left(\frac{W}{S}\right)_{TO} \sqrt{\frac{C_{D_o TO_up}}{B_{DP TO_up}}}}} \right)^{1/2} + 2 \left(C_{D_o TO_up} B_{DP TO_up} \right)^{1/2} \right]$$

Donde la B del **drag polar** de la aeronave es calculado de:

$$B_{DP TO_up} = \frac{1}{\pi AR_w e_{TO}}$$

Velocidad máxima de crucero: Para aeronaves tipo jet, la relación de empuje peso debe alcanzar unos requerimientos de velocidad máxima de crucero, esta es graficada usando la siguiente relación:

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{TO} = \bar{q} \frac{C_{D_o clean, M}}{F_{Cr}} \left(\frac{W}{S}\right)_{TO} + \left(\frac{W_{Cr}}{W_{TO}}\right)^2 \frac{B_{DP clean}}{\bar{q} F_{Cr}} \left(\frac{W}{S}\right)_{TO}$$

Donde la presión dinámica es encontrada de:

$$\bar{q} = 0.5 \rho_{@Altitude, ISA} V_{Cr_{max}}^2$$

La letra B del drag polar es calculado de:

$$B_{DP clean} = \frac{1}{\pi AR_w e_{clean}}$$

Requerimientos de maniobra: Para aeronaves jet, la relación empuje peso para alcanzar los requerimientos de maniobrabilidad, es graficada usando la siguiente relación:

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{TO} = \frac{\bar{q} C_{D_o clean, M}}{F_M \left(\frac{W}{S}\right)_{TO}} + \left(\frac{W}{S}\right)_{TO} \left(\frac{nW_M}{W_{TO}}\right)^2 \frac{B_{DF clean}}{\bar{q} F_M}$$

Requerimientos de distancia de aterrizaje: Al igual que el despegue depende de los mismos factores, además de unas consideraciones adicionales debido a la energía cinética.

Este tipo de aeronave cuenta con la facilidad de utilizar el sistema VTOL, con el que puede despegar y aterrizar verticalmente sin importar el tipo de pista, ya que esta puede ser no preparada, o incluso no necesita ser una pista.

Así mismo el **wing loadig** necesario para alcanzar los requerimientos de aterrizaje normal, es graficado con la siguiente relación:

$$\left(\frac{W}{S}\right)_L = 0.5 \rho_{@h_L, ISA} C_{L_{max L}} S_L F_1 \frac{W_{TO}}{W_L}$$

Aerodinámica: Aquí se verá los diferentes procedimientos y análisis a utilizar para el estudio aerodinámico de la aeronave durante el vuelo recto y nivelado

Sustentación en el ala: De acuerdo con la teoría que se utiliza para la evaluación de los diferentes componentes de sustentación de la aeronave, se deben tener en cuenta ciertas suposiciones y conceptos de aerodinámica, al igual que se tendrán en cuenta las ecuaciones que serán desarrolladas para encontrar dichos términos.

Una de las primeras secciones que se debe evaluar es la del ala, siendo este uno de los puntos más importantes de evaluación de la aerodinámica, como se ve a continuación se empieza por obtener las pendientes de las curvas de sustentación del ala.

Esta aeronave no requiere el uso de superficies hipersustentadoras como son los **flaps**, esto será demostrado más adelante, por esta razón se asume que:

$$C_{L_{w\alpha}} = C_{L_{w\alpha clean}}$$

La obtención de este coeficiente está determinada como sigue:

$$C_{L\alpha_w} = \frac{2\pi AR_{qs} f_{gap_w}}{2 + \left\{ \frac{AR_w^2 \beta^2}{k^2} \left(1 + \frac{\tan^2 \Lambda_{c/2w}}{\beta^2} \right) + 4 \right\}^{\frac{1}{2}}}$$

Donde el factor de corrección del **gap** del ala se encuentra de la siguiente forma:

$$f_{gap_w} = f \left(AR_w, (x_{gap}/C)_a, (gap/C)_a \right)$$

El factor de transformación de Prandtl-Glauert se encuentra de la siguiente forma:

$$f_{gap_w} = f \left(AR_w, (x_{gap}/C)_a, (gap/C)_a \right)$$

La rata de incompresibilidad seccional del coeficiente de sustentación para 2π es determinado de la siguiente manera:

$$k = \frac{C_{l\alpha_w} @ M=0}{2\pi}$$

El ángulo de flechamiento en la semi cuerda del ala es determinado por:

$$\Lambda_{c/2w} = \tan^{-1} \left\{ \tan \Lambda_{c/4w} - \frac{(1 - \lambda_w)}{AR_w (1 + \lambda_w)} \right\}$$

Para determinar el coeficiente de sustentación del ala a un ángulo de cero grados es necesario resolver la siguiente ecuación:

$$C_{L_{w0clean}} = -\alpha_{w0clean} C_{L_{w\alpha clean}}$$

Es fácil determinar este valor, teniendo en cuenta que con anterioridad se determinó la pendiente de la curva de sustentación en el ala, sin la influencia de **flaps**.

La contribución del ala-fuselaje de la aeronave a un ángulo de ataque de cero grados, el coeficiente de sustentación es encontrado con la ayuda de la siguiente formula:

$$C_{L_{0wf clean}} = C_{L_{\alpha wf clean}} \left(i_w - \alpha_{w0clean} \right)$$

El ángulo de ataque para una sustentación de cero grados es determinado con la siguiente ecuación:

$$\alpha_{w_{oclean}} = \alpha_{o_{rw}} \left(\frac{\alpha_{o_w M}}{\alpha_{o_w M=0.3}} \right)_{r_w} + \alpha_{o_{1w}} \varepsilon_{a_w}$$

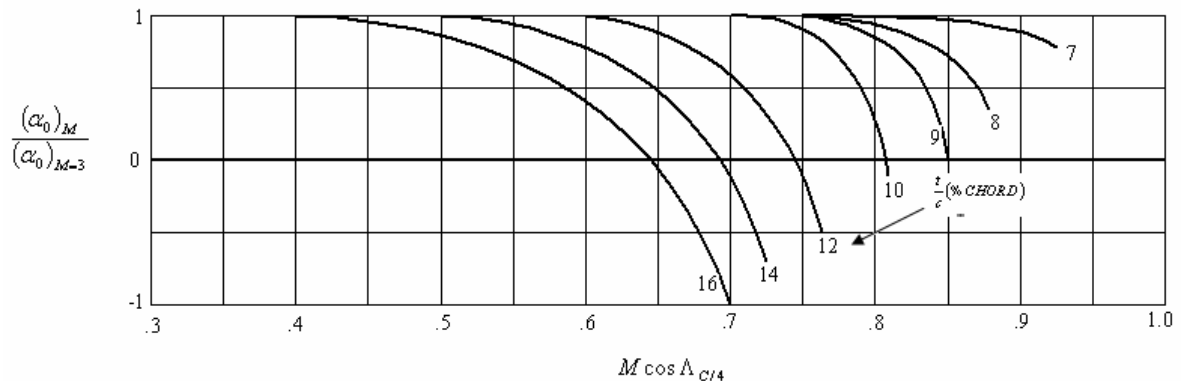
La corrección del número de mach para perfiles con **camber** a un ángulo de ataque de cero-sustentación es determinado por:

$$\left(\frac{\alpha_{o_w M}}{\alpha_{o_w M=0.3}} \right)_{(x)_w} = f \left(M_1, \Lambda_{c/4w}, \left(\frac{t}{c} \right)_{(x)_w} \right)$$

Donde x representa la raíz del perfil.

Y se puede determinar por la siguiente gráfica:

Figura 13. Corrección de número de Mach para un ángulo de ataque con cero lift para perfiles con camber



Fuente: Jam Roskam, Airplane Design, part VI, pag 247, fig 8.42

El **twist** aerodinámico local a la estación de la envergadura para la cual la seccional básica de sustentación es cero, este es calculado por la siguiente ecuación:

$$\alpha_{o_{1w}} = - \int_0^1 \frac{\varepsilon(\eta)}{\varepsilon_{a_w}} L_a(\eta) d\eta$$

La sección adicional no dimensional de sustentación a una estación de la envergadura n , como se ve a continuación:

$$L_{\alpha}(\eta) = C_1(\eta)c(\eta)\frac{\sqrt{S_w AR_w}}{S_w} + C_2(\eta)\frac{4}{\pi}\sqrt{1-\eta^2} + C_3(\eta)f(\eta)$$

Los coeficientes intermedios de la anterior ecuación están determinados por:

$$C_1(\eta), C_2(\eta), C_3(\eta) = f\left(\frac{2\pi AR_w}{c_{l_{\alpha}}(\eta)\cos\Lambda_c/4_w}\right)$$

La pendiente de la curva de sustentación seccional de la superficie de sustentación, se determina de la siguiente manera, para poder determinar la anterior ecuación:

$$c_{l_{\alpha}}(\eta) = c_{l_{\alpha} r_w} - \eta\left(c_{l_{\alpha} r_w} - c_{l_{\alpha} t_w}\right)$$

El factor de distribución de sustentación en la estación a lo largo de la envergadura n , como se ve a continuación:

$$f(\eta) = f(\Lambda_{\beta}, \eta)$$

El ángulo de flechamiento en la semi-cuerda de la superficie sustentadora corregida para efectos de mach, se determina con la siguiente ecuación:

$$\Lambda_{\beta} = \tan^{-1}\left(\frac{\tan\Lambda_c/2_w}{\beta}\right)$$

El factor de transformación de Prandtl-Glauert e obtenido de:

$$\beta = \sqrt{1 - M_1^2}$$

Los coeficientes de sustentación máximos en un perfil son determinados teniendo en cuenta el número de Reynolds, ya que este se ve afectado por la cuerda del perfil, al igual que por la velocidad, debido a esto el número de Reynolds varía en la punta y en la raíz.

Estos coeficientes se pueden hallar determinando los números de Reynolds y buscándolos en las gráficas de los perfiles.

Para el cálculo del coeficiente de sustentación máximo en la superficie sustentadora en limpio, se debe calcular con la siguiente ecuación:

$$C_{L_{w_{max\ clean}}} = k_{\lambda_w} \frac{\cos \Lambda_c / 4_w \left(C_{l_{max\ r_w}} + C_{l_{max\ t_w}} \right)}{2}$$

El factor de rata de **taper** es determinado por:

$$k_{\lambda_w} = -0.117 \lambda_w + 0.997$$

Donde λ_w es la relación de cuerdas entre la punta y la raíz del ala.

El coeficiente de sustentación máximo en el ala sin alguna influencia de los efectos de **flaps** es suficiente de alcanzar el coeficiente de sustentación máximo del avión en limpio requerido, si la siguiente condición es alcanzada:

$$\left| \frac{\frac{C_{L_{max\ w\ clean}}}{f_{couple}} - C_{L_{max\ clean}}}{C_{L_{max\ clean}}} \right| < 0.05$$

Si esta consideración no es alcanzada, es decir si el valor requerido no puede ser alcanzado. Será necesario rediseñar el ala o seleccionar otro tipo de perfil hasta alcanzar esta consideración.

El coeficiente de sustentación para un ángulo dado, es determinado con la siguiente ecuación:

$$C_{L_{w\ clean}} = C_{L_{w\alpha\ clean}} \left(\alpha - \alpha_{w_{o\ clean}} + i_w \right)$$

Coeficiente de sustentación ala-fuselaje es determinado con la ecuación:

$$C_{L_{wf\ clean}} = C_{L_{wf\alpha\ clean}} \left(\alpha - \alpha_{w_{o\ clean}} + i_w \right)$$

Estabilizador horizontal: La pendiente de la curva del estabilizador horizontal es calculada de la siguiente manera:

$$C_{L_{h\alpha}} = C_{L_{h\alpha_{exp}}} \frac{S_{h_{exp}}}{S_h} (K_{h(B)} + K_{B(h)})$$

Donde la pendiente de la curva de sustentación del estabilizador horizontal expuesta, puede ser estimada de la siguiente manera:

$$C_{L_{h\alpha_{exp}}} = \frac{2\pi AR_{h_{exp}} f_{gap_h}}{2 + \left\{ \frac{AR_{h_{exp}}^2 \beta^2}{k^2} \left(1 + \frac{\tan^2 \Lambda_c / 2h}{\beta^2} \right) + 4 \right\}^{\frac{1}{2}}}$$

Los otros términos se pueden calcular de la misma manera que se siguió en el ala.

El gradiente de **Downwash** en el estabilizador horizontal incluyendo los efectos de potencia, es encontrado de la siguiente manera:

$$\frac{d\varepsilon_h}{d\alpha} = \left(\frac{d\varepsilon_h}{d\alpha} \right)_{p.off} + \Delta \left(\frac{d\varepsilon_h}{d\alpha} \right)_{power}$$

El gradiente de **Downwash** en el estabilizador horizontal, en limpio, se encuentra de la siguiente manera:

$$\left(\frac{d\varepsilon_h}{d\alpha} \right)_{clean} = 4.44 \left(K_A K_\lambda K_h \sqrt{\cos \Lambda_c / 4_w} \right)^{1.19} \frac{\left(C_{L_{\alpha_w clean}} \right)_{M_1}}{\left(C_{L_{\alpha_w clean}} \right)_{M=0}}$$

El factor de corrección para la rata de aspecto se resuelve así:

$$K_A = \frac{1}{AR_w} - \frac{1}{1 + AR_w^{1.7}}$$

El factor de corrección del **Taper ratio** se encuentra de la siguiente manera:

$$K_\lambda = \frac{10 - 3\lambda_w}{7}$$

El factor para la distancia entre el plano de la cuerda del ala y el plano de la cuerda del estabilizador horizontal, es definido de la siguiente forma:

$$K_h = \frac{1 - \left| \frac{h_h}{b_w} \right|}{\left(2 \frac{l_h}{b_w} \right)^{1/3}}$$

La distancia z entre el plano de la raíz del ala y el centro aerodinámico del estabilizador horizontal, es calculado de la siguiente manera:

$$Z_{ac_h} = Z_{c_r} / 4_h + y_{mg} c_h \tan \Gamma_h$$

El ángulo de **Downwash** en el estabilizador horizontal a un ángulo de ataque de cero, es determinado por la siguiente ecuación:

$$\varepsilon_{h_0} = - \frac{d\varepsilon_h}{d\alpha_{clean}} \left(\alpha_{w_{oclean}} - i_w \right) + \Delta\varepsilon_{hsf}$$

El coeficiente de sustentación del estabilizador horizontal, puede ser determinado de:

$$C_{L_h} = C_{L_{h\alpha}} \left[\left(1 - \frac{d\varepsilon_h}{d\alpha} \right) \alpha + i_h - \alpha_{h_0} - \varepsilon_{h_0} + \alpha_{\delta_e} \delta_e \right]$$

Estabilizador vertical: Se debe determinar las pendientes de las curvas del estabilizador vertical, estas pueden ser determinadas de la siguiente manera:

$$C_{y_v \beta} = \frac{2\pi AR_{v_{eff}} f_{gapv}}{2 + \left\{ \frac{AR_{v_{eff}}^2 \beta^2}{k^2} \left(1 + \frac{\tan^2 \Lambda_c / 2_v}{\beta^2} \right) + 4 \right\}^{1/2}}$$

El gradiente de **Downwash** para el estabilizador vertical, es determinado con la siguiente ecuación:

$$\frac{d\varepsilon_v}{d\alpha} = \left(\frac{d\varepsilon_v}{d\alpha} \right)_{p.off} + \Delta \left(\frac{d\varepsilon_v}{d\alpha} \right)_{power}$$

El gradiente de **Downwash** en limpio, es determinado por:

$$\left(\frac{d\varepsilon_v}{d\alpha} \right)_{clean} = 4.44 \left(K_A K_\lambda K_v \sqrt{\cos \Lambda_c / 4_w} \right)^{1.19} \frac{\left(C_{L_{\alpha_w clean}} \right)_{M_1}}{\left(C_{L_{\alpha_w clean}} \right)_{M=0}}$$

Angulo de **Downwash** a un ángulo de ataque de cero, se determina de la siguiente forma:

$$\varepsilon_{v0} = - \frac{d\varepsilon_v}{d\alpha_{clean}} \alpha_{w0_{clean}} - i_w + \Delta \varepsilon_{v\delta f}$$

La determinación del coeficiente de sustentación de la aeronave a un ángulo de ataque de cero grados es determinada teniendo en cuenta las diferentes contribuciones de sustentación, por ejemplo la de ala-fuselaje, la del estabilizador horizontal, como se ve en la siguiente ecuación:

$$C_{L_0} = C_{L_{0wf clean}} + \Delta C_{L_{0\delta f}} + C_{L_{0h}} + C_{L_{0c}} + C_{L_{0vee}} + C_{L_{0p}} + C_{L_{0n}}$$

El coeficiente de sustentación en un estado estable de la aeronave para un ángulo de ataque dado y control de la deflexión de la superficie es calculada de la siguiente manera:

$$C_{L_1} = C_L + C_{L_{i_h}} i_h + C_{L_{\delta_e}} \delta_e + C_{L_{i_c}} i_c + C_{L_{\delta_{cv}}} \delta_{cv}$$

Donde se encuentran el coeficiente de momento a un ángulo de ataque de cero grados, el coeficiente de sustentación debido a la derivativa de la incidencia del estabilizador horizontal, el ángulo de incidencia del estabilizador horizontal, el coeficiente de sustentación debido a la derivativa de la deflexión del elevador, el ángulo de deflexión del elevador.

Resistencia al avance:

Despegue clase I, drag polar de la aeronave con el tren de aterrizaje abajo:

Asumiendo un drag polar parabólico, el coeficiente de resistencia al avance de la aeronave puede escribirse como sigue:

$$C_D = C_{D_{oclean}} + \Delta C_{D_o} + \frac{1}{\pi AR_w e} C_L^2$$

Donde el coeficiente de resistencia al avance puede expresarse de la siguiente forma:

$$C_{D_{oclean}} = \frac{f}{S_w}$$

Donde f es el equivalente al área parásita y Sw el área alar.

Es posible relacionar el equivalente del área parásita, f con el área mojada Swet.

El área mojada y el equivalente al área parásita puede ser relacionada por la ecuación logarítmica:

$$\log_{10} f = a + b \log_{10} S_{wet}$$

Similarmente, el área mojada de la aeronave puede ser estimada con el peso de despegue por la siguiente ecuación obtenida empíricamente:

$$\log_{10} S_{wet} = c + d \log_{10} W_{TO}$$

Los coeficientes de correlación a y b son ellos mismos una función del equivalente coeficiente de fricción de la piel. En el siguiente cuadro muestra los valores típicos de a y b.

Tabla 2. Coeficientes equivalentes de fricción

Equivalent Skin Friction Coefficient, c_f	a	b
0.0090	-2.0458	1.0000
0.0080	-2.0969	1.0000
0.0070	-2.1549	1.0000
0.0060	-2.2218	1.0000
0.0050	-2.3010	1.0000
0.0040	-2.3979	1.0000
0.0030	-2.5229	1.0000
0.0020	-2.6990	1.0000

Fuente: Jam Roskam, Airplane Design, part I, pag 122, table 3.4

Las constantes c y d son coeficientes de regresión lineal. Valores para c y d fueron obtenidos por correlación de área mojada y peso de despegue de doscientos treinta aeronaves, como se ve en el siguiente cuadro:

Tabla 3. Coeficientes de regresión lineal para pesos de despegue vs. área mojada

Airplane Type	c	d
1. Homebuilts	1.2362	0.4319
2. Single Engine Propeller Driven	1.0892	0.5147
3. Twin Engine Propeller Driven	0.8635	0.5632
4. Agricultural	1.0447	0.5326
5. Business Jets	0.2263	0.6977
6. Regional Turboprops	-0.0866	0.8099
7. Transport Jets	0.0199	0.7531
8. Military Trainers*	0.8565	0.5423
9. Fighters*	-0.1289	0.7506
10. Mil. Patrol, Bomb and Transport	0.1628	0.7316
11. Flying Boats, Amph. and Float	0.6295	0.6708
12. Supersonic Cruise Airplanes	-1.1868	0.9609

Fuente: Jam Roskam, Airplane Design, part I, pag 122, table 3.5

El factor de eficiencia de Oswald y el cambio de resistencia al avance a una sustentación de cero, debido a la condición de vuelo son altamente dependientes en condiciones de vuelo.

$$C_{D_o} = F_{OEI} C_{D_oAEO}$$

Valores típicos para un motor in operativo tiene un factor de corrección:

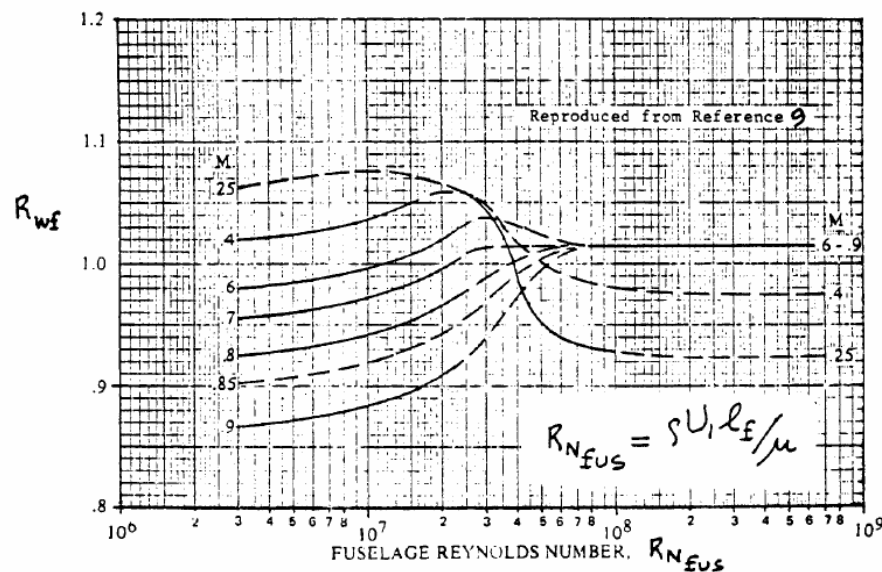
<u>Propulsion</u>	F_{OEI}
All-Engines-Operating	1.00
Fixed Pitch Propeller	1.25
Variable Pitch Propeller	1.10
Low Bypass Ratio Turbofan	1.15
High Bypass Ratio Turbofan	1.25

Resistencia al avance clase II: La predicción del coeficiente de resistencia al avance subsónico en el ala. Este coeficiente de resistencia al avance a una sustentación de cero en el ala, es determinado por la siguiente ecuación:

$$C_{D_{0w}} = R_{wf} R_{i.s.} \left[1 + L'_w \left(\frac{t}{c} \right)_w + 100 \left(\frac{t}{c} \right)_w^4 \right] \left[\frac{(C_{f_{wlam}} - C_{f_{wturb}}) S_{wetw} + C_{f_{wturb}} S_{wetw}}{S_w} \right] \quad \text{El}$$

factor de interferencia del ala-fuselaje se encuentra con la siguiente figura:

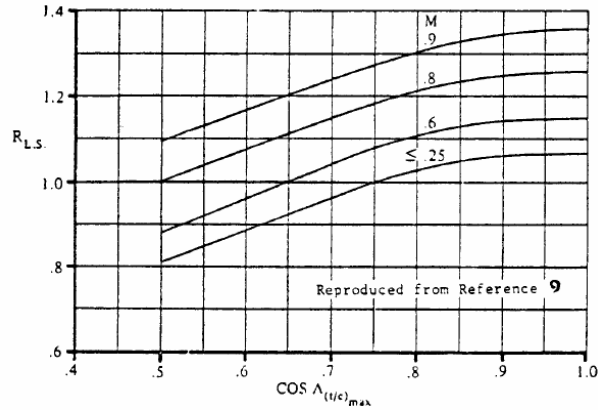
Figura 14. Factor de interferencia de ala fuselaje



Fuente: Jam Roskam, Airplane Design, part VI, pag 24, fig 4.1

El factor de corrección de la superficie de sustentación es obtenido de la siguiente figura:

Figura 15. factor de corrección de la superficie sustentadora



Fuente: Jam Roskam, Airplane Design, part VI, pag 24, fig 4.2

El coeficiente de resistencia al avance debido a la sustentación en el ala, es determinado de la siguiente forma:

$$C_{DL_w} = \frac{C_{L_w}^2}{\pi A R_w e} + 2\pi C_{L_w} \varepsilon_{t_w} \nu + 4\pi^2 \varepsilon_{t_w}^2 w$$

Coeficiente de resistencia al avance en el estabilizador horizontal subsónico, este puede ser determinado por la siguiente ecuación:

$$C_{D_{O_h}} = R_{hf} R_{i.s.} \left[1 + L'_h \left(\frac{t}{c} \right)_h + 100 \left(\frac{t}{c} \right)_h^4 \right] \left[\frac{(C_{f_{lam}} - C_{f_{turb}}) S_{wet_h} + C_{f_{turb}} S_{wet_h}}{S_h} \right]$$

El coeficiente de resistencia al avance subsónico del estabilizador vertical, puede ser encontrado con la siguiente ecuación:

$$C_{D_{O_v}} = n_v R_{vf} R_{i.s.} \left[1 + L'_v \left(\frac{t}{c} \right)_v + 100 \left(\frac{t}{c} \right)_v^4 \right] \left[\frac{(C_{f_{v_{lam}}} - C_{f_{v_{turb}}}) S_{wet_v} + C_{f_{v_{turb}}} S_{wet_v}}{S_v} \right]$$

El coeficiente de resistencia del avance en el estabilizador vertical debido a la sustentación, se resuelve con la siguiente ecuación:

$$C_{D_{Y_v}} = \frac{C_{Y_v}^2}{\pi AR_{v_e}} + 2\pi C_{Y_v} \varepsilon_{t_v} v + 4\pi^2 \varepsilon_{t_v}^2 w$$

El coeficiente de resistencia al avance total en la aeronave se compone de los siguientes componentes mostrados en la ecuación:

$$\begin{aligned} C_{D_l} = & C_{D_{0_w}} + C_{D_{L_w}} + C_{D_{0_h}} + C_{D_{L_h}} + C_{D_{0_v}} + C_{D_{L_v}} + C_{D_{0_c}} + C_{D_{L_c}} + C_{D_{0_f}} + C_{D_{L_f}} \\ & + C_{D_p} + C_{D_n} + C_{D_{flap}} + C_{D_{slat}} + C_{D_{kf}} + C_{D_{fixed}} + C_{D_{retract}} + C_{D_{canopy}} + C_{D_{ws}} \\ & + C_{D_{store}} + C_{D_{trim}} + C_{D_{sp}} + C_{D_{wm}} + C_{D_{prop}} + C_{D_{misc}} \end{aligned}$$

Distribución de momentos en el ala: El coeficiente de momento seccional a n estación del ala, acerca de un punto de referencia arbitrario es calculado de la siguiente manera:

$$c_m(\eta) = \bar{c}_{m_o}(\eta) + c_l(\eta) \frac{[X_{ref} - X_{ac}(\eta)]}{c(\eta)}$$

La coordenada X del centro aerodinámico de la sección de la superficie de sustentación a n estación del ala, es encontrada de la geometría de la superficie de sustentación y por interpolación entre las localizaciones del centro aerodinámico de la raíz y punta de los perfiles:

$$X_{ac}(\eta) = X_{ac_r} - \eta(X_{ac_r} - X_{ac_t})$$

La coordenada X de La superficie sustentadora en la raíz del perfil del centro aerodinámico a n estación del ala, es computada de la siguiente manera:

$$X_{ac_r} = \left(\frac{x_{ac}}{c} \right)_{r_{l.s.}} \frac{2}{(1 + \lambda_{l.s.})} \sqrt{\frac{S_{l.s.}}{AR_{l.s.}}} + X_{apex_{l.s.}}$$

La coordenada X de La superficie sustentadora en la punta del perfil del centro aerodinámico a n estación del ala, es dada de la siguiente manera:

$$X_{ac_t} = \left(\frac{x_{ac}}{c} \right)_{t_{l.s.}} \frac{2\lambda_{l.s.}}{(1 + \lambda_{l.s.})} \sqrt{\frac{S_{l.s.}}{AR_{l.s.}}} + X_{apex_{l.s.}} + \frac{\sqrt{S_{l.s.} AR_{l.s.}}}{2} \tan \Lambda_{LE_{l.s.}}$$

El coeficiente de momento de cabeceo del fuselaje y del ala a un coeficiente de sustentación de cero, es dado de la siguiente forma:

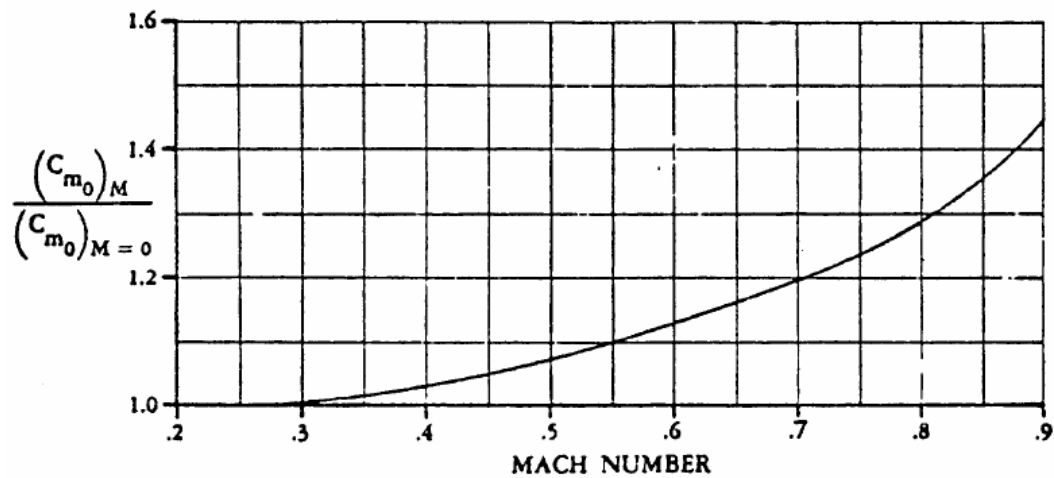
$$\bar{C}_{m_{owf\ clean}} = \bar{C}_{m_{of}} + \bar{C}_{m_{ow}}$$

El coeficiente de momento de cabeceo del fuselaje a una sustentación de cero, es determinado de la siguiente manera:

$$\bar{C}_{m_{of}} = \left(\frac{k_2 - k_1}{36.5 S_w \bar{c}_w} \right) \left[\sum_{i=1}^{i=n} \left(W_i \right)^2 \left(\alpha_{ow\ clean} - i_w + i_{cl\ f_i} \right) \Delta x_i \right] \frac{(\bar{C}_{m_o})_{M_1}}{(\bar{C}_{m_o})_{M=0}}$$

El efecto del número de mach sobre el coeficiente de momento de cabeceo en el fuselaje a una sustentación de cero es determinado con la siguiente gráfica:

Figura 16. Efecto del numero de Mach en el coeficiente de momento de pitch con cero lift

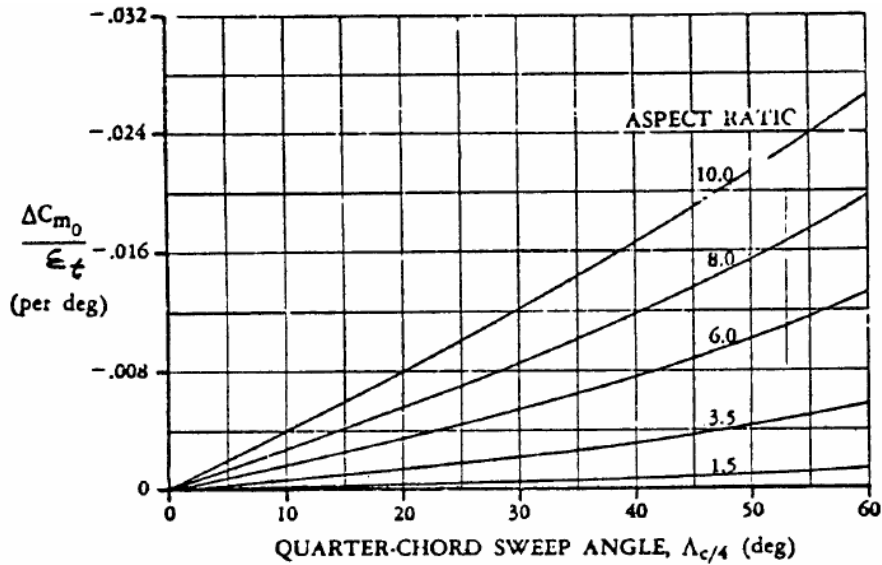


Fuente: Jam Roskam, Airplane Design, part VI, pag 306, fig 8.99

El efecto de **twist** lineal en el ala, a una sustentación de cero, el coeficiente de momento de cabeceo, se puede encontrar por medio de la siguiente gráfica, que está en función de

$$\frac{\Delta C_{m_o}}{E_{tw}} = f(\lambda_w, \Lambda_c / 4_w, AR_w)$$

Figura 17. Efecto del twist lineal en el coeficiente de momento de pitch del ala con cero lift



Fuente: Jam Roskam, Airplane Design, part VI, pag 304, fig 8.98

La pendiente de la curva del momento de cabeceo de la aeronave es computada de la siguiente forma:

$$C_{m\alpha} = C_{L\alpha_{wf}} (\bar{x}_{cg} - \bar{x}_{ac_{wf}}) + C_{m\alpha_h} + C_{m\alpha_{vee}} + C_{m\alpha_c} + C_{m\alpha_n} + C_{m\alpha_{py}} + \Delta C_{m\alpha_{power}}$$

Donde:

$$C_{m\alpha_{l.s.}} = C_{L\alpha_{l.s.}} (\bar{x}_{ac_{l.s.}} - \bar{x}_{cg})$$

El coeficiente de momento de la aeronave para un ángulo de ataque dado, puede ser encontrado de la siguiente forma:

$$C_{m_l} = C_{m_0} + C_{m_\alpha} \alpha + C_{m_{i_h}} i_h + K' C_{m_{\delta_{e0}}} \delta_e + C_{m_{i_c}} i_c + K' C_{m_{\delta_{cvo}}} \delta_{cv} + C_{m_{i_{vee}}} i_{vee} + K' C_{m_{\delta_{rvo}}} \delta_{rv}$$

Calculo del centro aerodinámico debido al cambio por el fuselaje

Este método, también llamado Punk Shift, puede ser usado para un mach superior a 0.9. Bajo este número de mach, el cambio inducido por el fuselaje en la localización del centro

aerodinámico es asumido como constante a través del rango de velocidad transónico y supersónico.

El Punk Shift es estimado de la siguiente manera:

$$\Delta \bar{x}_{acf} = - \frac{\sum_{i=1}^n w_i^2 \left(\frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right)_i \Delta x_i}{S_w \bar{c}_w (36.5) (0.0785)}$$

La longitud de la cuerda del ala en la intersección del ala-fuselaje, es calculada de:

$$c_{wf_w} = \frac{w_{fw}}{2} \left(\tan \Lambda_{TE_w} - \tan \Lambda_{LE_w} \right) + c_{r_w}$$

Centro aerodinámico del ala: El centro aerodinámico en el ala en la localización Z, es calcula con:

$$Z_{ac_w} = Z_{c_r} / 4_w + y_{mgc_w} \tan \Gamma_w$$

La localización en X del centro aerodinámico del ala en términos de la cuerda media geométrica es encontrada de la siguiente manera:

$$\bar{x}_{ac_w} = \frac{X_{ac_w} - (X_{apex_w} + x_{mgc_w})}{\bar{c}_w}$$

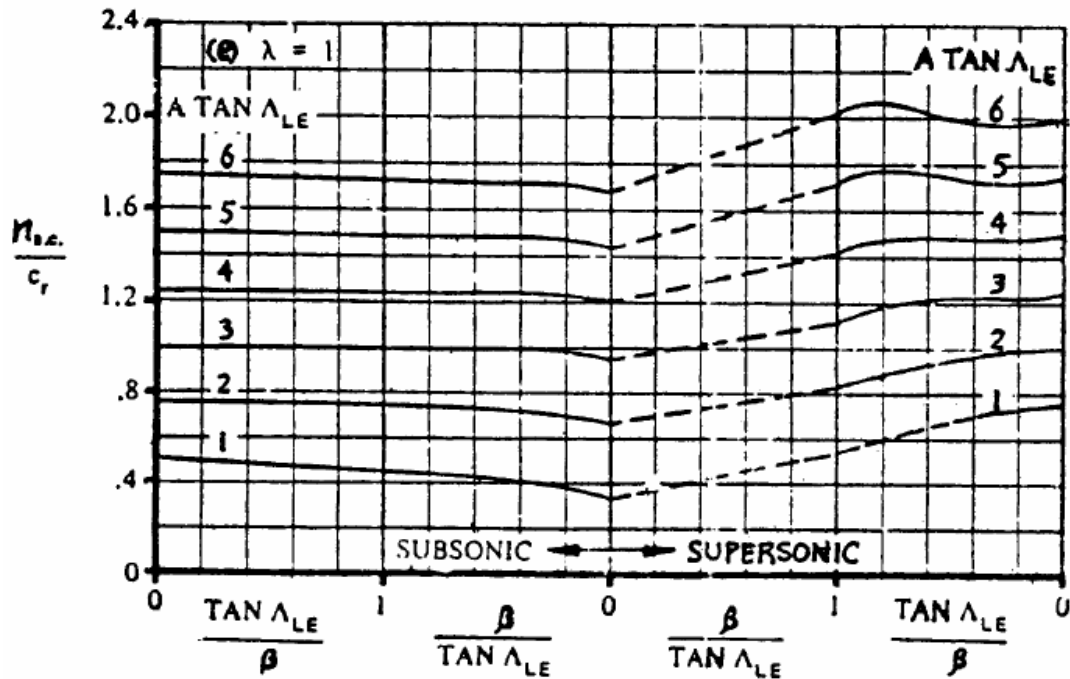
El centro aerodinámico del ala en la localización X es dada de:

$$X_{ac_w} = X_{apex_w} + n_{ac_w}$$

La localización en X del centro aerodinámico relativo al apex del ala, se determina de la siguiente figura y es una función de la rata de **taper**, la rata de aspecto, el ángulo de flechamiento en el borde de ataque, la longitud de la cuerda en la raíz, y número de mach.

$$n_{ac_w} = f \left(\lambda_w, AR_w, \Lambda_{LE_w}, c_{r_w}, \beta \right)$$

Figura 18. Efecto del Aspect Ratio, Angulo de sweep y taperado en el centro aerodinámico del ala



Fuente: Jam Roskam, Airplane Design, part VI, pag 308, fig 8.100

La localización de la cuerda media geométrica del borde de ataque, relativo al apex del ala, es dado por:

$$x_{mgc_w} = y_{mgc_w} \tan \Lambda_{LEw}$$

La distancia en Y de la cuerda media geométrica a la línea central del fuselaje es dada por:

$$y_{mgc_w} = \frac{b_w (1 + 2 \lambda_w)}{6 (1 + \lambda_w)}$$

Centro aerodinámico del estabilizador horizontal: La localización en Z del centro aerodinámico en el estabilizador horizontal es calculado por:

$$Z_{ac_h} = Z_{c_r} / A_h + y_{mgc_h} \tan \Gamma_h$$

La coordenada X del centro aerodinámico del estabilizador horizontal, está dada por:

$$X_{ac_h} = X_{apex_h} + n_{ac_h}$$

El ángulo de borde de ataque en el estabilizador horizontal es dado por la siguiente ecuación:

$$\Lambda_{LE_h} = \tan^{-1} \left\{ \tan \Lambda_{c/4_h} + \frac{1 - \lambda_h}{AR_h (1 + \lambda_h)} \right\}$$

La localización en X de la cuerda media geométrica en el estabilizador horizontal del borde de ataque relativo al apex del estabilizador horizontal, es dada por la siguiente ecuación:

$$x_{mgc_h} = y_{mgc_h} \tan \Lambda_{LE_h}$$

La distancia en Y de la cuerda media geométrica del estabilizador horizontal a la línea central del fuselaje es determinada por:

$$y_{mgc_h} = \frac{b_h (1 + 2\lambda_h)}{6(1 + \lambda_h)}$$

Centro aerodinámico del estabilizador vertical: La coordenada Z del centro aerodinámico del estabilizador vertical, es determinado por:

$$Z_{ac_v} = Z_{apex_v} + z_{mgc_v}$$

La coordenada en X del centro aerodinámico del estabilizador vertical es determinada por la ecuación:

$$X_{ac_v} = X_{apex_v} + n_{ac_v}$$

El ángulo de flechamiento del borde de ataque del estabilizador vertical es determinado por:

$$\Lambda_{LE_v} = \tan^{-1} \left\{ \tan \Lambda_{c/4_v} + \frac{1 - \lambda_v}{2AR_v (1 + \lambda_v)} \right\}$$

La localización en X de la cuerda media geométrica del borde de ataque relativo al apex del estabilizador vertical, es dado por:

$$x_{mgc_v} = y_{mgc_v} \tan \Lambda_{LE_v}$$

La distancia en Y desde la cuerda media geométrica a la línea central del fuselaje, es dada por:

$$y_{mgc_v} = \frac{b_v (1 + 2\lambda_v)}{6(1 + \lambda_v)}$$

Localización del centro aerodinámico: El centro aerodinámico de la aeronave es encontrado de:

$$X_{ac} = X_{apex_w} + x_{mgc_w} + \bar{x}_{ac_{p.off}} \bar{c}_w + \Delta \bar{x}_{ac_{power}}$$

El centro aerodinámico de la aeronave en términos de la cuerda media geométrica es calculada de:

$$\bar{x}_{ac_{p.off}} = \frac{\bar{x}_{ac_{wf}} C_{L\alpha_{wf}} + \eta_{hp.off} C_{L\alpha_h} \left(1 - \left(\frac{d\varepsilon_h}{d\alpha} \right)_{p.off} \right) \frac{S_h}{S_w} \bar{x}_{ac_h} - \eta_c C_{L\alpha_c} \left(1 + \frac{d\varepsilon_c}{d\alpha} \right) \frac{S_c}{S_w} \bar{x}_{ac_c}}{C_{L\alpha} - \Delta C_{L\alpha_{power}}}$$

Para superficies sustentadoras (excepto canard), la localización del centro aerodinámico en términos de la cuerda media geométrica es resuelto de:

$$\bar{x}_{ac_{l.s.}} = \frac{X_{ac_{l.s.}} - X_{apex_w} - x_{mgc_w}}{\bar{c}_w}$$

La coordenada en X del centro aerodinámico de la superficie sustentadora es dado por:

$$X_{ac_{l.s.}} = X_{apex_{l.s.}} + n_{ac_{l.s.}}$$

El ángulo de flechamiento del borde de ataque de la superficie sustentadora (excepto del estabilizador vertical), es determinada por:

$$\Lambda_{LE_{l.s.}} = \tan^{-1} \left\{ \tan \Lambda_{c/4_{l.s.}} + \frac{1 - \lambda_{l.s.}}{AR_{l.s.} (1 + \lambda_{l.s.})} \right\}$$

La localización del centro aerodinámico del ala fuselaje en términos de la cuerda media geométrica es encontrada de:

$$\bar{x}_{ac_{wf}} = \bar{x}_{ac_w} + \Delta \bar{x}_{ac_f} + \Delta \bar{x}_{ac_n} + \Delta \bar{x}_{ac_s} + \Delta \bar{x}_{ac_{fb}}$$

La coordenada en X del centro aerodinámico del ala-fuselaje de la línea de referencia es entonces computada por:

$$X_{ac_{wf}} = X_{apex_w} + x_{mgc_w} + \bar{x}_{ac_{wf}} \bar{c}_w$$

La coordenada en Z del centro aerodinámico de la superficie sustentadora (excepto del estabilizador vertical), es dada por:

$$Z_{ac_{l.s.}} = Z_{c_r} / 4_{l.s.} + y_{mgc_{l.s.}} \tan \Gamma_{l.s.}$$

La distancia en Y de la línea central del fuselaje a la cuerda media geométrica de la superficie sustentadora es determinada por:

$$y_{mgc_{l.s.}} = \frac{b_{l.s.} (1 + 2 \lambda_{l.s.})}{6(1 + \lambda_{l.s.})}$$

Estabilidad y Control: En esta sección se verá las diferentes formulas y métodos de análisis para la estabilidad longitudinal y lateral de la aeronave en vuelo recto y nivelado

Ecuaciones longitudinales para vuelo recto y nivelado: En el vuelo convencional no se requiere una dependencia respecto al sistema de propulsión para la sustentación y la dependencia en general recae en los controles aerodinámicos para **pitch**, **roll** y **yaw**.

Dentro de la región de transición de **hover** a crucero, la estabilidad y control de la aeronave son influenciadas por el sistema de propulsión.

Como es de esperarse, se van a encontrar términos que van a estar ausentes en las ecuaciones de **hover**, como lo es la derivativa de la fuerza longitudinal como función de la velocidad vertical la cual es fuertemente influenciada por la resistencia al avance inducido.

Para el amortiguamiento de la velocidad vertical, donde las alas son el contribuyente principal, los factores más determinantes son la carga alar, y la presión dinámica. La fuerza longitudinal causada por la velocidad longitudinal es fuertemente dependiente en el nivel de **trim** de la resistencia al avance. Los términos respecto al momento de **pitch** tendrán una contribución no solo del ala y cola sino también del momento de entrada. El momento de **pitch** es un resultado de la velocidad vertical dependiente en la estabilidad estática del ángulo de ataque de un vehículo, contribuidos por ambos el ala y el estabilizador horizontal. El término momento se da como resultado de la rata de cambio de la velocidad vertical o rata de cambio del ángulo de ataque, es típicamente determinada por el tiempo de demora del **downwash** del ala alcanzando la cola. El **pitch damping** es fuertemente influenciado por la cola. Las fuerzas de control y momentos son producidos por la superficies aerodinámicas y por algunos componentes de la propulsión.

Mientras la velocidad del viento se incrementa en la región de transición, con incremento de la estabilidad debida al ángulo de ataque y el **pitch damping**, estos típicamente se factorizan en dos ecuaciones complejas de segundo orden:

$$(S^2 + 2\xi W_{sp} s + W_{sp}^2)(S^2 + 2\xi W_p s + W_p^2) = 0$$

La primer ecuación, conocida como de periodo corto, es definida por su amortiguaciones y está asociada principalmente con la respuesta de **pitch** de la aeronave con el control de momento de **pitch**, la segunda ecuación es de baja frecuencia con ratas de amortiguación inestables.

Ecuaciones Lateral direccional Longitudinales para vuelo recto y nivelado: Mientras que en **Hovering** los jets son típicamente dirigidos rectos hacia abajo, en el vuelo recto estos volverán a su estado original.

Estos tendrán una gran influencia en el flujo que rodea el ala y la cola horizontal, dependiendo en la localización de las superficies de sustentación; la interacción del jet con los **flaps** tienen gran influencia en la sustentación y en el momento de **pitch**.

Estas características no pueden ser generalizadas y se necesita una manera empírica con túneles de viento eventualmente a escala pequeña o incluso a tamaño real.

Cuando el flujo de aire se aproxima al ala asimétricamente, el área de baja presión se mueve hacia el lado posterior del ala, produciendo un momento de **roll**. De esta manera la aeronave tenderá a generar un **roll** lejos del ala que es resultado del **sideslip** contribuido por el ángulo dihedro. La magnitud de este dihedro puede ser en ocasiones dos o tres veces la magnitud de las características básicas del ala sin la influencia del jet. De esta manera es una influencia bastante fuerte y podrá determinar la cantidad de potencia de control direccional requerida para contrarrestar el **sideslip**.

Derivativas Estado Estable: El coeficiente de resistencia al avance para estado estable está relacionado únicamente al coeficiente de sustentación en estado estable

$$C_{D1} = f(C_{L1})$$

La relación entre el coeficiente de resistencia al avance en estado estable y el coeficiente de sustentación en estado estable se muestra en la curva de **Drag Polar** (CL vs CD curve),

El coeficiente de sustentación en estado estable está dado por

$$C_{L_1} = \frac{nW_{current} \cos \gamma - T_{set} \sin(\alpha + \phi_T)}{\bar{q}_1 S_w}$$

Coficiente de Momento de **pitch** en estado estable, el cual está relacionado únicamente con el coeficiente de sustentación en estado estable

$$C_{m_1} = f(C_{L_1})$$

Coficiente de empuje de la aeronave para estado estable

$$C_{T_{x_1}} = \frac{T_{set} \cos(\phi_T + \alpha)}{\bar{q}_1 S_w}$$

d_T = Distancia perpendicular de la línea de empuje de la aeronave al centro de gravedad de la aeronave

Coficiente de momento de **pitch** debido al empuje

$$C_{m_{T_1}} = \Delta C_{m_{TL}} = \frac{-T_{set} d_T}{\bar{q}_1 S_w \bar{c}_w}$$

$\Delta C_{m_{TL}}$ = Incremento del Coeficiente de momento de pitch debido a la línea de empuje

Cuerda media geométrica del ala:

$$\bar{c}_w = \frac{4}{3} \frac{1 + \lambda_w + \lambda_w^2}{(1 + \lambda_w)^2} \sqrt{\frac{S_w}{AR_w}}$$

Derivativa del Coeficiente de resistencia al avance debido a la velocidad

$$C_{D_u} = M_1 \frac{\partial C_D}{\partial M}$$

Coficiente de sustentación debido a la derivativa de la velocidad:

$$C_{L_u} = \frac{M_1^2 \cos^2 \Lambda_{c/4w} C_{L_1}}{1 - M_1^2 \cos^2 \Lambda_{c/4w}}$$

Coefficiente de momentos de **pitch** debido a la velocidad

$$C_{m_u} = -C_{L1} \frac{\partial \bar{x}_{ac}}{\partial M} M_1$$

Coefficiente de empuje debido a la derivativa de la velocidad

$$C_{T_{x_u}} = \frac{\partial C_{T_x}}{\partial \left(\frac{u}{U_1} \right)}$$

Derivativa de empuje-momento de **pitch** debido a la velocidad, está definida por la variación del momento de **pitch** de la aeronave debido al empuje

$$C_{m_{T_u}} = \frac{\partial C_{m_T}}{\partial \left(\frac{u}{U_1} \right)}$$

La derivativa del coeficiente de resistencia al avance debido al ángulo de ataque se halla de la siguiente forma:

$$C_{D_\alpha} = \frac{2C_{L1} C_{L_\alpha}}{\pi A R_w e} + \Delta C_{D_\alpha power}$$

Momento de **pitch** de la aeronave debido a la derivativa del ángulo de ataque

$$C_{m_\alpha} = \left(\bar{x}_{cg} - \bar{x}_{ac_{p.off}} \right) \left(C_{L_\alpha} - \Delta C_{L_\alpha power} \right) + \Delta C_{m_\alpha power}$$

El coeficiente de resistencia al avance debido al ángulo de ataque generalmente despreciado

$$C_{D_\alpha} = 0$$

Coefficiente de sustentación debido a la rata del ángulo de ataque, es determinada por:

$$\begin{aligned}
C_{L\dot{\alpha}} &= C_{L\dot{\alpha}_h} + C_{L\dot{\alpha}_{vee}} + C_{L\dot{\alpha}_c} \\
&= 2C_{Lh\alpha} \eta_h \bar{V}_h \frac{d\bar{\varepsilon}_h}{d\alpha} + 2C_{Lvee\alpha} \eta_{vee} \bar{V}_{vee} \frac{d\bar{\varepsilon}_{vee}}{d\alpha} + 2C_{Lc\alpha} \eta_c \bar{V}_c \frac{d\bar{\varepsilon}_c}{d\alpha}
\end{aligned}$$

Derivativa del coeficiente de momento de **pitch** debido a la rata del ángulo de ataque

$$\begin{aligned}
C_{m\dot{\alpha}} &= C_{m\dot{\alpha}_h} + C_{m\dot{\alpha}_{vee}} + C_{m\dot{\alpha}_c} \\
&= -2C_{Lh\alpha} \eta_h \bar{V}_h (\bar{x}_{ac_h} - \bar{x}_{cg}) \frac{d\bar{\varepsilon}_h}{d\alpha} - 2C_{Lvee\alpha} \eta_{vee} \bar{V}_{vee} (\bar{x}_{ac_{vee}} - \bar{x}_{cg}) \frac{d\bar{\varepsilon}_{vee}}{d\alpha} \\
&\quad - 2C_{Lc\alpha} \eta_c \bar{V}_c (\bar{x}_{ac_c} + \bar{x}_{cg}) \frac{d\bar{\varepsilon}_c}{d\alpha}
\end{aligned}$$

El coeficiente de resistencia al avance de la aeronave debido al **pitch rate** es despreciable.

$$C_{D\dot{q}} = 0$$

Derivativa de coeficiente de sustentación debido a al **pitch rate**

$$C_{L\dot{q}} = C_{L\dot{q}_w} + C_{L\dot{q}_h} + C_{L\dot{q}_{vee}} + C_{L\dot{q}_c}$$

El momento de **pitch** debido a la derivativa de **pitch rate**

$$C_{m\dot{q}} = C_{m\dot{q}_w} + C_{m\dot{q}_h}$$

Derivativa del coeficiente de **sideforce** de la aeronave debido al **sideslip**

$$C_{y\beta} = C_{y\beta_w} + C_{y\beta_f} + C_{y\beta_v}$$

Derivativa del coeficiente de momento de **roll** de la aeronave debido a **sideslip**

$$C_{l\beta} = C_{l\beta_{wf}} + C_{l\beta_h} + C_{l\beta_c} + C_{l\beta_v}$$

Derivativa del coeficiente de momento de **yaw** debido al **sideslip**, o estabilidad estática direccional

$$C_{n\beta} = C_{n\beta_w} + C_{n\beta_f} + C_{n\beta_v} + C_{n\beta_{float}}$$

La derivativa del coeficiente de fuerza lateral debido a la rata de **sideslip** esta dada por

$$C_{y\dot{\beta}} = 2C_{L\alpha_v} \left(\frac{d\sigma}{d\beta} \right)_w \frac{S_v l_p \cos \alpha + z_p \sin \alpha}{S_w \sqrt{AR_w S_w}}$$

Coefficiente de momento de **roll** debido a la rata de **sideslip**

$$C_{l\dot{\beta}} = C_{y\dot{\beta}} \frac{z_p \cos \alpha - l_p \sin \alpha}{b_w}$$

Derivativa de coeficiente de momento de **yaw** debido a la rata de **sideslip**

$$C_{n\dot{\beta}} = C_{y\dot{\beta}} \frac{l_p \cos \alpha + z_p \sin \alpha}{b_w}$$

La derivativa del coeficiente de **sideforce** debido al **roll rate** es primeramente influenciada por el estabilizador vertical.

$$C_{y_p} = 2C_{y\dot{\beta}_v} \frac{(Z_{ac_v} - Z_{cg}) \cos \alpha - (X_{ac_v} - X_{cg}) \sin \alpha - (Z_{ac_v} - Z_{cg})}{b_w} + 3 \sin \Gamma_w \left[1 - 4 \frac{(Z_{cg} - Z_{c_r} / 4_w)}{b_w} \sin \Gamma_w \right] C_{l_p} @ \Gamma_w = 0, C_L = 0$$

Derivativa del coeficiente de momento de **roll** debido a la rata de **roll**, conocido como derivativa de **roll damping**

$$C_{l_p} = C_{l_{p_w}} + C_{l_{p_h}} + C_{l_{p_c}} + C_{l_{p_v}}$$

Derivativa del coeficiente de momento de **yaw** debido al **roll rate**

$$C_{n_p} = C_{n_{p_w}} + C_{n_{p_v}}$$

Derivativa del coeficiente de **sideforce** debido al **yaw rate**, es principalmente influenciado por el estabilizador vertical

$$C_{y_r} = -2C_{y\dot{\beta}_v} \frac{l_v \cos \alpha + z_v \sin \alpha}{b_w}$$

Derivativa del coeficiente de momento de **roll** debido al **yaw rate**

$$C_{l_r} = C_{l_{r_w}} + C_{l_{r_v}}$$

Derivativa del coeficiente de momento **yaw** de la aeronave debido al **yaw rate**

$$C_{n\gamma} = C_{n\gamma_w} + C_{n\gamma_v}$$

Derivativa del coeficiente de resistencia al avance debido a la incidencia del estabilizador

$$C_{D_{i_h}} = 2 \frac{C_{L_0}}{\pi A R_w e} \eta_h \left(\frac{S_h}{S_w} \right) C_{L_{h\alpha}}$$

Derivativa del coeficiente de sustentación debido a la incidencia del estabilizador horizontal

$$C_{L_{i_h}} = \eta_h \frac{S_h}{S_w} C_{L_{h\alpha}}$$

Derivativa del coeficiente de momento de **pitch** de la aeronave debido a la incidencia del elevador

$$C_{m_{i_h}} = -C_{L_{h\alpha}} \eta_h \bar{V}_h$$

Derivativa del coeficiente de resistencia al avance debido a la deflexión del elevador

$$C_{D_{\delta_e}} = \alpha_{\delta_e} C_{D_{i_h}}$$

Coficiente de sustentación debido a la deflexión del elevador

$$C_{L_e} = C_{L_{\delta_{e_0}}} K' \delta_e$$

Derivativa del coeficiente de momento de **pitch** debido a la deflexión del elevador

$$C_{m_{\delta_e}} = C_{m_{\delta_{e_0}}} K''$$

Derivativa del coeficiente de sideforce debido a la deflección del aleron

$$C_{y_{\delta_a}} = 0$$

Derivativa del coeficiente de momento de **roll** de la aeronave debido a la deflexión del elevador

$$C_{l_{\delta a}} = \frac{C_{l_{\delta a_l}} \delta_{a_l} + C_{l_{\delta a_r}} \delta_{a_r}}{\delta_a}$$

Derivativa del coeficiente de momento de **yaw** debido a la deflexión del elevador, también conocido como el **yaw adverse**

$$C_{n_{\delta a}} = \left[\left(C_{n_{\delta a}} \right)_{\text{Induced Drag}} + \left(C_{n_{\delta a}} \right)_{\text{Profile Drag}} \right] K_{n_{\delta a}}$$

Derivativa del coeficiente de **sideforce** debido a la deflexión del **rudder**

$$C_{y_{\delta r}} = -\eta_v C_{L_{\alpha_v}} \frac{S_v}{S_w} \beta_{\delta r}$$

Derivativa del coeficiente de momento de **roll** debido a la deflexión del **rudder**

$$C_{l_{\delta r}} = \frac{z_r \cos \alpha - l_r \sin \alpha}{b_w} C_{y_{\delta r}}$$

Derivativa del coeficiente de momento de **yaw** debido a la deflexión del **rudder**

$$C_{n_{\delta r}} = -C_{y_{\delta r}} \frac{l_r \cos \alpha + z_r \sin \alpha}{b_w}$$

Análisis del rendimiento: Una vez realizado los análisis de estabilidad y control y demostrar como se observara más adelante que la aeronave es estable, se debe proceder a analizar como será el comportamiento de la aeronave, esto claro una vez que las optimizaciones respectivas han sido realizados.

