

FECHA	15 de enero 2008
-------	------------------

NÚMERO RAE	
PROGRAMA	Ingeniería Aeronáutica.

AUTOR (ES)	CAMARGO, Camilo; JIMENEZ Nicolai y PEREZ, Ronald.
TÍTULO	Diseño preliminar de un avión no tripulado de despegue y aterrizaje vertical para reconocimiento y construcción de modelo a escala para verificar condiciones de vuelo.

PALABRAS CLAVES	<ul style="list-style-type: none"> • UAV (Avión no tripulado). • Aeronave. • Tilt rotor. • VTOL. • STOL. • Despegue y aterrizaje vertical. • Ducted Fan. • Vertical takeoff and landing. • Short take off and landing. • Rotación de motores. • Reconocimiento.
-----------------	--

DESCRIPCIÓN	<p>En este proyecto se describe una metodología para realizar el diseño preliminar de un avión no tripulado comenzando desde la selección de algunos parámetros iniciales (la misión), así como identificar posibles características y geometrías básicas, para pronosticar posibles prototipos, hacer cálculos de pesos, para luego hallar la mejor opción aerodinámica del ala, superficies de control y empenaje. Como se acaba de mencionar se hace un proceso similar al de un avión convencional, sin embargo, luego de establecer una geometría preliminar se debe hacer una optimización para determinar la configuración que tendrá la aeronave en vuelo vertical. Se hacen selección de motores y luego de esto se debe recalcular nuevamente toda la geometría del avión ya que algunos parámetros han sido modificados. Luego de esto se hallan fuerzas y momentos aerodinámicos para posteriormente hacer cálculos preliminares de estabilidad y</p>
-------------	---

	<p>control; se determinan opciones para controlar el vuelo vertical, se hace selección de componentes electrónicos, así como del sistema de navegación. Por último se hace una descripción del proceso que se llevo a cabo para la construcción de la aeronave y se establecen los costos que tuvo el proyecto.</p>
--	---

<p>FUENTES BIBLIOGRÁFICAS</p>	<ul style="list-style-type: none"> • ABBOT, By Ira H. Theory of wing sections, including a summary of airfoil data. Dover Publications Inc. New York. 1959. 693 págs. • Anonymous, Aircraft Design, Part III (in Dutch), Dept. of Aeronautical Engineering, Technological University of Delft, Delft, Holland, 1970. • ANDRESON, John. Fundamentals of Aerodynamics. Mc. Graw Hill. New York. Third Edition. 2001. 891 págs. • D. E. and Ellison, D. E. USAF Stability and Control Datcom; 1968 edition; Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory, Wright Patterson Air Force Base, Ohio. • FAHLSTROM, Paul. Introduction to UAV systems. Second Edition. 1998. 228 págs. • FERNÁNDEZ GARCÍA, Raúl. Metodología de la investigación. Editorial Trillas. México. 1983. 231 págs. • HERNÁNDEZ SAMPIERI, Roberto. Metodología de la investigación. Mc. Graw - Hill Interamericana de México, S. A.1991. 505 págs. • Hoak, D. E., et al, USAF Stability and Control Datcom, Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory, WPAFB, Ohio, 45433-000, 1978, revised. • GOLDSMITH, E. I. Practical intake aerodynamic design. AIAA Education Series. USA. 1993. • HOLDER, Bill. Unmanned Air Vehicles, an illustrated study of UAV's. Schiffer Publishing Ltd. 72 págs. • http://encyclopedia.laborlawtalk.com/UAV • http://www.roboticspot.com/spot/artic.shtml?todo=&block=1&newspage=ti_posderobots • http://www2.towerhobbies.com/cgi-bin/wti0001p?&I=LXDXM5&P=0#tech • http://www.geocities.com/unicraftmodels/on/dragon-warrior/dragon-warrior.htm • KROES, Michael J. Aircraft power plants. Glencoe. 7ª edición. New York.
-----------------------------------	---

1998. 694 Págs.

- LEISHMAN, J. Gordon. Principles of helicopter aerodynamics. Cambridge aerospace series.
- LOFTIN, Jr, L. K. Subsonic Aircraft: Evolution and the matching of size to performance, NASA Reference Publication 1060, 1980.
- McCORMICK, Barnes W. Aerodynamics, aeronautics, and flight mechanics. John Wiley & Sons, Inc. Second Edition. U.S.A. 1995. 652 Págs.
- RAYMER, Daniel. Aircraft Design: A Conceptual Approach. AIAA (American Institute of Aeronautics and Astronautics). Washington D. C. Second Edition. 1992. 745 Págs.
- RICE, M. S; CERVANTES, Hector. Handbook of Airfoil sections for light aircraft. U.S.A. 1971. 144 Págs.
- Roskam, Jan. Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls. DAR Corporation. Lawrence, Kansas, U.S.A. Parte I. 1995. 585 Págs.
- Roskam, Jan. Airplane Design. DAR Corporation. Lawrence, Kansas, U.S.A. Parte I. 1995.
- Roskam, Jan. Airplane Design. DAR Corporation. Lawrence, Kansas, U.S.A. Parte II. 1995.
- Roskam, Jan. Airplane Design. DAR Corporation. Lawrence, Kansas, U.S.A. Parte III. 1995.
- Roskam, Jan. Airplane Design. DAR Corporation. Lawrence, Kansas, U.S.A. Parte IV. 1995.
- Roskam, Jan. Airplane Design. DAR Corporation. Lawrence, Kansas, U.S.A. Parte V. 1995.
- Roskam, Jan. Airplane Design. DAR Corporation. Lawrence, Kansas, U.S.A. Parte VI. 1995.
- Roskam, Jan. Airplane Design. DAR Corporation. Lawrence, Kansas, U.S.A. Parte VII. 1995.
- Roskam, Jan. Airplane Design. DAR Corporation. Lawrence, Kansas, U.S.A. Parte VIII. 1995.
- WAINFAN, Barnaby. Airfoil selection understanding and choosing for light aircraft. 1988. 57 Págs.

CONTENIDOS	<p>Se describirán las principales secciones donde se indican los pasos a seguir para el desarrollo del proyecto, tal y como sigue:</p> <ol style="list-style-type: none">1. Perfil de la misión y estimación de los pesos del avión.2. Bocetos preliminares.3. Requerimientos para velocidad de pérdida y de crucero, así como las distancias de despegue y aterrizaje según FAR 23.4. Cálculos de parámetros aerodinámicos.5. Selección del perfil aerodinámico del ala.6. Dimensionamiento del fuselaje.7. Dimensionamiento del empenaje.8. Sistema de despegue y aterrizaje vertical, transición de vuelo vertical a horizontal y viceversa.9. Medición del empuje.10. Características del vuelo VTOL.11. Velocidad de rotación de motores.12. Método para contrarrestar contratorque de los motores y fuerza que estos ejercen sobre el avión.13. Redimensionamiento del avión.14. Diagrama V-N.15. Estimación de pesos clase I.16. Estimación de pesos clase II.17. Cálculo del centro de gravedad.18. Dimensionamiento de <i>flaps</i>.19. Dimensionamiento de las superficies de control para (roll, pitch y yaw).20. Cálculo del ángulo de incidencia del ala y de algunos coeficientes de sustentación.21. Tren de aterrizaje.22. Cálculo del coeficiente de momento para pitch.23. Métodos para predecir el <i>drag</i>.24. Diagrama de <i>trim</i>.25. Cálculo de la fuerza lateral y de los momentos de <i>yaw</i> y <i>roll</i>.26. Cálculo de derivativas de estabilidad longitudinal y lateral.27. Método de control de la actitud de <i>pitch</i>, <i>roll</i> y <i>yaw</i> de <i>Anerkennung</i>.28. Sistema de estabilidad y control electromecánico.
------------	--

	<p>29. Construcción del modelo.</p> <p>30. Costos para desarrollar el proyecto <i>Anerkennung</i>.</p>
--	--

<p>METODOLOGÍA</p>	<p>La técnica utilizada en este proyecto será la de transformar un conocimiento teórico adquirido a través de la carrera, en un diseño práctico que en un futuro pueda llegar a ser construido, de este modo el enfoque a emplear en esta investigación, corresponde a la de tipo histórico – hermenéutico, cuyo interés es lo práctico dirigido a la comprensión del mundo simbólico.</p> <p>Para el desarrollo de este proyecto se tendrá como principal fuente de recolección de información el servicio de Internet, al cual se podrá acceder a reportes técnicos relacionados con el tema y a páginas de referencia como la NASA, donde se encontrarán datos que serán utilizados en la investigación; por otro lado, se usarán diversidad de revistas y libros que contengan informaciones de vital importancia en el desarrollo del proyecto. Por último, las referencias de conocimientos adquiridos y de tutorías de profesores e ingenieros, podrán ser de utilidad a la hora de realizar los cálculos preliminares.</p> <p>En este proyecto se necesitarán de herramientas informáticas tales como los programas: <i>AAA (Aircraft Advanced Analysis)</i>, para el modelamiento del avión; <i>Solid Edge</i>, para la realización de planos; además se utilizarán instrumentos y herramientas, laboratorios de electrónica y mecánica. Con todos los elementos descritos anteriormente se llevará a cabo un análisis y se determinarán que datos son útiles para el diseño.</p> <p>La línea de investigación del programa, la sublínea de la Facultad de Ingeniería y el campo temático del programa son como siguen:</p> <ul style="list-style-type: none"> • Diseño de aviones. • Aviones no tripulados. • Estructuras, aerodinámica y Aviónica.
--------------------	--

<p>CONCLUSIONES</p>	<ul style="list-style-type: none"> • En el presente proyecto cabe destacar la visión del proceso de diseño que se adoptó desde un principio, donde en primera instancia se concibió el diseño preliminar de una aeronave convencional, para posteriormente hacerle modificaciones y adiciones en diferentes aspectos de diseño. Todo esto con al ánimo de lograr establecer un antecedente en el diseño
---------------------	--

de aeronaves de este tipo, que para el caso carece de biografía.

- En la primera etapa de diseño se analizaron varias configuraciones de aeronaves *Vtol*, considerando los aspectos positivos y negativos de cada una de ellas sumado a la facilidad de construcción, se eligió una aeronave tipo *tilt rotor* con un sistema de *ducted fan* con superficies post fan.
- Se desarrolló el diseño preliminar de una aeronave no tripulada de despegue y aterrizaje vertical, con un sistema de rotación de motores tilt rotor.

Se logró realizar un procedimiento matemático, mediante el cual se pudo determinar parámetros importantes en cuanto al vuelo de transición se refiere.

- Se realizó un programa en una hoja de cálculo donde se recopila gran parte de la información del diseño del UAV; este programa se usó frecuentemente para hacer las optimizaciones del diseño y disminuyó el tiempo de ejecución de éstas.
- Se efectuó el diseño y construcción de un banco de prueba de motores, con el cual se pudo calcular la fuerza de empuje a un régimen determinado. Este valor fue necesario determinarlo debido a que era una variable primordial en el proceso de optimización alar y cálculo de velocidad de rotación de motores.
- Se estableció un método por medio del cual, fue posible la optimización del ala, esto debido a que la superficie inicialmente calculada para una aeronave convencional, excedía lo necesario para la aeronave *vtol*. Por lo que parte de la sustentación sería cobijada por la componente vertical del vector de empuje y la restante por la superficie alar, luego si se hubiese usado la superficie inicial se incurriría en un sobredimensionamiento.
- Como respuesta a la problemática de no poder adquirir motores contrarrotatorios, se pudo idear un modo de cómo contra restar el fenómeno que esto generaba, acordando un par torsor en sentido contrario que me contrarrestara aquellos momentos. Esto se logró mediante la incursión de un ángulo entre los ejes longitudinales de los motores.
- La fase de despegue y aterrizaje vertical se caracteriza por el riesgo que incurre la aeronave a perder el control y estabilidad, es por eso que se

ideó un sistema de control electromecánico; accionado primordialmente por tres *gyros* electrónicos encargados de censar la actitud de la aeronave en los planos longitudinal, transversal y lateral-direccional.

- Al mismo tiempo con el diseño del sistema de control fue necesario la materialización de lo censado por el mismo, en movimientos contrarios a los que se pretendían corregir, por esto fue importante adoptar superficies que pudiesen mover todo el conjunto. Esto fue posible mediante la implementación de diversos procesos matemáticos adaptados a las necesidades.

Se llevó a cabo el proceso de construir el plano de la aeronave en una estructura con diferentes tipos de madera, reforzando ésta con materiales compuestos y una viga principal circular de aluminio.

Se planteó y ejecutó inicialmente la elaboración del fuselaje en materiales compuestos, labor que fue desechada debido al resultado final del positivo del molde, esto debido a falta de experiencia en el manejo de este proceso de manufactura.

- La mejor opción para la fabricación del fuselaje era en un material de bajo costo liviano y que se pudiera manipular fácilmente, además que le diera la rigidez necesaria a la aeronave, por eso se ultimó el poliestireno expandible (icopor) como el insumo principal en la construcción del fuselaje.
- Esta aeronave es un vehículo aéreo no tripulado UAV, sin embargo es controlado desde una estación en tierra por medio de un transmisor; para que esta aeronave fuera autónoma completamente sería necesario la instalación e implementación de un sistema de piloto automático comandado desde tierra por medio de un software, motivo por el cual se seleccionó un programa existente para este tipo de aeronaves y completamente compatible con ésta, que consta de un software control de tierra, un modem de comunicación y el piloto automático, además se seleccionó una cámara de vigilancia de bajo peso y compatible con el sistema.

**DISEÑO PRELIMINAR DE UN AVION NO TRIPULADO DE DESPEGUE Y
ATERRIZAJE VERTICAL PARA RECONOCIMIENTO Y CONSTRUCCIÓN DE
MODELO A ESCALA PARA VERIFICAR CONDICIONES DE VUELO**

**CAMILO ANDRÉS CAMARGO VARGAS
NICOLAI ALEXANDER JIMÉNEZ BECERRA
RONALD FERNANDO PÉREZ PACHÓN**

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

2008

**DISEÑO PRELIMINAR DE UN AVION NO TRIPULADO DE DESPEGUE Y
ATERRIZAJE VERTICAL PARA RECONOCIMIENTO Y CONSTRUCCIÓN DE
MODELO A ESCALA PARA VERIFICAR CONDICIONES DE VUELO**

**CAMILO ANDRÉS CAMARGO VARGAS
NICOLAI ALEXANDER JIMÉNEZ BECERRA
RONALD FERNANDO PÉREZ PACHÓN**

Proyecto de grado para optar al título de Ingeniero Aeronáutico.

**Director:
OSCAR GRANDAS
BSC en Ingeniería Aeroespacial**

**UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA
FACULTAD DE INGENIERÍA
PROGRAMA DE INGENIERÍA AERONÁUTICA
BOGOTÁ, D. C.
2008**

Nota de aceptación:

Firma del presidente del jurado

Firma del jurado

Firma del jurado

Bogotá D.C., 15 de Enero de 2008

Seria inexcusable no permitirme agradecer y al mismo tiempo dedicar esta tesis en primera instancia a Dios, cuyo respaldo fue importante aliado a lo largo del desarrollo de este proyecto, sin olvidar su voluntad de permitir un feliz termino del mismo; A mi Padre Luis Germán Camargo H. el cual estuvo presto siempre a darme una voz de aliento y apoyo, con el fin de no permitir en muchos casos que los problemas resultaran ser mas grandes que el deseo de terminar; a mi querida madre Dorelly Vargas P. quien con su infinito amor siempre intento ayudarme de uno u otro modo, estando siempre a la expectativa de mi situación cualquiera que fuese; a aquella persona que con su apoyo incondicional, compañía, consejos y cariño se encargo en muchas ocasiones de guiar, aguantar y hasta perdonar; a mi familia quienes fueron de importante ayuda, auxilio y comprensión, sin olvidar la compañía y solidaridad que decidieron brindarme; a mis amigos y compañeros de tesis quienes no solo se conformaron con ser coautores del proyecto si no también protagonistas de tan importante etapa en mi vida y finalmente a toda la comunidad amante de las ciencias aeronáuticas para quienes realmente es este trabajo, ya que nuestro único fin desde un principio siempre fue aportar en algo al desarrollo aéreo del país.

Camilo Camargo

A Dios por la energía infinita.

A mi mamá Nubia, mi papá Antonio, mi hermano Daniel y a toda mi familia por el apoyo incondicional que me brindaron y por creer en este proyecto.

A todos mis amigos del colegio Corazonista, a mis amigos de la Universidad de San Buenaventura, por estar pendientes todo el tiempo y por su voluntad de ayuda constante.

A los que colaboraron constantemente en el desarrollo de este proyecto.

A mi país.

Y al avance de la Ingeniería Aeronáutica colombiana.

Nicolai Jiménez

A Dios, mis padres, mi familia y las personas que amo ya que me han apoyado, en cada momento de mi vida.

A las personas que confiaron en mí y creyeron que este día en algún momento llegaría.

A todos aquellos seres que de una u otra forma me han deseado éxito en mi vida y progreso en mi destino.

A quienes no se encuentran presentes en este instante, pero donde quieran que estén nunca olviden que los llevo en mi corazón y a quienes tienen el honor de estar conmigo les digo gracias y los tendré presentes en cada oración, cada suspiro, cada sentimiento y también ocupan gran parte de mi corazón.

Por último quiero dedicar cada esfuerzo a nuestro país aunque desagrado tiene ganas de luchar por un mejor futuro con paz y bienestar para todos aquellos que nos levantamos cada día con la sensación de vivir en el mejor lugar del mundo.

Ronald Pérez.

AGRADECIMIENTOS.

A la Universidad de San Buenaventura y a todos los directivos y profesores por formarnos integralmente como ingenieros aeronáuticos

Al Ingeniero Oscar Grandas, Tutor del proyecto, por ser guía y apoyo en el proceso de este proyecto

Al ingeniero Arnold Escobar, por su apoyo, ayuda e interés en el proyecto

Al señor Rómulo Monsalve, asesor del proyecto y aeromodelista profesional, por guiarnos y enseñarnos en el proceso de construcción de la aeronave

Al señor Daniel Demulder, asesor del proyecto, por ayudarnos en la selección de elementos de estabilidad y control en vuelo vertical de la aeronave

Al ingeniero Juan Andrés Toro, asesor del proyecto, por ser guía en la elaboración del circuito electrónico que controla el encendido y apagado de unos elementos del avión automáticamente

A nuestros padres por el apoyo moral, emocional y económico en la realización del modelo a escala de la aeronave

A nuestros amigos y familiares que de alguna manera colaboraron en la realización del proyecto, en la parte de multimedia, asesoría de manejo de software, apoyo y ayuda durante el proceso de construcción

Muchas Gracias

CONTENIDO.

	Pág.
INTRODUCCIÓN.	39
1. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA.	41
1.1. ANTECEDENTES.	41
1.2. DESCRIPCIÓN Y FORMULACIÓN DEL PROBLEMA.	42
1.3. JUSTIFICACIÓN.	43
1.4. OBJETIVOS DE LA INVESTIGACIÓN.	44
1.4.1. Objetivo general.	44
1.4.2. Objetivos específicos.	44
1.5. DELIMITACIÓN DEL PROBLEMA.	45
1.5.1. Alcances.	45
1.5.2. Limitaciones.	45
2. MARCO DE REFERENCIA.	47
2.1. MARCO CONCEPTUAL.	47

2.2. MARCO LEGAL O NORMATIVO.	48
2.3. MARCO TEÓRICO.	48
2.3.1. Generalidades.	48
2.3.2. Lanzamiento y equipo de recolección.	51
2.3.3. Carga paga.	52
2.3.4. Misiones.	53
2.3.5. Breve historia de los Tiltrotor.	54
2.3.6. Tiltrotor (Rotación de los motores).	57
3. METODOLOGÍA.	59
3.1 ENFOQUE DE INVESTIGACIÓN.	59
3.2. LÍNEA DE INVESTIGACIÓN / SUBLÍNEA / CAMPO TEMÁTICO.	60
4. DESARROLLO INGENIERIL.	61
4.1. PERFIL DE LA MISIÓN Y ESTIMACIÓN DE LOS PESOS DEL AVIÓN.	62
4.2. BOCETOS PRELIMINARES.	66
4.2.1. Descripción del alternativa 1.	67

4.2.3. Descripción alternativa 2.	67
4.2.3. Descripción alternativa 3.	69
4.2.4. Descripción alternativa 4.	71
4.2.5. Descripción alternativa 5.	73
4.3. REQUERIMIENTOS PARA VELOCIDAD DE PÉRDIDA SEGÚN FAR 23.	74
4.4. DIMENSIONANDO LOS REQUERIMIENTOS DE LA DISTANCIA DE DESPEGUE SEGÚN FAR 23.	76
4.5. DIMENSIONANDO LOS REQUERIMIENTOS DE LA DISTANCIA DE ATERRIZAJE SEGUN FAR 23.	78
4.6. REQUERIMIENTOS DE VELOCIDAD DE CRUCERO SEGÚN FAR 23.	79
4.7. SUMARIO DE RESULTADOS.	80
4.8. CÁLCULOS DE PARÁMETROS AERODINÁMICOS.	82
4.9. SELECCIÓN DEL PERFIL AERODINÁMICO DEL ALA.	88
4.10. DIMENSIONAMIENTO DEL FUSELAJE.	92
4.11. DIMENSIONAMIENTO DEL EMPENAJE.	94

4.11.1. Para el estabilizador horizontal.	96
4.11.2. Para el estabilizador vertical.	98
4.12. SISTEMA DE DESPEGUE Y ATERRIZAJE VERTICAL, TRANSICIÓN DE VUELO VERTICAL A HORIZONTAL Y VICEVERSA.	100
4.12.1. Selección de los motores.	101
4.12.2. Potencia requerida para vuelo vertical.	102
4.12.3. Eficiencia de la hélice.	102
4.12.4. "Figure of Merit".	102
4.12.5. Empuje Estático.	104
4.12.6. Características generales del motor.	107
4.13. MEDICIÓN DEL EMPUJE.	108
4.13.1. Construcción del banco de pruebas.	108
4.13.2. Determinación del "K" de los resortes.	110
4.13.3. Pruebas de empuje y corrida de motores.	112
4.14. CARACTERISTICAS DEL VUELO VTOL.	114

4.14.1 Fase de vuelo vertical (1).	116
4.14.2. Fase de vuelo de transición (2).	117
4.14.3. Fase de vuelo horizontal (3).	119
4.15. OPTIMIZACION DEL ALA.	120
4.15.1 Redimensionamiento del ala.	124
4.16. VELOCIDAD DE ROTACION DE MOTORES.	125
4.17. MÉTODO PARA CONTRARESTAR CONTRATORQUE DE LOS MOTORES Y FUERZA QUE ESTOS EJERCEN SOBRE EL AVIÓN.	130
4.17.1. Alternativa 1.	132
4.17.2. Alternativa 2.	132
4.18. REDIMENSIONAMIENTO DEL AVIÓN.	135
4.18.1. Para el estabilizador horizontal.	136
4.18.2. Para el estabilizador vertical.	137
4.19. DIAGRAMA V-N.	137
4.19.1. Diagrama V-n estático.	138
4.19.2. Diagrama de ráfaga.	141

4.20. ESTIMACIÓN DE PESOS CLASE I.	143
4.21. ESTIMACIÓN DE PESOS CLASE II.	145
4.21.1. Peso del ala.	146
4.21.2. Peso del empenaje.	147
4.21.3. Peso en vacío corregido.	148
4.22. CÁLCULO DEL CENTRO DE GRAVEDAD.	149
4.23. DIMENSIONAMIENTO DE FLAPS.	152
4.24. DIMENSIONAMIENTO DE LAS SUPERFICIES DE CONTROL PARA (ROLL, PITCH Y YAW).	158
4.24.1. Alerones.	158
4.24.2. Elevador.	161
4.24.3. Rudder.	162
4.25. CÁLCULO DEL ÁNGULO DE INCIDENCIA DEL ALA Y DE ALGUNOS COEFICIENTES DE SUSTENTACIÓN.	163
4.26. TREN DE ATERRIZAJE.	169
4.26.1. Dimensiones de las llantas del tren de aterrizaje principal y de	

nariz.	172
4.27. CÁLCULO DEL COEFICIENTE DE MOMENTO PARA PITCH.	174
4.28. MÉTODOS PARA PREDECIR EL DRAG.	191
4.28.1. Coeficiente de drag del ala.	191
4.28.2. Coeficiente de drag del fuselaje.	197
4.28.3. Coeficiente de drag del empenaje.	201
4.28.4. Coeficiente de drag de los flaps.	206
4.28.5. Coeficiente de drag del tren de aterrizaje.	209
4.28.6. Coeficiente y fuerza de drag total.	212
4.29. POTENCIA REQUERIDA CONTRA LA DISPONIBLE PARA STOL.	213
4.30. DRAG POLAR.	215
4.31. DIAGRAMA DE TRIM.	216
4.32. CÁLCULO DE LA FUERZA LATERAL.	220
4.33. CÁLCULO DEL MOMENTO DE YAW.	228
4.34. CÁLCULO DEL MOMENTO DE ROLL.	232

4.35. ESTIMACIÓN DE LOS MOMENTOS DE INERCIA CON EL RADIO DE GIRO.	239
4.36. CÁLCULO DE LAS DERIVATIVAS DE ESTABILIDAD LONGITUDINAL Y LATERAL.	241
4.36.1. Cálculo de las derivativas de estabilidad longitudinal.	242
4.36.2. Cálculo de las derivativas de estabilidad lateral.	243
4.37. METODO DE CONTROL DE LA ACTITUD DE PITCH, ROLL Y YAW DE ANERKENNUNG.	244
4.37.1. Implementación de un ducted fan.	244
4.37.2. Dimensionamiento de superficies post – fan.	245
4.37.3. Cálculo superficie Post-Fan (Yaw).	248
4.37.4. Calculo Superficie Post-Fan (Pitch).	250
4.37.5. Cálculo Superficie Post-Fan (Roll).	251
4.38. SISTEMA DE ESTABILIDAD Y CONTROL ELECTROMECHANICO.	252
4.39. SISTEMA DE AUTOPILOTO DEL UAV.	259
4.39.1. Autopiloto.	259
4.39.2. Cámara.	262

4.40. CONSTRUCCIÓN ANERKENNUNG.	263
4.40.1. Construcción del molde del fuselaje – primera fase.	264
4.40.2. Fundición del poliuretano.	268
4.40.3. Construcción de los planos – segunda fase.	272
4.40.4. Construcción del fuselaje en icopor – tercera fase.	274
4.41. PRUEBAS OPERACIONALES DE ANERKENNUNG.	288
4.42. COSTOS PARA DESARROLLAR EL PROYECTO ANERKENNUNG.	291
5. PRESENTACION Y ANALISIS DE RESULTADOS.	296
6. CONCLUSIONES.	300
7. RECOMENDACIONES.	303
7.1. PROBLEMA 1. CONTROL DE LAS REVOLUCIONES DEL MOTOR.	303
7.1.1. Posibles Soluciones y Recomendaciones.	304
7.2. PROBLEMA 2. INCREMENTO DEL PESO TOTAL DE LA AERONAVE.	305
7.2.2. Posible Solución y Recomendación.	306

7.3. TRABAJO CONTINUO A FUTURO.	306
BIBLIOGRAFIA.	308
ANEXOS.	312

LISTA DE FIGURAS.

	Pág.
Figura 1. Algunos UAV's típicos.	49
Figura 2. El UAV Sikorski Dragon Warrior.	51
Figura 3. El UAV Guardián.	52
Figura 4. El UAV Sikorski CL-327.	53
Figura 5. El UAV Bell Eagle Eye 1.	53
Figura 6. El UAV Bell Eagle Eye 2.	54
Figura 7. Modelo 1G de Transcendental.	55
Figura 8. Bell X-22.	55
Figura 9. XV-15.	56
Figura 10. Eagle eye.	56
Figura 11. Bell 609.	57
Figura 12. Mapa conceptual del proyecto.	61
Figura 13. Perfil de la misión.	63

Figura 14. Boceto alternativa 1.	66
Figura 15. Boceto alternativa 2.	68
Figura 16. Boceto alternativa 3.	70
Figura 17. Boceto alternativa 4.	72
Figura 18. Boceto alternativa 5.	73
Figura 19. Gráfica de $\left(\frac{W}{P}\right)$ vs. $\left(\frac{W}{S}\right)$.	75
Figura 20. Definición de la distancia de despegue para vuelo STOL.	76
Figura 21. Efectos de $\left(\frac{W}{P}\right)_{TO}$, $\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}$ y $C_{L\max TO}$ en el despegue.	77
Figura 22. Definición de FAR 23 de la distancia de aterrizaje para STOL.	78
Figura 23. Requerimientos para la distancia de aterrizaje requerida.	79
Figura 24. Correlación entre la velocidad del avión y el índice de potencia, para tren de aterrizaje fijo y configuración en cantiliver.	79
Figura 25. Velocidad de crucero.	81
Figura 26. Constraint Plot.	82

Figura 27. Efecto del taper ratio en la distribución de la sustentación.	83
Figura 28. Efecto de la relación del espesor y el número de Reynolds sobre una sección a un coeficiente de sustentación máximo.	84
Figura 29. Tendencia histórica de la relación del espesor.	84
Figura 30. Efecto de la relación de aspecto sobre la sustentación.	85
Figura 31. Efecto de la relación de aspecto sobre el ángulo de <i>sweep</i> en el cuarto de la cuerda.	85
Figura 32. Cuerda media aerodinámica.	86
Figura 33. Geometría del ala.	87
Figura 34. Curva de coeficiente de sustentación contra ángulo de ataque, para el perfil NACA 23012.	90
Figura 35. Curva de coeficiente de drag y momento contra ángulo de ataque, para el perfil NACA 23012.	91
Figura 36. Geometría del fuselaje.	93
Figura 37. Diseño inicial para el empenaje.	96
Figura 38. Definición de los parámetros geométricos para el coeficiente volumétrico.	96
Figura 39. Geometría del estabilizador horizontal.	97

Figura 40. Geometría del estabilizador vertical.	99
Figura 41. Curva de coeficiente de sustentación contra ángulo de ataque, para el perfil NACA 0010-34.	100
Figura 42. Curva de coeficiente de <i>drag</i> y momento contra ángulo de ataque, para el perfil NACA 0010-34.	101
Figura 43. Entrada de aire al <i>ducted fan</i> .	103
Figura 44. Empuje estático vs. <i>Figure of merit</i> para una potencia 0,625 hp.	105
Figura 45. Empuje estático vs. <i>Figure of merit</i> para una potencia 2 hp.	106
Figura 46. Empuje estático vs. <i>Figure of merit</i> para una potencia 3,1 hp.	106
Figura 47. Motor O.S. 1.20 AX.	107
Figura 48. Banco de prueba para medir empuje.	108
Figura 49. Rieles de deslizamiento del banco de pruebas.	108
Figura 50. Mesa del banco de pruebas.	109
Figura 51. Mesa sobre los rieles.	109
Figura 52. Ensamble banco de pruebas.	109
Figura 53. Banco de pruebas colgado en estructura para medir el "K" del	

resorte.	111
Figura 54. Pesa digital y la plataforma para pesos.	111
Figura 55. Medición de la elongación del resorte.	112
Figura 56. Prueba de empuje.	113
Figura 57. Facetas del vuelo V/TOL en take off.	115
Figura 58. Vuelo en fase vertical.	117
Figura 59. Vuelo en la etapa de transición.	118
Figura 60. Vuelo en condición horizontal.	119
Figura 61. Ala versión inicial comparada con la condición final.	120
Figura 62. Optimización del ala.	123
Figura 63. Optimización del ala 2.	123
Figura 64. Optimización del ala 3.	124
Figura 65. Configuración final del avión.	125
Figura 66. Ángulo de rotación de los motores.	129
Figura 67. Velocidad de rotación de los motores.	129

Figura 68. Torque que se presenta en la aeronave.	130
Figura 69. Fuerzas que actúan para generar el torque sobre la aeronave.	131
Figura 70. Método 1 para contrarrestar el torque.	132
Figura 71. Vista lateral derecha del plano.	133
Figura 72. F_1 Fuerza del par o fuerza del momento torsor.	134
Figura 73. Ángulo de incidencia de los motores.	135
Figura 74. Diagrama V-n estático.	140
Figura 75. Diagrama V-n de ráfaga.	142
Figura 76. Diagrama V-n combinado.	143
Figura 77. Localización del centro de gravedad de algunos componentes.	149
Figura 78. Diagrama de excursión del peso contra fracción de cuerda del ala.	152
Figura 79. Efecto del <i>taper ratio</i> y la envergadura del <i>flap</i> sobre.	153
Figura 80. Método para calcular la envergadura parcial del <i>flap</i> o para estimar k_b .	154
Figura 81. Efecto de la relación de aspecto contra relación de la cuerda del	

flap sobre la efectividad tridimensional del flap.	154
Figura 82. Efectividad en la sustentación de un <i>plain flap</i> .	155
Figura 83. Factor de corrección para el comportamiento de sustentación no lineal de un <i>plain flap</i> .	156
Figura 84. Factor de corrección para la sustentación del <i>plain flap</i> .	156
Figura 85. Dimensiones reales de los flaps (medidas en mm).	157
Figura 86. Tendencia histórica de la geometría de los alerones.	159
Figura 87. Dimensiones alerones.	160
Figura 88. Dimensiones generales del los elevadores.	162
Figura 89. Dimensiones generales del <i>rudder</i> .	163
Figura 90. Corrección del número de Mach a un ángulo de ataque con sustentación igual a cero para perfiles con <i>camber</i> .	166
Figura 91. Definición del área sumergida en la línea de corriente del estabilizador horizontal.	167
Figura 92. Parámetros geométricos para localizar del estabilizador vertical.	168
Figura 93. Características del <i>groundloop</i> para una configuración de tren de aterrizaje triciclo.	169

Figura 94. Geometría para el cálculo de cargas estáticas para trenes triciclos.	170
Figura 95. Características de diseño para el tren de aterrizaje triciclo.	171
Figura 96. Ángulo de la cola respecto al tren de aterrizaje principal.	171
Figura 97. Ángulo de <i>tip-back</i> para el tren de aterrizaje.	171
Figura 98. Ángulo de <i>tip-over</i> para el tren de aterrizaje.	172
Figura 99. Fuerzas que actúan sobre las llantas.	173
Figura 100. Geometría para el tren de aterrizaje.	174
Figura 101. Curva de coeficiente de momento de <i>pitch</i> contra el coeficiente de sustentación, para el ala.	175
Figura 102. Incremento del coeficiente de momento de <i>pitch</i> debido al <i>plain flap</i> .	175
Figura 103. Efecto del <i>twist</i> sobre el coeficiente de momento de <i>pitch</i> del ala.	176
Figura 104. Efecto de la sustentación sobre el momento de <i>pitch</i> para la referencia del ala.	177
Figura 105. Factor de envergadura parcial del flap.	178
Figura 106. Factor de conversión que cuenta para una parte de la	

envergadura de los flaps sobre el <i>sweep</i> del ala.	179
Figura 107. Efecto del fuselaje sobre el aparente factor de masa.	181
Figura 108. Secciones que conforman el fuselaje.	182
Figura 109. Segmentación y <i>camber</i> del fuselaje.	182
Figura 110. Definición del ancho máximo de fuselaje, para algunas secciones.	182
Figura 111. Ejemplo de la localización del centro de referencia.	183
Figura 112. Efecto del número de Mach sobre el coeficiente de momento de pitch para un ala con sustentación igual a cero.	184
Figura 113. Incremento en el ángulo de <i>downwash</i> al estabilizador horizontal debido a los flaps.	185
Figura 114. Parámetros para la localización del centro aerodinámico del y el centro de momento de referencia.	186
Figura 115. Efecto de la localización del segmento de fuselaje o <i>nacelle</i> en el gradiente de <i>upwash</i> .	187
Figura 116. Contribución del <i>nacelle</i> o fuselaje a la localización del centro aerodinámico del avión.	188
Figura 117. Factor de interferencia ala-fuselaje.	192

Figura 118. Factor de corrección para las superficies sustentadoras.	192
Figura 119. Coeficiente de fricción turbulento promedio de la piel.	193
Figura 120. Parámetro para localizar el espesor del perfil.	193
Figura 121. Parámetro de succión del borde de ataque.	195
Figura 122. Morfología del perfil NACA 23012 12%.	196
Figura 123. Sección transversal del fuselaje.	198
Figura 124. Definición del ángulo de ataque para el fuselaje.	199
Figura 125. Definición de los parámetros del fuselaje.	200
Figura 126. Radio del coeficiente de <i>drag</i> de un cilindro circular de longitud finita contra un cilindro de longitud infinita.	200
Figura 127. Coeficiente de <i>drag</i> para flujo de estado estable para cilindros circulares en dos dimensiones.	201
Figura 128. Incremento en el perfil de la <i>drag</i> para un <i>plain flap</i> .	207
Figura 129. Clases de flaps típicos.	207
Figura 130. Ejemplo del comportamiento de la curva coeficiente de sustentación contra el ángulo de ataque con flaps arriba y flaps abajo.	209
Figura 131. Factor de <i>drag</i> inducida por la interrupción de los flaps.	209

Figura 132. Incremento de la <i>drag</i> de las ruedas: Trenes fijos unidos al ala o fuselaje tipos 3 al 5.	210
Figura 133. Incremento de la <i>drag</i> de las llantas.	211
Figura 134. Incremento de la <i>drag</i> del tren de nariz.	211
Figura 135. Factor del <i>drag</i> del tren de aterrizaje.	212
Figura 136. Curvas de potencia requerida.	214
Figura 137. Curva de C_D contra C_L .	216
Figura 138. Diagrama de <i>trim</i> : Para una aeronave estable, convencional, con estabilidad de <i>pitch</i> interrumpida.	217
Figura 139. Diagrama de <i>trim</i> , coeficiente de sustentación y ángulo de ataque.	218
Figura 140. Diagrama de <i>trim</i> , coeficiente de sustentación y de momento.	219
Figura 141. Diagrama de <i>trim</i> , coeficiente de momento y ángulo de ataque.	220
Figura 142. Triángulo de <i>trim</i> , relación entre los centros de gravedad más delantero y más trasero.	220
Figura 143. Factor de interferencia de la unión ala fuselaje K_i .	221

Figura 144. Definición del parámetro del ala: z_w	222
Figura 145. Determinación de S_o	222
Figura 146. Estación del fuselaje respecto al área transversal.	223
Figura 147. Estación del fuselaje donde el flujo llega a ser viscoso.	223
Figura 148. Factor empírico para estimar la fuerza lateral debida al <i>sideslip</i> de la cola vertical simple.	224
Figura 149. Radio de la relación de aspecto del estabilizador vertical en presencia del fuselaje al que se aísla la cola.	225
Figura 150. Radio de la relación de aspecto del estabilizador vertical en presencia del fuselaje y el estabilizador horizontal junto con el fuselaje solo.	226
Figura 151. Factor que cuenta para el tamaño relativo del estabilizador horizontal y el vertical.	226
Figura 152. Efecto de la relación de cuerdas de la superficie de control en α_d .	228
Figura 153. Factor de la unión ala fuselaje que influye con la estabilidad longitudinal.	229
Figura 154. Efecto del número de <i>Reynolds</i> sobre la estabilidad direccional de la unión ala fuselaje.	231

Figura 155. Contribución del <i>sweep</i> del ala en el momento de <i>roll</i> debido al ángulo de <i>sideslip</i> .	232
Figura 156. Factor de compresibilidad debido al <i>sweep</i> del ala.	233
Figura 157. Factor de compresibilidad debido al <i>sweep</i> del ala.	234
Figura 158. Contribución de la relación de aspecto del ala en el momento de <i>roll</i> debido al <i>sideslip</i> .	235
Figura 159. Contribución del diedro geométrico del ala en el momento de <i>roll</i> debido al <i>sideslip</i> .	235
Figura 160. Corrección de compresibilidad por el diedro del ala.	236
Figura 161. Contribución del <i>twist</i> del ala en el momento de <i>roll</i> debido al <i>sideslip</i> .	237
Figura 162. Geometría para la localización del estabilizador vertical.	238
Figura 163. Ensamble <i>ducted fan</i> , bancada, motor y superficies de control.	245
Figura 164. Superficies Post – Fan.	246
Figura 165. Distancia centro aerodinámico superficie (<i>yaw</i>) al centro de gravedad de la aeronave.	249
Figura 166. Distancia centro aerodinámico superficie (<i>pitch</i>) al centro de gravedad de la aeronave.	250

Figura 167. Distancia centro aerodinámico superficie (<i>roll</i>) al centro de gravedad de la aeronave.	251
Figura 168. Esquema sistema de estabilidad y control electromecánico fase de vuelo vertical.	253
Figura 169. Deflexión de superficies exteriores post – fan para control de <i>yaw</i> .	254
Figura 170. Deflexión de superficies internas post – fan para control de <i>pitch</i> .	257
Figura 171. Deflexión de superficies centrales post – fan para control de <i>roll</i> .	258
Figura 172. Paquete completo del sistema autopiloto.	260
Figura 173. Cámara.	262
Figura 174. Dibujo estaciones del fuselaje.	265
Figura 175. Vistas del fuselaje –primera etapa.	266
Figura 176. Tres primeros mamparos guías de la nariz del fuselaje, con los agujeros guía para acoplar las vigas longitudinales.	266
Figura 177. Cajón de madera para molde de fuselaje.	267
Figura 178. Estructura guía para el molde del fuselaje.	267

Figura 179. Componentes A y B del poliuretano.	269
Figura 180. Reacción de los componentes A y B (poliuretano) en la caja con la estructura guía.	270
Figura 181. Fuselaje en Poliuretano.	270
Figura 182. Molde de Fuselaje cubierto con estuco plástico (izquierda) y con pintura vinilo (derecha).	270
Figura 183. Molde del Fuselaje cubierto con resina poliéster.	271
Figura 184. Molde del fuselaje liso.	271
Figura 185. Costillas del plano.	272
Figura 186. Adhesivos – construcción ala, de izquierda a derecha (resina epóxica 6 minutos, cianocrilato y colbón madera).	273
Figura 187. Refuerzos en el ala - izquierda, refuerzo tipo sandwich; derecha, refuerzo con <i>webs</i> .	273
Figura 188. Estructura del ala terminada.	274
Figura 189. Fuselaje con las nuevas secciones – plantillas guías.	275
Figura 190. Secciones – plantillas guía.	275
Figura 191. Cortes de bloques de icopor.	275

Figura 192. Corte de la silla del ala.	276
Figura 193. Corte de la sección central del fuselaje.	276
Figura 194. Secciones cortadas del fuselaje.	277
Figura 195. Secciones del fuselaje del UAV.	278
Figura 196. Recubrimiento de imperfecciones.	278
Figura 197. Resina Epóxica y polvo de balsa.	278
Figura 198. Resina Epóxica para <i>plancking</i> y <i>thinner</i> .	279
Figura 199. Fases de <i>plancking</i> del fuselaje y empenaje.	280
Figura 200. Estructuras <i>ducted fan</i> .	281
Figura 201. Ducted fan y superficies post-fan.	281
Figura 202. Accesorios <i>ducted fan</i> .	281
Figura 203. Ensamble del motor en el <i>ducted fan</i> .	282
Figura 204. Alojamiento de servos y equipo electrónico en el fuselaje.	283
Figura 205. Ubicación de servos en las puntas del ala.	283
Figura 206. Mecanismo de movimiento de los ducted fan.	284

Figura 207. Servos del tren de nariz y de los estabilizadores.	284
Figura 208. Componentes adicionales en el avión <i>gyros</i> y potenciómetro.	285
Figura 209. Ubicación de los <i>struts</i> entre las alas y fuselaje.	285
Figura 210. Proceso de pintura.	285
Figura 211. Proceso de monocoteado, acabado y ensamble final.	287
Figura 212. Ensamble de <i>ducted fan</i> .	289

LISTA DE TABLAS.

	Pág.
Tabla 1. Fracciones de combustible sugeridas para varias fases de una misión.	63
Tabla 2. Valores sugeridos para algunos datos de crucero y loiter.	64
Tabla 3. Viabilidad modelo 1.	67
Tabla 4. Características de la alternativa 2.	68
Tabla 5. Ventajas y desventajas del modelo 3.	70
Tabla 6. Cualidades de la alternativa 4.	72
Tabla 7. Viabilidad del modelo 5.	73
Tabla 8. Valores determinados para stall.	75
Tabla 9. Valores determinados para despegue.	77
Tabla 10. Valores determinados para aterrizaje.	78
Tabla 11. Valores determinados para aterrizaje.	80
Tabla 12. Relación de perfiles aerodinámicos para el ala.	89

Tabla 13. Longitud del fuselaje contra W_{TO} (Lb o [Kg]).	92
Tabla 14. Coeficientes volumétricos representativos por categorías.	94
Tabla 15. Determinación experimental de la constante “K” del resorte.	110
Tabla 16. Estimación del empuje de los motores de forma experimental.	114
Tabla 17. Datos de pesos de grupos para aeronaves de dos motores.	144
Tabla 18. Promedio de coeficientes correspondiente a cada grupo de pesos.	144
Tabla 19. Relación entre pesos calculados y los reales.	145
Tabla 20. Datos geométricos calculados.	146
Tabla 21. Cálculo del peso Clase II para el ala.	147
Tabla 22. Cálculo del peso Clase II para el empenaje.	148
Tabla 23. Datos para el diagrama del c. g.	151
Tabla 24. Rango típico del centro de gravedad de algunas aeronaves.	151
Tabla 25. Características generales de algunos perfiles aerodinámicos.	165
Tabla 26. Datos estadísticos para dimensionar las llantas.	172

Tabla 27. Radio de giro no dimensional para aeronaves bimotor de hélice.	240
Tabla 28. Descripción de componentes del sistema de estabilidad y control electromecánico.	254
Tabla 29. Características generales del piloto automático.	261

LISTA DE ANEXOS.

	Pág.
Anexo A. Planos.	312

INTRODUCCIÓN.

El diseño de aeronaves comprende un campo muy difícil y complicado, requiere de mucho estudio, investigación y en muchos casos de experimentación, todo esto con el único fin de llegar a satisfacer una misión específica. En Colombia, existen diferentes factores que son importantes a tener en cuenta, como su topografía, su condición económica y social, el conflicto armado al cual se ha visto sometido durante los últimos 50 años y muchos otros; los cuales servirán como puntos clave a la hora de desarrollar ideas de cómo llevar a cabo este proyecto.

Viendo la problemática social existente en el país y que las condiciones de orden público no son las mejores, se propone diseñar una aeronave que sea de reconocimiento (ya sea de tropa o terreno), y cumpla con las siguientes características básicas: Que sea liviano, para su fácil transporte; que pueda operar en condiciones de medio ambiente adverso “selva” como las que existen en nuestro país; y que tenga un mecanismo de aterrizaje y despegue vertical, que favorece su versatilidad ante otros tipos de aeronaves UAV.

Durante el desarrollo del presente proyecto de “investigación” se tratará de innovar en el diseño de una aeronave no tripulada de despegue y aterrizaje vertical. La operación de este tipo de aeronaves no es muy frecuente en el país y en la actualidad su diseño y producción no es muy desarrollada.

Los alcances de funcionamiento y operación en el país se presentan desde misiones de reconocimiento de tropa y terreno, búsqueda de tropas enemigas y localización, vigilancia del territorio colombiano, vigilancia del espacio marítimo y espacio aéreo, vigilancia en fronteras con otros países, ayuda en misiones de búsqueda y rescate, vigilancia de parques naturales, selvas y bosques, haciendo

tareas de prevención de explotación; vigilancia de oleoductos, redes eléctricas, torres de energía, vigilancia en la prevención de propagación de incendios forestales, vigilancia urbana, control de tráfico terrestre, vigilancia en carreteras y vías.

En este proyecto se desarrollarán las dos primeras etapas del diseño: conceptual y preliminar, donde se planteará y sustentará el diseño de una aeronave no tripulada, para responder a las necesidades y requerimientos exigidos por la industria militar e inclusive la civil, en el reconocimiento de tropa y terreno, respectivamente. En la primera fase, se definirá que tipo y que configuración tendrá la aeronave, bosquejo del aparato, forma de propulsión, la geometría y ubicación del fuselaje, alas y motor, además de materiales a utilizar. Mientras que en la siguiente fase se establecerá el diseño definitivo de la aeronave, peso y costos; se seleccionará un sistema autónomo de navegación debido a la condición de una aeronave UAV; también se hará el modelo de una aeronave a escala con motivo de verificación de condiciones de vuelo, teniendo en cuenta que no se incluirá el sistema de navegación, para en última instancia culminar esta etapa con la realización de los planos del diseño creado.

Para finalizar, la idea de realizar este proyecto se sustenta en la necesidad de un avance tanto académico como tecnológico en el área del diseño de este tipo de aeronaves, sin olvidar el aporte a la inteligencia militar u otro sector para el cual se destine su utilización; ya que aunque ha sido un campo algo explotado, es preciso mencionar que el principal fin del presente proyecto no es más que el interés de incursionar en tan complejos temas que no han tenido la suficiente atención.

1. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA.

1.1. ANTECEDENTES.

En el último siglo se han obtenido avances significativos desde el inicio de la aviación hasta la actualidad. Se puede decir que cada innovación en el sector de la aviación lleva a una cadena de avances en pro del mejoramiento de los primeros modelos construidos. Con estos avances se han desarrollado aeronaves que desde la época de los hermanos Wright en 1903, como también en la primera y segunda guerra mundial, han mejorado la eficiencia de la aviación, dando las pautas tecnológicas para la realización de nuevos diseños de aeronaves.

El diseño de aeronaves en Colombia no tiene mucha historia, sin embargo, desde la creación de carreras como la Ingeniería Aeronáutica, han aumentado los proyectos de investigación en este tema. En el campo de aeronaves no tripuladas (UAV), son muy pocos los antecedentes que se pueden mencionar en Colombia, pero sin embargo, es de especial importancia una investigación realizada por el ingeniero Mario Andrés Córdoba G., que diseñó un robot aéreo capaz de volar y realizar su misión autónomamente, el aero-robot EFIGENIA es un vehículo aéreo robotizado, no tripulado (UAV), de despegue y aterrizaje vertical, o en pistas muy cortas (S/VTOL), auto controlado mediante la combinación de una red neuronal digital y un sistema experto difuso.

Otros antecedentes que podemos citar son algunas investigaciones, realizadas en la Universidad de San Buenaventura como: El diseño conceptual de una estructura de una aeronave no tripulada; el diseño conceptual de una aeronave no

tripulada; y también la implementación de los sistemas electrónicos base para una aeronave no tripulada (UAV). Los anteriores proyectos, solamente se limitaron a una rama específica del diseño, la primera solo a diseñar una estructura de una aeronave con ciertas propiedades y características, la segunda a todo el diseño conceptual que involucra, selección de componentes, primeros cálculos de geometría y selección de propulsión; la tercera investigación, se encargó de buscar un adecuado sistema electrónico para ajustarlo a una aeronave no tripulada; ahora, en la parte de del diseño de un avión V/TOL el espectro de investigaciones realizadas se estrecha mucho mas, debido a que este tema específico no se ha tocado, por lo que en cuanto a este tema no se tiene antecedentes.

1.2. DESCRIPCIÓN Y FORMULACIÓN DEL PROBLEMA.

En Colombia, el sector aeronáutico requiere de cambios importantes, como innovaciones en lo referente al diseño de aeronaves. En este aspecto, se ha visto la necesidad de implementar varias soluciones a un problema de orden público y otros aspectos de seguridad y organización, como lo es: la localización exacta del enemigo en un combate, búsqueda y hallazgo de personas desaparecidas, ayuda en labores de rescate, reconocimiento de tropa y terreno, vigilancia del espacio marítimo y aéreo, vigilancia de redes eléctricas y torres de energía, redes de oleoductos, vigilancia en parques naturales, vigilancia de bosques y selvas, vigilancia en la prevención de propagación de incendios forestales, vigilancia en zonas urbanas y control de tráfico entre otras, para esto se diseñará una aeronave no tripulada con despegue y aterrizaje vertical, lo cual hace que ésta sea muy versátil y pueda cumplir con sus objetivos.

Para este diseño, es necesario que se cuente con materiales no muy pesados, baja resistencia al avance, capacidad de control y bajos costos de reparación y mantenimiento, es por eso que una aeronave no tripulada, debe ser diseñada con el fin, que contribuya con estas características, que tenga el mecanismo de despegue y aterrizaje vertical. La construcción de un nuevo modelo de aeronave, implica el diseño de cada una de las partes que lo conforman bajo un margen de seguridad y confiabilidad. La falta del diseño de un avión no tripulado para reconocimiento, y la necesidad del desarrollo de este proyecto, hacen que sea imprescindible plasmar y responder la siguiente pregunta:

¿Es posible diseñar un avión no tripulado con despegue y aterrizaje vertical, liviano para que pueda ser levantada en vuelo vertical por dos motores, y para que pueda utilizarse como avión de reconocimiento?

1.3. JUSTIFICACIÓN.

La razón principal por la que se pretende realizar este proyecto, es la de optimizar las operaciones de las fuerzas militares, para el cumplimiento de sus objetivos, como el avance de la inteligencia militar. Además, se pretende no solo que este avión sea útil militarmente sino también que pueda ser usada en múltiples propósitos. En segunda instancia, este proyecto busca aportar nuevas ideas que promuevan el avance tecnológico a nivel nacional e incentivar la investigación en temas concernientes a este diseño. Cabe anotar que se cuentan con soportes técnicos y logísticos necesarios, por medio de los cuales se podrá llevar a cabo esta investigación. Por último, este proyecto pretende sintetizar todos los conocimientos adquiridos a lo largo de nuestra formación académica como ingenieros.

La importancia de la investigación radica en la necesidad de diseñar un avión no tripulado. Con el desarrollo de este diseño se contribuye al crecimiento de la aviación en este tipo de categoría de aviones, además se aporta un estudio serio del proceso entero para el diseño de aviones, el cual, servirá de base tanto para estudiantes como profesores, puesto que, este documento estará a la disposición de todo aquel que lo requiera.

1.4. OBJETIVOS DE LA INVESTIGACIÓN.

1.4.1. Objetivo general: Diseñar de forma preliminar un avión no tripulado, con despegue y aterrizaje vertical, que sea liviano, para su fácil transporte; y cuya función sea la de reconocimiento; además de la construcción de un modelo a escala para verificar sus condiciones de vuelo.

1.4.2. Objetivos específicos: Para el desarrollo del proyecto se plantean así:

- Investigar diferentes características aerodinámicas que tienen los aviones de este tipo.
- Evaluar diferentes configuraciones de estructuras aerodinámicas con el fin de encontrar la mejor opción.
- Realizar cálculos aerodinámicos y estructurales de forma preliminar.
- Seleccionar un sistema adecuado de navegación existente, para que este diseño cumpla con la misión establecida.

- Realizar el diseño de un avión no tripulado que cumpla con unos requerimientos básicos, como son: que sea liviano, para su fácil transporte; resistente; de despegue y aterrizaje vertical; con mínima resistencia aerodinámica y de fácil mantenimiento.
- Verificar condiciones de vuelo del avión a través de la construcción de un modelo a escala.
- Documentar en un informe escrito todas las investigaciones realizadas.

1.5. DELIMITACIÓN DEL PROBLEMA.

1.5.1. Alcances: El proyecto se llevará hasta una instancia de cálculos preliminares para realizar la construcción de un modelo a escala, y verificar sus condiciones de vuelo, para demostrar una interacción entre el diseño real y teórico. No se tendrá en cuenta la parte de manufactura del avión con navegación incluida; tampoco se diseñará el sistema de navegación y de propulsión, en lugar de ello, se seleccionarán herramientas que se acomode a las condiciones del proyecto.

1.5.2. Limitaciones: El proyecto de investigación se limita al diseño preliminar de un avión no tripulado, con despegue y aterrizaje vertical, de poco peso para facilitar su transporte. Las limitantes que se presentan para el desarrollo del proyecto son:

- Falta de recursos económicos para hacer una construcción real del diseño, con instrumentos de navegación a bordo.

- Acceso a un túnel de viento cuyas dimensiones sean apropiadas para realizar las pruebas aerodinámicas del diseño real.
- Falta de investigaciones realizadas en el tema de aviones no tripulados que tengan despegue y aterrizaje vertical.
- Restricción de espacio al interior del avión para transporte de carga paga, teniendo en cuenta las características del proyecto.
- Tecnología en motores pequeños que puedan ser utilizados para el despegue y aterrizaje vertical.
- Error humano en la realización de cálculos.
- Poco conocimiento que se tiene para diseñar un sistema de navegación, para hacer que el avión sea autónomo.
- Tecnología de instrumentos necesarios para satisfacer la misión adaptable a los requerimientos de la misma.

2. MARCO REFERENCIAL.

2.1. MARCO CONCEPTUAL.

- **Aeronave:** Estructura con capacidad de carga que puede moverse a través del aire, sustentada por su propia fuerza de ascensional, o bien por la acción dinámica del aire con sus superficies.
- **Aerodinámica:** Es la parte de la mecánica de fluidos que estudia los gases en movimiento y las fuerzas o reacciones a las que están sometidos los cuerpos que se hallan en ellos. A la importancia propia de la aerodinámica hay que añadir el valor de su aportación a la aeronáutica. De acuerdo con el número de *Mach* o velocidad relativa de un móvil con respecto al aire, la aerodinámica se divide en subsónica y supersónica según que dicho número sea inferior o superior a la unidad.
- **Estructura:** Es un mecanismo que soporta y transmite diferentes cargas y además provee integridad a los cuerpos.
- **JPO:** *Joint UAV Program Office.*
- **Motor:** Máquina que convierte energía en movimiento o trabajo mecánico. La energía se suministra en forma de combustible químico, como gasóleo o gasolina, en este caso un combustible con 10% de nitro-metano y aceite de ricino, y el trabajo mecánico que proporciona suele ser el movimiento rotatorio de un árbol o eje.