Curvas de empuje-velocidad: Esta información es requerida para calcular el rendimiento de la aeronave. Disponibilidad de empuje, a cada velocidad de vuelo, es necesaria para los cálculos iterativos en análisis de rendimiento.

Basados en los tres puntos suplidos, una ecuación cuadrática es calculada para determinar la disponibilidad de empuje, así:

$$T_{avail} = F \left(A_{Thrust} V^2 + B_{Thrust} V + C_{Thrust} \right)$$

Rendimiento de la velocidad de perdida: El rendimiento de la velocidad de perdida es evaluado usando la siguiente ecuación:

$$V_S = \sqrt{\frac{2 \left(W_{current} - T_{set} \sin \left(\alpha_{current} + \phi_T \right) \right)}{\rho S_w C_{Lmax}}}$$

Distancia de despegue: La distancia de despegue es encontrada de la siguiente manera:

$$S_{TO} = F_{TO} h_{obs} \left\{ \frac{1}{\gamma_{LOF}} + \frac{\left(\frac{V_3}{V_{S_{TO}}} \right)^2 \left(\frac{W}{S} \right)_{TO} \left\{ \left(\left(\frac{\bar{T}}{W} \right)_{TO} - \mu_g + \frac{0.72 C_{D_{TOdown}}}{C_{LmaxTO}} \right)^{-1} + 1.414 \right\}}{h_{obs} \rho g C_{LmaxTO} (1 + 1.414 \gamma_{LOF})} \right\}$$

Para aeronaves jet, el promedio de empuje tomado a una velocidad de 0.707 veces la velocidad cuando no existe sustentación, y es obtenida de:

$$\bar{T} = 0.75 T_{set} \frac{5 + BPR}{4 + BPR}$$

El ángulo de senda de vuelo a una sustentación de cero es encontrada de:

$$\gamma_{LOF} = 0.9 \left(\frac{\bar{T}}{W} \right)_{TO} - \frac{0.3}{\sqrt{AR_w}}$$

La longitud de la senda balanceada es calculada de la siguiente manera:

$$BFL = \frac{655}{\sqrt{\sigma}} + \left\{ \frac{0.863 \left[\left(\frac{W}{S} \right)_{TO} + 0.694 \rho g C_{LmaxTO} h_{obs} \right]}{\left(1 + 2.3 (\gamma_2 - \gamma_{2min}) \right) 0.694 \rho g C_{LmaxTO}} \right\} \left[\frac{1}{\left(\frac{\bar{T}}{W} - \left(\mu_g + \frac{0.72 C_{D_{TOdown}}}{C_{LmaxTO}} \right) \right)} + 2.7 \right]$$

El segundo segmento del gradiente de ascenso, OEI, es determinado por:

$$\gamma_2 = \left(\frac{T}{W} \right)_{TOOEI} - \left\{ \left(\frac{L}{D} \right)_{TOOEI} \right\}^{-1}$$

El empuje de despegue con un motor in operativo es calculado así:

$$T_{TOOEI} = T_{set} \left(\frac{N_{eng-1}}{N_{eng}} \right)$$

La carrera en tierra de despegue es encontrada con la siguiente relación:

$$S_{TOG} = \frac{\frac{V_{LOF}^2}{2g}}{\left(\frac{T}{W} \right)_{TO} - \left(\mu_g + \frac{0.72C_{D_oTOdown}}{C_{L_{maxTO}}} \right)}$$

Donde:

$$V_{LOF} = 1.2V_{STO} \text{ for commercial airplanes}$$

Rendimiento de ascenso: El cálculo de rendimiento de ascenso envuelve un proceso iterativo para determinar el ángulo de ataque.

Este ángulo d ataque puede ser encontrado de la siguiente manera:

$$\alpha = \frac{\left(\frac{W_{Cl} - T_{set} \sin(\alpha + \phi_T)}{0.5\rho V_{Cl}^2 S_w} \right) - C_{L_o} - C_{L_{i_h}} i_h - C_{L_{i_c}} i_c - C_{L_{\delta_e}} \delta_e - C_{L_{\delta_{cv}}} \delta_{cv}}{C_{L_{\alpha}}}$$

También es posible determinar el coeficiente de sustentación de la aeronave:

$$C_L = C_{L_o} + C_{L_{\alpha}} \alpha + C_{L_{i_h}} i_h + C_{L_{i_c}} i_c + C_{L_{\delta_e}} \delta_e + C_{L_{\delta_{cv}}} \delta_{cv}$$

Al igual que la resistencia al avance de la aeronave puede ser encontrada con la siguiente ecuación:

$$Drag = 0.5\rho V_{Cl}^2 S_w C_D$$

Y el coeficiente de resistencia al avance es así mismo encontrado por:

$$C_D = C_{D_{o_{clean,M}}} + B_{D_{P_{clean}}} C_L^2$$

Para aeronaves jet, la rata de ascenso es determinada por:

$$RC = 60V_{Cl} \left\{ \left(\frac{T_{set}}{W_{Cl}} \right) - \left(\frac{C_D}{C_L} \right) \right\} \left(1 + \left(\frac{V_{Cl}}{g} \right) \frac{dU}{dh} \right)^{-1}$$

El gradiente de ascenso de la aeronave puede ser determinado por:

$$CGR = \frac{RC}{60V_{Cl}}$$

Para la aeronave potenciada con motor jet:

$$P_{SpExPwr} = \frac{60(T_{avail} - T_{set})V_{Cl}}{W_{Cl}}$$

El empuje disponible para la condición de vuelo es calculado de la siguiente manera:

$$T_{avail} = F_{MaxCont} \left(A_{Thrust} U_1^2 + B_{Thrust} U_1 + C_{Thrust} \right)$$

El tiempo de ascenso es evaluado con una integral de n pasos, la siguiente ecuación puede ser utilizada:

$$t_{Cl} = \sum_{i=1}^{n_{steps}} \left(\frac{1}{RC} \right)_i \Delta h$$

Velocidad de crucero máximo: Para una aeronave equipada con motores jet, la velocidad de crucero máxima es encontrada con:

$$T_{avail} = T_{req}$$

El empuje disponible es encontrado de la curva empuje/velocidad definida como sigue:

$$T_{avail} = F_{Cr} \left(A_{Thrust} V_{Cr_{max}}^2 + B_{Thrust} V_{Cr_{max}} + C_{Thrust} \right)$$

El empuje requerido es encontrado usando la siguiente ecuación:

$$T_{req} = \left(\frac{C_{D_{oclean, M}} \rho S_w V_{Cr_{max}}^2}{2 \cos(\alpha + \phi_T)} \right) + \left(\frac{2W_{Cr}^2 B_{DP_{clean}}}{\rho S_w V_{Cr_{max}}^2 \cos(\alpha + \phi_T)} \right)$$

El coeficiente de sustentación a la velocidad máxima de crucero es encontrado de la siguiente manera:

$$C_{L@V_{Cr_{max}}} = \sqrt{\frac{C_D - C_{D_{o_{clean}, M}}}{B_{DF_{clean}}}}$$

El coeficiente de resistencia al avance a una velocidad máxima de crucero es calculada de:

$$C_D = \frac{T_{req} \cos(\alpha + \phi_T)}{0.5 V_{Cr_{max}}^2 \rho S_w}$$

El número de mach máximo en crucero es definido por la ecuación:

$$M_{Cr_{max}} = \frac{V_{Cr_{max}}}{\sqrt{\gamma R T_{alt}}}$$

Rango durante crucero: El rango a una velocidad constante, para una aeronave viajando a una velocidad constante, el rango es definido como:

$$R_{Cr_{V=const}} = \left(\frac{U_1}{c_j} \right) \left(\frac{C_L}{C_D} \right) \ln \left(\frac{W_{Cr}}{W_{Cr} - W_{FCr}} \right)$$

El rango a una altura constante, para una aeronave viajando con una altitud constante, el rango es definido como:

$$R_{Cr_{h=const}} = \left(\frac{1.677}{c_j} \right) \left(\frac{1}{\sqrt{\rho S_w}} \right) \left(\frac{\sqrt{C_{LAR}}}{C_D} \right) (\sqrt{W_{Cr}} - \sqrt{W_{Cr} - W_{FCr}})$$

Tiempo en vuelo en crucero: El tiempo en vuelo a una velocidad constante es calculado de la siguiente manera:

$$E_{Cr_{V=const}} = 60 \left[\frac{1}{c_j} \left(\frac{C_L}{C_D} \right) \ln \left(\frac{W_{Cr}}{W_{Cr} - W_{F1}} \right) \right]$$

El tiempo en vuelo para una altitud constante es calculado con la siguiente ecuación:

$$E_{C_T h=const} = 60 \left[\frac{1}{c_j} \left(\frac{C_{LAE}}{C_D} \right) \ln \left(\frac{W_{C_T}}{W_{C_T} - W_{F1}} \right) \right]$$

Dive y descenso: El rendimiento de **dive** y descenso es calculado de las siguientes ecuaciones:

El coeficiente de sustentación en un estado estable es calculado por:

$$C_{L1} = C_{L0} + C_{L\alpha} \alpha + C_{L i_h} i_h + C_{L i_c} i_c + C_{L \delta_e} \delta_e + C_{L \delta_{cv}} \delta_{cv}$$

El ángulo de senda de vuelo de la aeronave es calculado por:

$$\gamma = \tan^{-1} \left(\frac{T_{set} \cos(\alpha + \phi_T) - 0.5 C_D S_w U_1^2 \rho}{T_{set} \sin(\alpha + \phi_T) + 0.5 C_{L1} S_w U_1^2 \rho} \right)$$

Rendimiento de pull-up: El movimiento de **pull-up/push-over** instantáneo y sostenido es calculado como sigue:

$$T_{req} = \frac{\rho V_M^2 S_w C_D}{2 \cos(\alpha + \phi_T)}$$

El factor de carga para estos dos movimientos es encontrado por medio de la siguiente ecuación:

$$n_{pull-up} = \frac{T_{req} \sin(\alpha + \phi_T) + 0.5 \rho V_M^2 C_{Lmax} S_w}{W_M}$$

Rendimiento de giro: El rendimiento de giro instantáneo y sostenido es calculado como sigue:

El factor de carga en la maniobra de giro es determinado de la siguiente ecuación:

$$n_{turn} = \frac{T_{req} \sin(\alpha + \phi_T) + 0.5 \rho V_M^2 C_{Lmax} S_w}{W_M}$$

El ángulo de banqueo en la maniobra de giro es calculado de la siguiente manera:

$$\phi = \tan^{-1} \left(\sqrt{n_{turn}^2 - 1} \right)$$

La rata de giro en la maniobra de giro es determinada por:

$$TurnRate = \frac{g \tan \phi}{V_M}$$

El radio de giro es encontrado por:

$$R_{turn} = \frac{V_M^2}{g \tan \phi}$$

Rata de descenso: La rata de descenso puede ser encontrada por:

$$RD = 60 \sqrt{\left(\frac{W_{current}}{S_w} \right) \left(\frac{2}{\rho} \right) \left(\frac{C_D^2}{C_L^3} \right) (\cos \gamma)^3}$$

El tiempo de deslizamiento es determinado por:

$$t_{GI} = \frac{Altitude}{RD}$$

El máximo tiempo de deslizamiento es encontrado por:

$$t_{GI_{max}} = \frac{Altitude}{60 \left[\left(\frac{W_{current}}{S_w} \right) \left(\frac{2}{\rho} \right) \left(\frac{C_D^2}{C_L^3} \right)_{max} (\cos \gamma_{GI_{max}})^3 \right]^{1/2}}$$

El rango de deslizamiento es encontrado de:

$$R_{GI} = \frac{-Altitude}{\tan \gamma}$$

El rango máximo de deslizamiento es calculado por:

$$R_{GI_{max}} = \frac{Altitude}{2} \left(\frac{1}{C_{D_{oclean, M}} B_{DF_{clean}}} \right)^{1/2}$$

Distancia de aterrizaje: La velocidad de pérdida de la aeronave en la configuración de aterrizaje es calculada por:

$$V_{SL} = \sqrt{\frac{2(W_L - T_{set} \sin(\alpha + \phi_T))}{\rho S_w C_{L_{maxL}}}}$$

El ángulo de ataque durante el aterrizaje es determinado por:

$$\alpha = \frac{C_{L_{maxL}} - C_{L_{OL}}}{C_{L_{\alpha L}}}$$

La velocidad de aproximación de la aeronave a la altura del obstáculo, que es calculada por:

$$V_A = 1.3V_{SL}$$

Distancia desde el obstáculo hasta el punto de contacto con tierra, es calculada por la ecuación:

$$S_{air} = \frac{1}{\bar{\gamma}} \left[\left(\frac{V_A^2 - V_{TD}^2}{2g} \right) + h_{obs} \right]$$

L cantidad intermedia está definida por:

$$\bar{\gamma} = \frac{0.5\rho V_A^2 S_w C_{DA} - T_{set}}{W_L}$$

El coeficiente de resistencia al avance en la condición de aproximación es encontrada de:

$$C_{DA} = C_{D_{OL_down}} + B_{DPL_down} C_{LA}^2$$

El coeficiente de sustentación en la configuración de aproximación es calculada por:

$$C_{LA} = \frac{C_{L_{maxL}}}{f^2}$$

Donde:

$$f = 1.3$$

La longitud del **roll** en tierra, es determinada por:

$$S_{LG} = \frac{V_{TD}^2}{2\bar{a}}$$

La longitud del campo de aterrizaje es encontrada de la siguiente manera:

$$S_L = S_{air} + S_{LG}$$

Diagrama V-n: Las cargas más grandes que debido al aire en una aeronave, usualmente proviene de la generación de sustentación durante maniobras de altas gravedades; incluso el fuselaje está casi medido por la sustentación del ala en vez de las presiones de aire producidas directamente en el fuselaje.

El factor de carga (n) de la aeronave expresa la maniobrabilidad de la aeronave como un múltiplo de la aceleración estándar debido a la gravedad. A bajas velocidades, el máximo factor de carga que se puede experimentar es limitado por la máxima sustentación disponible.

A altas velocidades, el factor de carga máximo que puede soportar la aeronave es limitado arbitrariamente a un valor basado en el uso esperado de la aeronave.

La siguiente tabla muestra los valores típicos de los factores de carga tanto para valores positivos como negativos.

Tabla 4. Valores típicos de los factores de carga

FACTORES TIPICOS DE CARGA LIMITE		
	$n_{POSITIVO}$	$n_{NEGATIVO}$
Aviación General-normal	2.5 a 3.8	-1 a -1.5
Aviación General-utilitario	4.4	-1.8
Aviación General-acrobático	6	-3
Homebuilt	5	-2
Transporte	3 a 4	-1 a -2
Bombardero estratégico	3	-1
Bombardero táctico	4	-2
Combate	6.5 a 9	-3 a -6

Fuente: RAYMER Daniel Aircraft Design: A conceptual approach

El diagrama V-n representa el factor de carga límite de la aeronave como función de la velocidad del viento. Típicamente, el máximo factor de carga para sustentación es igual a 1.0 cuando se presenta la velocidad de pérdida. La aeronave puede ser llevada a pérdida a una velocidad mayor por medio de tratar de exceder el factor de carga disponible.

El punto representado como “high A.O.A” de ángulo de ataque, es la velocidad más baja a la que el máximo factor de carga puede ser alcanzado sin entrar en pérdida. Esta parte del vuelo envolvente es importante debido a que la carga en el ala es aproximadamente perpendicular a la dirección de vuelo.

La velocidad máxima de la aeronave o **dive speed**, a la derecha del digrama V-n, el cual representa la presión dinámica máxima q .

Para aeronaves subsónicas, la velocidad máxima o **dive speed** es típicamente 50% mayor que la velocidad en crucero.

La velocidad de la aeronave para el cálculo de cargas está dada en V_e “equivalent air speed”. Un indicador de velocidad del viento utiliza un tubo pitot para determinar esta velocidad del viento a través de la presión dinámica, es así que es medida por esta presión dinámica a la velocidad y altitud de la aeronave y no en la velocidad actual y por ende serán distintas ambas velocidades.

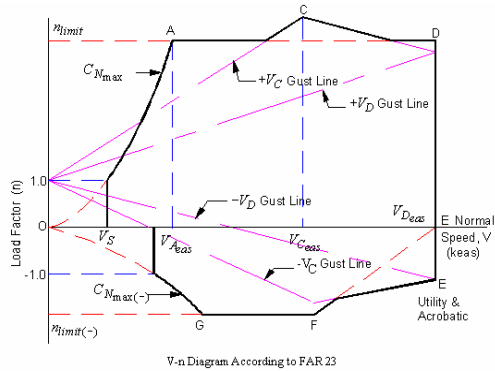
Gust Loads: Las cargas que se experimentan cuando la aeronave se encuentra una ráfaga fuerte pueden exceder las cargas de maniobras en algunos casos.

Cuando una aeronave experimenta una ráfaga, el efecto es un incremento o decremento en el ángulo de ataque.

La velocidad máxima de turbulencia V_g debe ser especificad en los requerimientos de diseño. Un punto interesante respecto a las ráfagas es que el factor de carga debido al las ráfagas aumenta si la aeronave es ligera.

Es así que la combinación de ambos diagramas da lugar al diagrama V-n, para determinar los factores de carga más críticos a cada velocidad.

Figura 19. Diagrama V-n



Fuente: Los autores

Diagrama de Trim: El diagrama de **Trim**, en ocasiones llamado “triángulo de **trim**”, el cual describe la relación entre el coeficiente de sustentación de la aeronave y el momento de **pitch** de la aeronave. Este diagrama está relacionado entre el coeficiente de sustentación vs el ángulo de ataque y el coeficiente de sustentación vs el coeficiente de momento de **pitch**. El triángulo de **trim** es definido como el área triangular que se encuentra entre las líneas delanteras y traseras del centro de gravedad y el máximo ángulo de ataque.

El diagrama de **trim** es útil para determinar:

1. En que parte o en que parte no puede la aeronave ser trimeada a cualquier localización del centro de gravedad con deflexiones razonables de superficie a diferentes condiciones de vuelo.
2. En que parte o no la pérdida en la cola es un factor limitante en **trim**.
3. La deflexión de la superficie de control y el coeficiente de sustentación a diferentes ángulos de ataque y localizaciones del centro de gravedad.

Selección de Materiales: Para el desarrollo del proyecto se han tenido en cuenta los materiales más comunes empleado en la actualidad en la fabricación de aeronaves y además los materiales que pueden suplir las capacidades de desempeño a un costo razonable; por esta razón los materiales tales como el titanio son descartados debido a que la aeronave no va a estar expuesta a altas temperaturas y no se va necesitar una relación entre el peso y el esfuerzo que debe soportar la aeronave lo suficientemente elevada que justifique el empleo de materiales con mejores propiedades y por ende con un costo más elevado.

De esta manera las diferentes aleaciones de aluminio y los materiales compuestos como la fibra de vidrio son el estandarte de la construcción de aeronaves en la actualidad.

Aleaciones de Aluminio: La estructura de una aeronave ha empleado el aluminio durante los últimos años como el mayor contribuyente en sus componentes estructurales, y dentro del aluminio, las aleaciones 7xxx son las que tiene una gran presencia en la las diferentes partes que componen una aeronave.

Estas aleaciones contienen de 1 a 8 por ciento de Zinc, así como una proporción más pequeña de magnesio a fin de producir aleaciones con resistencia mecánica de moderada a grande. También se agregan otros elementos como cobre y cromo en cantidades pequeñas. Las aleaciones 7xxx de alta resistencia presentan menor resistencia al ACE (agrietamiento por corrosión por esfuerzo) y se utilizan ligeramente envejecidas para brindar mejores combinaciones de resistencia mecánica, resistencia a la corrosión y tenacidad a la fractura.

Tabla 5. Aleaciones de aluminio

<i>Aleacion de aluminio</i>	<i>esfuerzo último a tension(psi)</i>	<i>esfuerzo último de cedencia(psi)</i>	<i>Módulo de Elasticidad(ksi)</i>	<i>Esfuerzo Cortante(psi)</i>
Al 2024-T3	70000	50000	10600	41000
Al 2024-T81	70300	65300	10500	42800
Al 7075-T6	83000	73000	14400	48000
Al 7075-T76	83000	73000	10300	49300

Fuente: ASM Aerospace Specifications Metals Inc. <http://asm.matweb.com/>

Se utilizan en estructuras de bastidores de avión, equipo móvil y otras piezas sometidas a grandes esfuerzos.

Las aleaciones de aviación, debido a su resistencia específica y módulos específicos, las aleaciones 2024 y 7075 han sido materiales en la construcción de aeronaves convencionales, que constituyen del 70 al 75 por ciento del peso de los aviones actuales.

En la siguiente tabla se puede apreciar la ubicación de en la aeronave de las diferentes aleaciones de aluminio a emplear.

Tabla 6. Selección de materiales aluminio

<i>MATERIAL</i>	<i>UBICACIÓN EN LA AERONAVE</i>
Al 2024-T3	-Elevador y timón -Soporte de Motor
Al 2024-T81	-Soporte de Motor
Al 7075-T6	- Estructuras Principales - Bastidor del ala -Estabilizador Vertical (Forro larguerillos)
Al 7075-T6	Largueros
Al 7075-T76	-Estabilizador Horizontal

Fuente: Mangonon Pat L. *Ciencia de Materiales Selección y diseño*

Fibra de vidrio: Las fibras de vidrio se pueden encontrar de diferentes maneras, tanto continuas o picadas, y se utilizan para realizar materiales compuestos de matriz polimérica. Se emplean fibras continuas cuando se desea la máxima resistencia unidireccional; en cambio se utilizan fibras picadas cuando se requiere resistencia isotópica uniforme.

De antemano se conoce que el material compuesto debe su nombre a que está formado por una matriz y unas fibras; la matriz de un material compuesto con fibras ejerce varias funciones. En primer lugar, une las fibras y actúa como un medio que distribuye y transmite a las fibras los esfuerzos externos aplicados. En segundo lugar, la matriz protege las fibras del deterioro superficial que puede resultar de la abrasión mecánica o de reacciones químicas con el medio ambiente.

Vidrio R, de alto desempeño mecánico: Este tipo de filamento fue creado a pedido de sectores como aviación, espacio y armamentos. Satisface las exigencias de ellos en términos de comportamiento de materiales en relación a fatiga, temperatura y humedad.

Tabla 7. Propiedades fibra de vidrio

<i>Propiedades</i>	<i>Vidrio E</i>	<i>Vidrio D</i>	<i>Vidrio R</i>	<i>Vidrio AR</i>
<i>Resistencia a la tensión</i>	493129	362595	638167	435114
<i>Módulo de elasticidad</i>	10442	7977	12473	10442
<i>Resistencia a la ruptura</i>	4.5	4.5	5.2	4.3

Fuente: [http:// www.saint-gobain-vetrotex.com.br](http://www.saint-gobain-vetrotex.com.br)

Debido a que la fabricación de la fibra tipo R es específica para el ambiente aeronáutico, se opta para su aplicación en la construcción del proyecto.

Tabla 8. Selección de materiales Compuestos

<i>MATERIAL</i>	<i>UBICACIÓN EN LA AERONAVE</i>
Fibra de Vidrio R	Bordes de salida

Fuente: Mangonon Pat L. Ciencia de Materiales Selección y diseño

Sistemas de la aeronave: Como un mínimo, un sistema UAV típico está compuesto de vehículos aéreos, un equipo en tierra y/o planeos de misión y estaciones de control y conexión de datos.

La planeación de la misión y la estación de control (MPCS) por sus siglas en inglés Misión Planning and Control Station, también llamada como estación de control en tierra, es el centro de control operacional de los sistemas UAV donde el video, comandos e información de telemetría de los vehículos de aire son procesados y mostrados. Además provee las interfaces entre el UAV y el mundo exterior

La conexión de datos es un sistema importante para cualquier UAV. La conexión de datos para un sistema UAV provee dos vías de comunicación, cualquiera bajo demanda o sobre unas bases continuas. Una conexión hacia arriba, con una rata de información de unos pocos KHz provee control de vuelo a la aeronave. La conexión hacia abajo provee ambas, un canal bajo de ratas de información por comandos de reconocimiento y transmisión de

estado de información acerca de la aeronave y un canal alto de tasa de información (1 a 10 MHz) para información de sensores tales como video y radar. La conexión de información puede también ser llamado bajo una medida de posición de la aeronave por la determinación del azimut y el rango de la antena de estación en tierra. Esta información es usada para asistir en navegación y determinar una exacta localización del objetivo.

La información de Terminal en tierra es usualmente un sistema electrónico de microonda y antena que provee comunicaciones línea-de-señal, algunas veces vía satélite, entre el MPCCS y la aeronave.

La estación en tierra provee comandos guía y recibe información de estado de vuelo (altitud, velocidad, dirección, etc) y la misión de la carga (imágenes en video, rango del objetivo, etc).

De acuerdo a los requerimientos de la aeronave y a su misión, se enlistarán los sistemas necesarios para la correcta operación de la aeronave.

Dentro de los sistemas encontramos:

Sistemas de comunicación, sistemas de navegación, sistemas de control y sistemas de vigilancia.

Para hacer un mejor desglose de los componentes de cada sistema se enumerarán a continuación.

Sistemas de comunicación: Para los sistemas de comunicación es necesario determinar los componentes que mantendrán la comunicación necesaria para operar correctamente la aeronave.

- Un enlace de datos de línea visual de Banda C que es una gama de satélites que utiliza las frecuencias de 3.7 a 4.2 GHZ. El modelo minimijet de starling es una antena Ku band con un deflector de 13.5 x 10.5 in, la polarización puede ser ajustada manualmente, sus gamas de frecuencia son de 11.7 a 12.2 y 14 a 14.5 GHZ.

- Como accesorios para el sistema de comunicación de esta antena se requieren, un kit de cables coaxiales, guía de onda flex twist banda C, convertidores de potencia banda C y un MODEM de satélite.

Figura 20. Composición del sistema satelital Ku-Band



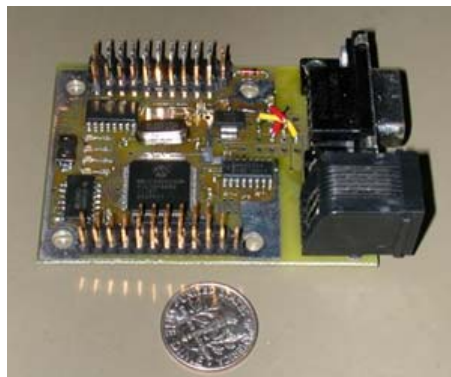
Fuente: <http://www.linxtechnologies.com>

El procesador de este sistema recibe la información del cerebro central de la aeronave, para luego de ser procesada enviarla al control en tierra.

Sistemas de navegación: Para los sistemas de navegación se deben contar con los siguientes componentes:

- Un localizador de posición GPS con un IMU, este IMU es inertial measurement unit, este determina la altitud y la posición del UAV.

Figura 21. Sistema Integrado IMU



Fuente: http://www.colorado.edu/engineering/ASEN/asen5090/piggott_present.ppt

- Una antena para el GPS de 4 in de diámetro la cual está conectada a una tarjeta receptora de GPS.

Figura 22. Receptor de GPS



Fuente: <http://www.azpirito.com/eBAY/9090/>

Figura 23. Antena GPS



Fuente: http://www.linxtechnologies.com/index.php?section=products&category=antennas&subcategory=gps&series=dbd_series

Sistema de Búsqueda: De esta manera se puede observar las magnitudes de la emergencia, debido a la potencia y a las características visuales que esta tiene, como se ve a continuación.

El nombre de la cámara es, Ultra 8500 KR compact long range multy-sensor system.

Figura 24. Sistema FLIR Ultra 8500 KR



Fuente: www.flir.com.

Dentro de las características más importantes, están:

450 mm de zoom IR, entrega más rango que cualquier otra cámara compacta, volando más alto y viendo más.

Alta resolución, procesador de video digital (HRVP), entrega un perfecto contraste de imágenes térmicas sin importar la dinámica de la escena.

Opción de punteo láser, incrementa la efectividad de la misión con alcance de visión nocturna.

Figura 25. Capacidad de aumento del sistema



Fuente: www.flir.com.

Figura 26. Capacidad de visión nocturna del sistema



Fuente: www.flir.com.

Otra de las cámaras que se utilizan es la termovision Micron, esta es una cámara bastante pequeña, de imagen térmica que va ubicada en la nariz de la aeronave.

Dentro de las características más importantes de esta cámara tenemos que:

Tamaño de píxel de 51 x 51 microns

Dimensiones, 3.4 W x 36.3 H x 48.3 mm D

Peso, <120 g, si no es menos.

Figura 27. Camara thermovision Micron



Fuente: www.flir.com.

Algunos de los ejemplos de la calidad de las tomas de la cámara es mostrada a continuación.

Figura 28. Definición cámara thermovision Micron



Fuente: www.flir.com.

2.2.2 Marco teórico VTOL: Ahora separadamente se analizará los proceso necesarios y en si la teoría aplicable al sistema escogido para ser utilizado en operaciones VTOL. Se debe resaltar que el sistema se refiere a operaciones VTOL ya que como se explicará más adelante en esta investigación el sistema seleccionado no tiene un buen desempeño en operaciones STOL, pero como será demostrado más adelante durante el proceso del análisis del rendimiento la aeronave debido a su diseño como tal tiene capacidades STOL sin necesidad del uso del sistema seleccionado.

Sistema de Propulsión VTOL: Como ya se ha observado a través de esta investigación lo esfuerzos de diseñar un sistema que provea la capacidad a una aeronave tanto de volar verticalmente como del vuelo convencional a altas velocidades a dado como resultado diferentes configuraciones después de tomar ciertas consideraciones como son controlabilidad en **hovering**, complejidad del sistema, estabilidad en la transición, efecto

tierra, se ha seleccionado el sistema de **Lift-Fan** en específico el sistema **Fan-in wing** debido a sus características como son la simplicidad del sistema y otros factores mencionados anteriormente (Véase MARCO TEORICO, Fan in Wing).

Sistema Fan-in-Wing: Básicamente la teoría de funcionamiento de este sistema es una adaptación generalizada de la teoría de momento V/STOL que es equivalente a la teoría del momento para alas rotatorias.

Es asumido que un fluido influenciado por cualquier objeto generador de sustentación puede ser asumido como un flujo que pasa por un área representativa.

Teniendo en cuenta esta asunción se puede ver en la figura (29) el resultado de las fuerzas y las velocidades. Otra asunción que se de tener en cuenta es que el área representativa la cual será referida por esta investigación como S_F , es el área efectiva del ventilador que es por la cual el flujo pasa y es acelerado por los **blades** del ventilador, esto es debido a que se asume que esta área es igual tanto en **hovering** como en la transición o **cross-flow**. “Esta asunción sigue la teoría de Glauert’s acerca de los rotores de helicópteros que a su vez esta basada en las observaciones de Prandtl’s acerca de del área afectada para un ala”¹

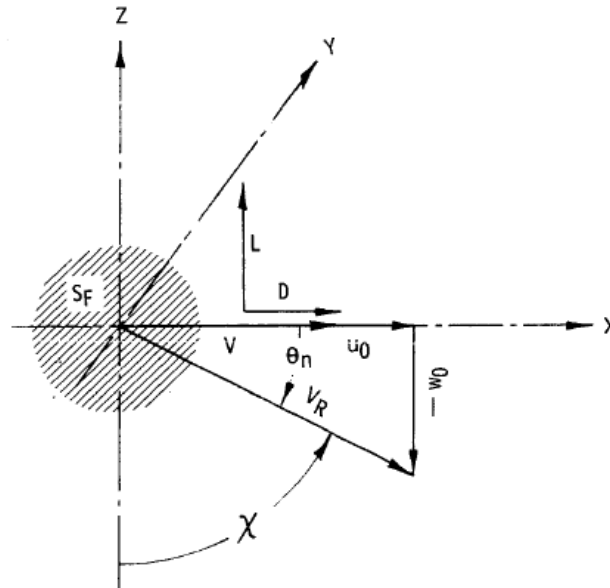
Analizando la figura 26 tenemos que:

$$L = \rho \cdot S_F \cdot V_R \cdot (-w_0) \quad (1)$$

$$D = \rho \cdot S_F \cdot V_R \cdot (-u_0) \quad (2)$$

¹ HEYSON, H. Harry. Theoretical and experimental investigation of the performance of a FAN-IN-WING VTOL configuration: NASA TN D-7498, 1973 p. 7.

Figura 29. Vectores de fuerza y velocidad



Fuente: Heyson H. Harry Theoretical and experimental investigation of the performance of a fan-in wing configuration. pag, 39

Donde:

- L = Sustentación
- D = Resistencia al avance
- S_F = Área del Fan
- V_R = Velocidad Resultante
- u_0 = Velocidad inducida en la coordenada X
- w_0 = Velocidad inducida en la coordenada Y

Si dividimos las ecuaciones 2 y 1 podremos observar que las velocidades inducidas tienen la misma proporción que los componentes de las fuerzas así se observa que:

$$\frac{D}{L} = \frac{u_0}{w_0} \quad (3)$$

Ahora resolviendo la ecuación 1 para w_0 y multiplicando ambos lados de la ecuación resultante se obtiene:

$$w_0^2 = -\frac{L \cdot w_0}{\rho \cdot S_F \cdot V_R} \quad (4)$$

Para obtener un resultado en esta ecuación de debe conocer la velocidad resultante la cual si se observa la figura No se puede obtener de:

$$V_R = \sqrt{(V + u_0)^2 + (-w_0)^2} \quad (5)$$

Donde V es la velocidad de avance de la aeronave. Ahora teniendo en cuenta que el análisis debe ser realizado en la operación de **hovering** ya que es la etapa que define el mayor desempeño del sistema se debe saber que $V=0$ y $D=0$ por lo tanto se debe introducir la velocidad de referencia w_h esta velocidad es la velocidad inducida en **hovering** donde la condiciones ya mencionadas existen.

Bajo estas condiciones tenemos que:

$$V_R = -w_h \quad (6)$$

y aplicando estas condiciones a la ecuación 4 tenemos que :

$$w_h = -\sqrt{\frac{L}{\rho \cdot S_F}} \quad (7)$$

Para obtener una generalización del momento cuartico que es la misma ecuación desarrollada por Wald para los rotores de helicópteros (excepto por la notación) se reemplaza la ecuación 7 en la ecuación 4:

$$\left(\frac{w_0}{w_h}\right)^2 = \frac{-w_0}{V_R} \quad (8)$$

También si se toma 5 y se dividen ambos lados por $-w_0$ y usamos la ecuación 3 se obtiene que:

$$\frac{V_R}{-w_0} = \sqrt{1 + \left(\frac{V}{w_0} + \frac{D}{L}\right)^2} \quad (9)$$

Y finalmente el momento cuartico se da remplazando la ecuación 9 en la 8 y elevando ambos lados al cuadrado:

$$\left(\frac{w_0}{w_h}\right)^4 = \frac{1}{1 + \left(\frac{V}{w_0} + \frac{D}{L}\right)^2} \quad (10)$$

Otro aspecto que se debe tener en cuenta es el ángulo oblicuo de la estela del flujo resultante, este ángulo representado por χ es complemento para el ángulo de **downwash** neto examinando la figura 30 este ángulo puede ser obtenido de:

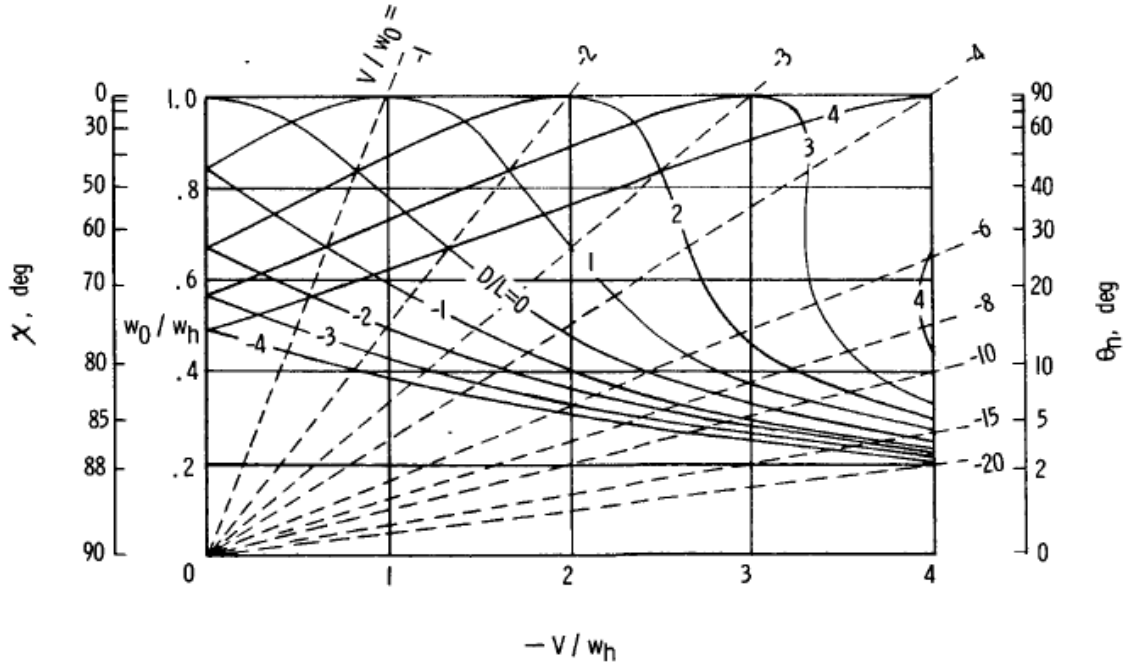
$$\tan \chi = -\left(\frac{V}{w_0} + \frac{D}{L}\right) \quad (11)$$

Una forma de simplificar esta expresión es utilizando la formula de momento cuartico y la ecuación 11 para obtener:

$$\cos \chi = \left(\frac{w_0}{w_h}\right)^2 \quad (12)$$

En la siguiente figura se puede ver la relación entre este ángulo con D/L si se observa a un ángulo χ constante que para el mismo caso es el ángulo de ataque, la velocidad vertical inducida del ventilador no es alterada por la velocidad de avancé, lo cual resulta debido a la gran magnitud de la velocidad horizontal inducida la cual esta dada tomando en cuenta las asunciones ya mencionadas:

Figura 30. Teoría generalizada de momento según su solución nomografica



Fuente: Heyson H. Harry Theoretical and experimental investigation of the performance of a fan-in wing configuration. pag. 41

$$u_0 = -(V + V_R \cdot \sin \alpha) \quad (13)$$

Si se observa en el caso en que el ángulo de ataque es igual a cero lo cual se daría en la operación de **hovering**, la velocidad inducida horizontal es simplemente opuesta a la velocidad de avancé. Si tomamos la ecuación 5 y la resolvemos en términos de la velocidad inducida vertical y la velocidad resultante se obtiene:

$$\frac{-w_0}{V_R} = \cos \alpha \quad (14)$$

Si se reemplaza la ecuación 14 en la ecuación 2 se obtiene:

$$\frac{w_0}{w_h} = \sqrt{\cos \alpha} \quad (15)$$

Esta ecuación como se puede ver es la misma que la ecuación del ángulo χ como podemos ver con esto se demuestra lo antes mencionado, de esta ecuación también podemos observar que debido a la variación tan lenta de la función $\sqrt{\cos \alpha}$ demuestra que ángulos de ataque extremos serían necesarios para la reducción de la velocidad inducida vertical del ventilador lo que produciría una relación D/L más pequeña.

Pero como se observa en esta investigación el sistema de ventilador va fijo al ala, lo cual por definición no permite el cambio de ángulo de ataque del ventilador por lo cual el redireccionamiento del flujo debe ser realizado de algún otro modo, en este caso esto se logra colocando un sistema de **louvers** o estatores móviles los cuales desempeñarán la función ya mencionada para este caso los siguientes parámetros deben ser tomados en cuenta.

Primero se usará la velocidad V_j la cual es la velocidad absoluta del flujo del ventilador en **hovering** y segundo T_s que el empuje estático definida como la fuerza resultante en **hovering**.

De ahora en adelante los resultados de esta investigación estarán dados en estos dos términos, si observamos bien ya que la fuerza es la tasa de cambio de momento en dirección positiva se tiene que:

$$T_s = \rho \cdot S_F \cdot V_j^2 \quad (16)$$

Ahora teniendo en cuenta las condiciones de **hovering** mencionadas anteriormente se obtiene que:

$$L = T_s \cdot \cos \alpha \quad (17)$$

Esta expresión comprueba que en **hovering** donde el ángulo de ataque es igual a cero la sustentación o lift será igual al empuje estático. Esta ecuación combinada con la ecuación 7 demuestra que:

$$w_h = -V_j \cdot \sqrt{\cos \alpha} \quad (18)$$

Pero como se observa esta sigue en términos del ángulo de ataque, pero por medio de las conversiones necesarias se puede obtener que:

$$L = \cos^{\frac{4}{3}} \beta \quad (19)$$

Donde β es el ángulo de deflexión de los **louvers**, cabe aclarar que esto es en la operación de **hovering** ya que como se menciona antes en esta investigación la velocidad de avance es igual a cero, pero para cálculos en la transición y tomando en cuenta lo observado anteriormente las ecuaciones para la sustentación y la resistencia al avance que en otras palabras es el empuje necesario para el avance está dado para este tipo de configuración en las siguientes formas:

$$\frac{D}{T_s} = \sqrt{1 + \left(\frac{V}{V_j}\right)^2} \cdot \cos^{\frac{1}{3}} \beta \cdot \sin \beta - \frac{V}{V_j} \quad (20)$$

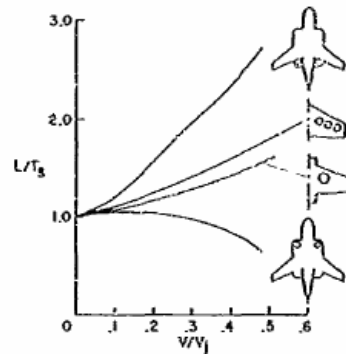
$$\frac{L}{T_s} = \cos^{\frac{3}{4}} \beta \cdot \sqrt{1 + \left(\frac{V}{V_j}\right)^2} \quad (21)$$

Estas dos ecuaciones demuestran el comportamiento de las fuerzas del ventilador fijo al ala en función de la deflexión del flujo hecha por los **louvers**.

2.2.3 Aerodinámica V/STOL:

Ubicación de los ventiladores en la aeronave: La localización de los ventiladores en la aeronave es muy importante debido a que nos brinda unas características especiales de sustentación inducida de acuerdo a su posicionamiento, como se ve en la figura 19, los ventiladores cercanos al borde de ataque del ala, hacen que la sustentación se incremente más de un 20% a unos 50 knots.

Figura 31. Variación de la sustentación para diferentes modelos de Fan-in-Wing

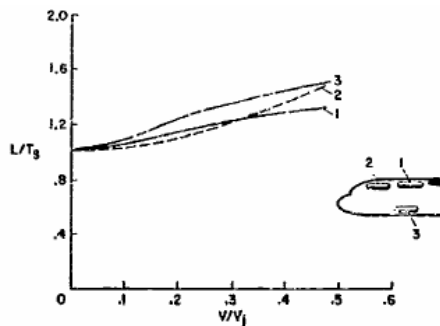


- Variation of lift with airspeed for several fan-in-wing models; flaps up, $\alpha = 0^\circ$, $\beta = 0^\circ$.

Fuente: Hickey David H and Cook Woodrow Aerodynamics of V/STOL aircraft powered by lift fans Fig 3, pag 15-15

Los efectos de montar un ventilador en la parte frontal del fuselaje, es evidenciada en la siguiente gráfica, mostrando un importante incremento de sustentación al ubicar el ventilador en la parte inferior del fuselaje con respecto a las otras posibles posiciones para montar el ventilador.

Figura 32. Efecto de la variación de la sustentación por la localización del fan en la parte delantera de la aeronave

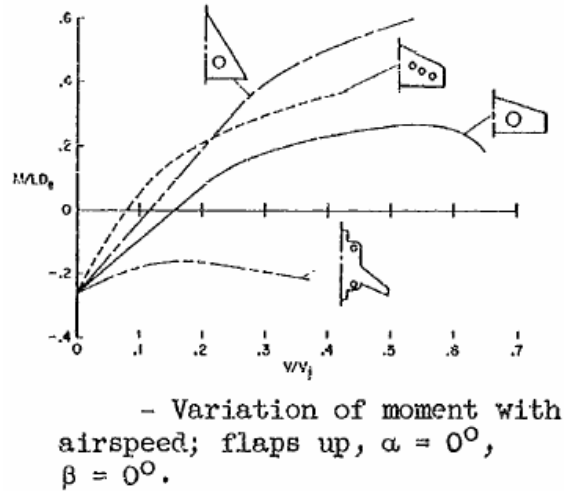


- Effect of front fan location on the variation of lift with airspeed; front fans only, $\alpha = 0^\circ$, $\beta = 0^\circ$, flaps up.

Hickey David H and Cook Woodrow Aerodynamics of V/STOL aircraft powered by lift fans Fig 10, pag 15-16

Pitching moment: Al entrar el flujo de aire en el ventilador, causa un momento de cabeceo conocido como **nose-up** o nariz arriba, cuando la velocidad es incrementada. En la siguiente figura 33 se muestra el comportamiento de momentos de cabeceo con respecto a la velocidad del viento para diferentes configuraciones de instalaciones del ventilador en el ala.

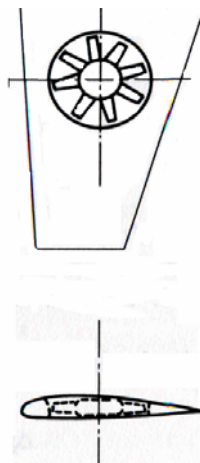
Figura 33. Variación del momento con diferentes velocidades



Fuente: Hickey David H and Cook Woodrow Aerodynamics of V/STOL aircraft powered by lift fans
Fig 18, pag 15-18

El tipo **fan-in-wing** opera mayormente solo en ángulos de ataque del ala muy pequeños.

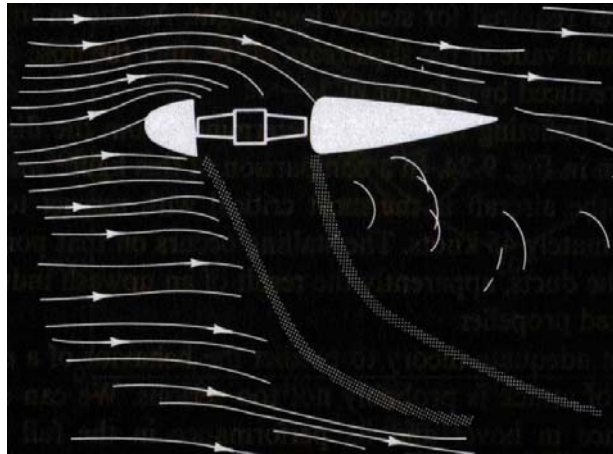
Figura 34. Configuración típica del Fan-in-Wing



Fuente: McCornick Barnes W, Aerodynamics of VSTOL flight, fan in wing configuration, fig 9-1, pag 231

El flujo combinado es mostrado en la siguiente figura. Se puede apreciar que el flujo toma una dirección de descarga normal al plano del ala y luego gira en la dirección del flujo. Creando así una recirculación inducida alrededor del ala. Con esto podemos decir que los coeficientes del **fan-in-wing** pueden ser expresados como función del ángulo de ataque y coeficiente de momento del ventilador.

Figura 35. Flujo a través de un sistema Fan-in-wing

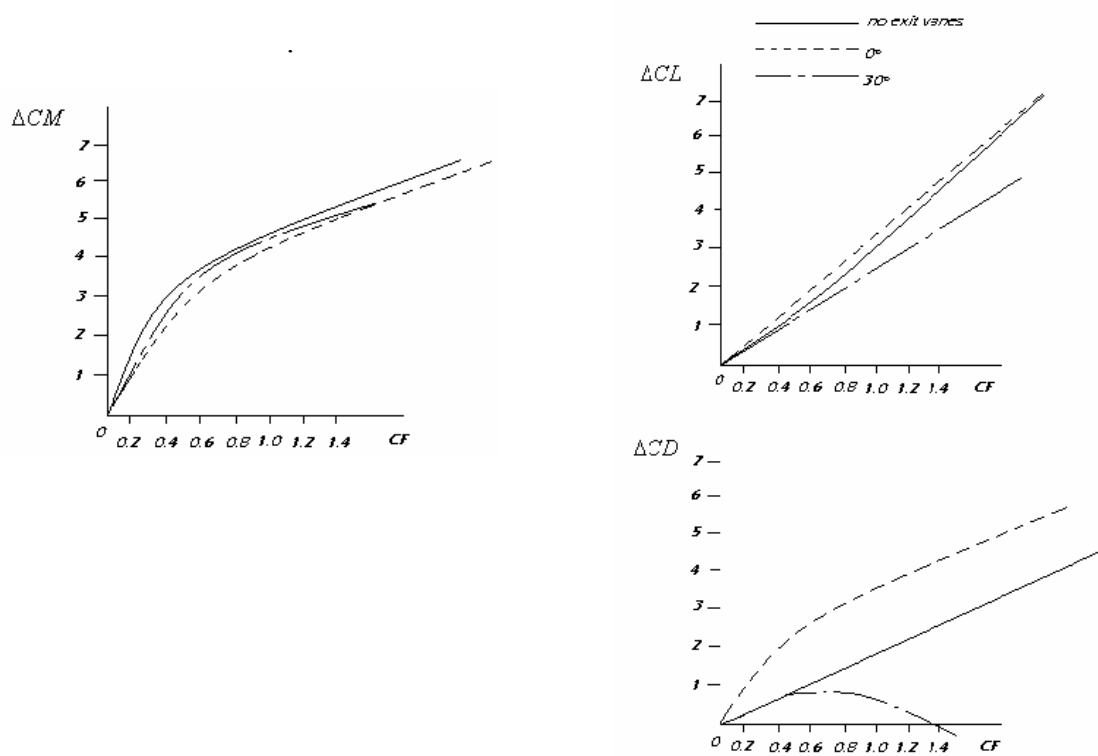


Fuente: McCornick Barnes W, Aerodynamics of VSTOL flight, fan in wing configuration, fig 9-25, pag 254

La configuración de tener estatores en la entrada y salida para dirigir el flujo cuando este está entrando y dejando el ventilador, es buena ya que en las pruebas se muestra que desde el punto de vista de sustentación y de resistencia al avance se gana un poco usando estos estatores.

Como se puede ver en la figura 36 la sustentación y el momento de cabeceo son afectados ligeramente, por los estatores. En cambio la resistencia al avance es reducida apreciablemente con valores de ángulo elevados.

Figura 36. Efectos de los louvers en las fuerzas y momentos



Fuente: McCornick Barnes W, Aerodynamics of VSTOL flight, fan in wing configuration, fig 9-27, pag 256

Características aerodinámicas: El flujo de aire de los ventiladores montados en las alas, causan una pérdida de sustentación al incrementar la velocidad frontal en **hover**. Esta reducción de sustentación ha sido llamada “**suck down**” o “**lift droop**”, y ha sido mostrada que existe con o sin el efecto suelo.

Los estatores a la salida actúan esencialmente como un mecanismo para variar horizontalmente la fuerza a una determinada velocidad para pequeños ángulos de persiana en cada lado del ángulo requerido para un nivel de vuelo desacelerado.

Los pequeños efectos de deflexión de los estatores a la salida en el modelo de sustentación indican que, con el control de resistencia al avance independiente disponible con los

estatores de salida, rápidos y largos cambios pueden ser realizados sin consecuencias adversas que afecten la aerodinámica del ala; Grandes ángulos de descenso pueden ser posibles a bajas velocidades.

Las operaciones de **Pitch-fan** en transición, se tienen dos posibles planes. El primero consiste en mantener un ángulo de ataque constante de 0° a través de la transición, variando la velocidad del ventilador, y operando el **pitch-fan** continuamente generando tanto **trim** como sea necesario para balancear el vuelo. El segundo consiste en mantener un constante **throttle setting**, apagando el **pitch fan** en aproximadamente 50 knots, y variando el ángulo de ataque para mantener las condiciones de balanceo.

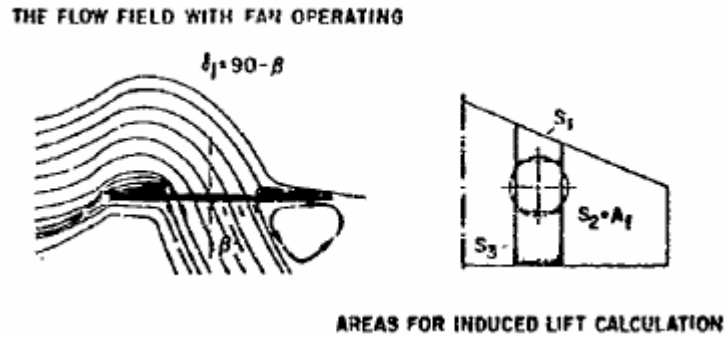
Los efectos adversos en el rendimiento **lift-fan** para la ingestión de gases de salida durante operaciones STOL pueden ser minimizadas por (1) Vectorizando los gases de salida fuera de las entradas del ventilador y dando una buena ubicación a las entradas de los generadores de gas, para reducir la ingestión, y (2) diseñando los ventiladores para permitir constante operación de potencia.

La contribución del **pitch-fan** a la sustentación total disminuye significativamente con el incremento del **airspeed** como la distancia del piso sea incrementa.

Calculo de sustentación inducida en configuración **fan-in-wing**. El efecto de sustentación inducida es producido por la interrelación entre geometría del ala, número de ventiladores, localización del ventilador, y área del ventilador con relación al área alar. Una comprensiva y razonable aproximación teórica exacta es mostrada para la predicción de esta sustentación.

$$\frac{\Delta L_i}{T_B} = \frac{V_0^2}{V_{j_s}^2} \frac{C_{L\delta_1}}{4\pi A_f/S} \left[\frac{C_l}{\delta_j} \cdot \delta_j \frac{S_1}{S_{2d}} + C_{l_3} \frac{S_3}{S_{2d}} \right]$$

Figura 37. Campo de flujo con el fan operando



Fuente: Hickey David H and Cook Woodrow Aerodynamics of V/STOL aircraft powered by lift fans, fig 7, pag 15-16

Un problema en la aproximación teórica para el cálculo de sustentación inducida está definido por la separación del flujo que se produce en la parte inferior trasera del ala por consecuencia de la operación del ventilador.

Resistencia al avance en transición. El cálculo de la resistencia al avance es causado por la ingestión del flujo de aire en el ventilador, ha provisto buena estimación de la variación de la resistencia al avance con el flujo de aire.

$$\frac{\Delta D}{T_S} = \frac{D_R}{T_S} + \frac{D_i}{T_S} = \frac{D_R}{T_S} + \left(\frac{\Delta L_i}{T_S} \right)^2 \frac{T_S}{2\rho A_m V^2}$$

Donde el último término está induciendo la resistencia al avance basado en la sustentación del ala, y el momento de área (A_m) definido por la sustentación del elemento. Este uso de la relación de resistencia al avance inducido puede ser justificado porque la mayor porción de la sustentación inducida está concentrada cerca de los ventiladores.