- **Navegación:** Ciencia que determina la posición de un barco, avión o misil teledirigido, y que traza una dirección para llevar de forma segura y sin obstáculos el aparato desde un punto a otro.
- **UAV:** (*Unmanned aerial vehicle*) Aeronave no tripulada.

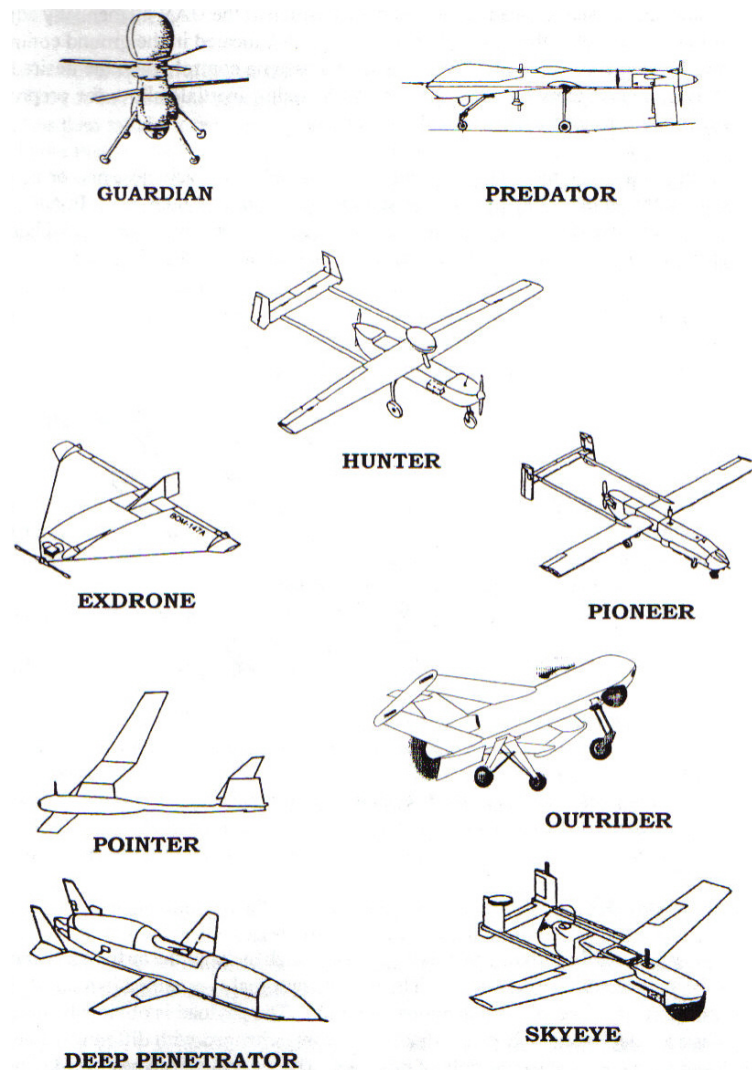
2.2. MARCO LEGAL O NORMATIVO.

En Colombia las aeronaves no tripuladas de este tipo no se basan todavía en un reglamento, por lo tanto no están sujetas a certificación por parte de la Aeronáutica civil, por lo que no se va a tener en cuenta durante el proceso de diseño y construcción.

2.3. MARCO TEÓRICO.

2.3.1. Generalidades: Existen tres tipos de aeronaves, excluyendo misiles, que pueden volar sin ser piloteadas. Estos son los vehículos aéreos no tripulados, por sus siglas en inglés “UAV” (*unmanned aerial vehicles*), vehículos piloteados por control remoto, cuyas siglas en inglés corresponden a “RPV” (*remotely piloted vehicles*), y los “drones” o aeronaves radios guiadas. Todas estas son por supuesto aeronaves no tripuladas por eso el nombre de “*unmanned air vehicle*” o “UAV” puede ser puesto como el título genérico. Algunas personas usan la intercambiabilidad de los términos “UAV” o “RPV”, pero la verdad es que el “RPV” es controlado o piloteado desde una locación, así un RPV siempre es un “UAV”, pero un UAV, que realiza misiones preprogramadas autónomas no siempre es un “RPV”.

Figura 1. Algunos UAV's típicos.



Fuente: HOLDER, Bill. *Unmanned Air Vehicles, an illustrated study of UAV's*.

En el pasado, estas aeronaves fueron llamadas “*Drones*”, que son aviones sin piloto controlados por señales de radio. Sin embargo, el término de “*Drone*” connota un vehículo que tiene flexibilidad limitada para realizar misiones sofisticadas y que vuela persistentemente, monótonamente y de una manera indiferente, como un avión objetivo teleguiado (*target drone*). Así como el “UAV” es controlado manualmente o por un sistema de navegación preprogramado, este no necesariamente debe ser pensado que deba ser controlado por alguien que tenga

habilidades de piloto. Los UAV usados por los militares usualmente tienen auto piloto y sistema de navegación que mantiene la actitud, altitud y la guía con respecto a la tierra.

El control manual usualmente significa controlar la posición del UAV ajustando manualmente el rumbo, altitud, velocidad, etc., a través de interruptores o "joystick" (palanca de mando) localizado en una estación de control en tierra, pero permitiendo que el auto piloto estabilice el vehículo y que asuma el control cuando el curso deseado sea el obtenido.

Los sistemas de navegación de varios tipos (GPS, radio, INS (sistema de navegación inercial)) permiten la preprogramación de misiones que podrían o no ser manejadas manualmente. Como mínimo un sistema típico de UAV's está compuesto por vehículos aéreos, uno más controles de tierra y estaciones de control y planeación, carga paga y transmisión de datos. En adición muchos sistemas incluyen lanzamiento y subsistemas de restablecimiento, controles de tierra y equipos de mantenimiento.

Algunos términos usados que describen los sistemas de un UAV son:

- **MICRO:** Este es un nuevo término de clase de "UAV", que está en una etapa conceptual de desarrollo. Estos pueden ser vistos como el tamaño de un pájaro y la envergadura más o menos de 1ft.. Estos micro "UAV" produce toda una nueva serie de problemas asociada con los factores de escala, particularmente con el número Reynolds y la capa límite. Asumiendo que la carga paga y los problemas de motor, pueden ser resueltos, la baja carga alar de estos tipos de vehículos, pueden prohibir la operación en todas las condiciones ambientales.
- **MINI:** Esta categoría incluye el lanzamiento a mano, también tiene que tener algún tipo de lanzador. No es oficialmente definida por la "JPO" como una

clase de “UAV”, pero se han hecho muchos experimentos y demostraciones durante los últimos años.

- **TÁCTICO:** Este “UAV” es definido por la “JPO”, como un sistema que puede dar a tiempo y de una manera precisa y completa información del campo de batalla a las unidades de combate en tiempo real. Sus capacidades incluyen operación desde de aviones de carga y barcos anfibios de asalto.
- **AUTONOMÍA:** Este avión fue definido como estratégico y táctico y se divide en dos clases: Altitudes medias y altitudes altas. Sus sistemas son altamente costosos.

Figura 2. El UAV Sikorski Dragon Warrior.



Fuente: www.geocities.com/unicraftmodels/on/dragon-warrior/dragon-warrior.htm

2.3.2. Lanzamiento y equipo de recolección: Puede ser realizado por muchas técnicas desde el despegue y aterrizaje convencional hasta descenso vertical usando alas rotatorias, alas de fan, o motores rotatorios como es el caso de Anerkennung; un *Tilt Rotor* UAV; también se utilizan catapultas usando técnicas de lanzamiento de cohetes y arreglos neumáticos e hidráulicos. Las Redes son usadas también para capturar vehículos aéreos en espacios pequeños. Los

Paracaídas son usados para aterrizar en áreas pequeñas. Una ventaja de las alas rotatorias o vehículos movidos por fan, es la que no es necesario elaborar equipo de lanzamiento y recolección. Sin embargo, operaciones desde un barco, inclusive con vehículos de ala rotatoria necesita un vehículo de estabilidad.

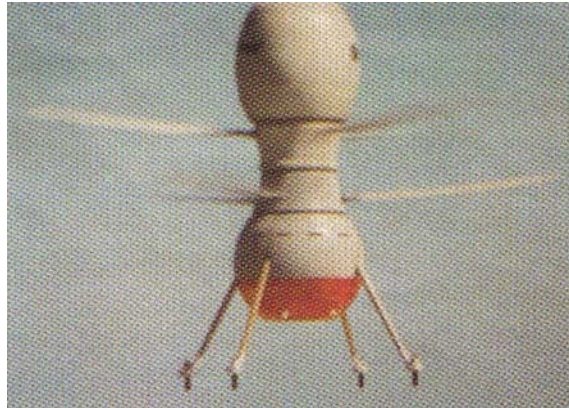
Figura 3. El UAV Guardián.



Fuente: FAHLSTROM, Paul. Introduction to UAV systems.

2.3.3. Carga paga: Es la última razón de tener un sistema UAV y normalmente es el subsistema más caro de un UAV, esto normalmente incluye cámaras de video de día e infrarrojo de noche para misiones de reconocimiento. Cámaras de fotos también son usadas. Si la misión designada lo requiere un láser es añadido a la máquina de imagen y los costos incrementan dramáticamente. Sensores de radar (indicador de movimiento) son también carga paga importante para la misión de reconocimiento. La otra gran categoría son los sistemas electrónicos, ellos incluyen sistemas de inteligencia. Otros sensores como los equipos que tienen sensibilidad química y metereológica son también considerados carga paga, y algunos UAV letales cargan explosivos como carga paga.

Figura 4. El UAV Sikorski CL-327.



Fuente: FAHLSTROM, Paul. *Introduction to UAV systems*.

Figura 5. El UAV Bell Eagle Eye 1.



Fuente: FAHLSTROM, Paul. *Introduction to UAV systems*.

2.3.4. Misiones: Definir las misiones de los UAV es una tarea difícil: (1) Porque hay muchas posibilidades. (2) Nunca ha habido suficientes sistemas en el campo para desarrollar todas las posibilidades. Dos divisiones mayores de los UAV son letales y no letales. Las misiones letales usualmente se realizan con UAV's expandibles y estos tienen la capacidad de lanzar armas. Los UAV's letales hoy en día son antirradiación, tienen misiles en las alas y vuelan en el espacio; son controlados por fibra óptica. Los no letales pueden ser indirectamente letales, pero la definición de letal implica necesariamente descargar un arma.

Figura 6. El UAV Bell Eagle Eye 2.



Fuente: FAHLSTROM, Paul. *Introduction to UAV systems*.

Las misiones de vigilancia y reconocimiento son las misiones de alta prioridad y las más frecuentes entre los UAV's. Estas misiones implican la detección e identificación de objetivos fijos y móviles día y noche. Una tercera y muy importante misión es la electrónica; escuchar y transmitir las comunicaciones del enemigo y analizar las características de estas transmisiones; escuchar las señales del enemigo y determinar sus características requiere de equipos electrónicos muy complejos y toma relativamente mucho tiempo. Estas tres misiones, son las misiones de los UAV's no letales, y se cree que más del 90% de las misiones son de este tipo. Hay otro tipo de misiones como comando y control, datos y comunicaciones y meteorológicas.

2.3.5. Breve historia de los Tiltrotor: La tecnología de *Tiltrotor* comenzó en los años 50 con el *modelo 1G de Transcendental* (Figura 7) y los helicópteros XV-3 de Bell. Bell pasó casi 10 años para que probaran la viabilidad del diseño de Tiltrotor. El XV-3 se convirtió en el primer avión de Tiltrotor para convertir completamente

sus rotores del modo del helicóptero al modo del aeroplano. Aunque el proyecto XV-3 lo tomó eventualmente la NASA para la prueba adicional, la información recopilada durante operaciones de vuelo ayudaría a Bell para otro proyecto que tendría más adelante el XV-15. Vino después la Bell X-22. (Figura 8).

Figura 7. Modelo 1G de Transcendental.



Fuente: http://www.tiltrotormech.com/tiltrotor_history.htm

Figura 8. Bell X-22.



Fuente: http://www.tiltrotormech.com/tiltrotor_history.htm

Este avión utilizó un diseño de rotación del ducto del fan que rotaba (rotating duct fan design). El X-22 pasó casi 20 años en prueba y desarrollo. Su último vuelo fue en octubre de 1984. Al mismo tiempo Bell también trabajaba en el XV-15 (Figura 9). La prueba de vuelo fue conducida en el centro de investigación de vuelo de Hugh L. Dryden a principio de los años 80. El XV-15 era la influencia primaria en el V-22 Osprey que conocemos hoy. En los inicios de los años 80, Bell y Boeing comenzaron a diseñar la versión militar del avión Tiltrotor. Los estudios iniciales parecían muy prometedores y los estudios de planeamiento y de desarrollo fueron

terminados. No fue hasta 1989 que el financiamiento para este proyecto se cayó. En 1994 al programa se le dio luz verde de nuevo para empezar su producción completa.

Figura 9. XV-15.



Fuente: http://www.tiltrotormech.com/tiltrotor_history.htm

Figura 10. Eagle eye.



Fuente: Fuente: http://www.tiltrotormech.com/tiltrotor_history.htm

El programa V-22 fue manejado desde una base de la marina en HMX-1 Quantico, VA. En 1998 el programa fue movido desde MCAF Quantico al río NAS Patuxent. El equipo de la prueba operacional del V-22 fue creado y realizó la prueba militar requerida. Durante la prueba el V-22 alcanzó 805 horas de vuelo y voló 522 salidas. La prueba fue muy acertada y fue calificada operacionalmente eficaz. El 8 de abril del 2000 el avión 04 se estrelló en un campo de aviación pequeño en Marana, AZ. 19 infantes de marina perdieron sus vidas ese día. El programa fue puesto a tierra por casi dos meses mientras que la investigación fue realizada.

Figura 11. Bell 609.



Fuente: Fuente: http://www.tiltrotormech.com/tiltrotor_history.htm

En diciembre del 2000 el avión 08 se estrelló en Jacksonville, NC, murieron 4 infantes de marina. La nueva tecnología de Tiltrotor diseñada para el futuro es por ejemplo el Eagle eye (Figura 10).

El Eagle Eye de Bell fue diseñado usando los principios aprendidos del programa de V-22 Osprey. Bell adoptó la tecnología de tiltrotor para las misiones sin tripulación (UAV). Esta aeronave no sólo podría vigilar un blanco a alturas elevadas sino que también podrá viajar a velocidades más rápidas que un UAV típico; el primer vuelo de este UAV fue a principios de 1992.

El V-22 Osprey va a cambiar la aviación como la conocemos hoy. No sólo es altamente adaptable a los usos militares sino que también se diseña perfectamente para el mercado civil. Bell 609. (Figura 11).

2.3.6. Tiltrotor (Rotación de los motores): Un avión *Tilt Rotor* es aquel capaz de rotar los motores de la posición horizontal a vertical para realizar operaciones de despegue y aterrizaje vertical; además combina la capacidad de hacer este tipo de vuelos como un helicóptero con la velocidad de un avión convencional de motor a pistón con motores dirigidos horizontalmente.

Como su nombre lo indica *Tilt Rotor* significa rotación de las hélices y motores, en un avión tilt rotor el grupo motor- hélice se llama Proprotors, para vuelo vertical los proprotors tienen un ángulo que dirigen el empuje hacia abajo para proveer sustentación. En este modo de operación el vuelo es idéntico al de un helicóptero; así cuando se llega a determinada altura los proprotors son rotados suavemente para que el empuje se dirija horizontalmente; así con la velocidad horizontal del avión la sustentación se va repartiendo entre el empuje vertical de los motores y la fuerza de sustentación del ala, a medida que el avión va ganando velocidad los proprotors siguen rotando muy suavemente hasta que quedan completamente horizontales, es decir las hélices quedan perpendiculares con la tierra, en este modo de operación la velocidad alcanzada exige que el ala por si sola con su fuerza hacia arriba de sustentación; mantenga al avión en vuelo horizontal como un avión convencional de motor a pistón horizontal.

Las ventajas de usar un UAV *tilt rotor* en misiones militares y otras misiones son múltiples, ya que estos aviones son muy versátiles para realizar misiones de reconocimiento y control; este avión espía con su alta eficiencia puede salir en un tiempo muy corto de una zona de peligro, puede realizar vuelos estacionarios para vigilancia permanente; además de realizar vuelos parecidos al de un helicóptero los *tilt rotor*, en su fase de vuelo horizontal producen menos ruido que un helicóptero convencional; por su velocidad y por la longitud reducida de las hélices.

3. METODOLOGÍA.

Para la solución al problema antes mencionado se va a desarrollar el diseño preliminar de un avión no tripulado para que pueda cumplir una misión de reconocimiento; además que logre despegar y aterrizar de forma vertical, que sea económico, liviano y fácil de transportar; y por último, que este avión pueda llegar a ser autónomo, en un futuro, a través de un sistema de navegación. Al concluir el desarrollo de este proyecto se espera poder comprobar que es posible combinar teorías de diseños existentes desde hace varios años, y basadas en cálculos teóricos, con simulaciones computacionales y modelación experimental, obtener un diseño óptimo que se adapte a la configuración de un avión no tripulado. Se pretende de la misma forma, desarrollar una metodología válida para realizar el diseño preliminar de un avión de este tipo, estableciendo la secuencia de análisis, dimensionamiento y modelación.

3.1. ENFOQUE DE LA INVESTIGACIÓN.

La técnica utilizada en este proyecto será la de transformar un conocimiento teórico adquirido a través de la carrera, en un diseño práctico que en un futuro pueda llegar a ser construido, de este modo el enfoque a emplear en esta investigación, corresponde a la de tipo histórico – hermenéutico, cuyo interés es lo práctico dirigido a la comprensión del mundo simbólico.

Para el desarrollo de este proyecto se tendrá como principal fuente de recolección de información el servicio de Internet, al cual se podrá acceder a reportes técnicos relacionados con el tema y a páginas de referencia como la NASA, donde se

encontrarán datos que serán utilizados en la investigación; por otro lado, se usarán diversidad de revistas y libros que contengan informaciones de vital importancia en el desarrollo del proyecto. Por último, las referencias de conocimientos adquiridos y de tutorías de profesores e ingenieros, podrán ser de utilidad a la hora de realizar los cálculos preliminares.

En este proyecto se necesitarán de herramientas informáticas tales como los programas: AAA (Aircraft Advanced Analysis), para el modelamiento del avión; Solid Edge, para la realización de planos; además se utilizarán instrumentos y herramientas, laboratorios de electrónica y mecánica. Con todos los elementos descritos anteriormente se llevará a cabo un análisis y se determinarán que datos son útiles para el diseño.

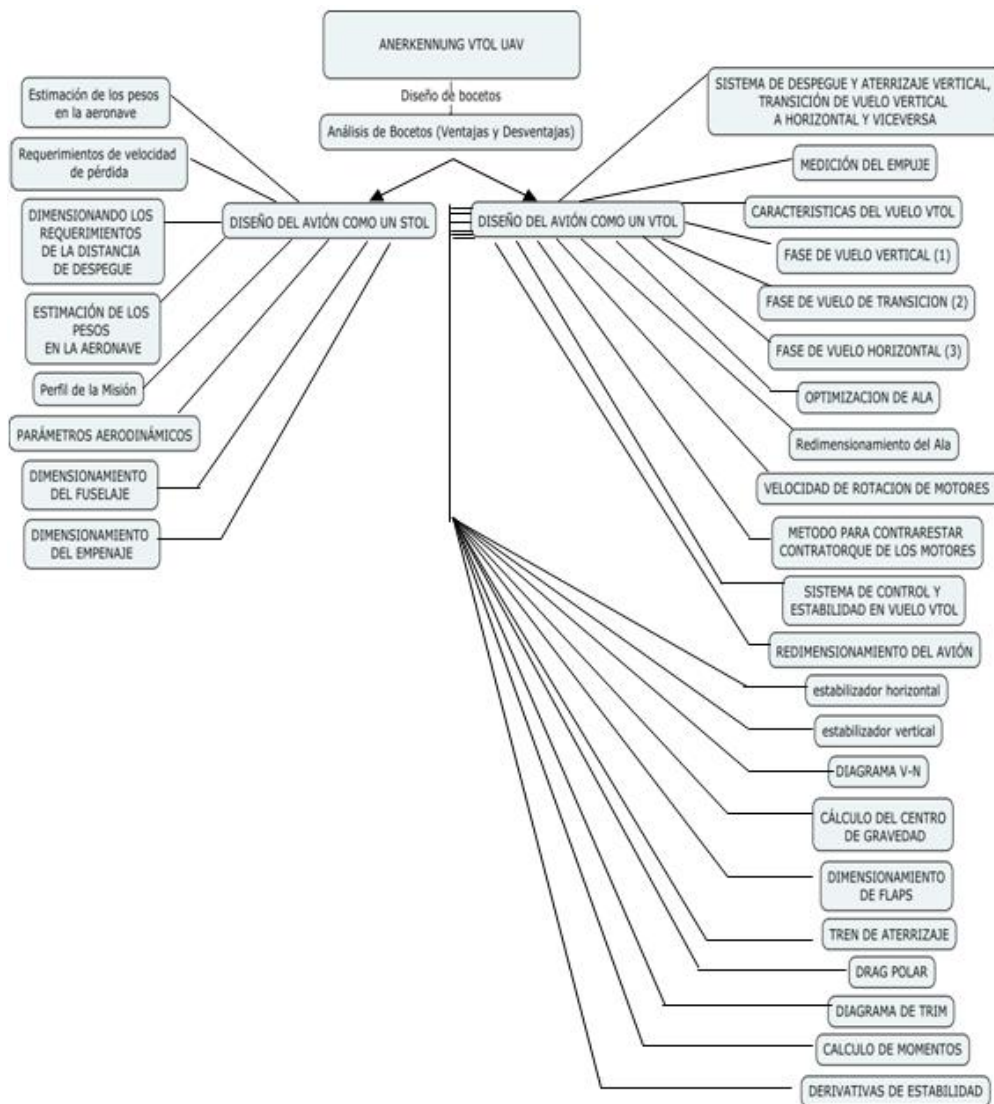
3.2. LÍNEA DE INVESTIGACIÓN / SUBLÍNEA / CAMPO TEMÁTICO.

- Diseño de aviones.
- Aviones no tripulados.
- Estructuras, aerodinámica y Aviónica.

4. DESARROLLO INGENIERIL.

Antes de comenzar a efectuar el diseño es necesario establecer un mapa conceptual en donde se indican los pasos o la secuencia a seguir, tal y como se ve en la *Figura 12*.

Figura 12. Mapa conceptual del proyecto.



4.1. PERFIL DE LA MISIÓN Y ESTIMACIÓN DE LOS PESOS DEL AVIÓN.

Para iniciar el diseño se hará un cálculo preliminar de la aeronave como si fuera un STOL, luego con esa geometría se determinará si es posible que opere como un VTOL y se realizarán los cambios que se requieran. A continuación se establecerán unos parámetros iniciales y una misión que el avión debe cumplir:

- ✓ **Carga paga:** Una cámara de video cuyo peso no excede de 1,5 *Lb*.
- ✓ **Rango:** 20 *Km* con máxima carga paga. Reservas de combustible igual a 25% requerida por la misión. Incluye 5 minutos de Loiter.
- ✓ **Altitud:** 10000 *ft* (para el rango de diseño).
- ✓ **Velocidad en crucero:** 50 *Knots* al 75% de potencia a 10000 *ft*.
- ✓ **Ascenso:** 800 *ft/min* a W_{TO} máximo.
- ✓ **Autonomía:** 2 *h* con máxima carga paga.
- ✓ **Despegue y Aterrizaje:** 100 *m* de pista al nivel del mar, en un día estándar, para operación como STOL. Rendimiento al aterrizaje: $W_L = W_{TO}$
- ✓ **Planta de poder:** Hélice (Propeller).

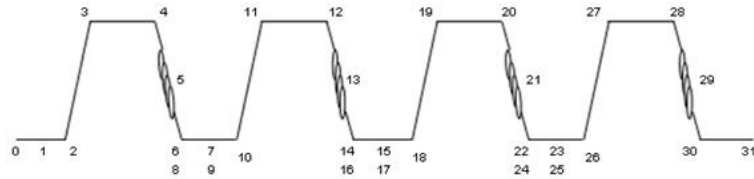
$$W_{TO} = W_{OE} + W_F + W_{PL} + W_{crew} \quad (1)$$

$$W_F = W_{F\ used} + W_{F\ reserve} \quad (2)$$

- W_{PL} : Peso de la carga paga.
- W_{crew} : Peso de la tripulación.
- W_F : Peso del combustible.
- W_{OE} : Peso operacional en vacío.
- $W_{F\ used}$; $W_{F\ reserve}$: Pesos del combustible usado y de reserva.

La primera consideración de diseño del avión es que tendrá dos motores de hélice. Según las *Tablas 1 y 2*, se pueden determinar algunas fracciones de combustible para las secciones de la misión.

Figura 13. Perfil de la misión.



- | | | |
|--------------------------------------|---------------------------------------|---------------------------------------|
| 0. Encendido y Arranque motor. | 11. Ascenso. | 23. Aterrizaje, Taxi, Corte de motor. |
| 1. Taxi. | 12. Crucero. | 24. Encendido y Arranque motor. |
| 2. Despegue. | 13. Loiter. | 25. Taxi. |
| 3. Ascenso. | 14. Descenso. | 26. Despegue. |
| 4. Crucero. | 15. Aterrizaje, Taxi, Corte de motor. | 27. Ascenso. |
| 5. Loiter. | 16. Encendido y Arranque motor. | 28. Crucero. |
| 6. Descenso. | 17. Taxi. | 29. Loiter. |
| 7. Aterrizaje, Taxi, Corte de motor. | 18. Despegue. | 30. Descenso. |
| 8. Encendido y Arranque motor. | 19. Ascenso. | 31. Aterrizaje, Taxi, Corte de motor. |
| 9. Taxi. | 20. Crucero. | |
| 10. Despegue. | 21. Loiter. | |
| | 22. Descenso. | |

Tabla 1. Fracciones de combustible sugeridas para varias fases de una misión.

Mission Phase No. (See Fig.2.1)	Engine Start, Warm-up	Taxi	Take-off	Climb	Descent	Landing Taxi, Shutdown
1		2	3	4	7	8
Airplane Type:						
1. Homebuilt	0.998	0.998	0.998	0.995	0.995	0.995
2. Single Engine	0.995	0.997	0.998	0.992	0.993	0.993
3. Twin Engine	0.992	0.996	0.996	0.990	0.992	0.992
4. Agricultural	0.996	0.995	0.996	0.998	0.999	0.998
5. Business Jets	0.990	0.995	0.995	0.980	0.990	0.992
6. Regional TBP's	0.990	0.995	0.995	0.985	0.985	0.995
7. Transport Jets	0.990	0.990	0.995	0.980	0.990	0.992
8. Military Trainers	0.990	0.990	0.990	0.980	0.990	0.995
9. Fighters	0.990	0.990	0.990	0.96-0.90	0.990	0.995
10. Mil. Patrol, Bomb, Transport	0.990	0.990	0.995	0.980	0.990	0.992
11. Flying Boats, Amphibious, Float Airplanes	0.992	0.990	0.996	0.985	0.990	0.990
12. Supersonic Cruise	0.990	0.995	0.995	0.92-0.87	0.985	0.992

Notes: 1. The numbers in this table are based on experience or on judgment.
 2. There is no substitute for common sense! If and when common sense so dictates, the reader should substitute other values for the fractions suggested in this table.

Fuente: Jan Roskam, Airplane Design, Tomo I.

Tabla 2. Valores sugeridos para algunos datos de crucero y loiter.

Mission Phase No. (See Fig.2.1)	Cruise			Loiter				
	L/D	c_j	c_p	η_p	L/D	c_j	c_p	η_p
	lbs/lbs/hr				lbs/lbs/hr			
	5				6			
Airplane Type								
1. Homebuilt	8-10*		0.6-0.8	0.7	10-12		0.5-0.7	0.6
2. Single Engine	8-10		0.5-0.7	0.8	10-12		0.5-0.7	0.7
3. Twin Engine	8-10		0.5-0.7	0.82	9-11		0.5-0.7	0.72
4. Agricultural	5-7		0.5-0.7	0.82	8-10		0.5-0.7	0.72
5. Business Jets	10-12	0.5-0.9			12-14	0.4-0.6		
6. Regional TBP's	11-13		0.4-0.6	0.85	14-16		0.5-0.7	0.77
7. Transport Jets	13-15	0.5-0.9			14-18	0.4-0.6		
8. Military Trainers	8-10	0.5-1.0	0.4-0.6	0.82	10-14	0.4-0.6	0.5-0.7	0.77
9. Fighters	4-7	0.6-1.4	0.5-0.7	0.82	6-9	0.6-0.8	0.5-0.7	0.77
10. Mil. Patrol, Bomb, Transport	13-15	0.5-0.9	0.4-0.7	0.82	14-18	0.4-0.6	0.5-0.7	0.77
11. Flying Boats, Amphibious, Float Airplanes	10-12	0.5-0.9	0.5-0.7	0.82	13-15	0.4-0.6	0.5-0.7	0.77
12. Supersonic Cruise	4-6	0.7-1.5			7-9	0.6-0.8		

- Notes: 1. The numbers in this table represent ranges based on existing engines.
 2. There is no substitute for common sense! If and when actual data are available, these should be used.
 3. A good estimate for L/D can be made with the drag polar method of Sub-section 3.4.1.
 * Homebuilts with smooth exteriors and/or high wing loadings can have L/D values which are considerably higher.

Fuente: Jan Roskam, *Airplane Design, Tomo I.*

Así con la ayuda de estas tablas se puede determinar las fracciones de combustible para cada fase de vuelo, teniendo en cuenta la numeración asignada para cada una de las mismas y de este modo hallar M_{ff}

$$M_{ff} = \frac{W_0}{W_{TO}} * \prod_{i=n}^{W_0} \frac{W_{i+1}}{W_i} \quad (3)$$

$$M_{ff} = 0,8411$$

De la misma manera también se pueden hallar otros datos importantes tales como:

$$R_{cruise} = 375 * \left[\frac{\eta_p}{c_p} \right]_{cruise} * \left[\frac{L}{D} \right]_{cruise} * Ln \left[\frac{W_3}{W_4} \right] \quad (4)$$

$$R_{cruise} = 3,1069 \text{ sm}$$

$$\eta_p = 0,82$$

$$c_p = 0,5 \text{ Lb} / \text{Hp} / \text{h}$$

$$\frac{L}{D} = 8$$

Se puede estimar que la velocidad de Loiter es aproximadamente el 60 % de la velocidad de crucero y además por la *Tabla 2*, se puede ver que:

$$E_{loiter} = 375 * \left[\frac{1}{V_{loiter}} \right] * \left[\frac{\eta_p}{c_p} \right]_{loiter} * \left[\frac{L}{D} \right]_{loiter} * Ln \left[\frac{W_4}{W_5} \right] \quad (5)$$

$$E_{loiter} = 1/12 \text{ h}$$

$$V_{loiter} = 34,5234 \text{ mph}$$

$$c_p = 0,5 \text{ Lb} / \text{Lb} / \text{h}$$

$$\eta_p = 0,72$$

$$\frac{L}{D} = 11$$

Según características de diseño de la aeronave se estima que ésta tendrá un peso máximo de despegue de: $W_{TO} = 10 \text{ Lb}$, por lo tanto es posible determinar el valor de los demás pesos como sigue.

Este peso es determinado en relación con otro tipo de pesos:

$$W_{F \text{ used}} = (1 - M_{ff}) * W_{TO} \quad (6)$$

$$W_F = (1 - M_{ff}) * 1,25 * W_{TO} \quad (7)$$

$$W_{OE \text{ tentativo}} = W_{TO \text{ guess}} - W_F - W_{PL} \quad (8)$$

$$W_E = W_{OE \text{ tentativo}} - W_{fTO} - W_{crew} \quad (9)$$

En resumen los pesos del avión son:

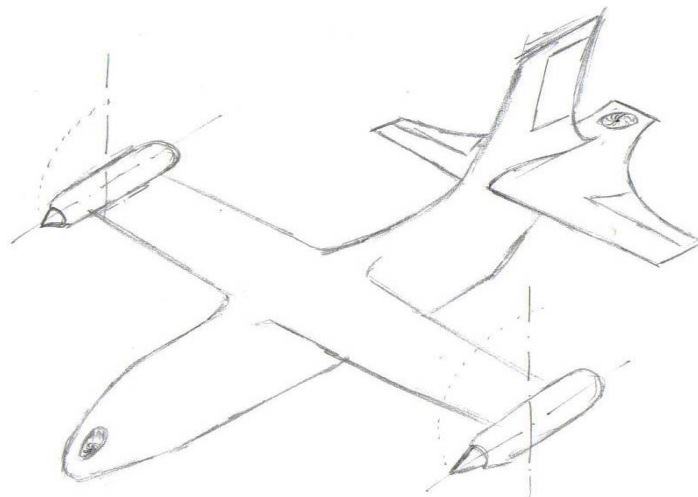
$$W_{TO} = 10 \text{ Lb} \quad W_E = 6,463 \text{ Lb} \quad W_F = 1,987 \text{ Lb} \quad W_{PL} = 1,5 \text{ Lb}$$

$$W_{ffo} = 0,05 \text{ Lb} \quad W_{F \text{ used}} = 1,5896 \text{ Lb} \quad W_{OE \text{ tentativo}} = 6,513 \text{ Lb}$$

4.2. BOCETOS PRELIMINARES.

En la etapa inicial del diseño ingenieril se realizan diferentes bosquejos conceptuales que se acercan o asemejan al diseño final preliminar, estos dibujos preliminares se analizan para encontrar ventajas y desventajas con el fin de poder modificarlos y establecer un dibujo final preliminar, éste debe tener la geometría y forma deseada que se aplicará al diseño final, también éste debe reunir todas las ventajas de los bocetos preliminares y eliminar, si es posible, todas las desventajas, sobre este boceto final preliminar se hacen cálculos y modificaciones, se valida el diseño y se empieza el proceso de construcción para después hacer el ensamble final del avión y comenzar el desarrollo de las pruebas de vuelo, durante éstas pruebas se pueden hacer pequeños o grandes cambios pero sin alterar la geometría seleccionada, sin embargo durante cualquiera de éstos procesos se adoptarán y aplicarán cambios sustanciales que ayudarán y mejorarán la eficiencia, rendimiento, actitud del avión en diferentes fases de vuelo para poder cumplir con la misión que se propone.

Figura 14. Boceto alternativa 1.



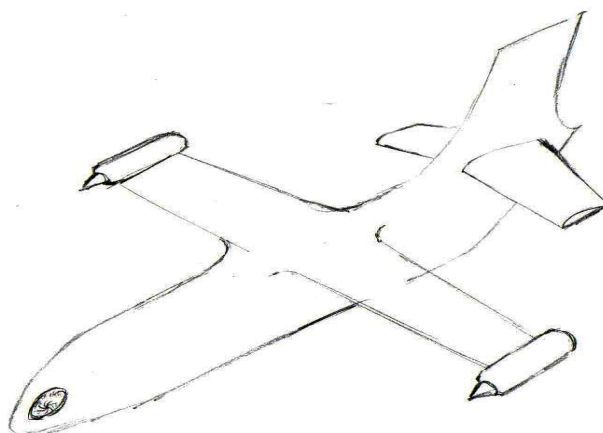
4.2.1. Descripción del alternativa 1: Este boceto tiene una configuración ala alta y un empenaje convencional, en la punta trasera y en la punta final del fuselaje se ubicaron dos motores eléctricos con el fin de controlar la actitud del avión cuando este tiene un pitch negativo o positivo en vuelo vertical, cabe anotar que estos motores solo entrarán en funcionamiento en ésta fase de vuelo. Para ver la configuración que tiene se puede observar la *Figura 14* y *Tabla 3*.

Tabla 3. Viabilidad alternativa 1.

VENTAJAS.	DESVENTAJAS.
1. Los dos motores eléctrico en la punta del fuselaje y en la parte trasera del fuselaje hacen que este avión tenga una respuesta de control y estabilidad en vuelo vertical rápida.	1. Sin embargo, el acople de éstos dos motores en el avión hacen que se aumente sustancialmente el peso, pues además de los motores, se deben incluir las baterías para que éstos funcionen, este peso extra hace que se elimine esta alternativa de diseño.

4.2.2. Descripción alternativa 2: Este boceto tiene la misma configuración del anterior boceto, una configuración ala alta y un empenaje convencional, los motores se encuentran unidos por un eje que atraviesa el ala de punta a punta, permitiendo que los motores giren al mismo tiempo, en la nariz se encuentra un hueco pasante donde esta ubicado un motor eléctrico el cual tiene la función de controlar la estabilidad en el eje longitudinal, controla el *pitch* del avión así: cuando el avión tiene una actitud de *pitch* negativa se activa este motor por una señal que proviene de un mini *gyro* electrónico, si el avión tiene una actitud de *pitch* positiva el motor eléctrico cambia su polaridad y por lo tanto cambia el sentido de giro permitiendo el control del *pitch* y ubicando el avión en una actitud de vuelo o posición totalmente horizontal. (Obsérvese en la *Figura 15* y *Tabla 4*).

Figura 15. Boceto alternativa 2.



En este proceso de la elaboración de los bocetos preliminares, aparece otra variable que tiene que ser controlada. Los motores del UAV están ubicados en la punta del plano y éstos tiene el mismo sentido de giro, este giro del motor a altas revoluciones hace un momento sobre el centro del avión, si ésta variable no es controlada es posible que el avión en despegue vertical empiece a girar sobre su propio eje, asemejado a lo que podía ocurrir si un helicóptero pierde o falla su rotor de cola, esta situación es de primordial importancia para éste avión por lo tanto se dibuja el siguiente diseño.

Tabla 4. Características de la alternativa 2.

VENTAJAS	DESVENTAJAS
1. Buen control y una respuesta rápida del <i>pitch</i> con el motor eléctrico cuando el avión se desestabiliza en una sola actitud, puede ser <i>pitch</i> negativo o <i>pitch</i> positivo, pero si el avión se desestabiliza en estas dos	1. Una respuesta muy demorada si el avión cambia de actitud de <i>pitch</i> negativo a <i>pitch</i> positivo en un tiempo corto, ya que el motor eléctrico tendría que activarse para controlar una de las actitudes y luego detenerse y girar en el otro sentido

<p>actitudes una seguida de la otra en un tiempo corto puede ocurrir que se descontrole el avión (ver desventajas).</p>	<p>este proceso lleva mucho tiempo y se correría el riesgo de perder el control del avión en despegue vertical por la demora de respuesta en la funcionalidad del motor eléctrico.</p>
<p>2. Para el control del momento de <i>roll</i>, existe otro <i>gyro</i> que envía una señal a un servo motor que acelera y desacelera cada uno de los motores.</p>	<p>2. Debido a que los motores están unidos por un eje de rotación los motores no pueden girar independientemente por lo tanto es imposible controlar el momento de yaw que se produciría si el avión se desestabiliza en el eje Z.</p>
	<p>3. El peso que implica la inclusión de un motor eléctrico mas el peso de las baterías para que funcione éste motor, hacen que no se tenga en cuenta esta alternativa, ya que lo que se quiere es disminuir al máximo el peso bruto de despegue.</p>

4.2.3. Descripción alternativa 3: Este boceto tiene un hoyo pasante en la mitad del fuselaje, donde se ubica el centro de gravedad, en este hoyo se ubica un único motor, las características que tiene este motor es que tiene dos hélices con diferente sentido de giro, son hélices contra rotatorias, éstas hacen que se elimine el momento generado por la fuerza de los motores, éste se llama momento de torque. La vista de frente del avión tiene un ducto de entrada que permite el libre ingreso del aire hacia el motor, como se ve en el dibujo, el conjunto motor gira respecto a un eje que va fijo al fuselaje para permitir las diferentes fases de vuelo. Para visualizar el modelo véase la *Figura 16* y *Tabla 5*.

Figura 16. Boceto alternativa 3.

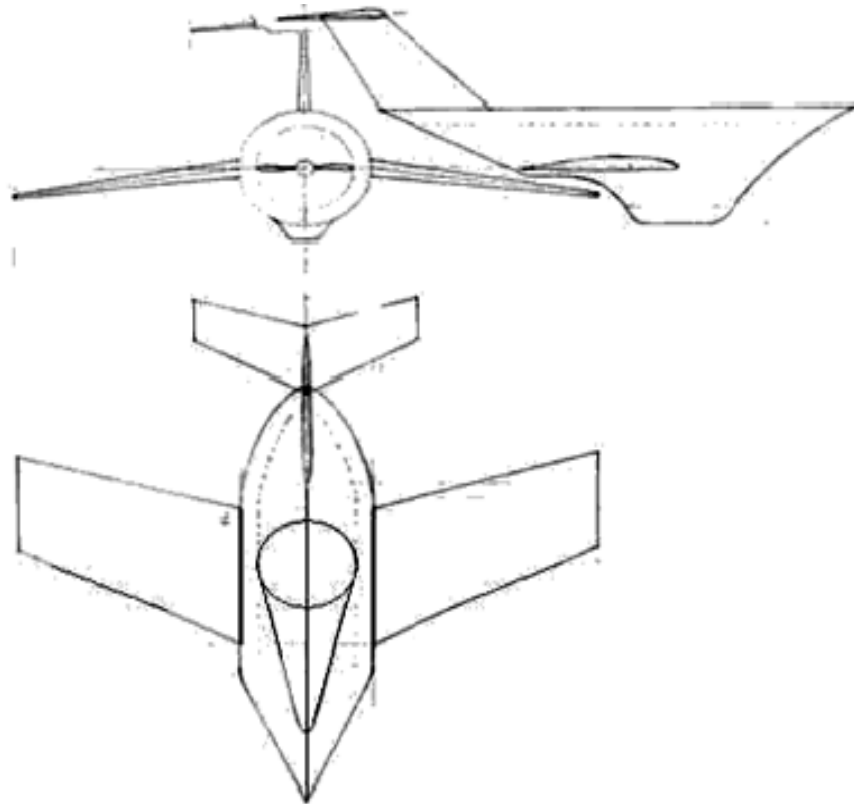


Tabla 5. Ventajas y desventajas del alternativa 3.

VENTAJAS	DESVENTAJAS
<p>1. La inclusión de un motor con hélices contra rotatorias permiten el control del momento generado por la fuerza de los motores, el torque se contra resta mutuamente con el movimiento en sentido contrario de las hélices.</p>	<p>1. En el momento de la construcción y selección de este tipo de motor, se analiza la dificultad para encontrar una hélice que tenga la misma eficiencia que una normal, que gire en sentido contra las manecillas del reloj, para la selección de está hélice contra rotatoria habría que fabricarla, esto podría tomar un</p>

	<p>tiempo mas no estimado que aumentaría el tiempo de construcción de la aeronave, además se incurriría en costos altos, ya que este tipo de hélices con una caja de reducción especial son mucho mas costosas que las que hay actualmente en el mercado, que giran al mismo sentido, por lo tanto no se toma en cuenta este tipo de diseño.</p>
<p>2. La disminución de peso, puesto que sería un solo motor que estaría acoplado al avión.</p>	<p>2. El control del momento de <i>roll</i>, <i>yaw</i> y <i>pitch</i> no son posibles con solo éste motor con hélices contra rotatorias, solo sería posible con motores eléctricos en la punta de los planos y otros dos en la punta delantera y trasera del fuselaje respectivamente, por lo tanto por esta razón tampoco se tiene en cuenta este diseño, por el incremento sustancial del peso.</p>

4.2.4. Descripción alternativa 4: Este boceto (*Figura 17 y Tabla 6*) tiene los dos motores en la punta de los planos y se mueven independientemente, por servomotores independientes, la configuración es un avión tilt-rotor con motores que se mueven independientemente, de ala alta y empenaje convencional.

Figura 17. Boceto alternativa 4.

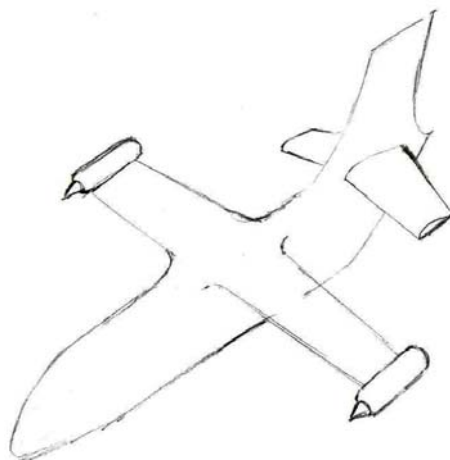


Tabla 6. Cualidades de la alternativa 4.

VENTAJAS	DESVENTAJAS
<p>1. Como el movimiento de los motores es completamente independiente uno del otro, es posible controlar el momento de <i>pitch</i>, y <i>yaw</i>, cambiando el ángulo entre los motores cuando el avión está en la fase de despegue vertical, para controlar el momento de <i>roll</i>, es posible controlarlo con este sistema acelerando los motores con unos servos que recibirían una señal de los <i>gyro</i>.</p>	<p>1. La respuesta de recuperarse del estado perturbado de estabilidad en vuelo vertical con solo el movimiento de los motores, es muy lento, ya que se necesitan respuestas rápidas e inmediatas para poder corregir las actitudes de desequilibrio que se pudieran presentar en esta fase de vuelo, por esta razón se tiene que asumir un cambio sustancial en el diseño de esta etapa de fase de vuelo, ya que es la mas crítica y es la que necesitamos controlar con mayor exactitud y rapidez, por este motivo no se toma en cuenta este boceto.</p>

4.2.5. Descripción alternativa 5: Este boceto tiene la misma configuración que el anterior solo que éste incluye un *ducted-fan* con unas superficies de control que van a estar funcionando en el momento de despegue y aterrizaje vertical, para poder controlar cualquier inestabilidad de *pitch*, *yaw* y *roll*, las superficies de control van a estar a la salida del *ducted-fan* después del motor como se ve en el dibujo de la *Figura 18* y *Tabla 7*.

Figura 18. Boceto alternativa 5.

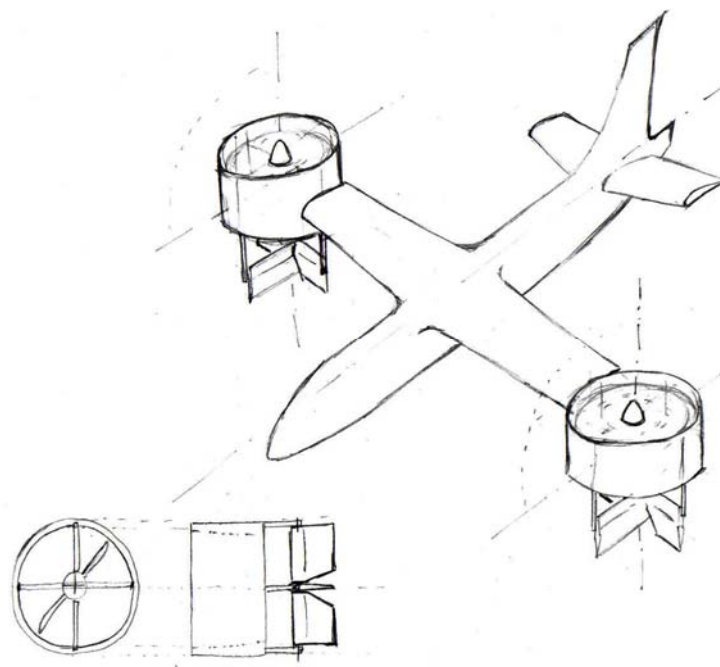


Tabla 7. Viabilidad del alternativa 5.

VENTAJAS	DESVENTAJAS
1. La velocidad de respuesta de este sistema es muy rápido, se puede controlar con estas superficies de control todos los momentos que se pueden inducir en despegue	1. La única desventaja que se puede observar con este boceto es cuando los motores están verticalmente ya que las aletas o superficies deflectoras de empuje quedan detrás

<p>vertical, como lo que se va a mover son las superficies de control para los momentos, es mucho mas fácil el control, es mas eficiente y la respuesta es mucho mas rápida.</p>	<p>del motor, por lo tanto la distancia desde el spinner hasta el borde de salida de las superficies deflectoras, es muy larga, por lo tanto los trenes principales y el de nariz se tienen que alargar un poco para que las aletas deflectoras no toquen el piso.</p>
--	--

La alternativa que mejor reúne las características para cumplir con la misión de reconocimiento de tropa y terreno es la 5, ya que con este sistema de *ducted fan* con superficies deflectoras de flujo, en la punta de los planos se pueden controlar todos los momentos que se pudieran inducir en el momento del vuelo vertical y la respuesta sería rápida.

4.3. REQUERIMIENTOS PARA VELOCIDAD DE PÉRDIDA SEGÚN FAR 23.

Según las FAR 23, para aeronaves con más de un motor y $W_{TO} < 6000 \text{ Lb}$, debe tener una velocidad de pérdida inferior de 61 knots , y puede ser con flaps arriba o abajo según el diseñador. Para determinar la velocidad de pérdida, al nivel del mar, sabemos que:

$$V_s = \left[\frac{2 * (W/S)}{\rho * C_{L \max}} \right]^{1/2} \quad (10)$$

De esta manera se puede hallar una ecuación de wing loading (W/S) en función del coeficiente $C_{L \max}$. También se sabe que por experimentos, los coeficientes de

sustentación típicos para un avión de dos motores pueden ser tomados de los siguientes rangos:

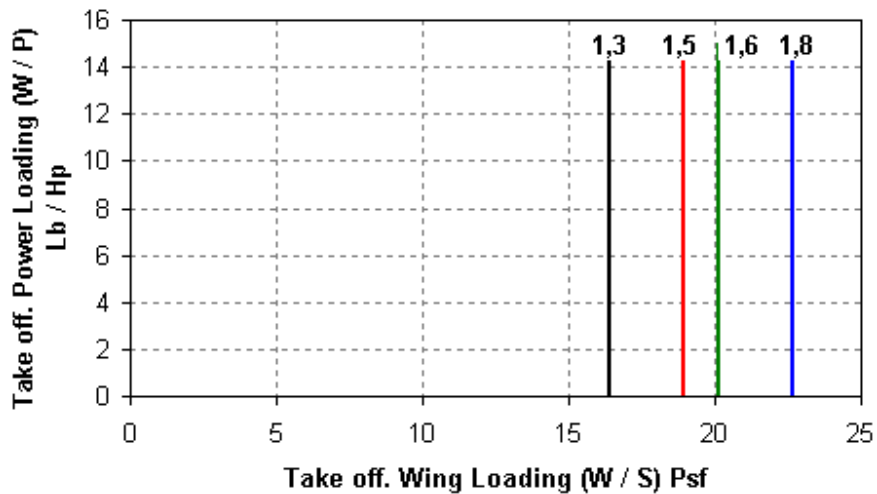
- Para el coeficiente de sustentación en limpio: 1,2 – 1,8
- Para el coeficiente de sustentación en despegue: 1,4 – 1,9
- Para el coeficiente de sustentación en aterrizaje: 1,6 – 2,5

$$\left(\frac{W}{S}\right) = 12,6 * C_{L \max} \left[\frac{Lb}{ft^2}\right] \quad (11)$$

Tabla 8. Valores determinados para stall.

$C_{L \max \text{ clean}} =$	1,3	1,5	1,6	1,8
$\left(\frac{W}{P}\right)_{\text{clean}} \left[\frac{Lb}{Hp}\right] =$	$\left(\frac{W}{S}\right)_{\text{clean}} [Psf] =$			
0	16,38056291	18,9006495	20,1606928	22,6807794
5	16,38056291	18,9006495	20,1606928	22,6807794
10	16,38056291	18,9006495	20,1606928	22,6807794
15	16,38056291	18,9006495	20,1606928	22,6807794

Figura 19. Gráfica de $\left(\frac{W}{P}\right)$ vs. $\left(\frac{W}{S}\right)$.



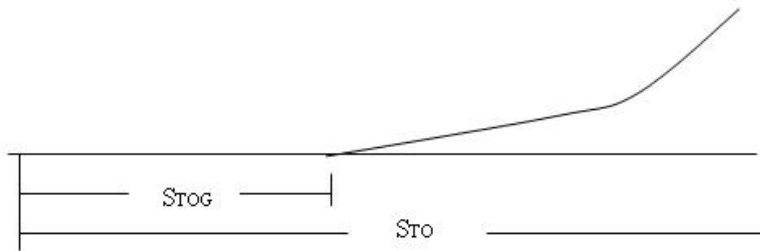
4.4. DIMENSIONANDO LOS REQUERIMIENTOS DE LA DISTANCIA DE DESPEGUE SEGÚN FAR 23.

Las distancias de despegue de las aeronaves son determinadas por diversos factores tales como: La velocidad de despegue, el peso de la aeronave en esta etapa, la técnica que posea el piloto, los coeficientes de drag y de fricción en tierra, las características que tenga la hélice y la relación $\left(\frac{W}{P}\right)_{TO}$. Dada la distancia

de despegue en la *Figura 20*, como: $S_{TO} = 328,084 \text{ ft}$, es necesario cumplir los requerimientos de la siguiente ecuación:

$$S_{TO} = 8,134 * TOP_{23} + 0,0149 * TOP_{23}^2 \quad (12)$$

Figura 20. Definición de la distancia de despegue para vuelo STOL.



Fuente: Jan Roskam, Airplane Design, Tomo I.

Resolviendo la ecuación cuadrática y tomando sólo el valor positivo, se obtiene el valor de TOP_{23} , que es llamado el parámetro de despegue para la FAR 23:

$$TOP_{23} = 37,72754 \frac{Lb^2}{ft^2 * Hp}$$

Con este dato, tomando los cálculos al nivel del mar: $\sigma = 1$ y la siguiente ecuación, podemos obtener curvas de $\left(\frac{W}{P}\right)_{TO}$, para diferentes valores de $\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}$ y $C_{L \max TO}$, cumpliendo la distancia de despegue dada, así:

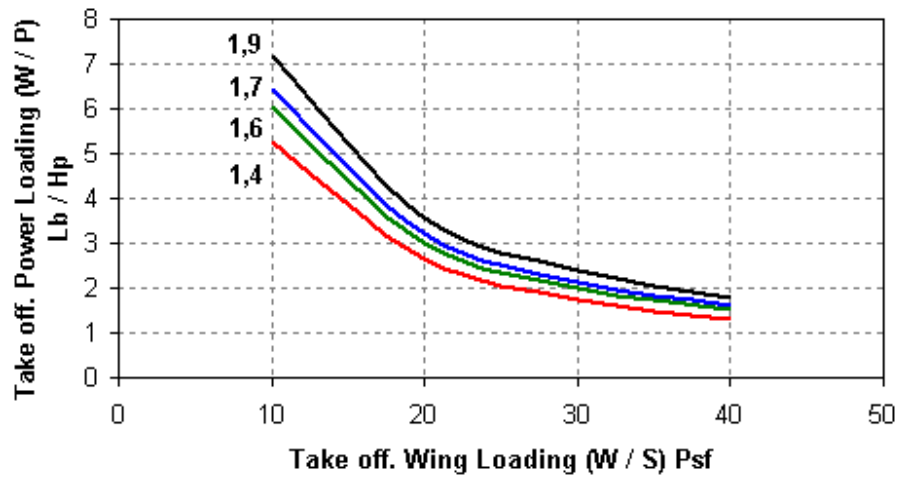
$$TOP_{23} = \frac{\left(\frac{W}{S}\right)_{TO} * \left(\frac{W}{P}\right)_{TO}}{\sigma * C_{L \max TO}} \quad (13)$$

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{TO} = \frac{37,72754 * C_{L \max TO}}{\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}} \quad \left[\frac{Lb}{Hp} \right]$$

Tabla 9. Valores determinados para despegue.

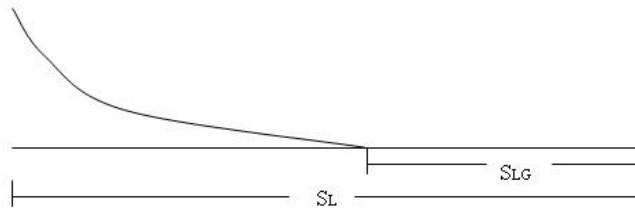
$C_{L \max TO} =$	1,4	1,6	1,7	1,9
$\left(\frac{W}{S}\right)_{TO} [Psf] =$	$\left(\frac{W}{P}\right)_{TO} \left[\frac{Lb}{Hp} \right] =$			
10	5,281855702	6,03640652	6,41368192	7,16823274
20	2,640927851	3,01820326	3,20684096	3,58411637
30	1,760618567	2,01213551	2,13789397	2,38941091
40	1,320463926	1,50910163	1,60342048	1,79205818

Figura 21. Efectos de $\left(\frac{W}{P}\right)_{TO}$, $\left(\frac{W}{S}\right)_{TO}$ y $C_{L \max TO}$ en el despegue.



4.5. DIMENSIONANDO LOS REQUERIMIENTOS DE LA DISTANCIA DE ATERRIZAJE SEGUN FAR 23.

Figura 22. Definición de FAR 23 de la distancia de aterrizaje para STOL.



Fuente: Jan Roskam, *Airplane Design*, Tomo I.