Momento de cabeceo. Introducir el flujo de aire dentro del ventilador causa un momento de cabeceo hacia arriba como la velocidad sea incrementada. Desde que estos momentos aparecen como fuerzas en las alas, puede ser posible calcular el momento de la ecuación de sustentación inducida. Si el centro de sustentación en las áreas delanteras y traseras del

ventilador son asumidas para caer a la mitad de sus respectivas cuerdas, la ecuación para localización de centros de presiones en fracciones del radio del ventilador son:

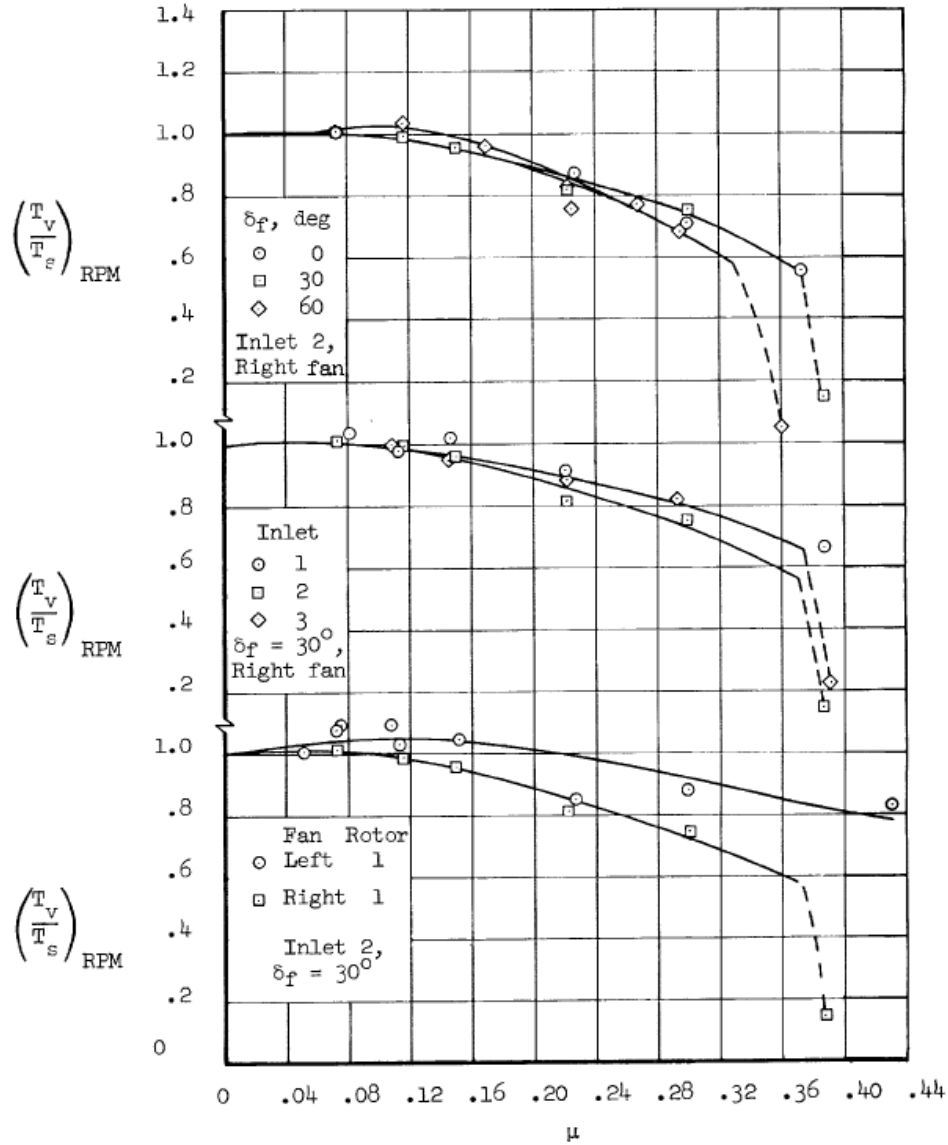
$$\frac{a}{R} = \frac{\frac{\Delta L_{i_1}}{T_S} \left(\frac{x}{R} + 2 \right) + \frac{\Delta L_{i_3}}{T_S} \left(1 + \frac{C}{R} - \frac{x}{R} \right)}{2 \left(\frac{T}{T_S} + \frac{L_{i_1}}{T_S} - \frac{L_{i_3}}{T_S} \right)}$$

Rendimiento en transición. Es asumido que la aeronave está diseñada para VTOL pero puede ser utilizada como STOL. El sistema utilizado es transferencia de potencia que provee constante potencia de entrada indiferente de los requerimientos de **trim**. Esto significa que todos los ductos están interconectados, entonces la potencia que no es usada para **trim** puede ser absorbida por los ventiladores de sustentación. El sistema separado de control muestra que no se produce reducción de la relación requerida de empuje-a-peso hasta que una velocidad del aire de 70 knots sea alcanzada. En efecto, por la tendencia de subir la nariz con la velocidad de sustentación de los ventiladores de la aeronave, el empuje en la nariz es reducido continuamente para efectos de **trim** en la aeronave como la velocidad sea incrementada en **hover**, pero el exceso instalado de empuje no es usado para mejorar el rendimiento de STOL. Entonces la aeronave no puede ser cargada por encima de los pesos de VTOL a menos que la pista sea bastante larga para alcanzar una aceleración suficiente para generar sustentación. Este sistema no es muy apropiado para operaciones STOL, debido a que durante el funcionamiento las plantas motrices no están generando ningún tipo de empuje, lo que genera que los requerimientos para el sistema **Fan-in-wing** exijan un mayor empuje, por consecuencia de la fricción producida por la pista en la carrera de despegue de la aeronave

Rendimiento del ventilador: Para esto se debe tener en cuenta el efecto de la velocidad del aire. Una de las diferencias más significativas entre la instalación **fan in fuselaje** y la instalación del **Fan in wing** fue el efecto de la velocidad del aire en el empuje del ventilador. Los resultados en las figuras 38 muestran que para el **fan in fuselaje**, el empuje

del ventilador disminuye con el incremento de la velocidad del aire. Esta reducción en el empuje de ambos rotores en el ala izquierdo y derecho

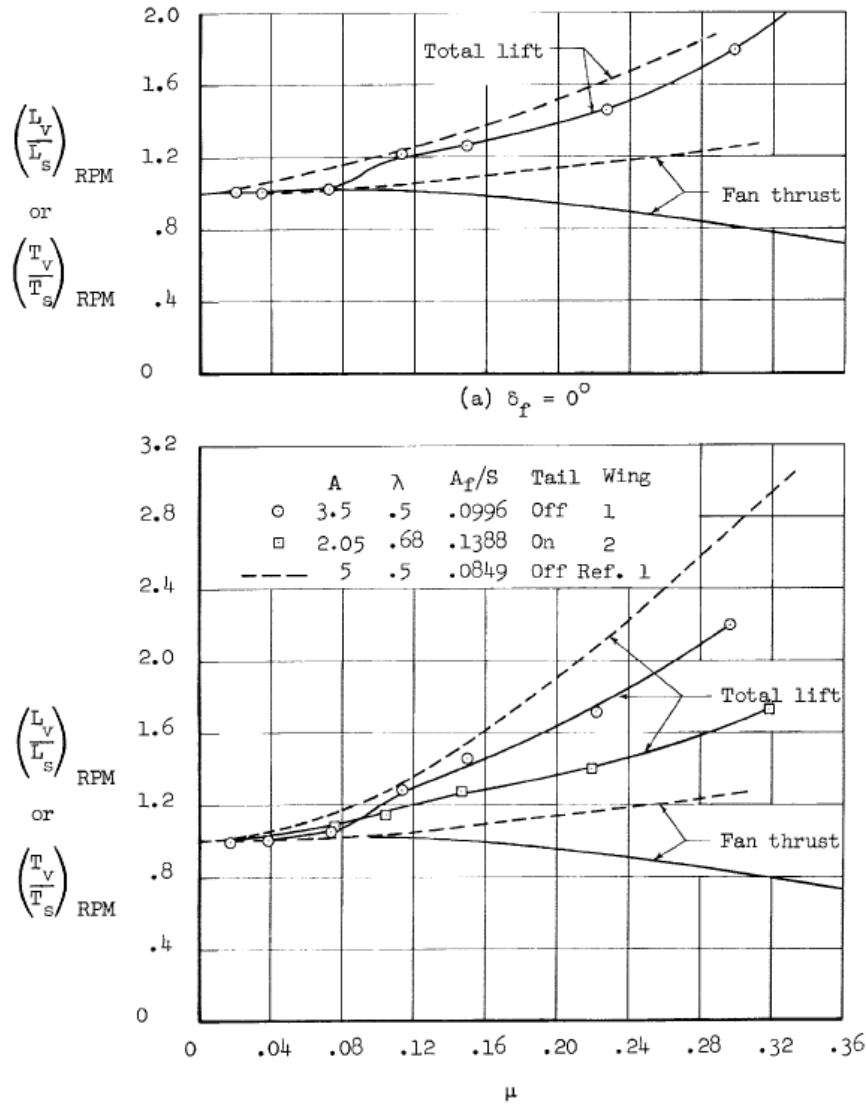
Figura 38. Efecto de la velocidad del aire en el empuje del ventilador



Fuente: Hickey David H and Hall Leo P, Aerodynamic characteristics of a large scale model with two high disk loading fans mounted in the wing, fig 7, pag 25

En la anterior gráfica se muestra el empuje completo en el ducto del ventilador en la dirección de la sustentación de la velocidad del aire y a condiciones estáticas, con respecto a la rata de la velocidad de la punta del ala.

Figura 39. Efecto de la velocidad de avance y RPM del ventilador en la sustentación y el empuje

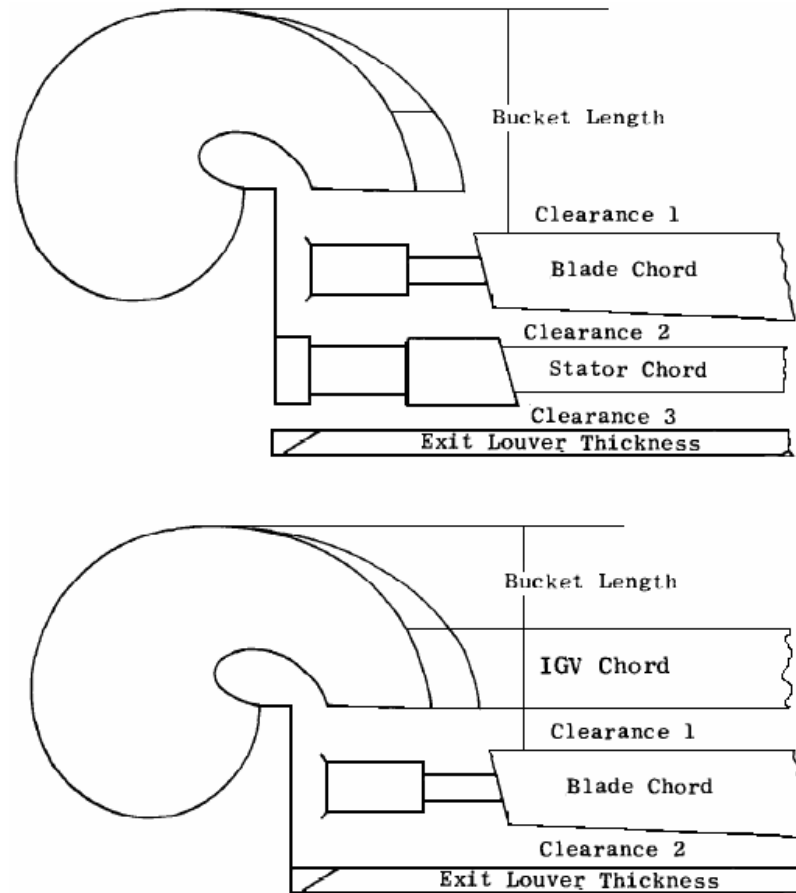


Fuente: Hickey David H and Hall Leo P, Aerodynamic characteristics of a large scale model with two high disk loading fans mounted in the wing, fig 10, pag 28

En la anterior gráfica se muestra la sustentación total de la velocidad del aire y la producida en condiciones estáticas con respecto a la rata de la velocidad en la punta del ala. Al igual que con la deflexión del **flan** en el borde de salida medida normal a la línea de **hinge**.

Estudio del rendimiento del ventilador con IGV (Inlet Guide Vanes): Teniendo en cuenta que hay varios modos en los cuales se puede configurar aerodinámicamente el ventilador como puede ser la forma más simple de rotor-estator o la más compleja pero eficiente estatores guía de entrada-rotor- estator de salida, como se puede ver en la siguiente figura 40.

Figura 40. Dimensiones de espesor del ventilador



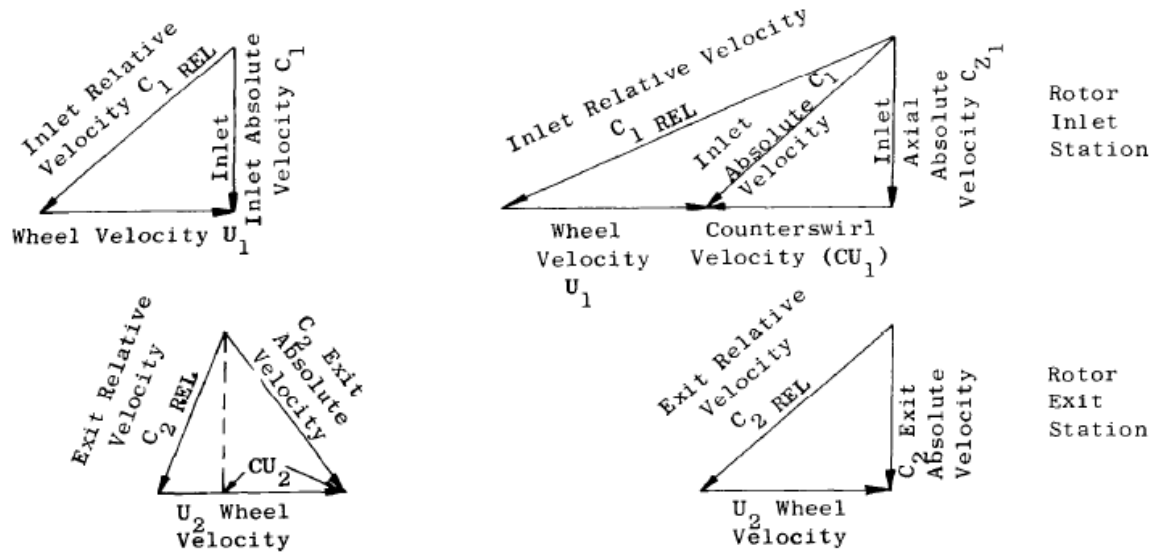
Fuente: PRZEDPELSKI Zygmunt J, Lift Fan technology studies, fig 24, pag 127

Teniendo en cuenta el comportamiento de los triángulos de velocidad para cada tipo de configuración como se muestra en la figura 41, se puede decir que la configuración IGV de estatores guía de entrada-rotor- estator de salida presenta una mayor eficiencia al producirse una pérdida de la eficiencia del ventilador del 2 al 4%, estas pérdidas de eficiencia son

tomadas de estudios realizados en el trabajo de investigación realizada por Przedpelski Zygmunt J.²

Debido a que las pérdidas en esta configuración son menores resalta que su aplicación es óptima para el diseño actual.

Figura 41. Comparación de triángulos de velocidades de las configuraciones rotor-estator y estatores guía de entrada-rotor- estator de salida.



Fuente: PRZEDPELSKI Zygmunt J, Lift Fan technology studies, pag 20

Interferencia mutua entre ala y ventilador: Debido a la presencia del ala rodeando el ventilador se presentará un cambio dramático en los campos de flujo del ventilador, otra cosa que se debe tener en cuenta es que a altas velocidades el ángulo de deflexión del flujo del ventilador será curvo muy diferente a la forma lineal que se asume normalmente en los cálculos teóricos del campo de flujo.

Analizando esto tenemos que en **hovering** el ángulo de salida del flujo será cero grados, pero una vez que se empieza el proceso de transición lo cual significa que al mismo tiempo la relación V/V_j ha alcanzado algunas décimas, el ángulo efectivo debe estar por el orden de los 70° a 40° debido a que esta interferencia entre el ventilador y el ala es favorable a

² PRZEDPELSKI Zygmunt J. Lift Fan technology studies: NASA CR-761, "NASA CONTRACTOR REPOR" 1967 p. 23.

medida que se produce un incremento en la velocidad de avance lo que genera que el rango de deflexión del flujo sea de especial interés en este estudio.

En el efecto del ala alterando el campo de flujo primero se debe considerar el componente normal de la velocidad inducida. Sobre la parte delantera del ala se produce un **upwash**, esto quiere decir que $W/W_0 < 0$, este efecto se hace más grande a medida que el ángulo de deflexión aumenta. Sobre la parte trasera del ala se produce un **downwash** el cual también es más intenso a medida que cambia la deflexión del flujo, aunque teniendo en cuenta estos efectos cabe mencionar que tanto el **upwash** como el **downwash** son detenidos por la misma superficie del ala, en consecuencia una presión es generada debido a esto se puede concluir que el flujo del ventilador producirá una carga hacia arriba en la parte delantera del ala y una carga hacia abajo en la parte trasera del ala.

El efecto de **downwash** en la parte trasera del ala podría llegar a ser muy grande pero debido a la separación del flujo que se muestra en la figura este efecto se ve limitado lo cual tiene como resultado una limitación en la carga hacia abajo en la parte trasera del ala lo que contribuirá a la estabilidad del sistema.

Las velocidades longitudinales inducidas como se pueden observar en la figura muestran que w_0 debe ser negativo para una sustentación positiva y que la relación u/w_0 si es positiva representa las velocidades de avance y si es negativa representa una velocidad de retroceso. Sobre la parte delantera de la superficie del ala hay una velocidad de retroceso dirigida que se suma a las velocidades ya presentes en la superficie del ala, este efecto por consiguiente aumenta la sustentación.

El gradiente vertical del campo de velocidades en esta región tiene tanta magnitud la cual está influenciada por la relación del espesor del ala con respecto al radio del ventilador lo que produce un aumento en la circulación del aire, la suma de estos efectos del flujo explicados anteriormente resulta en velocidades localizadas muy altas generando un aumento sustancial en la sustentación en la parte delantera del ala.

La interferencia que obtiene será balanceada por la posición de los diferentes efectos descritos, los momentos producidos por esta interferencia en **hover** hacen que la implementación de un ventilador para el control de **pitch** sea necesario, la ubicación de optima para este ventilador sería en la nariz, ya que si este se ubicara en la cola produciría

una carga hacia abajo cambiando el ángulo de ataque de la aeronave y reduciendo la sustentación en el proceso de transición.

3. METODOLOGIA

3.1 ENFOQUE DE LA INVESTIGACION

Esta investigación tiene un enfoque empírico-analítico ya que se pretende realizar una investigación teórico técnica del desarrollo de una aeronave no tripulada con la capacidad de realizar misiones VTOL.

Esto será realizado de manera que una vez obtenido el diseño de la aeronave y se haya demostrado que es aeronavegable en vuelo recto y nivelado y en operaciones CTOL se analizara e implementara el sistema de propulsión VTOL cabe tener en cuenta que consideraciones acerca de este sistema han sido tomadas durante el desarrollo del diseño preliminar de la aeronave lo cual con lleva que una vez que se proceda al análisis del sistema de propulsión los parámetros requeridos por la aeronave serán utilizados como base para el ya mencionado análisis.

3.2 LINEA DE INVESTIGACION

LINEA DE DISEÑO DE AERONAVES/ DISEÑO PRELIMINAR

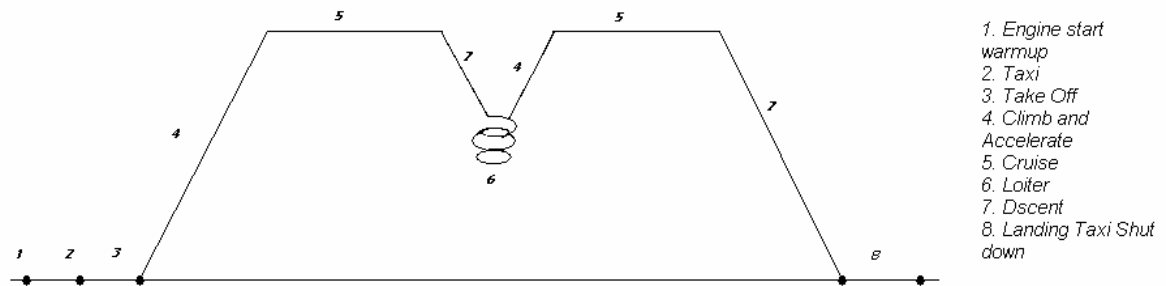
4. DESARROLLO INGENIERIL

4.1 ANALISIS Y DISEÑO VUELO RECTO Y NIVELADO

4.1.1 Misión: Para la misión de la aeronave la cual principalmente esta enfocada en la búsqueda y el apoyo logístico mediante el suministro de información en tiempo real durante las operaciones de rescate se tomaron como base los siguientes parámetros:

- Payload: Cámara de video de alta resolución, sistema lógico, aviónica y sistema de transmisión.
- Range: 100 NM
- Altitude: 10000 ft
- Cruise Speed: 130 Knots
- Certification Base: No existente para este tipo de aeronaves en la actualidad.
- Mission Profile: Engine Start + Taxi + Take Off or VSTO + Climb + Cruise or Reconnaissance flight + Descent + Loiter or Hovering + Climb + Cruise + Landing or VSL + taxi+ Shutdown.

Figura 42. Trayectoria de la misión de la aeronave



Fuente: Los autores

Especificando la misión de la aeronave, es posible determinar las fracciones de peso al igual que los valores de peso de despegue, peso en vacío, etc.

Al graficar estos resultados se encuentran un punto de diseño en el cual está ubicada la aeronave mostrando de forma gráfica el peso vacío de la aeronave y el peso de despegue.

Con el siguiente listado de aeronaves se puede hacer una comparación de misiones que se utilizaran para hacer una regresión lineal.

Tabla 9 Comparación de características de diferentes UAVS

Airplane type	Wpl(lbs)	Wto(lbs)	Vcr(Kts)	Range(nm)
Freewing	50	321	149	226
Outrider	160	500	127	108
Pioneer	75	452	110	100
Morfeo	95	424.33	128.66	144.66

Fuente: Los autores

Con la ayuda de los siguientes datos se pueden determinar los pesos en diferentes situaciones de la aeronave, así como también el peso del combustible usado.

Tabla 10 Datos de entrada Cálculo de pesos de despegue

A	-2,7238	W_{PL}	0,0	lb	$M_{F_{res}}$	25,000	%	
B	2,1773	W_{crew}	0,0	lb	$W_{TO_{min}}$	300,0	lb	
$W_{TO_{est}}$	450,0	lb	M_{Tfo}	0,500	%	$W_{TO_{max}}$	400,0	lb

Fuente: Los Autores

De acuerdo a las especificaciones de la aeronave se toma como base un peso de despegue de aproximadamente 450 lb, como es una aeronave no tripulada se dice que los pesos de **crew** y **payload** son de cero.

En esta tabla se encuentran los diferentes pesos de la aeronave en diferentes situaciones de vuelo, así como también el peso del combustible.

Tabla 11 Pesos de combustible durante los diferentes segmentos de la misión

Mission Profile	SegmentBeginWeight (lb)	SegmentFuelUsedWeight (lb)	SegmentBeginFuelWeight (lb)
Warmup	452,5	0,9	154,7
Taxi	451,6	0,9	153,8
Take-off	450,7	0,9	152,9
Clima	449,8	3,0	152,0
Cruise	446,8	5,1	149,0
Descent	441,6	2,2	143,8
Loiter	439,4	102,9	141,6
Clima	336,6	0,7	38,8
Cruise	335,9	3,9	38,1
Descent	332,1	1,7	34,2
Land/Taxi	330,4	1,7	32,6

Fuente: Los autores

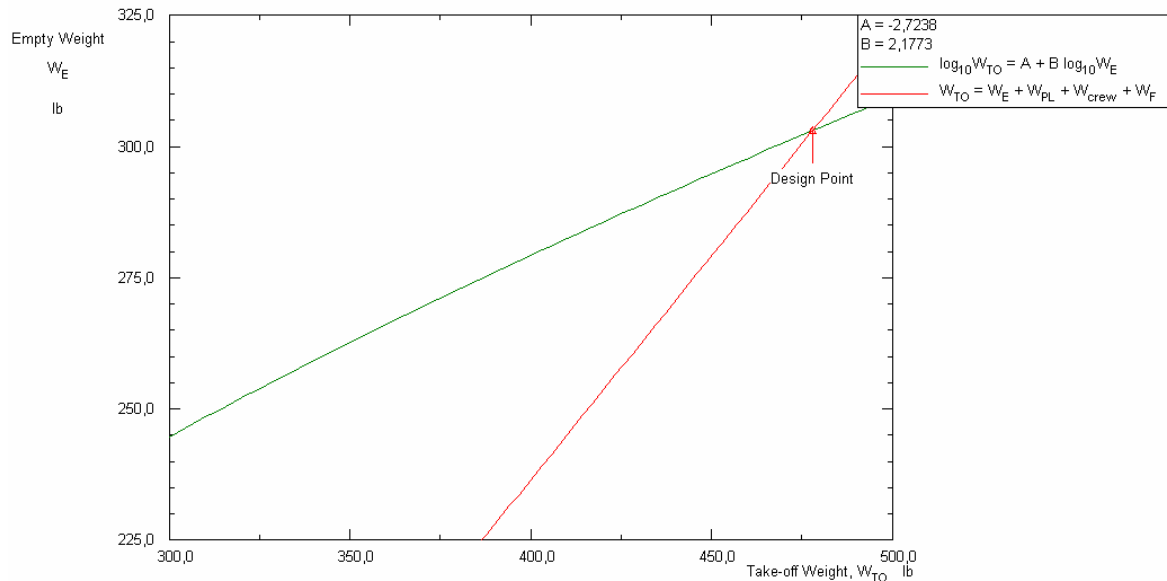
Se encuentran otros valores importantes de conocer para esta misión, como son:

- Fracción de combustible para la misión, $M_{ff} = 0,7265$.
- Peso del combustible usado, $W_{fused} = 123,7$ lb.
- Peso del combustible para la misión, $W_f = 154,6$ lb.
- Peso del combustible de reserva, $W_{fres} = 30,9$ lb.
- Peso del aceite y combustible atrapado, $W_{tfo} = 2.3$ lb.
- Peso vacio de la aeronave, $W_E = 295,5$ lb.
- Peso de despegue, $W_{TO} = 456,9$ lb.

En estos resultados se espera tener bastante información acerca del peso de despegue de la aeronave, así como también los pesos del combustible, de reserva, usado, etc.

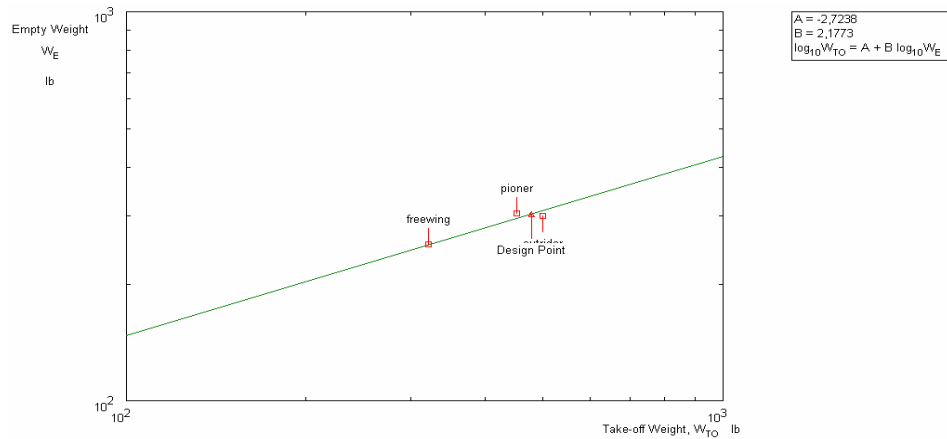
En la siguiente gráfica está representado el punto de diseño de la aeronave, en el cual se muestra el comportamiento que tienen aeronaves similares, en contraste con el peso de despegue de la aeronave, para encontrar así un punto de diseño, aunque en este caso es un poco difícil ya que no se cuenta con una gran cantidad de aeronaves similares.

Figura 43. Punto de diseño



Fuente: Los autores

Figura 44. Regresión Lineal



Fuente: Los autores

4.1.2 Desarrollo de los cálculos preliminares de rendimiento: Teniendo en cuenta las condiciones de operación y las características de la aeronave se pueden determinar la velocidad de pérdida y además graficar el resultado de esta, así como también se encuentran limitantes debido a los requerimientos de despegue y aterrizaje.

Se deben determinar los parámetros requeridos para encontrar la gráfica llamada **matching process**, el proceso es el siguiente.

Primero se determinan valores para la velocidad de pérdida o **stall speed**, estos parámetros son:

- La altitud a la cual será evaluada la velocidad de pérdida, $h_s=10000$ ft.
- Velocidad de pérdida en limpio, $V_{s_{clean}}=50,37$ kts
- Peso al cual es evaluada la velocidad de pérdida, $W_s=456,9$ lb
- Coeficiente de sustentación máximo, $CL_{max}=1.3$.

Estos parámetros son determinados de acuerdo a la misión. De acuerdo con lo anterior es fácil determinar los valores de altitud, velocidad de pérdida, peso, que para este caso se busca la mayor exigencia y es tomado el peso máximo. El coeficiente de sustentación que fue tomado de acuerdo a aeronaves similares.

Ahora se determinan los valores de distancia de despegue.

- Altitud de la pista, $h_{to}=0$ ft.

- Incremento de la temperatura, 35 deg F.
- Longitud del campo de despegue, $Sto=868$ ft.
- Coeficiente de sustentación máximo en despegue, $CL_{maxto}=1.5$.
- Variación del coeficiente de sustentación para graficarlo en el matching plot, $Plot\Delta CL_{maxto}=0.3$.

Para los requerimientos de despegue, se debe tener en cuenta la ubicación de la pista de despegue, la aeronave despegue a una pista que está a nivel del mar y por eso su valor es de 0. El incremento de la temperatura es determinado por la siguiente ecuación $\Delta T=T-TISA$. Donde se muestra el incremento de la temperatura partiendo como base de la temperatura a una atmósfera estándar. Uno de los requerimientos más importantes es la longitud del campo de despegue, ya que la aeronave es también **short take-off**, y debe satisfacer esta condición.

El siguiente paso es la determinación de los valores para el ascenso (climb), como se ve en el siguiente cuadro.

Tabla 12 Datos de entrada Climb preliminar

$F_{MaxCont}$	1,00	W_{TO}	456,9 lb	$C_{D_{OEI}}$	0,0077	RC/V_S^2	0,027 ft*min/kts*2
F_{5000}	1,00	W_L	456,9 lb	$B_{DP_{OEI}}$	0,0663	$CGR_{23.67}$	0,012
$F_{OSA_{5000}}$	1,00	$C_{D_{TO_up}}$	0,0257	$\Delta C_{L_{Cl-Max}}$	0,200	RC_{OSA}/V_S^2	0,014 ft*min/kts*2
$C_{L_{max_clean}}$	1,365	$B_{DP_{TO_up}}$	0,0663	$RC_{23.65}$	300 ft/min	$CGR_{23.67_{OSA}}$	0,006
$C_{L_{max_{TO}}}$	1,5	$C_{D_{L_down}}$	0,0207	$CGR_{23.65}$	0,083	$CGR_{23.77}$	0,033
$C_{L_{max_L}}$	2,0	$B_{DP_{L_down}}$	0,0663	$CGR_{23.65_T}$	0,040	$RC_{5000_{OSA}}$	0,000 ft/min

Fuente: Los autores

Se establecen los coeficientes de sustentación, en limpio, para despegue y aterrizaje, al igual que los pesos de despegue y aterrizaje, como se dijo anteriormente estos pesos son los mismos asemejando una condición crítica. Los siguientes valores, son los equivalentes al **drag polar** para diferentes configuraciones como son: despegue con el tren arriba, aterrizaje con el tren abajo, con un motor inoperativo. Estos valores son determinados teniendo en cuenta la rata de aspecto del ala, algunos coeficientes de regresiones para

determinar el área mojada, esto con la ayuda de tablas que muestran aeronaves similares. También se debe tener en cuenta el área del ala.

Ahora se determinan los requerimientos de velocidad máxima de crucero.

- Altitud de 10000 ft.
- Peso de despegue, $W_{to}=456,9$ lb
- Peso de crucero, $W_{cr}=456,9$ lb.
- Velocidad máxima en crucero, $V_{crmax}=130$ kts.
- Relación de aspecto del ala, $AR_w=6$.
- Coeficiente de drag a una sustentación de 0, corregido por efectos de Mach, $CD_{0clean,m}=0.0057$
- Factor de eficiencia de Oswald, $e_{clean}=0.8$.

Como se determinó en la misión de la aeronave, es fácil decir que altitud de crucero se tiene, al igual que los pesos de despegue y de crucero, además de la relación de aspecto.

Se obtienen los resultados del número de Mach en crucero igual a **0.204** y la letra B que es de 0.0663 para el **drag polar**, de la siguiente formula.

$$C_D = C_{D_0} + B_{DP} C_L^2$$

Se determinan también los valores de maniobra y giro.

- Altitud a la cual se efectúa la maniobra, $h_m=7000$ ft.
- Velocidad a la cual se efectúa la maniobra, $V_m=79.08$ kts.
- Factor de carga, $n=1.5$ g.
- Peso de despegue, $W_{to}=456,9$ lb.
- Peso en el momento de realizar la maniobra, $W_m=456.9$ lb.
- Relación de aspecto del ala, $AR_w=6$
- Coeficiente de drag a una sustentación de 0, corregido por efectos de Mach, $CD_{0clean,m}=0.0057$
- Factor de eficiencia de Oswald, $e_{clean}=0.8$.

Una de las principales cosas que se debe tener en cuenta es la determinación de la altitud a la cual se llevará a cabo la maniobra, al igual se debe decir cuanto velocidad tendrá la aeronave durante se efectúa la maniobra.

Se obtienen los resultados del número de Mach en el momento de efectuar la maniobra este es igual a **0.139** y el valor de rata de giro en maniobra que es de **0.2362 rad/s**.

Como sigue, se determinan los valores para los requerimientos de aterrizaje.

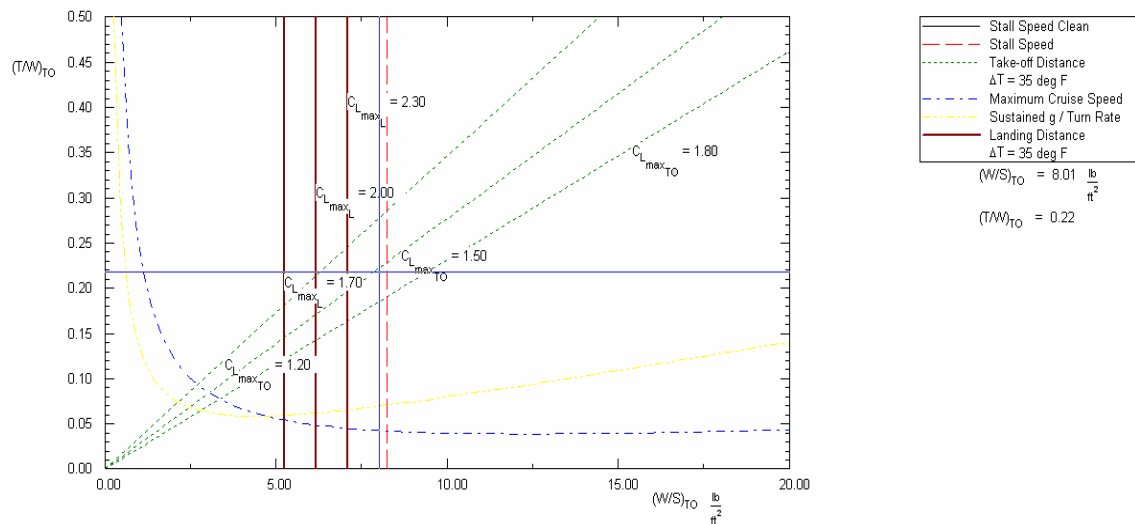
- Altitud de la pista en aterrizaje, $h_l=0$ ft.
- Peso de la aeronave en el momento de hacer el aterrizaje, $W_l=456,9$ lb.
- Peso de despegue, $W_{to}=456,9$ lb.
- Coeficiente de sustentación máximo de aterrizaje, $C_{Lmax_l}=2.0$.
- Distancia de aterrizaje, $S_l=500$ ft.

Para el momento de aterrizaje los requerimientos son parecidos a los de despegue, pensando en que la aeronave, volverá al punto de partida.

Con esta gráfica se determina los valores de “wing loading” y “thrust loading”,

Que posteriormente serán despejados para hallar el área de los planos y el empuje de los motores.

Figura 45. Grafica de relaciones de rendimiento “Wing loading vs Thrust Loading”



Fuente: Los autores

4.1.3 Esquemas preliminares de las superficies sustentadoras, superficies de control y la ubicación de los diferentes componentes en el fuselaje: En la siguiente sección se podrá observar los parámetros preliminares y los diferentes esquemas usados para el dimensionamiento de la aeronave.

Ala: Se deben asumir algunos valores como se verá a continuación, para poder calcular las dimensiones correspondientes al ala, con las siguientes tablas se muestra el rendimiento de algunos parámetros que influyen directamente al escoger dichos valores, para así obtener los valores que mejor se acomoden al diseño deseado.

Rata de Aspecto del Ala

Tabla 13. Parámetros de selección del Aspect ratio

Parameters	A (up)	A (down)
CDi	Low	High
Pitch attitude	Low	High
CL ∞	High	Low
n ∞	Poor	Good
WE	High	low

Fuente: Los autores

Teniendo en cuenta esta tabla comparativa se concluye que para este tipo de aeronave lo más apropiado es tener un **aspect ratio** alto, más o menos de **6**, ya que cumple con las necesidades que se tiene en cuanto a diseño y misión.

Es necesario tener en cuenta la mejor configuración estructural del ala. Que en este caso es **cantilever wing**, debido al diseño escogido para la aeronave, esta no va a volar a un régimen muy elevado de velocidad, pero la interferencia que ejerce otro tipo de configuración podría afectar algunas de las propiedades aerodinámicas, que afectarían de forma directa el rendimiento de la aeronave.

El siguiente paso es escoger la mejor posición de unión entre ala/fuselaje. Para este punto se tendrá en cuenta una tabla comparativa entre algunos puntos específicos.

Tabla 14. Parámetros comparativos de la ubicación del ala

Parámetros	High wing	Mid wing	Low wing
Interference drag	2	1	3
Lateral stability	1	2	3
Visibility from cabin	1	2	3
Landing gear weight	3**	2	1

Fuente: Roskam Jam. Airplane Design. Parte II. Chapter 6. p, 142

Tomando: 1 como el valor preferido y 3 el menos preferido.

** Si el tren se puede guardar en el fuselaje, el peso del tren no es necesariamente un factor. Teniendo esto en cuenta se opta por utilizar ala media por las ventajas que ofrece, como se vio en el cuadro comparativo anterior.

EL siguiente paso es seleccionar el ángulo de flechamiento a un cuarto de la cuerda del ala y la rata de espesor.

De acuerdo a la configuración del ala se escoge una configuración de ángulo de flechamiento llamada **aft sweep** (también llamada flechamiento positivo).

Donde se debe determinar el coeficiente de sustentación en crucero con la ayuda de la siguiente ecuación:

$$CL_{cr} = \frac{(W_{TO} - 0.4 * WF)}{q * S}$$

$$CL_{cr} = \frac{(456.9 - 0.4 * 154.7)}{42.25 * 56.92}$$

$$CL_{cr} = 0.16$$

Con este valor se encuentra en la gráfica el valor requerido del espesor del perfil a un determinado ángulo de flechamiento.

$$\left(\frac{W}{S}\right)_{ro} = 8.02 \frac{lb}{ft^2}$$

$$\left(\frac{456.9lb}{8.02 \frac{lb}{ft^2}}\right) = S$$

$$S = 56.97 ft^2$$

$$\left(\frac{T}{W}\right)_{ro} = 0.22$$

$$T = 456.9lb * 0.22$$

$$T = 100,518lb$$

Al determinar el área alar, tenemos una base para poder dimensionar el ala.

La determinación del **taper ratio** puede ser analizada, teniendo en cuenta la siguiente tabla que muestra las características que tiene el utilizar un alto o un bajo **taper**.

Tabla 15. Parametros de selección del taper ratio

Parámetros	λ (up)	λ (down)
WE	High	Low
Tip stall	Good	Low
Wing fuel volume	Good	low

Fuente: Los autores

Teniendo en cuenta las propiedades mostradas en la gráfica anterior y los requerimientos de la aeronave se concluye que es necesario un **taper** de **0.6**.

Teniendo el valor del área alar, el siguiente paso es determinar la envergadura, para dimensionar el ala.

$$A = 6$$

$$\lambda = 0.6$$

$$A = \frac{b^2}{S}$$

$$b^2 = A * S$$

$$b^2 = (6) * (56.92)$$

$$b = 18.48 \text{ ft}$$

$$A = \left(\frac{2b}{Cr(1 + \lambda)} \right)$$

$$Cr = \left(\frac{2 * 18.48}{6(1 + 0.6)} \right)$$

$$Cr = 3.85 \text{ ft}$$

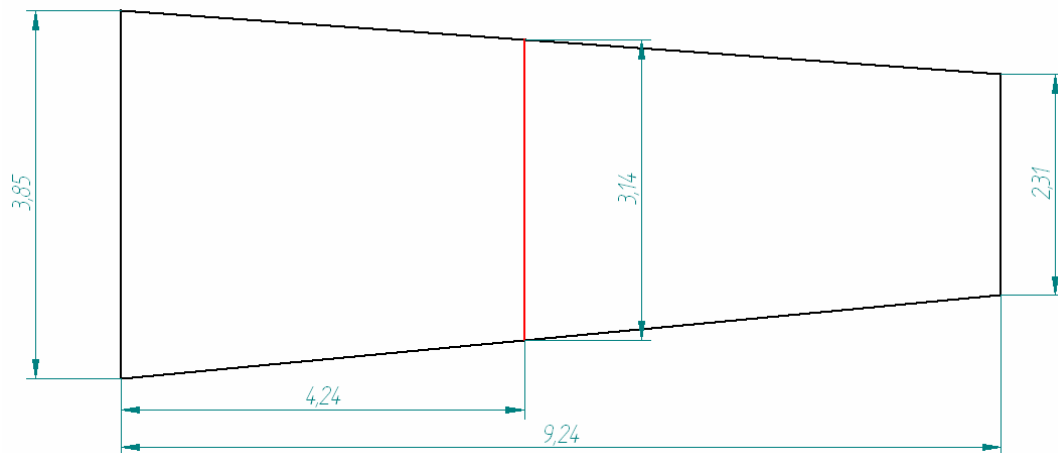
$$\lambda = \frac{C_T}{C_R}$$

$$C_T = 0.6 * 3.85$$

$$C_T = 2.31 \text{ ft}$$

Con estas medidas se dimensiona el ala que se requiere como se observa en el siguiente dibujo.

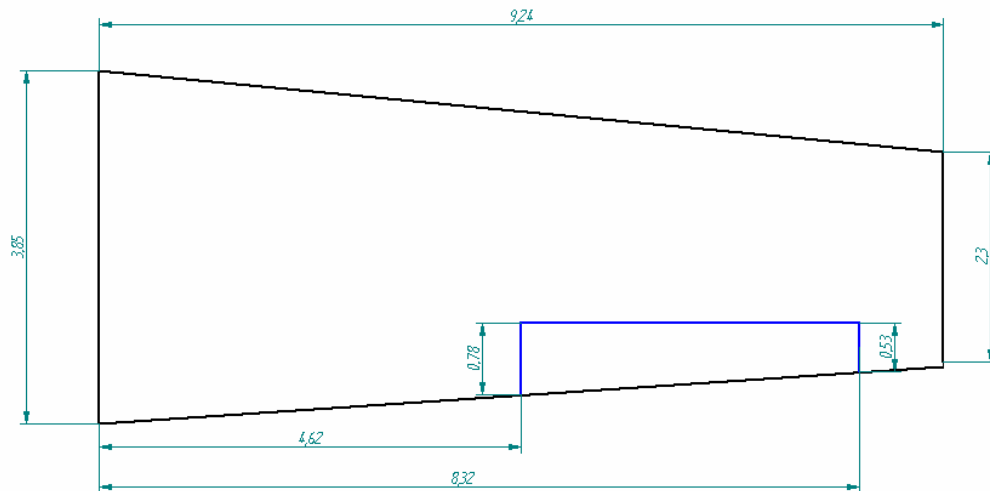
Figura 46. Dimensionamiento del ala (medidas en pies)



Fuente: Los autores

Teniendo en cuenta que el ala tiene un flechamiento de 3° y además en este dibujo se ve solo la mitad del ala. Para la elaboración del alerón se tiene en cuenta que típicamente estos se extienden desde el 50% hasta alrededor del 90% de la envergadura. El 10% restante provee un pequeño control de efectividad debido al flujo de vortex en la punta de las alas.

Figura 47. Dimensionamiento del Alerón (medidas en pies)



Fuente: Los autores

El paso siguiente es la determinación del perfil a usar, para esto es necesario tener en cuenta el número de Reynolds, con la ayuda del programa profili se puede tener una mejor fuente de información acerca de las características del perfil.

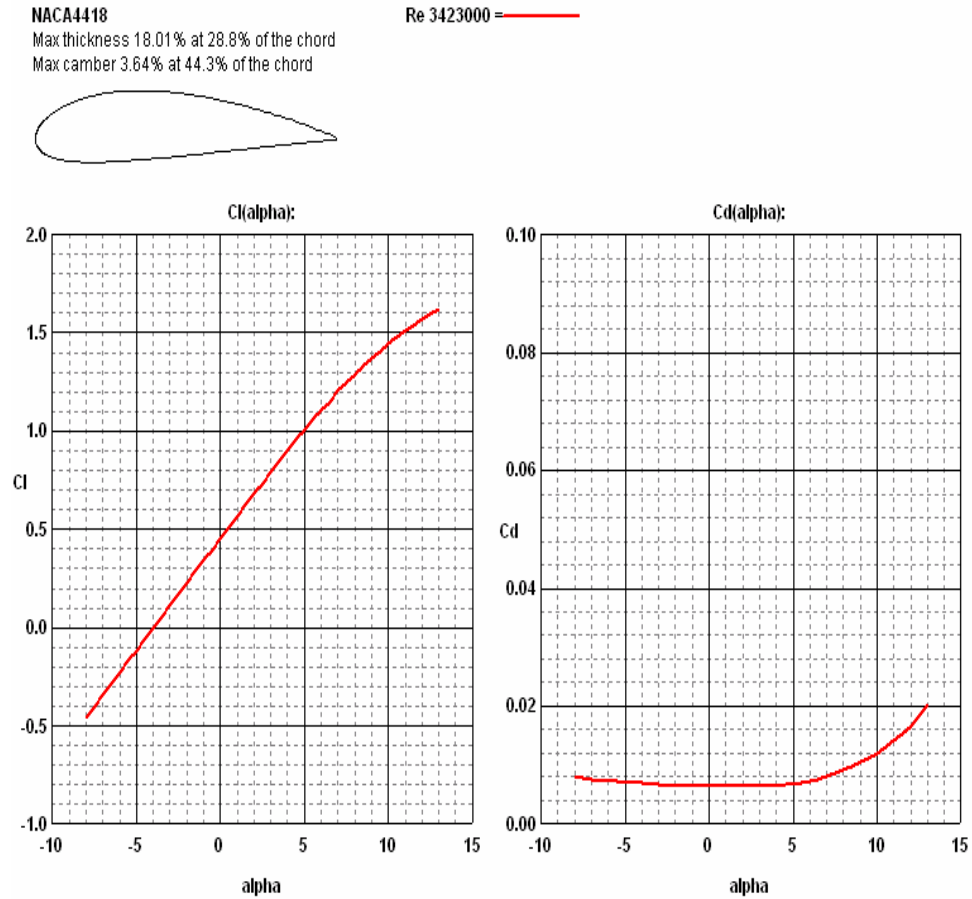
$$Re = \frac{\rho * V * c}{\mu}$$

$$Re = \frac{(0.1756 * 10^{-2})(219.41)(3.14)}{0.3534 * 10^{-6}}$$

$$Re = 3423292$$

Teniendo en cuenta que es necesario un espesor bastante elevado para la colocación del sistema **fan-in-wing**, se opta por buscar un perfil con buen coeficiente de sustentación que además tenga un espesor mayor o igual a 18.

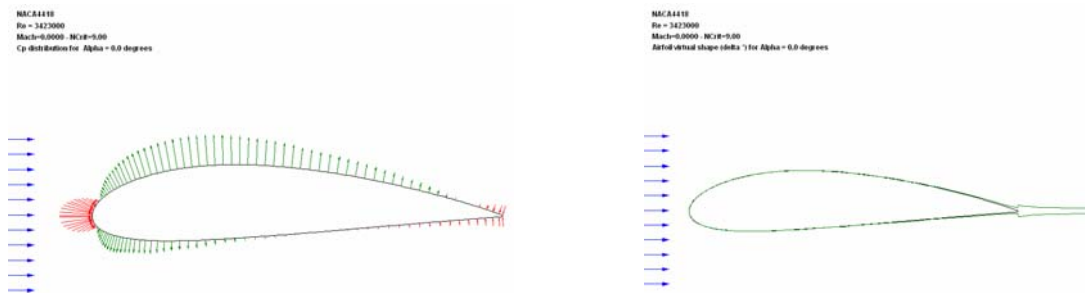
Figura 48. Características Aerodinámicas del perfil NACA 4418



Fuente: Profili VERSION 2.15

Las siguientes gráficas muestran el comportamiento del perfil, a los diferentes ángulos de ataque, y también de forma virtual se puede apreciar el comportamiento del flujo a través del perfil y su separación.

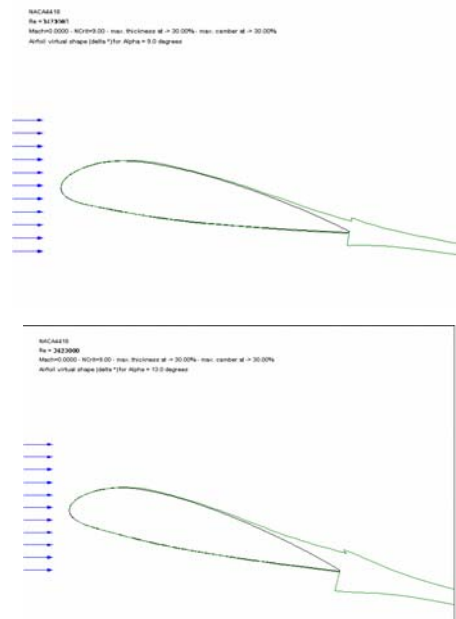
Figura 49. Representación grafica del Cp y el flujo sobre el perfil



Fuente : Profili VERSION 2.15

Se puede apreciar que el perfil está rodeado por el flujo del aire que en la gráfica aparece de color verde, al aumentar el ángulo de ataque el flujo permanece pegado al perfil hasta que este llega a un ángulo de inclinación de más o menos 9° (grados) el flujo se empieza a separar del perfil, cuando llega a una inclinación de 13° el flujo se separa bastante como se observa en la siguiente gráfica

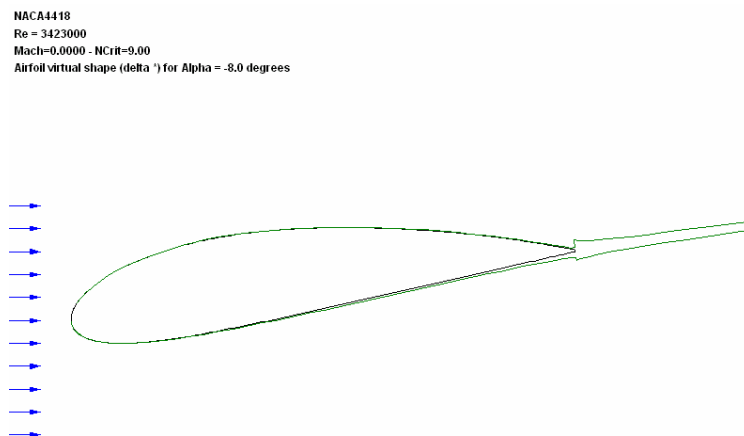
Figura 50. Desprendimiento de la capa limite angulos de ataque 9 y 13 grados



Fuente: Profili VERSION 2.15

Con ángulos negativos por ejemplo -8° no se produce separación del flujo.

Figura 51. Capa limite a ángulos de ataque negativos



Fuente: Profili VERSION 2.15

El método para la verificación del CL_{max} limpio de la aeronave, es mostrado a continuación.

Teniendo los valores de los coeficientes de sustentación para despegue, aterrizaje, y limpio, además de algunos otros valores como se muestra.

$$CL_{max} = 1.3$$

$$CL_{maxTO} = 1.5$$

$$CL_{maxL} = 2$$

$$A = 6$$

$$S = 56.92 \text{ ft}^2$$

$$b = 18.48 \text{ ft}$$

$$\Lambda_{c/4} = 3^\circ$$

$$\lambda = 0.6$$

$$Cr = 3.85 \text{ ft}$$

$$Ct = 2.31 \text{ ft}$$

$$CL_{maxW} = 1.1 * CL_{max}$$

$$CL_{maxW} = 1.1 * 1.3$$

$$CL_{maxW} = 1.43$$

$$CL_{maxWunswept} = \frac{CL_{maxW\text{swept}}}{\cos \Lambda_{c/4}}$$

$$CL_{maxW\text{swept}} = CL_{maxWunswept} * \cos \Lambda_{c/4}$$

$$CL_{maxW\text{swept}} = 1.43 * 0.9986$$

$$CL_{maxW\text{swept}} = 1.428$$

Para un **taper ratio** de mas o menos cuatro, se utiliza un $K\lambda = 0.95$ y para un **taper ratio** de uno, se utiliza un $K\lambda = 0.88$.

$$CL_{\max W} = \frac{K\lambda(c_{l_{\max r}} + c_{l_{\max t}})}{2}$$

$$\frac{2 * CL_{\max W}}{K\lambda} = (c_{l_{\max r}} + c_{l_{\max t}})$$

$$(c_{l_{\max r}} + c_{l_{\max t}}) = \frac{2 * 1.428}{0.95}$$

$$(c_{l_{\max r}} + c_{l_{\max t}}) = 3.00$$

(1)

Este es el valor que se requiere para obtener el tipo de **flaps** que se debe utilizar así como también determinar si es necesario utilizarlos o si por el contrario el perfil a utilizar, cumple satisfactoriamente la anterior relación.

Como se dijo anteriormente, se escogió un perfil NACA 4418, calculando los números Reynolds para cada uno de los extremos del ala (tip, root) tenemos que:

$$Rn_r = \frac{\rho * v * c_r}{\mu}$$

$$Rn_r = \frac{(0.1756 * 10^{-2})(219.41)(3.85)}{0.3534 * 10^{-6}}$$

$$Rn_r = 4.197349 * 10^6$$

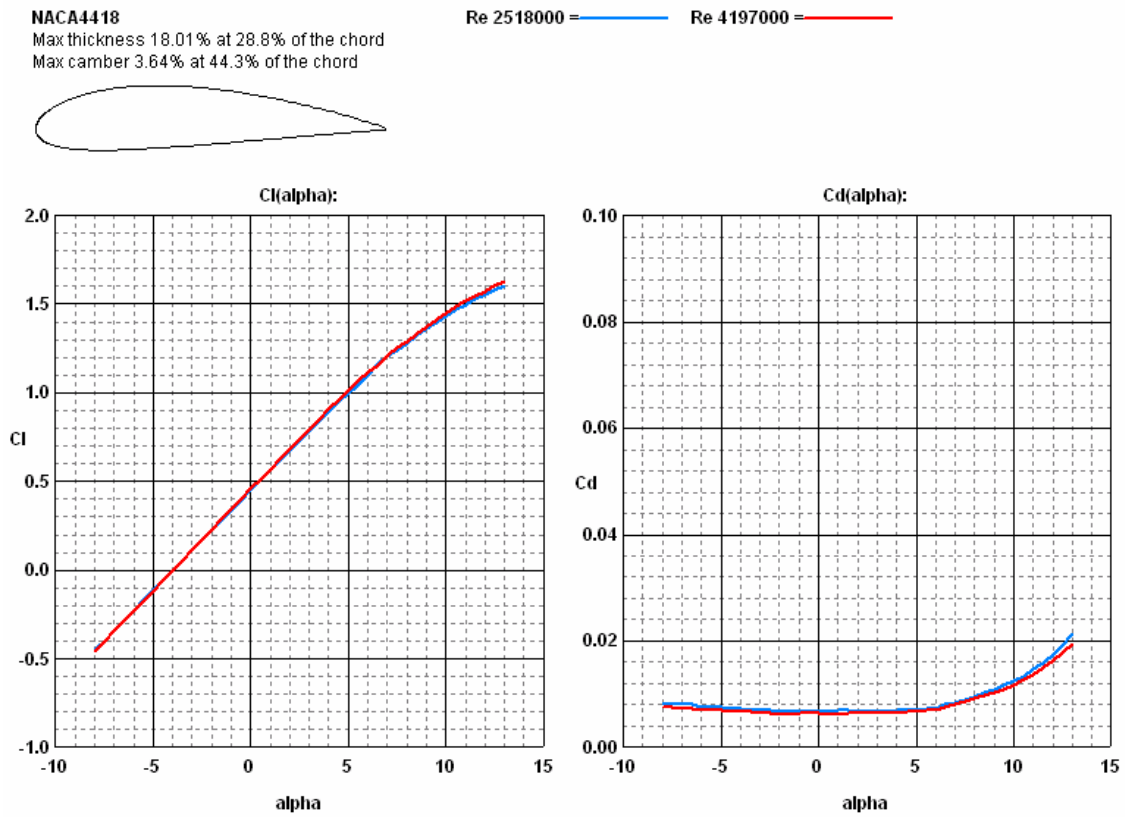
$$Rn_t = \frac{\rho * v * c_t}{\mu}$$

$$Rn_t = \frac{(0.1756 * 10^{-2})(219.41)(2.31)}{0.3534 * 10^{-6}}$$

$$Rn_t = 2.518409 * 10^6$$

Con estos números de Reynolds plasmados en una gráfica del perfil tanto de la raíz como de la punta del ala, determinamos los coeficientes de sustentación máximos

Figura 52. Características aerodinámicas perfiles punta y raíz del ala



Fuente: Profili VERSION 2.15

Entonces sustituyendo los valores de sustentación máximos del perfil en la ecuación (1) que fue encontrada anteriormente obtenemos:

$$(c_{l_{max_r}} + c_{l_{max_t}}) = 3.00$$

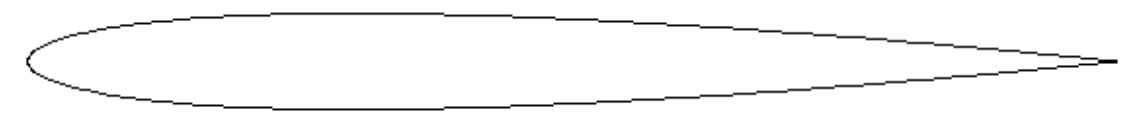
$$(c_{l_{max_r}} + c_{l_{max_t}}) = 3.00$$

$$\boxed{1.6271 + 1.5995 = 3.2266}$$

Se concluye que se satisface la ecuación, por consiguiente se determina que no es necesaria la utilización de superficies hipersustentadoras.

Estabilizador horizontal: Para el estabilizador horizontal se tomo un perfil simétrico, este es un NACA 0009, como se ve en la figura.

Figura 53. NACA 0009



Fuente: Profili VERSION 2.15

Algunos de los valores importantes para el dimensionamiento del estabilizador horizontal se muestran a continuación.

$$\Gamma_h = 0$$

$$i_h = 0$$

$$AR_h = 4.51$$

$$\Lambda_{c/4h} = 2.9^\circ$$

$$\lambda_h = 0.5$$

$$A = \frac{b^2}{S}$$

$$b = \sqrt{A * S}$$

$$b = 7.74 \text{ ft}$$

$$A = \left(\frac{2b}{c_r(1 + \lambda)} \right)$$

$$c_r = \left(\frac{2(7.74)}{4.51(1 + 0.5)} \right)$$

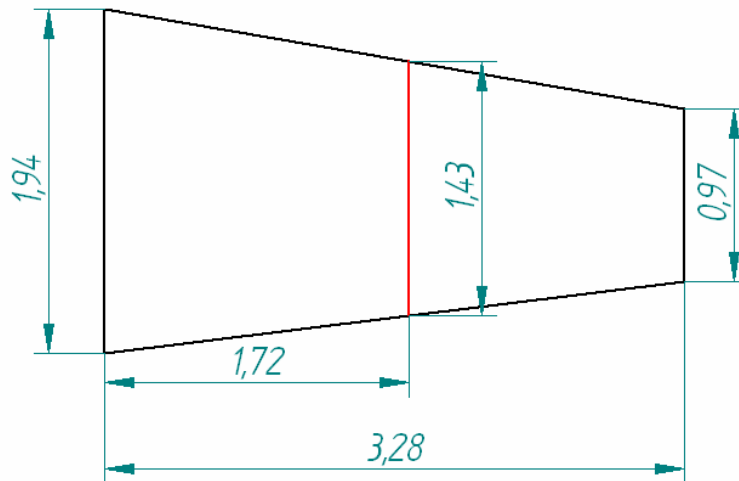
$$c_r = 2.28 \text{ ft}$$

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r}$$

$$c_r = (0.5)(2.28)$$

$$c_r = 1.14 \text{ ft}$$

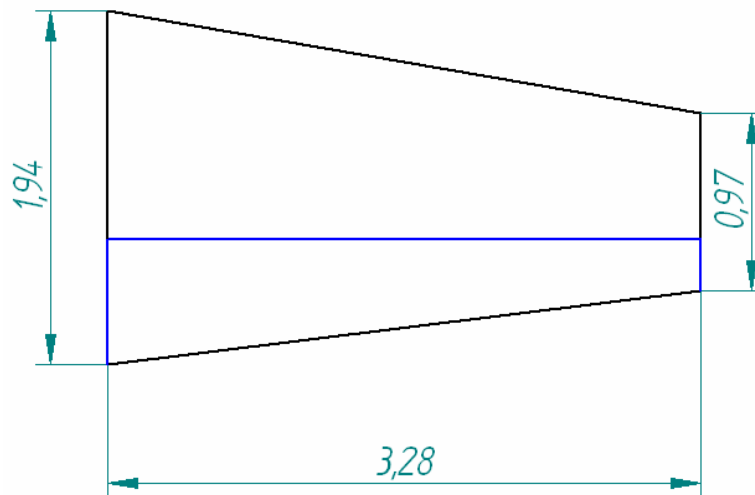
Figura 54. Diagrama estabilizador horizontal (medidas en pies)



Fuente: Los Autores

La ubicación del elevador, en el estabilizador horizontal es determinada de acuerdo a unos parámetros como son el área del estabilizador horizontal, la tasa de aspecto, **taper ratio**, ángulo de flechamiento, etc.

Figura 55. Dimensionamiento del elevador (medidas en pies)



Fuente: Los autores

Estabilizador Vertical: Para el estabilizador horizontal se tomo un perfil simétrico, este es un NACA 0012, como se ve en la figura.

Figura 56. NACA 0012



Fuente: Profili VERSION 2.15

Algunos de los valores importantes para el dimensionamiento del estabilizador vertical se muestran a continuación.

$$\Gamma_h = 0$$

$$i_h = 0$$

$$AR_h = 1.54$$

$$\Lambda_{c/4h} = 30^\circ$$

$$\lambda_h = 0.52$$

$$A = \frac{b^2}{S}$$

$$b = \sqrt{A * S}$$

$$b = 3.17 \text{ ft}$$

$$A = \left(\frac{2b}{c_r(1 + \lambda)} \right)$$

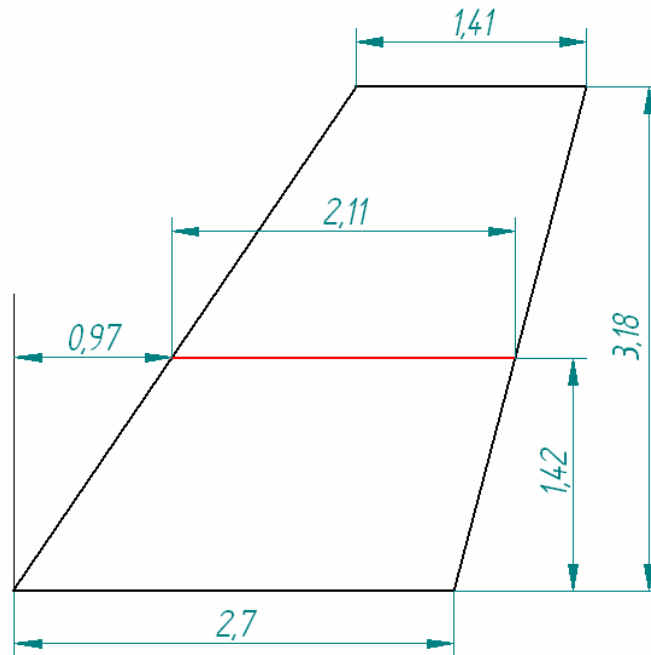
$$c_r = \left(\frac{2(3.17)}{1.54(1 + 0.52)} \right)$$

$$c_r = 2.71 \text{ ft}$$

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r}$$

$$c_t = 1.41 \text{ ft}$$

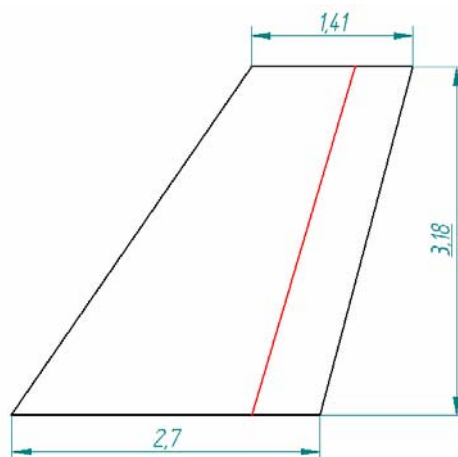
Figura 57. Diagrama estabilizador Vertical (medidas en pies)



Fuente: Los autores

La ubicación del timón, en el estabilizador vertical es determinada de acuerdo a unos parámetros como son el área del estabilizador vertical, la rata de aspecto, **taper ratio**, ángulo de flechamiento, etc.

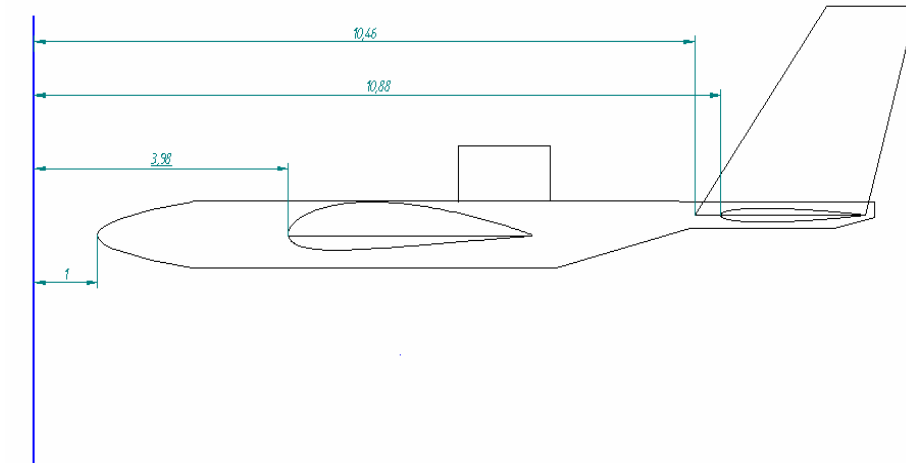
Figura 58. Dimensionamiento del timon (medidas en pies)



Fuente: Los autores

Teniendo el dimensionamiento de las diferentes partes de la aeronave, se procede a realizar el dibujo del posicionamiento de cada uno de los anteriores componentes, como sigue.

Figura 59. Ubicación superficies Sustentadoras (medidas en pies)



Fuente: Los autores

4.1.4 Pesos clase II , ubicación de los centros de gravedad de la aeronave: En este análisis se mostraran los resultados finales de peso y ubicación de centros de gravedad usando el método clase II el cual incluye los métodos de Cessna , explicados anteriormente para hallar los diferentes pesos de los diferentes componentes este análisis es mostrado como resultado del proceso de calculo de pesos llevado a cabo.

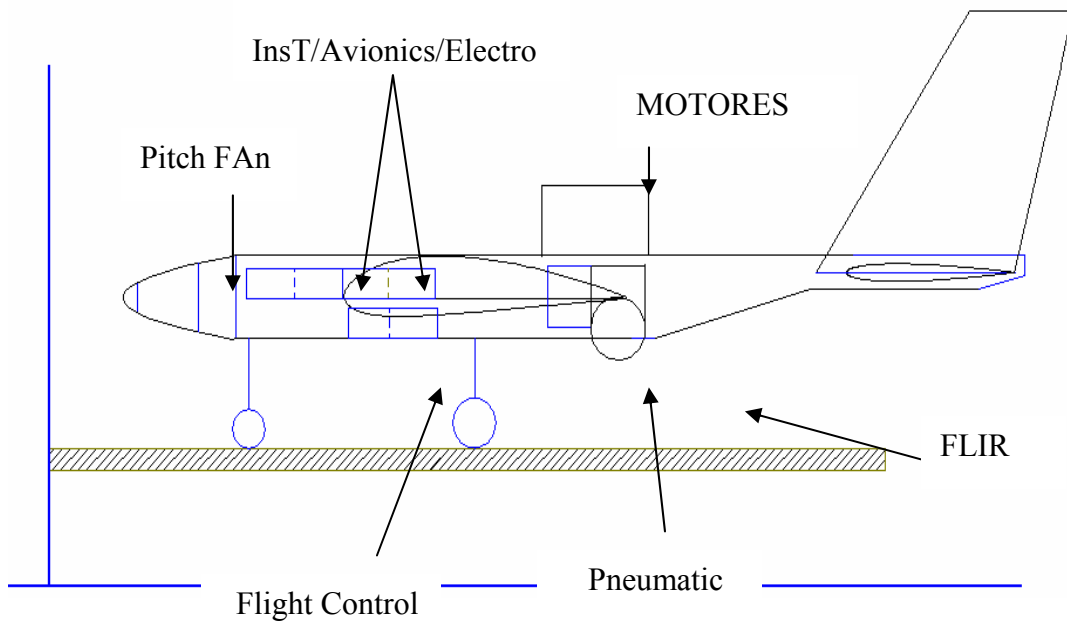
Tabla 16. Datos de Pesos y ubicación de componentes

	Component	Wi(lb)	Xi(in)	Wi*Xi(lb*in)
1	Fuselage Group	6,6	58,1	383,46
2	Wing Group	39,7	61,7	2449,49
3	Empenage Group H.T	8,2	135,9	1114,38
4	V.T	1,5	142,1	213,15
6	Landing Gear	51,2	72,7	3722,24
7	Propulsion Group Engines	38	87	3306
8	Main Fans	20	63,7	1274
9	Nose Fan	5	25,3	126,5
10	Air Induction System	2	87	174
11	Fuel System	20,6	76,6	1577,96
	Fixed Equipment Group			
12	Flight Control	48,2	55,08	2654,856
13	Pneumatic	3,7	84,72	313,464
14	Inst/Avionics/Electro	32,3	39,48	1275,204
	Empty Weight (We)	277		
15	Trapped Fuel and Oil	2,2	56,6	124,52
	Operation Empty (Woe)	279,2		
16	Fuel	148,4	56,6	8399,44
17	Reconnaissance System	29,26	91,04	2663,8304
	Take off Weight (Wto)	456,86		

Fuente: Los autores

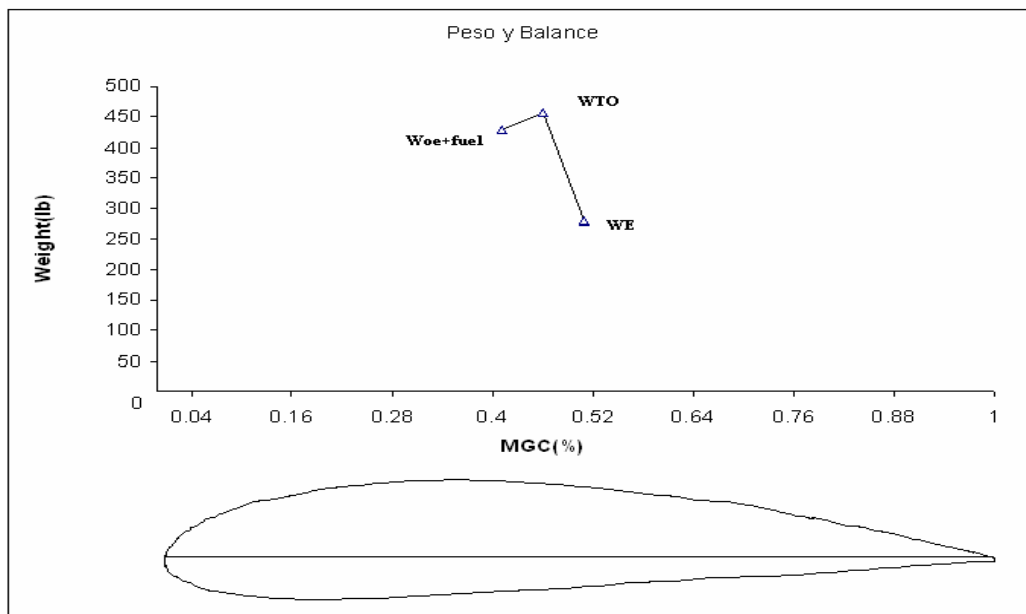
Una vez obtenido estos pesos y la ubicación de los componentes como se muestra en la figura (60) obtenemos la ubicación final de los centros de gravedad tanto de despegue como el más delantero y el mas trasero la ubicación de estos centros de gravedad con respecto a la cuerda media geométrica del ala se muestran en la figura (61)

Figura 60. Ubicación de los componentes de la aeronave



Fuentes: los auto

Figura 61. Diagrama de Excursión de los centros de gravedad



Fuente: Los autores

Teniendo en cuenta esto para dar una ubicación exacta de los centros de gravedad tenemos con respecto a la tabla uno que:

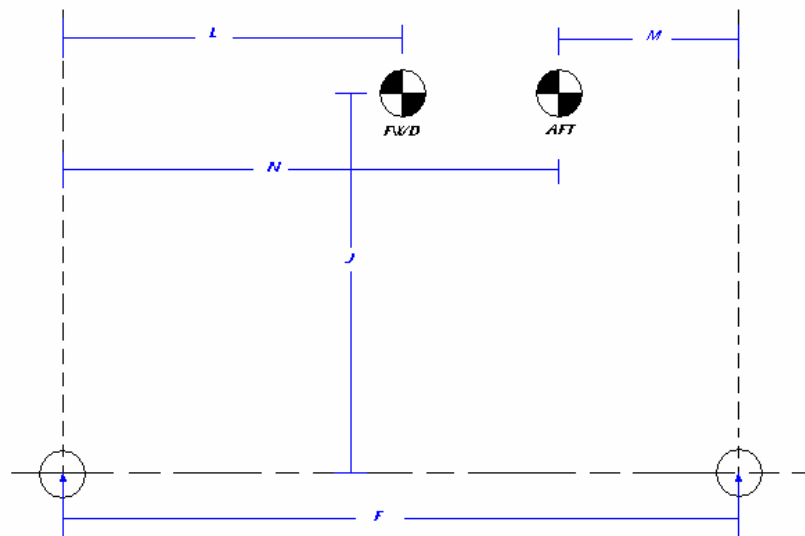
$$X_{cgmostaft} = \frac{\sum_{11}^1 X_i * W_i}{W_e} = 67.09inch = 5.59 \text{ ft}$$

$$X_{cgmostfwr} = \frac{\sum_{16}^1 X_i * W_i}{W_{oe} + fuel} = 63.39inch = 5.28 \text{ ft}$$

$$X_{cg} = \frac{\sum_{17}^1 X_i * W_i}{W_{to}} = 65.16inch = 5.43 \text{ ft}$$

4.1.5 Tren de aterrizaje: Para el dimensionamiento y la ubicación del tren de aterrizaje el tiene una configuración de triciclo se tuvo en cuenta los siguientes cálculos de diseño:

Figura 62. Ubicación para el cálculo de fuerzas del tren con respecto a los centros de gravedad



Fuente: Los autores

$$W_{TO} = 456.9lb$$

$$W_{MLG} = 388.36(85\%W_{TO})$$

$$W_{NLG} = 68.53lb(15\%W_{TO})$$

$$P_N = 68.53lb$$

$$P_M = 388.36lb$$

$$M = 0.21ft$$

$$J = 1.47ft$$

$$F = 3.08ft$$

$$L = 2.57ft$$

$$N = 2.87ft$$

$$\text{Maximum static main gear load (PM)} = \frac{(W_{TO})(F - M)}{2F}$$

$$\frac{(456.9)(3.08 - 0.21)}{2(3.08)} = \boxed{212.87lb}$$

Mas o menos el 95%

$$\text{Maximum static nose gear (PNSmax)} = \frac{W_{TO}(F - L)}{F}$$

$$\frac{(456.9)(3.08 - 2.57)}{3.08} = \boxed{75.65lb}$$

$$\text{Minimum nose load (PNSmin)} = \frac{(W_{TO})(F - N)}{F}$$

$$\frac{(456.9)(3.08 - 2.87)}{3.08} = \boxed{31.15lb}$$

Es más o menos el 5%

$$\text{Dynamic nose gear load (PND)} = P_{NS\max} + \frac{10J * W_{TO}}{32.2F}$$

$$75.65 + \frac{10(1.47)(456.9)}{32.2(3.08)} = \boxed{143.37}$$

$$\frac{P_{dyn}}{P_{stat}} = 1.57$$

$$P_{stat}$$

$$P_{designtotalNS} = P_{\max\ static} * 2.5$$

$$P_{designtotalNS} = (75.65)(2.5)$$

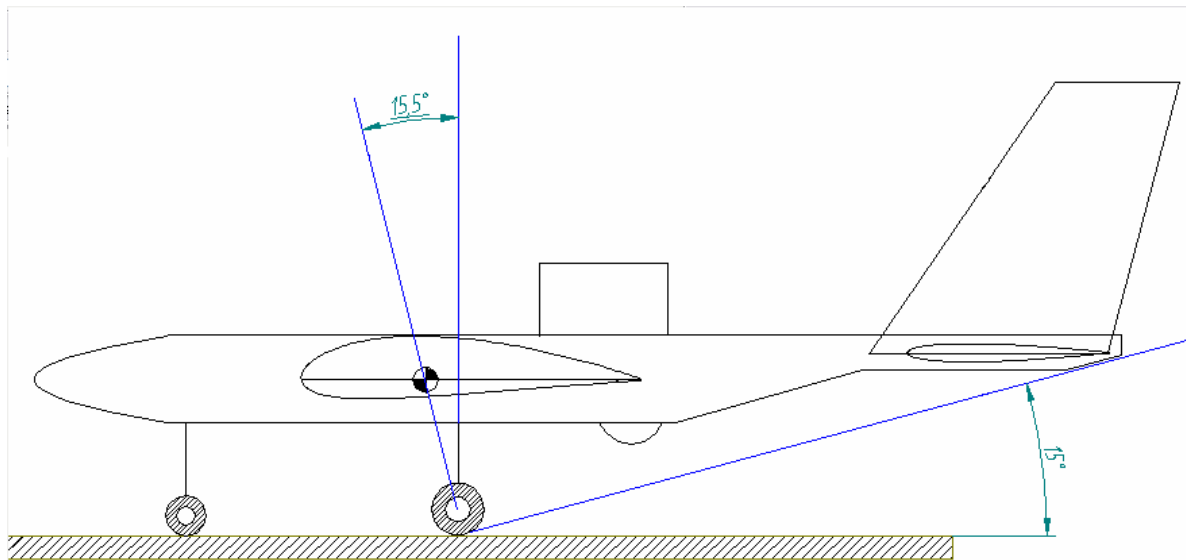
$$P_{designtotalNS} = 189.125lb$$

$$P_{designtotaMAIN} = P_{\max} * 2.5$$

$$P_{designtotaMAIN} = (212.87)(2.5)$$

$$P_{designtotaMAIN} = 532.175lb$$

Figura 63. Tipback angle y posición final tren de aterrizaje



Fuente: Los autores

4.1.6 Aerodinámica vuelo recto y nivelado: Los cálculos que se pueden observar a continuación fueron realizados en la etapa de crucero de tal manera que se pudiera demostrar la aeronavegabilidad de la aeronave durante esta etapa de operación.

Sustentación en el ala: Se deben determinar valores requeridos para la elaboración de los cálculos correspondientes a la determinación de la distribución de sustentación en el ala, con la ayuda de algunos valores correspondientes a las características del perfil que se escogió con anterioridad.

Valores tales como la altitud a la cual se hace el vuelo de crucero, que como se determinó en la misión de la aeronave es de 10000 ft de altitud. Además de la velocidad que es de 130 knots, otros valores importantes son los de las pendientes de las curvas de sustentación del perfil que se utilizará en el ala, estos valores son determinados de acuerdo al perfil que es un NACA 4418, para este caso se determinan los valores teniendo en cuenta la ubicación, es decir si es en la raíz del ala o si es en la punta. Al igual que los valores de geometría del ala como son la tasa de aspecto ($AR=6.0$), área alar ($S=56.92 \text{ ft}^2$), el **taper** ($\lambda=0.6$), ángulo de flechamiento ($\Lambda_{c/4} = 3^\circ$), el espesor del perfil en porcentaje es de 18, es fácil determinarlo ya que el perfil nos especifica sus características con su número. Otros valores importantes al momento de calcular las pendientes de la curva de sustentación son las relacionadas con los valores del **gap**, o espacio que existe entre ala-alerón en porcentaje de la cuerda, que es igual a 1.82%, así

como la localización del **gap** desde el borde de ataque del perfil, hasta el borde de ataque del alerón y esto también en porcentaje de la cuerda.

Como resultado se obtienen coeficientes de pendientes de las curvas de sustentación tanto en el perfil, como en el ala, estos son para un número de mach igual a cero, también en limpio, como se verá a continuación en el cuadro.

Con las siguientes ecuaciones se determinan los parámetros que se muestran en el cuadro:

$$C_{L\alpha_w} = \frac{2\pi AR_{q,s} f_{gap_w}}{2 + \left\{ \frac{AR_w^2 \beta^2}{k^2} \left(1 + \frac{\tan^2 \Lambda_c / 2_w}{\beta^2} \right) + 4 \right\}^{\frac{1}{2}}}$$

$$C_{L_{w\alpha clean}} = -\alpha_{w\alpha clean} C_{L_{w\alpha clean}}$$

Tabla 17. Coeficientes y parámetros de la sustentación del ala

K_{wf}	1.005	$C_{L_{w\alpha clean}}$	4.3821 rad ⁻¹	$C_{L_{w\alpha}}$	4.3821 rad ⁻¹
$f_{gap_{wo}}$	0.89	$C_{L_{w\alpha @M=0 clean}}$	4.3228 rad ⁻¹	$C_{L_{\alpha_{wf}}}$	4.3844 rad ⁻¹
f_{gap_w}	0.98	$C_{L_{w\alpha @M=0}}$	4.3228 rad ⁻¹		
$C_{l_{\alpha_w @M=0}}$	6.0161 rad ⁻¹	$C_{L_{\alpha_{wf clean}}}$	4.3844 rad ⁻¹		

Fuente: los autores

Donde K_{wf} es el factor de interferencia del ala-fuselaje. Y otros valores como son los factores de corrección del **gap** en el ala.

Como el ala no tiene **flaps**, se tiene que $C_{L_{W\alpha}} = C_{L_{W\alpha clean}}$

Posteriormente se determinan unos valores para determinar los coeficientes de sustentación en el ala para un ángulo alfa de cero grados (0°).

Los valores son similares a los requeridos anteriormente, más las pendientes de las curvas de sustentación. Al igual que se necesita información de datos como el ángulo de incidencia del ala, y el ángulo de **twist**, que en este caso es de cero (0) para ambos ángulos.

Con la ayuda de las siguientes ecuaciones se obtienen los valores que se muestran a continuación:

$$\alpha_{o1w} = - \int_0^1 \frac{\varepsilon(\eta)}{\varepsilon_{a_w}} L_a(\eta) d\eta$$

El **twist** aerodinámico local a la estación de la envergadura para la cual la seccional básica de sustentación es, **-0.4**

$$C_{L_{wf\ clean}} = C_{L_{wf\alpha\ clean}} \left(\alpha - \alpha_{w_{o\ clean}} + i_w \right)$$

Coefficiente de sustentación ala-fuselaje es, **0.2908**

$$C_{L_{w_{o\ clean}}} = -\alpha_{w_{o\ clean}} C_{L_{w\alpha\ clean}}$$

El coeficiente de sustentación del ala a un ángulo de cero grados es, **0.2906**

Con la ayuda de algunos cálculos simples, se puede encontrar la velocidad del sonido a la altitud especificada, y con la velocidad de crucero, se obtiene el número de mach en un vuelo estable. También se obtienen ángulos a los cuales no se produce sustentación, sin y con efectos de flaps, que como se dijo anteriormente, no se cuenta con superficies hipersustentadoras. Se empiezan a determinar los coeficientes de sustentación en el ala a un ángulo de ataque de cero grados y los coeficientes de sustentación debido a la contribución de ala-fuselaje.

El coeficiente de sustentación máximo se determina primero para el perfil y luego para la superficie, como se verá a continuación.

Se deben determinar las especificaciones tanto del perfil, como de su geometría, es decir el valor de la cuerda en la raíz y el valor de la cuerda en la punta del ala, así como también el espesor del perfil en porcentaje, la altitud de crucero, la velocidad de pérdida.

Para obtener el número de Reynolds en la raíz y punta del ala, además de los coeficientes de sustentación máximos para la raíz y punta del ala, estos valores son de **1.53** para ambos.

Con los coeficientes de sustentación calculados anteriormente y con valores anteriores de ángulo de flechamiento, cuerda en la raíz y en la punta del ala, y con el coeficiente de sustentación máximo limpio es posible determinar el coeficiente de sustentación limpio máximo en el ala, que es de **1.416**.

Este es computado por la siguiente ecuación

$$C_{L_{w_{max\ clean}}} = k_{\lambda_w} \frac{\cos \Lambda_{c/4w} (c_{l_{max\ r_w}} + c_{l_{max\ t_w}})}{2}$$

Como se está volando en vuelo recto y nivelado (crucero), se determina que el ángulo de ataque es de cero grados, al igual que el ángulo de incidencia, además de los coeficientes y pendientes que se han determinado con anterioridad, para determinar los coeficientes de sustentación en el ala y los producidos por el ala-fuselaje. Donde **CLW = 0.2088** y **CLWF = 0.2089**.

Sustentación en el estabilizador horizontal: Para la determinación de la pendiente de la curva de sustentación en el estabilizador horizontal, es necesario determinar ciertos valores que ayudarán a encontrar el valor de la pendiente, como son:

- Altitud = 10000 ft, que fue determinada en la misión de la aeronave.
- Velocidad = 130 knots, esta es la velocidad en vuelo crucero.
- Coeficientes de sustentación tanto en la punta como en la raíz del estabilizador, que se encuentran de acuerdo a las características del perfil (NACA 0009).
- Área del estabilizador horizontal $S=13.30 \text{ ft}^2$
- Rata de aspecto, $AR_h = 4.51$
- Taperado del estabilizador horizontal, $\lambda_h = 0.5$
- Angulo de flechamiento, $\Lambda_{c/4h} = 2.9^\circ$
- Espesor del perfil en porcentaje, que es igual a 9%.
- Ubicación del perfil en las coordenadas z.
- Altura del fuselaje donde será ubicado el estabilizador horizontal.

- Porcentaje del gap del elevador con respecto a la cuerda.

Con la ayuda de estos términos se puede encontrar los valores de exposición, pendientes y otros valores que juegan un papel importante en el diseño.

Tabla 18. Valores de entrada aerodinámica del estabilizador horizontal

$S_{h_{exp}}$	6.64 ft ²	$C_{l_{\alpha_h}} @ M=0$	6.2452 rad ⁻¹	$C_{L_{h_{\alpha_{exp}}}}$	3.7288 rad ⁻¹
$AR_{h_{exp}}$	3.72	$f_{gap_{ho}}$	0.89	$C_{L_{h_{\alpha}}}$	4.0542 rad ⁻¹
$\lambda_{h_{exp}}$	0.57	f_{gap_h}	0.99		
$b_{h_{exp}}$	4.97 ft	$K_{h(b)} + K_{b(h)}$	1.56		

Fuente: Los autores

$$C_{L_{h_{\alpha}}} = C_{L_{h_{\alpha_{exp}}}} \frac{S_{h_{exp}}}{S_h} (K_{h(B)} + K_{B(h)})$$

La pendiente de la curva del estabilizador horizontal es, 4.0542.rad⁻¹

$$C_{L_{h_{\alpha_{exp}}}} = \frac{2\pi AR_{h_{exp}} f_{gap_h}}{2 + \left\{ \frac{AR_{h_{exp}}^2 \beta^2}{k^2} \left(1 + \frac{\tan^2 \Lambda_c / 2h}{\beta^2} \right) + 4 \right\}^{\frac{1}{2}}}$$

La pendiente de la curva de sustentación del estabilizador horizontal expuesta es, 3.7288.rad⁻¹.

Como se puede ver en el anterior cuadro, se encontraron valores de área expuesta, rata de aspecto expuesta, etc. Además de las correcciones en el **gap** y especialmente la pendiente de la curva de sustentación.

Se deben determinar las variables como son, el área alar, la rata de aspecto en el ala, el **taper** del ala, el ángulo de flechamiento, y estos mismos valores pero para el estabilizador horizontal, además de ángulo dihedral, ubicación en las coordenadas X y Z, tanto para ala, como para estabilizador horizontal. Como se ve a continuación:

Tabla 19. Parámetros para determinar el downwash

S_w	56.92	X_{apex_w}	4 ft	S_h	13.30	Γ_h	0.0
-------	-------	--------------	------	-------	-------	------------	-----

	ft ²				ft ²		
AR _w	6.00	Z _{c_r/4_w}	3.39 ft	AR _h	4.51	X _{apex_h}	10.88 ft
λ _w	0.60	C _{L_wα_{clean}}	4.3821 rad ⁻¹	λ _h	0.50	Z _{c_r/4_h}	3.68 ft
Λ _{c/4_w}	3.0 deg	C _{L_wα@M=0_{clean}}	4.3228 rad ⁻¹	Λ _{c/4_h}	2.9 deg	Δ(dε _h /dα) _{power}	0.0

Fuente: Los autores

Con estos términos se determinan los valores para poder encontrar el gradiente de

Downwash:

$$\frac{d\varepsilon_h}{d\alpha} = \left(\frac{d\varepsilon_h}{d\alpha} \right)_{p.off} + \Delta \left(\frac{d\varepsilon_h}{d\alpha} \right)_{power}$$

El gradiente de **Downwash** en el estabilizador horizontal incluyendo los efectos de potencia es, 0.5020

$$\left(\frac{d\varepsilon_h}{d\alpha} \right)_{clean} = 4.44 \left(K_A K_\lambda K_h \sqrt{\cos \Lambda_{c/4_w}} \right)^{1.19} \frac{\left(C_{L_{\alpha_w clean}} \right)_{M_1}}{\left(C_{L_{\alpha_w clean}} \right)_{M=0}}$$

El gradiente de **Downwash** en el estabilizador horizontal, sin los efectos de **flaps** es,

0.5020

Ángulo de **Downwash** en el estabilizador horizontal, al cual la aeronave tiene un ángulo de ataque de cero. Este ángulo se puede determinar con la ayuda del gradiente de **Downwash** y del ángulo de ataque de un ala para una sustentación de cero, además del ángulo de incidencia.

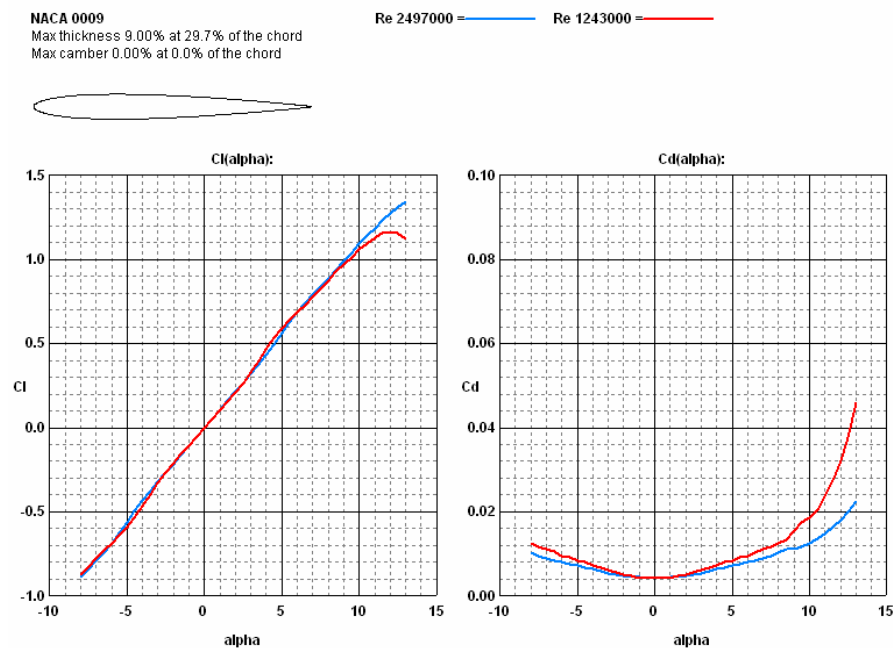
Como resultado se obtiene que el ángulo de **Downwash** es de **1.9 grados**. Este es obtenido con:

$$\varepsilon_{h_0} = - \frac{d\varepsilon_h}{d\alpha_{clean}} \left(\alpha_{w_0 clean} - i_w \right) + \Delta \varepsilon_{h_0 f}$$

De acuerdo a las características del perfil que se escogió para el estabilizador horizontal, se puede efectuar unos cálculos referentes a los máximos coeficientes de sustentación,

para la raíz como para la punta del estabilizador horizontal, los datos que se requieren son la altitud a la cual se desea hacer el cálculo (10000 ft), la velocidad de pérdida que es igual a 50 knots, las cuerdas de la raíz y la punta del estabilizador (2.29 ft y 1.14 ft respectivamente), y los espesores en la raíz y en la punta del estabilizador que es de 9%. Con estos datos se calculan los números de Reynolds para la raíz y para la punta del estabilizador dando como resultado **2496605** y **1242851** respectivamente. Con estos números de Reynolds se pueden determinar lo coeficientes de sustentación máximos en la raíz y en la punta del estabilizador que son igual a **1.3398** y **1.1215** respectivamente.

Figura 64. Parámetros aerodinámicos del perfil NACA 0009 a diferentes reynolds



Fuente: Profili V2.5

Con la ayuda de los coeficientes de sustentación máximos se determina el coeficiente de sustentación máximo en la superficie del estabilizador que es igual a **1.153** en limpio.

Sustentación en el estabilizador vertical: Es importante determinar la pendiente de la curva de **sideforce** en el estabilizador vertical, para ello se necesitan términos como:

- Altitud, 10000 ft.
- Velocidad, 130 knots.
- Area del estabilizador horizontal, 13.30 ft^2
- Distancia en el eje X desde la línea de referencia hasta el centro aerodinámico del estabilizador horizontal, 11.53 ft.

- Distancia en el eje Z, desde un eje de referencia hasta el centro aerodinámico del estabilizador horizontal, 3.68 ft.
- Area del estabilizador vertical, 6.53 ft^2
- Rata de aspecto en el estabilizador vertical, 1.54
- Taper del estabilizador vertical, 0.52.
- Angulo de flechamiento en el estabilizador vertical, 30 deg.
- Espesor del perfil, 12%.
- Distancia en el eje X desde la línea de referencia hasta el borde de ataque en la raíz del estabilizador vertical, 10.46 ft.
- Distancia en el eje Z, desde un eje de referencia hasta la base del estabilizador vertical, 3.68 ft
- Pendientes de las curvas de sustentación, 6.2504 rad^{-1} .

Con estos datos se determinan valores como la distancia entre centros aerodinámicos de los estabilizadores vertical y horizontal que es igual a **0.4096** en términos de la cuerda del estabilizador vertical. Un término bastante importante es la determinación de la pendiente de la curva del **sideforce** en el estabilizador vertical que es de, **2.2083 rad^{-1}** . Esta es obtenida de la siguiente ecuación:

$$C_{y\dot{v}\beta} = \frac{2\pi AR_{v\text{eff}} f_{gapv}}{2 + \left\{ \frac{AR_{v\text{eff}}^2 \beta^2}{k^2} \left(1 + \frac{\tan^2 \Lambda_c / 2_v}{\beta^2} \right) + 4 \right\}^{\frac{1}{2}}}$$

Para la determinación del gradiente de **Downwash** se deben establecer datos importantes para concluir con la obtención de este valor, los datos que se requieren son:

- Area alar, 56.92 ft^2 .
- Rata de aspecto en el ala, 6.0
- Taper en el ala, 0.6.
- Angulo de flechamiento en el ala, 3 deg.
- Distancia en la coordenada X entre la línea de referencia y el borde de ataque en la base del ala, 4 ft.
- Distancia en la coordenada Z de la raíz del ala a una distancia de un cuarto de la cuerda, 3.39 ft.

- Pendiente de la curva de sustentación del ala en limpio, 4.3821 rad^{-1} .
- Pendiente de la curva de sustentación del ala a un número de mach igual a cero, 4.3228 rad^{-1} .
- Area del estabilizador vertical, 6.53 ft^2
- Rata de aspecto en el estabilizador vertical, 1.54.
- Taper del estabilizador vertical, 0.52.
- Angulo de flechamiento del estabilizador vertical, 30 deg.
- Distancia en la coordenada X entre la línea de referencia y el borde de ataque en la base del estabilizador vertical 10.46 ft.
- Distancia en la coordenada Z de la raíz del estabilizador vertical, 3.68 ft.

Con estos datos se determinan valores como: Coordenada Z al centro aerodinámico del estabilizador vertical, al igual que el gradiente de **Downwash** en el estabilizador vertical que es de **0.4536**. Este es obtenido de:

$$\frac{d\varepsilon_v}{d\alpha} = \left(\frac{d\varepsilon_v}{d\alpha} \right)_{p.off} + \Delta \left(\frac{d\varepsilon_v}{d\alpha} \right)_{power}$$

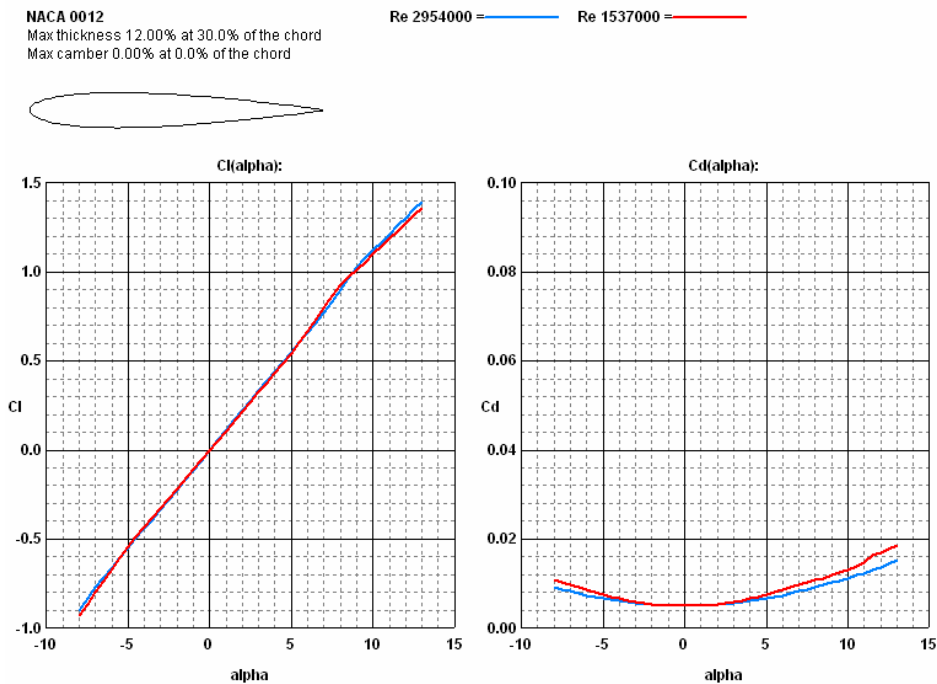
Y el ángulo de **Downwash** para el estabilizador vertical es igual a **1.7 deg**. Obtenido con la ayuda de la siguiente ecuación:

$$\varepsilon_{v0} = -\frac{d\varepsilon_v}{d\alpha_{clean}} \alpha_{w_{oclean}} - i_w + \Delta\varepsilon_{v\delta f}$$

Para determinar los coeficientes de sustentación máximos en el estabilizador vertical, se deben tener en cuenta las características del perfil que se escogió. Y la determinación del número de Reynolds tanto para la raíz como para la punta del estabilizador vertical, que es de **2954497** y **1537211** respectivamente.

Los coeficientes de sustentación máximos para el perfil son de **1.3924** para la raíz y **1.3560** para la punta.

Figura 65. Parámetros aerodinámicos del perfil NACA 0012 a diferentes reynolds



Fuente: Profili V2.5

Con los coeficientes de sustentación máximos en el perfil, se puede determinar el coeficiente de **sideforce** máximo en el estabilizador vertical, donde este es de **1.114**.

Sustentación de la aeronave: Para determinar la pendiente de la curva de sustentación de la aeronave, es necesario tener en cuenta algunos datos que son en este momento conocidos, como son:

Area del ala, 56.92 ft^2

Pendiente de la curva de sustentación ala-fuselaje limpio, 4.3844 rad^{-1}

Area del estabilizador horizontal, 13.30 ft^2

Pendiente de la curva de sustentación en el estabilizador horizontal, 4.1970 rad^{-1}

Rata de presión dinámica en el estabilizador horizontal, 1.00

Gradiente de **downwash** en el estabilizador horizontal, 0.5020

Con estos valores y con algunas ecuaciones, se determina el valor de la pendiente de la curva de sustentación de la aeronave, de la siguiente manera:

$$C_{L\alpha_h} = C_{L\alpha_a} \eta_{hp.off} \frac{S_h}{S_w} \left(1 - \left(\frac{d\epsilon_h}{d\alpha} \right)_{p.off} \right)$$

Contribución de la pendiente de la curva de sustentación de la aeronave debido al estabilizador horizontal, este valor es de, **0.4883** rad^{-1}

$$C_{L\alpha_{clean}} = C_{L\alpha_{wfn_{clean}}} + C_{L\alpha_h} + C_{L\alpha_c} + \Delta C_{L\alpha_{power}} + C_{L\alpha_{py}} + C_{L\alpha_n}$$

Pendiente de la curva de sustentación de la aeronave en configuración limpia, tiene un valor de, **4.8727** rad^{-1}

$$C_{L\alpha} = C_{L\alpha_{wfn}} + C_{L\alpha_h} + C_{L\alpha_c} + \Delta C_{L\alpha_{power}}$$

La pendiente de la curva de sustentación de la aeronave es de, **4.8727** rad^{-1} .

El coeficiente de sustentación de la aeronave y **downwash** a un ángulo de cero es determinado partiendo de los siguientes datos:

Área alar, 56.92 ft^2

Angulo de incidencia, 0.0 deg

Angulo de ataque para una sustentación de cero en el ala, -3.8 deg

Pendiente de la curva de sustentación del ala, 4.3821 rad^{-1}

Pendiente de la curva de sustentación del ala-fuselaje.

Area del estabilizador horizontal, 13.30 ft^2

Pendiente de la curva de sustentación en el estabilizador horizontal, 4.1970 rad^{-1}

Rata de presión dinámica en el estabilizador horizontal, 1.00

Angulo de ataque para una sustentación de cero en el estabilizador horizontal, 0.0 deg

Angulo de **downwash** en el estabilizador horizontal a un ángulo de ataque de la aeronave de cero, 1.9 deg.

Pendiente de la curva de sustentación de la aeronave, 4.8727 rad^{-1}

Con estos datos y con algunas ecuaciones es posible encontrar el coeficiente de sustentación de la aeronave y el **downwash**, como se muestra a continuación:

$$C_{L_0} = C_{L_{0wfn_{clean}}} + \Delta C_{L_{0\delta f}} + C_{L_{0h}} + C_{L_{0c}} + C_{L_{0vee}} + C_{L_{0p}} + C_{L_{0n}}$$

El coeficiente de sustentación a un ángulo de ataque de cero de la aeronave es de, **0.2583**

$$C_{L_{\alpha_{wf\ clean}}} = (i_w - \alpha_{w_{oclean}}) C_{L_{\alpha_{wf\ clean}}}$$

La contribución del ala-fuselaje al coeficiente de sustentación a un ángulo de ataque de cero de la aeronave es de, **0.2908**.

$$C_{L_{\alpha_h}} = -C_{L_{h\alpha}} \eta_h \frac{S_h}{S_w} (\alpha_{h_0} + \epsilon_{h_0})$$

La contribución del estabilizador horizontal a la aeronave a un ángulo de ataque de cero es de, **-0.0325**

Resistencia al avance: El análisis como se puede observar esta dividido en dos etapas en la primera se observa el análisis de la aeronave en total y la resistencia que se presenta durante la operación en crucero, en la segunda parte se hace un análisis mas detallado de cada componente teniendo como resultado un valor total de la resistencia al avance

Despegue clase I, drag polar de la aeronave con el tren de aterrizaje abajo: Se deben determinar los siguientes valores, teniendo en cuenta algunos que ya fueron determinados:

Peso de despegue, 456.9 lbs

Rata de aspecto del ala, 6

Coefficiente de regresión c para estimar el área mojada del peso de despegue, 0.1628

Coefficiente de regresión d para estimar el área mojada del peso de despegue, 0.4319

Coefficiente de regresión a para estimar el área parásita del área mojada -1.7993

Coefficiente de regresión b para estimar el área parásita del área mojada, 1.0

Area alar, 56.92.ft²

Factor de eficiencia de despegue de Oswald, 0.80

Con la ayuda de las siguientes ecuaciones se pueden determinar los valores correspondientes:

$$\log_{10} S_{wet} = c + d \log_{10} W_{TO}$$

Donde el área mojada es de 20.49.ft²

Con este valor es posible determinar el área parásita:

$$\log_{10} f = a + b \log_{10} S_{wet}$$

Donde esta es igual a, 0.33.ft²

$$C_{D_{oclean}} = \frac{f}{S_w}$$

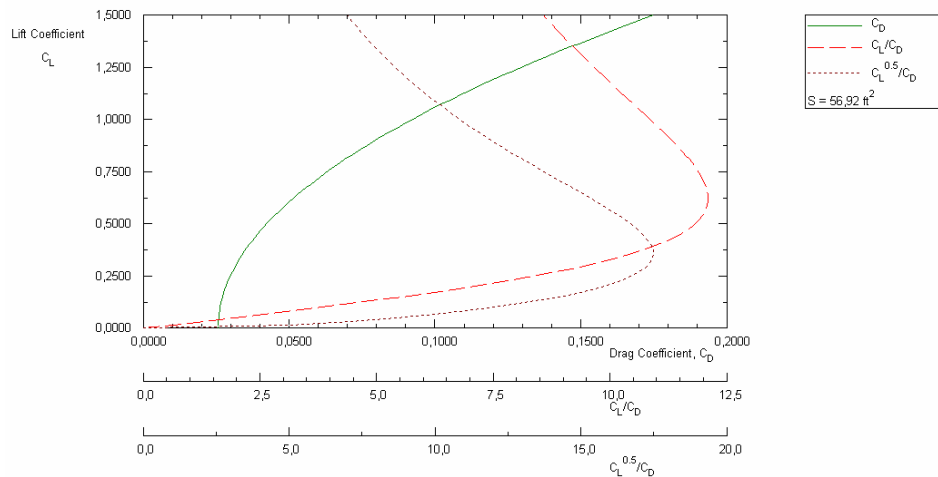
Con esta ecuación y con el valor encontrado anteriormente se obtiene un coeficiente de resistencia al avance limpio de **0.0057**

$$C_D = C_{D_{oclean}} + \Delta C_{D_o} + \frac{1}{\pi A R_w e} C_L^2$$

Y así obtenemos el coeficiente de resistencia al avance, **0.0257**

Una solución gráfica de drag polar clase I es mostrada a continuación:

Figura 66. Grafica drag polar en limpio



Fuente. Los autores

Las tres curvas que se muestran en la gráfica son:

$$C_D \text{ vs } C_L$$

$$\frac{C_L}{C_D} \text{ vs } C_L$$

$$\frac{\sqrt{C_L}}{C_D}$$

Clase I, drag polar de la aeronave con un motor inoperativo: Modificando algunos parámetros para obtener esta configuración, se encontraron los siguientes valores que posteriormente fueron graficados.

Peso de despegue, 456.9 lbs

Rata de aspecto del ala, 6

Coefficiente de regresión c para estimar el área mojada del peso de despegue, 0.1628

Coefficiente de regresión d para estimar el área mojada del peso de despegue, 0.4319

Coefficiente de regresión a para estimar el área parásita del área mojada -1.7993

Coefficiente de regresión b para estimar el área parásita del área mojada 1.0

Area alar, 56.92 ft^2

Factor de eficiencia de despegue de Oswald, 0.80

Incremento en el coeficiente de resistencia al avance debido a un motor inoperativo,

$$\Delta C_{D_{0OEI}} = 0.0020$$

Con la ayuda de las siguientes ecuaciones se pueden determinar los valores correspondientes:

$$\log_{10} S_{wet} = c + d \log_{10} W_{TO}$$

Donde el área mojada es de 20.49 ft^2

Con este valor es posible determinar el área parásita:

$$\log_{10} f = a + b \log_{10} S_{wet}$$

Donde esta es igual a, 0.33 ft^2

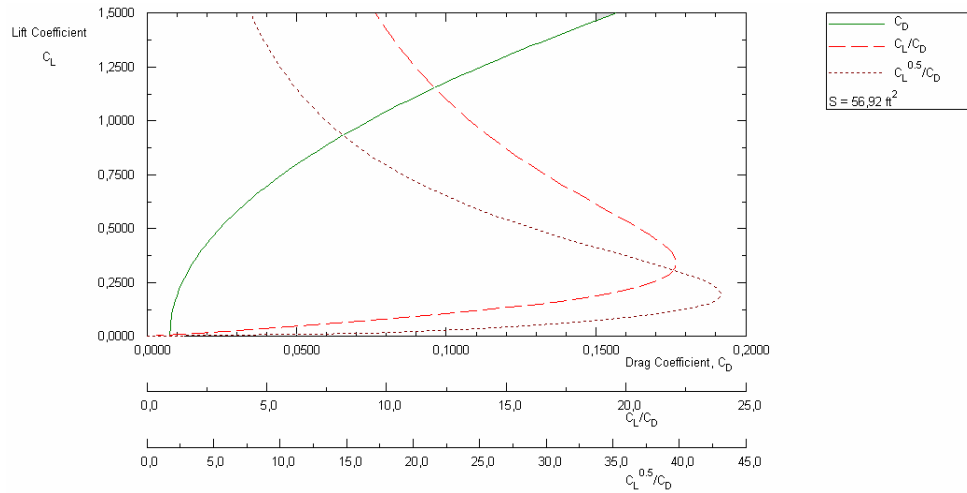
$$C_{D_{0clean}} = \frac{f}{S_w}$$

Con esta ecuación y con el valor encontrado anteriormente se obtiene un coeficiente de resistencia al avance limpio de **0.0057**

$$C_D = C_{D_{0clean}} + \Delta C_{D_0} + \frac{1}{\pi AR_w e} C_L^2$$

Y así obtenemos el coeficiente de resistencia al avance con un motor inoperativo, **0.0077**

Figura 67. Drag Polar OEI



Fuente: Los autores

Aterrizaje clase I, drag polar de la aeronave con el tren de aterrizaje abajo: Las condiciones son las mismas excepto por el coeficiente de resistencia al avance que para este caso es de 0.0150, obteniendo de esta manera la siguiente gráfica.

Con la ayuda de las siguientes ecuaciones se pueden determinar los valores correspondientes:

$$\log_{10} S_{wet} = c + d \log_{10} W_{TO}$$

Donde el área mojada es de $20.49 \cdot ft^2$

Con este valor es posible determinar el área parásita:

$$\log_{10} f = a + b \log_{10} S_{wet}$$

Donde esta es igual a, $0.33 \cdot ft^2$

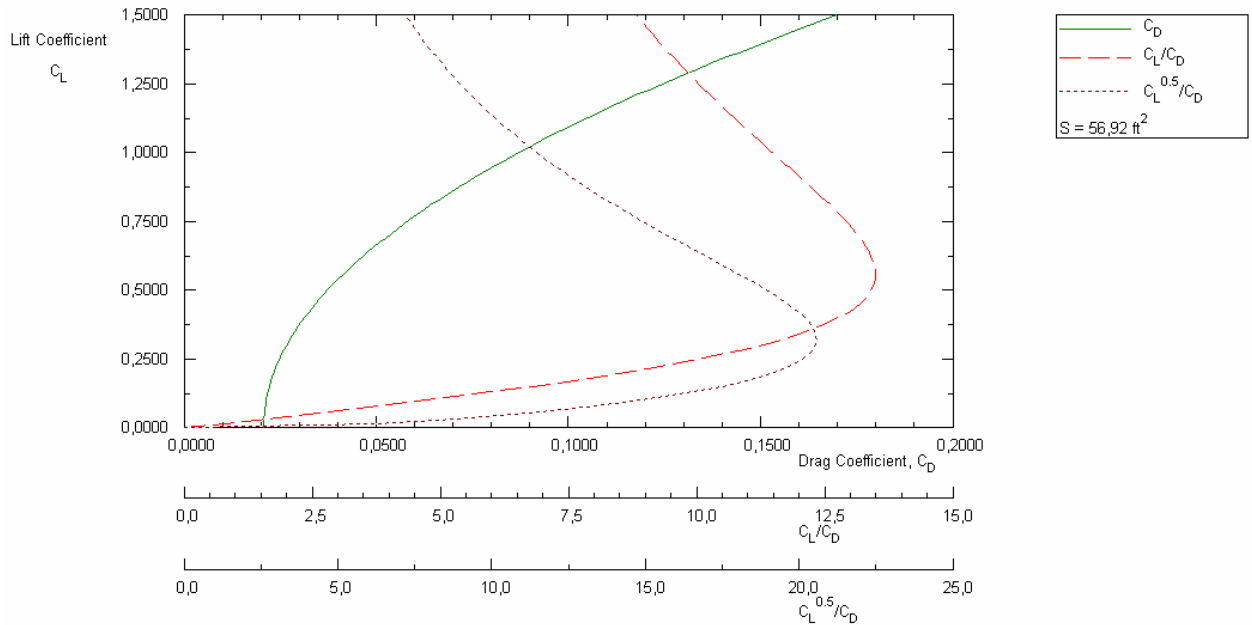
$$C_{D_{oclean}} = \frac{f}{S_w}$$

Con esta ecuación y con el valor encontrado anteriormente se obtiene un coeficiente de resistencia al avance limpio de **0.0057**

$$C_D = C_{D_{oclean}} + \Delta C_{D_o} + \frac{1}{\pi A R_w e} C_I^2$$

Y así obtenemos el coeficiente de resistencia al avance, **0.0207**

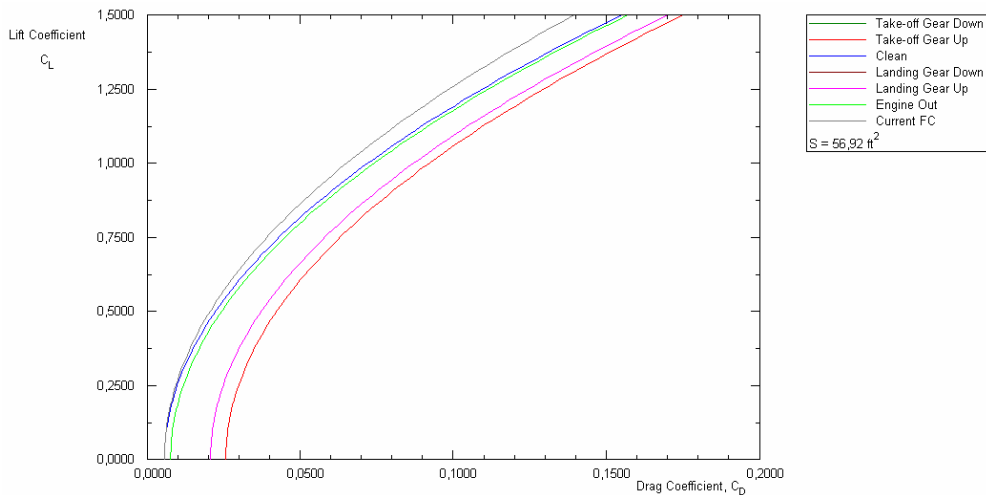
Figura 68. Drag Polar Tren de aterrizaje abajo



Fuente: Los autores

Se realizó una gráfica de todos los drag polar en las diferentes configuraciones, de la aeronave. Esta gráfica muestra el comportamiento del coeficiente de sustentación con respecto al coeficiente de resistencia al avance.