Se sigue trabajando con un motor propulsado por hélice en el aterrizaje, también se asume una longitud del campo de aterrizaje de 328,084 *ft* al nivel del mar. Por especificaciones de la aeronave se sabe que: $W_L = W_{TO}$.

$$S_L = 0,5136 * V_{SL}^2 \quad (14)$$

$$V_{SL} = 25,2744 \text{ Knots}$$

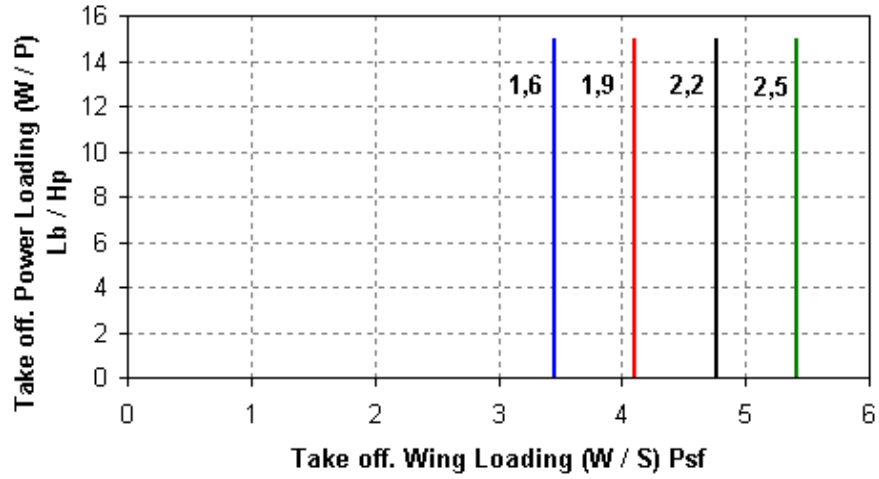
Este valor es menor a $V_S = 61 \text{ knots}$, entonces se diseña con el calculado, así:

$$V_{SL} = \left[\frac{2 * \left(\frac{W}{S} \right)_L}{\rho * C_{L \max L}} \right]^{1/2} \quad (15) \quad \left(\frac{W}{S} \right)_L = 2,16315 * C_{L \max L} \quad (16)$$

Tabla 10. Valores determinados para aterrizaje.

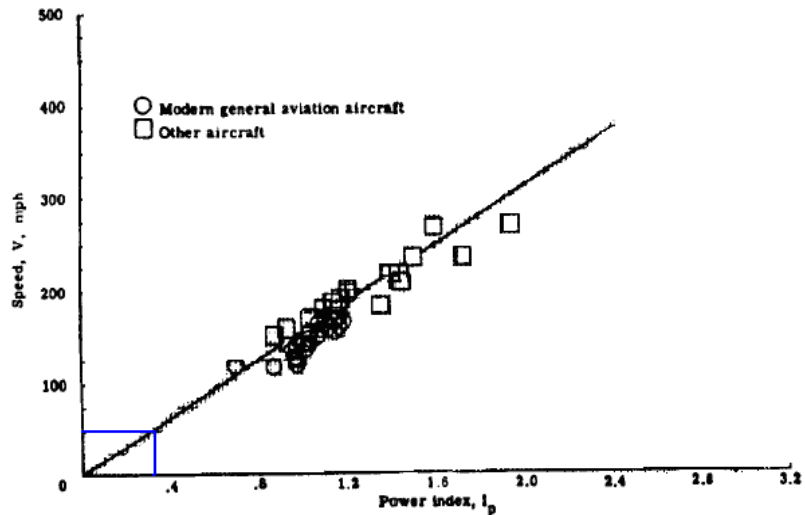
$C_{L \max L} =$	1,6	1,9	2,2	2,5
$\left(\frac{W}{P} \right)_L \left[\frac{Lb}{Hp} \right] =$	$\left(\frac{W}{S} \right)_L [Psf] =$			
0	3,461033512	4,1099773	4,75892108	5,40786486
5	3,461033512	4,1099773	4,75892108	5,40786486
10	3,461033512	4,1099773	4,75892108	5,40786486
15	3,461033512	4,1099773	4,75892108	5,40786486

Figura 23. Requerimientos para la distancia de aterrizaje requerida.



4.6. REQUERIMIENTOS DE VELOCIDAD DE CRUCERO SEGÚN FAR 23.

Figura 24. Correlación entre la velocidad del avión y el índice de potencia, para tren de aterrizaje fijo y configuración en cantiliver.



Fuente: Loftin, Jr, L. K. *Subsonic Aircraft: Evolution and the matching of size to performance*, NASA Reference Publication 1060, 1980.

Por las definiciones del diseño, se sabe que la velocidad de crucero es de 50 *Knots* (al 75 - 80% de la potencia) y a una altura de 10000 *ft* con el peso de despegue. En la *Figura 24*, se relaciona la velocidad de crucero deseada con el índice de potencia I_p . Por lo tanto, a una altura de 10000 *ft*, con la relación de densidades $\sigma = 0,7386$, y con $V = 50 \text{ Knots} = 57,539 \text{ mph}$, se tiene que: $I_p = 0,35$.

Ahora con esto, es posible calcular la relación existente entre $\left(\frac{W}{P}\right)_{cruise}$ y $\left(\frac{W}{S}\right)_{cruise}$.

$$I_p = \left[\frac{\left(\frac{W}{S}\right)_{cruise}}{\sigma * \left(\frac{W}{P}\right)_{cruise}} \right]^{\frac{1}{3}} \quad (17)$$

$$\left(\frac{W}{P}\right)_{cruise} = 31,5781 * \left(\frac{W}{S}\right)_{cruise}$$

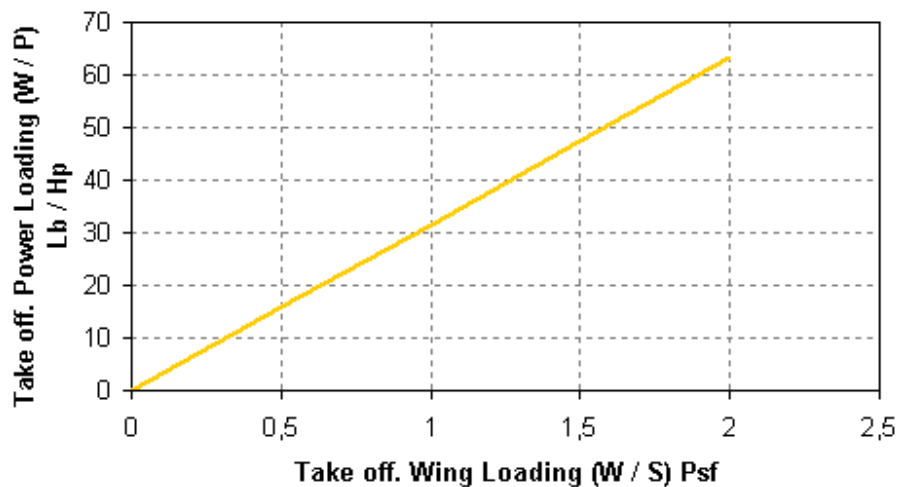
Tabla 11. Valores determinados para aterrizaje.

$\left(\frac{W}{S}\right)_{cruise} [Psf] =$	$\left(\frac{W}{P}\right)_{cruise} \left[\frac{Lb}{Hp}\right] =$
0	0
0,5	15,78887585
1	31,57775169
1,5	47,36662754
2	63,15550339

4.7. SUMARIO DE RESULTADOS.

Examinando la *Figura 26*, el punto P es algo muy razonable. Al hacer esta selección, la aeronave manejada por dos motores de pistón se caracteriza por los siguientes parámetros de diseño:

Figura 25. Velocidad de crucero.



Peso de despegue:	$W_{TO} = 10 \text{ Lb}$
Peso del combustible:	$W_F = 1,987 \text{ Lb}$
Peso en vacío:	$W_E = 6,463 \text{ Lb}$
Peso de combustible atrapado en las líneas:	$W_{fio} = 0,05 \text{ Lb}$
Peso de carga paga:	$W_{PL} = 1,5 \text{ Lb}$
Coefficiente de sustentación Limpio:	$C_{L_{max\ clean}} = 1,3$
Coefficiente de sustentación en Despegue:	$C_{L_{max\ TO}} = 1,4$
Coefficiente de sustentación en Aterrizaje:	$C_{L_{max\ L}} = 1,6$

El punto **P**, en la *Figura 26*, corresponde al valor de diseño del UAV, tanto en área (S), como en potencia (P) y con el cual se puede dar una geometría al avión; se ha seleccionado ese valor en principio, ya que es un dato que está dentro del área marcada por las tres gráficas (requerimientos de despegue, aterrizaje y crucero) y porque fácilmente puede ser variable a medida que se requieran cambios en el diseño buscando mejorar las características del avión.

Wing Loading en despegue:

$$\left(\frac{W}{S}\right) = 1,6 \text{ Psf}$$

Área:

$$S = 6,25 \text{ ft}^2$$

Power Loading en despegue:

$$\left(\frac{W}{P}\right) = 8 \frac{\text{Lb}}{\text{Hp}}$$

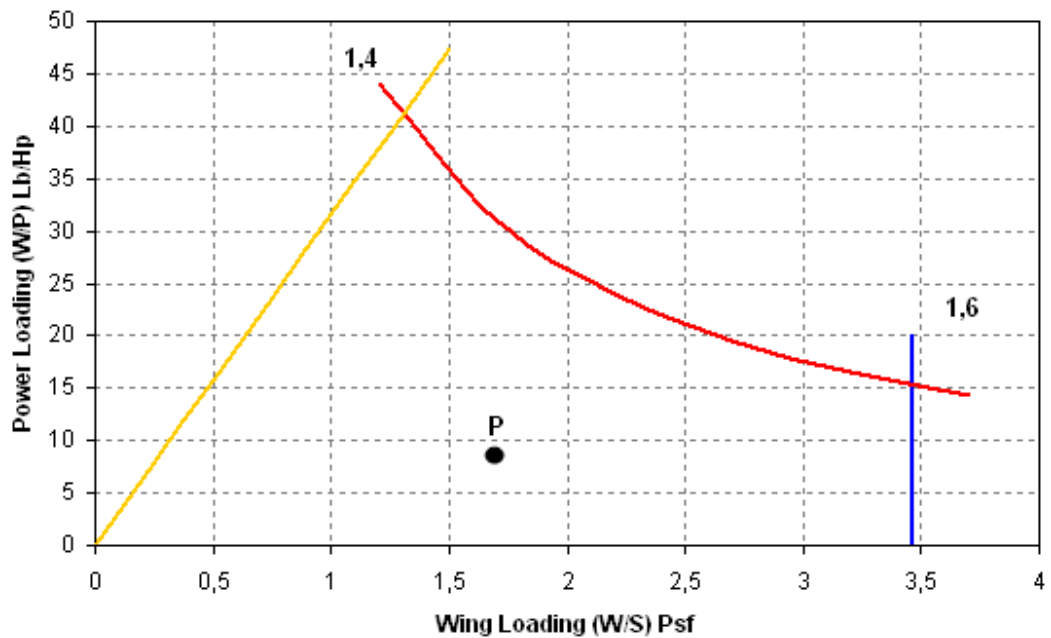
Potencia de despegue:

$$P = 1,25 \text{ Hp}$$

Potencia para cada motor:

$$P = 0,625 \text{ Hp}$$

Figura 26. Constraint Plot.



4.8. CÁLCULOS DE PARÁMETROS AERODINÁMICOS.

Antes de calcular la geometría de todo el avión, es necesario establecer otros parámetros, definidos a partir de la atmósfera estándar:

$$\rho_{0\ ft} = 2,3769 \times 10^{-3} \frac{\text{slug}}{\text{ft}^3} \quad \rho_{10000\ ft} = 1,7556 \times 10^{-3} \frac{\text{slug}}{\text{ft}^3} \quad T_{10000\ ft} = 483,04\ ^\circ R$$

$$\sigma = \frac{\rho_{10000\ ft}}{\rho_{0\ ft}} = 0,73861$$

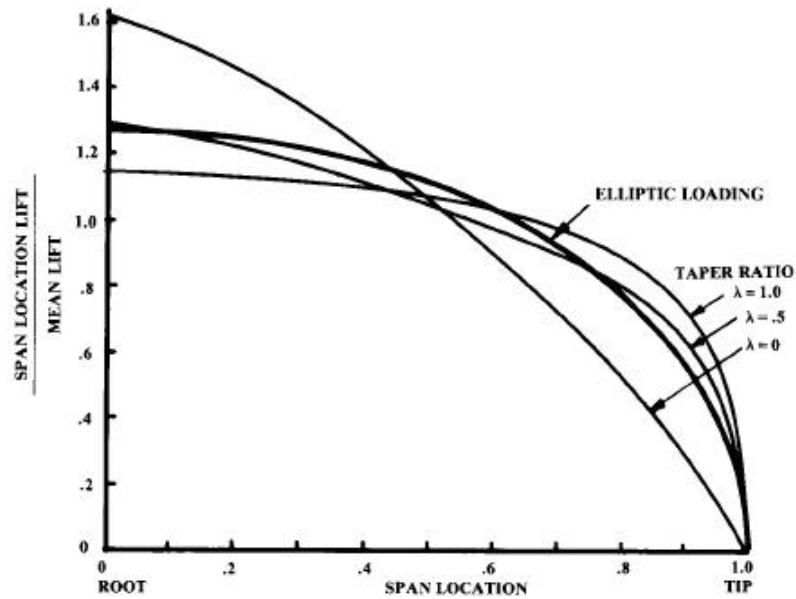
$$c = 50\ \text{knots} * \frac{1,688\ \text{ft/s}}{1\ \text{knot}} = 84,4\ \frac{\text{ft}}{\text{s}}$$

$$a = \sqrt{KRT} = \sqrt{1,4 * 1716 \frac{\text{ft} * \text{Lb}}{\text{slug} * ^\circ R} * 483,04\ ^\circ R} = 1077,244\ \frac{\text{ft}}{\text{s}} \quad (19)$$

$$M = \frac{c}{a} = \frac{84,4\ \text{ft/s}}{1077,244\ \text{ft/s}} = 0,0784 \quad (20)$$

$$C_{l\alpha} = \frac{2\pi}{\sqrt{1-M^2}} = \frac{2\pi}{\sqrt{1-(0,0784)^2}} = 6,3026\ \text{rad}^{-1} \quad (21)$$

Figura 27. Efecto del taper ratio en la distribución de la sustentación.

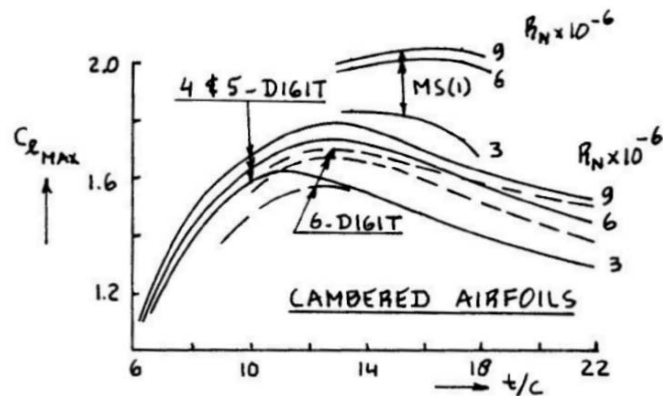


Fuente: Daniel Raymer, *Airplane Design*.

El área de referencia requerida del ala, se determinó a partir del peso de despegue del avión como, $S_w = 6,25\ \text{ft}^2$. La forma geométrica del ala es determinada por su relación de aspecto, taper ratio y ángulo de sweep. Otros

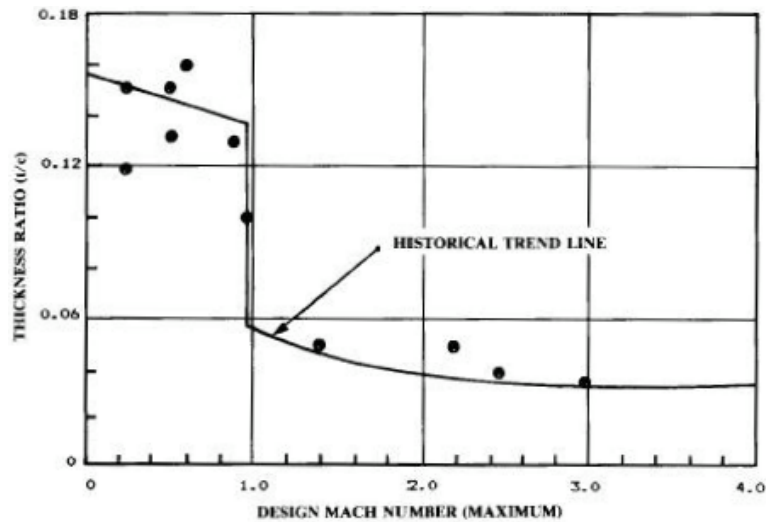
valores que se asumirán de forma preliminar son: $\Gamma_w = 0^\circ$ y $\varepsilon_w = 0^\circ$, que son el ángulo de diedro y de twist, respectivamente. Se seleccionó un valor de relación entre la cuerda de la punta y la cuerda de raíz (taper ratio) de $\lambda_w = 0,9$ que representa una buena distribución de la sustentación, como se observa en la Figura 27.

Figura 28. Efecto de la relación del espesor y el número de Reynolds sobre una sección a un coeficiente de sustentación máximo.



Fuente: Abbot By Ira H., Theory of wing sections.

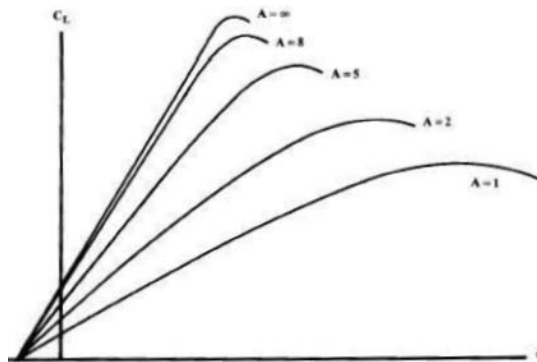
Figura 29. Tendencia histórica de la relación del espesor.



Fuente: Daniel Raymer, Airplane Design.

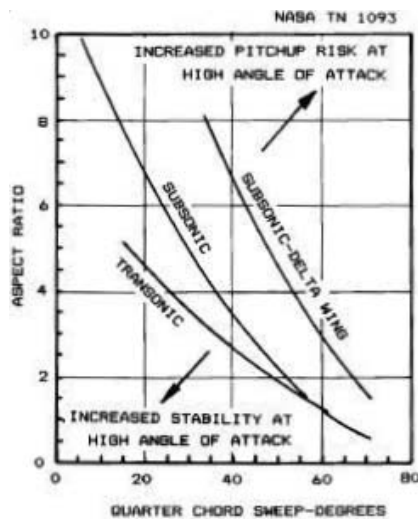
Por medio de las Figuras 28 y 29, se obtiene, que: $\overline{\left. \frac{t}{c} \right|_w} = 0,15$. También se determina, el valor de la relación de espesor en la raíz como $\left. \frac{t}{c} \right|_{r_w} = 0,17$, y el valor de la relación de espesor en la punta de $\left. \frac{t}{c} \right|_{t_w} = 0,10$.

Figura 30. Efecto de la relación de aspecto sobre la sustentación.



Fuente: Daniel Raymer, Airplane Design.

Figura 31. Efecto de la relación de aspecto sobre el ángulo de sweep en el cuarto de la cuerda.



Fuente: Daniel Raymer, Airplane Design.

A partir, de las *Figuras 30 y 31*, seleccionamos el ángulo de sweep al cuarto de la cuerda y la relación de aspecto, como:

$$\Lambda_{c/4w} = 0^\circ. \quad AR_w = 10.$$

$$b_w = AR_w * S_w = 7,9057 \text{ ft} \quad (23)$$

$$c_{rw} = \frac{2 * S_w}{b_w * (1 + \lambda_w)} = 0,8322 \text{ ft} \quad (24)$$

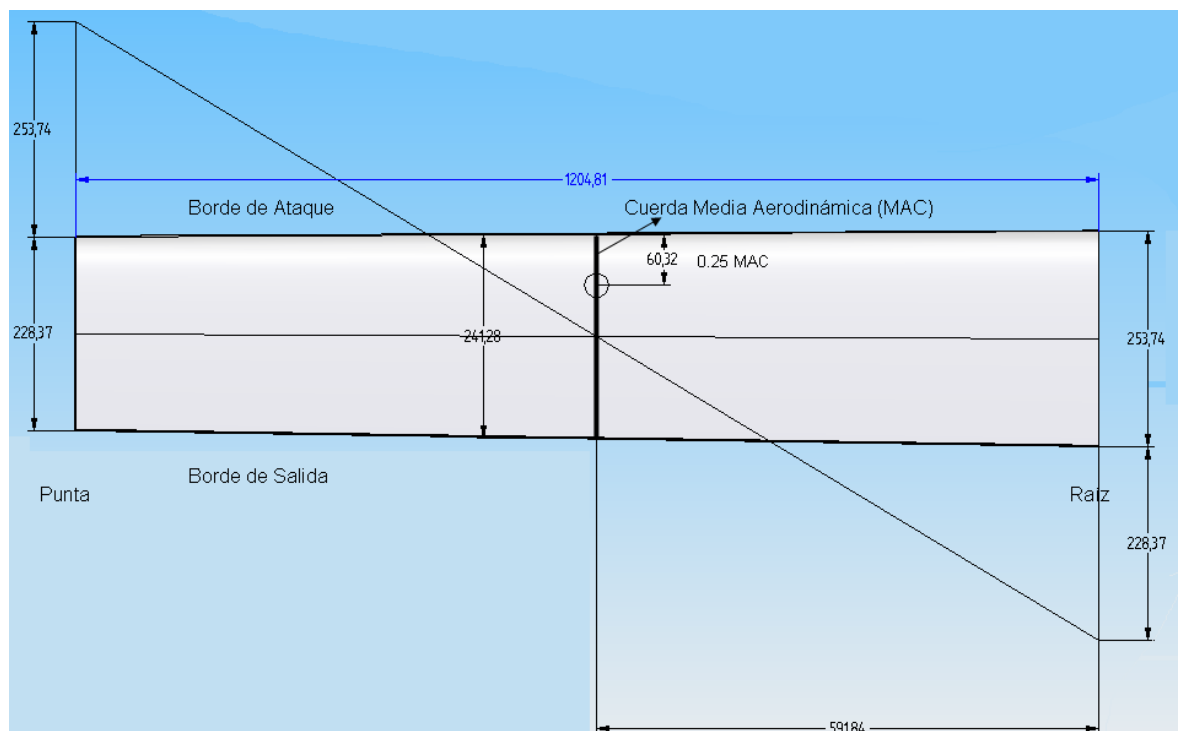
$$c_{rw} = \lambda_w * c_{rw} = 0,749 \text{ ft} \quad (25)$$

$$\bar{c}_w = \frac{2}{3} c_{rw} * \left[\frac{1 + \lambda_w + \lambda_w^2}{1 + \lambda_w} \right] = 0,7913 \text{ ft} \quad (26)$$

El ángulo de flechamiento en el borde de ataque del ala es:

$$(\Lambda_{Leading\ Edge})_w = \tan^{-1} \left(\tan(\Lambda_{c/4})_w + \left[\frac{1 - \lambda_w}{AR_w * (1 + \lambda_w)} \right] \right) = 0,3016^\circ \quad (27)$$

Figura 32. Cuerda media aerodinámica.



La localización del centro aerodinámico del ala está dado por:

$$\overline{X}_{mgcw} = \frac{b_w}{6} * \left[\frac{1 + 2\lambda_w}{1 + \lambda_w} \right] * \text{Tan}(\Lambda_{LEw}) = 0,0102 \text{ ft} \quad (28)$$

$$\overline{Y}_{mgcw} = \frac{b_w}{6} * \left[\frac{1 + 2\lambda_w}{1 + \lambda_w} \right] = 1,9418 \text{ ft} \quad (29)$$

Para aeronaves con velocidad subsónica el centro medio aerodinámico es:

$$0,25 * \overline{c}_w = 0,25 * 0,7913 \text{ ft} = 0,1978 \text{ ft} \quad (30)$$

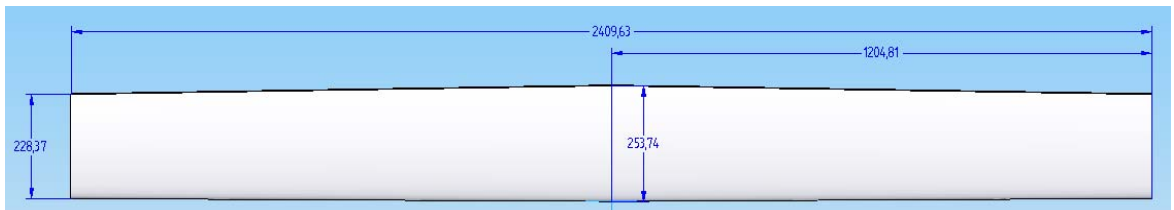
Ahora se procederá a calcular el ángulo de sweep para la mitad de la cuerda,

$$\Lambda_n = \Lambda_{c/2}; \quad n = \frac{1}{2} c:$$

$$(\Lambda_n)_w = \text{Tan}^{-1} \left(\text{Tan}(\Lambda_{LE})_w - \left[\frac{4 * n * (1 - \lambda_w)}{AR_w * (1 + \lambda_w)} \right] \right) = -0,3015^\circ \quad (31)$$

Después de haber realizado los cálculos correspondientes, podemos graficar la configuración que tendrá el ala, tal como se ve en la *Figura 33*.

Figura 33. Geometría del ala.



El número de Reynolds para el ala es de:

$$R_{Nw} = \frac{\rho * V * \overline{c}_w}{\mu} = \frac{2,3769 \times 10^{-3} \text{ slug/ft}^3 * 84,4 \text{ ft/s} * 0,7913 \text{ ft}}{3,7372 \times 10^{-7} \text{ Lb/ft}^2 * s} = 4,2476 \times 10^5 \quad (32)$$

4.9. SELECCIÓN DEL PERFIL AERODINÁMICO DEL ALA.

En la selección del perfil aerodinámico más apropiado para el diseño de un avión en particular, el tamaño y la velocidad del avión serán factores importantes. Un avión que deba alcanzar un rendimiento a baja velocidad usará necesariamente un perfil aerodinámico diferente de una aeronave más grande de gran rendimiento. La forma del perfil del ala no es de suma importancia mientras la envergadura sea suficiente para proveer la tasa de ascenso deseada. Existen diferentes tipos de perfiles que son usados según la misión que desarrolle el avión. Se pueden encontrar algunos para alta velocidad y otros para velocidades bajas; para aterrizajes lentos, para altas tasas de ascenso, para alto peso total de la aeronave, para largo alcance, etc. Si se diseña un avión para baja velocidad de aterrizaje, entonces indudablemente esa sección de plano aerodinámico no será óptima para una velocidad de crucero alta.

Dos componentes de la fuerza perpendiculares a la corriente de aire (las fuerzas sobre los planos aerodinámicos son especificadas como (L) para la sustentación, (D) para la resistencia al avance, respectivamente), y el momento en el avión de estas dos fuerzas (el momento de pitch (M)), son la fuerza resultante sobre una sección de ala. Esta fuerza es función del ángulo del ataque del perfil aerodinámico del ala, y los medios aceptados para constituir estas cualidades del perfil del ala son por gráficas de coeficientes de sustentación (C_L), drag (C_D) y el momento (C_M) contra el ángulo del ataque. En las tablas características de los perfiles del ala, la eficacia es dada con la relación de "Sustentación contra drag", o L/D . Cientos de secciones de planos aerodinámicos han sido evaluados con el paso de los años bajo condiciones del laboratorio controladas por la NACA (National Advisory Committee for Aeronautics) ahora NASA (National Aeronautics and Space Administration). Casi todas las características de un perfil aerodinámico

se obtuvieron en un túnel de viento NACA haciendo pruebas con un ala de una relación de aspecto de 6. Debe también tenerse en cuenta que las "características del ala" son diferentes de las "características del perfil aerodinámico". El ala y los estabilizadores, al mismo tiempo que algunos fuselajes de aviones, son planos aerodinámicos que funcionan por su forma. La fuerza sobre el perfil del ala resulta de las presiones distribuida sobre la fibra o la longitud, del plano aerodinámico. Una fuerza es especificada de acuerdo con su magnitud, dirección, y línea de la acción.

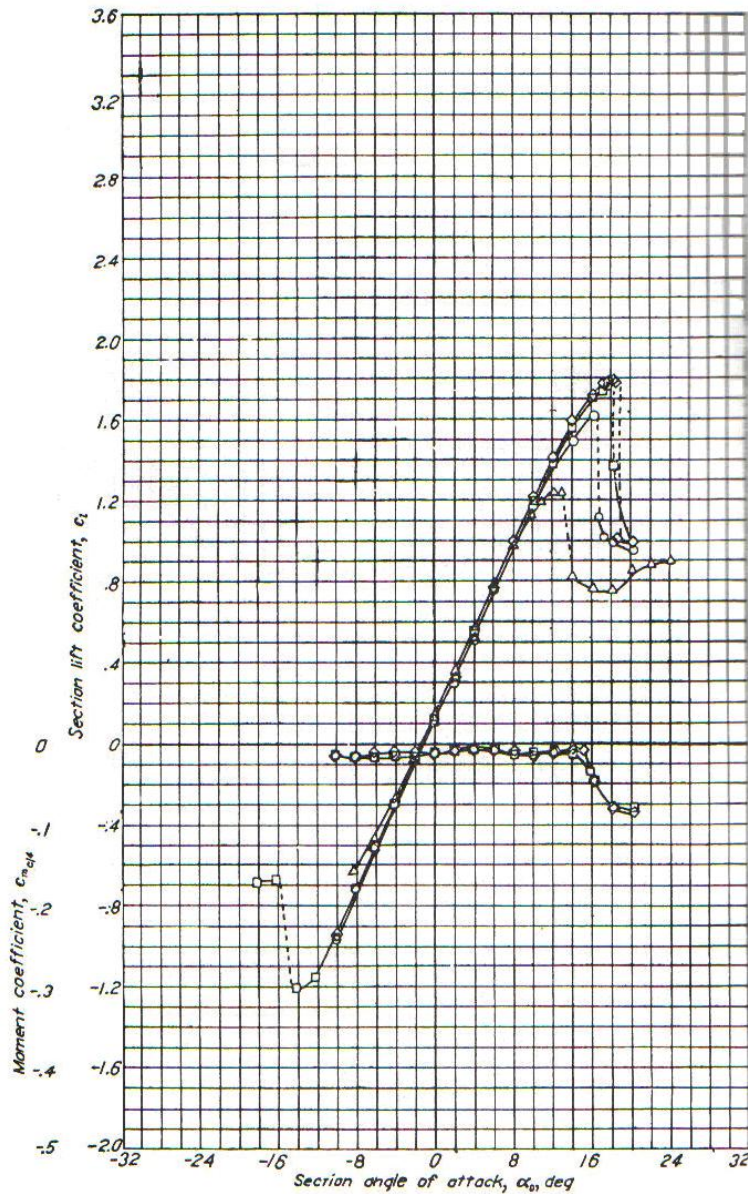
Tabla 12. Relación de perfiles aerodinámicos para el ala.

Perfil	Ángulo stall [Deg]	l/d	Cd	Cl
Curtiss C-72	19°	22	0,02	0,4
Durand 23	20°	13	0,04	0,5
Eiffel 243 (Pescara)	18°	15	0,06	0,9
Göttingen 481	14,5°	7	0,07	0,5
Göttingen 531	18°	8	0,1	0,8
NACA 2312	22°	14	0,01	0,12
NACA 2412	22°	15	0,01	0,15
NACA 2512	22°	16	0,01	0,18
NACA 4312	21°	20	0,15	0,4
NACA 4515	22,5°	19	0,02	0,3
NACA 23012	22°	10	0,01	0,2
NACA 23015	22°	10	0,01	0,1
NACA 32012	22°	10	0,01	0,1
U.S.A. 35-A	19°	14	0,05	0,7
U.S.A. 40	16°	16	0,035	0,5

Ahora se hará una lista de algunos perfiles existentes (Tabla 12), que cumplan con la condición del coeficiente de sustentación máximo, para determinar, a partir de sus cualidades cual es el que mejor se acomoda a la misión de la aeronave, así:

$$\begin{aligned}
 C_{L \max}^{(+)} &= 1,3 \\
 C_{L \max}^{(+)} &= 0,8 * C_{l \max}^{(+)} \\
 C_{l \max}^{(+)} &= 1,625
 \end{aligned}
 \tag{33}$$

Figura 34. Curva de coeficiente de sustentación contra ángulo de ataque, para el perfil NACA 23012.

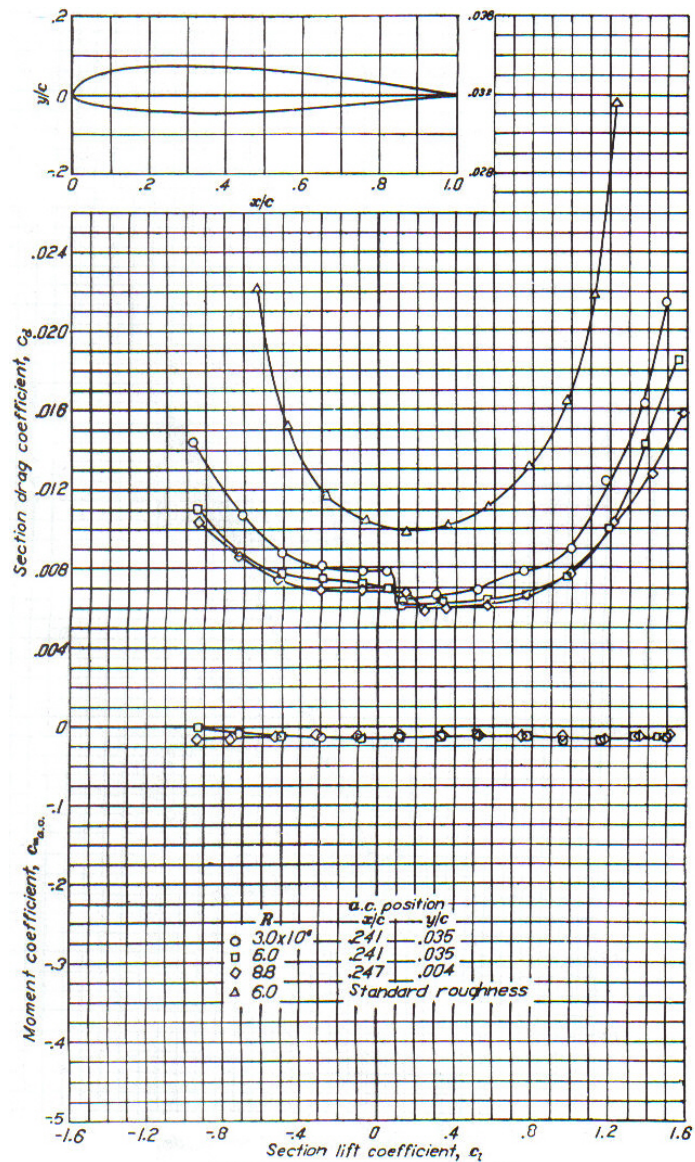


Fuente: John Anderson, *Introduction to flight*.

El perfil con un gran rendimiento es: **Curtiss C-72**, porque tiene un valor alto de l/d , cuando $\alpha = 0^\circ$ en la etapa de crucero (se diseña en esta etapa, porque el avión dura más en crucero que en otro rango). Pero, en los cálculos iniciales se

había seleccionado un valor de $l/d = 10$ así que el perfil que mejor se acomoda a esta condición, con un valor de C_d bajo y un C_l alto es: **NACA 23012** (ver las Figuras 34 y 35).

Figura 35. Curva de coeficiente de drag y momento contra ángulo de ataque, para el perfil NACA 23012.



Fuente: John Anderson, Introduction to flight.

La nomenclatura de la segunda familia de perfiles NACA fueron las series de 5 dígitos, tal como el perfil **NACA 23012**. Aquí el primer dígito cuando es multiplicado $\frac{3}{2}$ da el coeficiente de sustentación de diseño, que es un coeficiente de sustentación teórico para el perfil cuando el ángulo de ataque es paralelo a la velocidad de la corriente de aire; este valor está dado en décimos. Los próximos dígitos cuando son divididos por 2 dan la localización del máximo camber a lo largo de la cuerda desde el borde de ataque, en cientos de cuerda. Los últimos dos dígitos dan el máximo espesor en cientos de cuerda. El **NACA 23012**, tiene un coeficiente de sustentación de diseño de 0,3; la localización del máximo camber es a $0,15 * \overline{c_w}$ y este perfil tiene un 12% de máximo espesor.

4.10. DIMENSIONAMIENTO DEL FUSELAJE.

Tabla 13. Longitud del fuselaje contra W_{TO} (Lb o [Kg]).

Length = aW_0^C (ft or {m})	a	C
Sailplane—unpowered	0.86 {0.383}	0.48
Sailplane—powered	0.71 {0.316}	0.48
Homebuilt—metal/wood	3.68 {1.35}	0.23
Homebuilt—composite	3.50 {1.28}	0.23
General aviation—single engine	4.37 {1.6}	0.23
General aviation—twin engine	0.86 {0.366}	0.42
Agricultural aircraft	4.04 {1.48}	0.23
Twin turboprop	0.37 {0.169}	0.51
Flying boat	1.05 {0.439}	0.40
Jet trainer	0.79 {0.333}	0.41
Jet fighter	0.93 {0.389}	0.39
Military cargo/bomber	0.23 {0.104}	0.50
Jet transport	0.67 {0.287}	0.43

Fuente: Daniel Raymer, *Airplane Design*.

Luego de haber determinado el peso bruto de despegue y haber dimensionado las alas, procedemos a continuación al diseño del fuselaje y posteriormente del

empenaje. Para cierto tipo de aeronaves, el largo del fuselaje es determinado por algunas constantes; por ejemplo, para un avión de pasajeros, al conocer el número de personas, el tamaño de sillas y requerimientos de carga, es posible determinar el diámetro y la longitud del fuselaje. Pero, para el caso del UAV *Anerkennung* es posible utilizar coeficientes determinados empíricamente y que se puede ver en la *Tabla 13*, para luego calcular la longitud del fuselaje como:

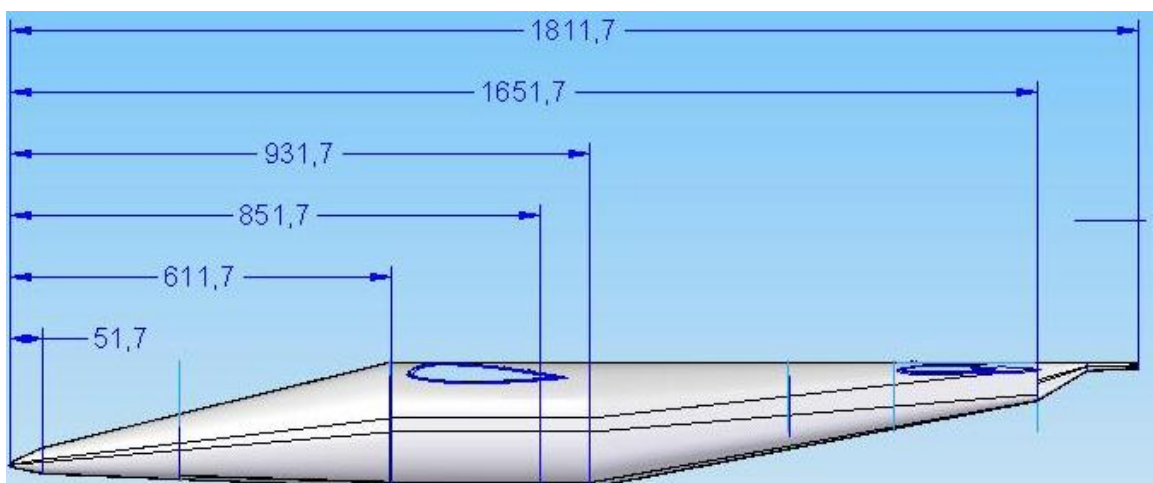
$$l_f = a * (W_{TO})^C = 3,5 * (10)^{0,23} \quad (34)$$

$$l_f = 5,9439 \text{ ft}$$

Luego de este se analizan condiciones estéticas, aerodinámicas y de estructura preliminarmente, por la misma configuración o requerimientos de la misión y capacidad de carga para determinar que el diámetro del fuselaje sea de 20 cm o $0,6562 \text{ ft}$ y el máximo ancho del fuselaje será de 18 cm o $0,5906 \text{ ft}$. Ahora se procede a calcular la relación entre la longitud y el diámetro del fuselaje y se obtiene que:

$$\frac{l_f}{d_f} = \frac{5,9439 \text{ ft}}{0,6562 \text{ ft}} = 9,05806 \quad (35)$$

Figura 36. Geometría del fuselaje.



Teniendo esto podemos calcular el número de Reynolds del fuselaje, como:

$$R_{N \text{ fuselage}} = \frac{\rho * V * l_f}{\mu} = \frac{2,3769 \times 10^{-3} \text{ Slug} / \text{ft}^3 * 84,4 \text{ ft} / \text{s} * 5,9439 \text{ ft}}{3,7372 \times 10^{-7} \text{ Lb} * \text{s} / \text{ft}^2} = 3,1906 \times 10^6 \quad (36)$$

4.11. DIMENSIONAMIENTO DEL EMPENAJE.

Para el diseño del empenaje se tendrá en cuenta las siguientes características:

- Tendrá configuración de 2 superficies (estabilizador horizontal y vertical).
- Estilo del empenaje cola convencional.

Adicionalmente se apoyará el diseño con algunos datos previamente hallados.

$$S_w = 6,25 \text{ ft}^2 \quad \bar{c}_w = 0,7913 \text{ ft} \quad b_w = 7,9057 \text{ ft}$$

Tabla 14. Coeficientes volumétricos representativos por categorías.

	Typical values	
	Horizontal C_{HT}	Vertical C_{VT}
Sailplane	0,50	0,02
Homebuilt	0,50	0,04
General aviation - Single engine	0,70	0,04
General aviation - Twin engine	0,80	0,07
Agricultural	0,50	0,04
Twin turboprop	0,90	0,08
Flying boat	0,70	0,06
Jet trainer	0,70	0,06
Jet fighter	0,40	0,07
Military cargo / bomber	1,00	0,08
Jet transport	1,00	0,09

Fuente: Daniel Raymer, *Airplane Design*.

La efectividad de cola en generar un momento sobre el centro de gravedad es proporcional a la fuerza que ella misma produzca y a la distancia a la que se

encuentre. El principal propósito de la cola es contrarrestar los momentos producidos por el ala; entonces, es de esperarse que el tamaño de la cola este de alguna forma relacionada con el tamaño que tenga el ala. Un estabilizador horizontal, debe contrarrestar el momento de pitch, por lo que tendrá una relación con $\overline{c_w}$; mientras que el estabilizador vertical, debe contrarrestar el momento de yaw, por lo que tendrá relación con b_w . Por lo tanto se tiene que:

$$S_h = \frac{\overline{V}_h * S_w * \overline{c_w}}{X_h} \quad (37)$$

$$S_v = \frac{\overline{V}_v * S_w * b_w}{X_v} \quad (38)$$

Donde S_h y S_v , son las superficies del elevador horizontal y vertical respectivamente, teniendo en cuenta que los coeficientes X_h y X_v son las distancias del centro de gravedad de la aeronave al centro aerodinámico del elevador horizontal y vertical respectivamente, \overline{V}_h y \overline{V}_v son los coeficientes volumétricos del elevador horizontal y vertical, S_w , la superficie del ala, $\overline{c_w}$ la cuerda media del ala y b_w es la envergadura del ala. Los valores de distancia se asumen en un principio, según la *Figura 33*, para facilitar cálculos, por otro lado los coeficientes volumétricos se seleccionan según la *Tabla 14*, para este caso la aeronave es bimotor, por lo que se tiene:

$$X_h = 3,4 \text{ ft}$$

$$X_v = 3 \text{ ft}$$

$$\overline{V}_h = 0,8$$

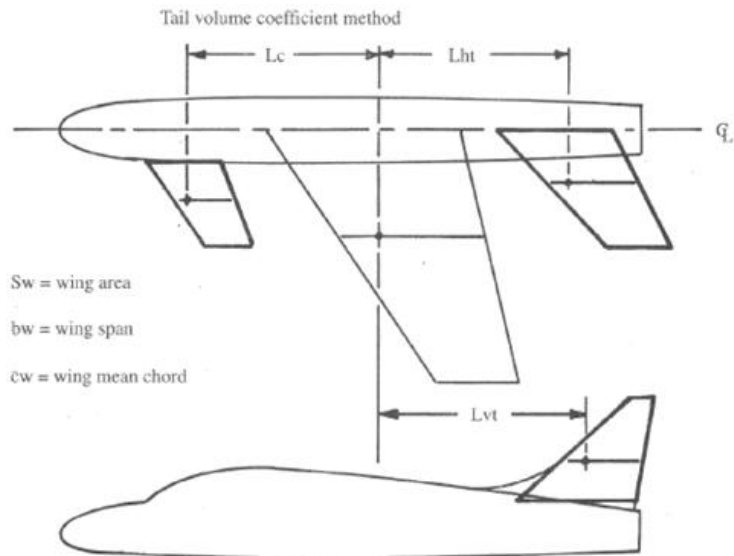
$$\overline{V}_v = 0,07$$

$$S_h = 1,1637 \text{ ft}^2$$

$$S_v = 1,1529 \text{ ft}^2$$

Para una aeronave con los motores en las alas, el brazo estimado para calcular el tamaño del ala, puede estar cercano al 50–55% de la longitud del fuselaje. También se puede decir que este brazo es una distancia muy cercana al 25% de la longitud de la cuerda promedio del ala (medida desde el borde de ataque) hasta la cuerda de la cola.

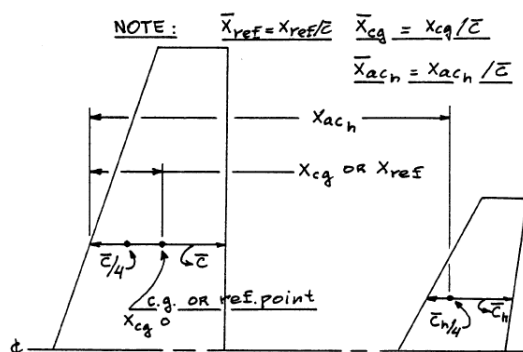
Figura 37. Diseño inicial para el empenaje.



Fuente: Daniel Raymer, Airplane Design.

Utilizando las mismas gráficas y ecuaciones con las que se estimó la geometría del ala, se determinarán las diferentes características del empenaje, primero para el estabilizador horizontal y luego para el vertical.

Figura 38. Definición de los parámetros geométricos para el coeficiente volumétrico.



Fuente: Jan Roskam, Airplane Design, Tomo VI.

4.11.1. Para el estabilizador horizontal: Algunos datos geométricos son:

$$\Lambda_{c/4h} = 20^\circ; \quad AR_h = 4,5; \quad \lambda_h = 0,6; \quad \left. \frac{t}{c} \right|_h = 0,15; \quad \left. \frac{t}{c} \right|_{rh} = 0,17; \quad \left. \frac{t}{c} \right|_{th} = 0,10$$

$$b_h = \sqrt{(AR_h * S_h)} = 2,2884 \text{ ft} \quad (39)$$

$$c_{rh} = \frac{2 * S_h}{b_h * (1 + \lambda_h)} = 0,6357 \text{ ft} \quad (40)$$

$$c_{th} = \lambda_h * c_{rh} = 0,3814 \text{ ft} \quad (41)$$

$$\bar{c}_h = \frac{2}{3} c_{rh} * \left(\frac{1 + \lambda_h + \lambda_h^2}{1 + \lambda_h} \right) = 0,5191 \text{ ft} \quad (42)$$

El ángulo de flecha en el borde de ataque del estabilizador horizontal es:

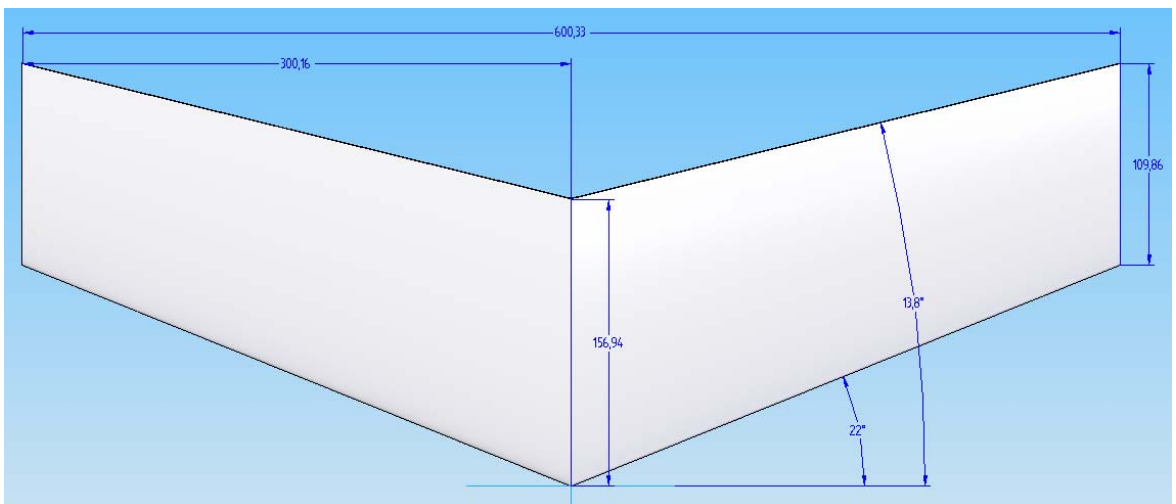
$$(\Lambda_{Leading\ Edge})_h = \tan^{-1} \left(\tan(\Lambda_{c/4})_h + \left[\frac{1 - \lambda_h}{AR_h * (1 + \lambda_h)} \right] \right) = 22,7593^\circ \quad (43)$$

La ubicación del centro aerodinámico del estabilizador horizontal es dado por:

$$\bar{Y}_{mgch} = \frac{b_h}{6} * \left[\frac{1 + 2\lambda_h}{1 + \lambda_h} \right] = 0,5244 \text{ ft} \quad (44)$$

$$\bar{X}_{mgch} = \frac{b_h}{6} * \left[\frac{1 + 2\lambda_h}{1 + \lambda_h} \right] * \tan(\Lambda_{LEh}) = 0,22 \text{ ft} \quad (45)$$

Figura 39. Geometría del estabilizador horizontal.



Para aeronaves con velocidad subsónica el centro medio aerodinámico es:

$$0,25 * \bar{c}_h = 0,25 * 0,5191 ft = 0,1298 ft \quad (46)$$

Calculando el ángulo de sweep a la mitad de la cuerda, $\Lambda_n = \Lambda_{c/2}$; $n = \frac{1}{2}c$:

$$\tan(\Lambda_n)_h = \tan(\Lambda_{LE})_h - \left[\frac{4 * n * (1 - \lambda_h)}{AR_h * (1 + \lambda_h)} \right] = 17,1405^\circ \quad (47)$$

El número de Reynolds para el estabilizador horizontal es de:

$$R_{Nh} = \frac{\rho * V * \bar{c}_h}{\mu} = \frac{2,3769 \times 10^{-3} \text{ slug/ft}^3 * 84,4 \text{ ft/s} * 0,5191 ft}{3,7372 \times 10^{-7} \text{ Lb/ft}^2 * s} = 2,7865 \times 10^5 \quad (48)$$

4.11.2. Para el estabilizador vertical: Algunos datos geométricos son:

$$\Lambda_{c/4}_v = 45; \quad AR_v = 1,3; \quad \lambda_v = 0,5; \quad \left. \frac{t}{c} \right|_v = 0,15; \quad \left. \frac{t}{c} \right|_{rv} = 0,17; \quad \left. \frac{t}{c} \right|_{tv} = 0,10$$

$$b_v = \sqrt{AR_v * S_v} = 1,2243 ft \quad (49)$$

$$c_{rv} = \frac{2 * S_v}{b_v * (1 + \lambda_v)} = 1,2556 ft \quad (50)$$

$$c_{tv} = \lambda_v * c_{rv} = 0,6278 ft \quad (51)$$

$$\bar{c}_v = \frac{2}{3} c_{rv} * \left(\frac{1 + \lambda_v + \lambda_v^2}{1 + \lambda_v} \right) = 0,9766 ft \quad (52)$$

El ángulo de flecha en el borde de ataque del estabilizador vertical es:

$$(\Lambda_{Leading Edge})_v = \tan^{-1} \left(\tan(\Lambda_{c/4})_v + \left[\frac{1 - \lambda_v}{AR_v * (1 + \lambda_v)} \right] \right) = 51,4831^\circ \quad (53)$$

La ubicación del centro aerodinámico del estabilizador vertical es dado por:

$$\bar{Y}_{mgcv} = \frac{b_v}{6} * \left[\frac{1 + 2\lambda_v}{1 + \lambda_v} \right] = 0,2721 ft \quad (54)$$

$$\bar{X}_{mgcv} = \frac{b_v}{6} * \left[\frac{1 + 2\lambda_v}{1 + \lambda_v} \right] * \tan(\Lambda_{LE})_v = 0,3418 ft \quad (55)$$

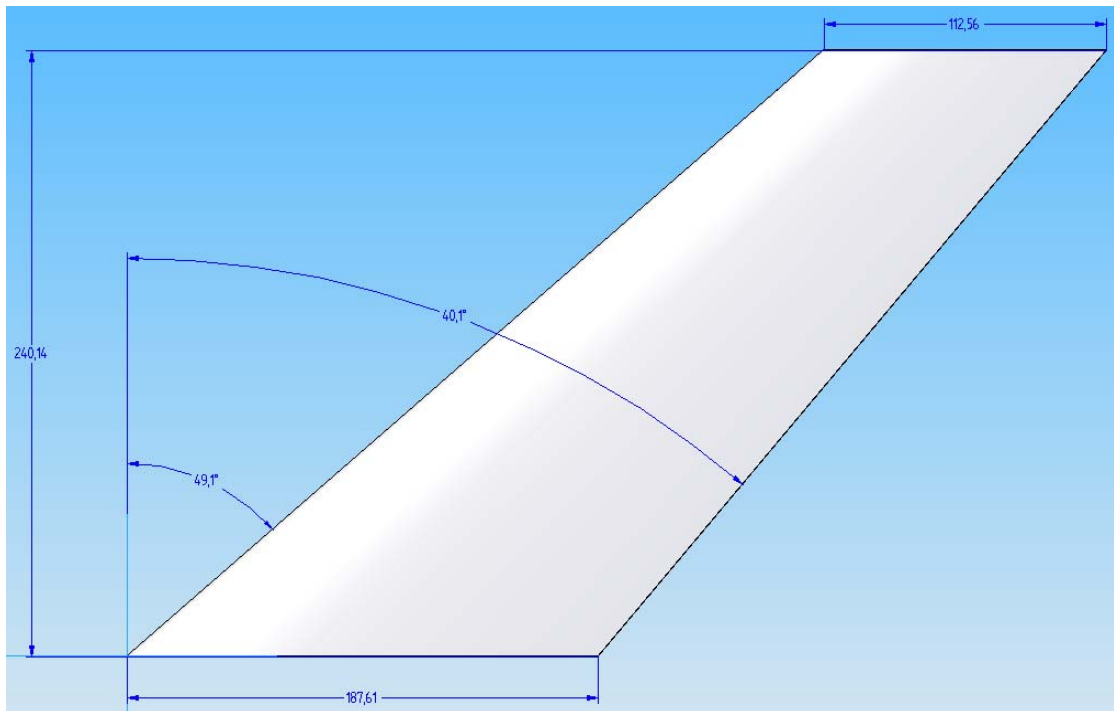
Para aeronaves con velocidad subsónica el centro medio aerodinámico es:

$$0,25 * \bar{c}_v = 0,25 * 0,9766 \text{ ft} = 0,2442 \text{ ft} \quad (56)$$

Calculando el ángulo de sweep a la mitad de la cuerda, $\Lambda_n = \Lambda_{c/2}$; $n = \frac{1}{2}c$:

$$(\Lambda_n)_v = \text{Tan}^{-1} \left(\text{Tan} (\Lambda_{LE})_v - \left[\frac{4 * n * (1 - \lambda_v)}{AR_v * (1 + \lambda_v)} \right] \right) = 36,6342^\circ \quad (57)$$

Figura 40. Geometría del estabilizador vertical.

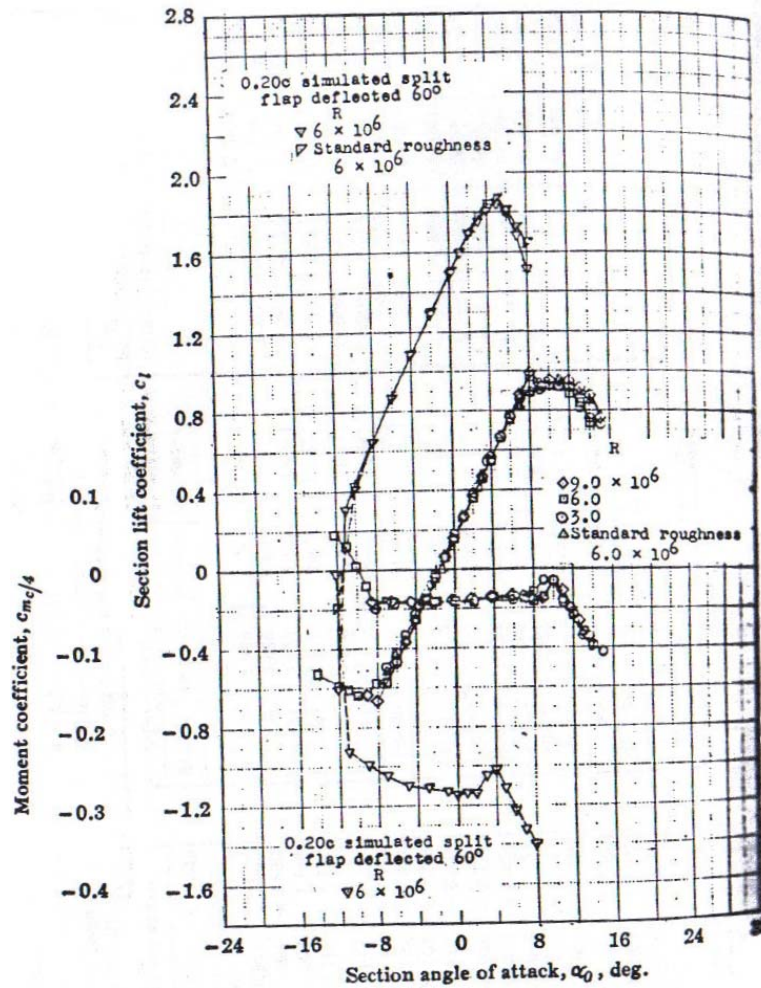


El número de Reynolds para el estabilizador vertical es de:

$$R_{Nv} = \frac{\rho * V * \bar{c}_v}{\mu} = \frac{2,3769 \times 10^{-3} \text{ slug/ft}^3 * 84,4 \text{ ft/s} * 0,9766 \text{ ft}}{3,7372 \times 10^{-7} \text{ Lb/ft}^2 * \text{s}} = 5,2423 \times 10^5 \quad (58)$$

Tanto para el estabilizador vertical como para el horizontal, se utilizará un perfil simétrico NACA 0010-34, que puede ser visto en las Figuras 41 y 42.

Figura 41. Curva de coeficiente de sustentación contra ángulo de ataque, para el perfil NACA 0010-34.



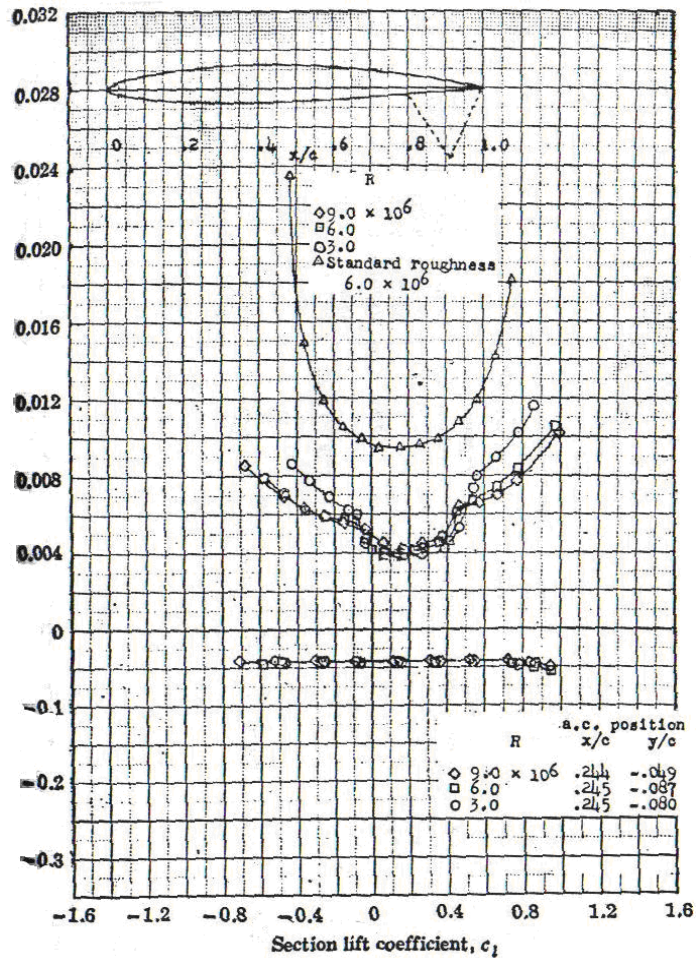
Fuente: Abbot By Ira H., Theory of wing sections.

4.12. SISTEMA DE DESPEGUE Y ATERRIZAJE VERTICAL, TRANSICIÓN DE VUELO VERTICAL A HORIZONTAL Y VICEVERSA.

La misión de reconocimiento del UAV Aerkennung y su versatilidad para poder despegar verticalmente, así como despegar en pistas cortas, hacen necesario el

diseño de un sistema de *tilt-rotor* (rotación de los motores en la punta de los planos) para el cumplimiento de este fin.

Figura 42. Curva de coeficiente de drag y momento contra ángulo de ataque, para el perfil NACA 0010-34.



Fuente: Abbot By Ira H., *Theory of wing sections*.

4.12.1. Selección de los motores: Una de las etapas principales en el desarrollo del diseño del UAV *tilt-rotor* es la selección adecuada y cuidadosa de dos motores que van montados en la punta de los planos y que a su vez éstos giraran accionados por uno o dos servomotores, éstos deben cumplir con ciertas

características técnicas para que el UAV cumpla con su objetivo. Para la fase de despegue vertical los dos motores tienen que ser capaz de proporcionar una fuerza de empuje mayor que el peso total del UAV, a un 70% de potencia total disponible en cada motor; esta selección es de las más importantes para que éste cumpla su misión.

4.12.2. Potencia requerida para vuelo vertical: El factor mas importante a tener en cuenta para la selección del motor es la potencia disponible de éste, por eso es necesario en esta instancia realizar el cálculo de la potencia requerida para que el UAV cumpla su misión.

4.12.3. Eficiencia de la hélice: La eficiencia de la hélice para anerkennung es de vital importancia ya que la primera fase de vuelo es el despegue vertical y es cuando la hélice y el motor actúan de tal forma que le dan el empuje requerido al avión para poder elevarse. La eficiencia propulsiva está dada por:

$$\eta = \frac{TV}{P_{avail}} \quad (59)$$

Donde:

TV Potencia que se necesita.

P_{avail} Potencia disponible del motor.

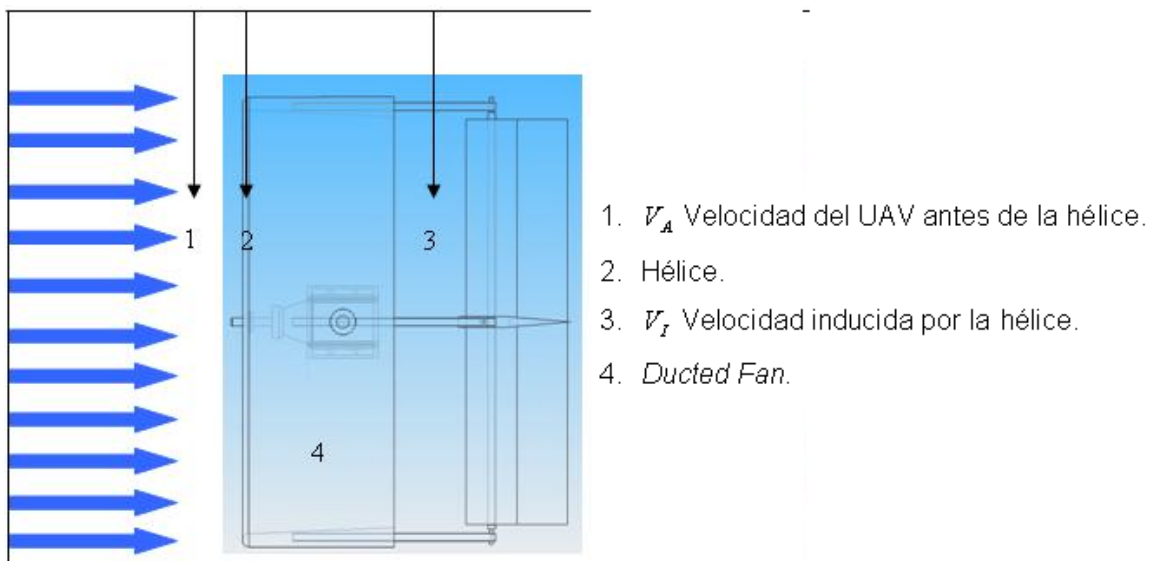
Cómo el avión en su primera fase está quieto posición en reposo, es decir va a elevarse una masa desde una velocidad $V = 0$; es necesario introducir un nuevo término *Figure of Merit*.

4.12.4. “Figure of Merit”: Se necesita saber que tan eficiente es la hélice a bajas velocidades o cuando el avión está estático, y éste término es que parte de la potencia del motor va a acelerar el aire. Un “figure of merit” de 1 es lo máximo que se puede conseguir, no se puede acelerar el aire mas que en este valor, por eso este valor da una aproximación mas cercana de lo que la hélice está haciendo a

cualquier velocidad del aire o velocidad del avión; y se halla de la siguiente manera:

$$F.O.M. = \frac{T(V_A + V_I)}{P_{avail}} \quad (60)$$

Figura 43. Entrada de aire al ducted fan.



Si se quiere hallar el empuje del motor para un determinado “figure of merit” es necesario hacer unas transformaciones en la ecuación de tal modo que ninguna de las variables quede en función del empuje. Se comienza por el analizar el flujo analógicamente a: $F = ma$ (61)

$$T = \rho * A * V * \Delta V \quad (62)$$

Donde:

T : Es el empuje del motor.

ρ : Es la densidad del aire a determinada altura.

A : Es el área que hace la hélice al rotar.

V : Es la velocidad del flujo de aire en la hélice.

ΔV : Cantidad de aire acelerado por la hélice, es la diferencia entre la corriente libre y un punto cualquiera aguas abajo del rotor donde ya no hay aceleración.

Es necesario anotar que en la hélice el aire ha sido acelerado la mitad de lo que será acelerado aguas abajo es decir:

$$V_I = \frac{1}{2} \Delta V, \text{ entonces en la hélice la velocidad es } V_A + \frac{1}{2} \Delta V$$

La ecuación de empuje quedaría de la siguiente manera:

$$T = \rho * A * \left(V_A + \frac{1}{2} \Delta V \right) * \Delta V \quad (63)$$

Resolviendo la ecuación cuadrática:

$$\Delta V = \frac{-V_A + \sqrt{V_A^2 - 4 * \left(\frac{1}{2} \right) * \left(-T / \rho * A \right)}}{1} \quad (64)$$

Teniendo en cuenta que: $V_I = \frac{1}{2} \Delta V$ en la hélice el aire ha acelerado la mitad de lo que acelerará aguas abajo:

$$V_I = \frac{-V_A + \sqrt{V_A^2 + \frac{2T}{\rho * A}}}{2} \quad (65)$$

4.12.5. Empuje Estático: Para el empuje estático se establece que la velocidad V_A del UAV es cero:

$$V_I = \sqrt{\frac{2T}{\rho * A}} / 2 \quad (66)$$

Esta es la velocidad inducida por la hélice cuando el avión no se está moviendo, esta ecuación se reemplaza en la ecuación de “figure of merit” y se despeja el empuje; para un dado “figure of merit” podemos hallar el empuje estático así:

$$T = 2 * F.O.M. * P_{avail} * \sqrt{\frac{\rho * A}{2T}} \quad T = \sqrt[3]{(F.O.M. * P_{avail})^2 * 2\rho * A} \quad (67)$$

Se asume un “figure of merit” que es la eficiencia de la hélice en el momento de acelerar el aire cuando no hay movimiento del avión o la velocidad antes de la hélice es cero, y se resuelve el empuje estático. Para hallar este empuje estático teórico del motor, es necesario conocer la potencia disponible, y en la fase donde se hallaron los requerimientos de diseño, se halló la potencia que se necesitaba, para el avión en su primera etapa Stol (Short Takeoff and landing), con la gráfica de constraint plot (Figura 26), esta potencia fue de 0,625hp. Se hacen los cálculos para encontrar cuál sería el empuje teórico estático en el inicio de la fase de vuelo de despegue vertical con esta potencia y a la altura de Bogotá donde el aire tiene una densidad ρ de $0,001723 \frac{\text{slug}}{\text{ft}^3}$ y con una hélice de 16 pulgadas de diámetro y un F.O.M. (Figure of merit) de 0.3, cabe anotar que la potencia a la altura de Bogotá pierde entre un 25 – 35 %; se asume una pérdida de la capacidad de la potencia en un 35%. $T = 2,78577 \text{Lb}$

Figura 44. Empuje estático vs. Figure of merit para una potencia 0,625 hp.

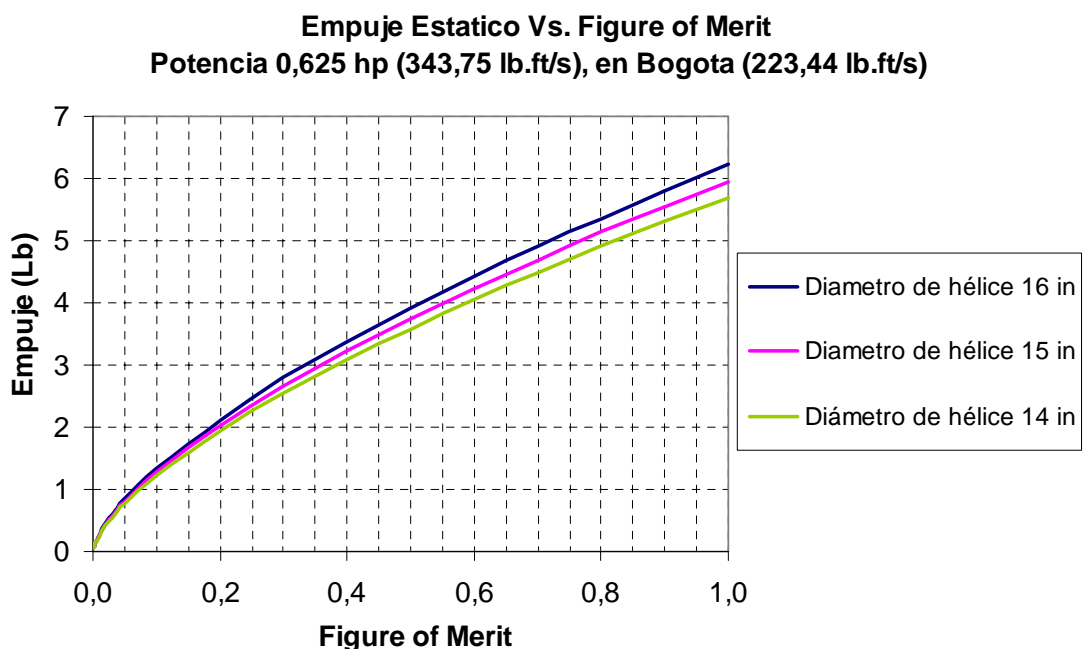


Figura 45. Empuje estático vs. Figure of merit para una potencia 2 hp.

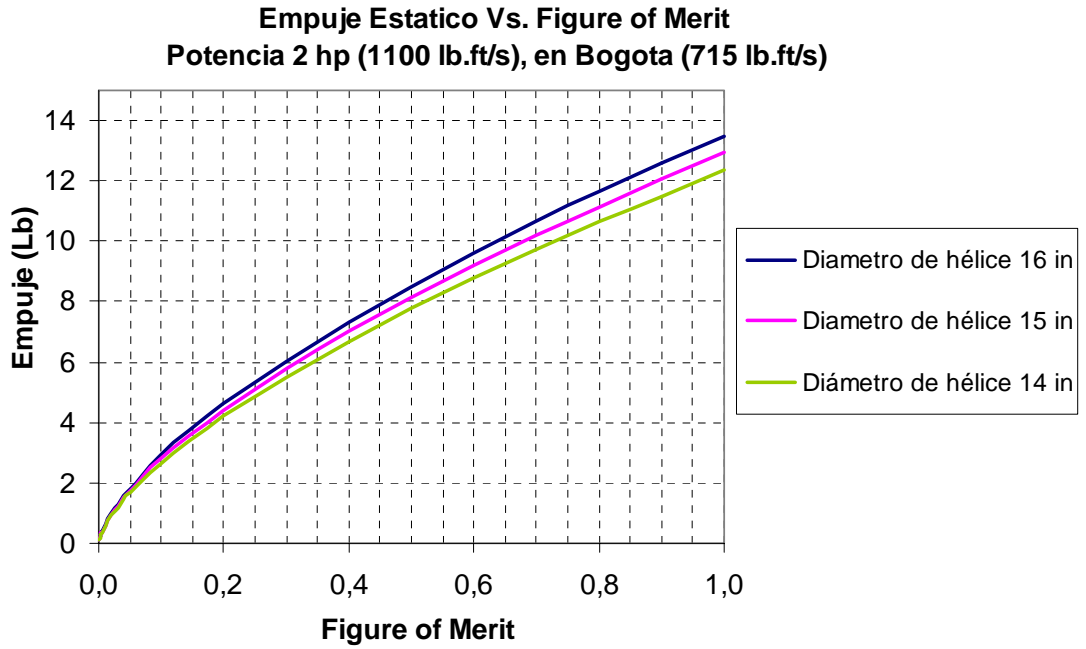
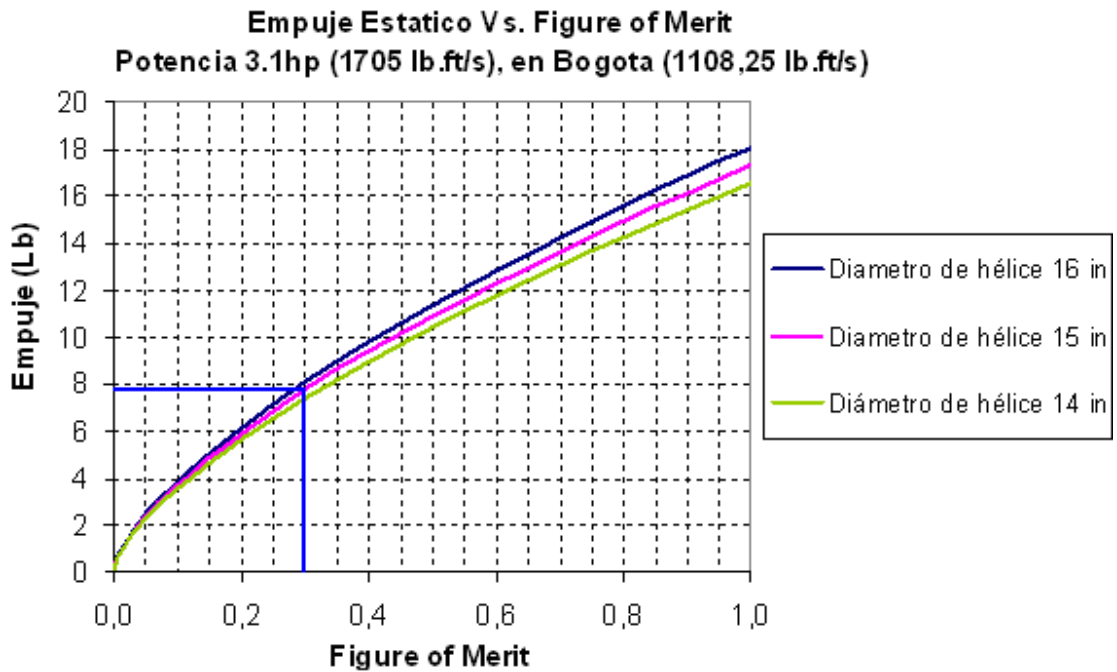


Figura 46. Empuje estático vs. Figure of merit para una potencia 3,1 hp.



Es importante decir, que un empuje de 2,7858 Lb cada motor no es suficiente para poder levantar en vuelo vertical el UAV, por lo tanto se examinan dos motores mas como siguen; además se asume en todos los casos un F.O.M.(Figure of merit). Este resultado es teórico y se establecerá su exactitud a través de pruebas de empuje que se harán con el motor fabricando un banco de pruebas y midiendo el empuje con un dinamómetro. El motor que mejor se comporta, en su análisis teórico es el que tiene una potencia disponible de 3,1hp, el empuje que se deriva de la gráfica es: 7,7 Lb. Para diferentes valores de Figure of Merit, diámetros y potencia disponible se tiene:

4.12.6. Características generales del motor: Las especificaciones son:

Desplazamiento:	19,9cc (1,20 cid)
Rango de RPM:	1800 -14.000 RPM
Diámetro interior del cilindro:	30mm (1,18")
Carrera del émbolo:	28.2mm (1,11")
Peso sin muffler.	750g (26,5oz)
Potencia:	3,3BHP @ 13.000 RPM
Hélices sugeridas por el fabricante:	16x10, 16x8, 18x5, 18x6.

Figura 47. Motor O.S. 1.20 AX.

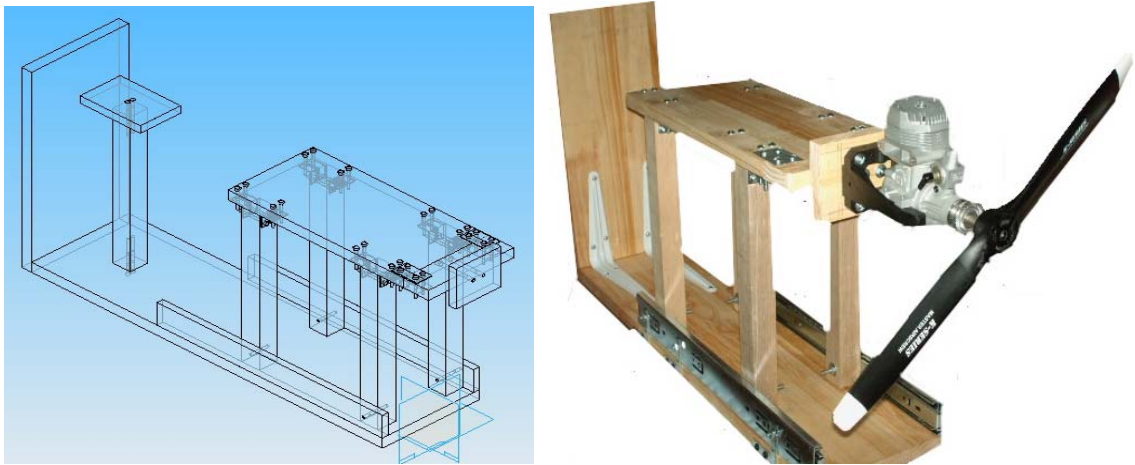


Fuente: www.towerhobbies.com.

4.13. MEDICIÓN DEL EMPUJE.

4.13.1. Construcción del banco de pruebas: Se hicieron unos bocetos para hacer la prueba de empuje, se moldeó el diseño en Solid Edge y se fabricó, aquí algunas fotografías del proceso de diseño y construcción del banco de pruebas:

Figura 48. Banco de prueba para medir empuje.



A continuación se verán algunas fotografías del proceso de construcción del banco de prueba para la medición del empuje:

Figura 49. Rieles de deslizamiento del banco de pruebas.



Figura 50. Mesa del banco de pruebas.



Figura 51. Mesa sobre los rieles.



Figura 52. Ensamble banco de pruebas.



Como el empuje de los motores teórico superaba el margen de medida de los dinamómetros disponibles en los laboratorios, se procedió a fabricar un dinamómetro (aunque éste solo constaba de diferentes resortes anclados en la punta, en la parte posterior de la mesa y en una pared estática rígida, está en la parte posterior del banco de pruebas), aunque este proceso tuviera problemas de precisión en la medida, sin embargo durante el proceso de fabricación del banco de pruebas se hizo que esta herramienta de medida tuviera la mayor precisión posible, haciendo que el banco fuera lo suficientemente rígido y estable para que la vibración del motor no interrumpiera la medida de la longitud final del resorte, además con la estructura diseñada y construida para el banco se incluyó un riel de aluminio con diferentes rodamientos, permitiendo el deslizamiento suave y sin vibraciones del conjunto mesa - motor. Se analizaron tres tipos de resorte y a cada uno se le aplicó la ley de hooke para obtener la constante de rigidez “K” así:

*“La fuerza requerida para elongar o comprimir un resorte es proporcional a la cantidad de elongación o compresión ”x”. Esta ley de fuerza para resortes, es conocida como **ley de hooke**”¹.*

4.13.2. Determinación del “K” de los resortes: Datos obtenidos al medir el K del resorte:

Tabla 15. Determinación experimental de la constante “K” del resorte.

Tipo de resorte	Solo Resorte			K del resorte-pesas [N/m]	Resorte con la mesa del motor					
	Longitud inicial [cm]	Pesos en el resorte [N]	Longitud final [cm]		Longitud inicial resorte-conjunto [cm]	Peso de la mesa [N]	Longitud final resorte-conjunto [cm]	K del conjunto (resorte-banco-pesas) [N/m]	K del conjunto (resorte-banco) [N/m]	K promedio [N/m]
1	4,2600	72,3240	15,9000	621,3402	9,5000	32,5582			547,4077	584,3739
2	5,7500	96,6280	15,0000	1044,6270	8,8000	31,8611			940,4643	992,5457
3	10,1000	96,6280	23,5000	721,1045	13,1000	21,6331	24,6000	1028,3577	956,1387	901,8670
						28,6842				

¹ Tomado de física para ciencias e ingeniería, Tomo I ,quinta edición, Serway, Beichner

Figura 53. Banco de pruebas colgado en estructura para medir el "K" del resorte.



Se tomó cada uno de los resortes, y se instalaron sucesivamente en el banco de pruebas, éste se puso en forma vertical anclado en la parte superior y se aplicaron pesos específicos, pesados previamente en una pesa digital, luego se midió la elongación final del resorte y se halló la constante de rigidez "K".

$$F_s = -kx \quad (68)$$

Figura 54. Pesa digital y la plataforma para pesos.



Luego de hallar la constante de rigidez de cada resorte se procedió a hallar la constante de rigidez del conjunto que se iba a elongar en el banco de pruebas, por eso se tomó todo el banco verticalmente, con la constante de rigidez de cada resorte se midió la elongación de cada resorte por la fuerza ejercida de la mesa

del banco, este proceso se hizo con cada resorte para determinar el peso promedio de la mesa; con este peso y con los pesos añadidos posteriormente se halló finalmente el “ K ” del conjunto (resorte - mesa – pesas). Con este coeficiente y el anterior hallado (resorte solo), se hizo un promedio, finalmente este “ K ” fue el usado en las pruebas de empuje.

Figura 55. Medición de la elongación del resorte.

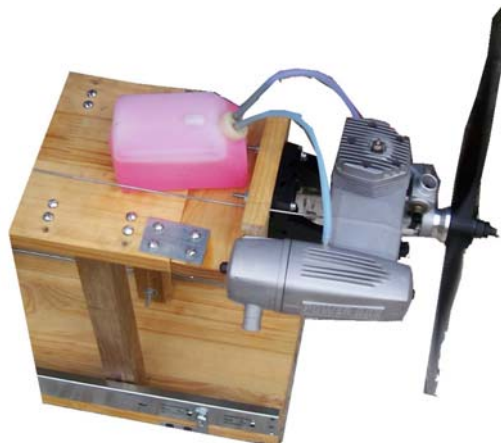


En esta imagen se puede ver el banco vertical puesto sobre una barra y una estructura, para que el peso de la mesa estire el resorte, y así se pueda hacer la medición de la longitud final, con esta medición se hallaron los diferentes módulos de rigidez de los diferentes resortes.

4.13.3. Pruebas de empuje y corrida de motores: Para la primera corrida de motores es necesario hacer que las piezas internas del motor se acoplen entre sí y probar que haya un buen funcionamiento del conjunto para luego llevar el motor a altas revoluciones, por eso fue necesario seguir el manual de operaciones del motor 1.20 O.S. Engine; donde se recomienda hacer este proceso para que el motor tenga un funcionamiento duradero y bueno.

Se instala el motor en el banco de pruebas, se hacen las instalaciones del tanque de combustible, las líneas de combustible hacia el carburador del motor, la línea de presurización del tanque y luego se procede a prender el motor. Modificando el paso de combustible y la entrada de aire al carburador se hacen diferentes pruebas de encendido para establecer un punto óptimo de mezcla (aire-combustible), pero para esto hay que hacer por lo menos 6 pruebas de encendido de motor con el tanque totalmente lleno hasta que se desocupe, es decir, encender el motor 6 veces con el tanque lleno hasta que se acabe el combustible, luego llenar nuevamente el tanque y hacer el mismo proceso; en el manual de operaciones *Max-120 AX RING O.S. Engine le llaman "Breaking-in"*²

Figura 56. Prueba de empuje.



Luego de realizar este proceso, se puede llevar el motor a altas revoluciones con la válvula de entrada de combustible y el paso de aire en la posición más eficiente para una mezcla óptima. Para la medición de empuje se llevó el motor a un 70% de su potencia aproximadamente en todas las pruebas. A continuación la *Tabla 16*, muestra los valores hallados y analizados con los tres tipos de resorte, luego se hace un promedio de los resultados obtenidos y se halla el empuje promedio en

² Tomado de O.S. Engine MAX-120 AX RING Instruction Manual página 29

cada uno de los regímenes, para finalmente en cada régimen de la válvula de paso de combustible se evalúa el resultado mas alto de empuje para establecer esta como la mas óptima, y por lo tanto el empuje del motor.

Tabla 16. Estimación del empuje de los motores de forma experimental.

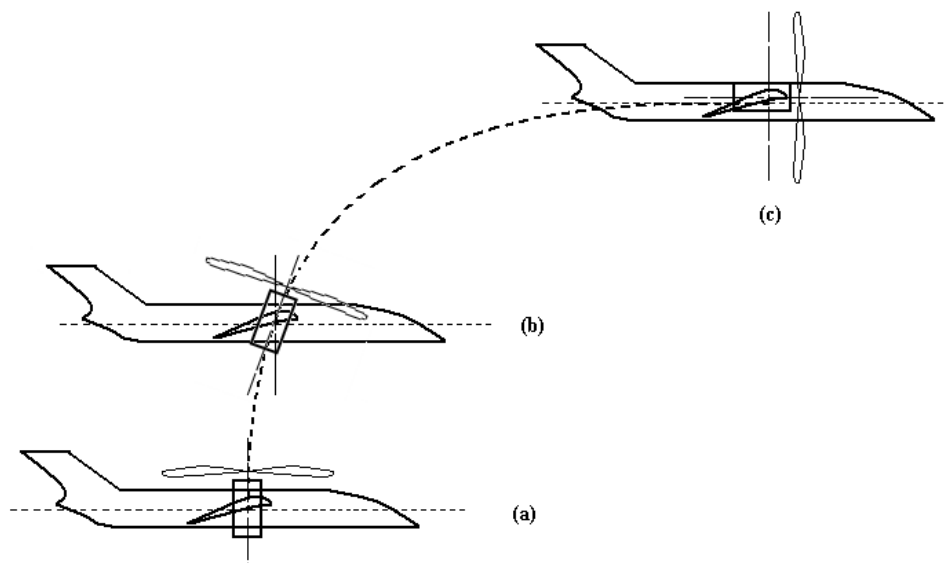
Tipo de resorte	Needle Valve [vueltas]	Throttle Valve [%]	Longitud Resorte [cm]			Longitud Resorte inicial en banco horizontal (cm)	Empuje (N)			Empuje (Lb)			Empuje promedio (Lb)
1	1 y 1/4	70	8,1300	8,0900	8,2700	5,8200	13,4990	13,2653	14,3172	3,0347	2,9822	3,2186	3,0785
1	1	70	9,4700	9,8000	9,7700	5,8200	21,3296	23,2581	23,0828	4,7951	5,2286	5,1892	5,0710
1	1 - 2 clicks	70	9,7300	9,8900	9,7400	5,8200	22,8490	23,7840	22,9075	5,1367	5,3469	5,1498	5,2111
2	1 y 1/4	70	8,0300	7,6500	7,9700	6,2100	18,0643	14,2927	17,4688	4,0610	3,2131	3,9271	3,7338
2	1	70	8,4700	8,5200	8,5100	6,2100	22,4315	22,9278	22,8286	5,0428	5,1544	5,1321	5,1097
2	1-2 clicks	70	8,7300	8,7000	8,5800	6,2100	25,0122	24,7144	23,5233	5,6230	5,5560	5,2883	5,4891
3	1 y 1/4	70	12,2000	12,1200	12,3400	10,1000	18,9392	18,2177	20,2018	4,2577	4,0955	4,5415	4,2577
3	1	70	13,5000	13,4600	13,4900	10,1000	30,6635	30,3027	30,5733	6,8934	6,8123	6,8731	6,8934
3	1 - 2 clicks	70	12,6900	13,1400	13,1100	10,1000	23,3584	27,4168	27,1462	5,2512	6,1635	6,1027	5,7073

Con cada uno de los resortes se puso el motor en tres regímenes diferentes, y en cada régimen se hicieron tres mediciones, por lo tanto por cada resorte se hicieron 9 mediciones; para hallar el empuje final promedio se hicieron un total de 27 mediciones que mostraron una tendencia similar, luego se analizaron y se procesaron estos datos para establecer el valor numérico del Empuje. El empuje del motor al 70% de potencia a una altura de 2600 metros sobre el nivel del mar es: 5,6914 Lb.

4.14. CARACTERISTICAS DEL VUELO VTOL.

Es preciso mencionar en primera instancia que gran parte del presente diseño parte de la optimización de una aeronave Stol, por lo que durante el diseño aerodinámico y de estabilidad y control, se harán relaciones entre las dos configuraciones.

Figura 57. Facetas del vuelo VTOL en take off



La configuración del presente modelo se caracteriza por ser del tipo tilt – rotor, la cual consta de dos motores ubicados en las puntas de los planos, sujetos por una bancada, que a su vez se encuentra unida a un eje de giro, el cual será el encargado de proporcionar el par torsor para así cambiar la dirección del vector de empuje. Teniendo en cuenta lo anterior, se ha dividido el vuelo del presente proyecto en tres fases fundamentales a partir del despegue (*Figura 57a, 57b, 57c*), donde el movimiento de la aeronave en un principio es netamente vertical (*Figura 57a*), seguido de un progresivo cambio en la dirección de vuelo a causa de la variación de dirección en el vector de empuje (*Figura 57b*), para finalmente llegar a un vuelo recto y nivelado de manera horizontal (*Figura 57c*).

Es así como con plena claridad de lo dicho anteriormente, se procede a realizar un análisis específico de cada una de las diferentes fases de vuelo, de manera tal que se asumirán condiciones ideales con el único fin de facilitar la realización de los cálculos. Todo esto no sin olvidar aclarar algunos términos que se utilizaran durante el proceso.

Las variables que se van a tener en cuenta en este cálculo se describen a continuación:

T_E ; Thrust Engine

T_{EX} ; Thrust Engine x component

$m_{a/c}$; Mass of air craft

$a_{a/c}$; Acceleration of air craft

θ_E ; Engine Angle

$W_{a/c}$; Weight of Air Craft

L_W ; Lift of Wing

D ; Drag of Air Craft

V_X ; x velocity due to engine horizontal flow

$L_{W_{Vx}}$; Lift of wing due to x velocity

q ; Dynamic pressure

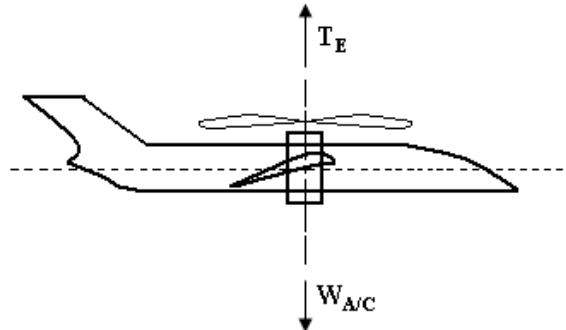
C_{Lc} ; Lift coefficient of clean configuration

S_W ; Wing Area

$\rho_{air@SL}$; Density of air at sea level

4.14.1 Fase de vuelo vertical (1): Durante esta primera etapa de vuelo la aeronave empezara su movimiento de manera netamente vertical; esto se debe básicamente al empuje generado por los motores, los cuales durante esta fase se encuentran ubicados de manera vertical. En el diagrama de cuerpo libre se puede observar las diferentes fuerzas que actúan sobre la aeronave como el empuje de lo motores y el peso (eje y); cabe aclarar que para el caso el avión no presenta movimiento horizontal (eje x), ni fuerzas que actúan en esta misma dirección, a diferencia de lo que se presenta en el eje y en donde por la interacción de las fuerzas se tiene un movimiento vertical.

Figura 58. Vuelo en fase vertical.



Durante este movimiento la velocidad es tan mínima que se despreciara el arrastre generado durante la tendencia por el avión y así esto no afectara los cálculos.

$$\begin{aligned} \sum F_x &= 0 \\ \sum F_y &= T_E - W_{a/c} = m_{a/c} \cdot a_{a/c} \end{aligned} \quad (69)$$

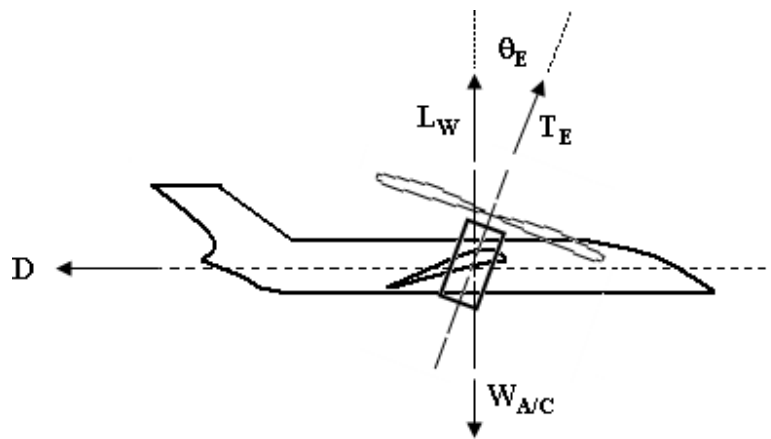
$$a_{a/c} = \frac{V_f - V_i}{t}$$

4.14.2. Fase de vuelo de transición (2): De manera similar durante esta segunda etapa de vuelo es necesario analizar el diagrama de cuerpo libre de la aeronave. Como se puede ver en la figura, esta fase de vuelo presenta un movimiento tanto en el eje x como en el eje y; esto se debe a la variación en el ángulo de rotación de los motores θ_E . Debido a este movimiento de rotación aparecen dos fenómenos importantes que analizaremos a continuación.

En primera instancia, se tiene una fuerza de sustentación en dirección vertical generada por el plano que resulta de la interacción del flujo de aire y el mismo. Este flujo de aire que actúa sobre el plano presenta solo componente horizontal en su vector de movimiento, ya que para el presente caso se tendrá en cuenta que la aeronave después de haber alcanzado determinada altura en su fase de vuelo vertical, empezara a avanzar horizontalmente sin alteración en su cota de vuelo.

Ahora, como se puede observar la dirección del vector de empuje depende del ángulo de rotación θ_E , por lo que el empuje a su vez se decompone, por un lado en una componente vertical T_{EY} que sumado a la sustentación $L_{W_{VX}}$ sostienen el avión, y por otro parte en una componente T_{EX} que es aquella que genera el impulso para que a su vez haya velocidad de aire que actué sobre el ala.

Figura 59. Vuelo en la etapa de transición.



Por tal motivo se tiene:

$$\sum F_X = T_{EX} - D = m_{a/c} a_{a/c} \qquad \sum F_X = T_E \sin \theta_E - D = m_{a/c} a_{a/c} \quad (70)$$

$$\sum F_Y = L_{W_{VX}} + T_{EY} - W_{A/C} = 0 \qquad L_{W_{VX}} = C_{Lc} q S_W \quad (73)$$

$$\sum F_Y = \frac{C_{Lc} \rho_{air@SL} V_X^2 S_W}{2} + T_E \cos \theta_E - W_{A/C} = 0 \quad (71) \qquad W_{a/c} = 10 L b$$

$$T_E \cos \theta_E = W_{A/C} - \frac{C_{Lc} \rho_{air@SL} V_X^2 S_W}{2} \qquad q = \frac{1}{2} \rho_{air@SL} V_X^2 \quad (74)$$

$$\cos \theta_E = \frac{W_{A/C} - \frac{C_{Lc} \rho_{air@SL} V_X^2 S_W}{2}}{T_E} \quad (72)$$

$$\theta_E = \cos^{-1} \left[\frac{W_{A/C} - \frac{C_{Lc} \rho_{air@SL} V_X^2 S_W}{2}}{T_E} \right]$$

$$T_E \cos \theta_E = W_{A/C} - \frac{C_{Lc} \rho_{air@SL} V_X^2 S_W}{2}$$

$$\frac{C_{Lc} \rho_{air@SL} V_X^2 S_W}{2} = W_{A/C} - T_E \cos \theta_E$$

$$V_X = \sqrt{\frac{2(W_{A/C} - T_E \cos \theta_E)}{C_{Lc} \rho_{air@SL} S_W}} \quad (75)$$

4.14.3. Fase de vuelo horizontal (3): Finalmente se tiene durante la tercera fase de vuelo un comportamiento ya conocido, de tal modo que el diagrama de cuerpo libre pone al descubierto la sumatoria de fuerzas como se muestra.

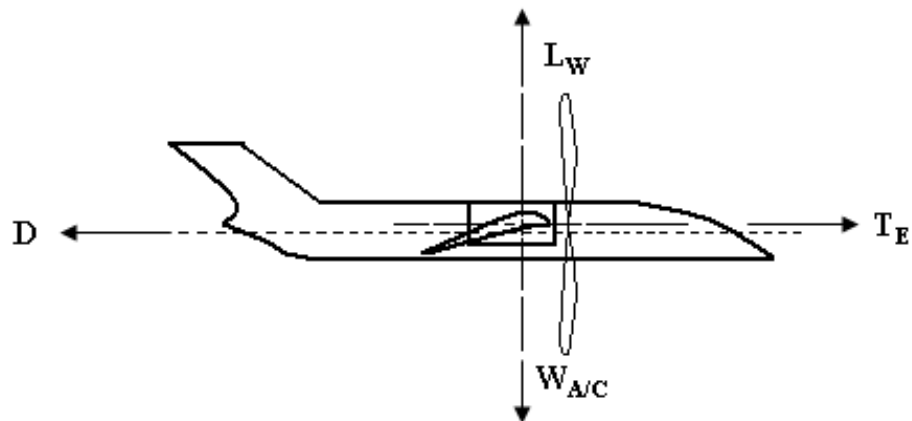
$$\sum F_X = T_{EX} - D = m_{a/c} a_{a/c} \quad (76)$$

$$T_{EX} - D_3 = m_{a/c} a_{a/c}$$

$$\sum F_Y = L_{W_{VX}} - L_0 - W_{a/c} = 0 \quad (77)$$

$$L_{W_{VX}} - L_0 = W_{a/c}$$

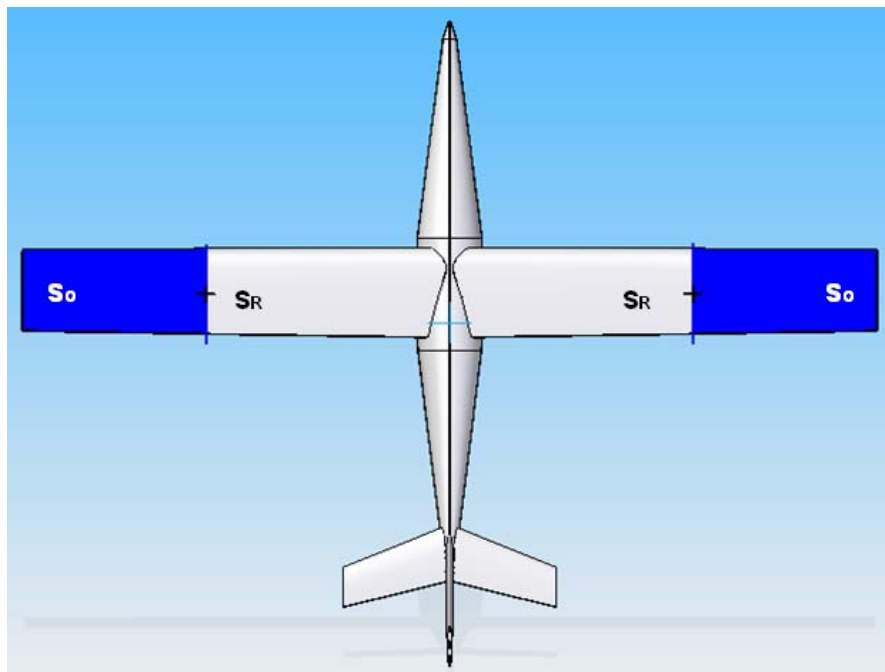
Figura 60. Vuelo en condición horizontal.



Habiendo así analizado cada una de las diferentes fases de vuelo como vertical, transición y horizontal, se da paso al análisis relacionado entre la configuración tipo V/STOL y convencional.

4.15. OPTIMIZACION DEL ALA.

Figura 61. Ala versión inicial comparada con la condición final.



Es preciso mencionar que tan importante es el proceso de optimización del plano antes de continuar con la siguiente etapa de diseño puesto que en la medida que pueda ser realizado, las dimensiones del ala cambiarán. Esto se debe básicamente a que si se tiene en primera instancia un avión de configuración normal, este a su vez tendrá un área alar determinada que satisfará los requerimientos de la misma, ahora, si por el contrario se tiene una configuración

de tipo V/tol, durante la fase de vuelo de transición la suma de la sustentación generada por el plano y la componente vertical del vector de empuje de los motores darán como resultado un sobre dimensionamiento en la superficie alar; todo esto partiendo del hecho que para llegar al diseño de la aeronave V/tol se iniciara en un principio de lo calculado para configuración normal.

$$S_1 = c_1 b_1 \quad ; \quad c_1 = c_R \quad ; \quad S_R = c_R b_R \quad (78) \quad S_R = S_W - S_0 \quad (79)$$

Así se tiene un paralelo entre las diferentes fases de vuelo planteadas para la configuración V/tol y la normal.

Conf. V/tol

Conf. Normal

$$1. W_{a/c} = T_E \quad ; \quad D_Y \cong 0 \quad ; \quad V_Y \cong 0 \quad (80)$$

$$1. W_{a/c} = L_{W_{VSL}}$$

$$W_{a/c} = T_{EY} + (L_{W_{X2}} - L_{02}) \quad (81)$$

$$L_{W_{VSL}} = C_{Lc} q_{SL} S_W = C_{Lc} \frac{1}{2} \rho_{air@SL} V_{SL}^2 S_W \quad (88)$$

$$2. T_{EX} - D = m_{a/c} a_{a/c}$$

$$(82) \quad W_{a/c} = C_{Lc} \frac{1}{2} \rho_{air@SL} V_{SL}^2 S_W \quad (89)$$

$$C_D = \frac{D_2}{q_2 S_W}$$

$$(83) \quad V_{SL} = 25,2744 \text{ Knots} = 42,65838 \text{ ft/seg} \quad (90)$$

$$D_2 = C_D q_2 S_W = \frac{C_D \rho_{air@SL} V_{X2}^2 S_W}{2} \quad (84)$$

$$3. L_{W_{X3}} - L_0 = W_{a/c} \quad (85)$$

$$T_{EX} - D_3 = m_{a/c} a_{a/c} \quad (86)$$

$$D_3 = C_D q_3 S_W = \frac{C_D \rho_{air@SL} V_{X3}^2 S_W}{2} \quad (87)$$

Teniendo en cuenta lo anterior se puede relacionar ecuaciones referentes a cada fase de vuelo y/o configuración de aeronave, con el fin de determinar valores que faciliten los cálculos siguientes. Como lo que se desea determinar es el área

parasita del plano, para ello existen dos posibles manera. A través del primer método se puede asumir que $V_{X3} = V_{SL}$, donde la V_{X3} hace referencia a la velocidad horizontal de la aeronave durante la fase de vuelo 3; ya que es de esta velocidad de perdida que depende si la aeronave mantiene su sustentación o no. Así, partiendo del hecho anterior y reemplazando, en la Ec. (85) se tiene que:

$$L_{W_{X3}} - L_{03} = W_{a/a} \quad (91)$$

$$\frac{C_{Lc} \rho_{air@SL} V_{X3}^2 S_W}{2} - L_{03} = W_{a/a}$$

$$L_{03} = \frac{C_{Lc} \rho_{air@SL} V_{X3}^2 S_W}{2} - W_{a/a} \quad (92)$$

$$\frac{C_{Lc} \rho_{air@SL} V_{X3}^2 S_{03}}{2} = \frac{C_{Lc} \rho_{air@SL} V_{X3}^2 S_W}{2} - W_{a/a} \quad (93)$$

$$S_{03} = S_W - \frac{2W_{a/a}}{\rho_{air@SL} V_{X3}^2} = S_W - \frac{2W_{a/a}}{\rho_{air@SL} V_{SL}^2} = 1,6260 \text{ ft}^2$$

El segundo procedimiento hace referencia a la obtención y posterior utilización de una ecuación que pueda fijar una variación en el área parasita en función del cambio de ángulo de rotación θ_E y a su vez en la velocidad horizontal de la aeronave V_X . Por tal motivo se debe utilizar la Ec. 81 como se muestra.

$$W_{a/c} = T_{EY} + (L_{W_{X2}} - L_{02}) \quad (94)$$

$$W_{a/c} = T_E \cos \theta_E + \left(\frac{C_{Lc} \rho_{air@SL} V_{X2}^2 S_W}{2} - \frac{C_{Lc} \rho_{air@SL} V_{X2}^2 S_{02}}{2} \right)$$

$$W_{a/c} = T_E \cos \theta_E + \frac{C_{Lc} \rho_{air@SL} V_{X2}^2 (S_W - S_{02})}{2} \quad (95)$$

$$S_{02} = S_W - \frac{2(W_{a/c} - T_E \cos \theta_E)}{C_{Lc} \rho_{air@SL} V_{X2}^2} \quad (96)$$

Como se puede observar por medio de la ecuación, en la medida que se aumenta la velocidad partiendo de 1 hasta la velocidad de stall, el área parasita disminuye a partir de valores muy altos contra poco ángulo de inclinación de motores. Esto se debe a que en un principio la aeronave estará siendo sustentada solo por el empuje de los motores, sin utilizar para nada la superficie alar.

Figura 62. Optimización del ala.

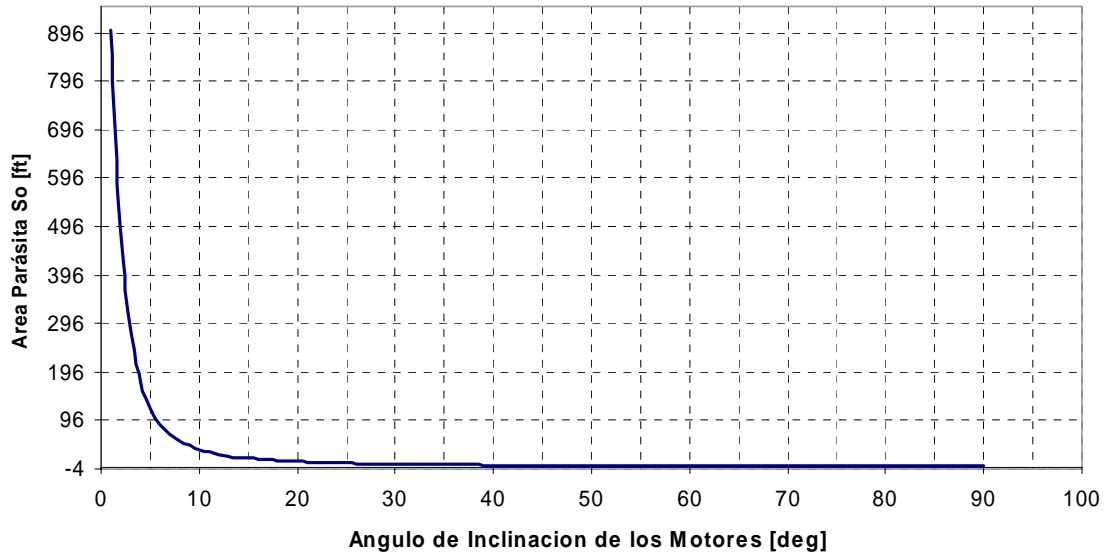
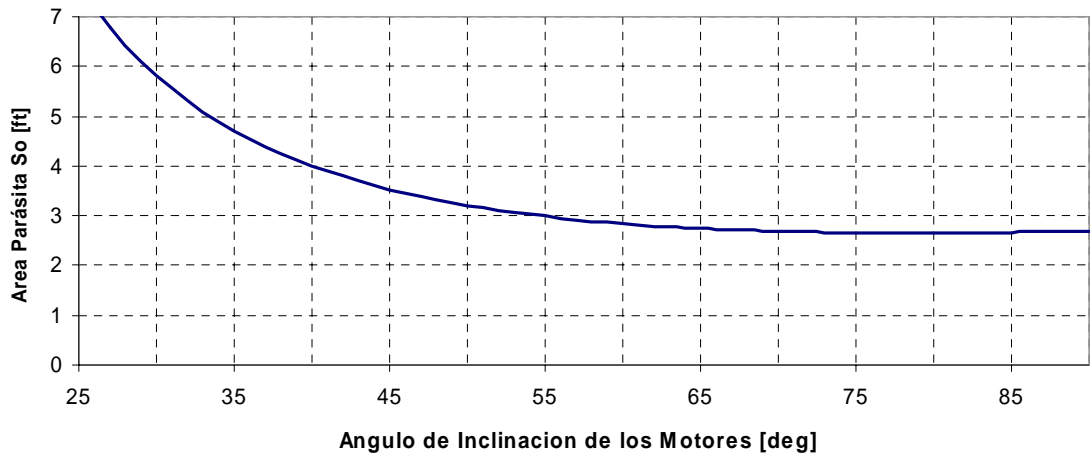
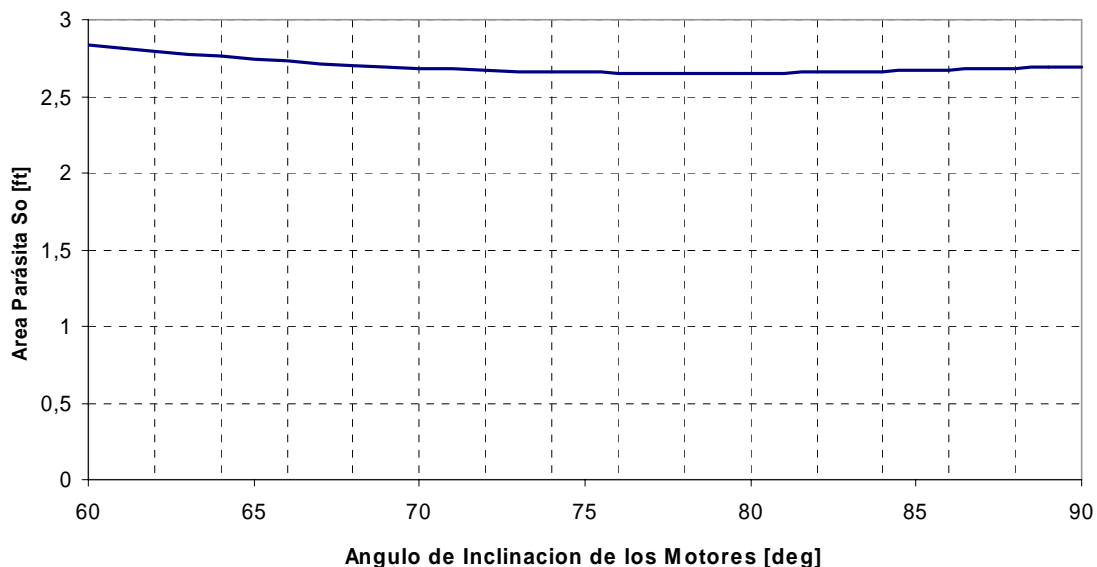


Figura 63. Optimización del ala 2.



No obstante conforme se va aumentando el ángulo de inclinación de motores los valores de S_0 disminuyen considerablemente. Para finalmente entrar en un rango de valores aceptables; de igual manera se puede observar que a partir de 80 grados o menos, la función empieza a tener un comportamiento creciente.

Figura 64. Optimización del ala 3.



De este modo, habiendo visto los dos diferentes métodos para la obtención del área parasita, se puede convenir que el segundo de ellos es el mas apropiado, ya que es este el que relaciona variables tan importantes como la variación en el ángulo de inclinación de los motores θ_E . Así teniendo en cuenta la Ecuación 96, se tiene:

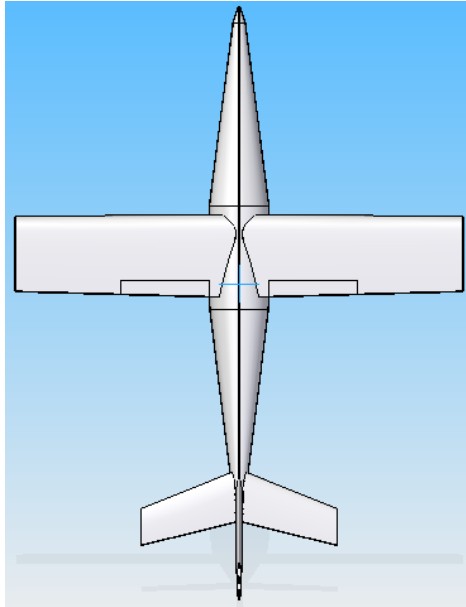
$$S_{02} = 2,693925705 ft^2$$

Donde el valor de T_E hace referencia al empuje calculado por medio de las pruebas, multiplicado por el numero de motores a utilizar y la velocidad V_{X2} se asume como la máxima conocida, que para el caso es la velocidad de stall.

4.15.1 Redimensionamiento del ala: Ya que se tiene un área parasita que estará generando sustentación, pero que no será necesaria por la interacción del empuje vectorial en el vuelo de transición, será preciso restar el área parasita hallada S_0 de la calculada en un principio para la configuración normal de la aeronave S_w .

$$S_R = S_W - S_0 = 3,5560743 \text{ ft}^2 \quad (97)$$

Figura 65. Configuración final del avión.



4.16. VELOCIDAD DE ROTACION DE MOTORES.

En el pasado se había mencionado que durante la etapa de vuelo de transición, los motores girarían de una posición vertical a una horizontal para de esta manera cambiar la dirección del vector de empuje. Por tal motivo es importante mencionar que las condiciones con que ocurra esta inclinación deben estar sometidas a múltiples factores, como lo es uno de ellos la velocidad angular o velocidad de rotación de motores ω . Es importante tener en cuenta este valor, ya que también es de este, del cual depende un óptimo vuelo de transición, puesto que si ω es demasiado bajo el avión podría entrar en pérdida de forma prematura.