Figura 69. Drag polares



Fuente: Los autores

Resistencia al avance clase II: Se determinan valores como:

- Altitud, 10000 ft
- Velocidad de crucero, 130 knots
- Coeficiente de sustentación en el ala, 0.2088

- Area del ala, 56.92 ft²
- Rata de aspecto del ala, 6.0
- Taper del ala, 0.60
- Angulo de flechamiento, 3.0 deg
- Altura del fuselaje en la intersección del ala, 1.31 ft
- Espesor máximo del ala, 18%
- Rugosidad equivalente de la piel, 0.00001333 ft
- Relación del radio el borde de ataque y la cuerda media geométrica, 3.560%
- Longitud del fuselaje, 9.84 ft

Con estos valores de entrada de datos se procede a la obtención de los siguientes valores, con la ayuda de las ecuaciones:

$$C_{D_{0w}} = R_{wf} R_{i.s.} \left[1 + L'_w \left(\frac{t}{c} \right)_w + 100 \left(\frac{t}{c} \right)_w^4 \right] \left[\frac{(C_{f_{wlam}} - C_{f_{wturb}}) S_{wetw} + C_{f_{wturb}} S_{wetw}}{S_w} \right]$$

Coefficiente de resistencia al avance a una sustentación de cero en el ala, **0.0028**

$$C_{DL_w} = \frac{C_{L_w}^2}{\pi A R_w e} + 2\pi C_{L_w} \varepsilon_{t_w} \nu + 4\pi^2 \varepsilon_{t_w}^2 \nu^2$$

Coefficiente de resistencia al avance debido a la sustentación, **0.0047**

Estabilizador horizontal: Con estos datos y más los valores geométricos del estabilizador horizontal se pueden encontrar los siguientes valores:

$$C_{D_{0h}} = R_{wf} R_{i.s.} \left[1 + L'_h \left(\frac{t}{c} \right)_h + 100 \left(\frac{t}{c} \right)_h^4 \right] \left[\frac{(C_{f_{hlam}} - C_{f_{hturb}}) S_{wet_h} + C_{f_{hturb}} S_{wet_h}}{S_h} \right]$$

Coefficiente de resistencia al avance a una sustentación de cero en el estabilizador horizontal, **0.0011**

$$C_{DL_h} = \frac{C_{L_h}^2}{\pi A R_h e} + 2\pi C_{L_h} \varepsilon_{t_h} \nu + 4\pi^2 \varepsilon_{t_h}^2 \nu^2$$

Coefficiente de resistencia al avance debido a la sustentación en el estabilizador horizontal, **0.0096**

Estabilizador vertical: Con estos datos y más los valores geométricos del estabilizador vertical se pueden encontrar los siguientes valores:

$$C_{D_{O_v}} = n_v R_{v_f} R_{v_s} \left[1 + L'_v \left(\frac{t}{c} \right)_v + 100 \left(\frac{t}{c} \right)_v^4 \right] \left[\frac{(C_{f_{v_{lam}}} - C_{f_{v_{turb}}}) S_{wet_v} + C_{f_{v_{turb}}} S_{wet_v}}{S_v} \right]$$

Coefficiente de resistencia al avance a una sustentación de cero en el estabilizador vertical, **0.0003**

$$C_{D_{Y_v}} = \frac{C_{Y_v}^2}{\pi A R_{v_e}} + 2\pi C_{Y_v} \varepsilon_{t_v} \nu + 4\pi^2 \varepsilon_{t_v}^2 \nu^2$$

Coefficiente de resistencia al avance en el estabilizador vertical debido a la fuerza lateral, 0.000

Distribución de la resistencia al avance en el ala: Con la ayuda de los siguientes datos es posible determinar y visualizar en una gráfica el comportamiento del coeficiente de resistencia al avance a través de la envergadura del ala:

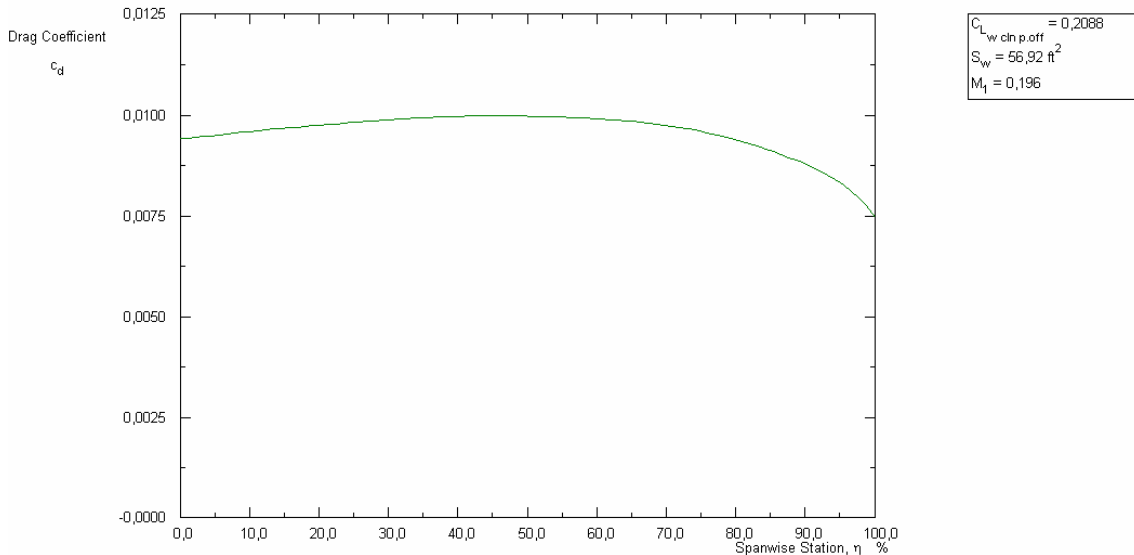
- Altitud, 10000 ft
- Velocidad de la aeronave en crucero, 130 knots
- Area alar, 56.92 ft²
- Rata de aspecto del ala, 6.00
- Taper del ala, 0.6
- Angulo de flechamiento, 3.0 deg
- Pendiente de la curva de sustentación en la raíz y punta del ala a un mach de 0, **6.0161 rad⁻¹**
- Coeficientes de resistencia al avance en la raíz a una sustentación de cero en el ala, **0.0068**
- Coeficientes de resistencia al avance en la punta, a una sustentación de cero en el ala, **0.0072**

Con las siguientes ecuaciones se determina la gráfica de comportamiento:

$$c_{d_o}(\eta) = c_{d_{o_{r1.s.}}} - \eta \left(c_{d_{o_{r1.s.}}} - c_{d_{o_{t1.s.}}} \right)$$

$$c_d(\eta) = c_{d_0}(\eta) + \frac{[c_l(\eta)]^2}{\pi AR_{l.s.} e}$$

Figura 70. Distribución de la resistencia en el ala



Fuente: Los autores

Con esta gráfica se puede ver el comportamiento de la resistencia al avance aplicada directamente en el ala, a través de la envergadura.

Distribución de la resistencia al avance en el estabilizador horizontal: Con los siguientes datos es posible resolver las ecuaciones para poder encontrar la gráfica que muestre el comportamiento del estabilizador horizontal frente al coeficiente de resistencia al avance:

- Altitud, 10000 ft
- Velocidad de la aeronave en crucero, 130 knots
- Area del estabilizador horizontal, 13.30 ft^2
- Rata de aspecto del estabilizador horizontal, 4.51
- Taper del estabilizador horizontal, 0.50
- Angulo de flechamiento del estabilizador horizontal, 2.9 deg
- Pendiente de la curva de sustentación en la raíz y punta del estabilizador horizontal a un mach de 6.3598 rad^{-1}
- Coeficientes de resistencia al avance en la raíz a una sustentación de cero en el estabilizador horizontal, 0.0043

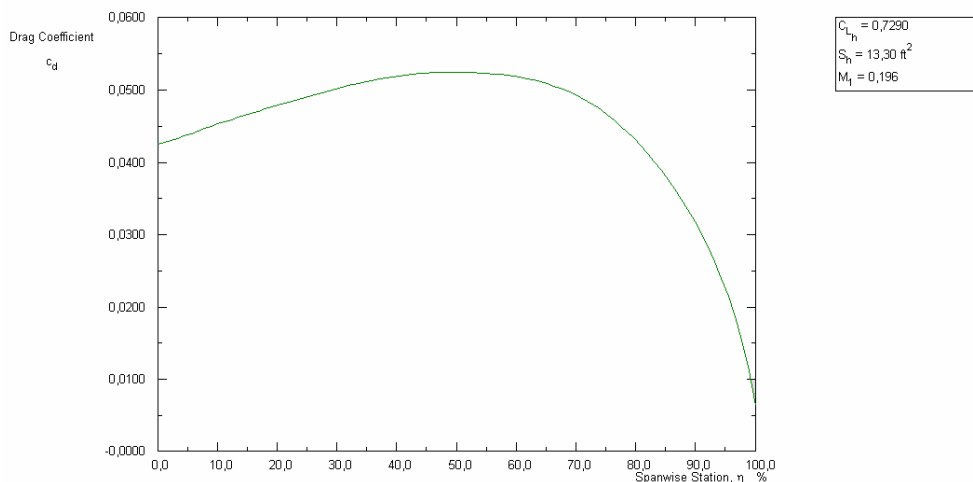
- Coeficientes de resistencia al avance en la punta, a una sustentación de cero en el estabilizador horizontal, 0.0042

Con las siguientes ecuaciones se determina la gráfica de comportamiento:

$$c_{d_o}(\eta) = c_{d_{o_{r1.5}}} - \eta \left(c_{d_{o_{r1.5}}} - c_{d_{o_{t1.5}}} \right)$$

$$c_d(\eta) = c_{d_o}(\eta) + \frac{[c_l(\eta)]^2}{\pi AR_{1.5} e}$$

Figura 71. Distribución de la resistencia en el estabilizador horizontal



Fuente: Los autores

En comparación con el coeficiente de resistencia al avance en el ala, se ve que en el estabilizador horizontal tiene un comportamiento parabólico con un valor máximo de más o menos 0.0500, que es mucho menor al presentado en el ala.

Distribución de la resistencia al avance en el estabilizador vertical: Con los siguientes datos es posible resolver las ecuaciones para poder encontrar la gráfica que muestre el comportamiento del estabilizador vertical frente al coeficiente de resistencia al avance:

- Altitud, 10000 ft
- Velocidad de la aeronave en crucero, 130 knots
- Area del estabilizador vertical, 6.53 ft²
- Rata de aspecto del estabilizador vertical, 1.54
- Taper del estabilizador vertical, 0.52

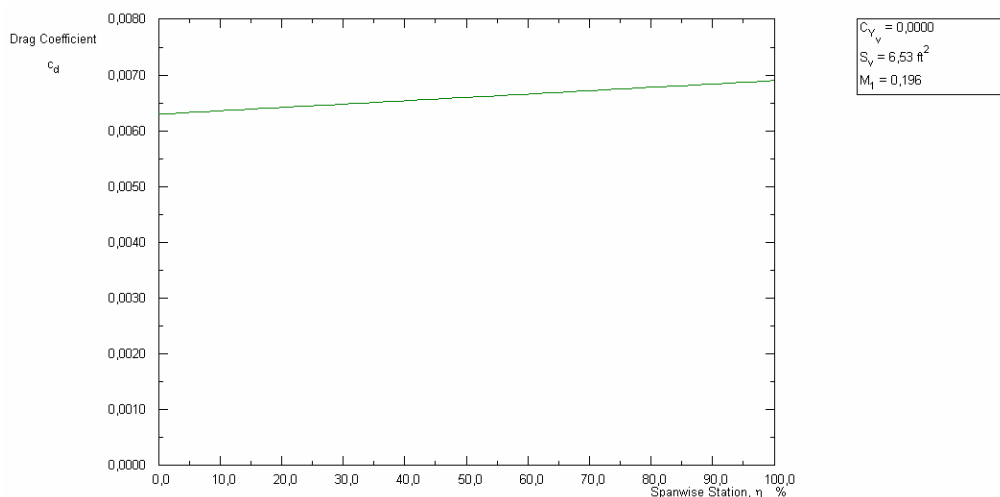
- Angulo de flechamiento del estabilizador vertical, 30.0 deg
- Pendiente de la curva de sustentación en la raíz y punta del estabilizador vertical a un mach de 6.2504 rad^{-1}
- Coeficientes de resistencia al avance en la raíz a una sustentación de cero en el estabilizador vertical, 0.0063
- Coeficientes de resistencia al avance en la punta, a una sustentación de cero en el estabilizador vertical, 0.0069

Con las siguientes ecuaciones se determina la gráfica de comportamiento:

$$c_{d_o}(\eta) = c_{d_{o_{r1.5}}} - \eta \left(c_{d_{o_{r1.5}}} - c_{d_{o_{t1.5}}} \right)$$

$$c_d(\eta) = c_{d_o}(\eta) + \frac{[c_l(\eta)]^2}{\pi AR_{1.5} e}$$

Figura 72. Distribución de la resistencia en el estabilizador vertical



Fuente: Los autores

Se puede apreciar en la gráfica que la resistencia al avance tiene un comportamiento casi lineal

Fuselaje: Con los datos de la misión, más algunos datos, es posible determinar el coeficiente de resistencia al avance del fuselaje subsónico como se ve a continuación:

Area del ala, 56.92 ft^2

Area base del fuselaje, 0.05 ft^2

Area mojada del fuselaje, 37.02 ft^2

Longitud del fuselaje, 12.35 ft

Area frontal máxima del fuselaje, 1.31 ft^2

Rugosidad equivalente, 0.00001333 ft

Diámetro del fuselaje máximo, 1.28 ft

Con estos datos, más los datos de la misión es posible encontrar con la ayuda de las siguientes formulas la resistencia al avance del fuselaje.

$$C_{D_{of}} = C_{D_{of-b}} (1 + K_{install}) + C_{D_{bf}}$$

Coefficiente de resistencia al avance del fuselaje subsónico a una sustentación de cero, este valor es de, **0.0012**.

El coeficiente de resistencia al avance en el fuselaje debido a la sustentación es de, **0.0**

De esta manera con la siguiente ecuación se encuentra el valor del coeficiente de resistencia total en estado estable de la aeronave.

$$C_{D1} = C_{D_{0w}} + C_{D_{Lw}} + C_{D_{0h}} + C_{D_{Lh}} + C_{D_{0v}} + C_{D_{Lv}} + C_{D_{retraci}} + C_{D_n} + C_{D_{0f}} + C_{D_{Lf}} + C_{D_{misc}}$$

Este valor es de, **0.0874**.

Distribución de momentos en el ala: Para encontrar la distribución de momentos en el ala, se deben tener en cuenta una serie de parámetros para luego ser computados y así determinar la grafica de distribución de momentos en el ala:

- Altitud, 10000 ft.
- Velocidad de la aeronave en crucero, 130 knots.
- Punto de referencia en la coordenada X, 1 ft.
- Coeficiente de sustentación en el ala en limpio, 0.2088
- Area alar, 52.92 ft^2

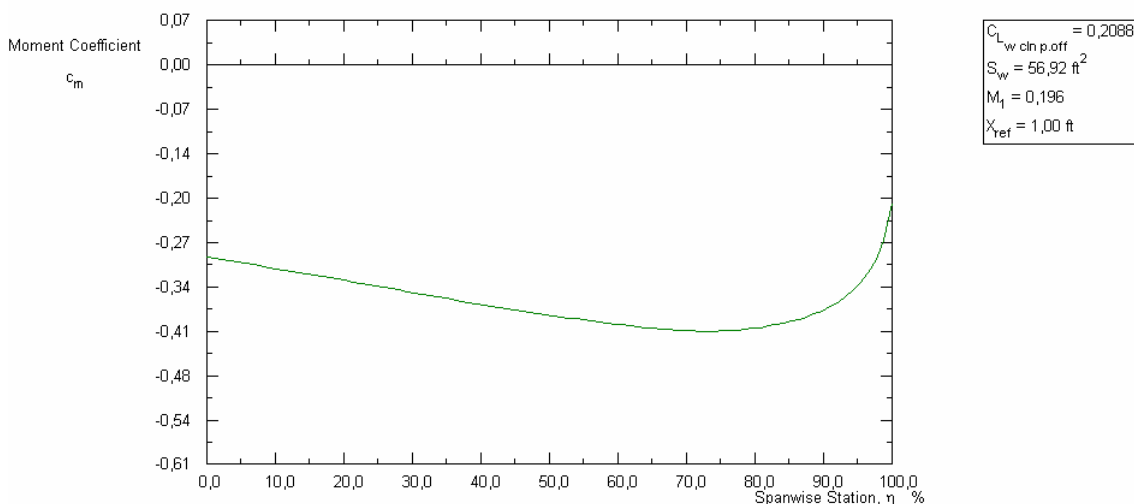
- Rata de aspecto en el ala, 6.0
- Taper del ala, 0.6
- Angulo de flechamiento, 3.0 deg
- Coordenada en X del apex del ala, 4.0 ft
- Pendiente de la curva de sustentación en la raíz y en la punta del ala a mach de 0, 6.0161 rad^{-1}
- Coeficiente de momento de cabeceo con sustentación de cero en la raíz y en la punta del ala, -0.0887

Con las siguientes ecuaciones se puede determinar los valores que conforman la gráfica de distribución.

$$c_m(\eta) = \bar{c}_{m_0}(\eta) + c_l(\eta) \frac{[X_{ref} - X_{ac}(\eta)]}{c(\eta)}$$

Despejando esta y otras ecuaciones se determina el coeficiente de momento vs la localización a través de la envergadura, como se ve en la siguiente gráfica:

Figura 73. Distribución de momentos en el ala



Fuente: Los autores

Como se puede ver en la gráfica, el ala tiene un momento negativo, esto quiere decir que tiende a meter la nariz, además que tendrá un momento máximo en la punta.

Coeficiente de momento de cabeceo del ala y fuselaje para un coeficiente de sustentación de cero: Unos de los parámetros importantes para la obtención de estos coeficientes es establecer los datos que sirven a la hora de resolver las ecuaciones, como sigue:

- Altitud, 10000 ft.

- Velocidad de la aeronave en crucero, 130 knots.
- Area alar, 52.92 ft²
- Rata de aspecto en el ala, 6.0
- Taper del ala, 0.6
- Angulo de flechamiento, 3.0 deg
- Angulo de incidencia del ala, 0.0 deg
- Angulo de ataque del ala a una sustentación de cero, -3.8 deg
- Coeficiente de momento de cabeceo con sustentación de cero en la raíz y en la punta del ala, -0.0887
- Espesor máximo del fuselaje, 1.70 ft

Teniendo estos valores se procede a realizar la obtención de los valores por medio de las siguientes ecuaciones:

$$\bar{C}_{m_{of}} = \left(\frac{k_2 - k_1}{36.5 S_w \bar{c}_w} \right) \left[\sum_{i=1}^{i=n} \left((W_i)^2 \left(\alpha_{owclean} - i_w + i_{cl f_i} \right) \Delta x_i \right) \right] \frac{(\bar{C}_{m_o})_{M_1}}{(\bar{C}_{m_o})_{M=0}}$$

Este valor es el coeficiente de momento de cabeceo a una sustentación de cero en el fuselaje, este es de -0.0002

$$\bar{C}_{m_{ow}} = \left\{ \frac{AR_w (\cos \Lambda_c / 4_w)^2}{AR_w + 2 \cos \Lambda_c / 4_w} \left(\frac{\bar{C}_{m_{owr}} + \bar{C}_{m_{owt}}}{2} \right) + \left(\frac{\Delta \bar{C}_{m_o}}{\epsilon_{tw}} \right) \epsilon_{tw} \right\} \frac{(\bar{C}_{m_o})_{M_1}}{(\bar{C}_{m_o})_{M=0}}$$

Este es el coeficiente de momentos de cabeceo en el ala a una sustentación de cero, dando un valor de -0.0664

$$\bar{C}_{m_{owf clean}} = \bar{C}_{m_{of}} + \bar{C}_{m_{ow}}$$

Este es el coeficiente de momento de cabeceo del ala-fuselaje a una sustentación de cero, el valor obtenido es de **-0.0666**.

Esto quiere decir que el comportamiento del coeficiente de ala-fuselaje tiene un momento negativo.

Cálculo del centro aerodinámico debido al cambio por el fuselaje: Para determinar este parámetro es necesario tener en cuenta unos valores encontrados anteriormente, estos valores son listados como sigue:

- Área alar, 52.92 ft²

- Rata de aspecto en el ala, 6.0
- Taper del ala, 0.6
- Angulo de flechamiento, 3.0 deg
- Distancia en la coordenada X del apex del ala, 4.00 ft
- Pendiente de la curva de sustentación a un mach de 0, 4.3228 rad^{-1}
- Pendiente de la curva de sustentación en el ala, 4.3821 rad^{-1}
- Distancia en la coordenada X del apex del fuselaje, 1.00 ft
- Espesor del fuselaje en la intersección del ala, 1.70 ft.

Teniendo estos valores se procede a realizar los cálculos para determinar el centro aerodinámico:

$$\Delta \bar{x}_{ac_f} = - \frac{\sum_{i=1}^n w_i^2 \left(\frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right)_i \Delta x_i}{S_w \bar{c}_w (36.5)(0.0785)}$$

El centro aerodinámico de la aeronave debido al cambio por el fuselaje en términos de la cuerda media geométrica, este valor es de **-0.0184**

$$c_{wf_w} = \frac{w_{f_w}}{2} (\tan \Lambda_{TE_w} - \tan \Lambda_{LE_w}) + c_{r_w}$$

La intersección del ala-fuselaje en la cuerda del ala, **3.71 ft.**

Centro aerodinámico del ala: Para determinar el centro aerodinámico en el ala se deben especificar y determinar los siguientes parámetros:

- Altitud, 10000 ft
- Velocidad de la aeronave en crucero, 130 knots.
- Area alar, 52.92 ft^2
- Rata de aspecto en el ala, 6.0
- Taper del ala, 0.6
- Angulo de flechamiento, 3.0 deg
- Distancia en la coordenada X del apex del ala, 4.00 ft
- Distancia de la coordenada en Z desde la línea de referencia hasta la cuerda en la raíz del ala, 3.39 ft

Con estos términos se determinan los valores como se ve a continuación:

$$Z_{ac_w} = Z_{c_y} / A_w + y_{mgc_w} \tan \Gamma_w$$

El centro aerodinámico en la cuerda del ala está ubicado a, **3.38 ft.**

$$\bar{x}_{ac_w} = \frac{X_{ac_w} - (X_{apex_w} + x_{mgc_w})}{\bar{c}_w}$$

Localización en X del centro aerodinámico en el ala en términos de la cuerda media geométrica, **0.2474**

$$X_{ac_w} = X_{apex_w} + n_{ac_w}$$

El centro aerodinámico del ala en la localización X, **5.18 ft.**

$$x_{mgc_w} = y_{mgc_w} \tan \Lambda_{LE_w}$$

La localización de la cuerda media geométrica del borde de ataque, relativo al apex del ala, **0.4 ft**

$$y_{mgc_w} = \frac{b_w (1 + 2 \lambda_w)}{6 (1 + \lambda_w)}$$

La distancia en Y de la cuerda media geométrica a la línea central del fuselaje es, **4.24 ft.**

Centro aerodinámico del estabilizador horizontal: Para determinar el centro aerodinámico en el estabilizador horizontal se deben especificar y determinar los siguientes parámetros:

- Altitud, 10000 ft
- Velocidad de la aeronave en crucero, 130 knots.
- Area del estabilizador horizontal, 13.30 ft^2
- Rata de aspecto en el estabilizador horizontal, 4.51
- Taper del estabilizador horizontal, 0.50
- Angulo de flechamiento en el estabilizador horizontal, 2.9 deg
- Distancia en la coordenada X del apex del estabilizador horizontal, 10.88 ft
- Distancia de la coordenada en Z desde la línea de referencia hasta la cuerda en la raíz del estabilizador horizontal, 3.68 ft

Con estos términos se determinan los valores como se ve a continuación:

$$Z_{ac_h} = Z_{c_y} / A_h + y_{mgc_h} \tan \Gamma_h$$

La localización en Z del centro aerodinámico en el estabilizador horizontal es, **3.68 ft.**

$$X_{ac_h} = X_{apex_h} + n_{ac_h}$$

La coordenada X del centro aerodinámico del estabilizador horizontal es, **11.53 ft.**

$$x_{mgc_h} = y_{mgc_h} \tan \Delta_{LE_h}$$

La localización en X de la cuerda media geométrica en el estabilizador horizontal del borde de ataque relativo al apex del estabilizador horizontal es, **0.21 ft.**

$$y_{mgc_h} = \frac{b_h (1 + 2\lambda_h)}{6(1 + \lambda_h)}$$

La distancia en Y de la cuerda media geométrica del estabilizador horizontal a la línea central del fuselaje es, **1.72 ft**

Centro aerodinámico del estabilizador vertical: Para determinar el centro aerodinámico en el estabilizador vertical se deben especificar y determinar los siguientes parámetros:

- Altitud, 10000 ft
- Velocidad de la aeronave en crucero, 130 knots.
- Area del estabilizador vertical, 6.53 ft^2
- Rata de aspecto en el estabilizador vertical, 1.54
- Taper del estabilizador vertical, 0.52
- Angulo de flechamiento en el estabilizador vertical, 30.0 deg
- Distancia en la coordenada X del apex del estabilizador vertical, 10.46 ft
- Distancia de la coordenada en Z desde la línea de referencia hasta la cuerda en la raíz del estabilizador vertical, 3.68 ft

Con estos términos se determinan los valores como se ve a continuación:

$$Z_{ac_v} = Z_{apex_v} + z_{mgc_v}$$

La coordenada Z del centro aerodinámico del estabilizador vertical es, **5.10 ft.**

$$X_{ac_v} = X_{apex_v} + n_{ac_v}$$

La coordenada en X del centro aerodinámico del estabilizador vertical es, **11.95 ft.**

$$x_{mgc_v} = y_{mgc_v} \tan \Lambda_{LE_v}$$

La localización en X de la cuerda media geométrica del borde de ataque relativo al apex del estabilizador vertical es, **0.96 ft.**

Localización del centro aerodinámico: La localización del centro aerodinámico de la aeronave se determina de la siguiente forma, teniendo en cuenta los valores obtenidos anteriormente:

$$X_{ac} = X_{apex_w} + x_{mgc_w} + \bar{x}_{ac_{p.off}} \bar{c}_w + \Delta \bar{x}_{ac_{power}}$$

El centro aerodinámico de la aeronave es, **5.76 ft**

$$\bar{x}_{ac_{p.off}} = \frac{\bar{x}_{ac_{wf}} C_{L\alpha_{wf}} + \eta_{hp.off} C_{L\alpha_h} \left(1 - \left(\frac{d\epsilon_h}{d\alpha} \right)_{p.off} \right) \frac{S_h}{S_w} \bar{x}_{ac_h} - \eta_c C_{L\alpha_c} \left(1 + \frac{d\epsilon_c}{d\alpha} \right) \frac{S_c}{S_w} \bar{x}_{ac_c}}{C_{L\alpha} - \Delta C_{L\alpha_{power}}}$$

El centro aerodinámico de la aeronave en términos de la cuerda media geométrica es, **0.4321**

$$\bar{x}_{ac_{wf}} = \bar{x}_{ac_w} + \Delta \bar{x}_{ac_f} + \Delta \bar{x}_{ac_n} + \Delta \bar{x}_{ac_s} + \Delta \bar{x}_{ac_{fb}}$$

La localización del centro aerodinámico del ala fuselaje en términos de la cuerda media geométrica es, **0.2276**

$$X_{ac_{wf}} = X_{apex_w} + x_{mgc_w} + \bar{x}_{ac_{wf}} \bar{c}_w$$

La coordenada en X del centro aerodinámico del ala-fuselaje de la línea de referencia es, **5.12 ft.**

4.1.7 Cálculos Estabilidad y Control vuelo recto y nivelado: El análisis de la aeronave del comportamiento de la aeronave durante las operaciones de vuelo recto y nivelado se presenta a continuación:

Margen Estático: Este es una distancia no dimensional en porcentaje de la cuerda media geométrica entre el centro de gravedad por delante del centro aerodinámico

$$SM = \bar{x}_{ac} - \bar{x}_{cg}$$

$$\bar{x}_{ac} = \frac{X_{ac} - (X_{apex_w} + x_{mgc_w})}{\bar{c}_w}$$

$$\bar{x}_{ac} = 0.4321$$

$$\bar{x}_{cg} = \frac{X_{cg} - (X_{apex_w} + x_{mgc_w})}{\bar{c}_w}$$

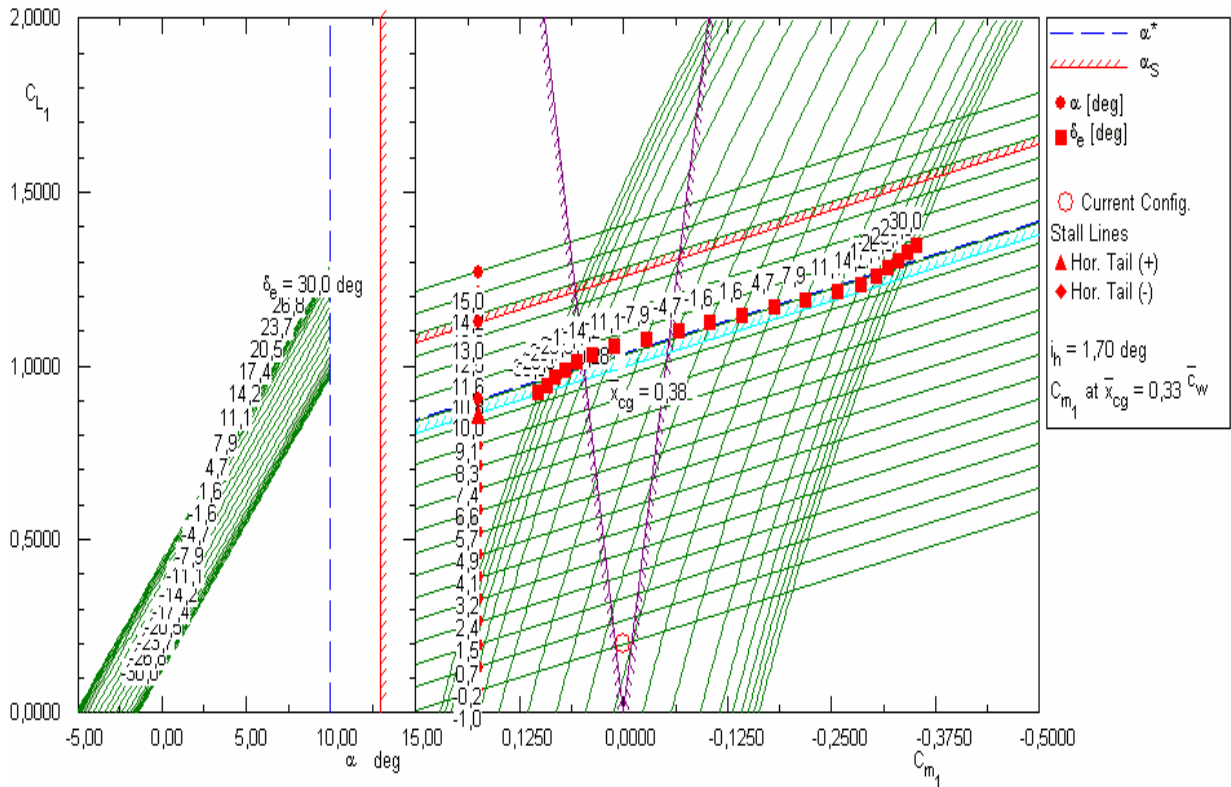
$$\bar{x}_{cg} = 0.3281$$

SM = 9.68 %

Siendo el SM de 10 % de la cuerda para aeronaves, se puede concluir que es un valor correcto para el tipo de configuración de nuestra aeronave.

Diagrama de Trim:

Figura 74. Diagrama de trim aeronave morpheo



Fuente: Los autores

Se emplean 20 ángulos de ataque diferentes de -1 grados a 15 grados, y 20 deflexiones del elevador de 30 a -30 grados.

La configuración actual de la aeronave se encuentra dentro del triángulo de trim, es decir está ubicado dentro de la zona de trimeabilidad, a un ángulo de ataque 0.2 grados y una deflexión del elevador de 3 grados.

Tabla 20. Datos para el cálculo de trim.

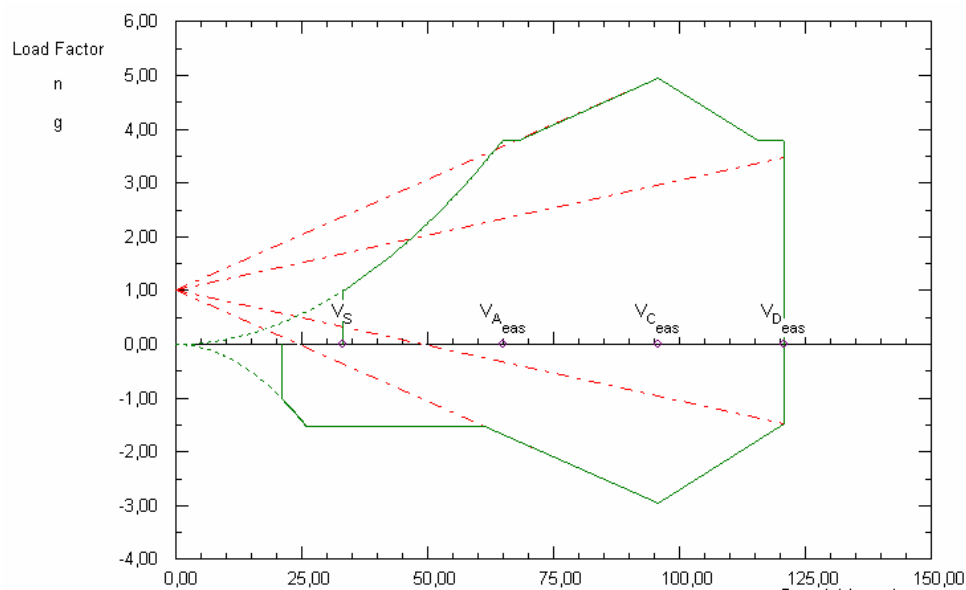
$W_{current} = 456,9$ lb	Altitude = 10000 ft	$\Delta T = 35,0$ deg F	$U_1 = 130,00$ kts
$\alpha = 0,00$ deg	$\gamma = -2,2$ deg	$x_{cg} = 5,43$ ft	$z_{cg} = 2,49$ ft
$\alpha_s = 13,0$ deg	$C_{D_{0, clean, M}} = 0,0057$	$E_{DP_{clean}} = 0,0663$	$\Phi_T = 0,0$ deg

$X_T = 8,13$ ft	$Z_T = 3,73$ ft	$C_{L_o} = 0,2582$	$C_{m_o} = 0,0259$
$(d\epsilon_h/d\alpha)_{p.off} = 0,5020$	$c_e/c_h = 40,5$ %	$\epsilon_{h_o} = 1,9$ deg	$\alpha_{h(+)} = 4,5$ deg
$\alpha_{h(-)} = -4,5$ deg	$i_h = 1,7$ deg	$\alpha_{min} = -1,0$ deg	$\alpha_{max} = 15,0$ deg
$S_w = 56,92$ ft ²	$AR_w = 6,00$	$\Delta_{c/4_w} = 3,0$ deg	$\lambda_w = 0,60$
$X_{apex_w} = 4,00$ ft	$\alpha^* = 10,0$ deg	$C_{L_\alpha} = 4,8727$ rad ⁻¹	$C_{m_\alpha} = -0,5060$ rad ⁻¹
$C_{L_{i_h}} = 0,6795$ rad ⁻¹	$C_{m_{i_h}} = -0,8918$ rad ⁻¹	$C_{L_{\delta_{eo}}} = 0,5195$ rad ⁻¹	$C_{m_{\delta_{eo}}} = -0,6818$ rad ⁻¹
Number $\alpha = 20$	$\delta_{e_{min}} = -30,0$ deg	$\delta_{e_{max}} = 30,0$ deg	Number $\delta_e = 20$
$X_{cg_{forw}} = 5,28$ ft	$X_{cg_{aft}} = 5,59$ ft	$d_T = 1,24$ ft	$\bar{x}_{cg} = 0,3281$
$\bar{x}_{cg_{forw}} = 0,2804$	$\bar{x}_{cg_{aft}} = 0,3790$	--	--

Fuente: Los autores

Diagrama V-n

Figura 75. Diagrama V-n



Fuente: Los autores

+1g Stall Speed

$$V_S = \left(\frac{2.0 \frac{W_{gross}}{S_w}}{\rho C_{N_{max}}} \right)^{0.5}$$

$$V_S = 33,41 \text{ keas}$$

Máximo coeficiente normal de la fuerza

$$C_{N_{max}} = \left(C_{L_{max_{clean}}}^2 + C_{D@C_{L_{max}}}^2 \right)^{0.5}$$

$$C_{N_{max}} = 2,101$$

Velocidad de maniobra equivalente de diseño

$$V_{A_{eas}} = V_S \sqrt{n_{limit}}$$

$$V_{A_{eas}} = 65,13 \text{ keas}$$

Factor de carga limite para maniobra

$$n_{limit} = 2.1 + \frac{24,000}{W_{gross} + 10,000}$$

$$n_{limit} = 3,80 \text{ g}$$

Velocidad de pérdida para coeficiente de fuerza normal máximo negativo

$$V_{S(-)} = \left(\frac{2.0 \frac{W_{gross}}{S_w}}{\rho C_{N_{max(-)}}} \right)^{0.5}$$

$$V_{S(-)} = 21,10 \text{ keas}$$

Máximo coeficiente normal de la fuerza negativo

$$C_{N_{max(-)}} = \left(C_{L_{max(-)}}^2 + C_{D@C_{L_{max(-)}}}^2 \right)^{0.5}$$

$$C_{N_{\max(-)}} = -5,265$$

Factor de carga limite para maniobra negativo

$$n_{\text{limit}(-)} = -0,4n_{\text{limit}}$$

$$n_{\text{limit}(-)} = -1,52 \text{ g}$$

Velocidad de diseño mínima equivalente

$$V_{C_{\text{eas}_{\min}}} = 0,9V_{H_{\text{eas}}}$$

$$V_{C_{\text{eas}_{\min}}} = K_c \sqrt{\frac{W_{\text{gross}}}{S_w}}$$

$$V_{C_{\text{eas}_{\min}}} = 86,41 \text{ keas}$$

Velocidad mínima equivalente para “dive”

$$V_{D_{\text{eas}_{\min}}} = 1,25V_{C_{\text{eas}}}$$

$$V_{D_{\text{eas}_{\min}}} = K_D V_{C_{\text{eas}_{\min}}}$$

$$V_{D_{\text{eas}_{\min}}} = 120,97 \text{ keas}$$

“Slope of the gust line for design cruise speed”

$$\left(\frac{\partial n}{\partial V} \right)_{V_C} = \frac{K_g (U_{de})_C C_{L\alpha} S_w}{498 W_{\text{gross}}}$$

$$(\partial n / \partial V)_{V_C} = 0,0425 \text{ keas}^{-1}$$

“Slope of the gust line for design dive speed”

$$\left(\frac{\partial n}{\partial V} \right)_{V_D} = \frac{K_g (U_{de})_D C_{L\alpha} S_w}{498 W_{\text{gross}}}$$

$$(\partial n / \partial V)_{V_D} = 0,0213 \text{ keas}^{-1}$$

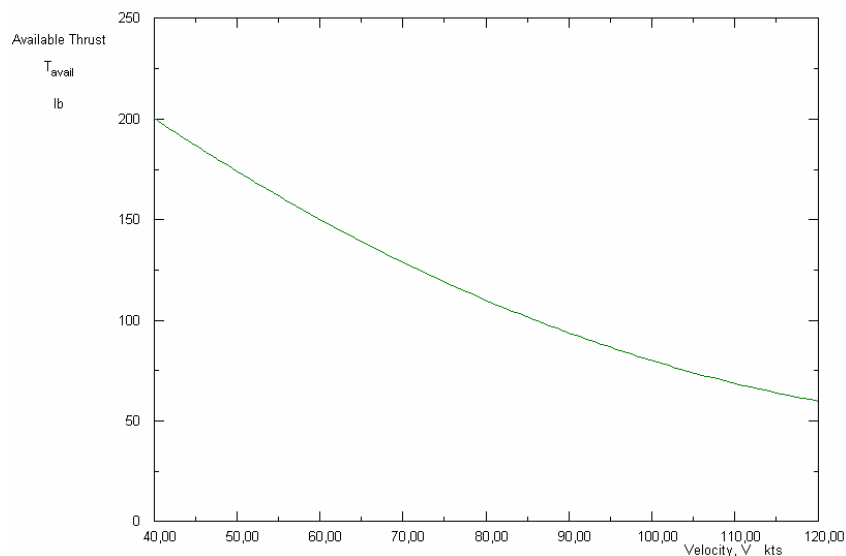
4.1.8 Análisis del rendimiento de la aeronave: Una vez realizados ya los cálculos de diseño de la aeronave se debe realizar un análisis de su rendimiento durante la operación de crucero y las operaciones de despegue y aterrizaje convencional o CTOL.

Empuje – velocidad: Se tienen en cuenta las velocidades y el correspondiente empuje que se obtiene en ese instante, este es representado por medio de una gráfica, ya que esta en función de:

$$T_{avail} = F \left(A_{Thrust} V^2 + B_{Thrust} V + C_{Thrust} \right)$$

Obteniendo los coeficientes de A, B y C. dando como resultado, 0.013 lbs/knots, -3.773 lbs/knots y 331.261 lbs/knots, respectivamente.

Figura 76. Grafica de empuje disponible



Fuente. Los autores

Velocidad de pérdida: En despegue se tiene en cuenta los valores del empuje del motor, los coeficientes de sustentación en configuración de despegue, además de otros datos como son, el área alar, la altura, el peso de despegue.

Con estos datos y con los datos encontrados anteriormente con la gráfica se obtiene que, con esta condición el empuje disponible es de, 150 lbs, con un ángulo de ataque de la aeronave para despegue de, 15.2 deg, y una velocidad de pérdida en despegue de 39.41 knots.

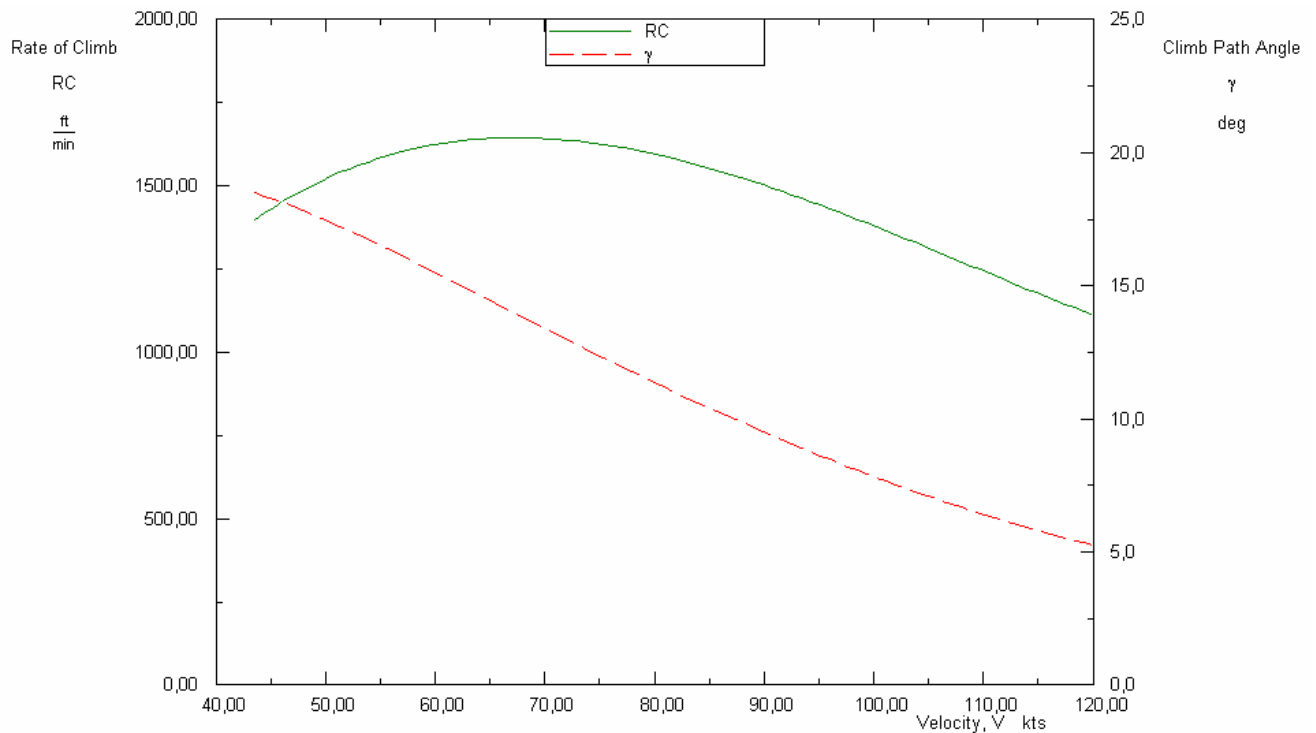
Al igual para la configuración en limpio de la aeronave, se modifican los coeficientes y se eleva la altitud a 10000 ft. Obteniendo una velocidad de pérdida de 50.57 knots.

Para el aterrizaje, se hacen los cálculos con una altura de cero ft, y con los coeficientes de sustentación para la configuración de aterrizaje.

Se obtiene que la velocidad de pérdida es de 34.02 knots.

Rendimiento en ascenso: Teniendo en cuenta los parámetros mencionados con anterioridad en este documento, se encuentra la siguiente gráfica, que muestra un RC de 1313.09 ft/min, con un empuje de 80 lbs.

Figura 77. Rata de Ascenso



Fuente: Los autores

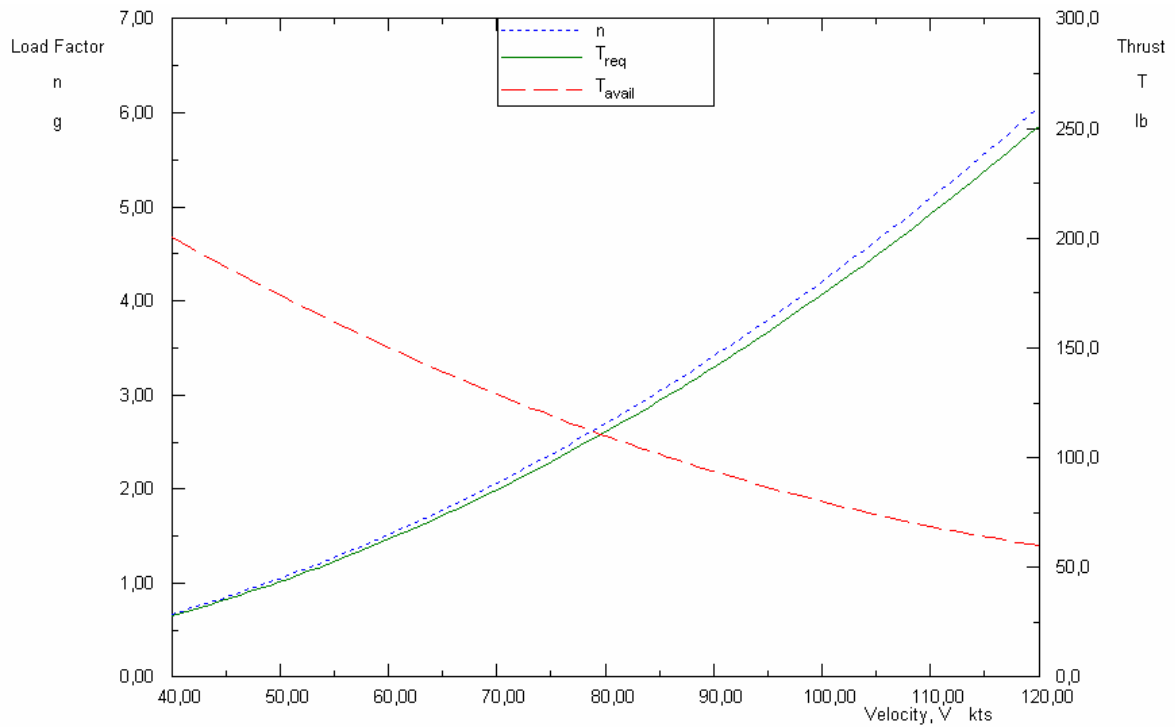
En esta gráfica se ve el efecto de la velocidad en la rata de ascenso.

Calculando el tiempo de rata de ascenso se obtiene un valor de 7.62 min, esto quiere decir que la aeronave llegará a su punto máximo en 7.62 min.

Distancia de aterrizaje: Con un empuje de 30 lbs, se obtiene una velocidad de pérdida de 34.02 knots y una velocidad de aproximación de 44.22 knots, además de una distancia de corrida de la pista de 260 ft y una distancia de aterrizaje de 2068 ft.

Maniobra: Para movimientos de maniobra, como un **pull – up** o un **push- over** instantáneo, se obtiene que la aeronave llega a un factor de carga de 2.68 g, como se ve en la siguiente gráfica del efecto de la velocidad sobre el factor de carga en maniobra.

Figura 78. Factor de Carga



Fuente: Los autores

4.1.9 Datos y análisis de propulsión: La propulsión para esta aeronave esta dada por dos micro turbinas FXR150 de Microjet Engineering Ltd, este motor como se vio anterior mente proporcionara de empuje a la aeronave en vuelo recto nivelado (crucero), en las maniobras de Loiter y en CTOL y proporcionara al sistema de propulsión V/STOL (el sistema Fan-in-Wing) del poder para el funcionamiento de los ventiladores, esto lo realizara mediante transmisión neumática la cual se llevara a cabo por el sistema de válvulas divertoras explicado anterior mente.

Como se pudo observar en la figura 45 el **Trust loading** requerido por la aeronave es de:

$$\frac{T}{W} = 0.22$$

Lo cual teniendo en cuenta que el peso de la aeronave es de 456.9 libras se tendría un empuje requerido de 100.518 lbf debido a que la fabricación de plantas motoras de este tipo es muy reducida y a que normalmente las fabricadas hasta ahora ofrecen solo empujes desde las 40 lbf hasta 75 lbs, se selecciono el único motor con el empuje suficiente para satisfacer los requerimientos de la aeronave que es el que se podrá observar a continuación. Por otra parte debido al tipo de misión que realizara la

aeronave y al diseño del sistema de propulsión VTOL se implementara dos plantas motoras, de esta manera la aeronave tendrá una mayor efectividad y autonomía al cumplir su misión ya que en el caso de que uno de los motores falle podrá seguir operando sin problemas y además cumplirá con los requerimientos de la estructura del sistema de propulsión VTOL

Las especificaciones técnicas del motor se muestran en la siguiente tabla:

Tabla 21. Especificación técnica de la planta motriz

FXR150 Specification	
Thrust:	150 lbs static
Maximum rpm:	79,000
Pressure ratio:	3.8:1
Fuel Consumption:	2,500 ml/minute at 150 lbs
Fuel Type:	Paraffin or Diesel and 2 stroke oil 2%
Dimensions:	205 mm diameter x 445 mm length
Weight:	19 lbs

Fuente: <http://microjeteng.com/hf150.html>

Como se puede observar el FXR150 tiene una salida de 150 lbs de empuje estático, este motor tiene un iniciador directo por kerosén, la gran capacidad de utilizar diferentes tipos de combustible y el bajo peso del motor lo hacen ideal en aplicaciones como son los UAV.

Figura 79. FXR150 micro jet engine con el sistema de ignición



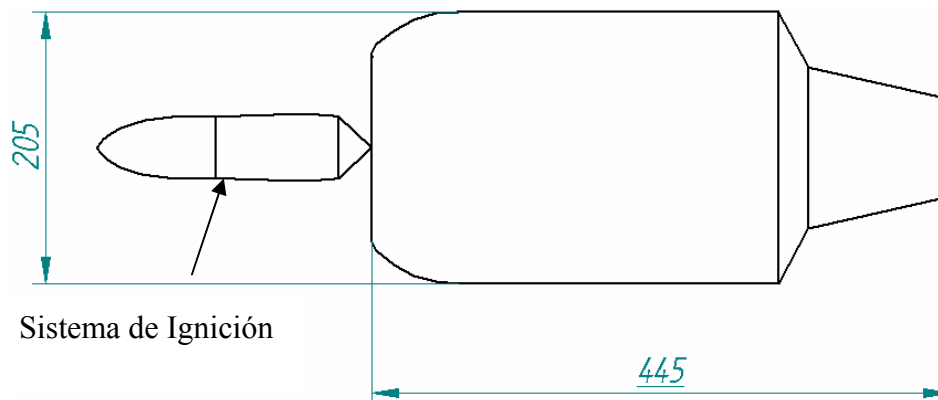
Fuente: <http://microjeteng.com/hf150.html>

Figura 80. FXR150 micro jet engine



Fuente: <http://microjeteng.com/hf150.html>

Figura 81. FXR150 Medidas Diámetro y Largo



Fuente: Los autores

4.2 ANALISIS E INVESTIGACION DEL SISTEMA VTOL

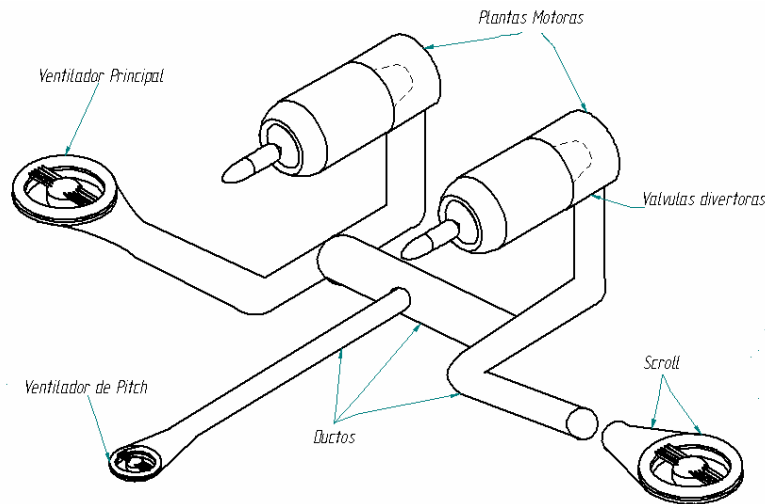
Una de las ventajas del sistema seleccionado es que su funcionamiento en **hover** no es afectado por las características de diseño de la aeronave solo en el proceso de transición, en el cual las características aerodinámicas del ala son tomadas en cuenta debido a que aquí se puede observar como se vera el proceso de cambio entre la sustentación generada por el ventilador y la generada por el ala.

4.2.1 Componentes principales del sistema: En el estudio comparativo mostrado anteriormente en esta investigación donde se pudieron observar las diferentes características, ventajas y desventajas de los diferentes tipos de configuraciones VTOL,

se puede observar por que se selecciono el sistema “**Fan-in-Wing**” como el sistema de propulsión VTOL.

Este sistema como se muestra en la siguiente figura 82 es de una configuración simple y de pocos componentes los cuales se verán explicados y analizados más detalladamente en esta sección del documento de investigación, por ahora se mostraran y explicaran brevemente.

Figura 82. Configuración del sistema de propulsión VTOL



Fuente: Los autores

Plantas Motoras: La arquitectura del sistema esta configurado con dos plantas motoras, esto con la finalidad de tener un sistema de respaldo ya que si una de las plantas motoras llegara a fallar el sistema de ventiladores podría seguir funcionando, es claro que se requeriría mas trabajo por parte de la planta motora restante pero esto permitiría contar con la estabilidad necesaria para aterrizas de nuevo en tal caso que el fallo se produjera. también por que si el sistema operara con un solo motor el rendimiento de lo ventiladores no seria optimo ya que al estar alimentando 3 ventiladores con una sola planta motora la exigencia para esta seria demasiado alta aumentando las posibilidades de fallo del sistema debido al alto requerimiento de flujo por parte de los ventiladores.

Ductos: El sistema de ductos se podría definir como el sistema de transmisión de potencia, ya que estos son los encargados de llevar el flujo de aire desde los motores hasta los ventiladores, el sistema debe estar en la capacidad de llevar el flujo de aire hasta los ventiladores por eso la configuración se debe realizar de tal forma que el sistema pueda proveer este flujo ya se ha desde los motores o desde solo uno como se muestra en el ejemplo de la figura 82.

Válvulas Desviadoras: Las válvulas desviadoras hacen parte del sistema de transmisión de potencia, ya que estas están encargadas de desviar el flujo desde la tobera del motor hacia los ductos, el diseño de esta válvula normalmente es del tipo mariposa pero se pueden presentar otros diseños esto depende directamente del criterio de diseño del sistema.

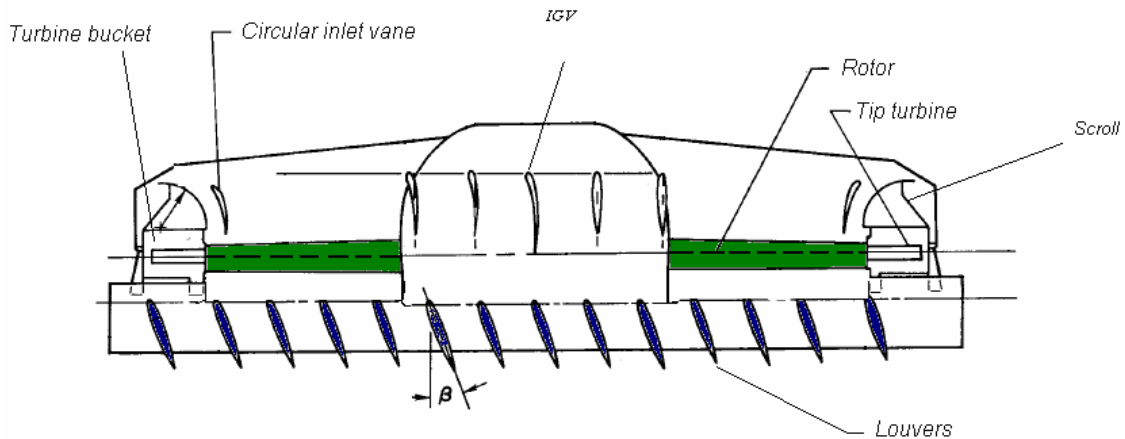
Ventiladores: El sistema esta compuesto de 3 ventiladores, dos de los cuales están encargados de generar gran parte de la sustentación ha estos se les llama ventiladores principales, estos ventiladores también están encargados del proceso de transición, esto mediante el desvío del flujo con el cambio de incidencia de los **louvers** como se explicara mas adelante, el sistema cuenta con un tercer ventilador el cual genera una sustentación mas baja y principalmente controla los movimientos de **pitch** y **yaw** debido a la ubicación de este ventilador en la nariz del ventilador su tamaño es menor que el de los ventiladores principales esto con el fin de reducir la resistencia producida por la interferencia entre el ventilador y el fuselaje, en las paginas siguientes se vera con mas detalle el diseño de los ventiladores sus diferentes partes y las diferentes consideraciones a tomar en cuenta para tener un desempeño optimo.

Scroll: El **Scroll** o persiana es un componente de los ventiladores y es el encargado de transmitir el flujo desde los ductos hasta el sistema de **tip turbine** de los ventiladores el análisis y las diferentes configuraciones serán mostrados mas adelante.

4.2.2 Consideraciones de diseño del ventilador: El ventilador como componente principal del sistema principal de la planta motora VTOL debe ser analizado a profundidad de manera que el diseño presente características óptimas de operación tanto durante **hovering** como en la transición.

Estudio de diferentes configuraciones del sistema “Fan in wing”: Como se observa en la siguiente figura, se puede mostrar la configuración típica del ventilador.