Ahora teniendo en cuenta el valor de S_0 se tiene de la Ec. (81) mostrada con anterioridad lo siguiente:

$$W_{a/c} = T_{EY} + (L_{W_{X2}} - L_{02}) \quad (98)$$

$$W_{a/c} = T_E \cos \theta_E + \frac{C_{Lc} \rho_{air@SL} V_{X2}^2 S_W}{2} - \frac{C_{Lc} \rho_{air@SL} V_{X2}^2 S_0}{2}$$

$$W_{a/c} = T_E \cos \theta_E + \frac{C_{Lc} \rho_{air@SL} V_{X2}^2}{2} (S_W - S_0)$$

$$W_{a/c} = T_E \cos \theta_E + \frac{C_{Lc} \rho_{air@SL} V_{X2}^2}{2} S_R \quad (99)$$

De donde se obtiene:

$$V_{X2} = \left[\frac{2(W_{a/c} - T_E \cos \theta_E)}{C_{Lc} \rho_{air@SL} S_R} \right]^{1/2} \quad (100) \quad \theta_E = \cos^{-1} \left[\frac{W_{a/c} - \frac{2C_{Lc}}{V_{X2}^2 \rho_{air@SL} S_R}}{T_E} \right] \quad (101)$$

Así de esta manera se llega a una ecuación que relaciona tan solo dos variables, la velocidad horizontal del flujo de aire que pasa por el plano durante la fase de vuelo de transición (V_{X2}) y el ángulo de inclinación de los motores con respecto a la vertical (θ_E), ahora lo importante es determinar cual de estas dos variables será la variable dependiente y cual la independiente.

Ya que lo relevante es determinar la velocidad de rotación de los motores óptima, de tal manera que la componente horizontal del empuje genere la velocidad necesaria para que actúe sobre el plano y origine la fuerza de sustentación, sin olvidar que esta fuerza de sustentación sumada a la componente vertical, sustentaran a la aeronave para no que entre en perdida, se utilizara la ecuación (7). Por lo que se tiene:

$$\omega = \frac{d\theta_E}{dt} \quad (102)$$

Donde ω hace relación a la velocidad angular o velocidad de rotación y es igual al cambio del ángulo de rotación de los motores con respecto al tiempo. De esta manera partiendo de la 2° ley de Newton donde:

$$F = ma = m\left(\frac{dv}{dt}\right) ; E = m\left(\frac{dv}{dt}\right) ; dv = \frac{E}{m} dt ; \frac{dv}{dt} = a ; V(t) = at \quad (103)$$

Y teniendo en cuenta que V_{X2} se debe escribir mediante una ecuación en función del tiempo, ya que a partir del punto en que la aeronave empieza a hacer el vuelo de transición donde $V_{X2} = 0$, hasta que la velocidad es lo suficientemente alta para que los planos sustenten el avión, se tiene:

$$V(t) = at ; V(t) = \frac{T_{EX}}{m_{a/c}} t ; V_{X2}(t) = \frac{T_{EX}}{m_{a/c}} t \quad (104)$$

Así se debe relacionar las ecuaciones 100 y 101 con el fin de obtener:

$$V_{X2} = \left[\frac{2(W_{a/c} - T_E \cos \theta_E)}{C_{Lc} \rho_{air@SL} S_R} \right]^{1/2} = \frac{T_{EX}}{m_{a/c}} t = \frac{T_E \sin \theta_E t}{m_{a/c}} \quad (105)$$

$$\frac{2(W_{a/c} - T_E \cos \theta_E)}{C_{Lc} \rho_{air@SL} S_R} = \frac{T_E^2 \sin^2 \theta_E t^2}{m_{a/c}^2}$$

$$W_{a/c} - T_E \cos \theta_E = \frac{C_{Lc} \rho_{air@SL} S_R T_E^2 \sin^2 \theta_E t^2}{2m_{a/c}^2}$$

$$W_{a/c} = T_E \cos \theta_E + \frac{C_{Lc} \rho_{air@SL} S_R T_E^2 \sin^2 \theta_E t^2}{2m_{a/c}^2} \quad (106)$$

Y como:

$$\begin{aligned} \sin^2 \theta + \cos^2 \theta &= 1 \\ \sin^2 \theta &= 1 - \cos^2 \theta \end{aligned} \quad (107)$$

Entonces se tiene:

$$\begin{aligned}
W_{a/c} &= T_E \cos \theta_E + \frac{C_{Lc} \rho_{air@SL} S_R T_E^2 t^2 (1 - \cos^2 \theta_E)}{2m_{a/c}^2} \\
W_{a/c} &= T_E \cos \theta_E + \frac{(C_{Lc} \rho_{air@SL} S_R T_E^2 t^2 - C_{Lc} \rho_{air@SL} S_R T_E^2 t^2 \cos^2 \theta_E)}{2m_{a/c}^2} \\
-\frac{C_{Lc} \rho_{air@SL} S_R T_E^2 t^2 \cos^2 \theta_E}{2m_{a/c}^2} + T_E \cos \theta_E + \frac{C_{Lc} \rho_{air@SL} S_R T_E^2 t^2 - 2m_{a/c}^2 W_{a/c}}{2m_{a/c}^2} &= 0 \quad (108)
\end{aligned}$$

La ecuación 108 se puede resolver así:

$$\begin{aligned}
\cos \theta_E &= \frac{-T_E \pm \sqrt{T_E^2 - 4 \left(-\frac{C_{Lc} \rho_{air@SL} S_R T_E^2 t^2}{2m_{a/c}^2} \right) \left(\frac{C_{Lc} \rho_{air@SL} S_R T_E^2 t^2 - 2m_{a/c}^2 W_{a/c}}{2m_{a/c}^2} \right)}}{2 \left(-\frac{C_{Lc} \rho_{air@SL} S_R T_E^2 t^2}{2m_{a/c}^2} \right)} \\
\theta_E &= \cos^{-1} \left[\frac{1 + \sqrt{1 + \left(\frac{2C_{Lc}^2 \rho_{air@SL}^2 S_R^2 T_E^2 t^4}{m_{a/c}^4} \right) - \left(\frac{4C_{Lc} \rho_{air@SL} S_R W_{a/c} t^2}{m_{a/c}^4} \right)}}{\left(\frac{C_{Lc} \rho_{air@SL} S_R T_E^2 t^2}{m_{a/c}^2} \right)} \right] \quad (109)
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
K_1 &= \frac{C_{Lc}^2 \rho_{air@SL}^2 S_R^2 T_E^2}{m_{a/c}^4} = 0,71055209 & K_3 &= \frac{C_{Lc} \rho_{air@SL} S_R T_E}{m_{a/c}^2} = 0,84294252 \\
K_2 &= \frac{C_{Lc} \rho_{air@SL} S_R W_{a/c}}{m_{a/c}^4} = 15,3564888 \quad (110)
\end{aligned}$$

$$\theta_E = \cos^{-1} \left[\frac{1 + \sqrt{1 + 2K_1 t^4 - 4K_2 t^2}}{K_3 t^2} \right] = \cos^{-1} \left[\frac{1}{K_3 t^2} + \frac{\sqrt{1 + 2K_1 t^4 - 4K_2 t^2}}{K_3 t^2} \right] \quad (111)$$

Ahora se tendrá que derivar la ecuación 111 con respecto al tiempo por medio del programa matemático derive para a si tener como resultado:

$$\frac{d\theta_E}{dt} = \frac{2 \left[\sqrt{(2K_1 t^4 - 4K_2 t^2 + 1)} - 2K_2 t^2 + 1 \right]}{t \sqrt{(2K_1 t^4 - 4K_2 t^2 + 1)} \sqrt{(-2) \sqrt{(2K_1 t^4 - 4K_2 t^2 + 1)} + t^4 (K_3^2 - 2K_1)} + 2(2K_2 t^2 - 1)}$$

Figura 66. Ángulo de rotación de los motores.

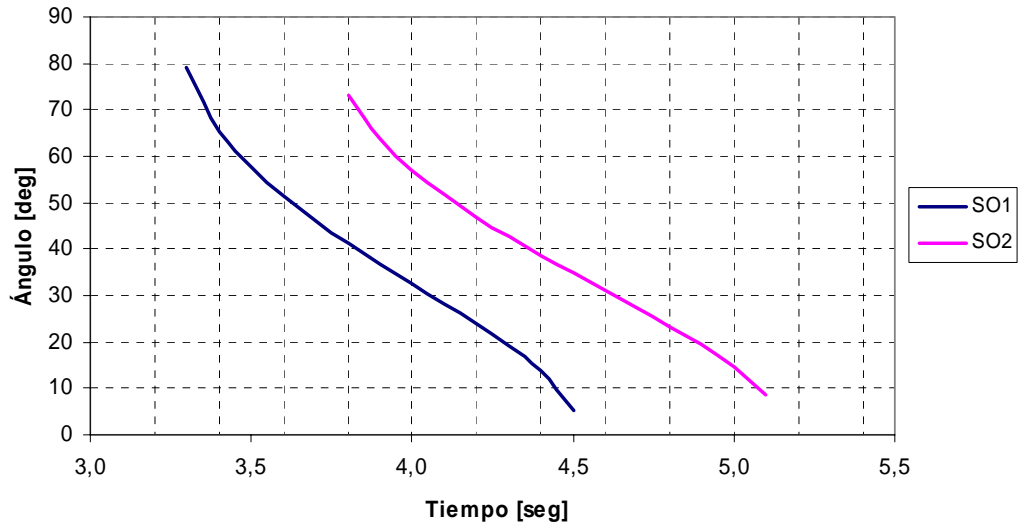
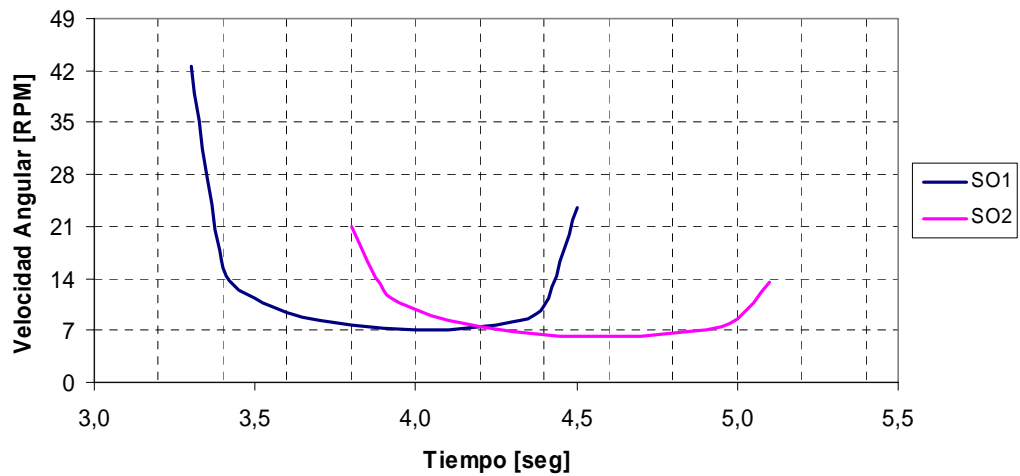


Figura 67. Velocidad de rotación de los motores.

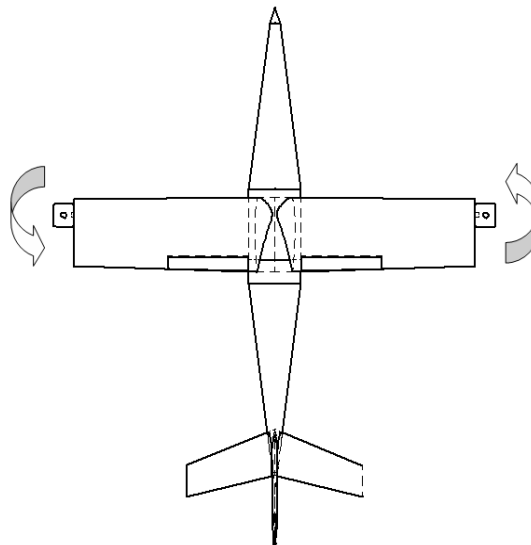


Se puede observar el sentido negativo de la grafica, esto se debe a la dirección de giro de los motores, por lo que será necesario realizar una serie de correcciones para de esta manera poder obtener una grafica adecuada y que se ajuste a los valores reales.

La anterior grafica muestra de manera clara como es el comportamiento de la velocidad angular (ω) con respecto al tiempo (t); sin olvidar el rango de valores del t para los cuales la función existe y de donde se tomara el valor de la velocidad angular o velocidad de rotación de los motores que satisfaga la ecuación evitando así que la aeronave entre en perdida. Teniendo en cuenta lo mencionado anteriormente, se tiene que si se utiliza un mecanismo que arroje una velocidad de aproximadamente 7 RPM's, se tendrá un tiempo de rotación de 0 a 90 grados de 4,5 segundos, lo que nos indica que si descendemos de este tiempo, la rotación será demasiado rápida, por lo que la aeronave podría entrar en perdida. Es así como este valor se convierte en el punto más crítico, por lo que será conveniente asumir valores de velocidad de rotación de motores mas altos con el ánimo de tener un factor de seguridad.

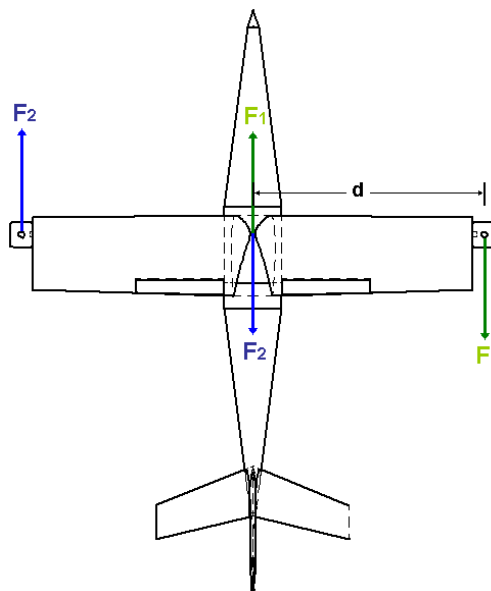
4.17. MÉTODO PARA CONTRARESTAR CONTRATORQUE DE LOS MOTORES Y FUERZA QUE ESTOS EJERCEN SOBRE EL AVIÓN.

Figura 68. Torque que se presenta en la aeronave.



Los motores de Anerkennung tienen el mismo sentido de giro, ya que los fabricantes de motores pequeños para aeromodelos fabrican los motores con un solo sentido de giro y los fabricantes de hélices las fabrican para que sean eficientes solo en este sentido, y éstos a su vez producen un momento torsor como se ve en la *Figura 68*. Éste momento torsor se puede explicar como un par de fuerzas que actúan sobre el avión separadas una distancia d desde la punta de las alas hasta el centro de masa del avión así:

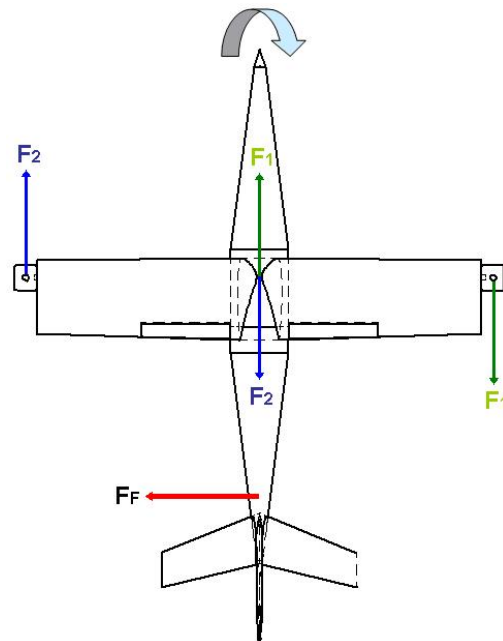
Figura 69. Fuerzas que actúan para generar el torque sobre la aeronave.



Las dos fuerzas en el centro del fuselaje se anulan entre sí, por lo tanto en la punta de las alas existe la F_1 y la F_2 que tienen la misma magnitud, éstas dos fuerzas crean un par que hacen que el avión tienda a rotar en la dirección mostrada; por eso es necesario realizar un análisis para evitar que esto ocurra ya que en el despegue vertical del avión esta rotación influirá en forma negativa en la estabilidad y el control del UAV, es importante entonces mostrar algunas alternativas propuestas para corregir este movimiento.

4.17.1. Alternativa 1: Contrarrestar este movimiento del avión instalando un rotor de cola que tenga una fuerza de empuje suficiente que anule el momento para que el avión en la fase de vuelo vertical esté libre de este giro.

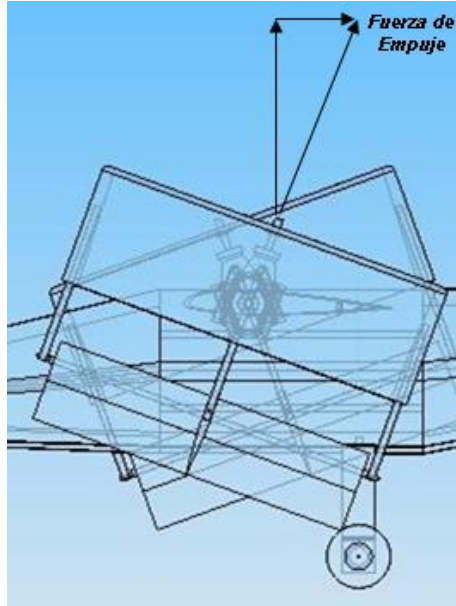
Figura 70. Método 1 para contrarrestar el torque.



Esta alternativa tiene la desventaja de tener que instalar un motor eléctrico de altas revoluciones en la parte trasera del UAV, que contrarreste el movimiento de éste causado por las fuerzas par del momento torsor de cada motor además de la complejidad de esta instalación que incurriría en aumento de peso por la batería que se usaría para el funcionamiento de éste, dañaría o afectaría el diseño original aerodinámico y estético y ya no sería un avión como tal sino un helicóptero, por eso se tiene que analizar otra alternativa de diseño

4.17.2. Alternativa 2: Instalar los motores en la punta de las alas con un ángulo establecido para que el vector de empuje horizontal de los motores anule el momento generado así:

Figura 71. Vista Lateral derecha del plano.



Ahora se halla éste ángulo θ para poder dejar los motores fijos. Sabemos que el motor tiene un Momento Torsor:

$$T = \frac{9,52 * Potencia[watts]}{RPM} \quad (113)$$

También podemos decir que el torsor se puede describir como una fuerza por una distancia:

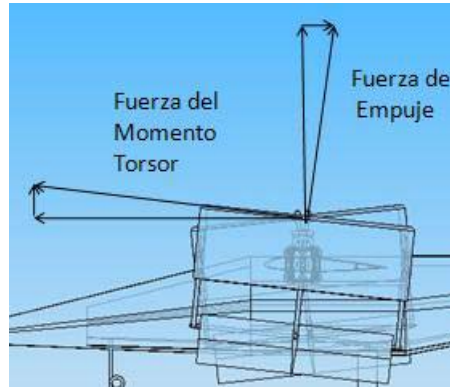
$$T = F_1 * d \quad (114)$$

Esta fuerza sería la que se tendría que contrarrestar para que el momento producido por lo motores se anule, esta fuerza se llamará. Para que la componente de la fuerza del momento torsor horizontal $F_1 \cos\theta$ se anule, esta debe ser igual a la componente horizontal del vector de empuje $F_{emp} \sin\theta$

Igualando las ecuaciones (113) y (114) se tiene:

$$T = \frac{9,52 * Pot[watts]}{RPM} = F_1 * d \quad (115)$$

Figura 72. F_1 Fuerza del par o fuerza del momento torsor.



Los cálculos se están haciendo a una potencia aproximada del 70%. Si la potencia máxima del motor es de 3,1 hp la potencia al 70% de las revoluciones es 2,17 hp. Del mismo modo las revoluciones a la potencia máxima son de 9000 RPM, y a una potencia de 2,17 hp son de 6300 RPM.

$$T = \frac{9,52 * 2,17hp * 745,7watts}{6300RPM * 1hp} = 2,445233Nm$$

$$F_1 = \frac{2,445233Nm}{d}$$

b Envergadura del UAV

D Diámetro de la hélice

$$d = \frac{b}{2} + \frac{D}{2} = \frac{1.371051m}{2} + \frac{0.4063898m}{2} = 0,8887204m \quad (116)$$

$$F_1 = \frac{2,445233Nm}{0,8887204m} = 2,7514N$$

Ahora para hallar el ángulo a la que tienen que estar los motores se igualan las componentes horizontales de las fuerzas de empuje y fuerza par del momento del motor así:

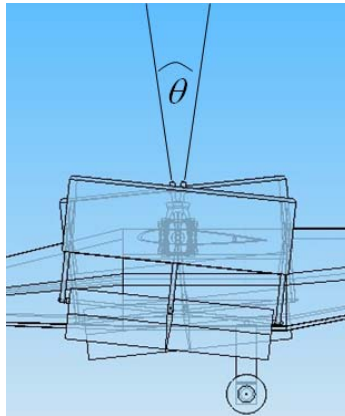
$$F_1 \cos \theta = F_{emp} \sin \theta \quad (117)$$

$$\frac{F_1}{F_{emp}} = \tan \theta \qquad \theta = \text{Tan}^{-1} \frac{F_1}{F_{emp}} = 6,20 \qquad (118)$$

Luego el ángulo entre los dos motores debería ser el doble de lo calculado:

$$\theta = 12^\circ$$

Figura 73. Ángulo de incidencia de los motores.



Este es el ángulo óptimo para ensamblar los motores, con el fin que al momento del despegue vertical se anule el momento producido por el par de fuerzas del momento torsor.

4.18. REDIMENSIONAMIENTO DEL AVIÓN.

Luego de haber determinado el área optimizada de la aeronave se procede a recalcular algunas características del avión y por esta modificación hay que determinar nuevamente el área de los estabilizadores horizontal y vertical. Se va a mantener como una constante el peso total de la aeronave como: $W_{TO} = 10 \text{ Lb}$.

$$\frac{W_{TO}}{S_w} = \frac{10 \text{ Lb}}{3,5561 \text{ ft}^2} = 2,8121 \text{ Psf} \qquad (119)$$

Lo anterior demuestra que aún este valor está dentro de la sección de diseño dada en la *Figura 26*, así que se puede continuar optimizando otros valores en el ala. Por ejemplo, se dejarán los valores de las cuerdas (promedio, de raíz y de la punta) y el *taper ratio* como datos constantes, esto con el fin de reducir la envergadura y con ello el valor de la relación de aspecto.

$$\Lambda_{c/4w} = 0^\circ. \quad c_{rw} = 0,8322 \text{ ft}. \quad c_{tw} = 0,749 \text{ ft}. \quad \bar{c}_w = 0,7913 \text{ ft}. \quad \lambda_w = 0,9.$$

$$b_w = \frac{2 * S_w}{c_{rw} * (1 + \lambda_w)} = 4,4982 \text{ ft} \quad (120)$$

$$AR_w = \frac{b_w^2}{S_w} = 5,69 \quad (121)$$

$$(\Lambda_{Leading\ Edge})_w = \tan^{-1} \left(\tan(\Lambda_{c/4})_w + \left[\frac{1 - \lambda_w}{AR_w * (1 + \lambda_w)} \right] \right) = 0,53^\circ \quad (122)$$

$$\tan(\Lambda_{c/2})_w = \tan(\Lambda_{LE})_w - \left[\frac{4 * n * (1 - \lambda_h)}{AR_h * (1 + \lambda_h)} \right] = -0,53^\circ \quad (123)$$

De igual forma al variar algunos datos del ala se modifica la configuración adoptada por el estabilizador horizontal y el vertical de la siguiente forma:

$$\begin{aligned} X_h &= 2,6113 \text{ ft} & X_v &= 2,8863 \text{ ft} \\ S_h &= 0,8621 \text{ ft}^2 & S_v &= 0,3879 \text{ ft}^2 \end{aligned}$$

4.18.1. Para el estabilizador horizontal: Se deja constante la relación de aspecto y se tiene que:

$$\Lambda_{c/4h} = 20^\circ; \quad AR_h = 4,5; \quad \lambda_h = 0,7; \quad \left. \frac{t}{c} \right|_h = 0,15; \quad \left. \frac{t}{c} \right|_{rh} = 0,17; \quad \left. \frac{t}{c} \right|_{th} = 0,10$$

$$b_h = \sqrt{(AR_h * S_h)} = 1,9696 \text{ ft} \quad (124)$$

$$c_{rh} = \frac{2 * S_h}{b_h * (1 + \lambda_h)} = 0,5149 \text{ ft} \quad (125)$$

$$c_{th} = \lambda_h * c_{rh} = (0,7) * (0,5149 \text{ ft}) = 0,3604 \text{ ft} \quad (126)$$

$$\bar{c}_h = \frac{2}{3} c_{rh} * \left(\frac{1 + \lambda_h + \lambda_h^2}{1 + \lambda_h} \right) = 0,4422 \text{ ft} \quad (127)$$

$$(\Lambda_{Leading\ Edge})_h = \tan^{-1} \left(\tan(\Lambda_{c/4})_h + \left[\frac{1 - \lambda_h}{AR_h * (1 + \lambda_h)} \right] \right) = 21,9586^\circ \quad (128)$$

$$\tan(\Lambda_{c/2})_h = \tan(\Lambda_{LE})_h - \left[\frac{4 * n * (1 - \lambda_h)}{AR_h * (1 + \lambda_h)} \right] = 17,9914^\circ \quad (129)$$

$$R_{Nh} = \frac{\rho * V * \bar{c}_h}{\mu} = 2,3738 \times 10^5 \quad (130)$$

4.18.2. Para el estabilizador vertical: Algunos datos geométricos son:

$$\Lambda_{c/4}_v = 45^\circ; \quad AR_v = 1,6; \quad \lambda_v = 0,6; \quad \left. \frac{t}{c} \right|_v = 0,15; \quad \left. \frac{t}{c} \right|_{rv} = 0,17; \quad \left. \frac{t}{c} \right|_{tv} = 0,10$$

$$b_v = \sqrt{(AR_v * S_v)} = 0,7879 \text{ ft} \quad (131)$$

$$c_{rv} = \frac{2 * S_v}{b_v * (1 + \lambda_v)} = 0,6155 \text{ ft} \quad (132)$$

$$c_{tv} = \lambda_v * c_{rv} = 0,3693 \text{ ft} \quad (133)$$

$$\bar{c}_v = \frac{2}{3} c_{rv} * \left(\frac{1 + \lambda_v + \lambda_v^2}{1 + \lambda_v} \right) = 0,5027 \text{ ft} \quad (134)$$

$$(\Lambda_{Leading\ Edge})_v = \tan^{-1} \left(\tan(\Lambda_{c/4})_v + \left[\frac{1 - \lambda_v}{AR_v * (1 + \lambda_v)} \right] \right) = 49,1446^\circ \quad (135)$$

$$(\Lambda_{c/2})_v = \tan^{-1} \left(\tan(\Lambda_{LE})_v - \left[\frac{4 * n * (1 - \lambda_v)}{AR_v * (1 + \lambda_v)} \right] \right) = 40,156^\circ \quad (136)$$

$$R_{Nv} = \frac{\rho * V * \bar{c}_v}{\mu} = 2,6983 \times 10^5 \quad (137)$$

4.19. DIAGRAMA V-N.

Las siguientes definiciones aplican para varias velocidades dadas, siendo, sus unidades *Keas* :

- ✓ V_S = Velocidad de pérdida a 1g o la velocidad mínima en la cual el avión es controlable.
- ✓ V_C = Velocidad de crucero en diseño.
- ✓ V_D = Velocidad de planeo en diseño.
- ✓ V_A = Velocidad de maniobrabilidad en diseño.

4.19.1. Diagrama V-n estático: Calculando el factor límite de la aeronave:

$$n_{\text{límite}}^{(+)} \geq 2,1 + \frac{24000}{(W_{\text{gross}} + 10000)} \geq 4,4976 \quad (138)$$

$$C_{N \text{ max}}^{(+)} = 1,1 * C_{L \text{ max}}^{(+)} = 1,1 * 1,3 = 1,43 \quad (139)$$

Primero se tiene en cuenta el valor de la velocidad de pérdida de:

$$V_S^{(+)} = \left[\frac{2 * (W/S)}{\rho * C_{N \text{ max}}^{(+)}} \right]^{1/2} = \left[\frac{2 * (2,8121 \text{ Psf})}{2,3769 \times 10^{-3} \text{ slug/ft}^3 * 1,43} \right]^{1/2} = 40,6777 \frac{\text{ft}}{\text{s}}$$

$$V_S^{(+)} = 40,6777 \frac{\text{ft}}{\text{s}} * \frac{1 \text{ Knot}}{1,688 \text{ ft/s}} = 24,0981 \text{ Knots} \quad (140)$$

$$V_S^{(+)} = V_S^{(+)} * \sqrt{\sigma} = 24,0981 \text{ Knots} * \sqrt{1} = 24,0981 \text{ Keas}$$

$\sqrt{\sigma} = 1$, porque se toma la relación de densidades a nivel del mar. Ahora se analiza para la velocidad de crucero siendo su $n = 4,4976$:

$$V_C \geq K_C * \left(\frac{W}{S} \right)^{1/2} = 33 * (2,8121 \text{ Psf})^{1/2} = 55,3387 \frac{\text{ft}}{\text{s}} = 55,3387 \frac{\text{ft}}{\text{s}} * \frac{1 \text{ Knot}}{1,688 \text{ ft/s}} \quad (141)$$

$$V_C \geq 32,7836 \text{ Knots}$$

Donde: $K_C = 33$, para aeronaves de categoría normal y utilitaria. La aeronave tiene una velocidad de crucero de 50 Knots al 75 % de la potencia a 10000 ft, entonces al 100 % de la potencia se tendrá un factor de:

$$\left(\frac{100}{75} \right)^{1/3} = 1,1$$

$$V_C = 50 \text{ Knots} * 1,1 = 55 \text{ Knots}$$

Pero, V_C no necesariamente debe ser mayor que:

$$V_C = V_C * 0,9 = 55 \text{ Knots} * 0,9 = 49,5 \text{ Knots}$$

$$V_C = V_C * \sqrt{\sigma} = 49,5 \text{ Knots} * \sqrt{1} = 49,5 \text{ Keas} = 49,5 \text{ Knots} * \frac{1,688 \text{ ft/s}}{1 \text{ Knot}} = 83,556 \frac{\text{ft}}{\text{s}}$$

Ahora para la velocidad de planeo, siendo de igual forma, $n = 4,4976$:

$$V_D \geq 1,25 * V_C = 1,25 * 49,5 \text{ Knots} = 61,875 \text{ Knots} = 61,875 \text{ Knots} * \frac{1,688 \text{ ft/s}}{1 \text{ Knot}}$$

$$V_D = 104,445 \frac{\text{ft}}{\text{s}} \quad (142)$$

$$V_D = V_D * \sqrt{\sigma} = 61,875 \text{ Knots} * \sqrt{1} = 61,875 \text{ Keas}$$

Después se tiene que la velocidad de planeo para $n = 4,4976$:

$$V_A \geq V_S * (n_{\text{limite}}^{(+)})^{1/2} \geq 24,0981 \text{ Knots} * (4,4976)^{1/2} \geq 51,1062 \text{ Knots}$$

$$V_A \geq 51,1062 \text{ Knots} * \frac{1,688 \text{ ft/s}}{1 \text{ Knot}} \geq 86,2672 \frac{\text{ft}}{\text{s}} \quad (143)$$

$$V_A \geq V_A * \sqrt{\sigma} \geq 51,1062 \text{ Knots} * \sqrt{1} \geq 51,1062 \text{ Keas}$$

Calculando la parte negativa del diagrama:

$$n_{\text{limite}}^{(-)} \geq 0,4 * n_{\text{limite}}^{(+)} \geq 0,4 * 4,4976 \geq 1,7991 \quad (144)$$

$$C_{N_{\text{max}}}^{(-)} = 1,1 * C_{L_{\text{max}}}^{(-)} = 1,1 * 1 = 1,1 \quad (145)$$

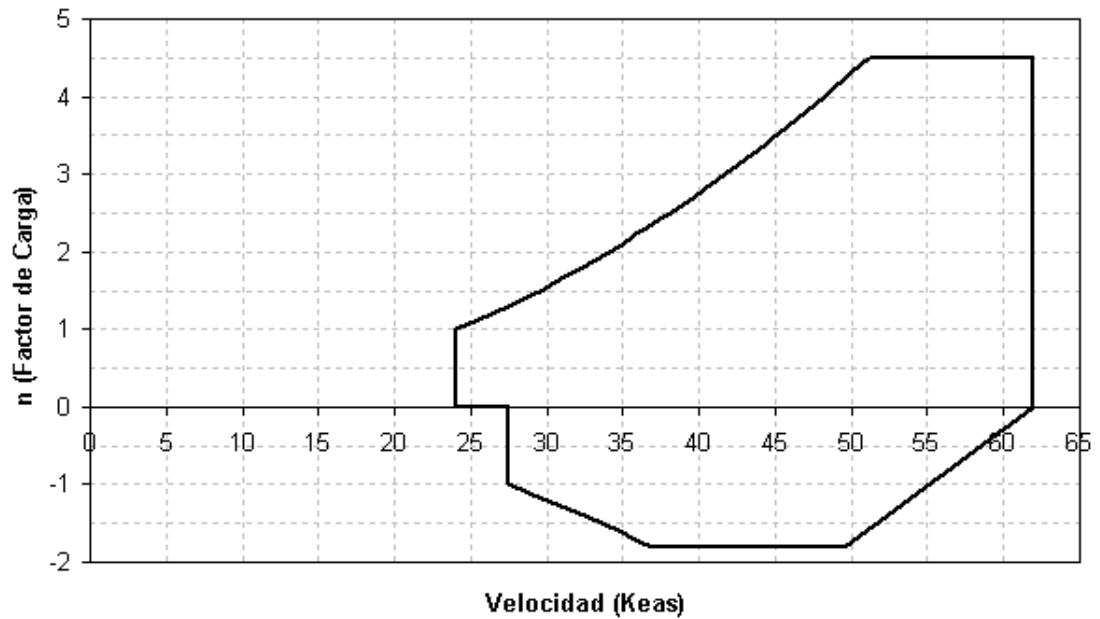
Se procederá a continuación a calcular la velocidad de pérdida negativa:

$$V_S^{(-)} = \left[\frac{2 * (W/S)}{\rho * C_{N_{\text{max}}}^{(-)}} \right]^{1/2} = 46,3798 \frac{\text{ft}}{\text{s}} = 46,3798 \frac{\text{ft}}{\text{s}} * \frac{1 \text{ Knot}}{1,688 \text{ ft/s}}$$

$$V_s^{(-)} = 27,4762 \text{ Knots}$$

$$V_s^{(-)} = V_s^{(-)} * \sqrt{\sigma} = 27,4762 \text{ Knots} * \sqrt{1} = 27,4762 \text{ Keas} \quad (146)$$

Figura 74. Diagrama V-n estático.



Para calcular la curva del diagrama, se tiene en cuenta lo siguiente:

$$n^{(+)} * W_{TO} = \frac{C_{N_{max}}^{(+)} * \rho * V^2 * S_w}{2} = \frac{1,43 * 2,3769 \times 10^{-3} \frac{\text{slug}}{\text{ft}^3} * V^2 * 3,5561 \text{ft}^2}{2} \quad (147)$$

$$V^2 = n^{(+)} * 1654,6612 \frac{\text{ft}^2}{\text{s}^2}$$

✓ Cuando: $n_{\text{límite}}^{(+)} = 4,4976$.

$$V = 86,2671 \frac{\text{ft}}{\text{s}}; \quad V = 51,1061 \text{ Knots}; \quad V = 51.1061 \text{ Keas}$$

También lo anterior se aplica a la parte negativa del diagrama:

$$n^{(-)} * W_{TO} = \frac{C_{N_{max}}^{(-)} * \rho * V^2 * S_w}{2} = \frac{1,1 * 2,3769 \times 10^{-3} \frac{slug}{ft^3} * V^2 * 3,5561 ft^2}{2} \quad (148)$$

$$V^2 = n^{(-)} * 2151,06 \frac{ft^2}{s^2}$$

✓ Cuando: $n_{límite}^{(-)} = 1,7991$.

$$V = 46,3795 \frac{ft}{s}; \quad V = 27,476 \text{ Knots}; \quad V = 27,746 \text{ Keas}$$

4.19.2. Diagrama de ráfaga: Las líneas de ráfaga están dadas por la norma FAR 23, solo se realizan para la velocidad de crucero y de planeo y también por la siguiente ecuación:

$$n_{límite}^{(+)} = 1 + \left[\frac{\rho * K_g * U_{de} * V * C_{L\alpha w}}{2 * (W/S)} \right] \quad (149)$$

Donde $C_{L\alpha w}$ es la pendiente de la curva de sustentación del ala, se calcula así:

$$\beta = \sqrt{(1 - M^2)} = \sqrt{(1 - (0,0784)^2)} = 0,9969 \quad (150)$$

$$C_{l\alpha M=0 w} = 0,107 \text{ deg}^{-1} = 6,1306 \text{ rad}^{-1} \quad (151)$$

$$(C_{l\alpha})_M = \frac{(C_{l\alpha})_{M=0}}{\beta} = 6,1497 \text{ rad}^{-1} \quad (152)$$

$$K = \frac{(C_{l\alpha})_M}{2\pi} = 0,9788 \quad (153)$$

$$C_{L\alpha w} = \frac{2\pi * AR_w}{\left[2 + \left[\left(\frac{AR_w^2 * \beta^2}{K^2} \right) * \left(1 + \frac{\text{Tan}^2(\Lambda_{c/2})_w}{\beta^2} \right) + 4 \right]^{1/2} \right]} = 4,3967 \text{ rad}^{-1} \quad (154)$$

Ahora, para calcular el K_g , se tiene primero, que:

$$\mu_g = \frac{2 * (W/S)}{\rho * c_w * g * C_{L\alpha w}} = 21,122 \quad (155)$$

$$K_g = \frac{0,88 * \mu_g}{(5,3 + \mu_g)} = 0,7035 \quad (156)$$

Calculando la parte positiva:

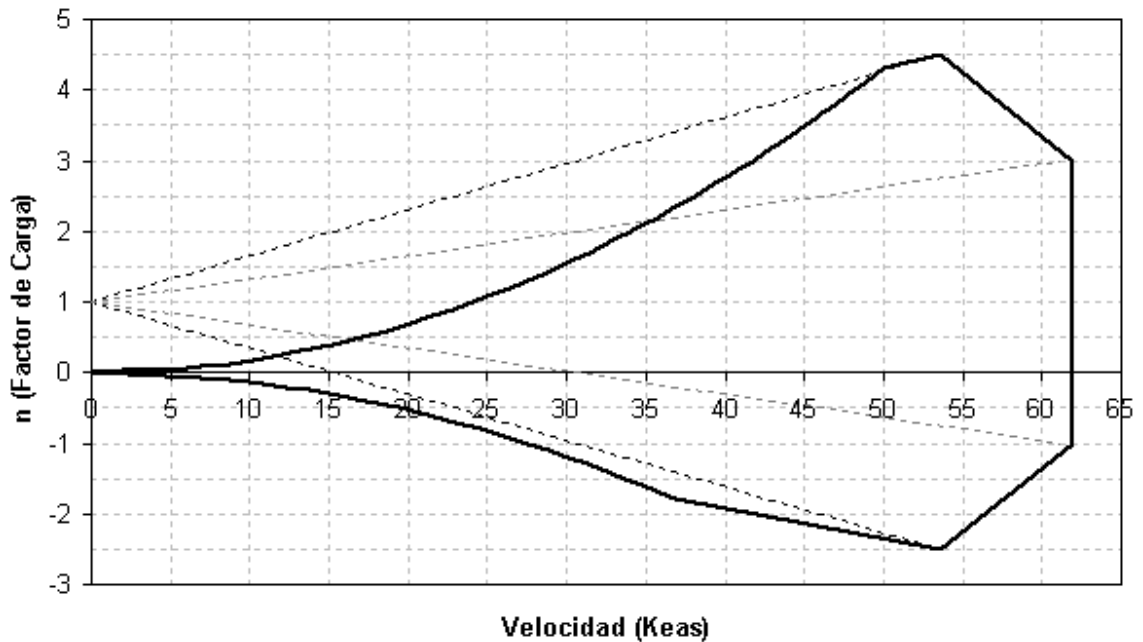
✓ Para: $V_C = 49,5 \text{ Keas}; \quad V_C = 49,5 \text{ Knots}; \quad V_C = 83,556 \text{ ft/s};$
 $U_{de} = 50 \text{ ft/s} \quad \sigma = 1$

$$n_{\text{límite}}^{(+)} = 3,2353$$

✓ Para: $V_D = 61,875 \text{ Keas}; \quad V_D = 61,875 \text{ Knots}; \quad V_D = 104,445 \text{ ft/s};$
 $U_{de} = 25 \text{ ft/s} \quad \sigma = 1$

$$n_{\text{límite}}^{(+)} = 2,022$$

Figura 75. Diagrama V-n de ráfaga.



En la parte negativa, la ecuación está dada por:

$$n_{\text{límite}}^{(-)} = 1 - \left[\frac{\rho * K_g * U_{de} * V * C_{L\alpha w}}{2 * \left(\frac{W}{S}\right)} \right] \quad (157)$$

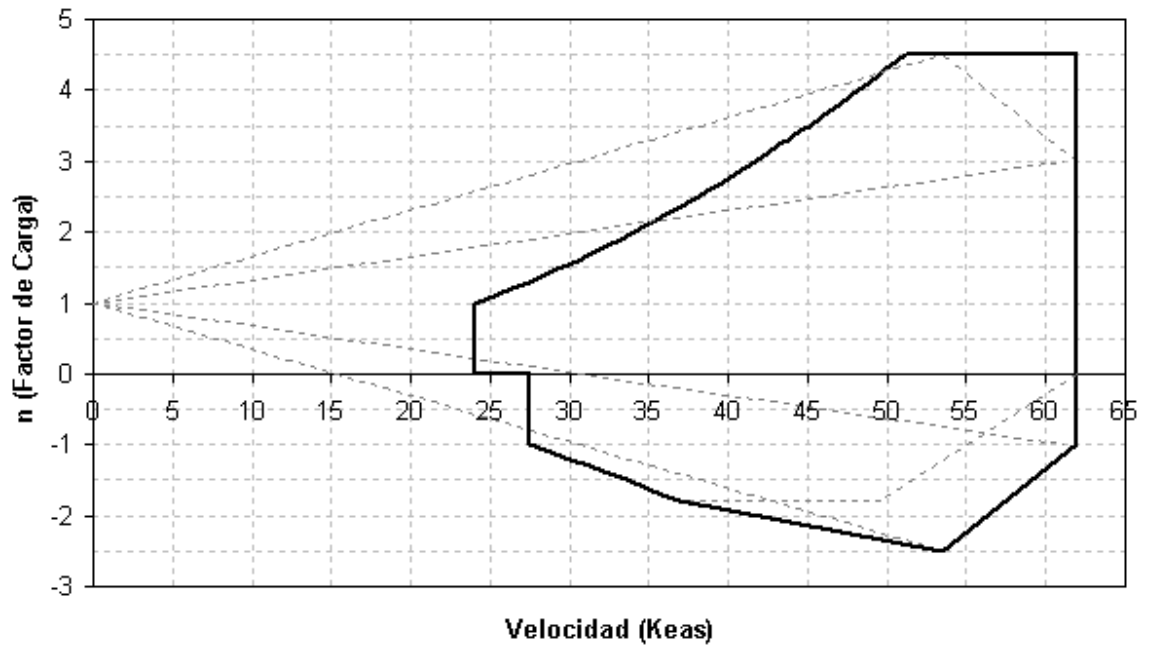
✓ Para: $V_C = 49,5 \text{ Keas}; \quad V_C = 49,5 \text{ Knots}; \quad V_C = 83,556 \text{ ft/s};$
 $U_{de} = 50 \text{ ft/s} \quad \sigma = 1$

$$n_{\text{límite}}^{(-)} = -1,2353$$

✓ Para: $V_D = 61,875 \text{ Keas}$; $V_D = 61,875 \text{ Knots}$; $V_D = 104,445 \text{ ft/s}$;
 $U_{de} = 25 \text{ ft/s}$ $\sigma = 1$

$$n_{\text{l\u00edmite}}^{(-)} = -0,022$$

Figura 76. Diagrama V-n combinado.



Ahora se calcular\u00e1, el factor de carga \u00faltimo, a partir del factor de carga l\u00edmite y de un factor de seguridad de 1,5 para toda la aeronave, ya que es el valor m\u00e1s usado en aviaci\u00f3n:

$$n_{\text{\u00faltimo}} = n_{\text{l\u00edmite}} * F.S. = 4,4967 * 1,5 = 6,7451 \quad (158)$$

4.20. ESTIMACI\u00d3N DE PESOS CLASE I.

Con el fin estimar los pesos de cada uno de los diferentes grupos se tienen que tener en cuenta los diferentes pesos de aeronaves similares, para este caso se

escogieron aeronaves con dos motores para estimar, el peso de los diferentes sistemas que componen el UAV. Por tal motivo se acudió a la *Tabla 17*, para así hallar un promedio entre los diferentes coeficientes.

Tabla 17. Datos de pesos de grupos para aeronaves de dos motores.

Type	Beech 65 QA*	E-18S**G-50	TB* 95	TA*	Cessna 310C
Flight Design Gross Weight, GW, lbs	7,368	9,700	7,150	4,000	4,830
Structure/GW	0.292	0.282	0.282	0.303	0.265
Power Plant/GW	0.219	0.235	0.225	0.218	0.259
Fixed Equipm't/GW	0.123	0.128	0.114	0.122	0.103
Empty Weight/GW	0.638	0.651	0.624	0.649	0.628
Wing Group/GW	0.091	0.090	0.092	0.115	0.094
Empenn. Group/GW	0.021	0.019	0.022	0.020	0.024
Fuselage Group/GW	0.082	0.079	0.069	0.069	0.066
Nacelle Group/GW	0.039	0.034	0.037	0.045	0.027
Land. Gear Group/GW	0.060	0.060	0.063	0.055	0.054

Fuente: Jan Roskam, Airplane Design, Tomo V.

Tabla 18. Promedio de coeficientes correspondiente a cada grupo de pesos.

ITEM	TIPO	PROMEDIO
1	Grupo de ala/GW	0,0964
2	Grupo de empenaje/GW	0,0212
3	Grupo de nacelle/GW	0,0364
4	Grupo de tren de aterrizaje/GW	0,0584
5	Grupo de fuselaje/GW	0,073
6	Planta motriz/GW	0,2312
7	Equipos fijos/GW	0,118

De este modo teniendo, los diferentes coeficientes de cada grupo y con el peso bruto de despegue (GW: Gross Weight) anteriormente calculado del avión, se puede determinar el peso de cada uno de los grupos del UAV. Así, se obtienen los siguientes valores:

$$\Delta'W = \left[\frac{W_{\text{componente}}}{W_{E\text{-calculado}}} \right] * W_{E\text{-real}} \quad (159)$$

$$W_{TO} = 10 \text{ Lb} \quad W_E = 6,463 \text{ Lb} \quad W_F = 1,987 \text{ Lb} \quad W_{fio} = 0,05 \text{ Lb} \quad W_{PL} = 1,5 \text{ Lb}$$

Tabla 19. Relación entre pesos calculados y los reales.

Ítem	Peso Calculado [Lb]	ΔW [Lb]	Peso Clase I Aluminio [Lb]	Construcción en material compuesto (-15%) [Lb]
1	0,964	0,01778	0,98178	0,83451
2	0,212	0,00391	0,21591	0,18352
3	0,364	0,00671	0,37071	0,31511
4	0,584	0,01077	0,59477	0,59477
5	0,73	0,01346	0,74346	0,63194
6	2,312	0,04263	2,35463	2,35463
7	1,18	0,02176	1,20176	1,20176
TOTAL	6,346	0,11701	6,46301	6,11624

Existe una reducción del peso en vacío de 0,3468 Lb, según la Tabla 19, que puede ser utilizada para llevar más combustible, o más carga paga, por tanto:

$$W_{TO} = 10 \text{ Lb} \quad W_E = 6,1162 \text{ Lb} \quad W_F = 2,3338 \text{ Lb} \quad W_{fio} = 0,05 \text{ Lb} \quad W_{PL} = 1,5 \text{ Lb}$$

4.21. ESTIMACIÓN DE PESOS CLASE II.

Para realizar el cálculo de pesos Clase II se analizarán los pesos de los diferentes grupos de partes que componen el avión, según formulas que utilizan distintos fabricantes. Se deben tener en cuenta los siguientes datos previamente calculados en las secciones anteriores y que se muestran en la Tabla 20.

Tabla 20. Datos geométricos calculados.

$W_{TO} = 10 \text{ Lb}$	$\Lambda_{LEw} = 0,53^\circ$	$\Lambda_{LEk} = 22,9586^\circ$	$\Lambda_{LEV} = 49,1446^\circ$
$W_F = 2,3338 \text{ Lb}$	$\Lambda_{c/4w} = 0^\circ$	$\Lambda_{c/4k} = 20^\circ$	$\Lambda_{c/4v} = 45^\circ$
$W_E = 6,1162 \text{ Lb}$	$\Lambda_{c/2w} = -0,53^\circ$	$\Lambda_{c/2k} = 17,9914^\circ$	$\Lambda_{c/2v} = 40,156^\circ$
$W_{fo} = 0,05 \text{ Lb}$	$AR_w = 5,69$	$AR_k = 4,5$	$AR_v = 1,6$
$W_{PL} = 1,5 \text{ Lb}$	$S_w = 3,5561 \text{ ft}^2$	$S_k = 0,8621 \text{ ft}^2$	$S_v = 1,1529 \text{ ft}^2$
$C_{L_{max\ clean}} = 1,3$	$b_w = 4,4982 \text{ ft}$	$b_k = 1,9696 \text{ ft}$	$b_v = 0,7879 \text{ ft}$
$C_{L_{max\ TO}} = 1,4$	$\lambda_w = 0,9$	$\lambda_k = 0,7$	$\lambda_v = 0,6$
$C_{L_{max\ L}} = 1,6$	$c_{rw} = 0,8322 \text{ ft}$	$c_{rk} = 0,5149 \text{ ft}$	$c_{rv} = 0,6155 \text{ ft}$
$\left(\frac{W}{S}\right) = 2,8121 \text{ Psf}$	$c_{tw} = 0,749 \text{ ft}$	$c_{tk} = 0,36044 \text{ ft}$	$c_{tv} = 0,3693 \text{ ft}$
$\left(\frac{W}{P}\right) = 8 \frac{\text{Lb}}{\text{Hp}}$	$\overline{c}_w = 0,7913 \text{ ft}$	$\overline{c}_k = 0,4422 \text{ ft}$	$\overline{c}_v = 0,5027 \text{ ft}$
$P = 1,25 \text{ Hp}$	$\left(\frac{t}{c}\right)_w = 0,15$	$\left(\frac{t}{c}\right)_k = 0,15$	$\left(\frac{t}{c}\right)_v = 0,15$
$V_C = 50 \text{ Knots}$	$\overline{t}_w = 0,1187 \text{ ft}$	$\overline{t}_k = 0,0779 \text{ ft}$	$\overline{t}_v = 0,1465 \text{ ft}$
$H_C = 10000 \text{ ft}$	$\left(\frac{t}{c}\right)_{rw} = 0,17$	$\left(\frac{t}{c}\right)_{rk} = 0,17$	$\left(\frac{t}{c}\right)_{rv} = 0,17$
$M = 0,0784$	$t_{rw} = 0,1415 \text{ ft}$	$t_{rk} = 0,1081 \text{ ft}$	$t_{rv} = 0,2135 \text{ ft}$
$RC = 800 \text{ ft/min}$	$\left(\frac{t}{c}\right)_{tw} = 0,10$	$\left(\frac{t}{c}\right)_{tk} = 0,10$	$\left(\frac{t}{c}\right)_{tv} = 0,10$
$S_{TO} = S_L = 100 \text{ m}$	$t_{tw} = 0,0749 \text{ ft}$	$t_{tk} = 0,0381 \text{ ft}$	$t_{tv} = 0,0628 \text{ ft}$
$n_{limite} = 4,4976$	$\Gamma_w = 0^\circ$	$X_k = 2,6113 \text{ ft}$	$X_v = 2,8863 \text{ ft}$
$n_{ultimo} = 6,7464$	$\varepsilon_w = 0^\circ$	$\overline{V}_k = 0,8$	$\overline{V}_v = 0,07$
$l_f = 5,9439 \text{ ft}$	$Re_w = 4,2475 \times 10^5$	$Re_k = 2,3738 \times 10^5$	$Re_v = 25,6983 \times 10^5$
$d_f = 0,6562 \text{ ft}$	$\overline{Y}_{mgcw} = 1,1048 \text{ ft}$	$\overline{Y}_{mgck} = 0,4634 \text{ ft}$	$\overline{Y}_{mgcv} = 0,1806 \text{ ft}$
$\omega_f = 0,5906 \text{ ft}$	$\overline{X}_{mgcw} = 0,0102 \text{ ft}$	$\overline{X}_{mgck} = 0,1868 \text{ ft}$	$\overline{X}_{mgcv} = 0,2088 \text{ ft}$
$\frac{l_f}{d_f} = 9,0584$			

4.21.1. Peso del ala.

- **Método de Cessna:** Esto aplica siempre que el ala tenga una configuración de viga en cantiliver o en voladizo y para aeronaves con una velocidad por debajo de 200 Knots :

$$W_w = 0,04674 * (W_{TO})^{0,397} * (S_w)^{0,36} * (\eta_{Ultimo})^{0,397} * (AR_w)^{1,712} = 7,7078 \text{ Lb} \quad (160)$$

- **USAF:** La formula que utiliza la USAF no aplica ya que la misma esta determinada solo para aeronaves que vuelan por encima de los 300 *Knots* y el presente UAV tiene una velocidad de crucero de 50 *Knots*.
- **Método de Torenbeek.**

$$W_w = 0,00125 * (W_{TO}) * \left(\frac{b_w}{\text{Cos}(\Lambda_{c/2w})} \right)^{0,75} * \left[1 + \left(\frac{6,3 * (\text{Cos} \Lambda_{c/2w})}{b_w} \right)^{1/2} \right] * (\eta_{Ultimo})^{0,55} * \left(\frac{b_w * S_w}{t_{rv} * (W_{TO}) * (\text{Cos} \Lambda_{c/2w})} \right)^{0,3} = 0,6666 \text{ Lb}$$

Ahora se determinara el peso Clase II teniendo en cuenta los pesos calculados con los anteriores métodos y con los pesos Clase I.

Tabla 21. Cálculo del peso Clase II para el ala.

Componente	Cessna	Torenbeek	Clase I	Clase II
Ala	7,7078 Lb	0,4987 Lb	0,8345 Lb	0,6666 Lb

Se tomó el promedio de dos valores solamente, porque el peso del tren estimado por el método de Cessna es muy grande.

4.21.2. Peso del empenaje.

- **Método de Cessna.**

$$W_h = \frac{3,184 * (W_{TO})^{0,887} * (S_h)^{0,101} * (AR_h)^{0,138}}{174,04 * (t_{rh})^{0,223}} = 0,2943 \text{ Lb} \quad (162)$$

$$W_v = \frac{1,68 * (W_{TO})^{0,567} * (S_v)^{1,249} * (AR_v)^{0,482}}{639,95 * (t_{rv})^{0,747} * (\text{Cos} \Lambda_{c/4v})^{0,882}} = 0,0273 \text{ Lb} \quad (163)$$

$$W_{emp} = W_h + W_v = 0,2943 \text{ Lb} + 0,00273 \text{ Lb} = 0,3216 \text{ Lb} \quad (164)$$

- **USAF:** La formula que utiliza la USAF no aplica ya que la misma esta determinada solo para aeronaves que vuelan por encima de los 300 *Knots* y el presente UAV tiene una velocidad de crucero de 200 *Knots*.
- **Método de Torenbeek.**

$$W_{emp} = 0,04 * [\eta_{\text{último}} * (S_v + S_h)^2]^{0,75} = 0,234 \text{ Lb} \quad (165)$$

Ahora se determinara el peso Clase II teniendo en cuenta los pesos calculados con los anteriores métodos y con los pesos Clase I.

Tabla 22. Cálculo del peso Clase II para el empenaje.

Componente	Cessna	Torenbeek	Clase I	Clase II
Empenaje	0,3216 Lb	0,234 Lb	0,1835 Lb	0,2464 Lb

4.21.3. Peso en vacío corregido: Solamente se estimó pesos clase II para ala y empenaje, ya que para los demás componentes los cálculos son más complejos y en muchos casos no se dispone de información que determine con exactitud el peso de cada componente. Además el peso clase I, se aproxima mucho al peso real de los componentes.

$$W_{estructura} = W_{ala} + W_{empenaje} + W_{nacelle} + W_{landing\ gear} + W_{fuselaje} + W_{Power\ Plant} + W_{Equipment\ Fixed} \quad (166)$$

$$W_{estructura} = 6,0112 \text{ Lb}$$

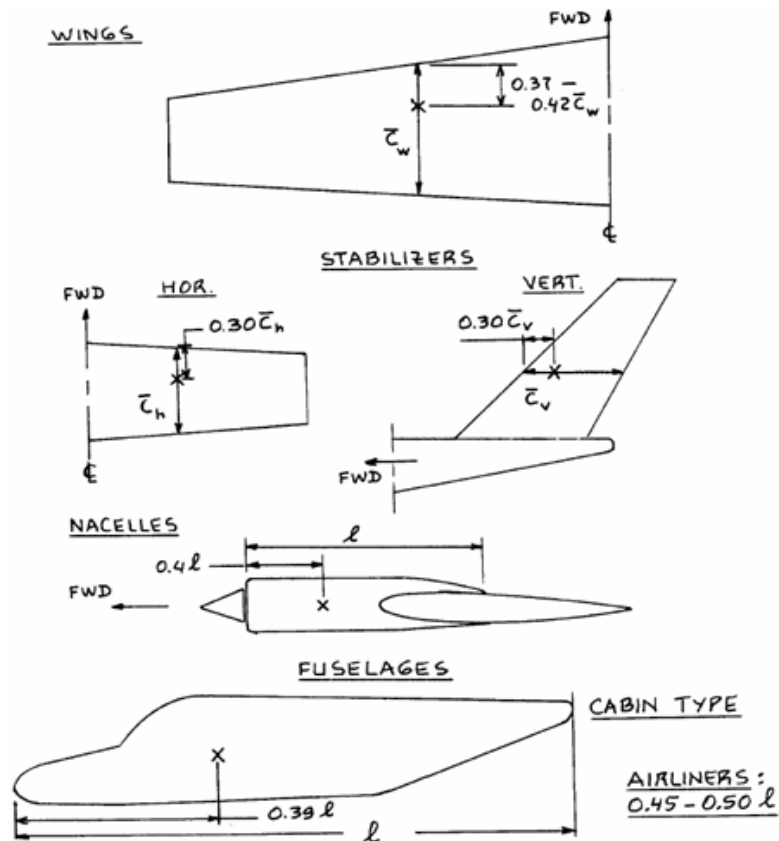
$$\Delta W_E = \left(\left| \frac{W_E - W_{E1}}{W_{E1}} \right| \right) \times 100\% = \left(\left| \frac{6,1162 \text{ Lb} - 6,0112 \text{ Lb}}{6,0112 \text{ Lb}} \right| \right) \times 100\% = 1,7474 \% \quad (167)$$

Como esta diferencia es menor al 5%, no es necesario, repetir el ciclo de cálculos, y la geometría del avión es correcta hasta el momento. Entonces:

$$W_{TO} = 10 \text{ Lb} \quad W_E = 6,1162 \text{ Lb} \quad W_F = 2,3338 \text{ Lb} \quad W_{fio} = 0,05 \text{ Lb} \quad W_{PL} = 1,5 \text{ Lb}$$

4.22. CÁLCULO DEL CENTRO DE GRAVEDAD.

Figura 77. Localización del centro de gravedad de algunos componentes.