Figura 83. Configuración típica del ventilador



Fuente: Los autores

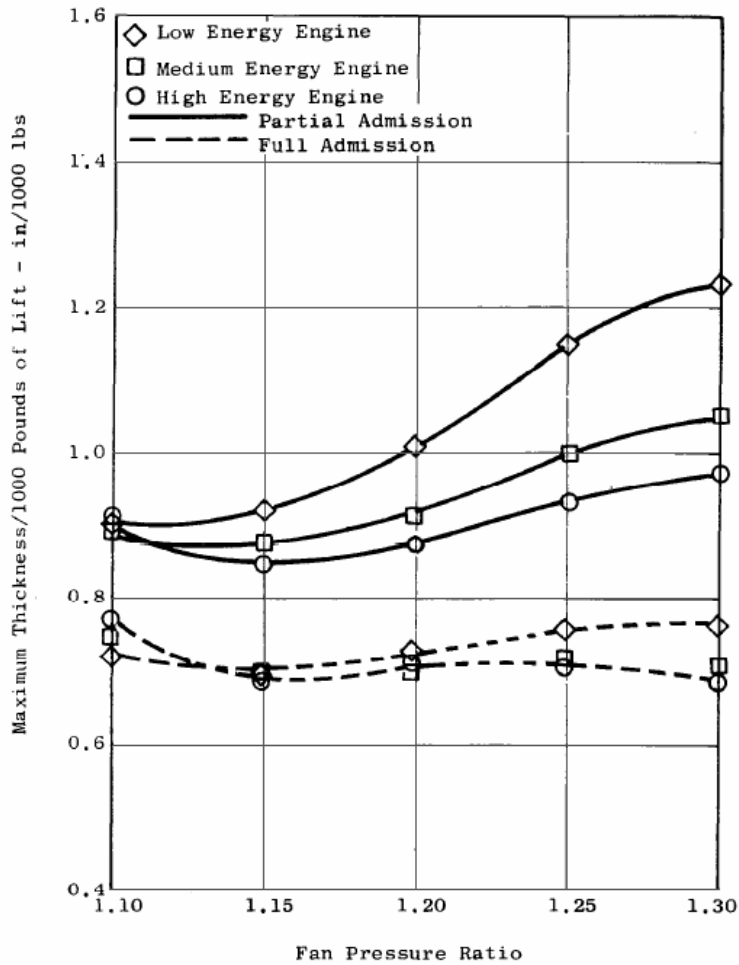
Básicamente hay dos tipos de diseños del sistema de ventilador que se deben considerar, la primera es llamada de admisión total, la cual consiste en que el ducto de gases calientes provenientes del motor está ubicado alrededor de todo el ventilador (360°), el otro tipo de diseño es el de admisión parcial el cual se diferencia de el de admisión total en que los ductos de los gases calientes solo cubren la mitad del ventilador (180°).

El diseño básico del ventilador ofrece una flexibilidad de ajustar este arco de admisión ya sea entre 180° a 360°. Para cualquier **Lift fan** su rata de presión y el ciclo del generador de gases varía inversamente proporcional a la configuración del arco de admisión. Esto tiene los siguientes efectos en el diseño del ventilador:

1. El peso del rotor y sobre todo el peso del ventilador es muy alto para las configuraciones de admisión parcial, este efecto se ve más marcado cuando el ventilador opera a elevadas ratas de presión lo que requiere que las velocidades de rotación del ventilador serán más altas por lo que se necesitará las cubetas de las turbinas sean más grandes.
2. La altura sobre el rotor es más grande en las configuraciones de admisión parcial debido a que la altura del ducto está en función de la altura de la cubeta, como se observó en la figura 83 la altura de la cubeta varía inversamente con respecto al arco de admisión.

El grosor de los ventiladores de admisión total y parcial en el perímetro del ventilador se muestra en la siguiente figura.

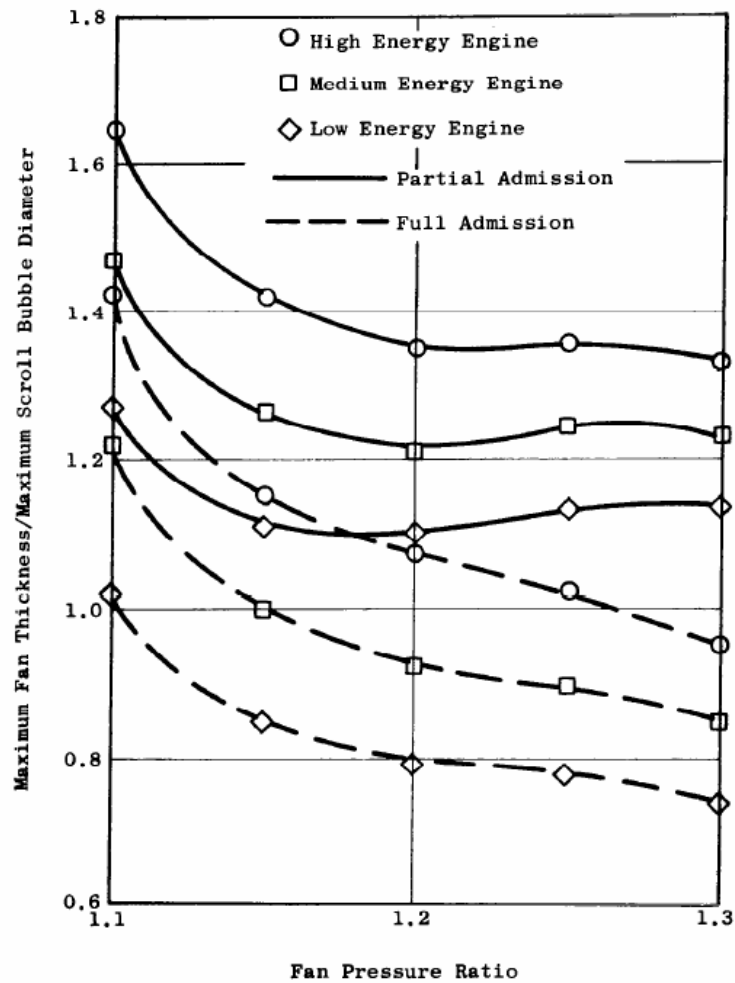
Figura 84. Grosor de los ventiladores de admisión total



Fuente: PRZEDPELSKI Zygmunt J, Lift Fan technology studies

El espesor es calculado según los parámetros mostrados en la figura 84 y no incluye el diámetro de la tubería pero si incluye el ancho de la cubeta de la turbina. La tendencia general es que el espesor del ventilador para una sustentación dada sea independiente de la rata de presión del ventilador. El ventilador de admisión parcial con su gran altura de la cubeta sobre el rotor es más sensitivo a la densidad de los caballos de fuerza y al incremento de energía requerida para hacer funcionar los ventiladores de altas ratas de presión. Para ventiladores con altas ratas de presión la configuración de alimentación total alimentada por un generador de gases de baja energía, el diámetro de la cubeta es más grande que la profundidad del ventilador básico como se muestra en la figura 85

Figura 85. Grosor de los ventiladores de admisión parcial



Fuente: PRZEDPELSKI Zygmunt J, Lift Fan technology studies

Para la instalación de un **fan in wing** simple el espesor crítico de los ductos pueden ser parcialmente instalados en el fuselaje. En el diseño usando múltiples **fan in wing** los ductos tendrían que ser divididos mediante el uso de diferentes entradas. Cuando este es necesario el parámetro espesor del ventilador puede ser intercambiado por el parámetro de diámetro de instalación para obtener una configuración óptima. En resumen se puede decir que en el caso descrito anteriormente se puede sacrificar el espesor del ventilador dándole un diámetro mayor lo que crearía un balance óptimo. Usando el diseño de un ventilador convencional con motores de alta y mediana energía, el diámetro de los ductos alrededor del ventilador no es un parámetro crítico, aunque cualquier reducción considerable en el espesor del ventilador por medios alternativos como es el uso de una turbina radial, un ventilador sin estatores, el uso de IGV's hará que el diámetro de los ductos determinen el espesor de la instalación.

En conclusión alas con un alto ángulo de flechamiento y una baja rata de aspecto, que son usadas típicamente en aeronaves de combate pueden tener menor espesor, con la aplicación de ventiladores de admisión parcial mientras que para alas con una alta rata de aspecto y un ángulo de flechamiento moderado el uso de ventiladores de admisión total pueden lograr esto.

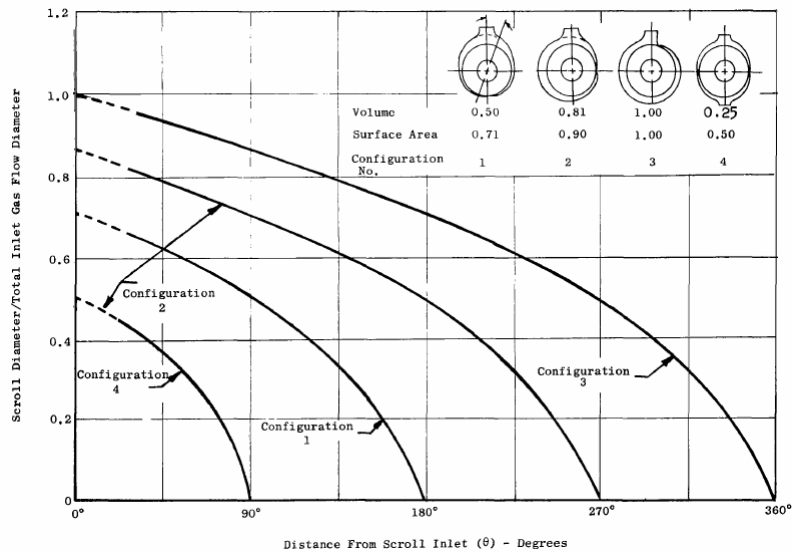
Variación de la configuración del scroll: El **scroll** es en pocas palabras el ducto que rodea el ventilador o el conjunto de transmisión de potencia en el ventilador el cual es una parte integral de cualquier ventilador que utilice el sistema de **tip turbine** y la configuración de este afecta directamente la configuración del ventilador. Los **scrolls** pueden ser diseñados de varias formas para optimizar la instalación en cualquier aeronave.

Las mayores variables de diseño son:

1. Arco de admisión
2. Número de mach del flujo del gas
3. Número y localización de las entradas
4. Número y localización de los ductos
5. Altura del **gooseneck**
6. Forma de la sección transversal de la tubería

Escoger una configuración particular del **scroll** puede estar supeditado por las consideraciones de salida del motor, la instalación de los ductos entre el **scroll** y el motor y la cantidad de poder transferido. En general el volumen del **scroll** y la superficie del ala son reducidos a medida que el número de entradas se aumente como se muestra en la siguiente figura

Figura 86. Comparación de las diferentes configuraciones del scroll

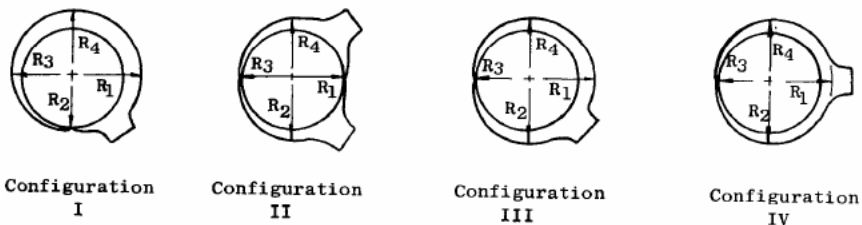


Fuente: PRZEDPELSKI Zygmunt J, Lift Fan technology studies

El volumen también disminuye a medida que el arco de admisión es disminuido, pero esto es usualmente desplazado por el aumento del diámetro del rotor y por lo tanto el peso del rotor. En la siguiente tabla se muestran las dimensiones instaladas de un ventilador de alta rata de presión típico en función de las diferentes variaciones de la configuración del **Scroll**.

Figura 87. Dimensiones instaladas de un ventilador de alta rata de presión típico

Configuration	R_1	R_2	R_3	R_4	$R_1 + R_3$	$R_2 + R_4$	$A_{INST} / \pi D_{TT}^2 / 4$
I	70	53	63	67	133	120	1.63
II	53	63	53	63	106	126	1.43
III	67	63	53	63	120	126	1.55
IV	67	63	53	63	120	126	1.54

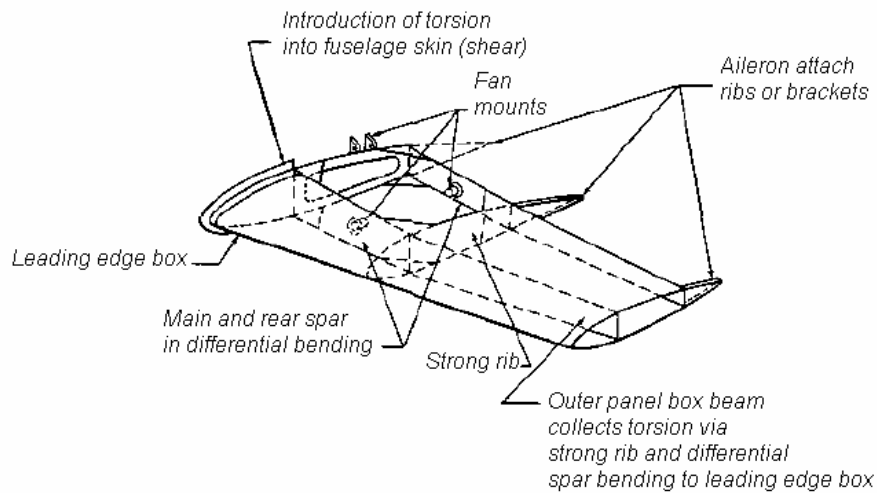


Fuente: PRZEDPELSKI Zygmunt J, Lift Fan technology studies

En orden de minimizar los pesos del **scroll** la entrada debe estar localizada cerca o alineada con los puntos de montaje para eliminar los esfuerzos por doblado.

Montaje del ventilador en el ala: Como se puede ver la siguiente es la configuración típica del montaje del ventilador en el ala.

Figura 88. Configuración típica del montaje del ventilador



Fuente: PRZEDPELSKI Zygmunt J, *Lift Fan technology studies*

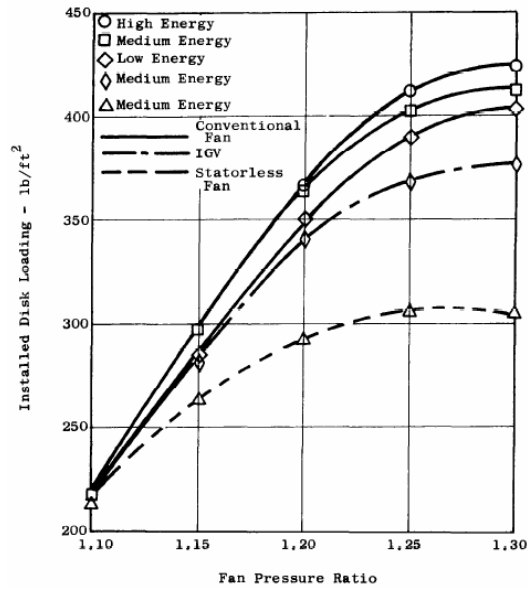
Se puede observar que el sistema consta principalmente de 4 puntos de montaje 2 en las vigas del ala y dos en las costillas fuertes o **Strong Ribs** esto con el fin de que la carga generada por la sustentación del ventilador este distribuida de tal forma que no genere daños por fatiga o por la misma fuerza aplicada, también para que la sustentación producida por el ventilador se ha transmitida mas eficientemente a la aeronave.

Comparación entre diferentes diseños de ventiladores: Como se ha presentado anteriormente existen tres diseños básicos del ventilador los cuales están constituidos por, rotor estator, sin estator, e IGV rotor. Se puede observar como estos son comparados paramétricamente. Las áreas primarias de comparación son el tamaño de la instalación que es definido por la carga en el disco y la eficiencia relativa definida por la rata de aumento.

Carga en el disco instalado:La carga de disco instalada de la sustentación del ventilador está definido como la sustentación total del ventilador dividido por el área de la plataforma incluyendo el **scroll**.

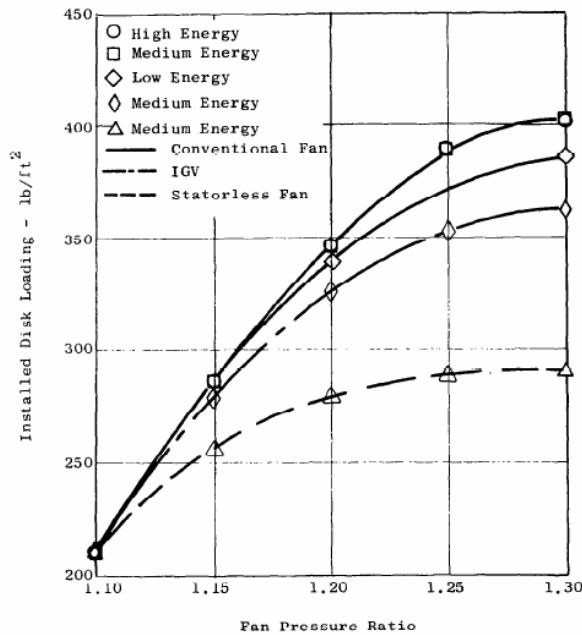
En las siguientes figuras se puede observar la comparación de este parámetro para las configuraciones mencionadas anteriormente, tanto para admisión total como para admisión parcial.

Figura 89. Ventilador de admisión total.



Fuente: PRZEDPELSKI Zygmunt J, Lift Fan technology studies

Figura 90. Ventilador de admisión parcial



Fuente: PRZEDPELSKI Zygmunt J, Lift Fan technology studies

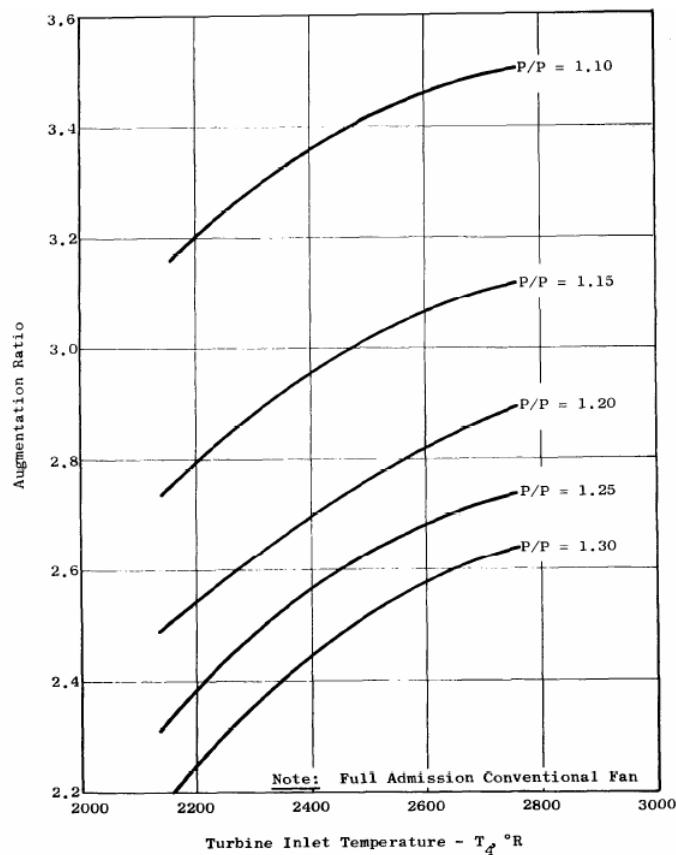
En esta figura se puede observar que la máxima efectividad de la carga del disco para un ventilador convencional es 40% más alta que la de un ventilador sin estatores y solo un 10% de los ventiladores con IGV.

Examinando estas figuras parecería que el ventilador sin estatores tendría que ser 75% el espesor de un ventilador convencional para proveer una sustentación igual pero los ventiladores con IGV pueden ser hasta un 94% de espesor de los ventiladores convencionales. Los ventiladores con IGV muestran un incremento de sustentación a las ratas de volumen si es posible la reducción teórica del espesor mostrada en la figura.

Rata de aumento

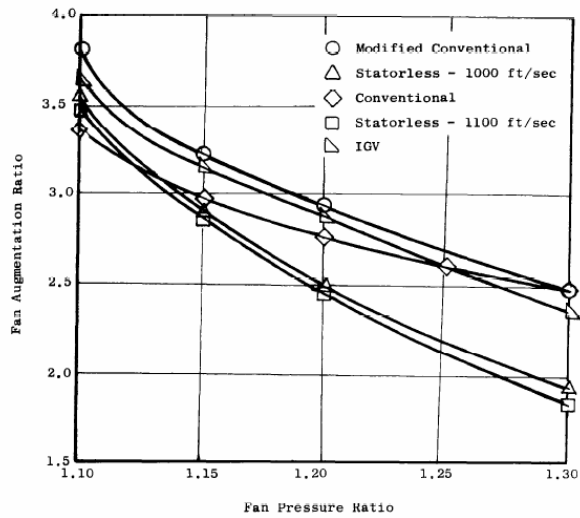
La rata de aumento del ventilador esta en función del hp específico del motor, la rata de presión de diseño del ventilador y las eficiencias compuestas del ventilador, en las siguientes figuras se muestran estos diferentes efectos.

Figura 91. Rata de aumento del ventilador



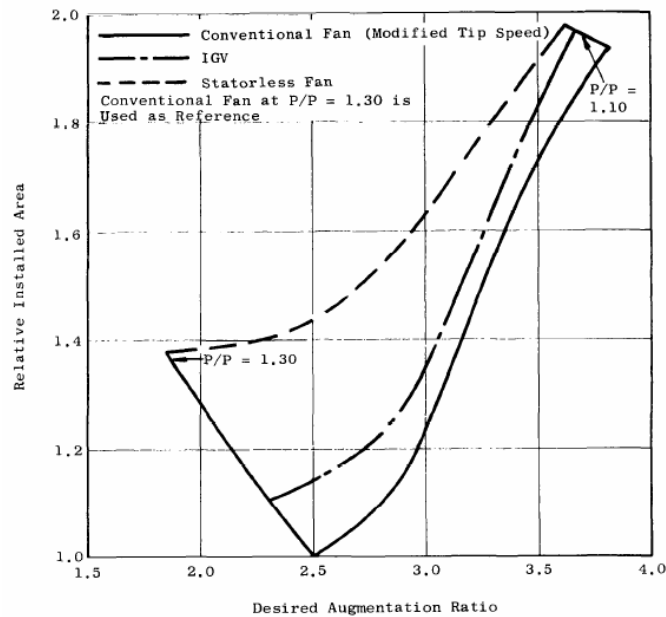
Fuente: PRZEDPELSKI Zygmunt J, Lift Fan technology studies

Figura 92. Rata de presión del ventilador



Fuente: PRZEDPELSKI Zygmunt J, Lift Fan technology studies

Figura 93. Rata de aumento deseada del ventilador convencional

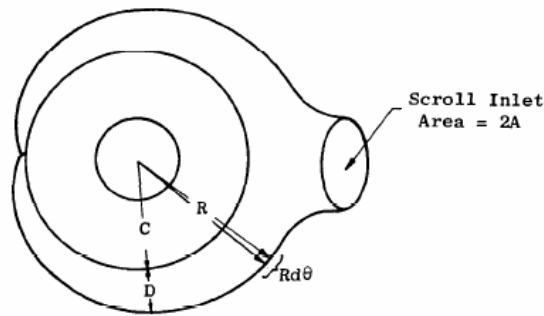


Fuente: PRZEDPELSKI Zygmunt J, Lift Fan technology studies

En esta ultima figura se muestra el cruce entre la figura 92 y la figura 93, e indica que para una rata de aumento deseada el ventilador convencional tendrá un área más pequeña que otros diseños pero tendrá un volumen más grande.

Procedimiento de cálculo del área instalada: El área instalad del ventilador es como se muestra en la siguiente figura

Figura 94. Grafica para el calculo del área instalada



Full Admission Symmetrical Scroll

Fuente: PRZEDPELSKI Zygmunt J, Lift Fan technology studies

$$\text{Area del ventilador} = 2 \int_0^{\pi} \frac{R(Rd\theta)}{2}$$

$$R = C + D$$

$$\text{Donde } C = \frac{1.05 D_{TT}}{2}$$

$$D = \frac{\sqrt{4A} \sqrt{\pi - \theta}}{\pi}$$

Donde A es igual a la mitad del ducto de entrada a través del área seccional, y D_{TT} es el diámetro del rotor. Integrando se obtiene:

$$\int_0^{\pi} (C + D)^2 d\theta$$

$$\int_0^{\pi} \left(C + \frac{\sqrt{4A}}{\pi} \sqrt{\pi - \theta} \right)^2 d\theta$$

$$\int_0^{\pi} \left[C^2 + \frac{4C\sqrt{A}}{\pi} \sqrt{\pi - \theta} + \frac{4A}{\pi^2} (\pi - \theta) \right] d\theta$$

Integrando.

$$\left[C^2 \theta - \left[\frac{4C\sqrt{A}}{\pi} \frac{2}{3} (\pi - \theta)^{\frac{3}{2}} \right] + \frac{-4A}{\pi^2} \frac{(\pi - \theta)^2}{2} \right]$$

$$= C^2 \pi + 4.72C\sqrt{A} + 2A$$

Sustituyendo para C

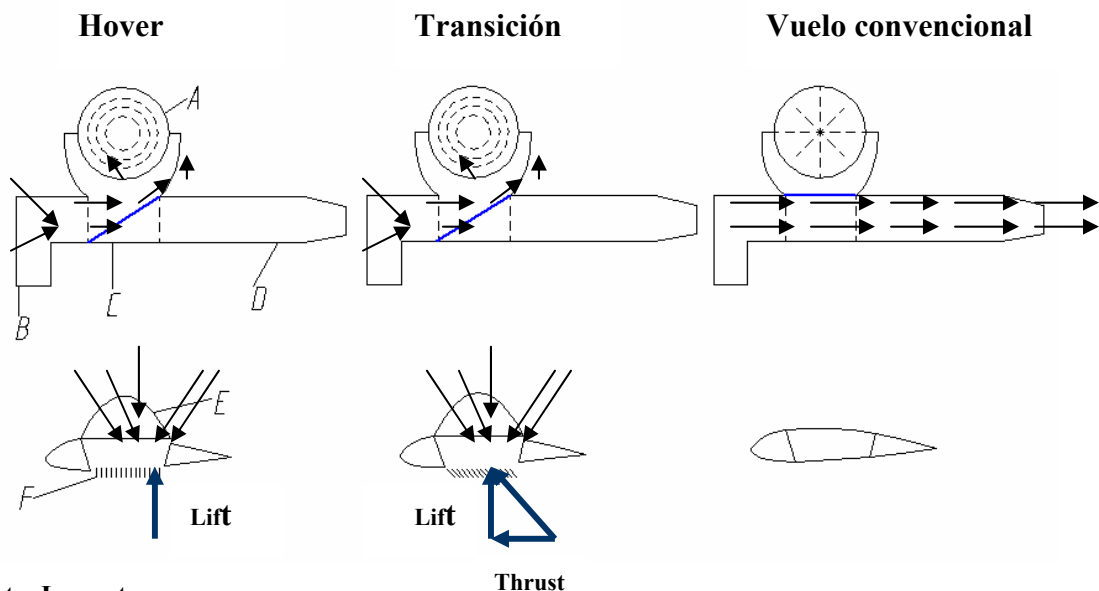
$$0.86(D_{TT})^2 + 2.48(D_{TT})\sqrt{A} + 2A$$

Para una admisión parcial del ventilador con **scroll** simétrico: área instalada

$$0.86(D_{TT})^2 + 1.24(D_{TT})\sqrt{A} + A$$

4.2.3 Análisis del sistema de propulsión “Fan-in-Wing”: Como se observo anteriormente ya se a explicado el funcionamiento del sistema el cual consiste para esta investigación y para la aeronave estudiada en un sistema de 3 ventiladores, dos ventiladores principales y un ventilador de **pitch** que controla los movimientos de **pitch** y de **yaw** durante **hovering** en la siguiente figura se observa el funcionamiento del sistema durante sus 3 etapas de operación:

Figura 95. Etapas de funcionamiento del sistema



Fuente: Los autores

Como se puede observar el sistema trabaja generando una fuerza mediante la aceleración del fluido por parte del ventilador en vuelo estacionario o **hovering** tenemos que esta fuerza en sentido z será la sustentacion producida por e sistema y que ha medida que los **louvers** (F) cambian su ángulo de deflexión hay una descomposición de esta fuerza en sustentacion y empuje estas fuerzas están dadas por las ecuaciones 20 y 21 vistas en la sección 2.2.8 de este documento las cuales son:

$$\frac{F_x}{T_s} = \sqrt{1 + \left(\frac{V}{V_j}\right)^2} \cdot \cos^{\frac{1}{3}} \beta \cdot \sin \beta - \frac{V}{V_j}$$

$$\frac{F_z}{T_s} = \cos^3 \beta \cdot \sqrt{1 + \left(\frac{V}{V_j}\right)^2}$$

Donde F_z es la sustentación o la fuerza en Z y F_x es la fuerza en X que es también el empuje. Teniendo estas dos ecuaciones en cuenta también se debe considerar la velocidad de salida del flujo del ventilador esta velocidad está representada en la ecuación como V_j y esta dada por la ecuación 16 de la sección anteriormente mencionada donde se demuestra su relación con el empuje estático del ventilador.

$$T_s = \rho \cdot S_F \cdot V_j^2$$

Otro aspecto a tener en cuenta es que el empuje estático total del sistema de los tres ventiladores debe ser 456,9 lb que es el peso total de la aeronave pero se debe tener en cuenta que el empuje debe estar dividido equilibradamente entre los 3 ventiladores por lo tanto ya que las ecuaciones mencionadas anteriormente corresponden a un solo ventilador el empuje debe ser dividido de la siguiente forma:

$$T_{sm} = 205.61 \text{ lb}$$

$$T_{sp} = 45.69 \text{ lb}$$

Esto indica que cada ventilador principal estará generando un 45% del empuje total (T_{sm}) necesario y el ventilador de **pitch** estará generando solo un 10% (T_{sp}) logrando el equilibrio deseado.

Aplicando este parámetro a la ecuación de la velocidad de salida y teniendo en cuenta que el área del ventilador S_f la cual fue obtenida tomando los parámetros geométricos del ala y la ubicación del mismo en ella tenemos que:

Ventilador principal:

$$T_s = 205.61 \text{ lb}$$

$$S_f = 1.51 \text{ ft}^2$$

$$\rho = 0.0023769 \frac{\text{lb} \cdot \text{sec}^2}{\text{ft}^4}$$

Aplicando esto a la ecuación:

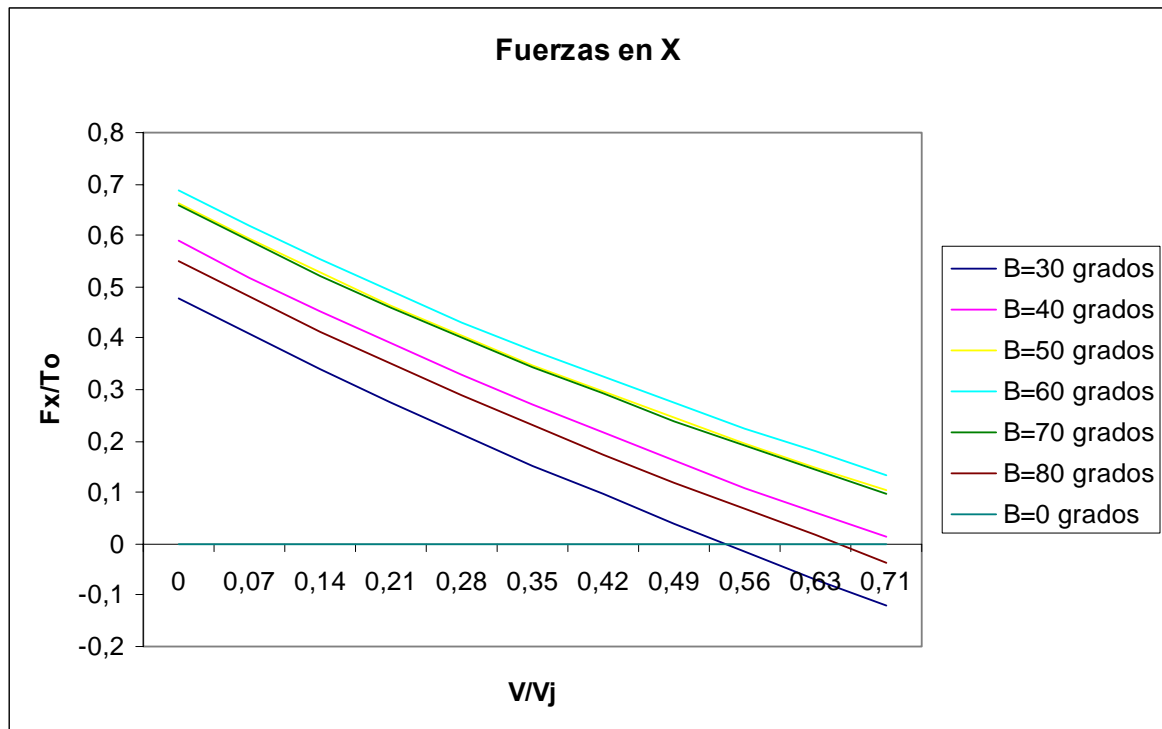
$$V_j = \sqrt{\frac{T_s}{\rho \cdot S_F}}$$

Obtenemos que:

$$V_j = 239,34 \text{ ft/s} = 141.8 \text{ Knots}$$

Teniendo es velocidad y aplicando diferentes ángulos de deflexión de los **louvers** los (cuales son tomados con respecto a la dirección del flujo) a las ecuaciones de fuerzas obtenemos de las fuerzas del ventilador principal como se muestra en las siguientes graficas.

Figura 96. Fuerzas en sentido X

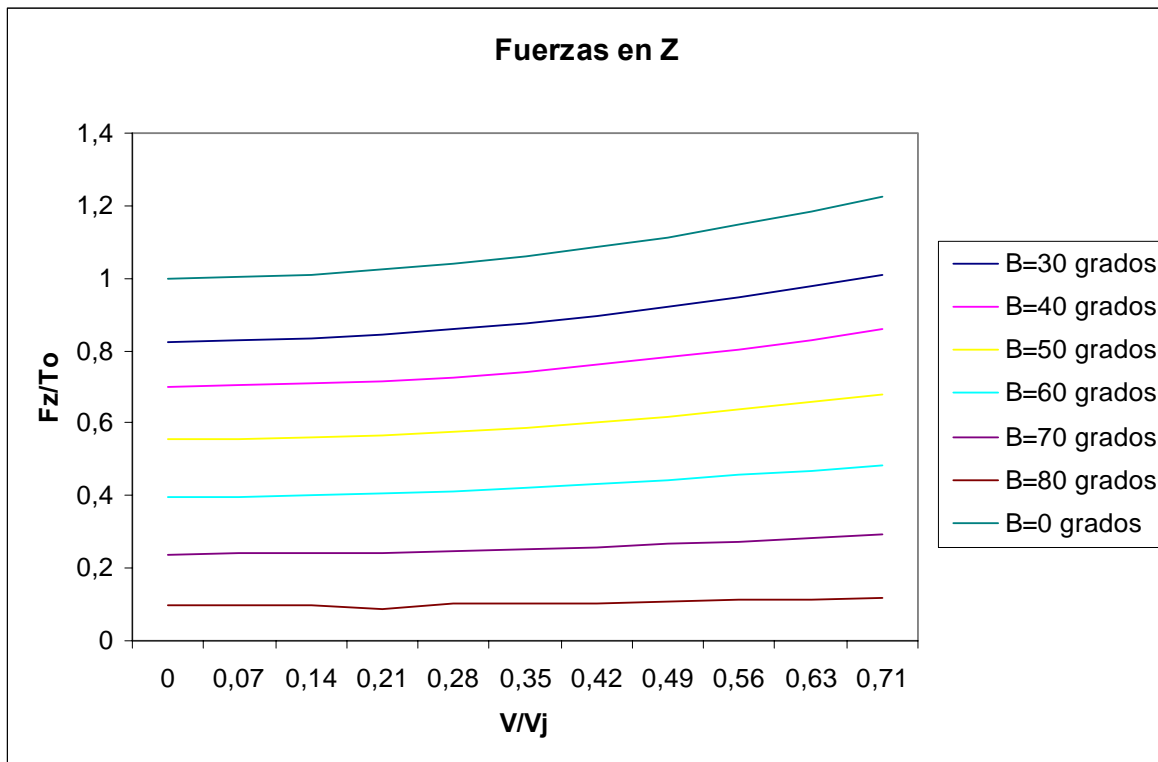


Fuente: Los autores

Esta grafica muestra el comportamiento de la relación de la fuerza en X y el empuje estático con respecto a la variación de velocidad de avance de la aeronave se puede observar que cuando la deflexión es 0 grados que es durante la etapa de **hovering** la relación es cero en la grafica se muestra como varia esta relación al aumentar el ángulo de deflexión y la velocidad de avance lo cual demuestra que a medida que haya un aumento en la velocidad de avance va a ver una disminución en el requerimiento de empuje por parte del sistema.

En la siguiente grafica se tiene las fuerzas en Z que es la sustentación producida por el ventilador a diferentes velocidades y deflexiones.

Figura 97. Fuerzas en sentido Z



Fuente: Los autores

Como se puede observar en la grafica tenemos que la mayor sustentación es producida a 0 grados de deflexión esto es debido que a medida que hay un aumento de deflexión por parte de los **louvers** la resistencia inducida de estos reduce la sustentación pero se observa que a medida que hay un aumento de velocidad también hay un aumento de la sustentación, aunque hay una notable disminución de la sustentación al variar el ángulo de deflexión esto es deseado ya que en el momento de la transición esta fuerza producida por el ventilador se convierte en solo una sustentación inducida a la sustentación del ala la cual a medida que aumenta la velocidad genera la sustentación requerida por la aeronave.

4.2.4 Análisis aerodinámica VTOL sistema “Fan-in-Wing”: El análisis aerodinámico VTOL se puede dividir principalmente en dos parte el análisis aerodinámico del ventilador y el análisis del comportamiento del grupo ala ventilador durante la transición, el análisis en transición básicamente nos permite observar que cantidad de sustentación induce el ventilador al ala en el proceso ya mencionado el cual básicamente consta de pasar de **hovering** donde toda la sustentación esta dada por el ventilador a el vuelo recto y nivelado donde la sustentación esta dada por mayormente

por el ala, durante el proceso de transición la sustentación va estar definida tanto por el ventilador como por el ala, mientras la sustentación del ventilador va disminuyendo a medida que el ángulo de los **louvers** aumenta la sustentación del ala aumenta por el aumento de la velocidad.

Análisis aerodinámico y diseño del ventilador: Como se pudo observar anteriormente hay ciertos parámetros de diseño para tener en cuenta en la configuración del ventilador después de los análisis realizados en esta parte de la investigación se puede concluir que la mejor configuración de diseño para el ventilador es un ventilador de admisión total con IGV's teniendo estos parámetros en cuenta y si observamos el análisis echo al desempeño del ventilador donde los resultados muestran que se necesita una velocidad de salida del flujo del ventilador $V_j = 239 \text{ ft/s}$ para que el ventilador pueda generar la sustentación requerida, con estos datos se puede realizar un análisis del comportamiento y la configuración necesaria del ventilador para que esto se cumpla.

Los datos que ya se conocen del ventilador son:

- Velocidad de Salida del flujo $V_j=V_a=239 \text{ ft/s}$
- Las dimensiones están dadas por el arreglo estructural del ala lo que nos da:

$$D_{\max} = 1.39 \text{ ft}$$

$$d_{\text{hub}} = 0.62 \text{ ft}$$

$$\text{Area anular } A_a = 1.21 \text{ ft}^2$$

- Para el diseño se asumió que el ventilador estaría rotando con una velocidad de 3000 rpm y que tendría una presión estática de 2.5 WC
- También tenemos que el flujo del Ventilador será igual a $Q = 17378 \text{ ft}^3/\text{min}$

Teniendo en cuenta estos parámetros podemos observar en la siguiente tabla los resultados del análisis realizado al rotor del ventilador.

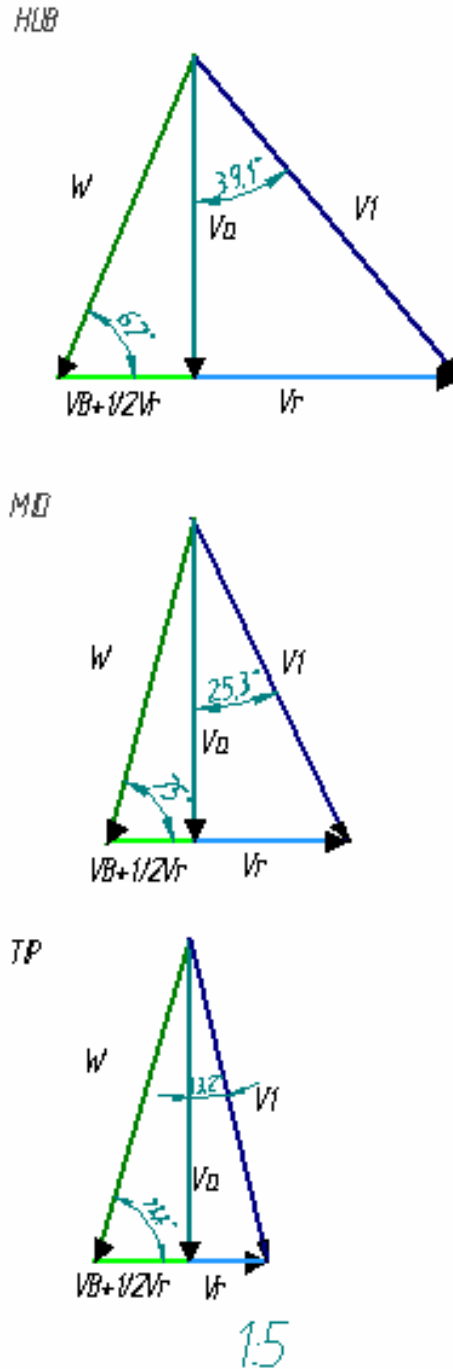
Tabla 22 Características aerodinámicas del ventilador

Descripción	Símbolo	Unidades	Formula	Coordenadas del Rotor		
				Hub	Media	Punta
Radio	r	ft		0,31	0,5	0,69
Velocidad de la Pala	V_B	fpm	$\left(\frac{2 * r * \pi}{12}\right) * rpm$	243,47	424,11	848,23
Componente rotacional de la velocidad helicoidal de aire despues de las palas	V_r	fpm	$\left(\frac{233 * 10^5}{rpm}\right) * \frac{SP}{r}$	11754	6748	3374
tan (angulo relativo del flujo)	$\tan \beta$	1	$\frac{V_a}{V_B + 1/2 * V_r}$	2,34	3,7	5,66
Angulo relativo del flujo	β	grados		66,91	75,18	79,8
	W^2	fpm ²	$V_a^2 + (V_B + 1/2 * V_r)^2$	243669753	220635239	212636991
Velocidad relativa del aire	W	fpm	$\sqrt{W^2}$	15609,92	14853,79	14582
Ancho de la pala	l	ft	$\frac{6.8 * r}{z_B}$	0,0439	0,076	0,153
Perfil seleccionado				NACA 6412	NACA 6412	NACA 6412
Camber		%		12	12	12
Angulo de ataque	α	grados		4	3,5	3
Coeficiente de sustentacion	C_L	1		1,07	0,98	0,96
tan (angulo del flujo que pasa por el trailing edge)	$\tan \delta$	1	$\frac{V_r}{V_a}$	0,81	0,46	0,23
angulo del flujo que pasa por el trailing edge	δ	grados		39	24,7	12,95

Fuente: Los autores

Teniendo en cuenta los parámetros analizados en la anterior tabla se puede diagramar los triángulos de velocidades del rotor del ventilador: escala 1:5 unidades milímetros

Figura 98. Triángulos de Velocidad del rotor del ventilador



Fuente: Los autores

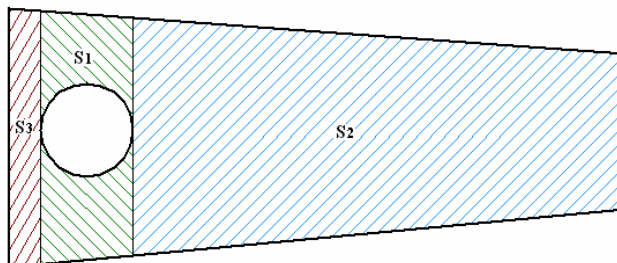
Aerodinámica del conjunto ala ventilador en transición : Se ha podido observar que los ventiladores son sistemas de producción de sustentación por lo tanto según lo analizado anteriormente por esta investigación en el numeral 2.2.5, se puede determinar que mediante el uso de las siguientes ecuaciones obtenemos tanto la sustentación inducida al sistema como la resistencia al avance producida en transición:

$$\frac{\Delta L_i}{T_S} = \frac{V_O^2}{V_{jS}^2} \frac{C_{L\delta_1}}{4\pi A_f/S} \left[\frac{C_l}{\delta_j} \cdot \delta_j \frac{S_1}{S_{2d}} + C_{l_3} \frac{S_3}{S_{2d}} \right]$$

$$\frac{\Delta D}{T_S} = \frac{D_R}{T_S} + \frac{D_i}{T_S} = \frac{D_R}{T_S} + \left(\frac{\Delta L_i}{T_S} \right)^2 \frac{T_S}{2\rho A_m V^2}$$

Teniendo en cuenta que para la sustentación inducida es necesario obtener valores tales como: T_S , Empuje estático, V_O , velocidad del aire en knots, V_j , velocidad del aire a la salida del ventilador en knots, $C_{L\delta_1}$, la variación del coeficiente de sustentación con deflexión de los flaps por unidad de rata de **flan wing chord**, por radianes, A_f , área del ventilador en sq ft, S , área del ala en sq ft, $\frac{cl}{\delta_j}$, la variación del coeficiente de sustentación en dos dimensiones con coeficientes de momentos por radianes y es igual a $3.0\sqrt{C_\mu}$, δ_j ángulo de flan en dos dimensiones y esta dado por $\frac{90-\beta}{57.3}$ en radianes, S_1 área uno, S_2 área dos, estas áreas son mostradas en la siguiente figura para obtener una mejor idea de ellas, cl_3 coeficiente de sustentación en la posición tres.

Figura 99. Áreas para los cálculos de sustentación inducido por el ventilador

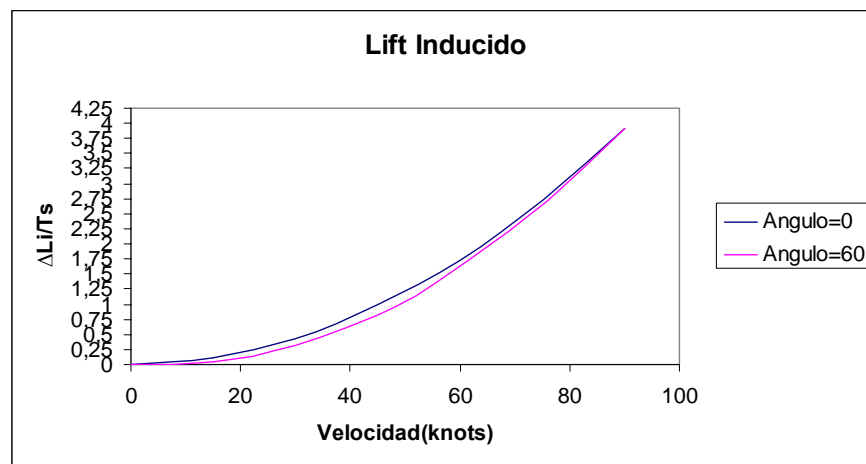


Fuente: Los autores

Al igual que para la resistencia al avance producida en la transición tiene los siguientes términos: T_s empuje estático, D_R resistencia al avance ram en lb, D_i que es la resistencia al avance inducida, ρ densidad.

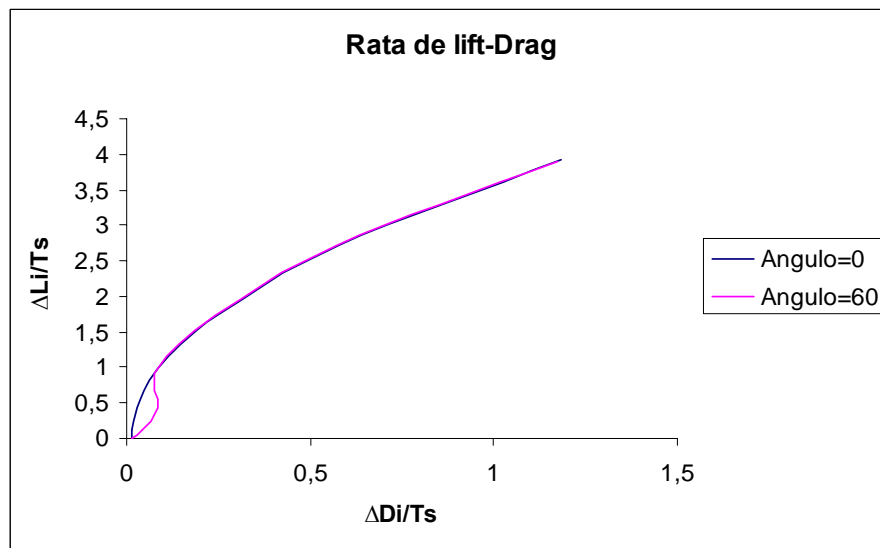
Las cuales al analizarlas a diferentes velocidades de avance y a diferentes deflexiones del flujo del ventilador como se mostró anteriormente podemos obtener tanto la sustentación inducida como la resistencia al avance inducida en transición debido a esta inducción de la sustentación:

Figura 100. Lift inducido vs Velocidad de avance



Fuente: Los autores

Figura 101. Drag debido a la sustentación



Fuente: Los autores

4.3 ANÁLISIS Y SIMULACION DEL COMPORTAMIENTO DEL ALA

Esta simulación tiene como propósito es análisis del comportamiento del ala con dos características básicamente: La primera es el análisis del ala en limpio esto quiere decir que no se toma en cuenta la existencia del ventilador (que para esta simulación se asume como un agujero en el ala) esto con el fin de observar las características aerodinámicas de esta, la segunda es el análisis del ala con el ventilador como se menciono anteriormente esto con el fin de mostrar el cambio de las características aerodinámicas del ala, cabe mencionar que en estas simulaciones no se tuvieron en cuenta la sustentación inducida por el ventilador.

Condiciones de la simulación:

Para todas las simulaciones los parámetros fueron constantes excepto por las pruebas a diferentes velocidades la velocidad fue el único parámetro que fue variado en las diferentes simulaciones, teniendo esto en cuenta los parámetros son:

- **Propiedades del fluido:**

$$T= 518.69 \text{ }^\circ\text{R}$$

$$P= 2.1162 \cdot 10^3 \text{ psi}$$

$$\rho= 0.0023769 \text{ slugs/ft}^3$$

Régimen del flujo= Subsónico

Velocidades= 50 knots y 130 knots según se especifique

- **Especificaciones de la simulación:**

Estado estable

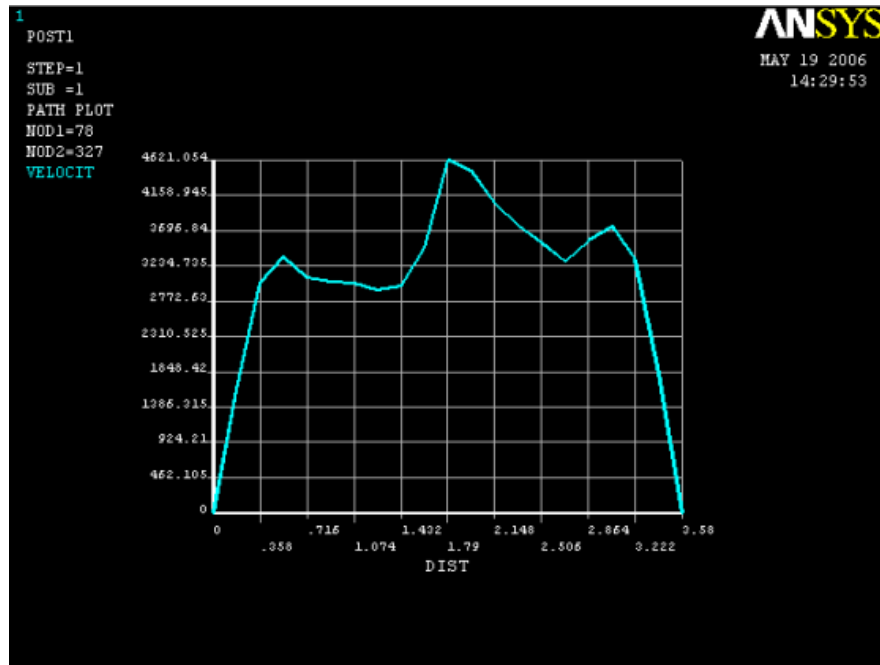
Sistema isotérmico

Aire gas ideal

No boyante

4.3.1 Análisis y simulación: Como primera simulación tenemos el análisis en dos dimensiones del perfil seleccionado para el ala como se muestra a continuación.

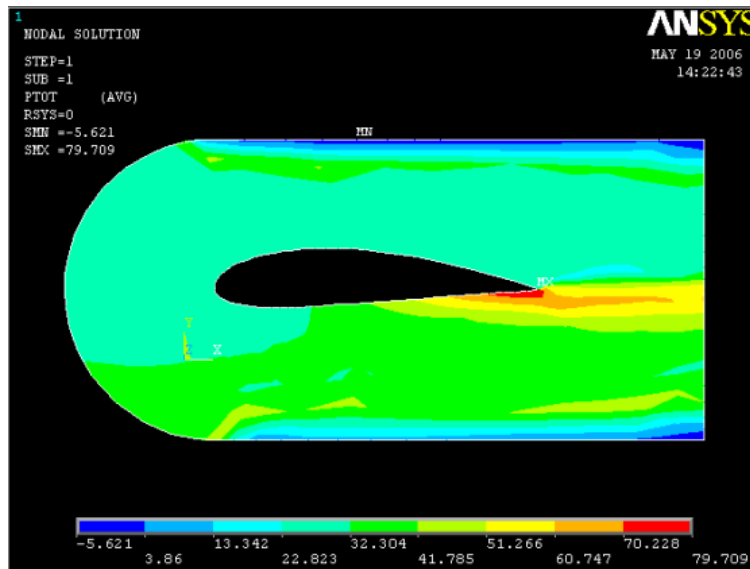
Figura 102. Simulación Grafica de Velocidades a través de la cuerda



Fuente: Los autores

Esta gráfica muestra el comportamiento de la velocidad (50 knots) con respecto a la cuerda de la raíz del ala de un perfil 4418, que fue escogido para la aeronave. U punto máximo se encuentra más o menos en la mitad del perfil.

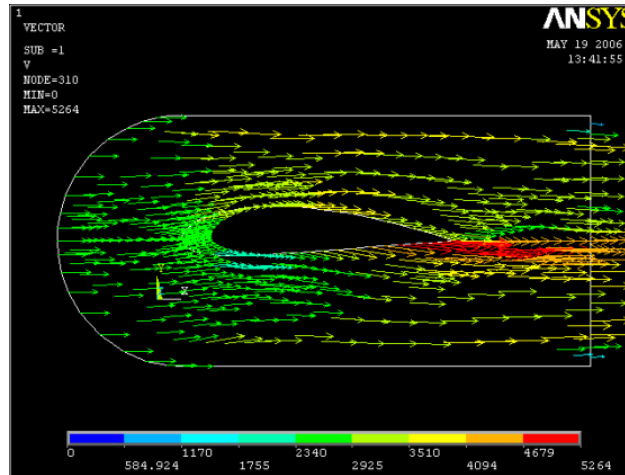
Figura 103. Simulación Grafica de presiones



Fuente: Los autores

Esta gráfica muestra la presión de estancamiento, también a 50 knots, el comportamiento del perfil es bueno, ya que como se observa este genera una gran presión en la parte inferior, demostrando un comportamiento ideal de sustentación.

Figura 104. Simulación Grafica de vectores de velocidades

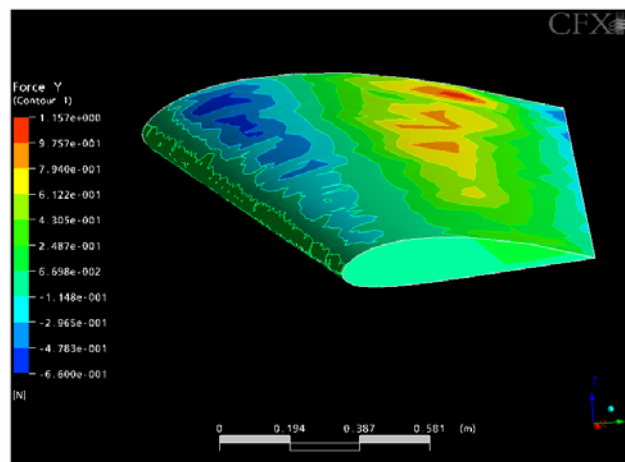


Fuente: Los autores

En esta se observa de forma vectorial como es el comportamiento del flujo a través del perfil, se observa que este incrementa su velocidad a la salida y alcanza a crear una pequeña separación del flujo.

El análisis fue realizado con la velocidad de pérdida de la aeronave y con la velocidad máxima de crucero, estas velocidades son 50 knots y 130 knots respectivamente.

Figura 105. Simulación grafica distribución del drag parte superior del ala 50 knots

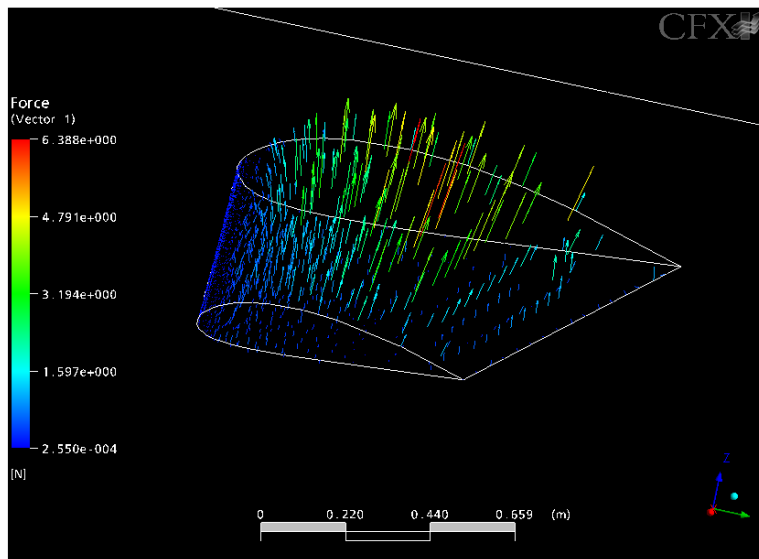


Fuente: Los autores

En esta gráfica se muestra el comportamiento de la fuerza en el eje Y, esta fuerza representa la resistencia al avance del ala, a una velocidad de 50 knots, como se observa en la gráfica esta distribución de fuerza es caracterizada por medio de colores y se puede ver como es el comportamiento del ala con respecto a la presión.