Fuente: Jan Roskam, *Airplane Design*, Tomo II.

Para realizar el cálculo del centro de gravedad de la aeronave, se hace una sumatoria de momentos respecto a una estación cero del fuselaje y se divide entre el peso total de la aeronave en despegue; las fuerzas que se balancean son los pesos de cada componente que este instalado en la aeronave, para eso se utiliza los pesos calculados en el Peso Clase I; y la distancia que se maneja, es la que sale del punto de análisis, hasta el centro de gravedad de cada componente.

Todos los valores se toman como positivos, por eso, la estación cero del fuselaje se localiza más allá de la nariz de la aeronave y hacia la izquierda, ya que en un momento dado la configuración del avión puede cambiar y con ello aumentar la geometría en general, causando que esta línea de referencia corte el avión, generando algunos puntos negativos. Para realizar el cálculo de esto se puede ayudar de la *Figura 77*, donde están algunos puntos que expresan el centro de gravedad de algunos componentes. En la industria aeronáutica es comúnmente utilizada la siguiente nomenclatura:

- El eje de coordenadas x , es referenciado a las estaciones del fuselaje (F.S.: Fuselage stations).
- El eje de coordenadas y , se refiere a la línea de sección longitudinal del ala (B.L. o W.B.L.: Wing buttock line).
- El eje de coordenadas z , es llamado la línea de agua o de flotación de la aeronave (W.L.: Water line).

Después de haber calculado los correspondientes centros de gravedad de los componentes y localizarlos en la aeronave, se va a graficar el movimiento del centro de gravedad para diferentes condiciones o escenarios posibles, que dependen que tan larga se extienda en la misión de la aeronave. Algunas combinaciones pueden ser:

1. W_E .
2. $W_E + W_F$.
3. $W_E + W_F + W_{fo}$.
4. $W_E + W_F + W_{fo} + W_{PL} = W_{TO}$.

Para la construcción del diagrama peso contra centro de gravedad, o llamado diagrama de excursión (ver la *Figura 78*) se tendrá en cuenta la *Tabla 23*, y adicionalmente alguna posible combinación, tal como: 1234, 1324, 1423, 1243, 1342, 1432. En realidad puede haber muchas más, dependiendo, de la capacidad

del tanque de combustible y del tipo y forma de almacenamiento de la carga paga. Puede expresarse en términos tales como las estaciones del fuselaje o en fracciones de la cuerda promedio del ala.

Tabla 23. Datos para el diagrama del c. g.

TIPO DE COMPONENTE	Wi [Lb]	Xi [ft]	(Wi)*(Xi) [Lb*ft]
GRUPO FUSELAGE	0,631941321	3,318102586	2,096846131
NACELLE	0,315104987	3,2	1,00833596
GRUPO ALA	0,834508813	3,308599141	2,761055141
ESTABILIZADOR VERTICAL	0,082589445	6,2455	0,515812379
ESTABILIZADOR HORIZONTAL	0,126565354	5,97046	0,755653383
POWER PLANT	2,354630675	3,2	7,534818161
M.L.G	0,416337811	3,8	1,582083684
N.L.G	0,178430491	1,5	0,267645736
EQUIPOS FIJOS (SISTEMAS)	1,201757871	3,65	4,386416228
Empty Weight We	6,141866768	3,404285308	20,9086668
TFO	0,05	3,2	0,16
Operating Weight Empty Woe	6,191866768	3,402635682	21,0686668
FUEL	2,333765345	3,2	7,468049106
PAYLOAD	1,5	2,5	3,75
Take - off Weight Wto	10,02563211	3,220416981	32,28671591

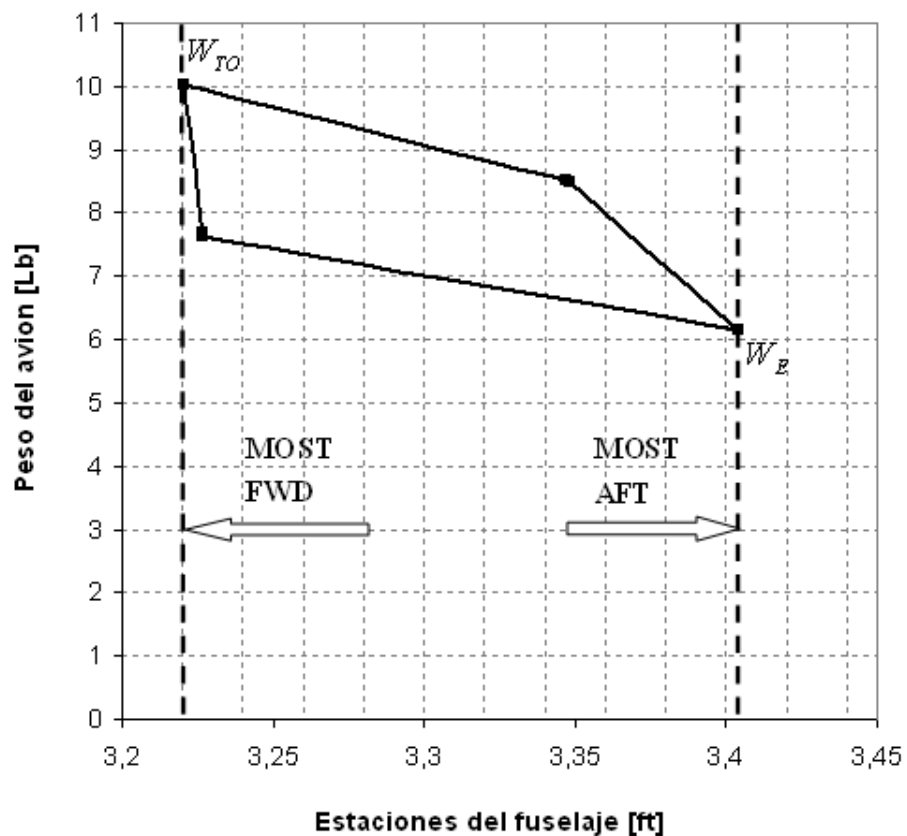
Tabla 24. Rango típico del centro de gravedad de algunas aeronaves.

Type	C.G. Range (in.)	fr. \bar{c}_w	Type	C.G. Range (in.)	fr. \bar{c}_w
Homebuilts	5	0.10	Military Trainers	8	0.10
Single Engine Prop. Driven	7-18	0.06-0.27	Fighters	15	0.20
Twin Engine Prop. Driven	9-15	0.12-0.22	Mil. Patr. Bomb and Transp.	26-90	0.30
Ag. Airpl.	5	0.10	Fl. Boats, Amph. and Float	7-28	0.25
Business Jets	8-17	0.10-0.21	Amph. and		
Regional TBP	12-20	0.14-0.27	Supersonic Cruise	20-100	0.30
Jet Transp.	26-91	0.12-0.32			

Fuente: Jan Roskam, Airplane Design, Tomo V.

Se deben identificar los puntos críticos de peso en vacío y peso máximo o de despegue. Con este diagrama se puede determinar el centro de gravedad más delantero y trasero. Se asumirá en este caso, una distancia desde la nariz hasta la W.L. de 1ft.

Figura 78. Diagrama de excursión del peso contra fracción de cuerda del ala.



4.23. DIMENSIONAMIENTO DE FLAPS.

Los flaps, son superficies aerodinámicas que prolongan el área del ala al extenderse más allá del borde de salida, y se definen como el 15 al 25% de la cuerda del ala. Se establecieron los siguientes parámetros:

$$\frac{\overline{c_f}}{\overline{c_w}} = 0,25 \quad (168)$$

$$\overline{c_f} = 0,25 * \overline{c_w} = 0,1978 ft$$

$$\frac{b_f}{b_w} = 0,4 \quad (169)$$

$$b_f = 0,4 * b_w = 1,7993 ft$$

Los flaps se necesitan para satisfacer las siguientes condiciones:

Coeficiente de sustentación en limpio: $C_{L \max \text{ clean}} = 1,3$

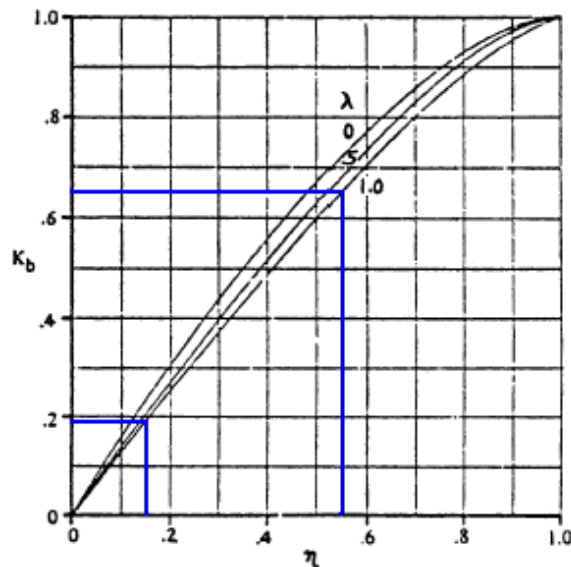
Coeficiente de sustentación para Despegue: $C_{L \max TO} = 1,4 \quad \Delta = 0,1$

Coeficiente de sustentación para Aterrizaje: $C_{L \max L} = 1,6 \quad \Delta = 0,3$

$$\Delta C_{Lw} = K_b * (\Delta C_l) * \left(\frac{C_{L\alpha w}}{C_{l\alpha}} \right) * \left[\frac{(\alpha_s)_{CL}}{(\alpha_s)_{Cl}} \right] \quad (170)$$

- ✓ $C_{l\alpha}$ = Pendiente de la curva de sustentación del perfil.
- ✓ K_b = Factor de la envergadura del flap. Se estima con las Figuras 79 y 80.
- ✓ $C_{L\alpha w}$ = Pendiente de la curva de sustentación del ala.

Figura 79. Efecto del taper ratio y la envergadura del flap sobre k_b .

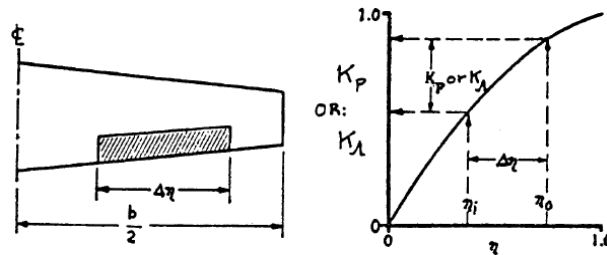


Fuente: Hoak, D. E., et al, USAF Stability and Control Datcom, Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory.

Se analiza con la mitad de la envergadura del ala, por lo tanto, también con la mitad del flap. La longitud del flap comienza a ser medida luego de un radio del fuselaje. Entonces la localización inicial y final del flap son:

$$\Delta\eta = 0,5459 - 0,1459 = 0,4.$$

Figura 80. Método para calcular la envergadura parcial del flap o para estimar k_b .

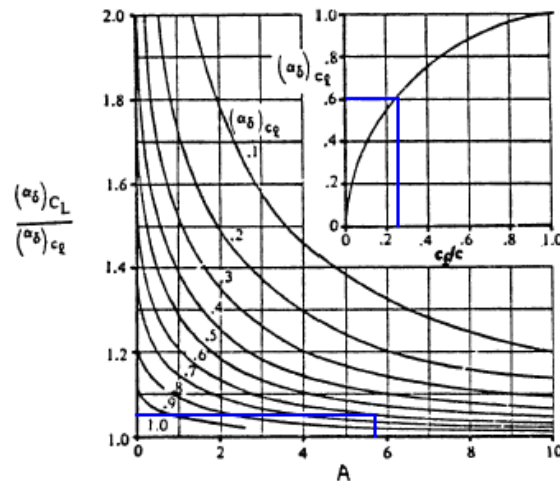


Fuente: Jan Roskam, *Airplane Design*, Tomo VI.

Según la Figura 79 y conociendo las posiciones η sabemos que:

$$k_b = 0,65 - 0,19 = 0,46.$$

Figura 81. Efecto de la relación de aspecto contra relación de la cuerda del flap sobre la efectividad tridimensional del flap.



Fuente: Hoak, D. E., et al, *USAF Stability and Control Datcom*, Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory.

$\frac{(\alpha_\delta)_{CL}}{(\alpha_\delta)_{C1}}$ = Relación del factor de corrección de los efectos en 3 dimensiones. Se

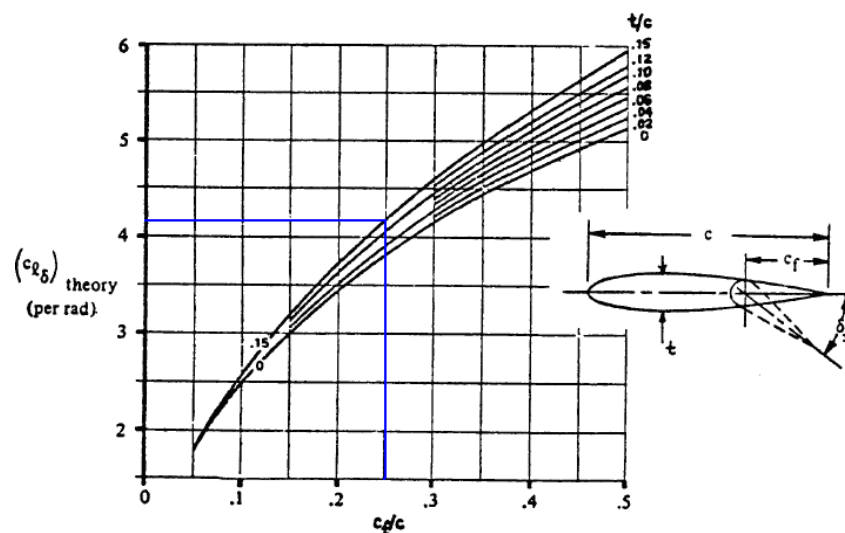
toma de la *Figura 81*. Como: $\frac{\overline{C_f}}{c_w} = 0,25$, con $(\alpha_\delta)_{C1} = 0,6$ y $AR = 5,69$ obtenemos:

$$\frac{(\alpha_\delta)_{CL}}{(\alpha_\delta)_{C1}} = 1,05$$

El tipo de flap a usar es uno plain flap, por sus simplicidad de diseño. Entonces:

$$\Delta C_l = \delta_f * \left[\frac{C_{l\delta}}{(C_{l\delta})_{theory}} \right] * (C_{l\delta})_{theory} * K' \quad (171)$$

Figura 82. Efectividad en la sustentación de un plain flap.

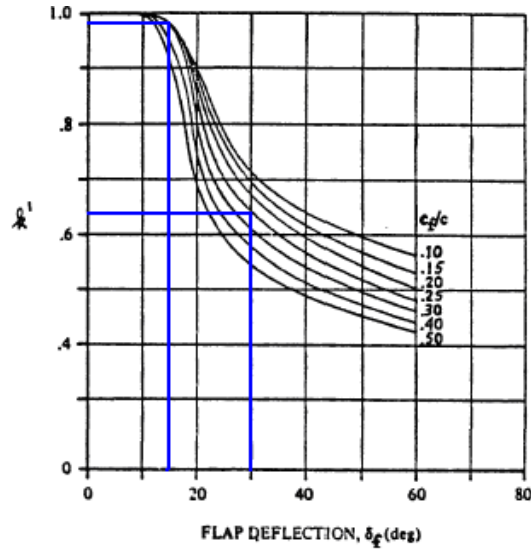


Fuente: Hoak, D. E., et al, *USAF Stability and Control Datcom, Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory.*

- $(C_{l\delta})_{theory}$ = Se obtiene de la *Figura 82*. Como $\frac{\overline{C_f}}{c_w} = 0,25$ y $\left. \frac{\overline{t}}{c} \right|_w = 0,15$ se obtiene:

$$(C_{l\delta})_{theory} = 4,2 \text{ rad}^{-1}$$

Figura 83. Factor de corrección para el comportamiento de sustentación no lineal de un plain flap.

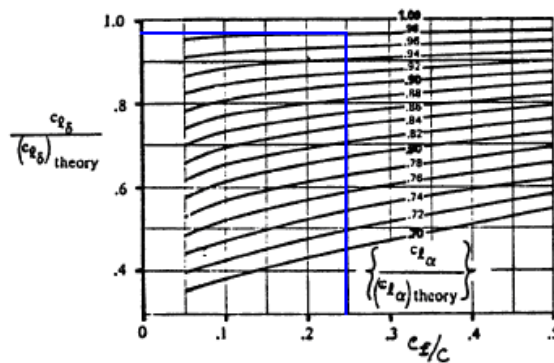


Fuente: Hoak, D. E., et al, USAF Stability and Control Datcom, Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory.

- K' = Factor de corrección. Se obtiene de la Figura 83. Asumiendo que $\delta_f = 30^\circ$

y $\frac{c_f}{c_w} = 0,25$: $K' = 0,64$.

Figura 84. Factor de corrección para la sustentación del plain flap.



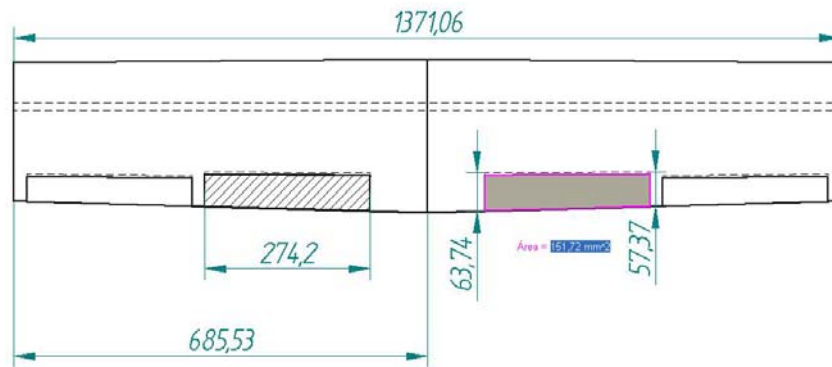
Fuente: Hoak, D. E., et al, USAF Stability and Control Datcom, Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory.

- $\frac{(C_{l\delta})}{(C_{l\delta})_{theory}} =$ Se obtiene de la *Figura 84*.

Nota: $\delta_f =$ Deflexión del flap en radianes.

$$\frac{C_{l\alpha w}}{(C_{l\alpha})_{theory}} = \frac{6,1306 \text{ rad}^{-1}}{2\pi \text{ rad}^{-1}} = 0,9757 \quad (172) \quad \frac{(C_{l\delta})}{(C_{l\delta})_{theory}} = 0,97$$

Figura 85. Dimensiones reales de los flaps (medidas en mm).



Para aterrizaje: $\delta_f = 30^\circ = 0,5236 \text{ rad}$

$$\Delta C_l = \delta_f * \left[\frac{C_{l\delta}}{(C_{l\delta})_{theory}} \right] * (C_{l\delta})_{theory} * K' = 1,3652 \quad (173)$$

$$\Delta C_{Lw} = 0,46 * (1,3652) * \left[\frac{4,3967 \text{ rad}^{-1}}{6,1306 \text{ rad}^{-1}} \right] * (1,05) = 0,4729 \quad (174)$$

$$C_{Lw} = \Delta C_{Lw} + C_{Lw} = 0,4729 + 1,3 = 1,7729 \quad (175)$$

Para despegue: $\delta_f = 15^\circ = 0,2618 \text{ rad}$. Cambiando el valor de: $K' = 0,98$.

$$\Delta C_l = \delta_f * \left[\frac{C_{l\delta}}{(C_{l\delta})_{theory}} \right] * (C_{l\delta})_{theory} * K' = 1,04524 \quad (176)$$

$$\Delta C_{Lw} = 0,3621 \quad (177)$$

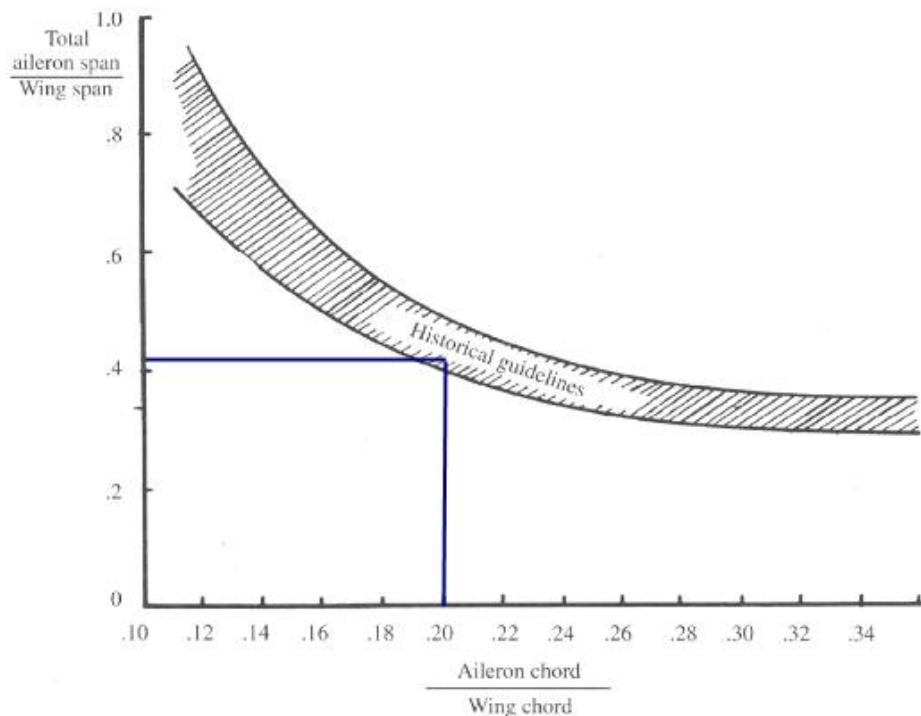
$$C_{Lw} = \Delta C_{Lw} + C_{Lw} = 1,6621 \quad (178)$$

4.24. DIMENSIONAMIENTO DE LAS SUPERFICIES DE CONTROL PARA (ROLL, PITCH Y YAW).

Las principales superficies de control que hay y que deben ser controladas son las que permiten que los momentos de *roll*, *pitch* y *yaw*, en vuelo, sean movimientos efectivos y que tengan una tendencia deseada. Sin embargo, es importante anotar que existe una tendencia histórica que se puede usar para el dimensionamiento de estas superficies, pero no es suficiente usar toda esta información para poder establecer que estas superficies sean efectivas y estables en las diferentes etapas de vuelo. Existen muchos métodos para poder establecer la estabilidad de estos sistemas de control, se pueden hacer análisis dinámicos, simulaciones de flujo normal sobre las superficies del ala, simulaciones de vuelo perturbado sobre éstas superficies, siempre haciendo un análisis a fondo para poder hacer correcciones que permitan elevar la efectividad de estas superficies; una cosa importante para aclarar es que al final de este trabajo se hará unos cálculos de las derivativas que nos permiten observar y compararlas con derivativas de control y estabilidad de diferentes aviones ya construidos y probados, se dibuja un diagrama de *trim* donde se analiza y se concreta si el avión va a ser estable o no.

4.24.1. Alerones: Para comenzar el dimensionamiento de las superficies de control que manejan el momento de *roll*, se acude a la *Figura 86*, en la cual se muestra una tendencia histórica de dimensiones geométricas de los alerones así:

Figura 86. Tendencia histórica de la geometría de los alerones.



Fuente: Daniel P. Raymer, *Aircraft Design A Conceptual Approach*

Según la línea histórica sobre las superficies de control, muestra que la envergadura que tienen los alerones con respecto a la envergadura del ala va desde el 50% al 90% de ésta, sin embargo, se quiso disminuir este porcentaje a un 40% ya que se quería que la envergadura de los flaps fuera la misma que la envergadura de los alerones, se estableció este porcentaje de envergadura con respecto al ala así:

$$\frac{b_a}{b_w} = 0.40$$

Donde b_a es la envergadura del alerón y

b_w Es la envergadura del ala

De la gráfica anterior se puede deducir que

$$\frac{\bar{C}_a}{\bar{C}_w} = 0.20$$

Por lo tanto: $\overline{C}_a = 0.20 \times \overline{C}_w$

$$\overline{C}_a = 0.20 \times 0.791279847781434 = 0.15825 \text{ ft}$$

$$b_a = 0.40 \times 4,4982 = 1.79928 \text{ ft}$$

Esta es la envergadura total del alerón en el ala, pero cada alerón tendrá una envergadura:

$$b_{a_{total}} \div 2 = 0.89964 \text{ ft}$$

Todas las superficies de control tienen que tener la misma relación de aspecto que la superficie donde se encuentran, para que esto sea correcto es necesario que las superficies sean taperadas y por lo tanto tengan diferente la cuerdas en el *tip* y en el *root*

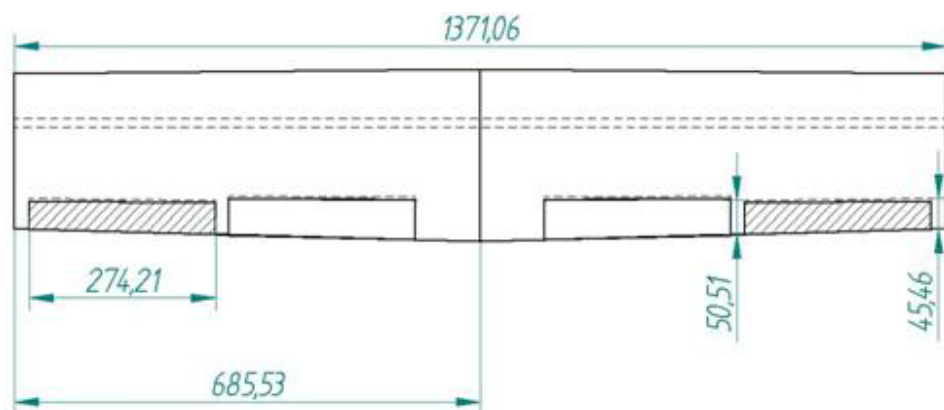
$$C_{r_a} = \frac{2A_a}{b_a(1+0.9)} = 0.1665 \text{ ft} \quad (179)$$

$$A_a = b_a \times \overline{C}_a = 0.2847 \text{ ft}^2 \quad (180)$$

$$C_{t_a} = \lambda \times C_{r_a} = 0.1498 \text{ ft} \quad (181)$$

Las dimensiones generales de los alerones se muestran en la *Figura 87*.

Figura 87. Dimensiones alerones.



Las medidas en la figura están en milímetros.

4.24.2. Elevador: Los elevadores pueden ocupar hasta un 90% de la envergadura del estabilizador horizontal y la cuerda promedio del elevador es de un 20% a un 50 % de la cuerda promedio del estabilizador horizontal.

La cuerda que se selecciona es del 50% de la cuerda promedio del estabilizador horizontal, es el máximo valor límite dentro de la tendencia histórica de estos valores, pero se asume este valor ya que el UAV, primero es un avión pequeño y segundo necesita que las superficies reaccionen eficientemente a bajas velocidades, por eso tiene que ser tan grande esta cuerda promedio, además se estudiaron varios aviones del mismo tamaño usados para aerodelismo y la tendencia también se daba, para estos aviones una cuerda promedio de aproximadamente 50% de la cuerda promedio del estabilizador horizontal. Para este diseño se va a disponer del 80% de la envergadura del estabilizador horizontal.

La cuerda promedio del estabilizador horizontal es de: $\overline{C}_h = 0.4422\text{ft}$

La envergadura del elevador es: $b_e = 1.57568\text{ft}$

$$\overline{C}_e = 0.2211\text{ft}$$

Taper ratio del estabilizador horizontal es de: $\lambda = 0.7$

El Área del elevador está calculada como sigue:

$$A_e = b_e \times \overline{C}_e = 0.3484\text{ft}^2 \quad (182)$$

Ahora se calcula la cuerda en el *root* del elevador:

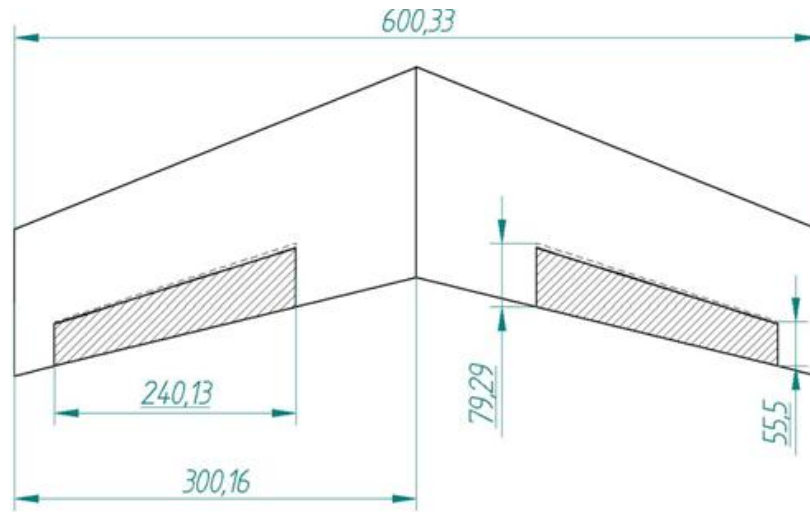
$$C_{r_e} = \frac{2A_e}{b_e(1+\lambda)} = 0.26013\text{ft} \quad (183)$$

La cuerda en el *tip* del elevador se calcula así:

$$C_{t_e} = \lambda \times C_{r_e} = 0.1821\text{ft} \quad (184)$$

Las dimensiones generales del elevador se muestran en la *Figura 88*.

Figura 88. Dimensiones generales del los elevadores.



Las medidas en la figura están en milímetros.

4.24.3. Rudder: El *rudder* también puede ocupar hasta un 90% de la envergadura total del estabilizador vertical. La cuerda media del rudder puede estar entre el 25 y 50 % de la cuerda media del estabilizador vertical, se asume esta como del 50%, ya que se necesita que el UAV reaccione en el momento de *yaw* a bajas velocidades, por eso se selecciona esta valor.

La envergadura del *rudder* es: $b_r = 0.63028 \text{ ft}$

El *taper ratio* del estabilizador vertical es de: $\lambda = 0.6$

La cuerda promedio del estabilizador vertical es de: $\bar{C}_v = 0.5027 \text{ ft}$

La cuerda promedio del *rudder* es de: $\bar{C}_r = 0.5 \times 0.5027 \text{ ft} = 0.25135 \text{ ft}$

El área del *rudder* es de: $A_r = b_r \times \bar{C}_r = 0.15842 \text{ ft}^2$ (185)

La cuerda en el *root* del *rudder* es de:

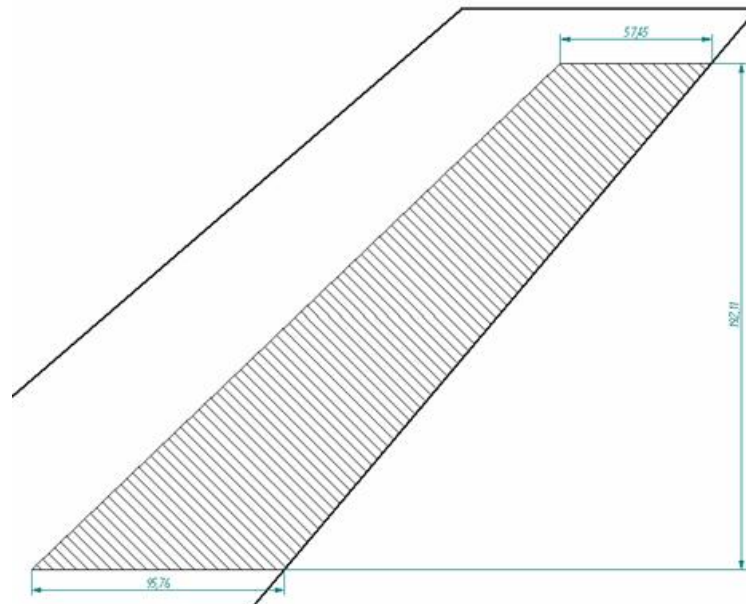
$$C_{r_r} = \frac{2A_r}{b_r(1+\lambda)} = 0.31418 \text{ ft} \quad (186)$$

La cuerda en el *tip* del *rudder* es de:

$$C_{r_t} = \lambda_r \times C = 0.1885 \text{ ft} \quad (187)$$

Las dimensiones generales del *rudder* se muestran en la *Figura 89*.

Figura 89. Dimensiones generales del rudder.



Las medidas en la figura están en milímetros

4.25. CÁLCULO DEL ÁNGULO DE INCIDENCIA DEL ALA Y DE ALGUNOS COEFICIENTES DE SUSTENTACIÓN.

Ahora se procederá a calcular el ángulo de incidencia del ala.

$$q = \frac{1}{2} * \rho * V^2 = \frac{1}{2} * \left(1,7556 \times 10^{-3} \frac{\text{slug}}{\text{ft}^3} \right) * \left(84,4 \frac{\text{ft}}{\text{s}} \right)^2 = 6,2529 \text{ Psf} \quad (188)$$

$$L_w = (W_{TO} - 0,4 * W_F) = (10 \text{ Lb} - 0,4 * 2,3338 \text{ Lb}) = 9,0665 \text{ Lb} \quad (189)$$

$$C_{Lw} = \frac{L_w}{q * S_w} \Big|_{\text{cruise}} = \frac{9,0665 \text{ Lb}}{(6,2529 \text{ Psf}) * (3,5561 \text{ ft}^2)} = 0,4077 \quad (190)$$

Para el ala tenemos:

- ✓ $\varepsilon_w = 2^\circ = 0,03491 \text{ rad}$: Upwash en el ala, se halla por experimentos en el túnel de viento montando el ala y comparando luego con el flujo de la unión ala-fuselaje.
- ✓ $\alpha_w = 0^\circ$: Asumimos condición total para crucero.
- ✓ La pendiente del perfil es: $a_{ow} = 0,107 \text{ deg}^{-1} = 6,1306 \text{ rad}^{-1}$
- ✓ La pendiente del ala es: $C_{L\alpha w} = a_w = 4,3967 \text{ rad}^{-1}$

$$C_{Lw} = a_w * (\alpha_w + \varepsilon_w) = 4,3967 \text{ rad}^{-1} * (0,03491 \text{ rad}) = 0,1535 \quad (191)$$

Este valor no concuerda con el coeficiente de sustentación en crucero, por lo que se hace necesario tener un ángulo de incidencia para el ala.

$$\begin{aligned} C_{Lw} &= a_w * (i_w + \varepsilon_w) & (192) & \quad i_w = 0,05783 \text{ rad} \\ 0,4077 &= 4,3961 \text{ rad}^{-1} * (i_w + 0,03491 \text{ rad}) & & \quad i_w = 3,3135^\circ \end{aligned}$$

Así se satisface la condición que el ángulo de incidencia debe ser: $-5^\circ \leq i_w \leq 5^\circ$.

Ahora es necesario calcular la pendiente de la curva de sustentación del estabilizador horizontal, conociendo que la pendiente del perfil es:

$$a_{oh} = 0,109 \text{ deg}^{-1} = 6,2452 \text{ rad}^{-1} \quad (193)$$

$$\beta = \sqrt{1 - M^2} = \sqrt{1 - (0,0784)^2} = 0,9969 \quad (194)$$

$$(C_{l\alpha})_{Mh} = \frac{(C_{l\alpha})_{M=0}}{\beta} = \frac{6,2452 \text{ rad}^{-1}}{0,9969} = 6,2645 \text{ rad}^{-1} \quad (195)$$

$$K = \frac{(C_{l\alpha})_{Mh}}{2\pi} = \frac{6,2647 \text{ rad}^{-1}}{2\pi \text{ rad}^{-1}} = 0,9971 \quad (196)$$

$$C_{L\alpha h} = \frac{2\pi * AR_h}{\left[2 + \left[\left(\frac{AR_h^2 * \beta^2}{K^2} \right) * \left(1 + \frac{\text{Tan}^2(\Lambda_{c/2})_h}{\beta^2} \right) + 4 \right]^{1/2} \right]} = 3,9614 \text{ rad}^{-1} \quad (197)$$

Más adelante se determinará el ángulo de incidencia que tendrá el estabilizador.

Ahora es necesario determinar $C_{L\alpha}$ que es la pendiente de toda la aeronave, para esto se determina lo siguiente:

- C_{L0} : Coeficiente de sustentación a un ángulo de ataque de cero.

$$C_{L0} = C_{L0\ wf} + \left[(C_{L\alpha\ h}) * (\eta_h) * \left(\frac{S_h}{S_w} \right) * (i_h - \varepsilon_{0h}) \right] \quad (198)$$

➔ $C_{L0\ wf}$: El coeficiente de sustentación a un ángulo de ataque igual a cero de la unión ala-fuselaje es:

$$C_{L0\ wf} = (i_w - \alpha_{0Lw}) * (C_{L\alpha\ wf}) \quad (199)$$

➤ α_{0Lw} : Ángulo de ataque del ala con sustentación igual a cero.

$$\alpha_{0Lw} = \left[\alpha_{0l} + \left(\frac{\Delta\alpha_0}{\varepsilon_t} \right) * (\varepsilon_t) \right] * \left(\frac{\alpha_{0l}}{\alpha_{0l}} \right)_{M=0,3} \quad (200)$$

En esta ecuación el segundo término del paréntesis es cero porque ese es el valor del ángulo de twist. Ahora con la *Tabla 25*, se tiene el ángulo de ataque del perfil con sustentación igual a cero.

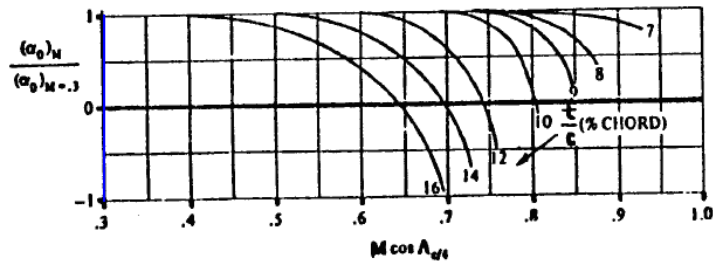
$$\alpha_{0l} = -1,4 \text{ deg} = -0,02444 \text{ rad}$$

Tabla 25. Características generales de algunos perfiles aerodinámicos.

Airfoil	α_{0l} (deg)	c_{m0}	$c_{l\alpha}$ (deg ⁻¹)	a.c. (tenths c)	$\alpha_{c_{l\max}}$ (deg)	$c_{l\max}$	α^* (deg)
0006	0	0	.108	.250	9.0	.92	9.0
0009	0	0	.109	.250	13.4	1.32	11.4
1408	0.8	-.023	.109	.250	14.0	1.35	10.0
1410	-1.0	-.020	.108	.247	14.3	1.50	11.0
1412	-1.1	-.025	.108	.252	15.2	1.58	12.0
2412	-2.0	-.047	.105	.247	16.8	1.68	9.5
2415	-2.0	-.049	.106	.246	16.4	1.63	10.0
2418	-2.3	-.050	.103	.241	14.0	1.47	10.0
2421	-1.8	-.040	.103	.241	16.0	1.47	8.0
2424	-1.8	-.040	.098	.231	16.0	1.29	8.4
4412	-3.8	-.093	.105	.247	14.0	1.67	7.5
4415	-4.3	-.093	.105	.245	15.0	1.64	8.0
4418	-3.8	-.088	.105	.242	14.0	1.53	7.2
4421	-3.8	-.085	.103	.238	16.0	1.47	6.0
4424	-3.8	-.082	.100	.239	16.0	1.38	4.8
23012	-1.4	-.014	.107	.247	18.0	1.79	12.0
23015	-1.0	-.007	.107	.243	18.0	1.72	10.0
23018	-1.2	-.005	.104	.243	16.0	1.60	11.8
23021	-1.2	0	.103	.238	15.0	1.50	10.3
23024	-0.8	0	.097	.231	15.0	1.40	9.7

Fuente: Jan Roskam, *Airplane Design*, Tomo VI.

Figura 90. Corrección del número de Mach a un ángulo de ataque con sustentación igual a cero para perfiles con camber.



Fuente: Hoak, D. E., et al, USAF Stability and Control Datcom, Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory.

En la Figura 90, con:

$$M * \cos(\Lambda_{c/4}) = 0,0784 * \cos(0^\circ) = 0,0784$$

$$t/c (\% \text{ chord}) = 0,15 * 100\% = 15\%$$

Resulta que la corrección del número de Mach para ángulo de ataque con

sustentación igual a cero para perfiles curvos es: $\frac{(\alpha_{0l})_M}{(\alpha_{0l})_{M=0,3}} = 1$

Finalmente:

$$\alpha_{0Lw} = [(-0,02444 \text{ rad}) + 0] * 1 = -0,02444 \text{ rad}$$

➤ $C_{L\alpha wf}$: Es la pendiente de la curva de sustentación de la unión ala-fuselaje.

$$C_{L\alpha wf} = K_{wf} * C_{L\alpha w} \quad (201)$$

Donde K_{wf} es el factor de interferencia ala - fuselaje el cual se determina teniendo en cuenta la siguiente ecuación:

$$K_{wf} = 1 + 0,025 * \left(\frac{d_f}{b_w}\right) - 0,25 * \left(\frac{d_f}{b_w}\right)^2 = 0,9983 \quad (202)$$

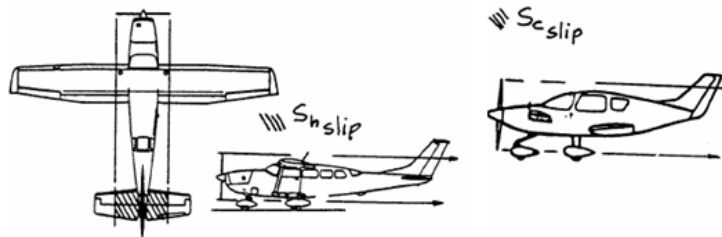
Así la pendiente de la curva de sustentación de la unión ala - fuselaje es:

$$C_{L\alpha wf} = 4,3892 \text{ rad}^{-1}$$

Con los tres valores calculados se determina el valor del coeficiente de sustentación de la combinación ala-fuselaje cuando la sustentación es cero.

$$C_{L_{0\ wf}} = (i_w - \alpha_{0Lw}) * (C_{L_{\alpha\ wf}}) = 0,3611 \quad (203)$$

Figura 91. Definición del área sumergida en la línea de corriente del estabilizador horizontal.



Fuente: Jan Roskam, Airplane Design, Tomo VI.

Por medio de la Figura 76, podemos determinar que:

$$(S_h)_{slip} = 0\ ft^2 \quad \eta_h = 1 + \left[\frac{(S_h)_{slip}}{S_h} * \left(\frac{2200 * P_{av}}{q * U_1 * \pi * (D_p)^2} \right) \right] = 1 \quad (204)$$

Finalmente, el coeficiente de sustentación a un ángulo de ataque de cero C_{L_0} :

$$C_{L_0} = 0,3611 + \left[(3,9614\ rad^{-1}) * (1) * \left(\frac{0,8621\ ft^2}{3,5561\ ft^2} \right) * (0,05783\ rad - 0,03491\ rad) \right] = 0,3831$$

La pendiente de la curva de sustentación del avión $C_{L_{\alpha}}$ se calcula como sigue:

$$C_{L_{\alpha}} = C_{L_{\alpha\ wf}} + \left[(C_{L_{\alpha\ h}}) * (\eta_h) * \left(\frac{S_h}{S_w} \right) * \left(1 - \frac{d\varepsilon_h}{d\alpha} \right) \right] \quad (205)$$

$$\frac{d\varepsilon_h}{d\alpha} = 4,44 * \left[(K_A * K_{\lambda} * K_h * (\cos(\Lambda_{c/4}))^{1/2})^{1,19} \right] * \frac{(C_{L_{\alpha\ w}})_M}{(C_{L_{\alpha\ w}})_{M=0}} \quad (206)$$

$$K_A = \frac{1}{AR_w} - \frac{1}{1 + (AR_w)^{1,7}} = \frac{1}{5,69} - \frac{1}{1 + (5,69)^{1,7}} = 0,1263 \quad (207)$$

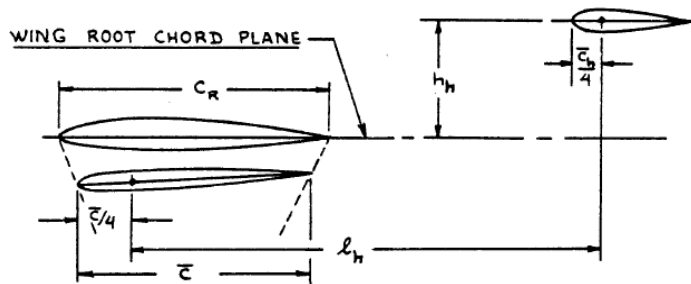
$$K_\lambda = \frac{(10 - 3 * \lambda_w)}{7} = 1,0429 \quad (208)$$

Por la *Figura 92*, h_h , l_h son definidas.

$$h_h = 0,05 \text{ ft}$$

$$l_h = 2,6113 \text{ ft}$$

Figura 92. Parámetros geométricos para localizar del estabilizador vertical.



Fuente: Jan Roskam, *Airplane Design*, Tomo VI.

$$K_h = \frac{\left(1 - \frac{h_h}{b_w}\right)}{\left(2 * \frac{l_h}{b_w}\right)^{1/3}} = 0,94087 \quad (209)$$

En conclusión:

$$\frac{d\varepsilon_h}{d\alpha} = 4,44 * \left[\left(0,1263 * 1,0429 * 0,94087 * (1)^{1/2}\right)^{1,19} \right] * \left(\frac{6,1496 \text{ rad}^{-1}}{6,1307 \text{ rad}^{-1}} \right) = 0,3712$$

Teniendo en cuenta los anteriores valores la pendiente de la curva de sustentación de la aeronave $C_{L\alpha}$ es:

$$C_{L\alpha} = 4,3892 \text{ rad}^{-1} + \left[(3,9614 \text{ rad}^{-1}) * (1) * \left(\frac{0,8621 \text{ ft}^2}{3,5561 \text{ ft}^2} \right) * (1 - 0,3712) \right] = 4,9933 \text{ rad}^{-1}$$

$$C_{Lih} = C_{L\alpha h} * \eta_h * \frac{S_h}{S} = 3,9614 * 1 * \frac{0,8621 \text{ ft}^2}{3,5561 \text{ ft}^2} = 0,9603 \quad (210)$$

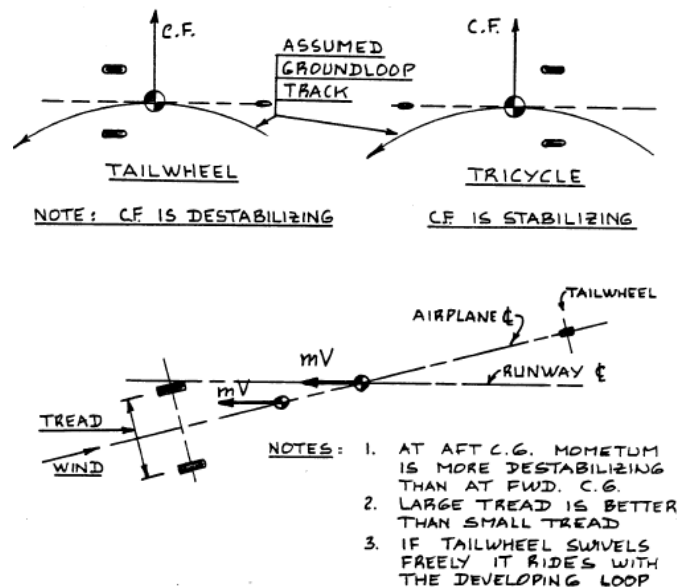
$$C_{Lde} = C_{L\alpha h} * \eta_h * \frac{S_h}{S} * \tau_e = 3,9614 * 1 * \frac{0,8621 \text{ ft}^2}{3,5561 \text{ ft}^2} * 1 = 0,9603 \quad (211)$$

4.26. TREN DE ATERRIZAJE.

A continuación se muestran algunas características que tendrá el tren de aterrizaje:

A. Tren Fijo: Se escogió este tipo de tren ya que el UAV vuela a una velocidad de crucero de 50 *Knots* a 75% y teniendo como regla general que un avión que vuele por debajo de 150 *Knots* debe usar este tipo de tren, ya que si se escogiese un tren de aterrizaje retráctil se generarían mayores costos en la fabricación y además el peso se incrementa.

Figura 93. Características del groundloop para una configuración de tren de aterrizaje triciclo.

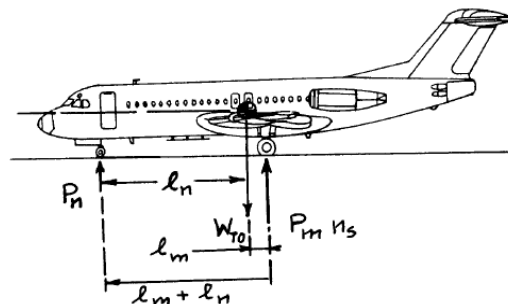


Fuente: Jan Roskam, *Airplane Design*, Tomo IV.

B. Tren Triciclo: Esta configuración que se muestra en las Figuras 94, 95 y 96, ha sido la más usada debido a las diversas características que lo hacen una buena opción de uso:

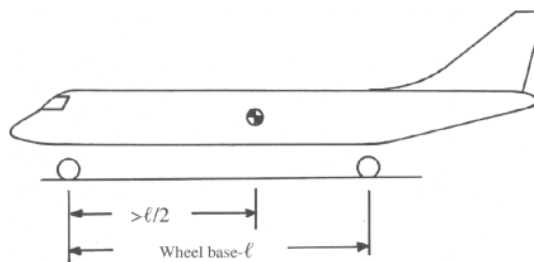
- Buena velocidad sobre la nariz en operación en tierra.
- Estabilidad en contra de coleo en tierra (groundloop). (ver la *Figura 93*).
- Buenas características de dirección.
- Bajo peso, pero alta drag.
- Baja complejidad y costos.
- Buena velocidad de rotación en despegue.
- Nivel de piso durante la estadía en tierra.

Figura 94. Geometría para el cálculo de cargas estáticas para trenes triciclos.



Fuente: Jan Roskam, Airplane Design, Tomo II.

Figura 95. Características de diseño para el tren de aterrizaje triciclo.



Fuente: Daniel Raymer, Airplane Design.

C. Localización de las llantas: A partir de la línea W.L. de la aeronave, se pueden estimar que el tren de nariz está localizado a $0,5\text{ft}$ y el principal a $3,8\text{ft}$. Otras distancias medidas desde el centro de gravedad trasero, vienen dadas por la *Figura 94*, como: $l_n = 2,05\text{ft}$ y $l_m = 0,25\text{ft}$

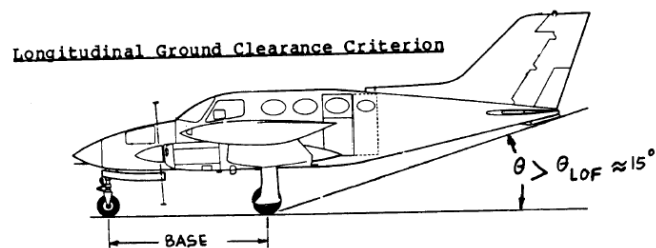
D. Carga del tren de aterrizaje principal (MLG): $70\% < \text{Carga} < 90\%$ del peso en despegue. En este caso:

$$P_{MLG} = \frac{(W_{TO} * l_n)}{(l_n + l_m)} = \frac{(10 \text{ Lb} * 2,05 \text{ ft})}{(2,05 \text{ ft} + 0,25 \text{ ft})} = 8,913 \text{ Lb} \quad (212)$$

E. Carga del tren de aterrizaje de nariz (NLG): $10\% < \text{Carga} < 30\%$ del peso en despegue. En este caso:

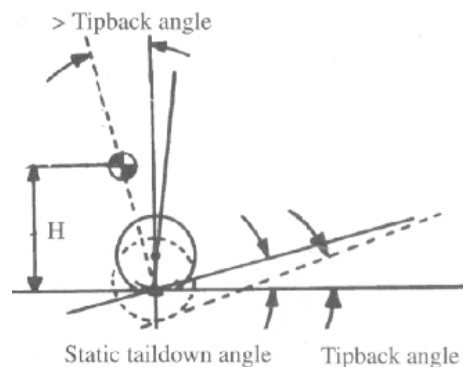
$$P_{NLG} = \frac{(W_{TO} * l_m)}{(l_n + l_m)} = \frac{(10 \text{ Lb} * 0,25 \text{ ft})}{(2,05 \text{ ft} + 0,25 \text{ ft})} = 1,087 \text{ Lb} \quad (213)$$

Figura 96. Ángulo de la cola respecto al tren de aterrizaje principal.



Fuente: Jan Roskam, *Airplane Design*, Tomo II.

Figura 97. Ángulo de tip-back para el tren de aterrizaje.

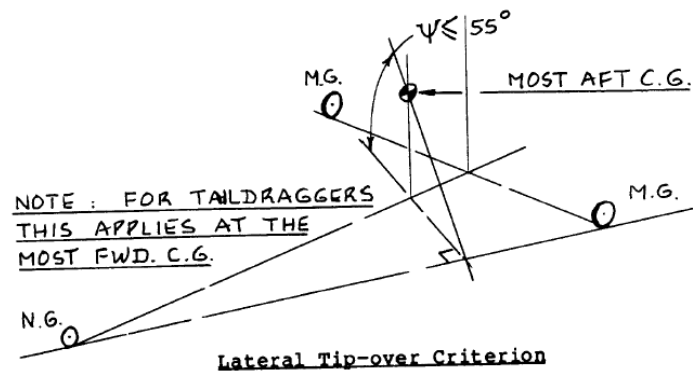


Fuente: Daniel Raymer, *Airplane Design*.

F. Ángulo de tip-back: Para el avión, tenemos un ángulo de 15° .

G. Ángulo de tip-over: Para este caso se determinó un ángulo de 30° como el que mejor se acomoda al avión, cumpliendo la condición que $\psi \leq 55^\circ$.

Figura 98. Ángulo de tip-over para el tren de aterrizaje.



Fuente: Jan Roskam, *Airplane Design, Tomo II*.

Tabla 26. Datos estadísticos para dimensionar las llantas.

	Diameter		Width	
	A	B	A	B
<i>British: Main wheels diameter or width (in.) = $A W_W^B$</i>				
General aviation	1.51	0.349	0.7150	0.312
Business twin	2.69	0.251	1.170	0.216
Transport/bomber	1.63	0.315	0.1043	0.480
Jet fighter/trainer	1.59	0.302	0.0980	0.467
<i>Metric: Main wheels diameter or width (cm) = $A W_W^B$</i>				
General aviation	5.1	0.349	2.3	0.312
Business twin	8.3	0.251	3.5	0.216
Transport/bomber	5.3	0.315	0.39	0.480
Jet fighter/trainer	5.1	0.302	0.36	0.467

W_W = Weight on wheel.

Fuente: Daniel Raymer, *Airplane Design*.

4.26.1. Dimensiones de las llantas del tren de aterrizaje principal y de nariz:

Para estimar el diámetro y ancho de las llantas del tren de aterrizaje principal y de de nariz se asumen algunos datos de la *Tabla 26*, para determinar lo siguiente:

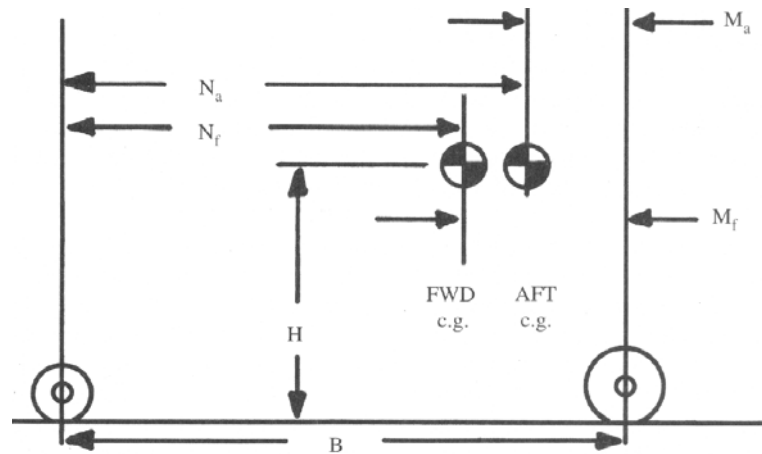
$$D_{MLG} = A * W_w^B = 1,51 * (4,4565 \text{ Lb})^{0,349} = 2,5438 \text{ in} \quad (214)$$

$$D_{NLG} = A * W_w^B = 1,51 * (1,087 \text{ Lb})^{0,349} = 1,5546 \text{ in} \quad (215)$$

$$w_{MLG} = A * W_w^B = 0,715 * (4,4565 \text{ Lb})^{0,312} = 1,1397 \text{ in} \quad (216)$$

$$w_{NLG} = A * W_w^B = 0,715 * (1,087 \text{ Lb})^{0,312} = 0,7339 \text{ in} \quad (217)$$

Figura 99. Fuerzas que actúan sobre las llantas.