En la siguiente gráfica se muestra el comportamiento del ala cuando a esta se le aplica una fuerza en el eje Z, con una velocidad de 50 knots, esta es mostrada vectorialmente, evidenciando así que la máxima fuerza se concentra hacia la región media del ala, y va

Figura 106. Simulación grafica Vectores de fuerza 50 knots

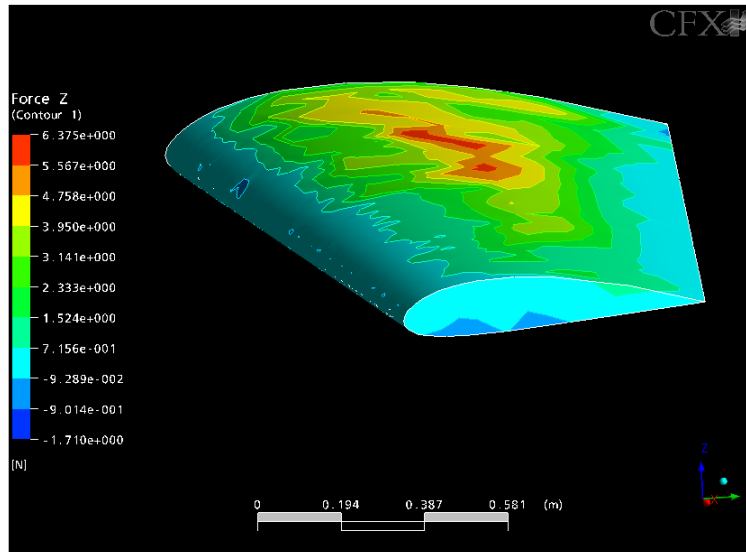


Fuente: Los autores

Disminuyendo a medida que se va aumentando la envergadura, generando de esta manera la sustentación.

Otra gráfica que muestra este comportamiento en forma de contorno es mostrada a continuación, demostrando como se dijo anteriormente que la máxima concentración de fuerza o sustentación está en más o menos la mitad del ala y disminuye al llegar a la punta.

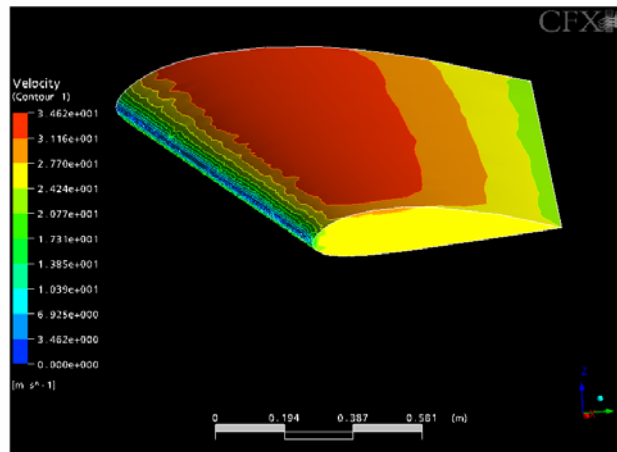
Figura 107. Simulación distribución de la sustentación parte superior del ala 50 knots



Fuente: Los autores

El comportamiento del ala frente a una velocidad de 50 knots es mostrada a continuación, en estas gráficas se puede ver como es el comportamiento de la velocidad, es fácil de apreciar, al contacto con el borde de ataque del perfil, este disminuye drásticamente la velocidad, y va aumentando a medida que va pasando por el ala, hasta llegar a un punto en el cual el flujo de aire empieza a disminuir su velocidad.

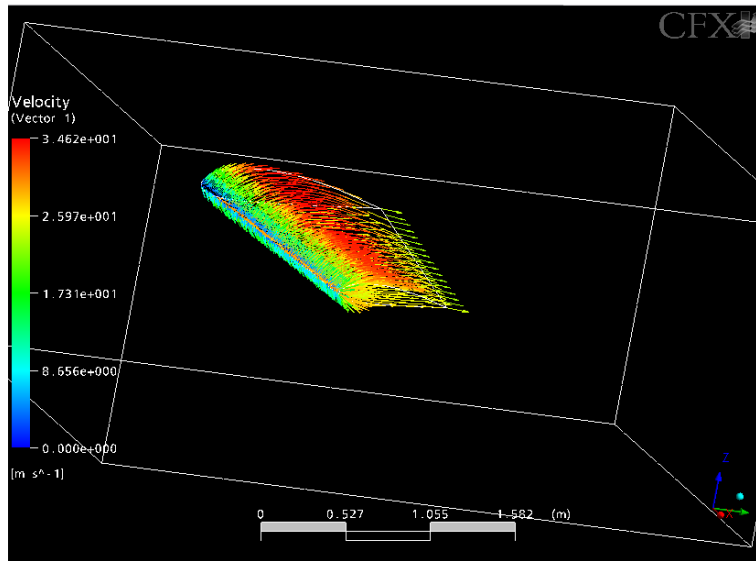
Figura 108. Simulación Distribución de las velocidades parte superior del ala 50 knots



Fuente: Los autores

Este comportamiento también puede ser visto, con mayor facilidad con la ayuda de la representación vectorial, que es mostrada en la siguiente gráfica.

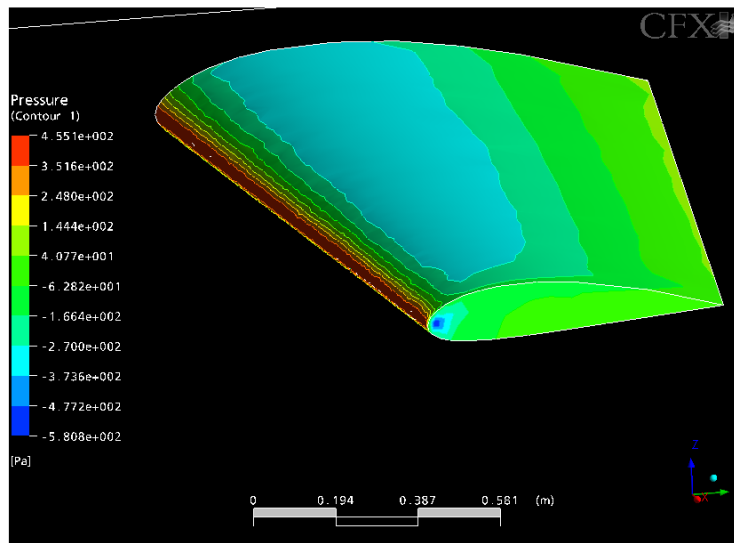
Figura 109. Simulación Distribución vectorial de las velocidades en el ala 50 knots



Fuente: Los autores

Al igual que la velocidad y la fuerza, también se estudia el comportamiento del ala frente a las presiones que esta soporta a la velocidad de pérdida de 50 knots

Figura 110. Simulación distribución de las presiones parte superior 50 knots

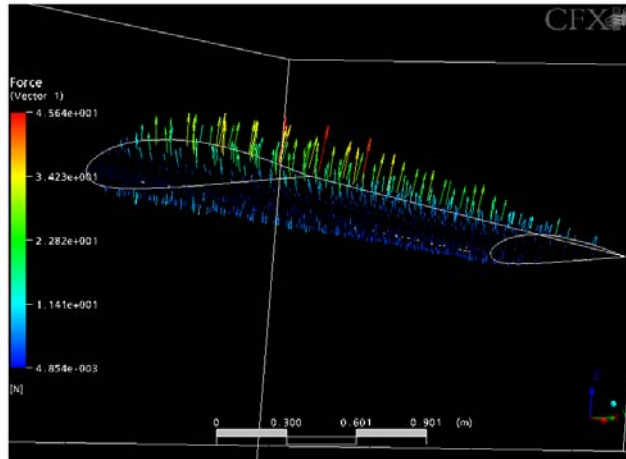


Fuente: Los autores

Como se puede ver, la máxima concentración de presión, se encuentra en el borde de ataque del ala, esto debido al impacto del flujo de aire con el ala, además muestra un comportamiento lineal a través de la envergadura del ala.

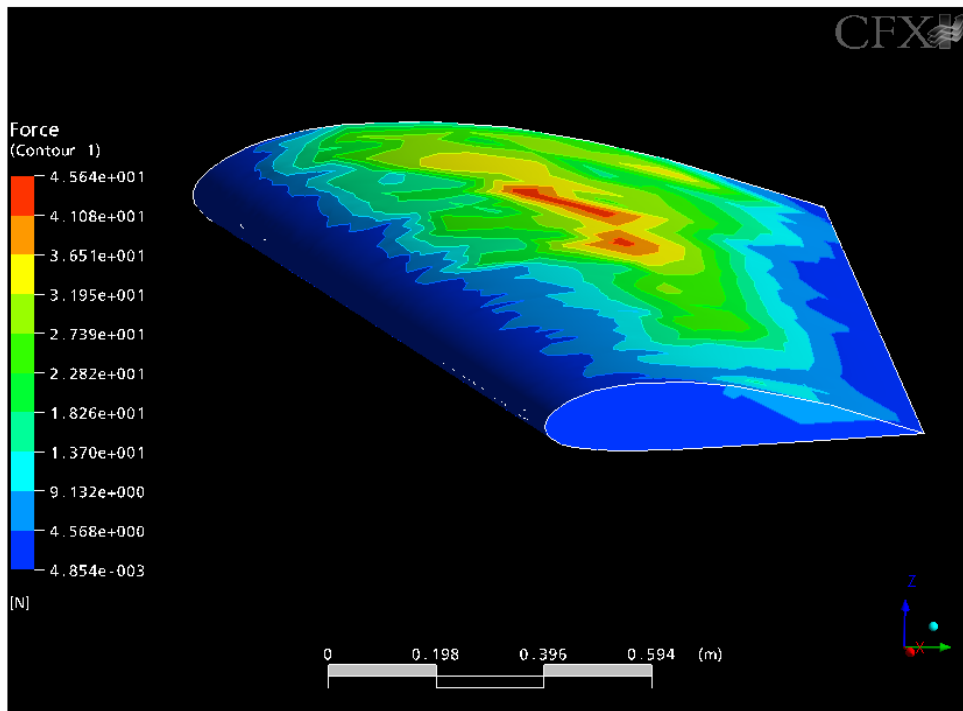
Ahora se hace el mismo estudio pero aumentando la velocidad de 50 knots, que es la velocidad de pérdida, a una velocidad de crucero de 130 knots.

Figura 111. Vectores de fuerza en el ala 130 knots



Fuente: Los autores

Figura 112. Simulación distribución de la sustentación parte superior del ala 130 knots



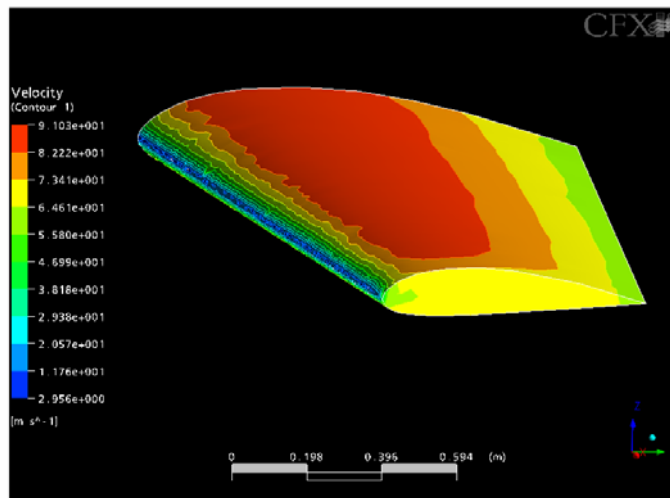
Fuente: Los autores

En estas gráficas se muestran como es el comportamiento de la sustentación, o de la fuerza en el eje Z, este tiende a ser el mismo comportamiento, excepto que este es realizado a una

velocidad de 130 knots, al igual que el anterior se observa que la máxima concentración de fuerza es obtenida en la zona media del ala y va disminuyendo a medida que va llegando hacia la punta.

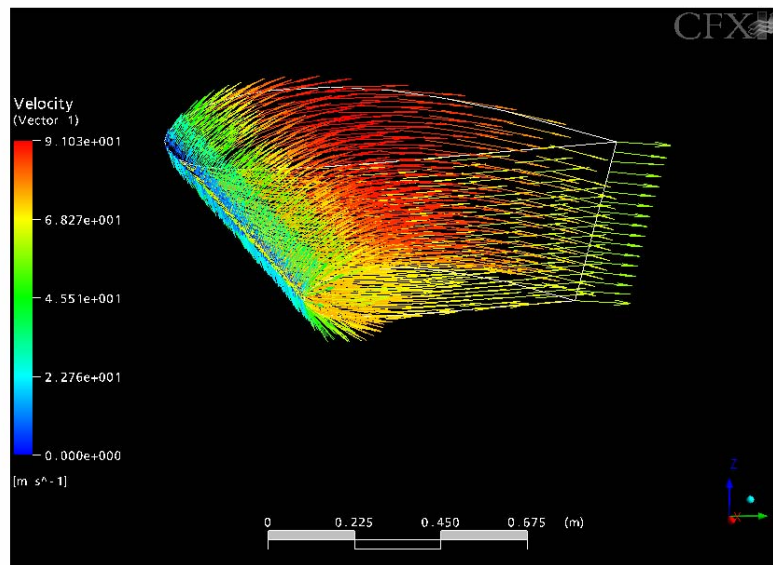
Las siguientes gráficas muestran el comportamiento de la velocidad a medida que esta circula a través del ala, como se ve a continuación.

Figura 113. Simulación distribución de la Velocidad parte superior del ala 130 knots



Fuente: Los autores

Figura 114. Simulación Vectores de velocidad 130 knots

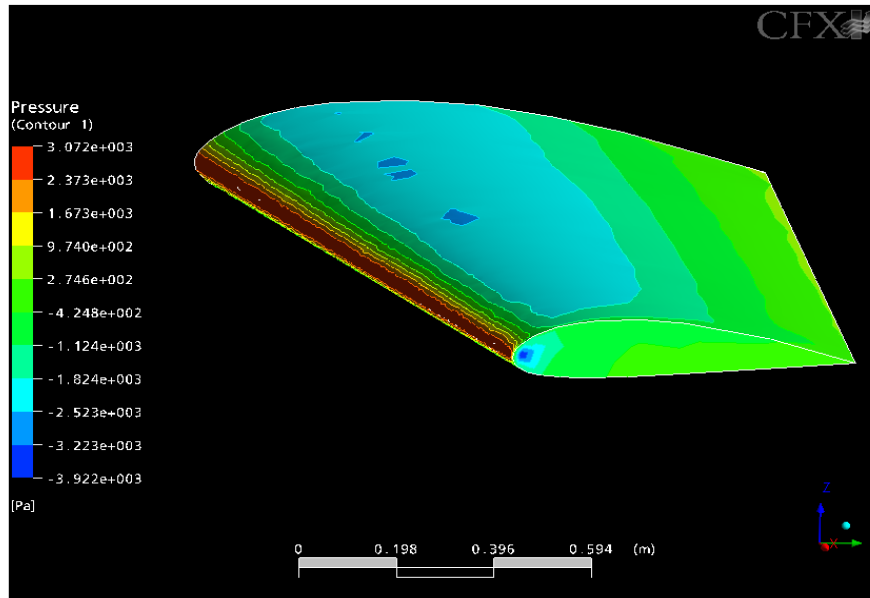


Fuente: Los autores

En ambas gráficas se puede ver con claridad como es la disminución y el aumento de la velocidad, cuando esta choca con el borde de ataque del ala, y como va disminuyendo a medida que abandona la superficie del ala.

El comportamiento frente a la presión es mostrado en la gráfica.

Figura 115. Simulación Distribución de presiones 130 knots

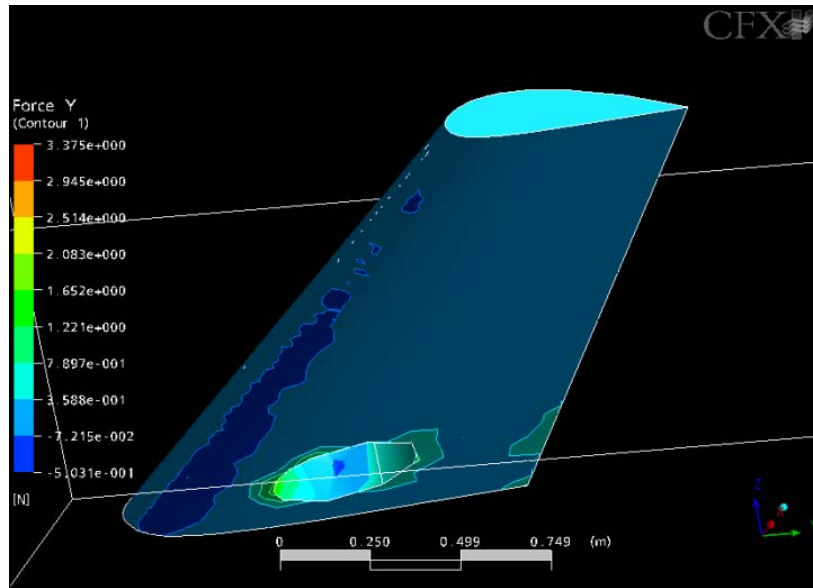


Fuente: Los autores

Este tiene un punto crítico, cuando choca con el borde de ataque del ala, hacia $c/4$ del ala esta tiende a disminuir un poco, debido a la velocidad.

El análisis del ala con el agujero del ventilador es presentado a continuación para ver el comportamiento que este tiene con respecto al flujo y a la velocidad, teniendo en cuenta que el análisis se efectúa variando las características de la velocidad, primero se hace el análisis con la velocidad de pérdida que es de 50 knots.

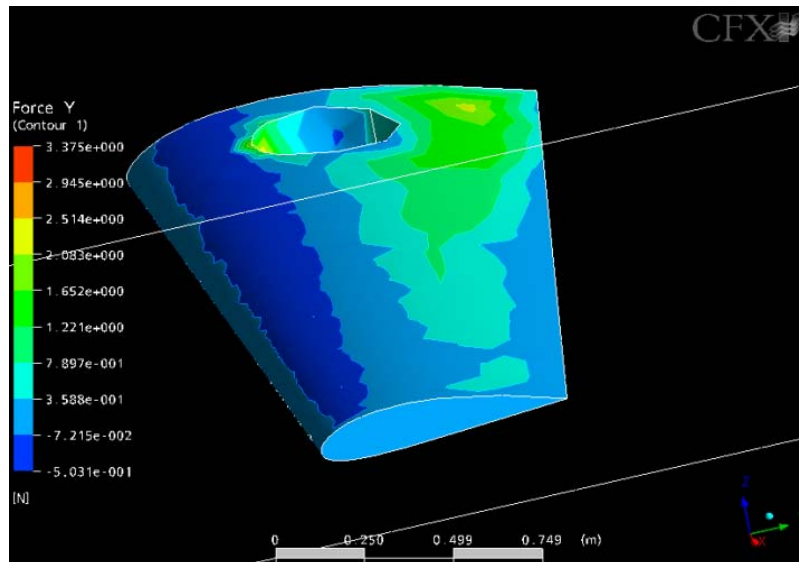
Figura 116. Simulación Distribución del drag ala-agujero parte inferior



Fuente: Los autores

En esta imagen se ve como es la resistencia al avance generada en el ala, esta vista corresponde a la inferior, se observa que por la parte inferior sobresale la resistencia creada por el agujero, esta es vista alrededor de este y es de color verde, indicando que en esta parte se concentran más fuerzas en esta dirección.

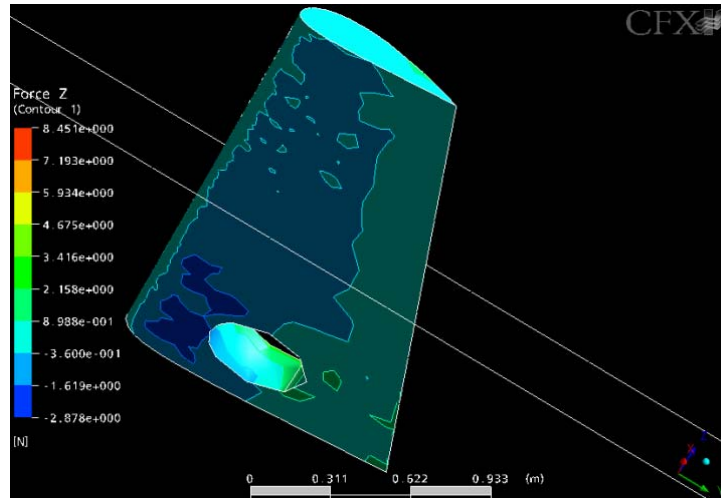
Figura 117. Simulación Distribución del drag ala-agujero parte superior



Fuente: Los autores

En esta gráfica se ve el mismo comportamiento, pero esta es una vista superior de la misma ala, se puede apreciar como se concentra la fuerza en la parte delantera del agujero y después de el.

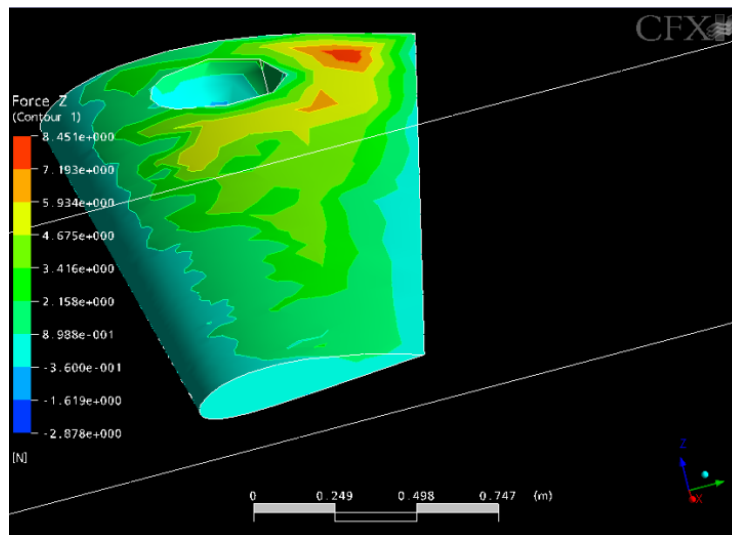
Figura 118. Simulación Distribución del Lift ala-agujero parte inferior



Fuente: Los autores

En esta gráfica inferior se ve el comportamiento del ala cuando se le aplica una fuerza en la dirección Z, es decir sustentación, en el borde trasero se observa un poco de concentración de presión.

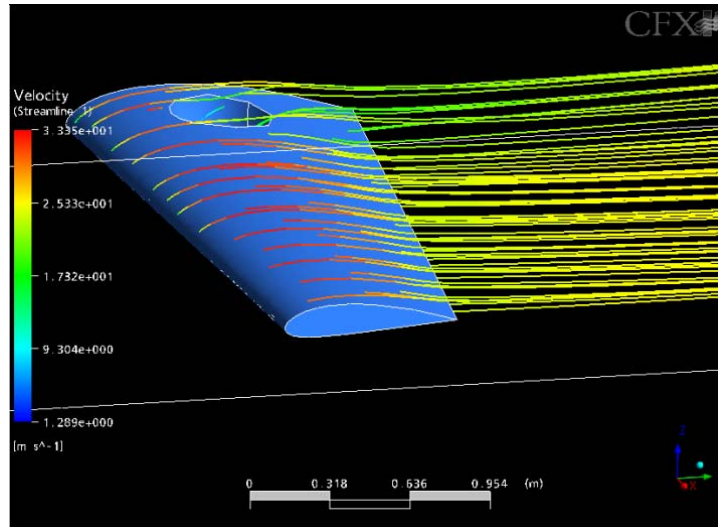
Figura 119. Simulación Distribución del Lift ala-agujero parte superior



Fuente: Los autores

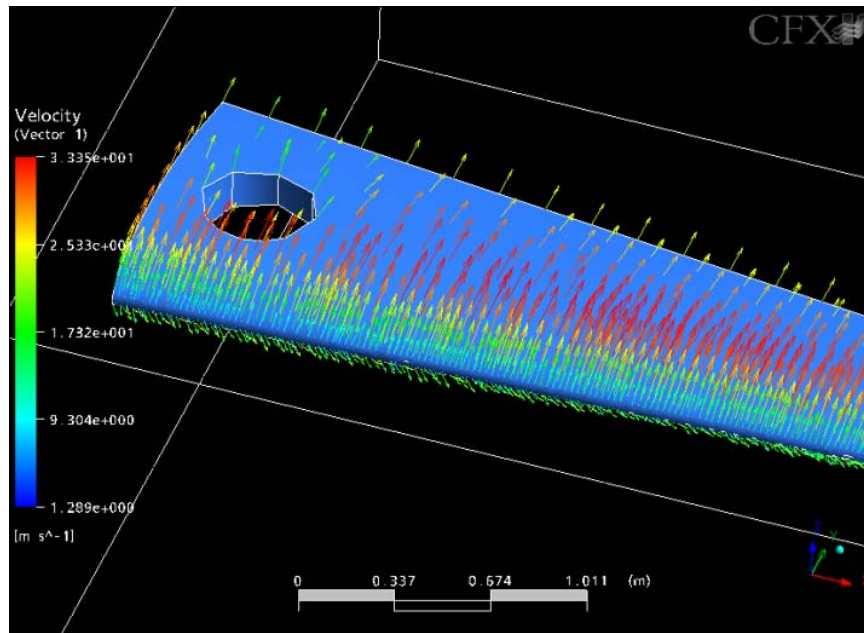
Vista desde la parte superior, se observa que existe una pérdida en la sustentación por efecto del agujero, ya que en donde es la mayor concentración de sustentación está ubicado el agujero.

Figura 120. Simulación Campo de velocidad del flujo ala-agujero



Fuente: Los autores

Figura 121. Simulación Vectorial del flujo ala-agujero



Fuente: Los autores

Estas gráficas muestran como es el comportamiento del flujo a una velocidad de 50 knots, cuando este pasa por la superficie del ala, se ve que en la parte superior se tiene la máxima velocidad.

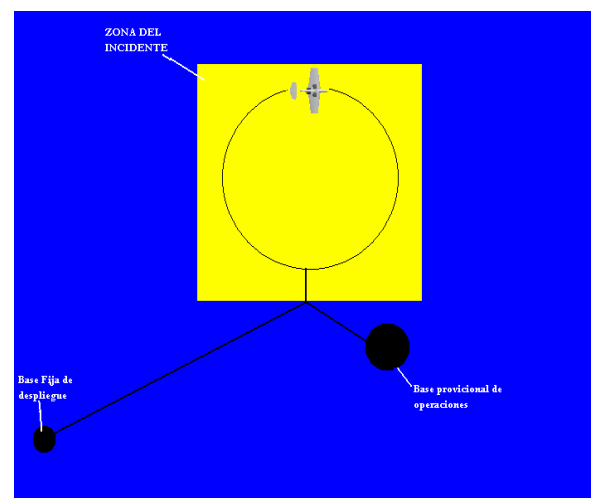
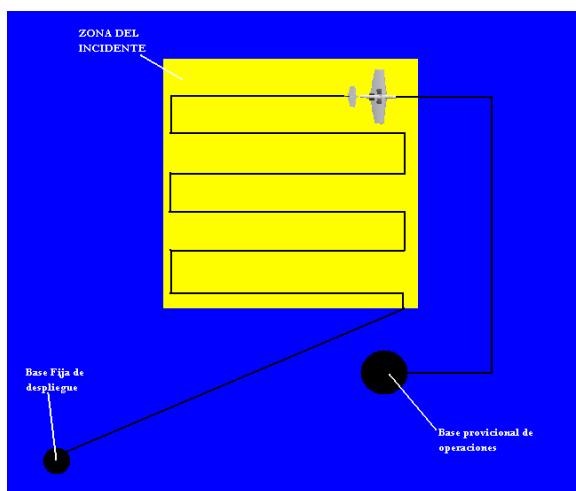
4.4 DISEÑO FINAL DE LA AERONAVE

En esta sección se podrá observar el resultado final de investigación y el diseño de la aeronave también se observara un análisis realizado de por que la aeronave resultaría optima en su aplicación en operaciones de rescate y se encontrara los planos de las dimensiones generales de la aeronave y del ventilador diseñados.

4.4.1 Operaciones de rescate: Como se puede observar por los resultados de esta investigación y por el desarrollo del diseño de la aeronave, se puede concluir que la aeronave es optima para la aplicación en operaciones de rescate debido a su capacidad de aportar un apoyo logístico.

La aeronave por sus capacidades tanto de duración en el aire como sus capacidades V/STOL se muestra adecuada para su aplicación en operaciones de búsqueda, como se puede observar la aeronave tiene una duración de vuelo de 19 horas aproximadamente de las cuales 8 horas se utilizan para la operación de **loiter** en la cual dependiendo el tipo de **loiter** que se haga ya sea de penetración o de pilar se podrá realizar la operación de búsqueda sobre el lugar del desastre o incidente

Figura 122. Tipos de Loiter Penetración (der) Pilar (izq)

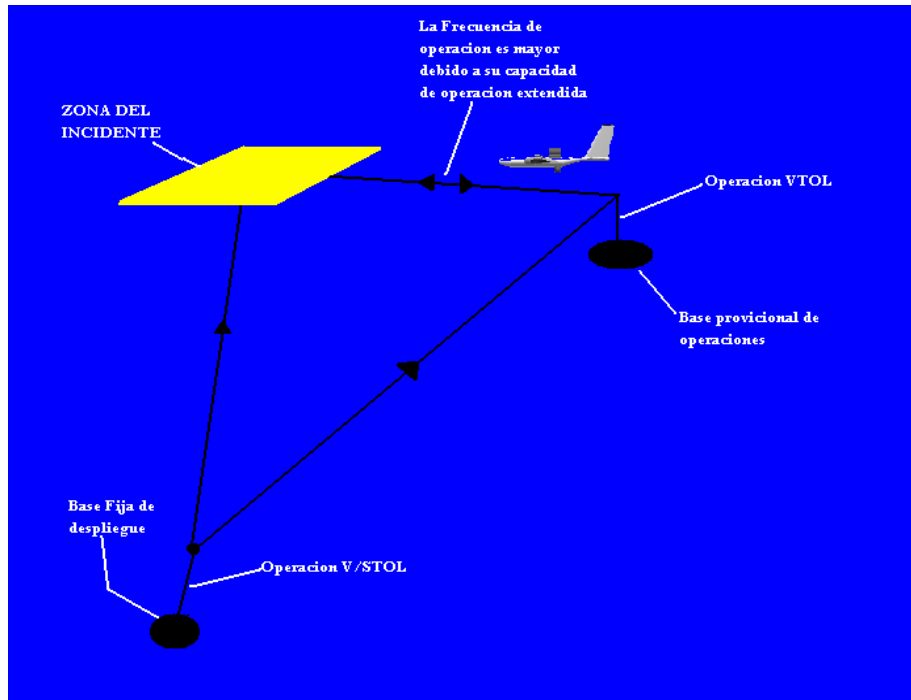


Fuente: Los autores

También ya que la aeronave no está limitada por las restricciones que una aeronave tripulada puede tener es capaz de operar en situaciones de alto riesgo, por ejemplo si se llegara a presentar un incidente químico donde no sea posible un reconocimiento a una altura segura debido a condiciones climatológicas o por humo generado por la quema de los químicos una aeronave tripulada no podría operar a un altura cerca al incidente ya que se correría el riesgo que los pilotos sufrieran daños físicos debido a los químicos convirtiéndose ellos mismos en víctimas, pero debido a que la aeronave diseñada no tiene un piloto esta podría operar en alturas donde sea capaz de obtener la información deseada sin tener que existir la preocupación de un daño físico por los químicos.

Si combinamos la característica de no ser tripulada con la capacidad V/STOL de la aeronave también podemos ver que la aeronave es capaz de operar con más frecuencia esto lo podemos ilustrar con otro ejemplo. Tomemos la siguiente figura teniendo en cuenta el rango de operación de la aeronave y su capacidad de despegar de pistas no preparadas y de no necesitar una base de operaciones muy grande se puede ver que la aeronave puede operar muy cerca al sitio del incidente y aterrizar para reaprovisionamiento de combustible sin tener que alejarse demasiado del sitio e inmediatamente volver a despegar para cumplir su misión, esto lo puede realizar las veces necesarias sin tener que tomar en cuenta el cansancio de un piloto lo único que limitaría esta frecuencia de operación es la disponibilidad de combustible.

Figura 123. Operación de la aeronave en Búsqueda.



Fuente: Los autores

Otro aspecto que hace resaltar esta aeronave como ya se ha mencionado es su capacidad de vuelo estacionario o **hover** lo que le da la capacidad a la aeronave de obtener información más detallada del lugar del incidente como se muestra en las siguientes figuras

Figura 124. Vigilancia en Hovering

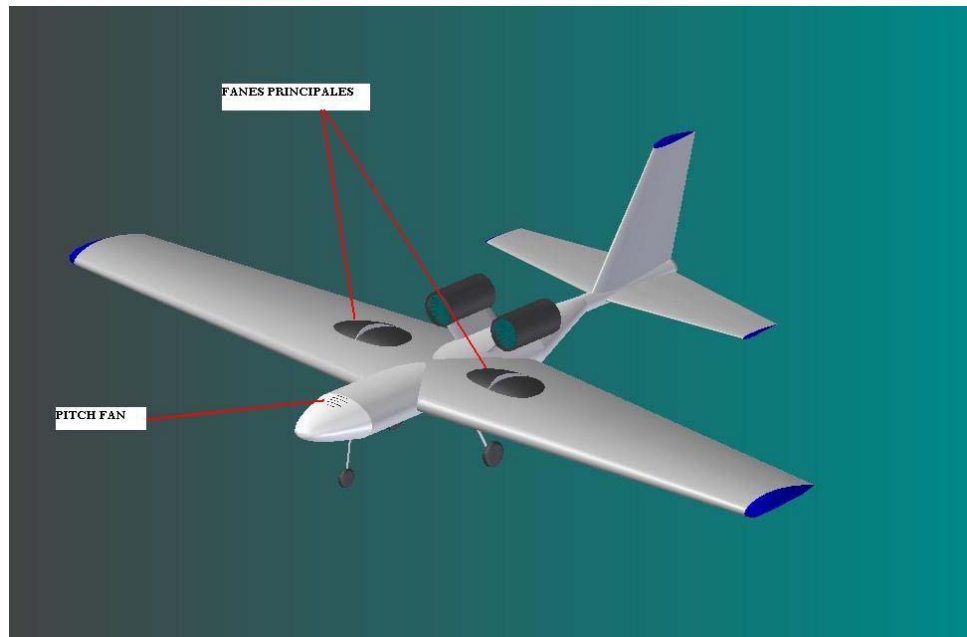


Fuente: Los autores

Al tener esta capacidad la aeronave puede proveer información sobre un sitio específico en tiempo real y con gran detalle.

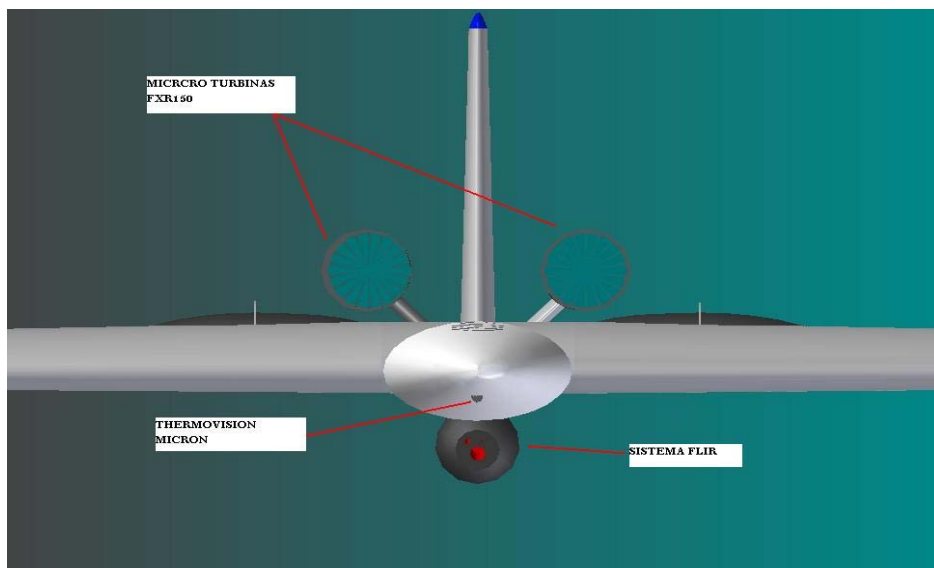
4.4.2 Ubicación de los componentes: En las siguientes figuras se puede observar la ubicación de los componentes principales:

Figura 125. Ubicación sistema de Fans



Fuente: Los autores

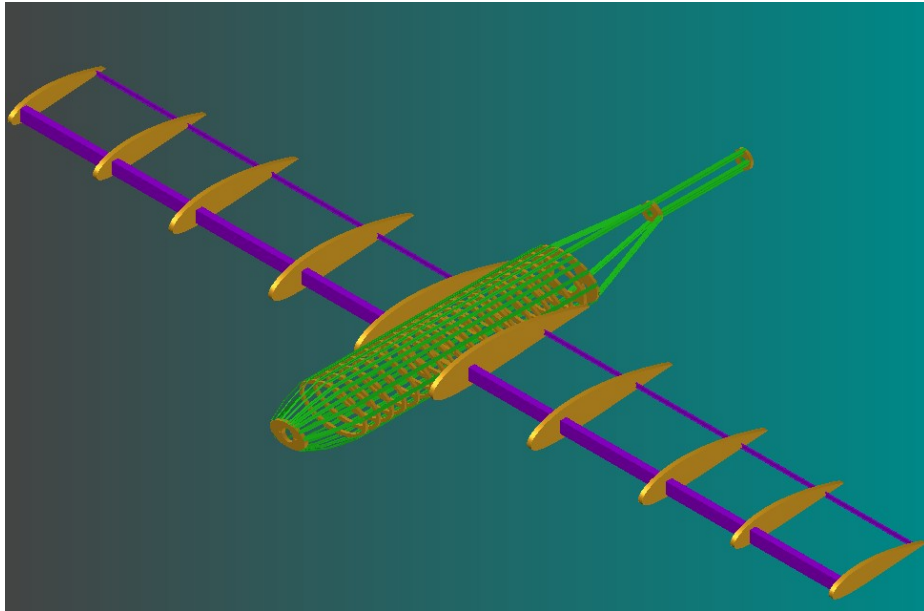
Figura 126. Ubicación sistema de vigilancia y motores



Fuente: Los autores

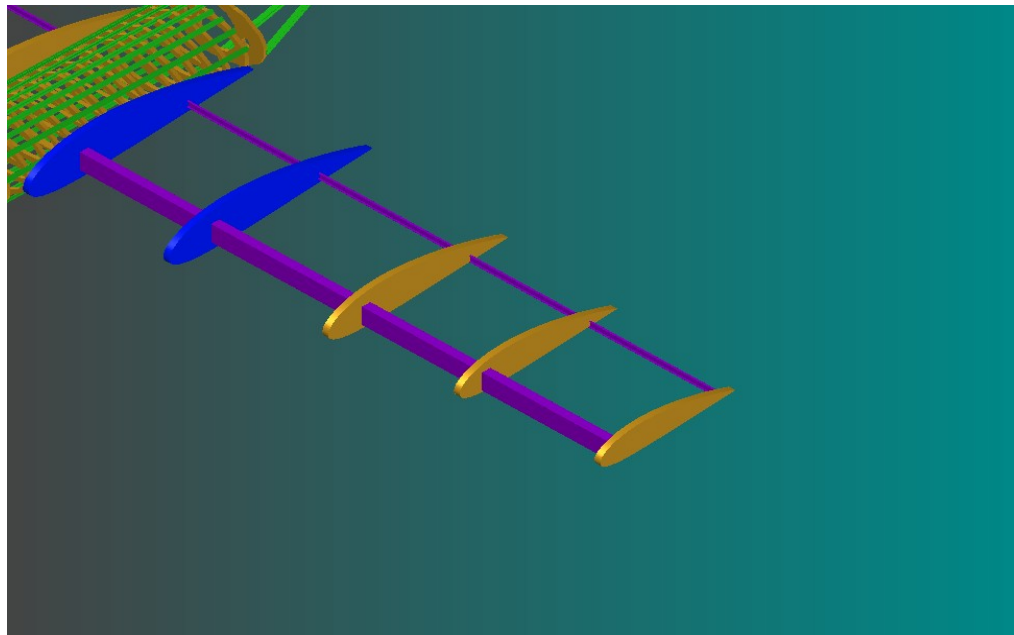
4.4.3 Estructura Fuselaje y Ala: El tipo de estructura semimonocoque del fuselaje y del ala es mostrado a continuación, aquí se debe resaltar como se ha solucionado la ubicación del fan

Figura 127. Estructura Fuselaje y ala



Fuente: Los autores

Figura 128. Ubicación del Fan



Fuente: Los autores

4.4.4 Características de la Aeronave: Después de realizar esta investigación y según los datos obtenidos mediante los cálculos realizados y mostrados anteriormente se tiene como resultado las siguientes características

Tabla 22. Características de la aeronave

Peso de despegue	456,9 lb
Peso en Vacío	277 lb
Rango de operación	116 nm
Altura de cruce	10.000 ft
Altura Loiter Estático	7.000 ft
Endurance Loiter	8 horas
Endurance Total	19,31 horas
Área Alar	56,92 ft ²
Span	18,48 ft
Largo Fuselaje	12,35 ft
Altura (incluyendo estabilizador vertical)	5,13 ft
Área ventiladores Principales	1,51 ft ²
Empuje estático ventiladores principales	205,61 lb
Motores	2 Microturbinas FXR150
Empuje estático de los motores	150 lbs
Tasa de Ascenso	663 ft/min
Velocidad de cruce	130 knots
Velocidad de maniobra	79,8 knots
Distancia de Aterrizaje(Slg)	259 ft
Distancia de Despegue(Stog)	357 ft
Tiempo de planeo	22 min
Rango de planeo	42 nm
Sistema de vigilancia	Dos Cámaras FLIR, una ubicada en la parte de debajo de la aeronave (ULTRA 8500 KR), otra ubicada en la punta de la Aeronave (Thermovision Micron)

Fuente: los autores

5. CONCLUSIONES

Es importante y necesario la realización de este proyecto, ya que con la ayuda de esta aeronave se puede hacer un mejor control de las condiciones que pueden llegar a ser riesgosas para un ser humano, y que pueden ser realizados con mayor precisión y sin poner en riesgo vidas, al igual que de una forma autónoma puede brindar respuestas a estos acontecimientos inesperados, de una forma inmediata.

La forma más eficaz de realizar un despegue vertical, sin incurrir a pérdidas demasiado grandes es con la utilización del sistema fan-in-wing, gracias a sus características aerodinámicas y mecánicas, por la forma de distribución del empuje, además de otras características que lo perfilan como la mejor opción de sistema de despegue vertical.

La utilización de aeronaves tipo UAV, pueden llegar a ser el futuro de la aviación, para operaciones que implican un riesgo elevado de posibles pérdidas humanas, además de ser un dispositivo confiable y eficaz al momento de realizar las tareas asignadas, además de contar con la facilidad de aterrizar en cualquier tipo de terreno, gracias a su sistema de despegue y aterrizaje vertical.

Este tipo de configuración de ventiladores en el ala, no crea grandes pérdidas de sustentación, al igual que incrementos excesivos de resistencia al avance, esto es debido a la utilización de unos dispositivos que recubren el ventilador cuando este se encuentra en vuelo de crucero, creando una superficie especial, que permite el libre paso del flujo de aire a través de la superficie.

Debido a que el sistema fan-in wing es en si mismo un sistema generador de sustentación en el momento de la transición de **hovering** a vuelo y recto nivelado no existen grandes pérdidas de sustentación ya que lo único que sucede es que debido al sistema hay en si una transición entre la sustentación generada por el sistema y la sustentación generada por el ala

esto demuestra la eficacia del sistema ya que incluso cuando el ala empieza a generar sustentación después de haber pasado la velocidad de pérdida los ventiladores alimentan la sustentación de la aeronave mediante la sustentación inducida lo que produce que haya una transición mas uniforme y controlada.

En un país como el nuestro o en otro país en el cual se presente tanto amenazas por parte de los desastres naturales como los son las inundaciones, terremotos, entre otros desastres y e incursiones por parte de grupos al margen de la ley, una oportuna intervención de una aeronave puede marcar la diferencia para así evitar una calamidad, y por medio de la implementación de una aeronave V/STOL se puede tener una mejor perspectiva de la zona afectada por medio de la capacidad de permanecer estático y de esta manera será más fácil ubicar algún tipo de victima en alguna zona que pueda representar la mayor concentración de victimas de una situación de peligro, es así que se aumenta la probabilidad de ubicar la mayor cantidad de personas vivas, por medio de una aeronave no tripulada.

Las diferentes derivativas para estabilidad y control en vuelo recto y nivelado están de acuerdo a los valores predeterminados tanto teórico como empíricamente para el buen desempeño de una aeronave. De esta manera se puede concluir que la aeronave será estable durante el trayecto de vuelo recto y nivelado gracias a los métodos utilizados por los diferentes textos y software del Doctor Roskam, esto se debe a que la aeronave se comportará de manera convencional para vuelo recto y nivelado.

Para el vuelo en **Hovering** se llega a las derivativas de estabilidad y control de la aeronave por medio de del método empleado por la AIAA para analizar la estabilidad y control para **Hovering**.

El empleo de aeronaves no tripuladas en nuestro país para cualquier tipo de actividad y en nuestro caso particular para operaciones de rescate, está en una etapa aún insipiente, pero esto da pie a desarrollar aún más algún tipo de investigación para este tipo de aeronaves que

pueden ser fabricadas en nuestro país para el uso interno como para exportar a otras naciones que requieran una aeronave no tripulada para sus operaciones.

El empleo de dos motores en la aeronave daría la posibilidad el empleo de la aeronave en situaciones de rescate en algún tipo de rescate marítimo, esto solo sería posible si este se producirá en las proximidades de las costas, pero sería de gran utilidad en el caso que se presente una calamidad en esta zona. La gran diferencia la marcaría la rápida intervención de la aeronave para realizar el rescate y podría representar el primer parámetro en evaluar estos tipos de desastres si se presentara cierta cantidad de estas aeronaves en bases que bordeen la costa.

Debido a la implementación de la capacidad V/STOL a la aeronave vemos que sus capacidades como aeronave no tripulada se ven potenciadas debido a que le da la capacidad de operar desde cualquier sitio, también le da la capacidad no tener que depender de una base fija para su operación ya que con esta capacidad la aeronave puede aterrizar en una base de operaciones provisional cerca al sitio del desastre o incidente lo cual le daría un tiempo útil de operación más extendido.

Vemos que debido a la simplicidad de operación y de la configuración del sistema como tal el sistema de Fan-in Wing es óptimo para las operaciones de despegue y aterrizaje vertical VTOL ya que le proporciona excelentes capacidades en transición así como buenas características externas como son la control habilidad y efecto positivo de tierra que este genera.

Una de las ventajas que se pudo observar es la penalidad de peso que se tiene al implementar el sistema Fan-in-Wing, pero aunque esta penalidad no es realmente alta debido al tamaño de la aeronave se puede decir que vale la pena en comparación con otros sistemas más complejos que tienen la misma penalidad de peso o incluso más alta.

Se pudo concluir por el resultado de los estudios de análisis de performance que la aeronave esta en capacidad de volar y operar según los parámetros especificados inicialmente e incluso se superaron muchos de los parámetros, pudiendo mostrar un sobre diseño, pero esto es tomado como un buen factor por que el rendimiento necesario para la realización de operaciones V/STOL es realmente alta.

BIBLIOGRAFIA

ROSKAM Jan. Airplane Design Part I to VII. Kansas USA: DARcorporation, 2003.

BARNES W. McCormick, Jr. Aerodynamics of V/Stol Flight. Mineola New York: Dover publications, 1999

T. NIETZ AND S. BABER, NORTHROP GRUMMAN CORPORATION. [An Innovative UAV Design](#). San Diego, CA : AIAA 3rd "Unmanned Unlimited" Technical Conference, Sep. 20-23, 2004 .

JAMES A. FRANKLIN. Dynamics, Control, and Flying Qualities of V/STOL Aircraft , Published by AIAA, January 2002.

<http://www.unmannedaircraft.com/>

[DANIEL P. Raymer](#). Aircraft Design: A Conceptual Approach, Aiaa Education Series, Chapter 20 pag 537-558.

ANDERSON D. John. Introduction to Flight. Fourth edition. Mc graw hill. 2000.

FAHLSTROM G. Paul. Introduction to UAV systems. Second Edition Columbia: UAV systems, INC. 2001. I-4, I-19, II-31 p.

KIRBY H. Robert and CHAMBERS R. Joseph. Flight investigation of dynamic stability and control characteristics of a 0.18-Scale model of a fan-in-wing VTOL airplane. Washington, D.C.: Langley Research Center. 1966.

CHAMBERS R. Joseph and GRAFTON B. Sue. Static and dynamic longitudinal stability derivatives of a powered 018-scale model of a fan-in-wing VTOL aircraft. Washington, D.C.: Langley Research Center. 1968.

STRACK W. C, and ALLEN J. L. Conceptual study of four subsonic VTOL propulsion systems. Cleveland, Ohio: Lewis Research Center. 1973.

HARRY H. Heyson. Theoretical and experimental investigation of a the performance of a fan-in-wing VTOL configuration. Hampton, Va: Langley Research Center. 1973

SANDERS L. Karl. Optimun vertifan concepts for tactical V/STOL aircraft. San Diego, California: Ryan Aeronautical Company. 1964. 5-20 p.

PETERSON J. M. Lift fan V/STOL concept for future applications. San Diego, California: Ryan Aeronautical Company. 1964. 1-12 p.

COOK L. Woodrow and HICKEY H. David. Aerodynamics of V/STOL aircraft powered by lift fans. California: Ames Research Center. 1968. 3-20 p.

HICKEY H. David and KIRK V. Jerry. Aerodynamic Characteristics of a full-scale fan-in-wing model including results in ground effect with nose-fan pitch control. California: Ames Research Center. 1964. 5-46, 50-112 p.

ROSKAM Jan. Airplane Aerodynamics and Performance. Kansas USA: DARcorporation, 2003.

ANEXO A. DERIVATIVAS DE ESTABILIDAD Y CONTROL VUELO RECTO Y NIVELADO

1. ESTABILIDAD CONTROL Y DERIVADAS DE MOMENTO DE HINGE

1.1 ESTABILIDAD LONGITUDINAL

1.1.1 ESTADO ESTABLE

COEFICIENTES DE ESTADO ESTABLE

Airplane Steady State Drag Coefficient	$C_{D_1} = 0,0994$
Airplane Steady State Lift Coefficient	$C_{L_1} = 0,2994$
Airplane Steady State Pitching Moment Coefficient	$C_{m_1} = 0$
Airplane Steady State Thrust Force Coefficient	$C_{T_{x_1}} = 0,0196$
Steady State Thrust Pitching Moment Coefficient	$C_{m_{T_1}} = 0$

1.1.2 VELOCIDAD

DERIVATIVAS RELACIONADAS A LA VELOCIDAD

Airplane Drag-coefficient-due-to-speed Derivative	$C_{D_u} = 0$
Airplane Lift-coefficient-due-to-speed Derivative	$C_{L_u} = 0,0119$
Airplane Pitching-moment-coefficient-due-to-speed Derivative	$C_{m_u} = 0$
Airplane Thrust-coefficient-due-to-speed Derivative	$C_{T_{x_u}} = -0,0674$
Thrust-pitching-moment-coefficient-due-to-speed Derivative	$C_{m_{T_u}} = 0$

1.1.3 ANGULO DE ATAQUE

DERIVATIVAS RELACIONADAS AL ANGULO DE ATAQUE

Airplane Drag-coefficient-due-to-angle-of-attack Derivative	$C_{D_{\alpha}} = 0,1732 \text{ rad}^{-1}$
Airplane Lift Curve Slope Including Flap Effects	$C_{L_{\alpha}} = 4,8730 \text{ rad}^{-1}$
Airplane Pitching-moment-coefficient-due-to-angle-of-attack Derivative	$C_{m_{\alpha}} = -0,5121 \text{ rad}^{-1}$

1.1.4 ANGULO DE ATAQUE RATE

DERIVATIVAS RELACIONADAS AL ANGULO DE ATAQUE RATE

Airplane Drag-coefficient-due-to-angle-of-attack-rate Derivative	$C_{D_{\dot{\alpha}}} = 0 \text{ rad}^{-1}$
Airplane Lift-coefficient-due-to-angle-of-attack-rate Derivative	$C_{L_{\dot{\alpha}}} = 1,9084 \text{ rad}^{-1}$
Airplane Pitching-moment-coefficient-due-to-angle-of- attack-rate Derivative	$C_{m_{\dot{\alpha}}} = -3,6971 \text{ rad}^{-1}$

1.1.5 PITCH RATE

DERIVATIVAS RELACIONADAS AL PITCH RATE

Airplane Drag-coefficient-due-to-pitch-rate Derivative	$C_{D_q} = 0 \text{ rad}^{-1}$
Airplane Lift-coefficient-due-to-pitch-rate Derivative	$C_{L_q} = 5,2870 \text{ rad}^{-1}$
Airplane Pitching-moment-coefficient-due-to-pitch-rate Derivative	$C_{m_q} = -7,7770 \text{ rad}^{-1}$

1.2 ESTABILIDAD LATERAL DIRECCIONAL

1.2.1 SIDESLIP

DERIVATIVAS RELACIONADAS AL SIDESLIP

Airplane Sideforce-coefficient-due-to-sideslip Derivative	$C_{y_{\beta}} = -0,1957 \text{ rad}^{-1}$
Airplane Rolling-moment-coefficient-due-to-sideslip Derivative	$C_{l_{\beta}} = -0,0762 \text{ rad}^{-1}$

Airplane Yawing-moment-coefficient-due-to-sideslip Derivative	$C_{n\beta} = 0,0527 \text{ rad}^{-1}$
---	--

1.2.2 SIDESLIP RATE

DERIVATIVAS RELACIONADAS AL SIDESLIP RATE

Airplane Sideforce-coefficient-due-to-sideslip-rate Derivative	$C_{y\dot{\beta}} = -0,0087 \text{ rad}^{-1}$
Airplane Rolling-moment-coefficient-due-to-sideslip-rate Derivative	$C_{l\dot{\beta}} = -0,0008 \text{ rad}^{-1}$
Airplane Yawing-moment-coefficient-due-to-sideslip-rate Derivative	$C_{n\dot{\beta}} = -0,0032 \text{ rad}^{-1}$

1.2.3 ROLL RATE

DERIVATIVAS RELACIONADAS AL ROLL RATE

Airplane Sideforce-coefficient-due-to-roll-rate Derivative	$C_{y_p} = 0 \text{ rad}^{-1}$
Airplane Rolling-moment-coefficient-due-to-roll-rate Derivative	$C_{l_p} = -0,3964 \text{ rad}^{-1}$
Airplane Yawing-moment-coefficient-due-to-roll-rate Derivative	$C_{n_p} = -0,0202 \text{ rad}^{-1}$

1.2.4 YAW ROLL RATE

DERIVATIVAS RELACIONADAS AL YAW RATE

Airplane Sideforce-coefficient-due-to-yaw-rate Derivative	$C_{y_r} = 0,1045 \text{ rad}^{-1}$
Airplane Rolling-moment-coefficient-due-to-yaw-rate Derivative	$C_{l_r} = 0,0699 \text{ rad}^{-1}$
Airplane Yawing-moment-coefficient-due-to-yaw-rate Derivative	$C_{n_r} = -0,0382 \text{ rad}^{-1}$

1.3 TIPO DE SUPERFICIE DE CONTROL LONGITUDINAL

1.3.1 ESTABILIZADOR

DERIVATIVAS DE CONTROL DE LA INCIDENCIA DEL ESTABILIZADOR

Airplane Drag-coefficient-due-to-stabilizer-incidence Derivative	$C_{D_h} = 0 \text{ rad}^{-1}$
Airplane Lift-coefficient-due-to-stabilizer-incidence Derivative	$C_{L_h} = 0,9805 \text{ rad}^{-1}$
Airplane Pitching-moment-coefficient-due-to-stabilizer-incidence Derivative	$C_{m_h} = -1,9008 \text{ rad}^{-1}$

1.3.2 ELEVADOR

DERIVATIVAS DE CONTROL DE LA INCIDENCIA DEL ELEVADOR

Airplane Drag-coefficient-due-to-elevator-deflection Derivative	$C_{D_{\delta_e}} = 0,0224 \text{ rad}^{-1}$
Airplane Lift-coefficient-due-to-elevator-deflection Derivative	$C_{L_{\delta_e}} = 0,7335 \text{ rad}^{-1}$
Airplane Pitching-moment-coefficient-due-to-elevator-deflection Derivative	$C_{m_{\delta_e}} = -1,4220 \text{ rad}^{-1}$

1.4 TIPO DE SUPERFICIE DE CONTROL LATERAL DIRECCIONAL

1.4.1 ALERONES

Airplane Sideforce-coefficient-due-to-aileron-deflection Derivative	$C_{y_{\delta_a}} = 0 \text{ rad}^{-1}$
Airplane Rolling-moment-coefficient-due-to-aileron-deflection Derivative	$C_{l_{\delta_a}} = 0,1890 \text{ rad}^{-1}$
Airplane Yawing-moment-coefficient-due-to-aileron-deflection Derivative	$C_{n_{\delta_a}} = -0,0036 \text{ rad}^{-1}$

1.4.2 RUDDER

Airplane Sideforce-coefficient-due-to-rudder-deflection Derivative	$C_{y_{\delta_r}} = 0,1697 \text{ rad}^{-1}$
Airplane Rolling-moment-coefficient-due-to-rudder-deflection Derivative	$C_{l_{\delta_r}} = 0,0239 \text{ rad}^{-1}$
Airplane Yawing-moment-coefficient-due-to-rudder-deflection Derivative	$C_{n_{\delta_r}} = -0,0685 \text{ rad}^{-1}$

1.5 HINGE MOMENT

Elevator-hingemoment-coefficient-due-to-elevator-deflection Derivative	$C_{h_{\delta_e}} = -0,5465 \text{ rad}^{-1}$
Rudder-hingemoment-coefficient-due-to-rudder-deflection Derivative	$C_{h_{\delta_r}} = -0,3547 \text{ rad}^{-1}$
Aileron-hingemoment-coefficient-due-to-aileron-deflection Derivative	$C_{h_{\delta_a}} = -0,1635 \text{ rad}^{-1}$

ANEXO B CUALIDADES DE VUELO DE LAS AERONAVES VSTOL

MIL-F-83300

Niveles de cualidades de vuelo

Se han establecido tres valores de estabilidad o parámetros de control especificados. Cada valor es una condición mínima para alcanzar uno de los tres niveles de aceptabilidad relacionada a la habilidad para completar la misión operacional para la cual la aeronave fue diseñada. Los niveles son:

Nivel 1: Cualidades de vuelo adecuadas para la misión en la fase de vuelo.