Fuente: Daniel Raymer, Airplane Design.

Ahora para determinar las diferentes cargas a las que se somete el de tren de aterrizaje principal y de nariz se tienen algunos datos hallados según la Figura 99:

$$\begin{aligned} N_a &= 2,05 \text{ ft} & N_f &= 1,62 \text{ ft} & M_f &= 0,68 \text{ ft} & M_a &= 0,25 \text{ ft} \\ B &= 2,3 \text{ ft} & W &= 10 \text{ Lb} & F.S._{\text{Landing gear}} &= 1,6 \end{aligned}$$

$$(MaxStaticLoad)_{MLG} = \frac{N_a}{B} * W = \frac{2,05 \text{ ft}}{2,3 \text{ ft}} * (10 \text{ Lb}) = 8,913 \text{ Lb} * 1,6 = 14,2609 \text{ Lb} \quad (219)$$

$$(MaxStaticLoad)_{NLG} = \frac{M_f}{B} * W = \frac{0,68 \text{ ft}}{2,3 \text{ ft}} * (10 \text{ Lb}) = 2,9565 \text{ Lb} * 1,6 = 4,7304 \text{ Lb} \quad (220)$$

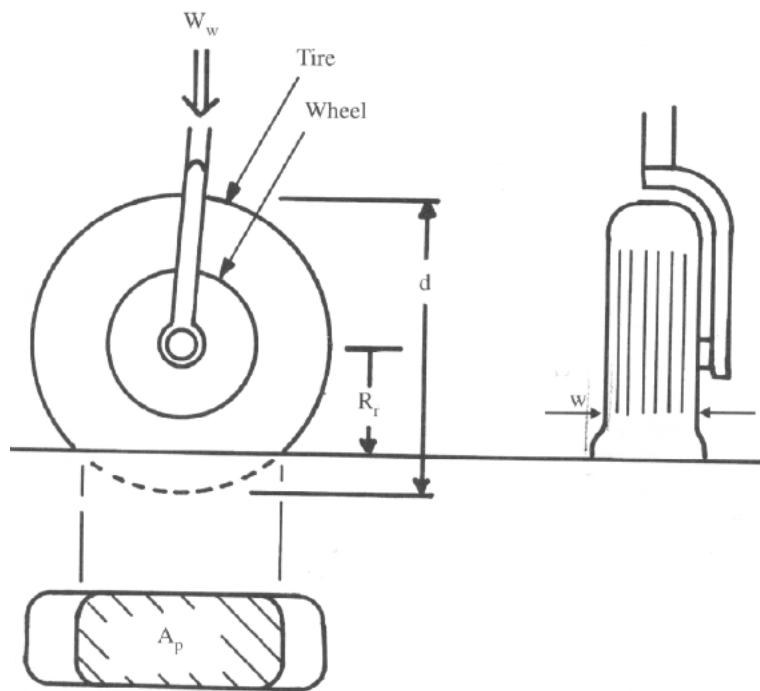
$$(MinStaticLoad)_{NLG} = \frac{M_a}{B} * W = \frac{0,25 \text{ ft}}{2,3 \text{ ft}} * (10 \text{ Lb}) = 1,087 \text{ Lb} * 1,6 = 1,7391 \text{ Lb} \quad (221)$$

$$\tan(15^\circ) = \frac{M_a}{H} \quad H = \frac{0,25 \text{ ft}}{\tan(15^\circ)} = 0,933 \text{ ft} \quad (222)$$

Con una deceleración de $10 \frac{ft}{s^2}$ y un coeficiente de fricción de frenado de 0,3:

$$(DynamicBrakingLoad)_{NLG} = \frac{10H * W}{g * B} = 2,0157 Lb \quad (223)$$

Figura 100. Geometría para el tren de aterrizaje.

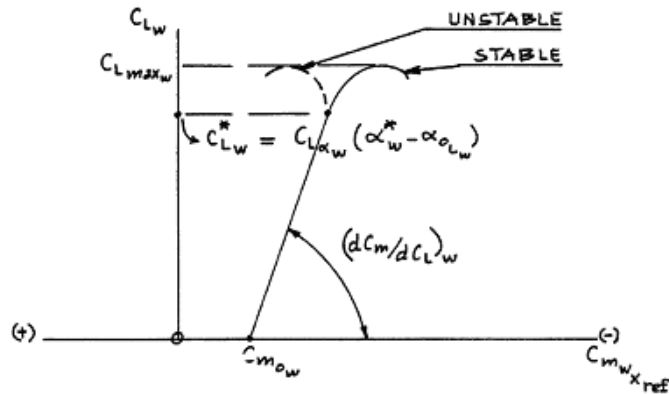


Fuente: Daniel Raymer, *Airplane Design*.

4.27. CÁLCULO DEL COEFICIENTE DE MOMENTO PARA PITCH.

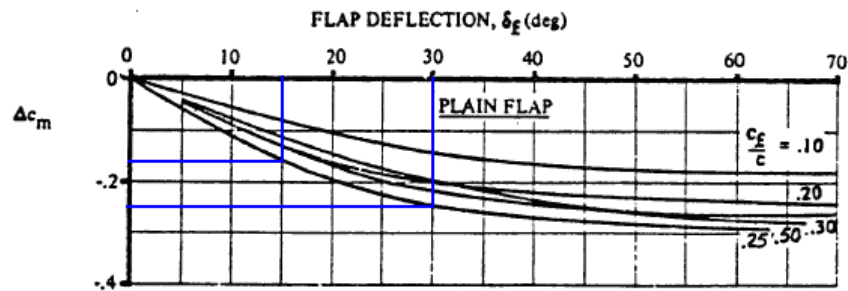
Para un plain flap, el ΔC_m , cuando los flaps están abajo, se puede encontrar a través de la *Figura 34*. Aquí es posible tener un coeficiente de momento puro; su dependencia con la sustentación se expresa por la deflexión del flap.

Figura 101. Curva de coeficiente de momento de pitch contra el coeficiente de sustentación, para el ala.



Fuente: Jan Roskam, Airplane Design, Tomo VI.

Figura 102. Incremento del coeficiente de momento de pitch debido al plain flap.



Fuente: Hoak, D. E., et al, USAF Stability and Control Datcom, Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory.

$$\Delta C_m = -0,17. \quad \text{Para despegue con: } \delta_f = 15^\circ.$$

$$\Delta C_m = -0,25. \quad \text{Para aterrizaje con: } \delta_f = 30^\circ.$$

Ahora se procederá a calcular el coeficiente momento de pitch cuando la sustentación es cero, sabiendo que este método aplica para aeronaves subsónicas con alas convencional recta con un ángulo de sweep inferior de 45° y una relación de aspecto superior de 2,5.

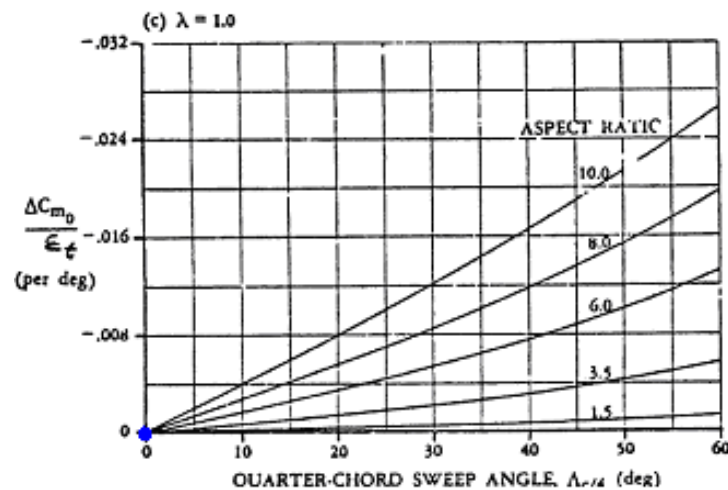
$$C_{mow} = \left[\frac{AR_w * \text{Cos}^2(\Lambda_{c/4w})}{AR_w + 2 * \text{Cos}(\Lambda_{c/4w})} \right] * \left(\frac{C_{morw} + C_{motw}}{2} \right) + \left(\frac{\Delta C_{mo}}{\epsilon_t} \right) * \epsilon_t \quad (224)$$

Como el ala tiene el mismo perfil NACA 23012, tanto para la raíz como para la punta, entonces, por medio de la *Tabla 25*, es posible determinar el coeficiente de momento de pitch cuando la sustentación es cero como:

$$C_{morw} = C_{motw} = -0,014$$

$\left(\frac{\Delta C_{mo}}{\epsilon_t} \right)$: Se puede encontrar con la ayuda de la *Figura 103*.

Figura 103. Efecto del twist sobre el coeficiente de momento de pitch del ala.



Fuente: Hoak, D. E., et al, USAF Stability and Control Datcom, Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory.

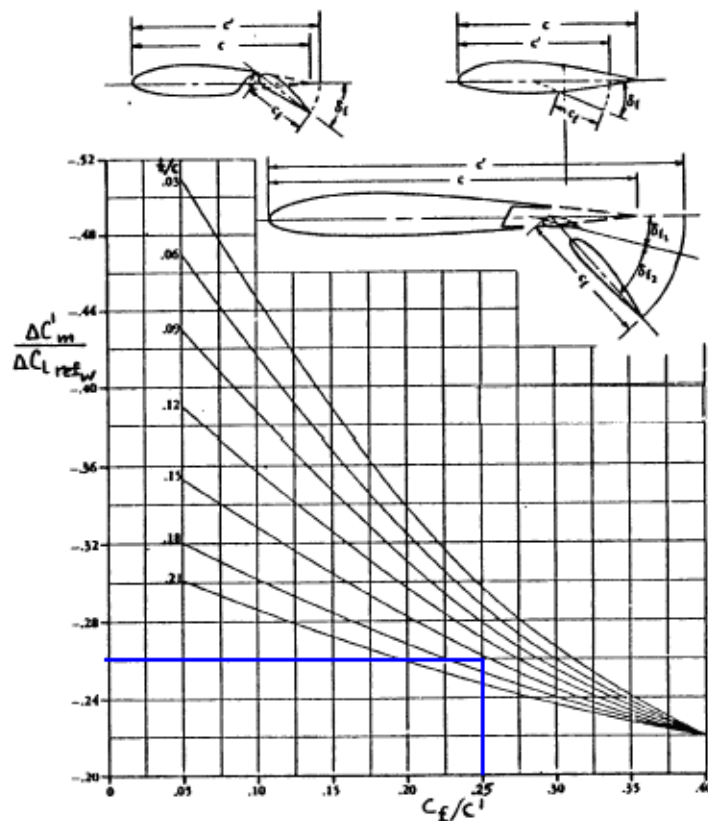
$$\left(\frac{\Delta C_{mo}}{\epsilon_t} \right) = 0$$

$$C_{mow} = \left[\frac{5,69 * \text{Cos}^2(0^\circ)}{5,69 + 2 * \text{Cos}(0^\circ)} \right] * \left(\frac{-0,014 + (-0,014)}{2} \right) + (0) * 0 \text{ rad} = -0,01036$$

En bajos rangos de ángulos de ataque, el incremento en el coeficiente de momento de pitch del ala, es debido a los flaps ubicados en el borde de salida. Tomando como referencia un valor de X_{ref} , se puede encontrar a partir de:

$$\begin{aligned} \Delta C_{mw} = & (\overline{X}_{ref} - 0,25) * (C_{Lw})_{\delta} + K_{\Lambda} * \left(\frac{AR_w}{1,5} \right) * (\Delta C_{Lrefw}) * \text{Tan}(\Lambda_{c/4})_w + \\ & + K_p * \left[\left(\frac{\Delta C'_m}{\Delta C_{Lrefw}} \right) * \Delta C_{Lrefw} * \left(\frac{c'}{c} \right)^2 \right] - K_p * \left[0,25 * C_{Lw} * \left(\left(\frac{c'}{c} \right)^2 - \left(\frac{c'}{c} \right) \right) \right] \\ & + K_p * C_{mw} * \left(\left(\frac{c'}{c} \right)^2 - 1 \right) \end{aligned}$$

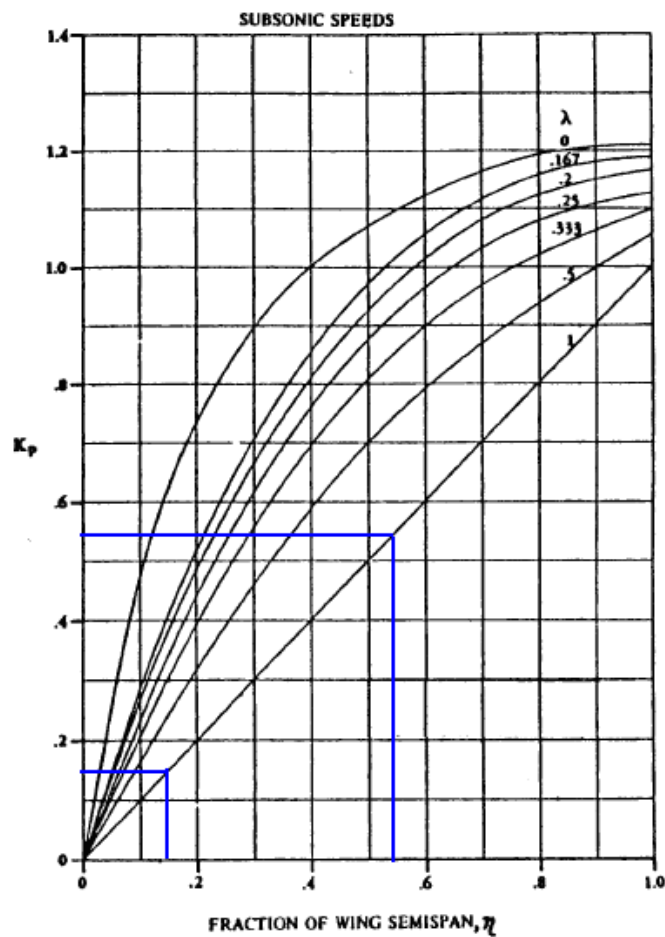
Figura 104. Efecto de la sustentación sobre el momento de pitch para la referencia del ala.



Fuente: Hoak, D. E., et al, USAF Stability and Control Datcom, Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory.

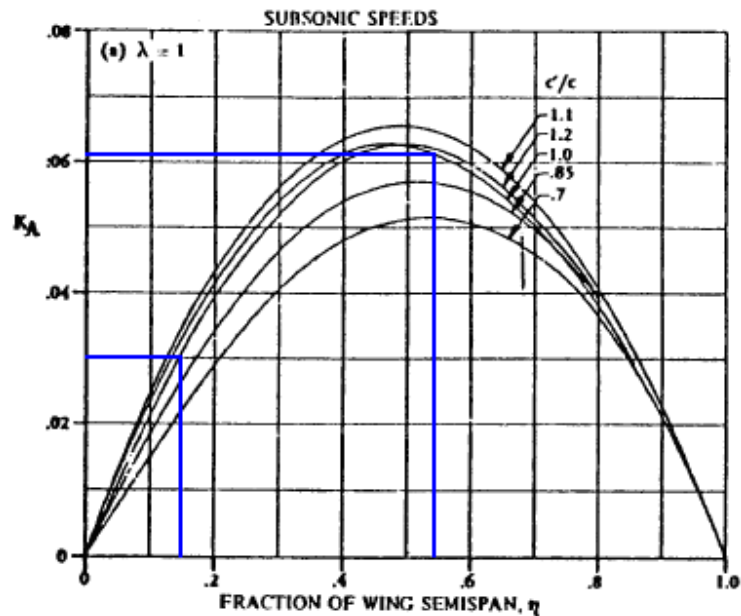
- $\overline{X}_{ref} = 0,27$: Representa el valor intermedio entre el centro de gravedad más delantero y más trasero.
- $(C_{Lw})_{\delta}$: Es el coeficiente de sustentación del ala, cuando los flaps están abajo.
 $(C_{Lw})_{\delta} = 1,3$ Flaps arriba es la misma condición de coeficiente en limpio.
- C_{Lw} : Coeficiente de sustentación del ala, cuando los flaps están arriba.
 $C_{Lw} = 1,6$ Flaps abajo se toma la condición de coeficiente de aterrizaje.

Figura 105. Factor de envergadura parcial del flap.



Fuente: Hoak, D. E., et al, USAF Stability and Control Datcom, Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory.

Figura 106. Factor de conversión que cuenta para una parte de la envergadura de los flaps sobre el sweep del ala.



Fuente: Hoak, D. E., et al, USAF Stability and Control Datcom, Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory.

- $\frac{c'}{c}$: Es el radio al que los flaps extienden, la cuerda del ala, que con un flap retráctil. Para conocer el valor de este parámetro se analiza la Figura 104.

$$\frac{c'}{c} = \frac{0,7913 \text{ ft}}{0,7913 \text{ ft}} = 1$$

- $\left(\frac{\Delta C'_m}{\Delta C_{L \text{ ref } w}} \right)$: Se puede obtener a partir de la Figura 104.

$$\frac{c_f}{c'} = \frac{0,1978 \text{ ft}}{0,7913 \text{ ft}} = 0,25 \qquad \left(\frac{\Delta C'_m}{\Delta C_{L \text{ ref } w}} \right) = 0,26$$

- K_p : Es el factor de envergadura del flap. Ver las Figuras 80 y 105.
- K_Λ : Es un factor de conversión que cuenta para una parte de la envergadura del flap sobre el sweep del ala. Se escoge según las Figuras 80 y 106.

$$K_p = 0,5459 - 0,1459 = 0,4$$

$$K_\Lambda = 0,061 - 0,03 = 0,031$$

- C_{mw} : Es el coeficiente de momento de pitch del ala producido cuando los flaps están retraídos, es igual a: C_{mow} .
- ΔC_{Lrefw} : Es el incremento de sustentación debido a los flaps, para un ala de referencia definida, por ejemplo: Flap que ocupa la totalidad de la envergadura del ala, con $AR_w = 6$ y $\Lambda_{c/2} = 0^\circ$. Esto puede ser determinado, con los datos antes calculados para dimensionar los flaps.

$$\Delta C_{Lrefw} = \Delta C_{Lw} \quad (225)$$

Con los datos calculados para los flaps se determina que:

Para aterrizaje: $\delta_f = 30^\circ = 0,5236 \text{ rad}$ por tanto: $\Delta C_{Lrefw} = 0,4729$

Para despegue: $\delta_f = 15^\circ = 0,2618 \text{ rad}$ por tanto: $\Delta C_{Lrefw} = 0,3621$

Teniendo todos estos datos ahora, procedemos resolver:

$$\Delta C_{mw} = 0,07518$$

Para aterrizaje con: $\delta_f = 30^\circ$.

$$\Delta C_{mw} = 0,06366$$

Para despegue con: $\delta_f = 15^\circ$.

El coeficiente de momento de pitch de toda la aeronave sabiendo que cumple con la condición de flujo subsónico C_{mo} , se puede estimar como sigue:

$$C_{mo} = C_{mowf} + C_{mowc} + C_{mowh} \quad (226)$$

- C_{mowf} : Es el coeficiente de momento de la unión ala – fuselaje cuando la sustentación es cero y se puede encontrar a partir de:

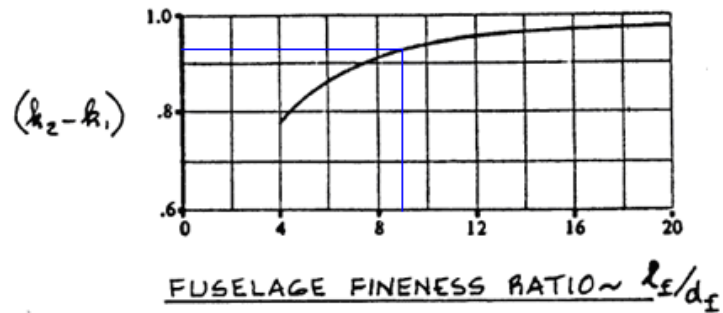
$$C_{mowf} = (C_{mow} + C_{mof}) * \frac{(C_{mo})_M}{(C_{mo})_{M=0}} \quad (227)$$

- $C_{mof} = \left[\frac{(k_2 - k_1)}{36,5 * S_w * c_w} \right] * \left[\sum_{i=1}^{i=6} [(w_{fi}^2) * (i_w + \alpha_{0Lw} + i_{clf}) * \Delta x_i] \right] \quad (228)$

$(k_2 - k_1)$: Se encuentra a partir de la *Figura 107*.

$$(k_2 - k_1) = 0,94$$

Figura 107. Efecto del fuselaje sobre el aparente factor de masa.



Fuente: Hoak, D. E., et al, USAF Stability and Control Datcom, Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory.

- ✓ (Δx_i) : Es la longitud del segmento del fuselaje de análisis, que se puede ver en la Figura 108. Cada sección del fuselaje está separado a una distancia como se describe a continuación:

$$(\Delta x_1) = 0,1706 \text{ ft}$$

$$(\Delta x_2) = 0,7218 \text{ ft}$$

$$(\Delta x_3) = 1,1155 \text{ ft}$$

$$(\Delta x_4) = 1,0499 \text{ ft}$$

$$(\Delta x_5) = 1,0499 \text{ ft}$$

$$(\Delta x_6) = 1,3123 \text{ ft}$$

$$(\Delta x_7) = 0,5249 \text{ ft}$$

- ✓ (w_{fi}) : Es el promedio de los anchos de los segmentos del fuselaje, que se puede ver en la Figura 108. En este caso:

$$(w_{f1}) = 0,1157 \text{ ft}$$

$$(w_{f2}) = 0,3023 \text{ ft}$$

$$(w_{f3}) = 0,5906 \text{ ft}$$

$$(w_{f4}) = 0,5906 \text{ ft}$$

$$(w_{f5}) = 0,3556 \text{ ft}$$

$$(w_{f6}) = 0,0656 \text{ ft}$$

$$(w_{f6}) = 0 \text{ ft}$$

- ✓ (i_{clf}) : Es el ángulo de incidencia de la línea relativa de camber del fuselaje, al plano de referencia del fuselaje (FRP). La convención de signo positivo se ilustra en la Figura 109. Hay que notar que este ángulo es negativo para

camber debajo de la nariz del fuselaje, así como para camber encima del cono de cola del fuselaje: $(i_{clf}) = 5^\circ = 0,0873 \text{ rad}$

Figura 108. Secciones que conforman el fuselaje.

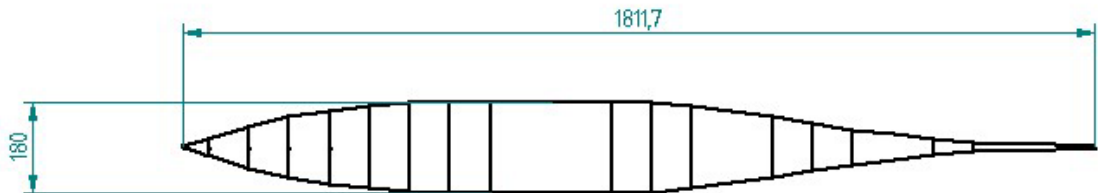
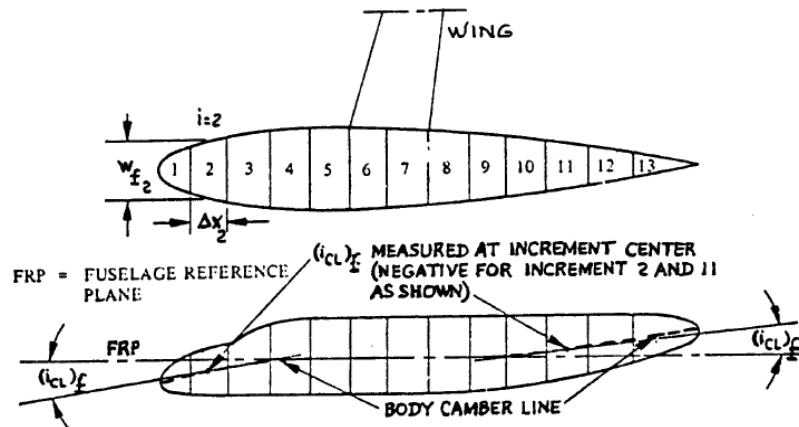
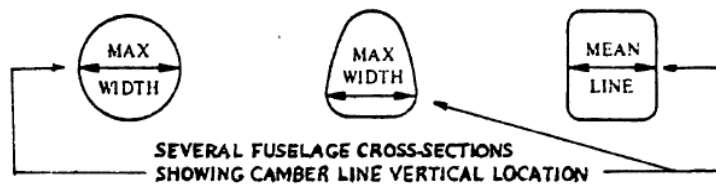


Figura 109. Segmentación y camber del fuselaje.



Fuente: Hoak, D. E., et al, USAF Stability and Control Datcom, Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory.

Figura 110. Definición del ancho máximo de fuselaje, para algunas secciones.



Fuente: Hoak, D. E., et al, USAF Stability and Control Datcom, Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory.

La línea de camber del fuselaje es determinada por una vista lateral del mismo por el llamado sitio de máxima anchura el cual se presenta en torno a la distribución de las secciones transversales del fuselaje. Esto se puede ver en la *Figura 110*, donde aparecen tres ejemplos de anchos de fuselajes.

- ✓ $C_{mo c}$ y $C_{mo h}$, son los coeficientes de momento de pitch debido al canard y al estabilizador horizontal respectivamente. Su suma se puede expresar así:

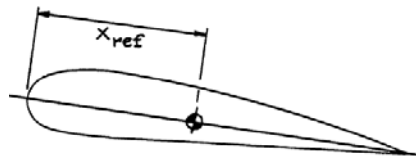
$$C_{mo c} + C_{mo h} = (\overline{X_{ac c}} + \overline{X_{ref}}) * C_{Lo c} - (\overline{X_{ac h}} - \overline{X_{ref}}) * C_{Lo h} = 0 \quad (229)$$

Este valor se toma porque el perfil utilizado en el estabilizador horizontal es simétrico y porque no existe una configuración con un canard.

$$\overline{X} = \frac{X}{C_w} \quad \text{Para cualquier sección o valor, esta es la definición.}$$

- ✓ X_{ref} : Es la localización de referencia o centro de gravedad que determina el coeficiente de momento de la aeronave. Se debe anotar que esta cantidad es positiva cuando está detrás del borde de ataque de la cuerda media geométrica del ala (m.g.c) y negativa en caso contrario. En cuanto a $C_{mo c}$ y $C_{mo h}$, son siempre positivos, aunque es una inconsistente convención de signos. Es normalmente seleccionada como una localización entre el centro de gravedad más delantero y el más trasero. Es posible observar lo anterior por medio de la *Figura 111*.

Figura 111. Ejemplo de la localización del centro de referencia.



Fuente: Jan Roskam, Airplane Design, Tomo VI.

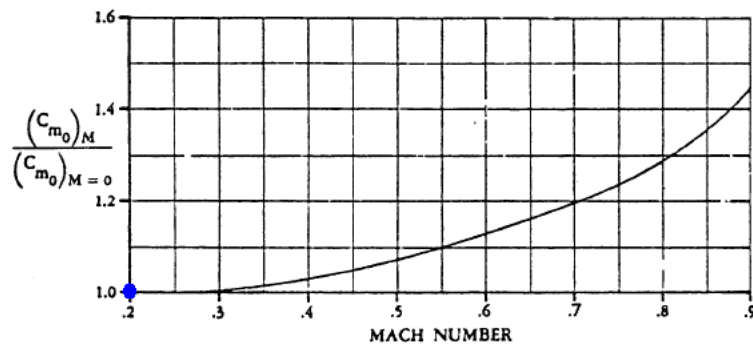
$$\left[\sum_{i=1}^{i=6} \left[(w_{fi}^2) * (i_w + \alpha_{0Lw} + i_{cl f}) * \Delta x_i \right] \right] = 0,1207$$

$$C_{mof} = \left[\frac{0,94}{36,5 * 3,5561 ft^2 * 0,7913 ft} \right] * 0,1207 = 1,0622 \times 10^{-3}$$

Con la *Figura 112*, ahora podemos determinar la relación $\frac{(C_{m0})_{Mw}}{C_{mo M=0w}}$, como:

$$\frac{(C_{m0})_{Mw}}{C_{mo M=0w}} = 1 \quad C_{mowf} = (-0,01036 + 1,0622 \times 10^{-3}) * 1 = -9,2967 \times 10^{-3}$$

Figura 112. Efecto del número de Mach sobre el coeficiente de momento de pitch para un ala con sustentación igual a cero.



Fuente: Hoak, D. E., et al, USAF Stability and Control Datcom, Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory.

Por último se tiene que:

$$C_{mo} = -9,2967 \times 10^{-3}$$

El incremento de coeficiente de momento de pitch de la aeronave debido a los flaps ΔC_m , se puede estimar como:

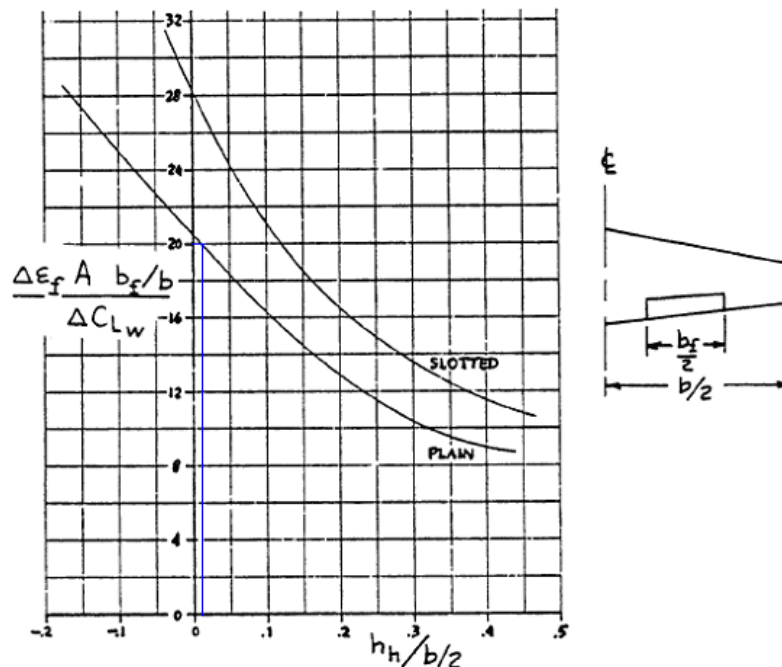
$$\Delta C_m = \Delta C_{mw} + \Delta C_{mc} \eta_c \left(\frac{S_c * \bar{c}_c}{S_w * \bar{c}_w} \right) + \Delta C_{Lc} (\bar{X}_{acc} + \bar{X}_{ref}) + C_{Lch} * \eta_h \left(\frac{S_h}{S_w} \right) * (\bar{X}_{ach} - \bar{X}_{ref}) * \Delta \epsilon_f$$

Donde: ΔC_{mw} , cuenta para el cambio del momento de pitch debido a los flaps de las alas (ya estén en el borde de ataque o de salida). ΔC_{mc} , Usado para el cambio de momento de pitch debido a los flaps del canard (usualmente instalados en el

borde de salida únicamente); si no posee flaps, esta cantidad es igual a cero, tal y como sucede en este caso. ΔC_{Lc} , Se obtiene con una apropiada sustitución de los parámetros que posea. Utilizando también la *Figura 113*, se determina:

$$\frac{h_h}{b_w/2} = \frac{2 * 0,05 \text{ ft}}{4,4982 \text{ ft}} = 0,02223 \qquad \frac{\Delta \varepsilon_f * AR_w * b_f/b_w}{\Delta C_{Lw}} = 20 \qquad (231)$$

Figura 113. Incremento en el ángulo de downwash al estabilizador horizontal debido a los flaps.



Fuente: Hoak, D. E., et al, *USAF Stability and Control Datcom, Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory.*

$$\Delta \varepsilon_f = \frac{20 * \Delta C_{Lw}}{AR_w * b_f/b_w} = \frac{20 * 0,729}{5,69 * 0,4} = 4,1555 \qquad \text{Para aterrizaje con: } \delta_f = 30^\circ.$$

$$\Delta \varepsilon_f = \frac{20 * \Delta C_{Lw}}{AR_w * b_f/b_w} = \frac{20 * 0,3621}{5,69 * 0,4} = 3,1816 \qquad \text{Para despegue con: } \delta_f = 15^\circ.$$

$$\Delta C_m = 0,07518 + 0 + 0 + \left[3,9614 \text{ rad}^{-1} * 1 * \left(\frac{0,8621 \text{ ft}^2}{3,5561 \text{ ft}^2} \right) * (0,29 - 0,27) * 4,1555 \right] = 0,155$$

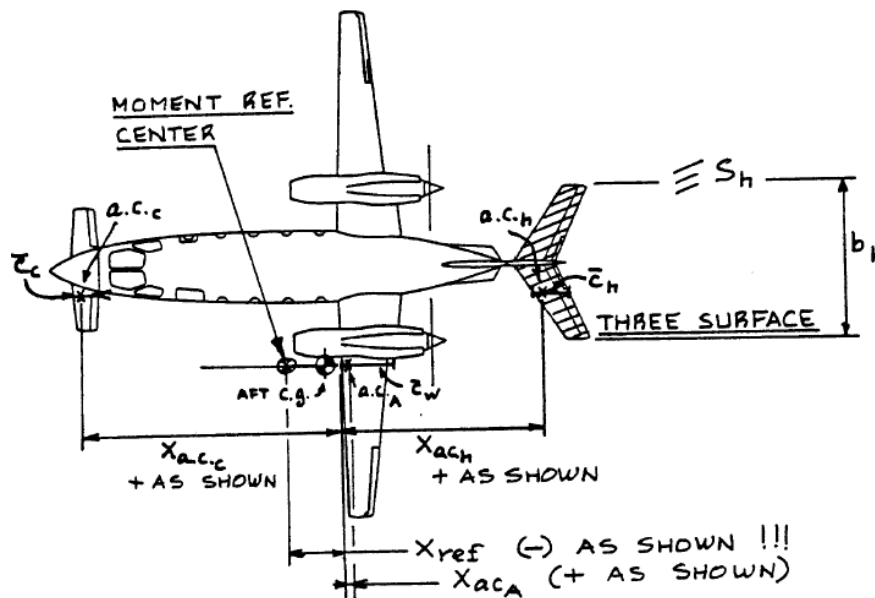
$$\Delta C_m = 0,06366 + 0 + 0 + \left[3,9614 \text{ rad}^{-1} * 1 * \left(\frac{0,8621 \text{ ft}^2}{3,5561 \text{ ft}^2} \right) * (0,29 - 0,27) * 3,1816 \right] = 0,1248$$

El primer dato corresponde en aterrizaje con: $\delta_f = 30^\circ$. El segundo dato es para despegue con: $\delta_f = 15^\circ$.

Ahora se procederá a calcular la variación del coeficiente de momento con respecto al coeficiente de sustentación, pero antes es necesario conocer la localización del centro aerodinámico de todo el avión, en fracciones de la cuerda media aerodinámica. Para esto se utiliza:

$$\frac{dC_m}{dC_L} = \overline{X_{ref}} - \overline{X_{ac}} \quad (232)$$

Figura 114. Parámetros para la localización del centro aerodinámico del y el centro de momento de referencia.



Fuente: Jan Roskam, Airplane Design, Tomo VI.

$$\overline{X}_{ac} = \frac{\left(\overline{X}_{ac wf} * C_{L\alpha wf} \right) + \left[\eta_h * C_{L\alpha h} * \left(1 - \frac{d\varepsilon_h}{d\alpha} \right) * \left(\frac{S_h}{S_w} \right) * \overline{X}_{ac h} \right]}{C_{L\alpha}} \quad (233)$$

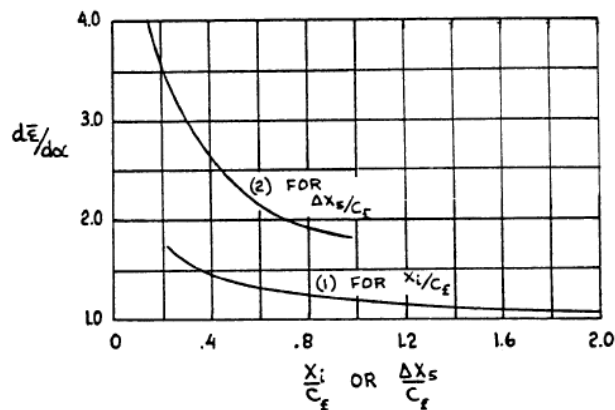
$$\overline{X}_{ac wf} = \overline{X}_{ac w} + \overline{\Delta X}_{ac f} \quad (234)$$

$\overline{\Delta X}_{ac f}$: Es el cambio en el centro aerodinámico, causado por agregar en el avión el fuselaje al ala. Es siguiente método solo aplica para aeronaves con número de Mach hasta $M = 0,9$.

$$\overline{\Delta X}_{ac f} = - \frac{\left(\frac{dM}{d\alpha} \right)}{q * S_w * c_w * C_{L\alpha w}} \quad \frac{dM}{d\alpha} = \left(\frac{q}{36,5} \right) * \left(\frac{C_{L\alpha w}}{0,08} \right) * \left[\sum_{i=1}^{i=6} \left[\left(w_{fi}^2 \right) * \left(\frac{d\bar{\varepsilon}}{d\alpha} \right)_i * \Delta x_i \right] \right]$$

Para ambos casos, $C_{L\alpha w}$ debe estar en deg^{-1} .

Figura 115. Efecto de la localización del segmento de fuselaje o nacelle en el gradiente de upwash.

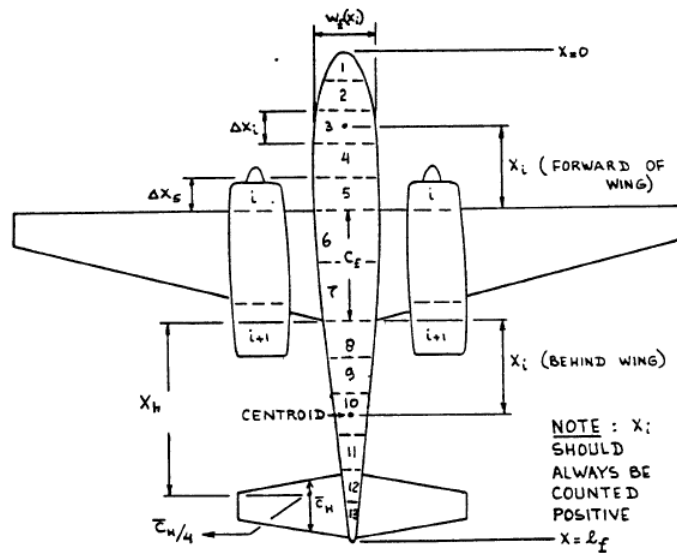


Fuente: Jan Roskam, *Airplane Design*, Tomo VI.

$\left(\frac{d\bar{\varepsilon}}{d\alpha} \right)_i$: Toma el valor dependiendo el segmento del fuselaje en consideración.

Para las secciones 1 y 2 se utiliza la curva 1 de la *Figura 115*, obteniendo lo siguiente:

Figura 116. Contribución del nacelle o fuselaje a la localización del centro aerodinámico del avión.



Fuente: Jan Roskam, *Airplane Design, Tomo VI*.

$$\frac{X_1}{C_f} = \frac{3,1147 \text{ ft}}{0,8322 \text{ ft}} = 3,7427 \quad \left(\frac{d\bar{\varepsilon}}{d\alpha} \right)_1 = 1$$

$$\frac{X_2}{C_f} = \frac{2,6685 \text{ ft}}{0,8322 \text{ ft}} = 3,2066 \quad \left(\frac{d\bar{\varepsilon}}{d\alpha} \right)_2 = 1$$

En la sección 3 se utiliza la curva 2 de la Figura 115, obteniendo:

$$\frac{\Delta X_3}{C_f} = \frac{1,1155 \text{ ft}}{0,8322 \text{ ft}} = 1,3405 \quad \left(\frac{d\bar{\varepsilon}}{d\alpha} \right)_3 = 1,75$$

Para las demás secciones se puede utilizar lo siguiente:

$$\left(\frac{d\bar{\varepsilon}}{d\alpha} \right)_i = \left(\frac{X_i}{X_h} \right) * \left(1 - \frac{d\varepsilon_h}{d\alpha} \right)$$

$$\left(\frac{d\bar{\varepsilon}}{d\alpha} \right)_4 = \left(\frac{0,5249 \text{ ft}}{2,6113 \text{ ft}} \right) * (1 - 0,3712) = 0,1264 \quad \left(\frac{d\bar{\varepsilon}}{d\alpha} \right)_6 = \left(\frac{2,756 \text{ ft}}{2,6113 \text{ ft}} \right) * (1 - 0,3712) = 0,6637$$

$$\left(\frac{d\bar{\varepsilon}}{d\alpha} \right)_5 = \left(\frac{1,5748 \text{ ft}}{2,6113 \text{ ft}} \right) * (1 - 0,3712) = 0,3793 \quad \left(\frac{d\bar{\varepsilon}}{d\alpha} \right)_7 = \left(\frac{3,6745 \text{ ft}}{2,6113 \text{ ft}} \right) * (1 - 0,3712) = 0,8849$$

$$\left[\sum_{i=1}^{i=6} \left[(w_{fi}^2) * \left(\frac{d\bar{\varepsilon}}{d\alpha} \right)_i * \Delta x_i \right] \right] = 0,9154$$

$$\frac{dM}{d\alpha} = \left(\frac{6,2529 \text{ Psf}}{36,5} \right) * \left(\frac{0,07674 \text{ deg}^{-1}}{0,08} \right) * 0,9154 = 0,15042$$

$$\Delta X_{ac\ f} = - \frac{0,15042}{6,2529 \text{ Psf} * 3,5561 \text{ ft}^2 * 0,7913 \text{ ft} * 0,07674 \text{ deg}^{-1}} = -0,08815$$

$$\overline{X_{ac\ wf}} = 0,25 + (-0,08815) = 0,16185$$

$$\left(\frac{S_h}{S_w} \right) * \overline{X_{ac\ h}} = \overline{V_h} + \left(\frac{S_h}{S_w} \right) * \overline{X_{cg}} = 0,8606$$

$$\overline{X_{ac\ h}} = 3,55$$

$$\overline{X_{ac}} = \frac{\left[\left(\overline{X_{ac\ wf}} * C_{L\alpha\ wf} \right) + \left[\eta_h * C_{L\alpha\ h} * \left(1 - \frac{d\varepsilon_h}{d\alpha} \right) * \left(\frac{S_h}{S_w} \right) * \overline{X_{ac\ h}} \right] \right]}{C_{L\alpha}} = 0,5716$$

Finalmente se calcula:

$$\frac{dC_m}{dC_L} = 0,27 - 0,5687 = -0,3016$$

Después de todo esto podemos determinar algunas de las pendientes que se referencia del coeficiente de momento, como sigue:

$$C_{m\alpha} = C_{L\alpha\ wf} * (\overline{X_{cg}} - \overline{X_{ac\ wf}}) - C_{L\alpha\ h} * \overline{V_h} * \eta_h * \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha} \right) = -1,6060 \quad (237)$$

$$C_{mih} = -C_{L\alpha\ h} * \eta_h * \frac{S_h}{S} * (\overline{X_{ac\ h}} - \overline{X_{cg}}) = -C_{L\alpha\ h} * \eta_h * \overline{V_h} = -3,1691 \quad (238)$$

$$C_{mde} = -C_{L\alpha\ h} * \eta_h * \overline{V_h} * \tau_e = -3,9614 * 1 * 0,8 * 1 = -3,1691 \quad (239)$$

$$C_{mac\ wf} = \frac{C_{mo\ wf}}{c_w} = -0,01175 \quad (240)$$

$$M_{ac\ wf} = C_{mac\ wf} * q * S_w * \bar{c}_w = -0,2067 \text{ Lb} \times \text{ft} \quad (241)$$

$$C_m = C_{mac\ wf} + (C_{Lo\ wf} + C_{L\alpha\ wf} * \alpha) * (\bar{X}_{cg} - \bar{X}_{ac\ wf}) - C_{Lo\ h} - C_{L\alpha\ h} * \eta_h * \frac{S_h}{S_w} * (\bar{X}_{ac\ h} - \bar{X}_{cg}) * \left[\alpha - \left(\varepsilon_o + \frac{d\varepsilon}{d\alpha} * \alpha \right) + i_h + \tau_e * \delta_e \right]$$

$$C_m = 0,3098 \quad (242)$$

$$M_A = C_m * q * S * \bar{c}_w = 5,4502 \text{ Lb} \times \text{ft} \quad (243)$$

Por último se establece el ángulo de incidencia para el estabilizador horizontal, realizando una sumatoria de momentos alrededor del centro de gravedad más trasero y se determina:

$$L_w * X_w|_{cg} + M_{ac\ wf} = L_h * X_h|_{cg}$$

$$L_w = W_{TO}$$

$$L_h = \frac{L_w * X_w|_{cg} + M_{ac\ wf}}{X_h|_{cg}} = \frac{9,0665 \text{ Lb} * 0,29 \text{ ft} + (-0,2067 \text{ Lb} * \text{ft})}{2,6113 \text{ ft}} = 0,9277 \text{ Lb} \quad (244)$$

$$C_{Lh} = \frac{L_h}{q * S_h} = \frac{0,9277 \text{ Lb}}{6,2529 \text{ Psf} * 0,8621 \text{ ft}^2} = 0,17211 \quad (245)$$

✓ $\varepsilon_h = 2^\circ$: Upwash en el estabilizador horizontal, se determina por experimentos en el túnel de viento montando el estabilizador horizontal y luego comparando con el flujo del estabilizador horizontal -fuselaje unido.

✓ $\alpha = 0^\circ$: Asumimos condición total para crucero.

$$C_{Lh} = a_h * (\alpha_h + \varepsilon_h) = 3,9614 \text{ rad}^{-1} * (0^\circ + 2^\circ) = 3,9614 \text{ rad}^{-1} * (0,03491 \text{ rad}) = 0,1383$$

Este valor no es el coeficiente de sustentación en crucero, por lo que se hace necesario tener un ángulo de incidencia para el estabilizador horizontal.

$$C_{Lh} = a_h * (i_h + \varepsilon_h) \quad i_h = -8,5405 \times 10^{-3} \text{ rad}$$

$$0,17211 = 3,9614 \text{ rad}^{-1} * (i_h + 0,03491 \text{ rad}) \quad i_h = -0,4893^\circ$$

4.28. MÉTODOS PARA PREDECIR EL DRAG.

Para hallar la fuerza de drag, se debe tener en cuenta el coeficiente de drag, la presión dinámica y el área del ala.

$$D = C_D * q * S_w \quad (247)$$

Para calcular del coeficiente de drag (C_D), se tiene que:

$$C_D = C_{D \text{ wing}} + C_{D \text{ fuselage}} + C_{D \text{ empenaje}} + C_{D \text{ nacelle/ pylon}} + C_{D \text{ flaps}} + C_{D \text{ landing gear}} + C_{D \text{ store}} + C_{D \text{ canopy/ windshield}} + C_{D \text{ trim tab}} + C_{D \text{ interference}} \quad (248)$$

4.28.1. Coeficiente de drag del ala.

$$C_{D \text{ wing}} = C_{D0w} + C_{DLw} \quad (249)$$

- **Coeficiente de drag del ala con sustentación igual a cero (C_{D0w}):** Se obtiene de:

$$C_{D0w} = (R_{WF}) * (R_{LS}) * (C_{FW}) * \left[1 + L'_w * \left(\frac{t}{c} \right)_w + 100 * \left(\frac{t}{c} \right)_w^4 \right] * \frac{S_{Wetw}}{S_w} \quad (250)$$

- ✓ R_{WF} : Es el factor de interferencia ala - fuselaje. La cual por medio de la *Figura 117* se puede calcular, conociendo el valor de $R_{N \text{ fuselage}} = 3,1906 \times 10^6$.

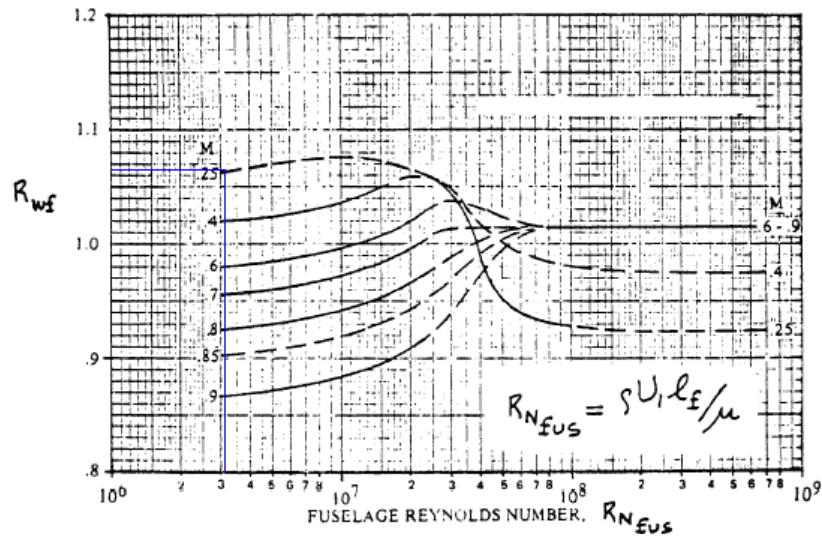
Con este valor se va a la *Figura 117* y se escoge el valor de R_{WF} . En este caso sería de:

$$R_{WF} = 1,07$$

- ✓ R_{LS} : Es el factor de corrección de la superficie sustentadora la cual se puede encontrar en la *Figura 118*, con un ángulo $\Lambda_{c/4} = 0^\circ$ se puede calcular:

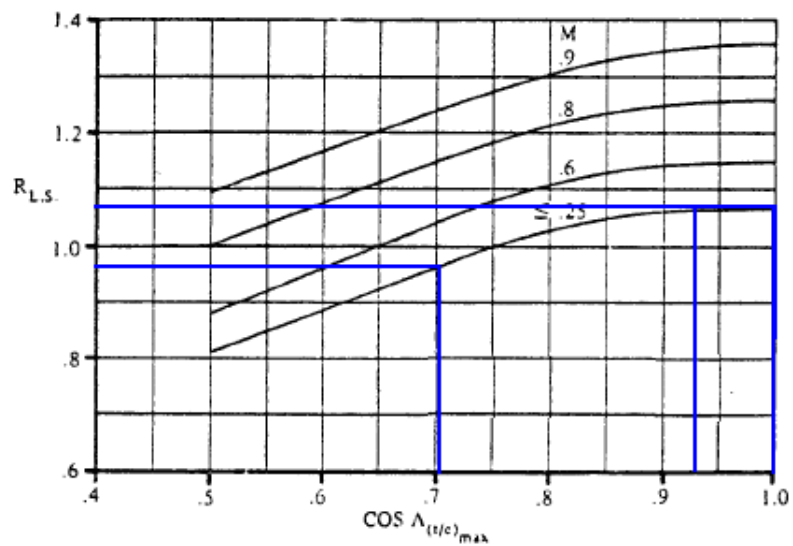
$$\cos\left(\Lambda_{(t/c)_{\max}}\right) = \cos(0^\circ) = 1$$

Figura 117. Factor de interferencia ala-fuselaje.



Fuente: Hoak, D. E., et al, USAF Stability and Control Datcom, Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory.

Figura 118. Factor de corrección para las superficies sustentadoras.

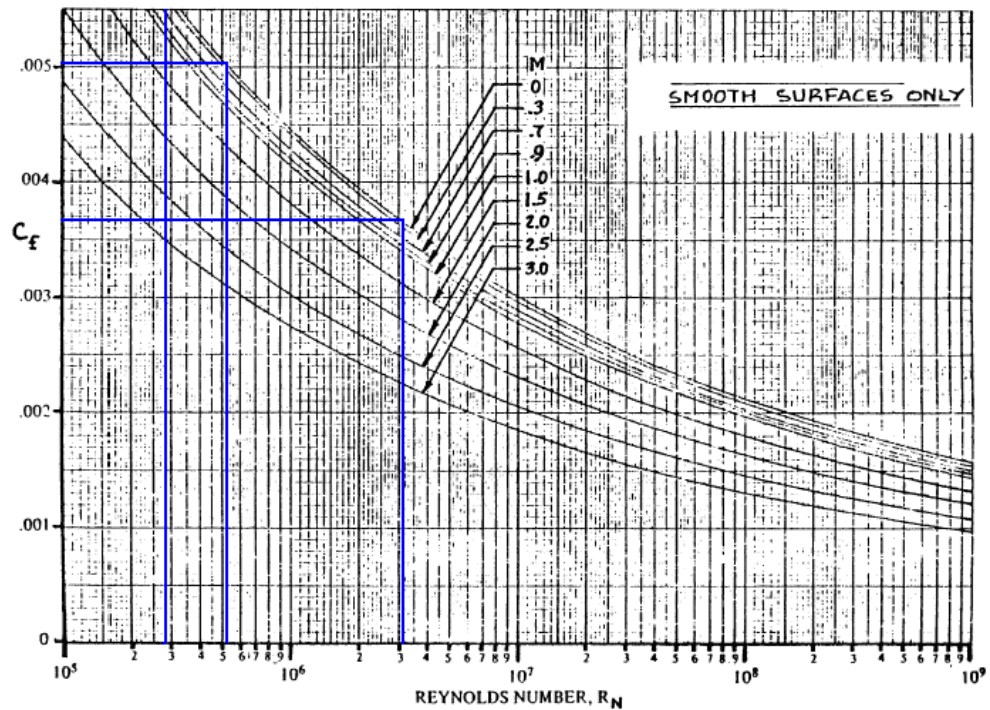


Fuente: Hoak, D. E., et al, USAF Stability and Control Datcom, Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory.

Con este valor de 1 se determina que: $R_{LS} = 1,08$

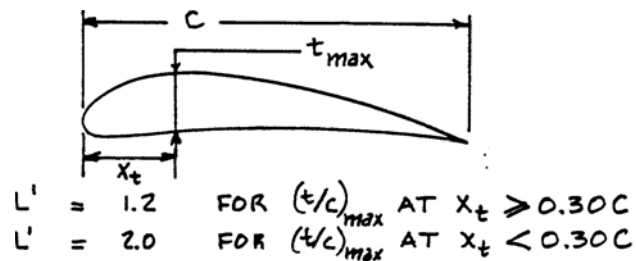
- ✓ C_{FW} : Es el coeficiente de fricción del ala, que se puede encontrar en la *Figura 118*, que esta en función del número mach $M = 0,0784$ y el número de Reynolds: $R_{Nw} = 4,2476 \times 10^6$. $C_{FW} = 0,0053$

Figura 119. Coeficiente de fricción turbulento promedio de la piel.



Fuente: Hoak, D. E., et al, USAF Stability and Control Datcom, Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory.

Figura 120. Parámetro para localizar el espesor del perfil.



Fuente: Jan Roskam, Airplane Design, Tomo VI.

- ✓ L'_w : Es el parámetro de ubicación del espesor del perfil, teniendo en cuenta la *Figura 119*, tenemos:

$$L'_w = 2, \text{ porque } \frac{t}{c_{\max}} \text{ está localizado cuando: } X_t < 0.3 * \bar{c}_w$$

- ✓ $S_{Wet\ w}$: Es el área mojada del ala y se calcula así:

$$\tau_w = \frac{\left(\frac{t}{c}\right)_{rw}}{\left(\frac{t}{c}\right)_{rw}} = 0,5882 \quad (251)$$

$$Circunferencia = 2 * \bar{c}_w * \left[1 + \left(0,25 * \left(\frac{t}{c} \right)_w \right) \right] = 1,64191 \text{ ft} \quad (252)$$

$$S_{\text{porción fuselaje}} = Circunferencia * c_{rw} = 1,3663 \text{ ft}^2 \quad (253)$$

$$S_{neta} = S_w - S_{\text{porción fuselaje}} = 2,1898 \text{ ft}^2 \quad (254)$$

Con esto ya se puede calcular el área mojada del ala:

$$S_{wet\ w} = 2 * S_{neta} * \left[1 + \left(0,25 * \left(\frac{t}{c} \right)_{rw} * \left[\frac{1 + \tau_w * \lambda_w}{1 + \lambda_w} \right] \right) \right] = 4,6175 \text{ ft}^2 \quad (255)$$

Finalmente con todos los valores anteriormente calculados se puede encontrar el valor de $C_{DO\ w}$:0

$$C_{DO\ w} = (1,07) * (1,08) * (0,0053) * \left[1 + 2 * (0,15) + 100 * (0,15)^4 \right] * \frac{4,6175 \text{ ft}^2}{3,5561 \text{ ft}^2} = 0,01074$$

- **Coficiente de drag del ala debido a la sustentación ($C_{DL\ w}$)** : Se obtiene a partir de:

$$C_{DL\ w} = \frac{(C_{Lw})^2}{\pi * AR_w * e_w} + (2\pi * C_{Lw} * \varepsilon_t * v) + (4\pi^2 * (\varepsilon_t)^2 * w) \quad (256)$$

- ✓ C_{Lw} : Es el coeficiente de sustentación del ala que se calcula así:

$$C_{Lw} = C_L - \frac{C_{Lc} * S_c}{S_w} + \frac{C_{Lh} * S_h}{S_w} \quad (257)$$

Donde c representa el canard y h el estabilizador horizontal, en este caso el UAV solo tendrá superficie horizontal.

$$C_{Lw} = \frac{L_w}{q * S_w} \Big|_{cruise} = 0,4077$$

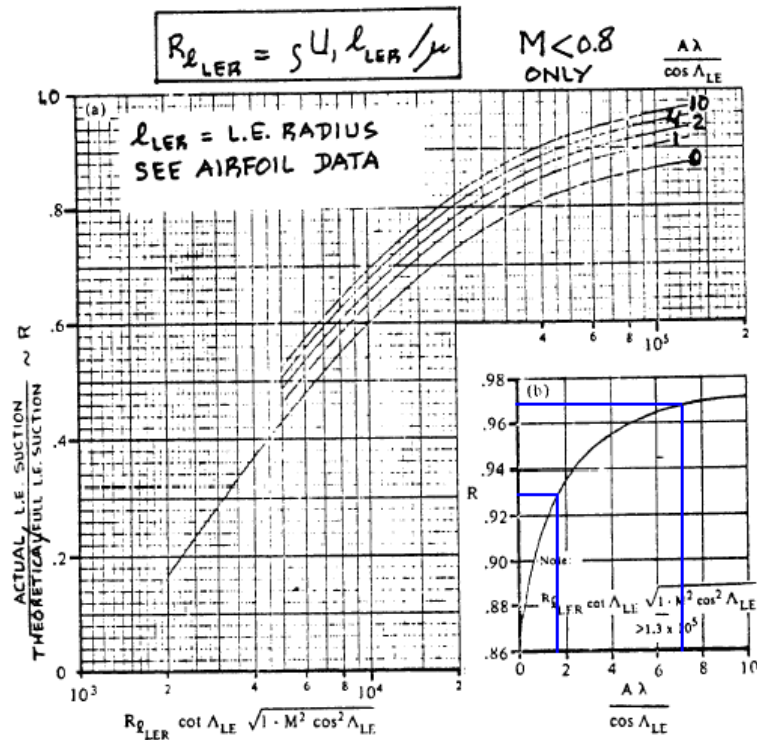
✓ El factor de eficiencia (e) esta definido por:

$$e_w = \frac{1,1 * \left(\frac{C_{L\alpha w}}{AR_w} \right)}{\left[R * \left(\frac{C_{L\alpha w}}{AR_w} \right) + (1 - R) * \pi \right]} \quad (258)$$

R es el parámetro de succión del borde de ataque, según la Figura 121.