Nivel 2: Cualidades de vuelo adecuadas para completar la misión de la fase de vuelo, pero algún incremento en la carga de trabajo del piloto o degradación en la efectividad de la misión, o ambas.

Nivel 3: Cualidades de vuelo tales que la aeronave puede ser controlada seguramente, pero la carga de trabajo del piloto es excesiva o la efectividad de la misión es inadecuada, o ambas. Categoría A fase de vuelo puede ser terminada seguramente, y categoría B y C para fases de vuelo que pueden ser completadas.

Requerimientos para estado de falla de la aeronave

Cuando el estado de falla exista en la aeronave, una degradación en cualidades de vuelo es permitida solo si la probabilidad de encontrar un nivel bajo es suficientemente pequeña. El diseñador debe determinar, basado en la información disponible más exacta, de la probabilidad que ocurra cada estado de falla de la aeronave por vuelo.

Esta determinación debe ser basada en el MIL-STD-756, excepto que (a) todos los componentes de aeronaves y sistemas son asumidos para ser operados por un periodo de tiempo, por vuelo, igual para el tiempo operacional de la misión para ser considerado por el diseñador de la aeronave, y (b) cada falla específica es asumida para ser presentada en cualquier punto del vuelo y es considerado en el más crítico (en el sentido de cualidades de vuelo). De esta probabilidad de estado de fallos y efectos, el contratista debe determinar la probabilidad en conjunto, por vuelo, que una o más cualidades de vuelo son degradadas a nivel 2 por una o más fallas. El contratista debe también determinar la probabilidad que una o más cualidades de vuelo son degradadas a nivel 3. Esta probabilidad debe ser menor que el valor mostrado en la siguiente tabla.

Probability of encountering	Within operational flight envelope	Within service flight envelope
Level 2 after failure	$< 10^{-2}$ per flight	
Level 3 after failure	$< 10^{-4}$ per flight	$< 10^{-2}$ per flight

En ningún caso un estado de falla debe degradar alguna cualidad de vuelo fuera del límite del nivel 3 (excepto un estado de falla especial aprobada)

Hover y baja velocidad

Los requerimientos de hover y baja velocidad aplican para aquellas fases de vuelo de la operación de la misión de la aeronave la cual incluye **hovering** a una velocidad en tierra de cero con vientos estables de alguna dirección en los límites del servicio envolvente de vuelo, y maniobra en cualquier dirección a velocidades superiores a los límites del envolvente de vuelo, excepto que los requerimientos especificados aplican para aquellas esas condiciones donde el componente de velocidad de avance es mayor que 35 knots TAS.

Cambio en trim

La pendiente local de equilibrio relación altitud-velocidad no debe exceder 0.6 grados por knot para velocidad de perturbación de al menos 10 knots en cualquier dirección acerca de la velocidad de **trim**. Treinta y cinco knots o los límites del servicio envolvente del vuelo, ± 10 grados en la altitud de **roll**, o un cambio de altitud de ± 10 grados en **pitch** que no deben ser excedidos.

La configuración y **trim** puede ser diferente en cada condición de **trim** pero deben permanecer fijos mientras se determina las variaciones de altitud-velocidad acerca de la condición de **trim**. Las aptitudes de referencia de banqueo del fuselaje no deben exceder ± 10 grados a cualquier velocidad de **trim**. Estos requerimientos deben ser cumplidos en todas las velocidades de avance.

Requerimientos de respuesta dinámica

Pitch (roll) Los siguientes requerimientos pueden aplicarse a la respuesta dinámica de la aeronave. Los requerimientos aplican para respuestas de alguna magnitud que puede ser experimentada en uso operacional. Si las oscilaciones son no lineales con amplitud, los requerimientos oscilatorios deben aplicar para cada ciclo de la oscilación.

Para el nivel 1 que es el que nos compete se tiene que todas las respuestas periódicas (raíces reales de la ecuación de característica longitudinal y la ecuación de característica lateral-direccional) deben ser estables. Modos oscilatorios de frecuencia mayores que 0.5 radianes por segundo deben ser estables. Modos oscilatorios con frecuencias menores que o iguales a 0.5 radianes por segundo puede ser inestable proporcionando la rata de amortiguación que es menos inestable que -0.10. Modos oscilatorios de frecuencia mayor que 1.1 radianes por segundo, deben tener una rata de amortiguación de al menos 0.3.

Amortiguación direccional

Mientras en **hovering** a una velocidad del aire de cero, el modo de **yaw** debe ser estable y el tiempo constante debe no exceder lo siguiente:

Nivel 1: 1.0 segundos.

Características de control

Para asegurar un adecuado control de características de **hover** a bajas velocidades, los siguientes requerimientos deben ser completados iniciando desde eol vuelo a una velocidad constante con una rata angular de cero.

Control de potencia

Con el viento en las direcciones más críticas relativas a la aeronave, el control restante debe ser tal que simultáneamente aplicaciones abruptas de control de **pitch**, **roll** y **yaw** en la combinación de procedimientos más críticos al menos en los cambios de altitud especificados en la siguiente tabla, dentro de un segundo desde la iniciación del control de aplicación de la fuerza.

Cambio de la actitud en un segundo o menos.

Level	Pitch	Roll	Yaw
1	±3.0	±4.0	±6.0
2	±2.0	±2.5	±3.0
3	±2.0	±2.0	±2.0

Respuesta a la entrada de control

La rata en el cambio de actitud máxima, ocurre dentro de los primeros segundos siguiendo un paso de desplazamiento abrupto del apropiado control, para la magnitud del comando de control debe contenerse dentro de la siguiente tabla. Allí debe no ser objetable la no linealidad en la respuesta de la aeronave para controlar deflexiones y fuerzas.

Respuesta a la entrada de control en un segundo o menos.

Level	Pitch		Roll		Yaw	
	Min	Max	Min	Max	Min	Max
1	3	20	4	20	6	23
2	2	30	2.5	30	3	45
3	1	40	1	1	1	50

Márgenes de control en maniobra

La magnitud de la inestabilidad y el control de potencia instalado debe ser tal que al menos el 50% del momento de control nominal pueda ser comandado en la dirección crítica a través del uso de un control. Este requerimiento aplica a través del envolvente servicio de vuelo dentro de ±15 knots TAS de la velocidad de **trim**.

Potencia de control de altura

Iniciando de una rata de descenso estable de no mayor a 4 pies por segundo, suficiente potencia de control de altura debe ser disponible para producir aceleraciones verticales no menores que aquellas especificadas en la siguiente tabla, siguiendo una entrada de paso abrupto de la magnitud de control de empuje. En cualquier caso, el estado establece de rata

disponible de empuje-peso, T/W, no debe ser menor que el especificado en la siguiente tabla.

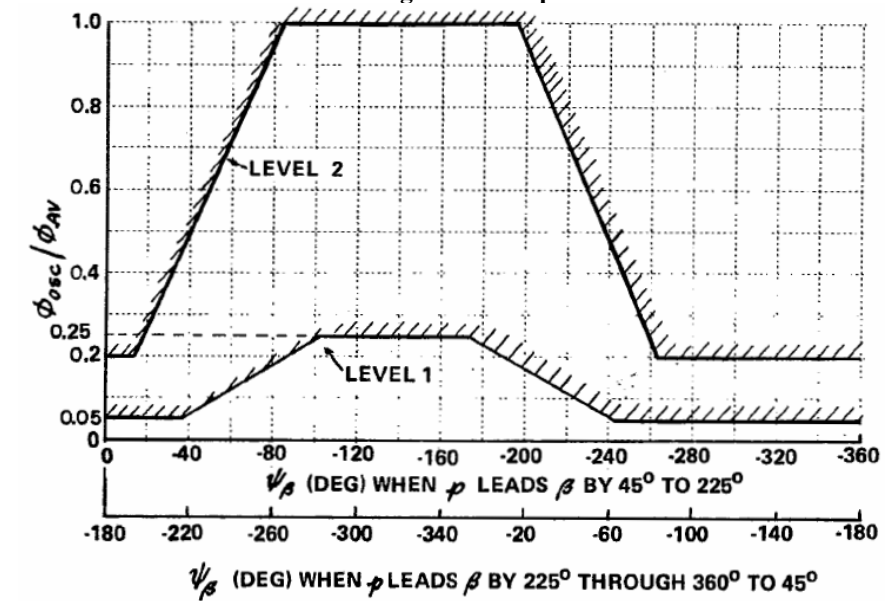
Requerimientos de control de potencia para la altura.

Level	Incremental Vertical Acceleration, g's	T/W
1	0,10	1.05
2	0.05	1.02
3		1.01

Oscilaciones en ángulo de banqueo

Los valores de los parámetros ϕ_{osc} / ϕ_{AV} siguiendo un impulso de control libre de **yaw**, el comando de control de **roll** debe estar dentro de los límites especificados en la siguiente figura para los niveles 1 y 2.

Figura 129. Limitaciones en la oscilación del ángulo de banqueo



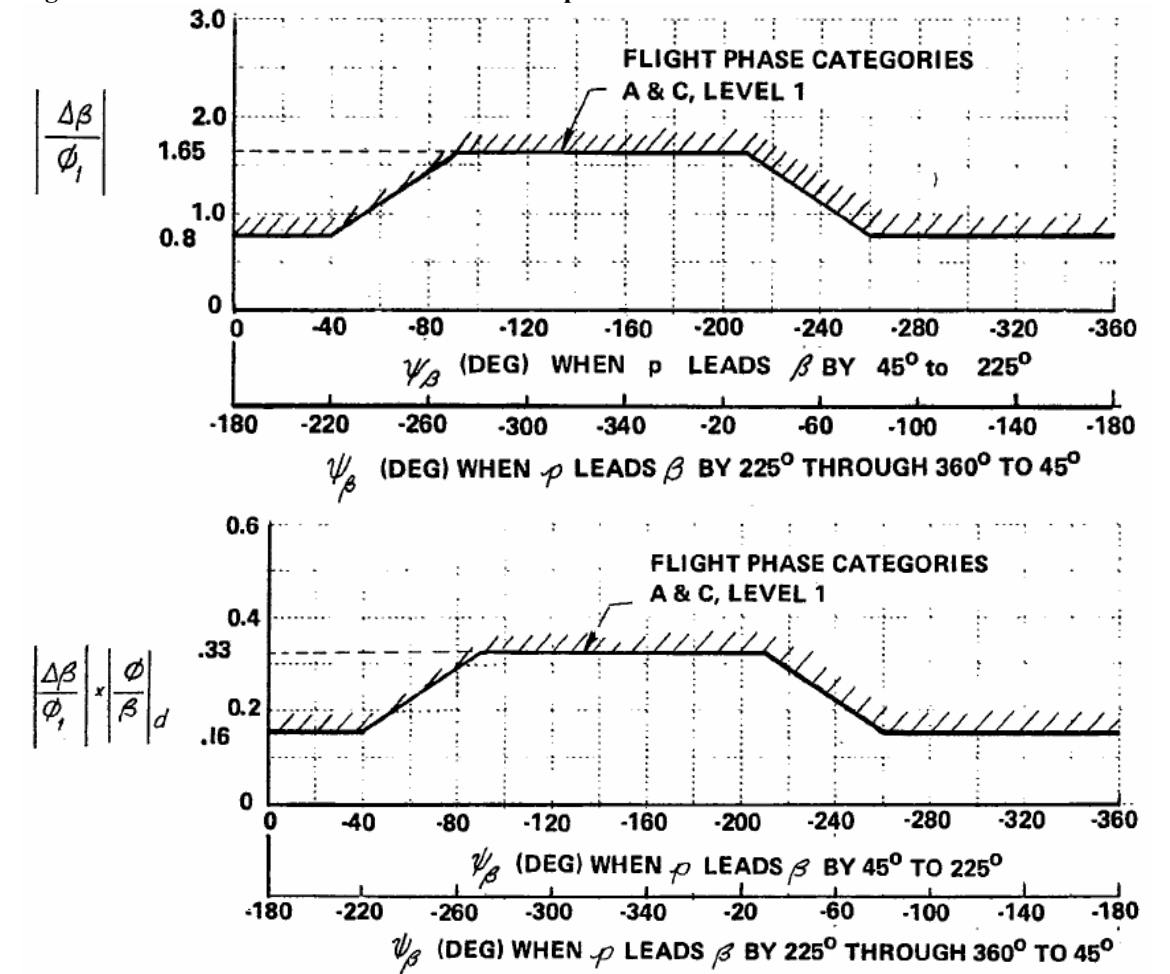
Fuente: MIL-F-83300

Excursiones de sideslip

La cantidad de **sideslip** resultante de violentos comandos de control de **roll** no deben ser excesivos o requieren complicados u objetable coordinación de timón. Para categorías de fase de vuelo A y C, la rata del cambio máximo en el ángulo de **sideslip** para el pico inicial de magnitud en respuesta de **roll**, $|\Delta\beta / \phi_1|$, para un violento comando de pulso de control de

roll no debe exceder los límites especificados en la siguiente figura. Además, $|\Delta\beta/\phi_1|$ x $|\phi/\beta|$ no debe exceder los límites especificados en la siguiente figura.

Figura 130. Limitaciones de excursión de sideslip

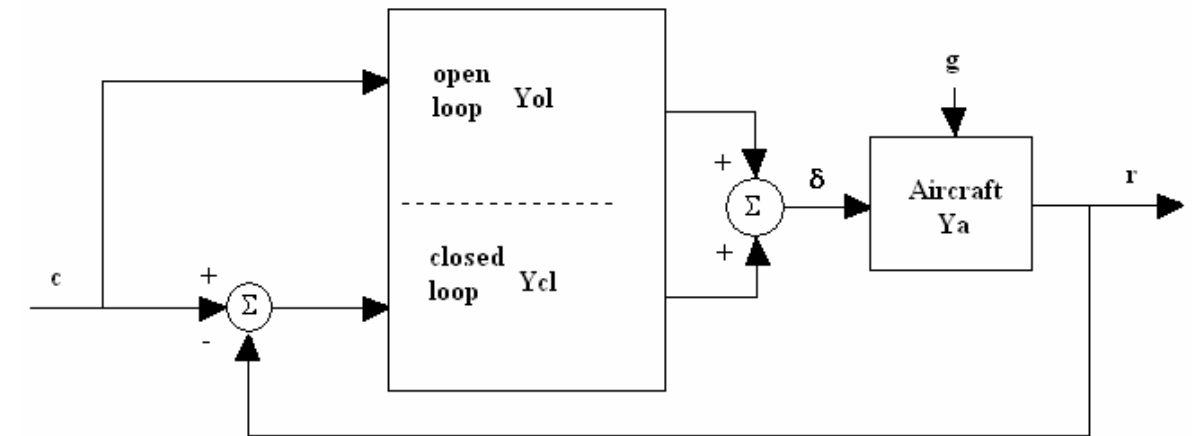


Fuente: MIL-F-83300

Estrategias de control y características de control deseadas

Para determinar las estrategias de control del sistema lógico de la aeronave, primero es necesario definir las tareas del sistema lógico de la aeronave que debe realizar y completar los elementos de la misión. Como una herramienta para uso en descripción de las tareas y conducción del análisis, circuitos de control, como el mostrado en la siguiente figura es utilizado.

Figura 131 Diagrama logico



Fuente: MIL-F-83300

La primera concierne con comandos apropiados de entrada que están asociados con las tareas de control que el sistema lógico está tratando de realizar. Entonces la respuesta de la aeronave a estos comandos de entrada y a la aerodinámica individual o realizadores de control de propulsión deben ser considerados. La influencia del medio ambiente circundante, incluyendo vientos y turbulencias atmosféricas, o cambios aerodinámicos inducidos por jet en proximidad al suelo e ingestión de gases calientes, todos deben ser tomados en cuenta.

La respuesta de la aeronave a cada entrada de control puede ser representada por la función de transferencia de la aeronave con respecto a los controles o por la función de transferencia de la aeronave con respecto a las discontinuidades. Las entradas de control son ambas definidas por el sistema lógico entrada de **open loop** en respuesta al comando y la entrada de **closed loop** en reacción al error entre el comando y la respuesta actual de la aeronave. Del diagrama de bloques de la figura 131 la ecuación que describe la respuesta de la aeronave a el comando de entrada es.

$$r = Y_A \delta + Y_g g$$

Donde el control de entrada es

$$\delta = Y_{ol} + Y_{cl}(c - r)$$

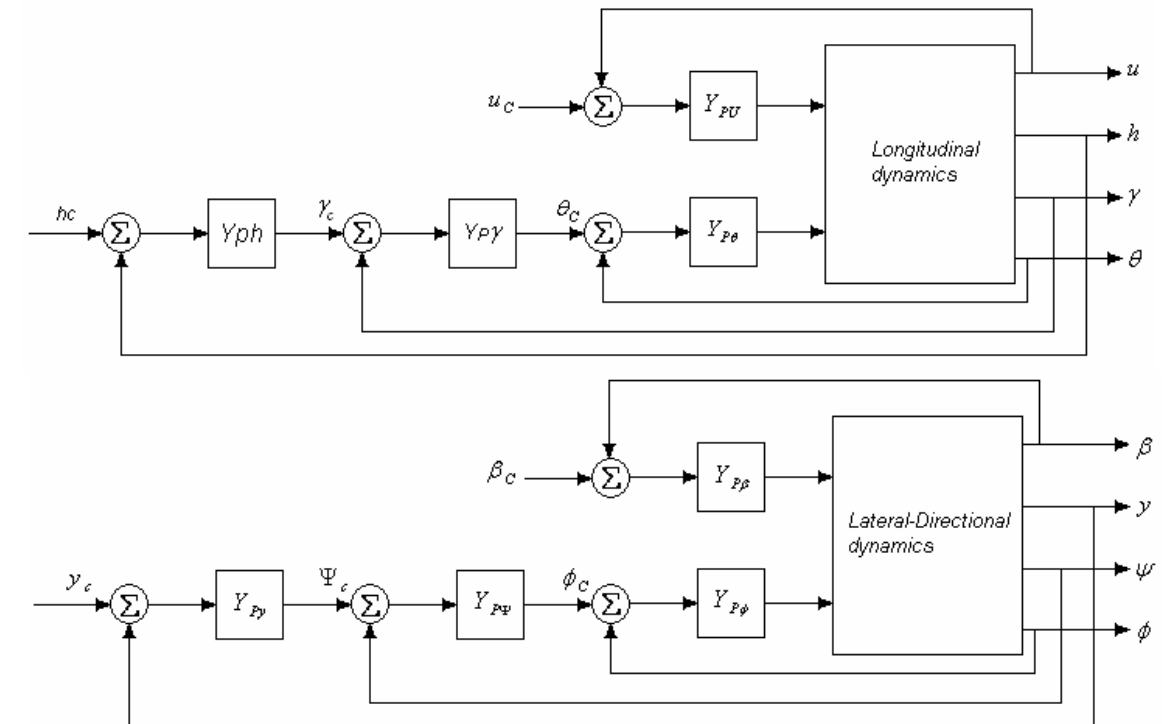
Combinando estas ecuaciones se produce la relación respuesta-a-comando:

$$\frac{r}{c} = \frac{Y_A(Y_{ol} + Y_{cl})}{1 + Y_A Y_{cl}}$$

Si Y_{ol} es cercanamente equivalente a $1/Y_A$, entonces $r/c \approx 1$, y la respuesta sigue el orden casi exactamente.

Principios concernientes a la estructura del control de circuito cerrado del sistema lógico de la aeronave pueden ser declarados antes de proceder al análisis específico de la aeronave. La figura 132 presenta la estructura del circuito de control para control longitudinal y lateral direccional basado en la suposición que el control longitudinal de la aeronave en el plano vertical, el cual envuelve la altitud de **pitch**, **flight path angle**, y **airspeed**, pueden ser desacoplados del control en el plano horizontal, el cual involucra ángulo de banqueo, **heading**, y **sideslip**. En la figura 132 el circuito de control que debe ser considerado primero son aquellos involucrados con las altitudes de la aeronave. Altitudes de **pitch** o **roll**, con respecto al horizonte, son de importancia primaria para control longitudinal o lateral. Control de la altitud de la aeronave, que es la orientación del ala, control de la orientación del vector fuerza primario, el cual es el vector de sustentación de la aeronave y permite la manipulación de la aeronave longitudinal o lateral. Los cambios de altitud son las respuestas rápidas que el sistema lógico puede generar porque el control de **pitch** y **roll** producen muy potentes momentos por rotación de la aeronave.

Figura 132 Dinámica longitudinal y lateral



Fuente: MIL-F-83300

Ecuaciones Longitudinales en Hovering³: Las ecuaciones de movimiento están descritas por la velocidad vertical, velocidad longitudinal, rata de pitch angular y pitch attitude y por las fuerzas longitudinales y verticales y las ecuaciones de momentos de pitch relativos con la actitud de pitch y la rata de pitch:

$$\begin{Bmatrix} \dot{u} \\ \dot{w} \\ \dot{q} \\ \dot{\theta} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} Xu & 0 & 0 & -g \\ Zu & Zw & 0 & 0 \\ Mu & Mw & Mq & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} u \\ w \\ q \\ \theta \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} X\delta \\ Z\delta \\ M\delta \\ 0 \end{Bmatrix} \delta$$

Las fuerzas aerodinámicas cerca de hover son insuficientes para estas derivadas para ser significantes.

Las influencias en la estabilidad de la aeronave aparecen en las características de las ecuaciones longitudinales como una derivada de el determinante de los coeficientes de la ecuación de movimiento.

La ecuación característica $\Delta_{long} = |Is - A| = 0$ donde I es la matriz identidad.

Expandiendo la ecuación característica en potencias de operadores s da como resultado:

$$s^4 + (-Xu - Mq - Zw)s^3 + (XuMq + XuZw + ZwMq)s^2 + (gMu - XuMqZw)s + g(ZuMw - MuZw) = 0$$

Esta ecuación se factoriza en dos raíces de primer orden y un par complejas

$$(s - Zw)[s^3 - (Xu + Mq)s^2 + XuMqs + gMu] = 0$$

Se podrá observar que este término contribuye a unos de los modos primarios de movimiento de la aeronave. El término de tercer orden típicamente está compuesto de una raíz de primer orden y un par complejas. Si se tiene además en cuenta que los pitching moments causados por la velocidad en vuelo recto son cero ($Mu = 0$), las raíces se simplifican aún más

$$s(s - Zw)(s - Xu)(s - Mq) = 0$$

³ JAMES A. FRANKLIN. Dynamics, Control, and Flying Qualities of V/STOL Aircraft, Published by AIAA, January 2002

con una raíz en el origen, la raíz de primer orden (heave damping), y otras dos raíces de primer orden, una de las cuales está definida por la aceleración longitudinal de la aeronave en proporción a la velocidad longitudinal y su aceleración angular de pitch en proporción al pitch rate. Si esto fuese válido, la raíz de “heave damping” estará asociada con la respuesta de la velocidad vertical de la aeronave y el término pitch damping con la respuesta de pitch a las entradas de control.

Ecuaciones Lateral Direccional para Hovering : Los movimientos lateral-direccional están descritos por los estados para velocidad lateral, roll y yaw angular rate y roll attitude. Las ecuaciones lateral direccional esta compuestas por una side force, rolling y yawing moment, y por la ecuación relativa al roll attitude y roll rate.

Como en el caso de las ecuaciones longitudinales para Hover, estos términos se han simplificado para incluir solo los términos que producen fuerzas o momentos aerodinámicos significantivos.

$$\begin{Bmatrix} \dot{v} \\ \dot{p} \\ \dot{\phi} \\ \dot{r} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} Y_v & 0 & g & 0 \\ L'_v & L'_p & 0 & L'_r \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ N'_v & N'_p & 0 & N'_r \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} v \\ p \\ \phi \\ r \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} Y_v \\ L'_v \delta \\ 0 \\ N'_v \delta \end{Bmatrix} \delta$$

La ecuación característica lateral direccional que resulta de estas ecuaciones de movimientos consiste en un par de raíces reales y un par de raíces complejas

$$\Delta_{lat} = (s + 1/T_r)(s + 1/T_R)(s^2 + 2\zeta w_d + w^2 d) = 0$$

Si la derivada L'_r se puede despreciar, la primera raíz real, y si no se presenta la presencia de un ángulo diedro la ecuación toma la forma

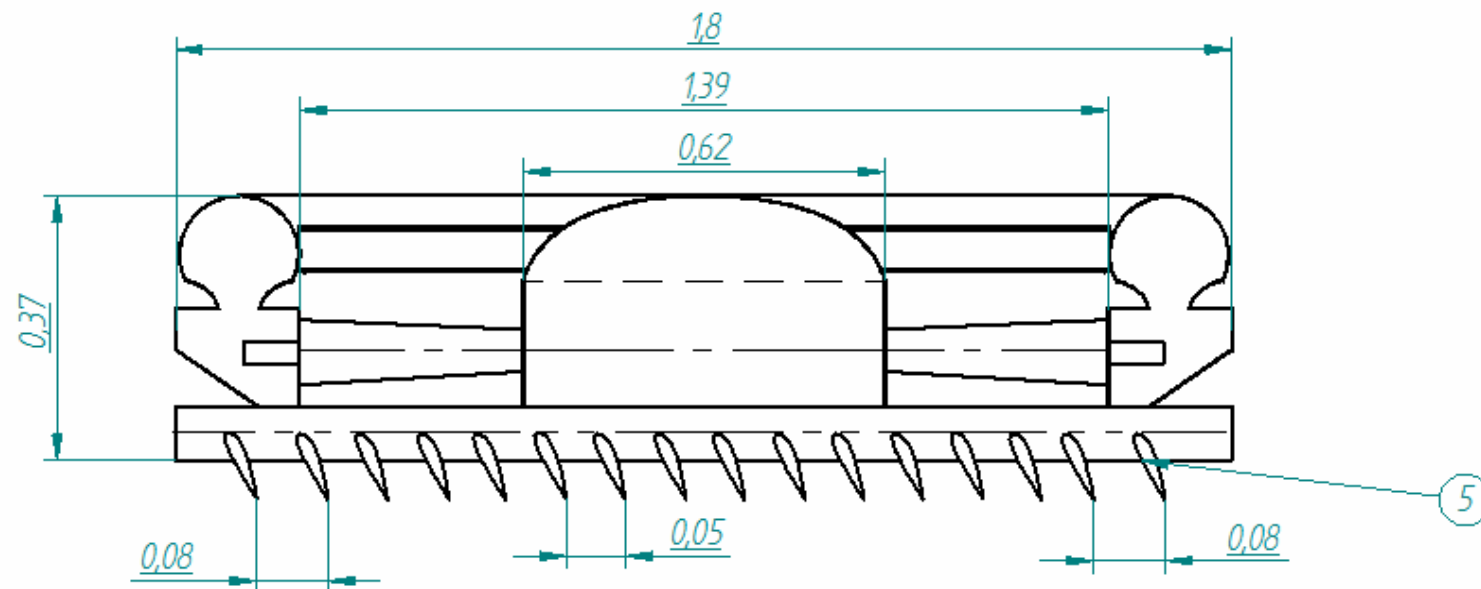
$$s(s - N'_r)(s - Y_v)(s - L'_p) = 0$$

la cual se factoriza en una s libre y en tres términos de primer orden que caracterizan el yaw, la velocidad lateral y la respuesta de roll de la aeronave.

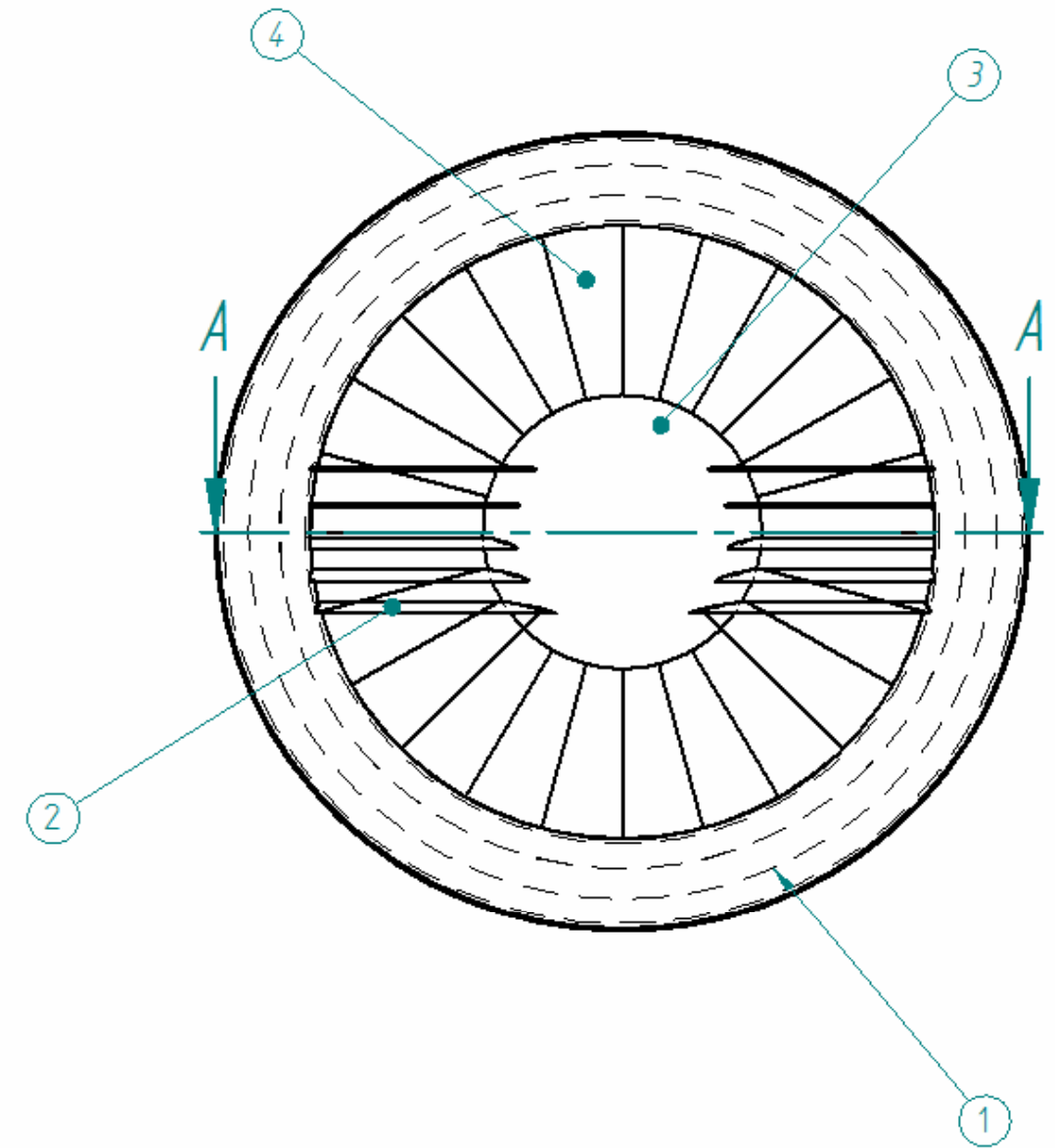
DERIVATIVAS EN HOVERING

$X_u = -0.11 \text{ s}^{-1}$
$X_w = 0 \text{ s}^{-1}$
$X_q = -3.26 \text{ ft/s/rad}$
$X_{\delta_S} = 0 \text{ ft/s}^2/\text{in}$
$X_{\delta_T} = 0 \text{ ft/s}^2/\text{deg}$
$Z_u = 0 \text{ s}^{-1}$
$Z_w = -0.12 \text{ s}^{-1}$
$Z_q = 0 \text{ ft/s/rad}$
$Z_{\delta_S} = -0.14 \text{ ft/s}^2/\text{in}$
$Z_{\delta_T} = -1.7 \text{ ft/s}^2/\text{deg}$
$M_u = 0.018 \text{ rad/ft-s}$
$M_w = 0.000854 \text{ rad/ft-s}$
$M_q = 0.4 \text{ s}^{-1}$
$M_{\delta_S} = 0.424 \text{ rad/s}^2/\text{in}$
$M_{\delta_T} = 0 \text{ rad/s}^2/\text{in}$
$Y_v = -0.163 \text{ s}^{-1}$
$Y_p = 3.51 \text{ ft/seg-rad}$
$Y_r = -1.36 \text{ ft/seg-rad}$
$L'_v = -0.045 \text{ rad/ft-s}$
$L'_p = -0.18 \text{ s}^{-1}$
$L'_r = 0 \text{ s}^{-1}$
$L'_{\delta_A} = 0.524 \text{ rad/s}^2/\text{in}$
$L'_{\delta_p} = 0.086 \text{ rad/s}^2/\text{in}$
$N'_v = 0.0016 \text{ rad/ft-s}$
$N'_p = 0 \text{ s}^{-1}$
$N'_r = -0.26 \text{ s}^{-1}$
$N'_{\delta_A} = 0.032 \text{ rad/s}^2/\text{in}$
$N'_{\delta_p} = 0.29 \text{ rad/s}^2/\text{in}$

ANEXO C PLANOS DEL DISEÑO



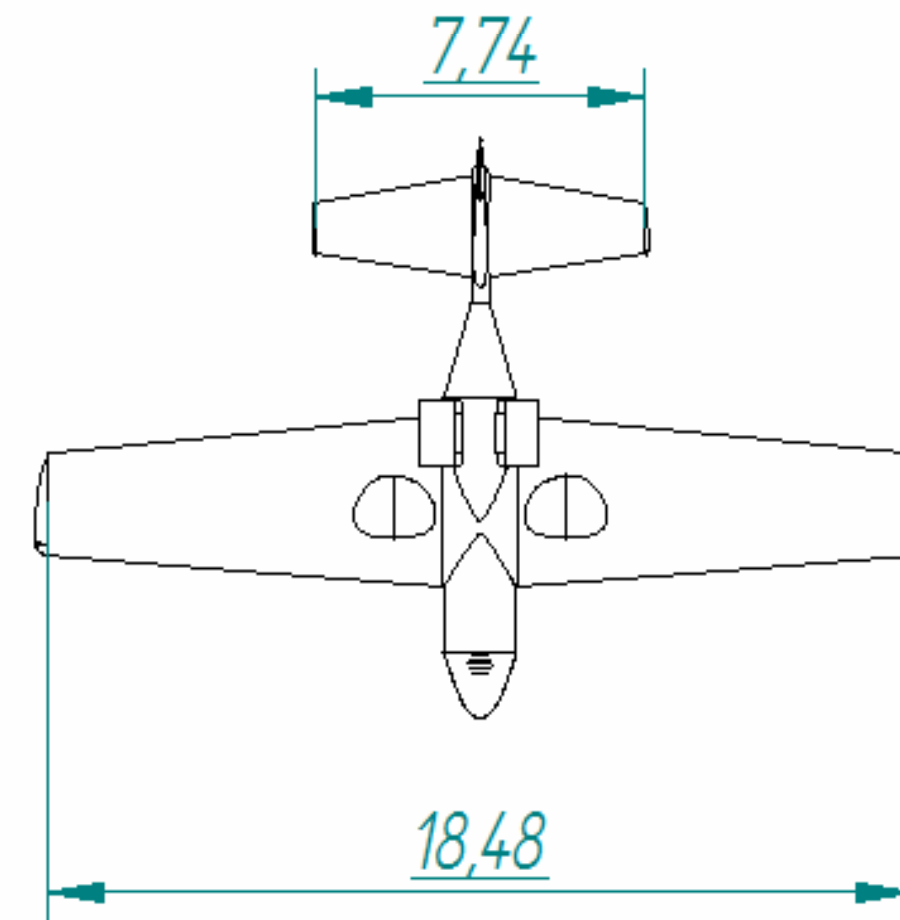
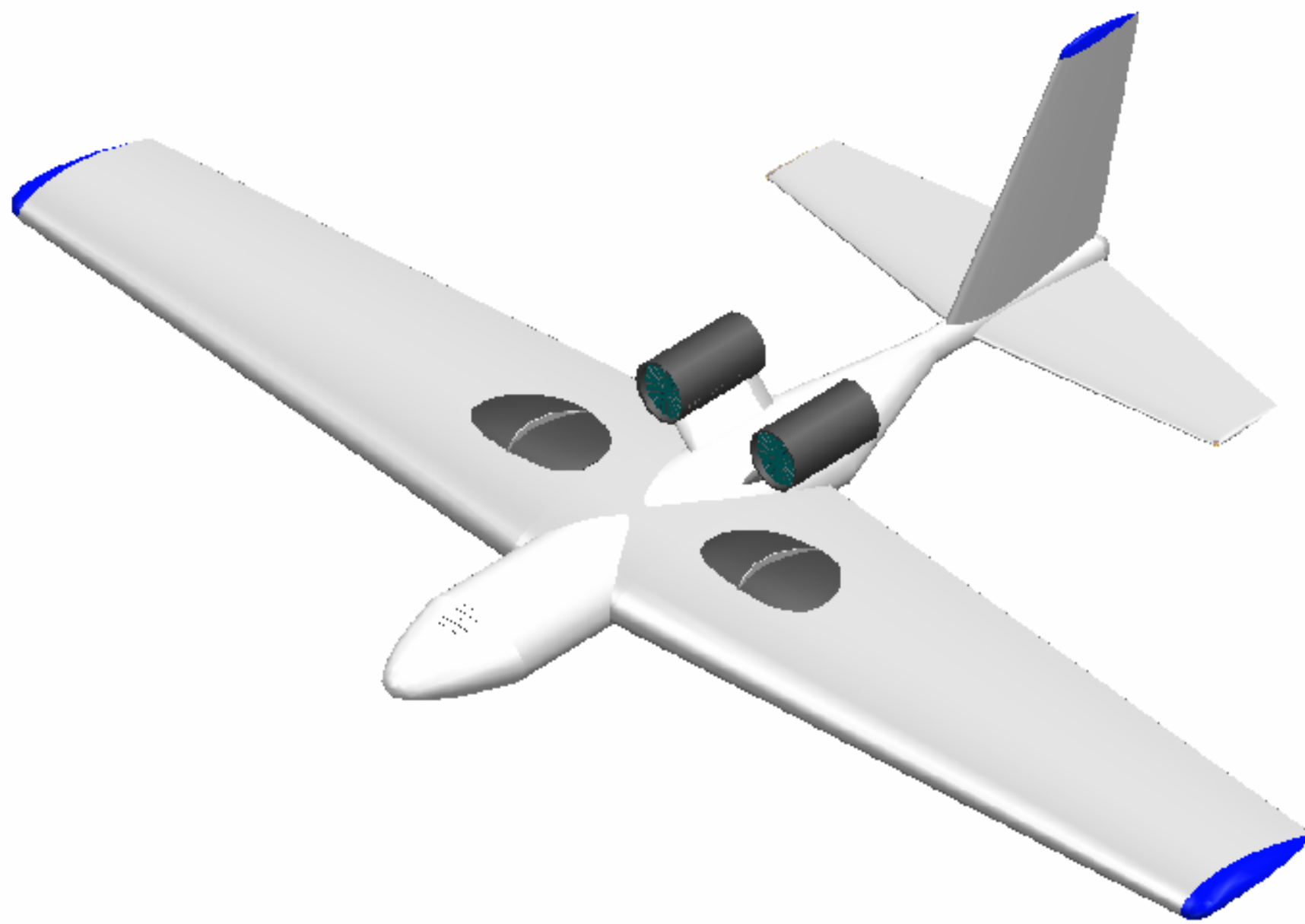
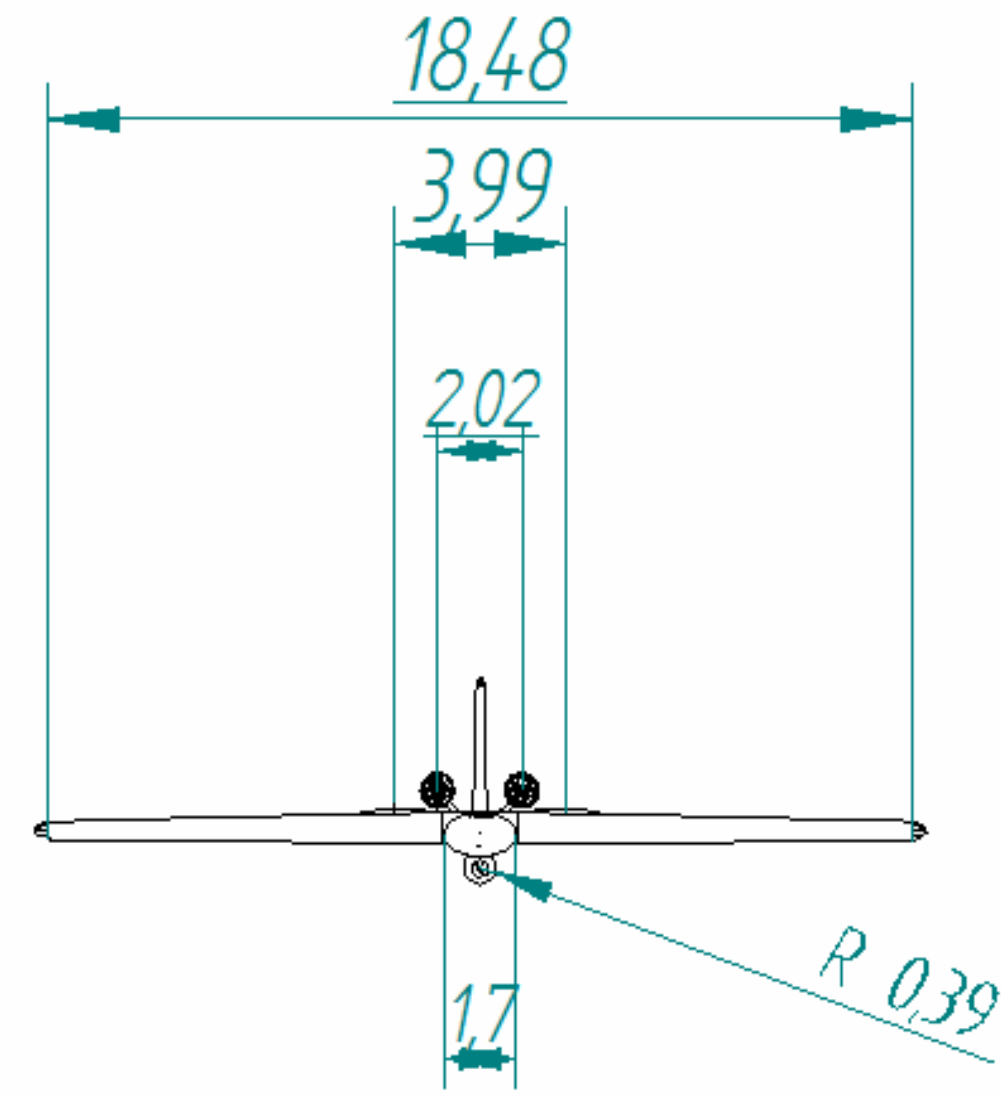
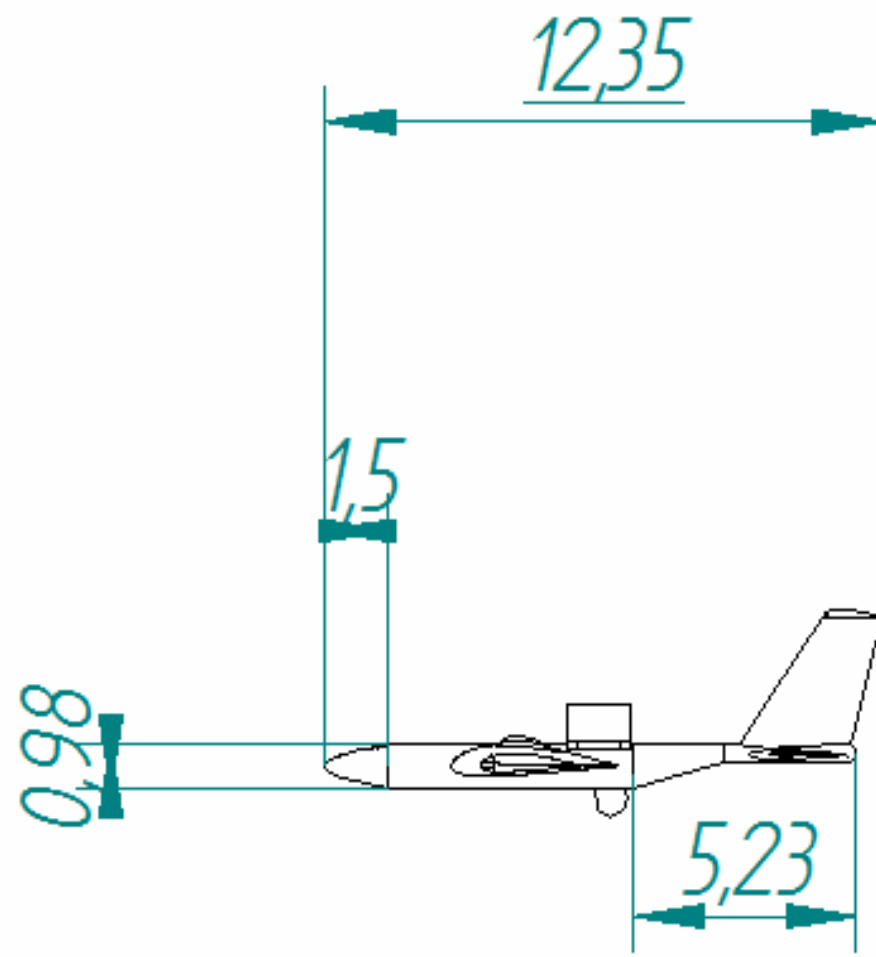
Corte A-A



Numero de elemento	Numero de Documento	Titulo	Cantidad
1	—	Scroll	1
2	—	Inlet Guide Vane	5
3	—	Hub	1
4	—	Pala del rotor	24
5	—	Louvers	17

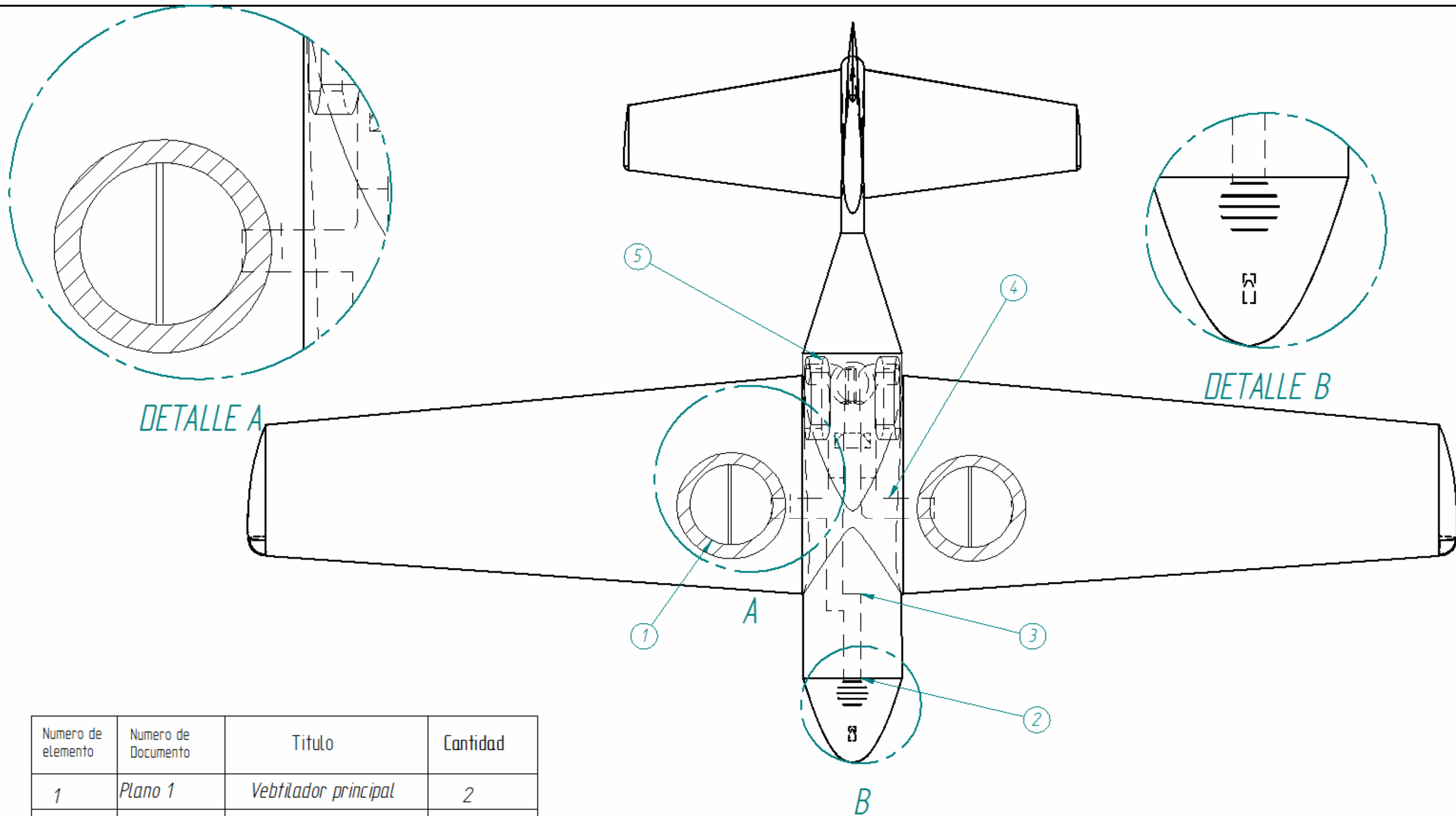
SOLID EDGE EDS-PLM SOLUTIONS			DISEÑO PRELIMINAR DE UN UAV VSTOL CON APLICACIÓN EN OPERACIONES DE RESCATE	
Nombre	Fecha	Integrantes:		Formato:
Dibujado	Integrantes del proyecto	MILTON DANIEL JIMENEZ JUAN GABRIEL LÓPEZ LÓPEZ DAVID GÓMEZ ARIZA		A3
Aprobado 1	Ingeniero Ivan Hidalgo Contreras	Titulo :		Plano :
Aprobado 2		Ventilador Principal		1
Las dimensiones y cotas estan expresadas en pies, los angulos en grados y tolerancias de $\pm 0,5$ y $\pm 1^\circ$			Escala:	Hoja 1 de 1
			14	
			Revisión:	
			1	
			Fecha de revisión:	
			07-04-2006	

SOLID EDGE ACADEMIC COPY



SOLID EDGE ACADEMIC COPY

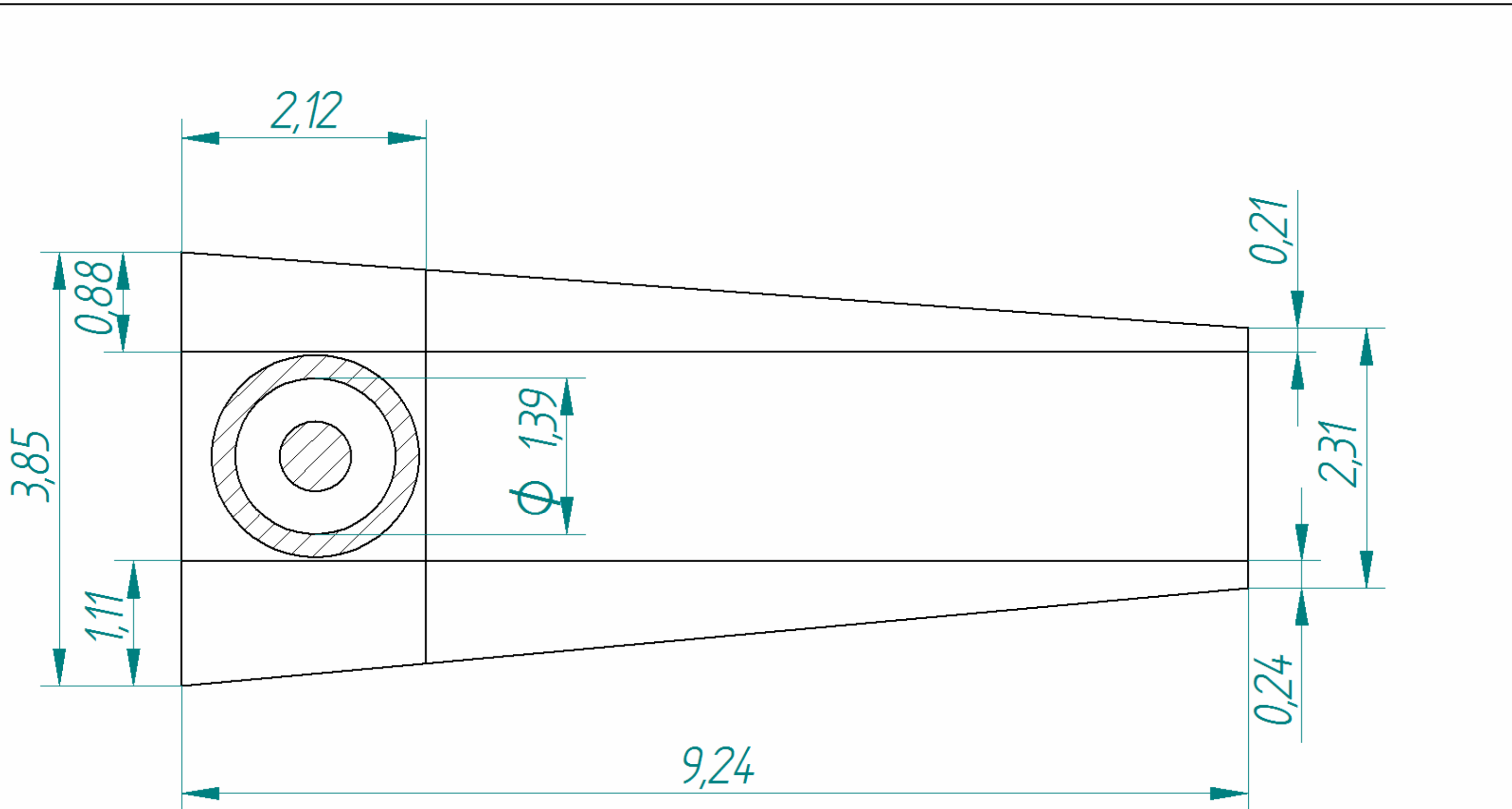
SOLID EDGE EDS-PHM SOLUTIONS		DISEÑO PRELIMINAR DE UN UAV VSTOL CON APLICACIÓN EN OPERACIONES DE RESCATE		
Nombre	Fecha	Integrantes: MILTON DANIEL JIMBEZ JUAN GABRIEL LÓPEZ LÓPEZ DAVID GÓMEZARIZA		Formato: A2
Diseñado: Ingeniero del proyecto	06-26-2006			
Aprobado 1: Ingeniero Ivan Hidalgo Contreras				
Aprobado 2:		Título: Dimensiones Generales de la aeronave		Plano: 2
Las dimensiones y cotas están expresadas en pies. Los ángulos en grados y tolerancia de $\pm 0,5$ y $\pm 1^\circ$		Escala: 150	Revisión: 1	Fecha de revisión: 07-04-2006
				Hoja 1 de 1



Numero de elemento	Numero de Documento	Titulo	Cantidad
1	Plano 1	Vebtilador principal	2
2	—	Ventilador de Pitch	1
3	—	Ducto ventilador de pitch	1
4	—	Duscto ventilador principal	2
5	—	Plantas Motoras	2

SOLID EDGE ACADEMIC COPY

SOLID EDGE EOS-PLM SOLUTIONS		DISEÑO PRELIMINAR DE UN UAV VSTOL CON APLICACIÓN EN OPERACIONES DE RESCATE		
Dibujado	Integrantes del proyecto	Fecha	06-26-2006	Formato: A3
Aprobado 1	Ingeniero Ivan Hidalgo Contreras			Integrantes: MILTON DANIEL JIMENEZ JUAN GABRIEL LÓPEZ LÓPEZ DAVID GÓMEZ ARIZA
Aprobado 2				Título: Ventilador Principal
Las dimensiones y cotas estan expresadas en pies, los angulos en grados y tolerancias de $\pm 0,5$ y $\pm 1^\circ$		Escala: 14	Revisión: 1	Fecha de revisión: 07-04-2006
				Plano: 3
				Hoja 1 de 1



SOLID EDGE ACADEMIC COPY

SOLID EDGE EDS-PLM SOLUTIONS		DISEÑO PRELIMINAR DE UN UAV VSTOL CON APLICACIÓN EN OPERACIONES DE RESCATE	
Dibujado	Integrantes del proyecto	Fecha 06-26-2006	Formato: A3
Aprobado 1	Ingeniero Ivan Hidalgo Contreras		Integrantes: MILTON DANIEL JIMENEZ JUAN GABRIEL LÓPEZ LÓPEZ DAVID GÓMEZ ARIZA
Aprobado 2			Título: <i>Ubicación ventilador Principal</i>
Las dimensiones y cotas están expresadas en pies, los ángulos en grados y tolerancias de $\pm 0,5$ y $\pm 1^\circ$		Escala: 1:10	Revisión: 1
		Fecha de revisión: 07-04-2006	Plano: 4
			Hoja 1 de 1