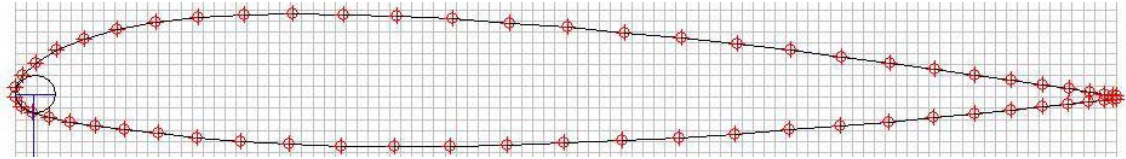
$$R_{N\ LER\ w} = \frac{\rho * V * l_{LER\ w}}{\mu} \quad (259)$$

Figura 121. Parámetro de succión del borde de ataque.



Fuente: Hoak, D. E., et al, USAF Stability and Control Datcom, Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory.

Figura 122. Morfología del perfil NACA 23012 12%.



Fuente: Software Profile.

Donde $l_{LER w}$ es el radio en el borde de ataque del ala y se determina por construcción o por las características del perfil.

$l_{LER w} = 1,58$. Porcentaje de la cuerda promedio del ala.

$$l_{LER w} = \frac{1,58 * \overline{c_w}}{100} = \frac{1,58 * 0,7913 ft}{100} = 0,0125 ft \quad (260)$$

$$R_{N LER w} = \frac{2,3769 \times 10^{-3} \text{ Slug} / \text{ft}^3 * 84,4 \text{ ft} / \text{s} * (0,0125 ft)}{3,7372 * 10^{-7} \text{ Lb} \times \text{s} / \text{ft}^2} = 6,7099 \times 10^3$$

$$\frac{AR_w * \lambda_w}{\text{Cos}(\Lambda_{LE})_w} = \frac{5,69 * 0,9}{\text{Cos}(0,53^\circ)} = 5,121 \quad (261)$$

$$R_{N LER w} * \text{Cot}(\Lambda_{LE w}) * \sqrt{1 - M^2 * \text{Cos}^2(\Lambda_{LE w})} = 7,2331 \times 10^5 \quad (262)$$

Debido a que el valor anterior es mayor a $1,3 \times 10^5$ es necesario utilizar la pequeña gráfica que aparece en la Figura 121, para determinar el valor de R.

$$R = 0,967$$

Finalmente el factor de eficiencia (e_w) es:

$$e_w = 1$$

- ✓ El ángulo de twist del ala (ε_i) es:

$$\varepsilon_i = 0 \text{ deg} = 0 \text{ rad}$$

Como este valor es cero, el segundo y tercer término de la ecuación del coeficiente de sustentación debido a la sustentación son cero, por lo tanto se llega a obtener que el coeficiente de drag del ala debido a la sustentación ($C_{DL w}$) sea:

$$C_{DLw} = \frac{(0,4077)^2}{\pi * 5,69 * 1} + 0 + 0 = 7,4932 \times 10^{-3} \quad (263)$$

Finalmente con todos los valores anteriormente calculados se puede encontrar el valor de C_{Dwing} :

$$C_{Dwing} = 0,01074 + 7,4932 \times 10^{-3} = 0,01823$$

4.28.2. Coeficiente de drag del fuselaje ($C_{D fuselaje}$).

$$C_{D fuselaje} = C_{DO fuselaje} + C_{DL fuselaje} \quad (264)$$

- **Coeficiente de drag del fuselaje con sustentación igual a cero ($C_{DO fuselaje}$):**

Se calcula de la siguiente forma:

$$C_{DO fuselaje} = \left(R_{WF} * C_{F fuselaje} * \left[1 + \left(60 / \left(\frac{l_f}{d_f} \right)^3 \right) + 0,0025 * \left(\frac{l_f}{d_f} \right) \right] \frac{S_{wet fuselaje}}{S_w} \right) + C_{Db fuselaje}$$

✓ R_{WF} : Es el factor de interferencia ala-fuselaje, el cual se determinó antes para el coeficiente de drag del ala cuando la sustentación es cero.

$$R_{WF} = 1,07$$

✓ $C_{F fuselaje}$: Es el coeficiente de fricción de la piel del fuselaje, el cual se calcula de la siguiente forma: Para $R_{N fuselaje} = 3,1906 \times 10^6$ con $M = 0,0784$ y la *Figura 119*. Se conoce el valor del coeficiente de fricción del fuselaje que es:

$$C_{F fuselaje} = 0,0036$$

✓ $C_{Db fuselaje}$: Coeficiente de drag el cual se calcula de la siguiente forma:

$$C_{Db fuselaje} = \left[\frac{0,029 * \left(\frac{d_b}{d_f} \right)^3}{\left[C_{Do fuselaje-base} * \left(\frac{S_w}{S_{fus}} \right) \right]^{1/2}} \right] * \frac{S_{fus}}{S_w} \quad (266)$$

Para conocer este valor se debe tener en cuenta los siguientes parámetros:

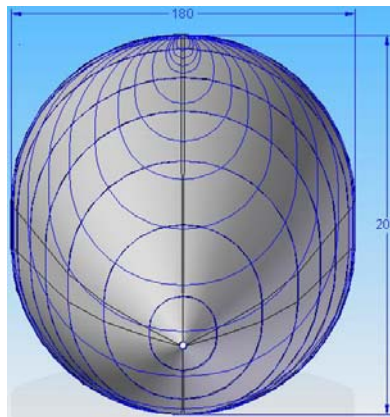
1. Diámetro de la base del fuselaje d_b .
2. El área de la base del fuselaje $S_{b \text{ fuselaje}}$ no existe en este avión, ya que el fuselaje termina en punta, entonces:

$$d_b = \sqrt{\frac{4}{\pi} * S_{b \text{ fuselaje}}} = 0$$

3. Diámetro máximo del fuselaje d_f
4. El área del fuselaje máximo S_{fuselaje} de este avión es:

$$S_{\text{fuselaje}} = \pi * a * b = \pi * 0,3281 \text{ ft} * 0,2953 \text{ ft} = 0,3044 \text{ ft}^2 \quad (267)$$

Figura 123. Sección transversal del fuselaje.



Nota: Como el diámetro de la base es 0 entonces el coeficiente de drag del fuselaje de la base es 0.

$$C_{Db \text{ fuselaje}} = 0$$

✓ Área mojada del fuselaje: $S_{\text{wet fuselaje}}$.

$$\lambda_f = \frac{l_f}{d_f} = 9,0584 \quad S_{\text{wet fuselaje}} = \pi * d_f * l_f * \left(1 - \frac{2}{\lambda_f}\right)^{\frac{2}{3}} * \left(1 + \frac{1}{\lambda_f^2}\right) = 10,5018 \text{ ft}^2$$

Finalmente el coeficiente de drag del fuselaje con sustentación igual a cero es:

$$C_{DO fuselage} = \left(1,07 * 0,0036 * \left[1 + \frac{60}{(9,0584)^3} + 0,0025 * (9,0584) \right] * \frac{10,5018 ft^2}{3,5561 ft^2} \right) + 0 = 0,014795$$

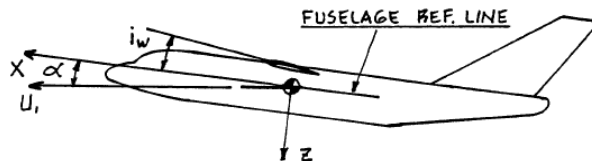
- **Coficiente de drag del fuselaje debido a la sustentación** ($C_{DL fuselage}$): Se calcula de la siguiente forma:

$$C_{DL fuselage} = \frac{2\alpha^2 * S_{b fuselage}}{S_w} + \frac{\eta * c_{dc} * \alpha^3 * S_{plf fuselage}}{S_w} \quad (270)$$

- ✓ α : Es el ángulo de ataque el cual se calcula de la siguiente forma:

$$\alpha [rad] = \frac{\left[\left(\frac{W}{q * S_w} \right) - C_{L0} \right]}{C_{L\alpha}} = 0,01334 rad \quad (271)$$

Figura 124. Definición del ángulo de ataque para el fuselaje.



Fuente: Jan Roskam, *Airplane Design*, Tomo VI.

El área de la base del fuselaje es $S_{b fuselage} = 0$ porque no tiene área el avión. El área de la plataforma del fuselaje $S_{plf fuselage}$ se define, según la Figura 125. Por lo tanto se va a asumir que la base del fuselaje se forma a partir de una elipse así:

$$S_{plf fuselage} = \pi * \frac{l_f}{2} * \frac{d_f}{2} = 3,06318 ft^2 \quad (272)$$

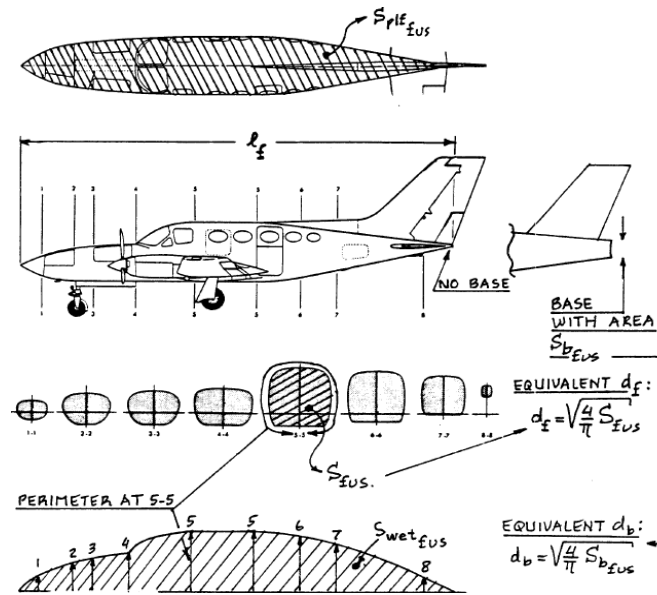
El radio de la drag η se halla, según la Figura 126:

$$\eta = 0,68$$

Para determinar el valor de c_{dc} se utiliza la Figura 127:

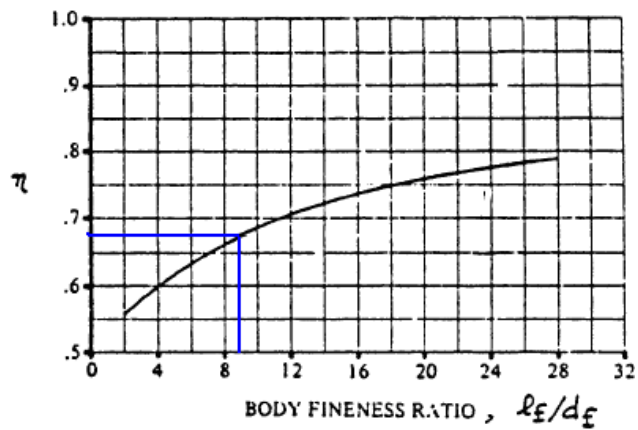
$$M_c = M * \sin(\alpha) = 0,0784 * \sin(0,01334 rad) = 1,0452 \times 10^{-3} \quad (273)$$

Figura 125. Definición de los parámetros del fuselaje.



Fuente: Jan Roskam, Airplane Design, Tomo VI.

Figura 126. Radio del coeficiente de drag de un cilindro circular de longitud finita contra un cilindro de longitud infinita.

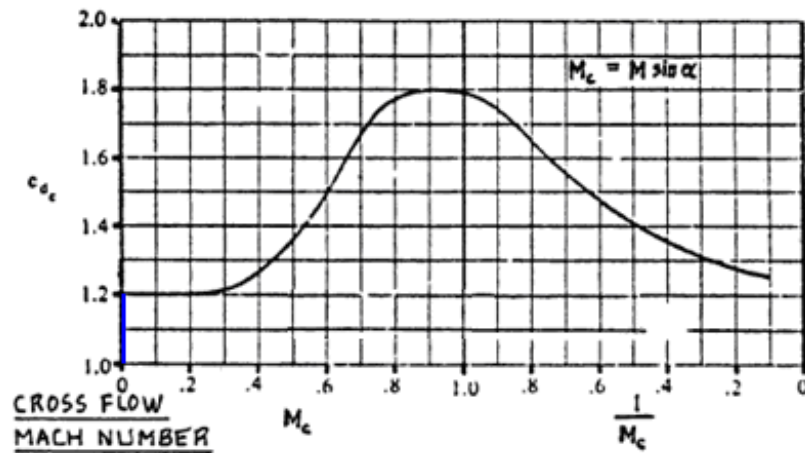


Fuente: Hoak, D. E., et al, USAF Stability and Control Datcom, Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory.

Por lo tanto: $C_{dc} = 1,2$

En conclusión, el coeficiente de drag del fuselaje debido a la sustentación es:

Figura 127. Coeficiente de drag para flujo de estado estable para cilindros circulares en dos dimensiones.



Fuente: Hoak, D. E., et al, USAF Stability and Control Datcom, Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory.

$$C_{DL\ fuselaje} = 0 + \frac{0,68 * (1,2) * (0,01334\ rad)^3 * 3,06318\ ft^2}{3,5561\ ft^2} = 1,9635 \times 10^{-6}$$

El coeficiente de drag del fuselaje ($C_{D\ fuselaje}$) es:

$$C_{D\ fuselaje} = 0,014795 + 1,9635 \times 10^{-6} = 0,0148$$

8.28.3. Coeficiente de drag del empenaje.

$$C_{D\ empenaje} = \sum_i [(C_{Do\ empenaje})_i + (C_{DL\ empenaje})_i]$$

Nota: La letra (i) significa el número de superficies de empenaje que haya en la aeronave; pueden existir algunas de estas tres superficies:

- ✓ Estabilizador horizontal.
- ✓ Canard.
- ✓ Estabilizador vertical.

En la aeronave que se está diseñando se tienen dos superficies de empenaje que son el estabilizador horizontal (1) y estabilizador vertical (2), siendo $i = 2$.

- **Coefficiente de drag con sustentación igual a cero del empenaje**

$(C_{Do\ empenaje})_i$. Se calcula así:

$$(C_{Do\ empenaje})_i = (C_{Do\ empenaje})_1 + (C_{Do\ empenaje})_2 \quad (274)$$

El procedimiento, primero se aplicará al estabilizador horizontal:

$$(C_{Do\ empenaje})_1 = (R_{WF}) * (R_{LS}) * (C_{Fh}) * \left[1 + L_h * \left(\frac{\bar{t}}{c} \right)_h + 100 * \left(\frac{\bar{t}}{c} \right)_h^4 \right] * \frac{S_{Wet\ h}}{S_h} \quad (275)$$

- ✓ R_{WF} : Factor de interferencia ala - fuselaje. En este caso se asume que es:

$$R_{WF} = 1$$

- ✓ R_{LS} : Factor de corrección de la superficie sustentadora, la cual se puede encontrar en la *Figura 118*; con un ángulo $\Lambda_{c/4} = 20^\circ$ se puede calcular:

$$\cos\left(\Lambda_{\left(\frac{t}{c}\right)_{\max}}\right) = \cos(20^\circ) = 0,9397$$

Con este valor de 0,9397 se determina que:

$$R_{LS} = 1,08$$

- ✓ C_{Fh} : Es el coeficiente de fricción del estabilizador horizontal, que se puede encontrar en la *Figura 119*, que esta en función del número mach $M = 0,0784$ y el número de Reynolds $R_{Nh} = 2,7866 \times 10^5$.

$$C_{Fh} = 0,0058$$

- ✓ L_h : Es el parámetro de ubicación del espesor del perfil, con la *Figura 120*:

$$L_h = 2, \text{ porque } \frac{t}{c}_{\max} \text{ está localizado cuando: } X_t < 0,3 * \bar{c}_h$$

- ✓ $S_{Wet\ h}$: Es el área mojada del estabilizador horizontal y se calcula así:

$$\tau_h = \frac{\left(\frac{t}{c}\right)_{th}}{\left(\frac{t}{c}\right)_{rh}} = 0,5882$$

$$\text{Circunferencia} = 2 * \bar{c}_h * \left[1 + \left(0,25 * \left(\frac{\bar{t}}{c} \right)_h \right) \right] = 0,9176\ ft \quad (276)$$

$$S_{\text{porción fuselaje}} = \text{Circunferencia} * c_{rh} = 0,4725 \text{ ft}^2 \quad (277)$$

$$S_{\text{neta}} = S_h - S_{\text{porción fuselaje}} = 0,3896 \text{ ft}^2 \quad (278)$$

Con esto, ya se puede calcular el área mojada del estabilizador horizontal:

$$S_{\text{wet h}} = 2 * S_{\text{neta}} * \left[1 + \left(0,25 * \left(\frac{t}{c} \right)_{rh} * \left[\frac{1 + \tau_h * \lambda_h}{1 + \lambda_h} \right] \right) \right] = 0,8066 \text{ ft}^2 \quad (279)$$

Finalmente con todos los valores anteriormente calculados se puede encontrar el valor de $(C_{\text{Do empenage}})_1$:

$$(C_{\text{Do empenage}})_1 = (1) * (1,08) * (0,0058) * \left[1 + 2 * (0,15) + 100 * (0,15)^4 \right] * \frac{0,8066 \text{ ft}^2}{0,8621 \text{ ft}^2} = 5,919 \times 10^{-3}$$

Ahora se repite el anterior procedimiento pero para el estabilizador vertical, por lo tanto se tiene:

$$(C_{\text{Do empenage}})_2 = (R_{WF}) * (R_{LS}) * (C_{Fv}) * \left[1 + L_v * \left(\frac{t}{c} \right)_v + 100 * \left(\frac{t}{c} \right)_v^4 \right] * \frac{S_{\text{Wet v}}}{S_v} \quad (280)$$

✓ R_{WF} : Factor de interferencia ala - fuselaje. En este caso se asume que es:

$$R_{WF} = 1$$

✓ R_{LS} : Factor de corrección de la superficie sustentadora, la cual se puede encontrar en la *Figura 118*; con un ángulo $\Lambda_{c/4} = 45^\circ$ se puede calcular:

$$\text{Cos} \left(\Lambda_{\left(\frac{t}{c} \right)_{\text{max}}} \right) = \text{Cos}(45^\circ) = 0,7071$$

Con este valor de 0,7071 se determina que:

$$R_{LS} = 0,97$$

✓ C_{Fv} : Es el coeficiente de fricción del estabilizador horizontal, que se puede encontrar en la *Figura 119*, que esta en función del número mach $M = 0,0784$ y el número de Reynolds $R_{Nv} = 5,2424 \times 10^5$.

$$C_{Fv} = 0,005$$

- ✓ L_v : Es el parámetro de ubicación del espesor del perfil, teniendo en cuenta la *Figura 49*, tenemos:

$$L_v = 2, \text{ porque } \frac{t}{c_{\max}} \text{ está localizado cuando: } X_t < 0,3 * \bar{c}_v$$

- ✓ $S_{Wet\ v}$: Es el área mojada del estabilizador vertical y se calcula así:

$$\tau_v = \frac{\left(\frac{t}{c}\right)_{tv}}{\left(\frac{t}{c}\right)_{rv}} = 0,5882 \quad (281)$$

$$Circunferencia = \bar{c}_v * \left[1 + \left(0,25 * \left(\frac{t}{c}\right)_h \right) \right] = 0,5216\ ft \quad (282)$$

$$S_{\substack{\text{porción} \\ \text{fuselaje}}} = Circunferencia * c_{rh} = 0,321\ ft^2 \quad (283)$$

$$S_{neta} = S_v - S_{\substack{\text{porción} \\ \text{fuselaje}}} = 0,06695\ ft^2 \quad (284)$$

Con esto, ya se puede calcular el área mojada del estabilizador horizontal:

$$S_{wet\ h} = 2 * S_{neta} * \left[1 + \left(0,25 * \left(\frac{t}{c}\right)_{rh} * \left[\frac{1 + \tau_h * \lambda_h}{1 + \lambda_h} \right] \right) \right] = 0,1339\ ft^2 \quad (285)$$

Finalmente con todos los valores anteriormente calculados se puede encontrar el valor de $(C_{DO\ empenaje})_2$:

$$(C_{DO\ empenaje})_2 = (1) * (0,97) * (0,005) * \left[1 + 2 * (0,15) + 100 * (0,15)^4 \right] * \frac{0,1339\ ft^2}{0,3879\ ft^2} = 2,2608 * 10^{-3}$$

Por último se suman los coeficientes de drag de los estabilizadores, para conocer el correspondiente coeficiente para el empenaje:

$$(C_{DO\ empenaje})_i = 5,919 * 10^{-3} + 2,2608 * 10^{-3} = 8,18 * 10^{-3}$$

- **Coficiente de drag debido a la sustentación del empenaje** $(C_{DL\ empenaje})_i$. Se calcula así:

$$(C_{DL\ empenaje})_i = (C_{DL\ empenaje})_1 + (C_{DL\ empenaje})_2 \quad (286)$$

El procedimiento primero se aplicará al estabilizador horizontal:

$$(C_{DL\text{ empenage}})_1 = \left[\frac{(C_{Lh})^2}{\pi * AR_h * e_h} \right] * \frac{S_h}{S_w} \quad (287)$$

✓ C_{Lh} : Es el coeficiente de sustentación del estabilizador horizontal, calculado antes: $C_{Lh} = 0,1721$

➤ El factor de eficiencia (e_h) esta definido por:

$$e_h = \frac{1,1 * \left(\frac{C_{Lch}}{AR_h} \right)}{\left[R * \left(\frac{C_{Lch}}{AR_h} \right) + (1 - R) * \pi \right]} \quad (288)$$

Donde R es el parámetro de succión del borde de ataque, por la *Figura 121*:

$$R_{N\text{ LER}h} = \frac{\rho * V * l_{\text{LER}h}}{\mu} \quad (289)$$

Donde $l_{\text{LER}h}$ es el radio en el borde de ataque del estabilizador horizontal y se determina por construcción o por las características del perfil.

$l_{\text{LER}h} = 0,272$. Porcentaje de la cuerda promedio del estabilizador horizontal.

$$l_{\text{LER}h} = \frac{0,272 * \bar{c}_h}{100} = 1,2029 \times 10^{-3} \text{ ft} \quad (290)$$

$$R_{N\text{ LER}h} = \frac{2,3769 \times 10^{-3} \text{ Slug} / \text{ft}^3 * 84,4 \text{ ft} / \text{s} * (1,2029 \times 10^{-3} \text{ ft})}{3,7372 * 10^{-7} \text{ lb} * \text{s} / \text{ft}^2} = 6,4569 \times 10^2$$

$$\frac{AR_h * \lambda_h}{\text{Cos}(\Lambda_{LE})_h} = 3,396$$

$$R_{N\text{ LER}h} * \text{Cot}(\Lambda_{LE})_h * \sqrt{1 - M^2 * \text{Cos}^2(\Lambda_{LE})_h} = 1,5973 \times 10^3$$

Debido a que el valor anterior es menor a $1,3 \times 10^5$ es posible utilizar la gráfica izquierda que aparece en la *Figura 121*, para determinar el valor de R.

$$R = 0,93$$

Finalmente el factor de eficiencia (e_h) es: $e_h = 1$

Con los anteriores datos, ahora se calculará el coeficiente de drag debido a la sustentación para el estabilizador horizontal:

$$(C_{DL\ empenage})_1 = \left[\frac{(0,1721)^2}{\pi * 4,5 * 1} \right] * \frac{0,8621\ ft^2}{3,5561\ ft^2} = 3,6211 \times 10^{-4}$$

Normalmente un estabilizador vertical instalado simétricamente tiene un coeficiente de drag debido a la sustentación cero.

$$(C_{DL\ empenage})_2 = 0$$

Finalmente, el coeficiente de drag para el empenaje debido a la sustentación es:

$$(C_{DL\ empenage})_i = 3,6211 \times 10^{-4} + 0 = 3,6211 \times 10^{-4}$$

Concluyendo, el coeficiente de resistencia aerodinámico total del empenaje es:

$$(C_{D\ empenage}) = 8,18 \times 10^{-3} + 3,6211 \times 10^{-4} = 8,542 \times 10^{-4}$$

8.28.4. Coeficiente de drag de los flaps: Es el coeficiente producido por la deflexión de los flaps y se puede estimar así:

$$C_{D\ flaps} = \Delta C_{D\ prof\ flaps} + \Delta C_{Di\ flaps} + \Delta C_{D\ int\ flaps} \quad (291)$$

$$\Delta C_{D\ prof\ flaps} = (\Delta C_{dp\ \Lambda_c/4=0}) * \cos(\Lambda_{c/4})_w * \frac{S_{wf}}{S_w} \quad (292)$$

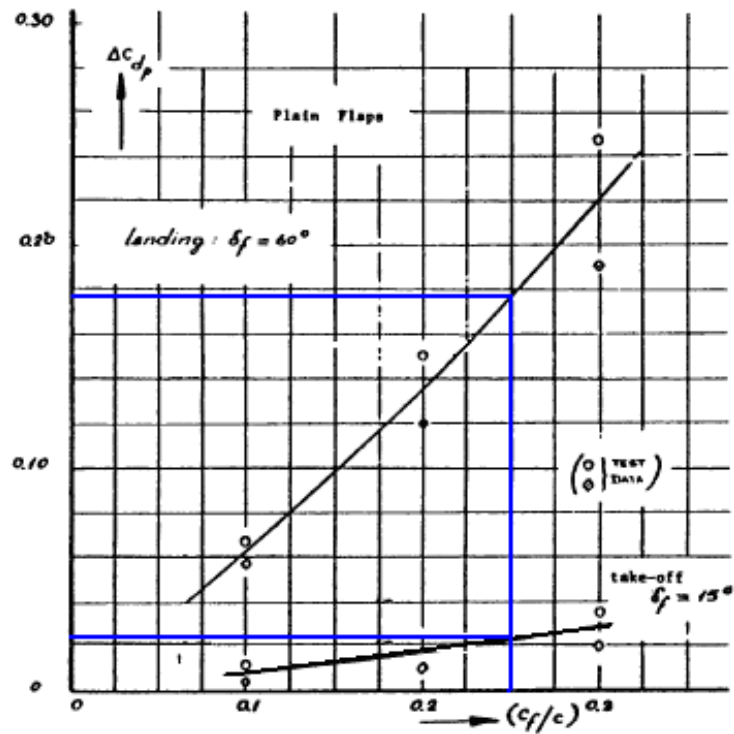
✓ $(\Delta C_{dp\ \Lambda_c/4=0})$: Es el incremento en el perfil de la drag debido a los flaps para dos dimensiones. Se estima con la *Figura 128*.

$$(\Delta C_{dp\ \Lambda_c/4=0}) = 0,022. \quad \text{Para despegue } \delta_f = 15^\circ.$$

$$(\Delta C_{dp\ \Lambda_c/4=0}) = 0,178. \quad \text{Para aterrizaje } \delta_f = 30^\circ.$$

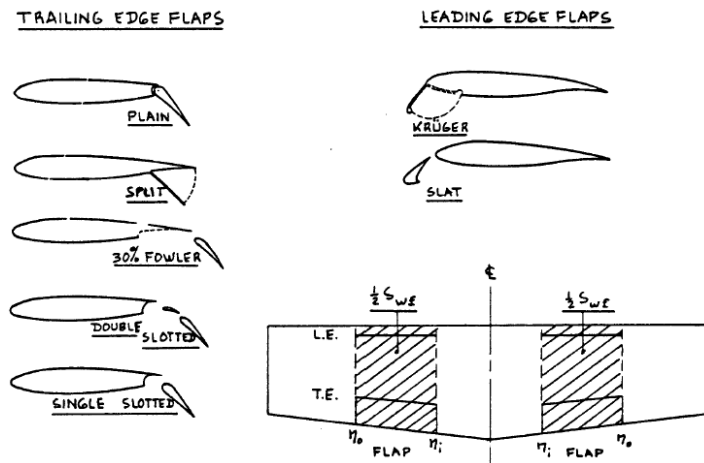
✓ S_{wf} : Es el área de localización del flap en el ala. Dado por la *Figura 129*. La localización del flap ya se estimó como el 40% de la mitad de la envergadura del ala, así que:

Figura 128. Incremento en el perfil de la drag para un plain flap.



Fuente: Anonymous, Aircraft Design, Part III (in Dutch), Dept. of Aeronautical Engineering, Technological University of Delft.

Figura 129. Clases de flaps típicos.



Fuente: Jan Roskam, Airplane Design, Tomo VI.

$$S_{wf} = \left(\frac{b_w}{2}\right) * \Delta\eta * \overline{c_w} = \left(\frac{4,4982 \text{ ft}}{2}\right) * 0,4 * 0,7913 \text{ ft} = 0,7119 \text{ ft}^2 \quad (293)$$

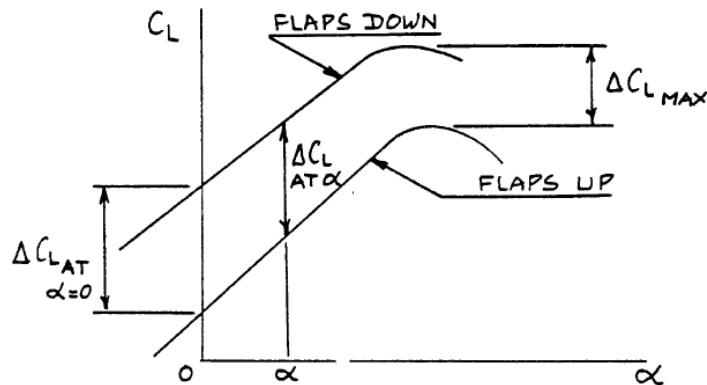
$$\Delta C_{D \text{ prof flaps}} = 0,022 * C_{os} (0^\circ) * \frac{0,7119 \text{ ft}^2}{3,5561 \text{ ft}^2} = 4,4041 \times 10^{-3} \quad \text{Para despegue } \delta_f = 15^\circ.$$

$$\Delta C_{D \text{ prof flaps}} = 0,178 * C_{os} (0^\circ) * \frac{0,7119 \text{ ft}^2}{3,5561 \text{ ft}^2} = 0,03563 \quad \text{Para aterrizaje } \delta_f = 30^\circ.$$

$$\Delta C_{D \text{ int flaps}} = K_{\text{int}} * (\Delta C_{D \text{ prof flaps}}) \quad (294)$$

✓ $K_{\text{int}} = 0$ Valor típico para plain flap.

Figura 130. Ejemplo del comportamiento de la curva coeficiente de sustentación contra el ángulo de ataque con flaps arriba y flaps abajo.



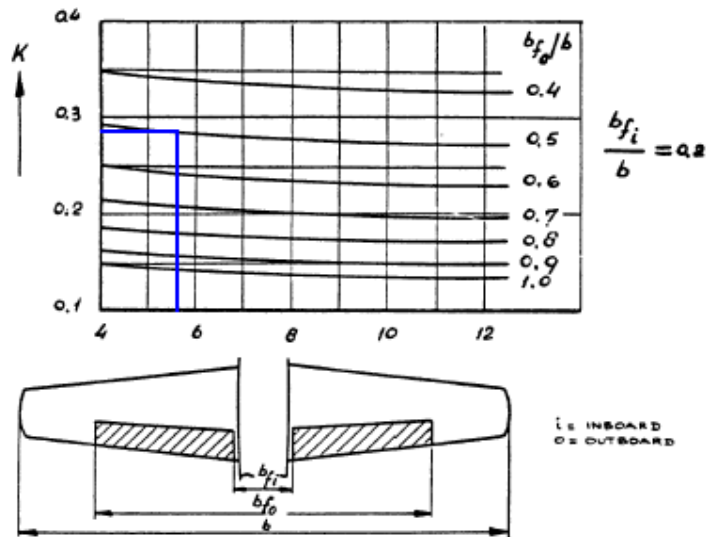
Fuente: Jan Roskam, Airplane Design, Tomo VI.

$$\Delta C_{D \text{ int flaps}} = 0 \quad \Delta C_{Di \text{ flaps}} = K^2 * (\Delta C_{L \text{ flaps}})^2 * C_{os} (\Lambda_{c/4})_w \quad (295)$$

✓ K : Es una constante empírica la cual se puede determinar con ayuda de la Figura 131. Como ya se había estimado: $b_{fi} = 0,6562 \text{ ft}$ y $b_{fo} = 2,1274 \text{ ft}$

$$\frac{b_{fi}}{b_w} = \frac{0,6562 \text{ ft}}{4,4982 \text{ ft}} = 0,1459 \quad \frac{b_{fo}}{b_w} = \frac{2,1274 \text{ ft}}{4,4982 \text{ ft}} = 0,4729 \quad (296)$$

Figura 131. Factor de drag inducida por la ininterrupción de los flaps.



Fuente: Anonymous, Aircraft Design, Part III (in Dutch), Dept. of Aeronautical Engineering, Technological University of Delft.

Por lo tanto, se estima que: $K = 0,28$

$$\Delta C_{Di \text{ flaps}} = (0,28)^2 * (0,3621)^2 * \text{Cos}(0^\circ) = 0,01028 \quad \text{Para despegue } \delta_f = 15^\circ.$$

$$\Delta C_{Di \text{ flaps}} = (0,28)^2 * (0,4729)^2 * \text{Cos}(0^\circ) = 0,01753 \quad \text{Para aterrizaje } \delta_f = 30^\circ.$$

Por último se determinara el coeficiente de drag así:

$$C_{D \text{ flaps}} = 4,4041 \times 10^{-3} + 0,01028 + 0 = 0,01468 \quad \text{Para despegue } \delta_f = 15^\circ.$$

$$C_{D \text{ flaps}} = 0,03563 + 0,01753 + 0 = 0,05317 \quad \text{Para aterrizaje } \delta_f = 30^\circ.$$

$$C_{D \text{ flaps}} = 0 \quad \text{Para crucero } \delta_f = 0^\circ.$$

4.28.5. Coeficiente de drag del tren de aterrizaje.

$$(C_{D \text{ landing gear}}) = \text{SUM}_i \left[\left[(C_{D \text{ gear } CL=0})_i + p_i * C_L \right] * \left[\frac{(S_{\text{gear}})_i}{S_w} \right] \right] \quad (297)$$

$i = 3$ Porque existen dos partes del tren de aterrizaje principal y una en el de nariz, en total hay tres ruedas.

- ✓ $(C_{D \text{ gear } CL=0})$: El coeficiente de drag del tren de aterrizaje cuando el coeficiente de sustentación es igual a cero, basado en su propia área de referencia (S_{gear}) .

Ver las Figuras 132 y 133.

$$(C_{D \text{ gear } CL=0}) = 0,565 \text{ Según la Figura 132.}$$

$$(C_{D \text{ gear } CL=0}) = 0,24 \text{ Según la Figura 133.}$$

Con ayuda de la Figura 89, se puede determinar otro coeficiente para el tren de nariz, así:

$$\frac{e}{D_t} = \frac{0,35 \text{ ft}}{1,5546 \text{ in}} * \frac{12 \text{ in}}{1 \text{ ft}} = 2,7017$$

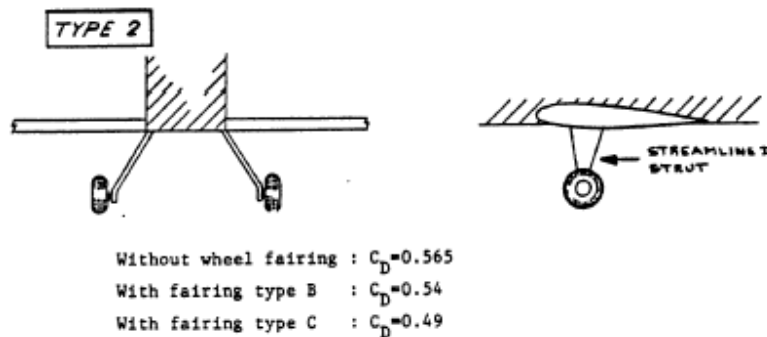
$$\frac{a}{D_t} = \frac{0,5 \text{ ft}}{1,5546 \text{ in}} * \frac{12 \text{ in}}{1 \text{ ft}} = 3,8595$$

$$(C_{D \text{ gear } CL=0}) = 0,53$$

$$(C_{D \text{ gear } CL=0})_{MLG} = 0,565 + 0,24 = 0,805$$

$$(C_{D \text{ gear } CL=0})_{NLG} = 0,53 + 0,24 = 0,77$$

Figura 132. Incremento de la drag de las ruedas: Trenes fijos unidos al ala o fuselaje tipos 3 al 5.

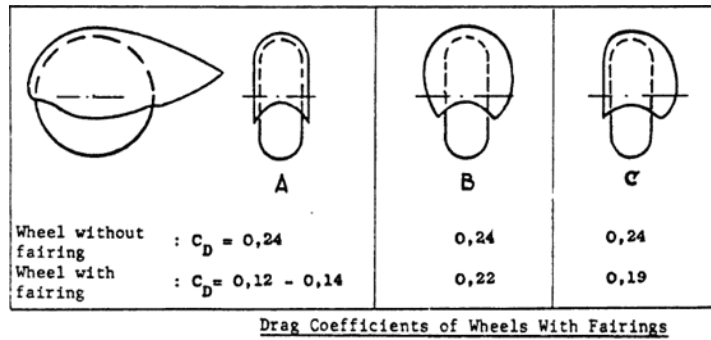


Fuente: Anonymous, Aircraft Design, Part III (in Dutch), Dept. of Aeronautical Engineering, Technological University of Delft.

- ✓ $(S_{\text{gear}})_i$: Área de referencia para el coeficiente de drag cuando la sustentación es igual a cero. $(S_{\text{gear}}) = b_t * D_t$ donde b_t es el ancho de la rueda y D_t es el diámetro de la rueda. Ver las Figuras 132 a 134. Todos los valores de C_D son

referenciados a una ruda, pero aplica a todo el tren de aterrizaje, incluyendo el drag inducido.

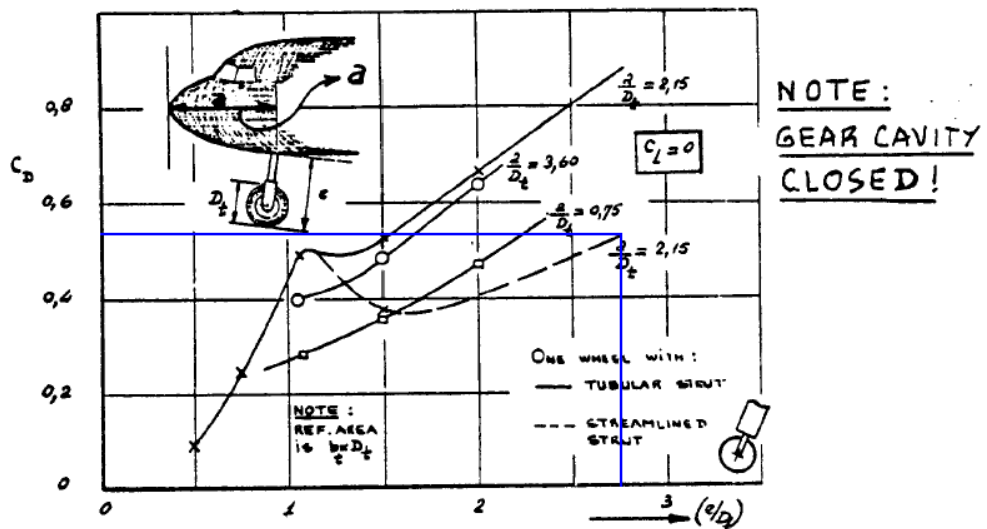
Figura 133. Incremento de la drag de las llantas.



Fuente: Anonymous, Aircraft Design, Part III (in Dutch), Dept. of Aeronautical Engineering, Technological University of Delft.

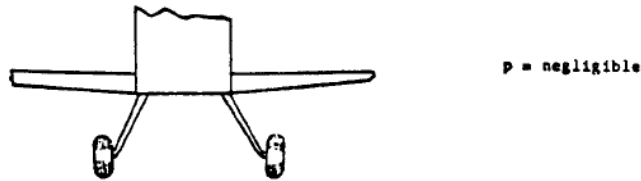
$$\begin{aligned} (S_{gear})_{NLG} &= b_t * D_t = 0,7339 \text{ in} * 1,5546 \text{ in} = 1,1409 \text{ in}^2 \\ (S_{gear})_{MLG} &= b_t * D_t = 1,1397 \text{ in} * 2,5438 \text{ in} = 2,8992 \text{ in}^2 \end{aligned} \quad (299)$$

Figura 134. Incremento de la drag del tren de nariz.



Fuente: Anonymous, Aircraft Design, Part III (in Dutch), Dept. of Aeronautical Engineering, Technological University of Delft.

Figura 135. Factor del drag del tren de aterrizaje.



Fuente: Anonymous, Aircraft Design, Part III (in Dutch), Dept. of Aeronautical Engineering, Technological University of Delft.

- ✓ p : Un factor que cuenta para la variación de la drag de la rueda con presencia de sustentación. Vea la Figura 135. Por lo tanto: $p = 0$.

Por último, con estos datos calculados se determina lo siguiente:

$$(C_{D \text{ landing gear}})_{NLG} = \left([0,77 + 0] * \left[\frac{1,1409 \text{ in}^2}{3,5561 \text{ ft}^2} * \frac{1 \text{ ft}^2}{144 \text{ in}^2} \right] \right) = 1,7155 \times 10^{-3}$$

$$(C_{D \text{ landing gear}})_{MLG} = \left([0,805 + 0] * \left[\frac{2,8992 \text{ in}^2}{3,5561 \text{ ft}^2} * \frac{1 \text{ ft}^2}{144 \text{ in}^2} \right] \right) = 4,5576 \times 10^{-3}$$

Por lo que el coeficiente total para el tren de aterrizaje queda:

$$(C_{D \text{ landing gear}}) = 1,7155 \times 10^{-3} + 4,5576 \times 10^{-3} = 6,2731 \times 10^{-3}$$

4.28.6. Coeficiente y fuerza de drag total: Después de haber calculado todo esto, es necesario determinar el coeficiente de drag total (C_D) y la fuerza de drag (D) como sigue:

$$C_{D \text{ cruise}} = 0,01823 + 0,0148 + 8,5419 \times 10^{-3} + 0 + 6,2732 \times 10^{-3} = 0,04785$$

$$C_{D \text{ TO}} = 0,01823 + 0,0148 + 8,5419 \times 10^{-3} + 0,01468 + 6,2732 \times 10^{-3} = 0,06253$$

$$C_{D \text{ Landing}} = 0,01823 + 0,0148 + 8,5419 \times 10^{-3} + 0,05317 + 6,2732 \times 10^{-3} = 0,10101$$

$$D_{\text{cruise}} = 0,04785 * 6,2529 \text{ Psf} * 3,5561 \text{ ft}^2 = 1,0639 \text{ Lb}$$

$$D_{\text{TO}} = 0,06253 * 6,2529 \text{ Psf} * 3,5561 \text{ ft}^2 = 1,3904 \text{ Lb}$$

$$D_{\text{Landing}} = 0,10101 * 6,2529 \text{ Psf} * 3,5561 \text{ ft}^2 = 2,2461 \text{ Lb}$$

$$C_{D\alpha} = \frac{2 * C_L * C_{L\alpha}}{\pi * AR_w * e_w} = 0,1835 \quad (300)$$

$$C_{Dih} = C_{Dde} = 0$$

4.29. POTENCIA REQUERIDA CONTRA LA DISPONIBLE PARA EL STOL.

$$T = D = D_o + D_i = (q * S_w * C_{DO}) + (q * S_w * C_{Di}) = (q * S_w * C_{DO}) + (K_w * C_L^2 * q * S_w)$$

$$K_w = \frac{1}{e_w * \pi * AR_w} = \frac{1}{1 * \pi * 5,69} = 0,04507 \quad (301)$$

$$1,0639 \text{ Lb} = (C_{DO} * 6,2529 \text{ Psf} * 3,5561 \text{ ft}^2) + (0,04507 * (0,4077)^2 * 6,2529 \text{ Psf} * 3,5561 \text{ ft}^2)$$

$$C_{DO \text{ cruise}} = 0,04036$$

$$T = (q * S_w * C_{DO}) + \left[K_w * q * S_w * \left(\frac{W}{q * S_w} \right)^2 \right] = (q * S_w * C_{DO}) + \left[\frac{K_w * S_w}{q} * \left(\frac{W}{S} \right)^2 \right]$$

$$\left[q^2 * S_w * C_{DO} \right] - q * T + \left[K_w * S_w * \left(\frac{W}{S_w} \right)^2 \right] = 0$$

$$q = \frac{T \pm \sqrt{T^2 - 4 * (S_w * C_{DO}) * \left[K_w * S_w * \left(\frac{W}{S_w} \right)^2 \right]}}{2 * (S_w * C_{DO})} = \frac{\left(\frac{T}{S_w} \right) \pm \sqrt{\left(\frac{T}{S_w} \right)^2 - 4 * C_{DO} * K_w * \left(\frac{W}{S_w} \right)^2}}{2 * C_{DO}}$$

$$\frac{1}{2} * \rho * V^2 = \frac{\left(\frac{T}{S_w} \right) \pm \sqrt{\left(\frac{T}{S_w} \right)^2 - 4 * C_{DO} * K_w * \left(\frac{W}{S_w} \right)^2}}{2 * C_{DO}}$$

$$\frac{T}{S_w} = \left(\frac{T}{W} \right) * \left(\frac{W}{S_w} \right) \quad T = D$$

$$L = W$$

$$V = \left[\frac{\left(\frac{W}{S}\right)}{\rho * C_{DO}} * \left(\left(\frac{T}{W}\right) \pm \sqrt{\left(\frac{T}{W}\right)^2 - 4 * C_{DO} * K_w} \right) \right]^{\frac{1}{2}} \quad (302)$$

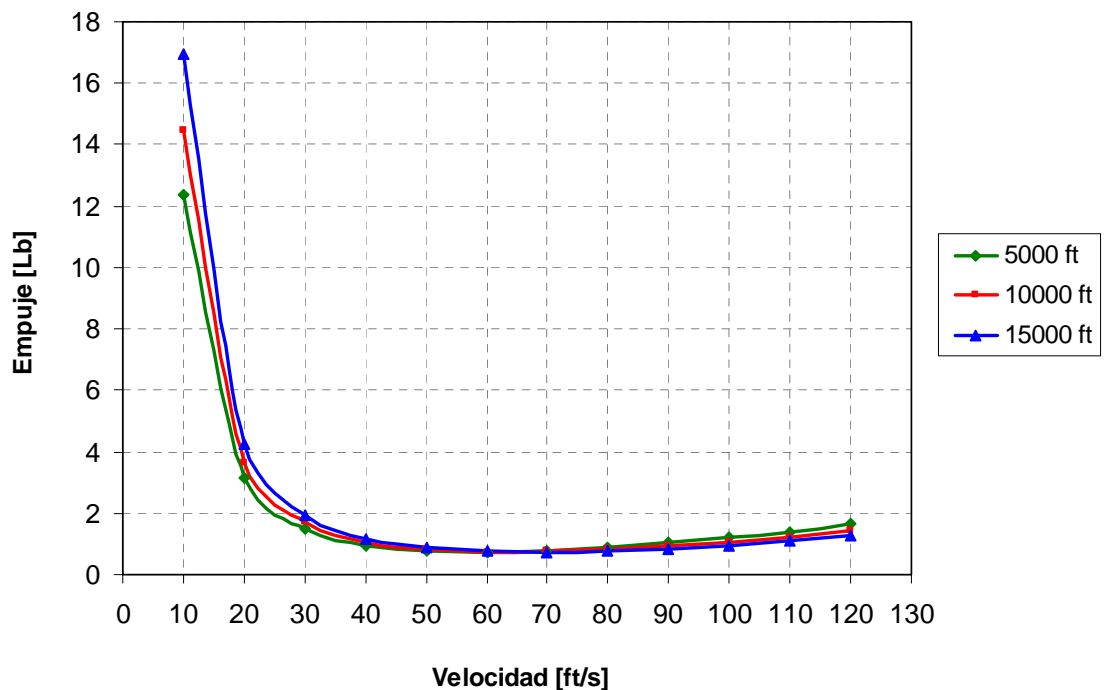
$$\left(\frac{T}{W}\right)^2 - 4 * C_{DO} * K_w = 0; \quad \frac{T}{W} = \sqrt{4 * C_{DO} * K_w}$$

$$\left(\frac{D}{L}\right)_{\min} = \sqrt{4 * C_{DO} * K_w}; \quad \left(\frac{L}{D}\right)_{\max} = \frac{1}{\sqrt{4 * C_{DO} * K_w}} = 11,724 \quad (303)$$

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{\max} = \frac{\sqrt{\frac{C_{DO}}{K_w}}}{C_{DO} + C_{DO}} = \frac{\sqrt{\frac{C_{DO}}{K_w}}}{2 * C_{DO}} = \frac{\sqrt{0,04036}}{2 * 0,04036} = 11,723$$

$$\frac{L}{D} = \frac{C_L}{C_D} = \frac{C_L}{C_{DO} + K_w * C_L^2}$$

Figura 136. Curvas de potencia requerida.



$$\frac{\partial \left(\frac{C_L}{C_D} \right)}{\partial C_L} = \frac{C_{DO} + (K_w * C_L^2) - (2 * K_w * C_L^2)}{(C_{DO} + K_w * C_L^2)^2} = 0 \quad \frac{C_{DO} - (K_w * C_L^2)}{(C_{DO} + K_w * C_L^2)^2} = 0$$

Las curvas de potencia que se muestran en la *Figura 136*, indican las características que el avión tendrá a diferentes velocidades en cuanto al empuje o la fuerza de drag en un instante determinado. Aquí lo que se busca es un mínimo en la curva de empuje requerido y empuje disponible, es aquí donde se encuentra la tasa de ascenso es la más óptima.

$$C_{DO} - K_w * C_L^2 = 0 \quad C_L = \frac{W_{TO}}{q * S_w} \quad q = \frac{W_{TO}}{C_L * S_w}$$

$$C_L = \sqrt{\frac{C_{DO}}{K_w}} = \sqrt{\frac{0,04036}{0,04507}} = 0,9463 \quad \frac{1}{2} * \rho * V^2 = \frac{W_{TO}}{C_L * S_w}$$

$$V = \sqrt{\frac{2 * W_{TO}}{C_L * S_w * \rho}} = \sqrt{\frac{2 * 10 \text{ Lb}}{0,9463 * 3,5561 \text{ ft}^2 * 2,3769 \times 10^{-3} \text{ slug/ft}^3}} = 50,0042 \frac{\text{ft}}{\text{s}}$$

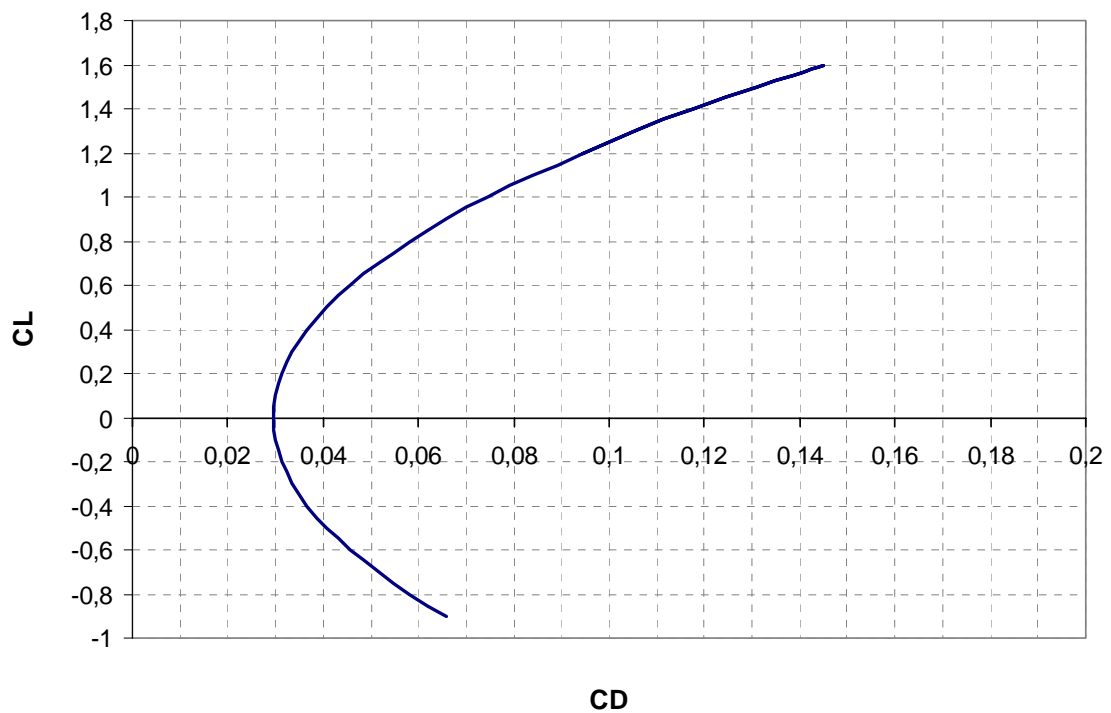
4.30. DRAG POLAR.

Para cualquier cuerpo aerodinámico, la relación entre C_D y C_L , puede ser expresada como una ecuación o una gráfica. Ambas formas son llamadas Drag Polar. Toda la información aerodinámica sobre una aeronave, necesaria para un análisis de rendimiento está envuelta en esta gráfica. Si se traza una línea tangente a la gráfica del Drag Polar desde el punto del origen de los ejes (0,0), se puede localizar el punto de máximo L/D , que pueda tener la aeronave; algunas veces este punto es llamado: Punto de diseño de la aeronave, es allí, donde se

encuentra el coeficiente de sustentación de diseño C_L , más sin embargo allí no está el punto de mínimo drag C_D . La ecuación que representa el Drag Polar es:

$$C_{D\text{ cruise}} = C_{D0} + (K_w * C_L^2) = 0,04036 + (0,04507 * C_L^2) \quad (304)$$

Figura 137. Curva de C_D contra C_L .



4.31. DIAGRAMA DE TRIM.

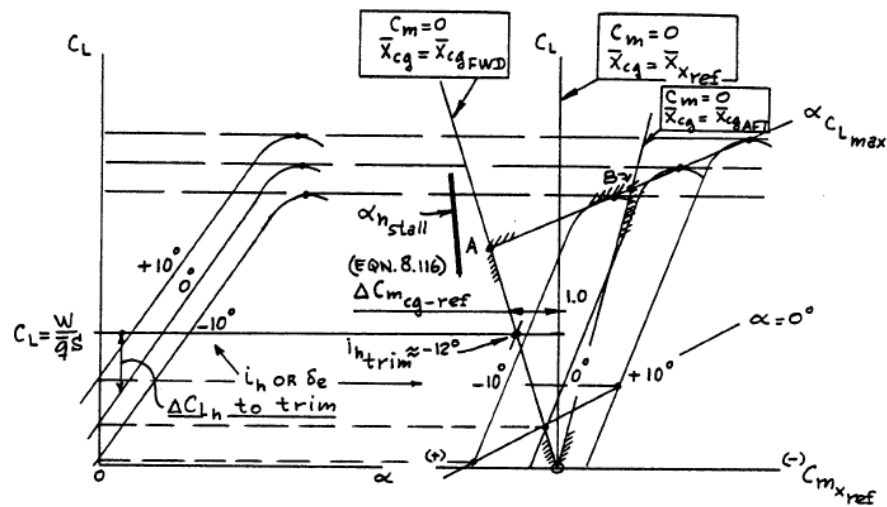
Para determinar las gráficas de trim, se tienen los datos de coeficientes de sustentación calculados en capítulos anteriores, al igual que la geometría del avión en cuanto a sus superficies.

$C_{Loh} = 0$ Para las colas con perfiles simétricos.

$$C_L = C_{L_0} + (C_{L_\alpha} * \alpha) + (C_{L_{i_h}} * i_h) + (C_{L_{\delta_e}} * \delta_e) \quad (305)$$

$$C_L = C_{L_{0wf}} + (C_{L_{\alpha wf}} * \alpha) + \left(C_{L_{ch}} * \eta_h * \frac{S_h}{S_w} \right) * \left[\alpha - \left(\varepsilon_0 + \frac{d\varepsilon_h}{d\alpha} * \alpha \right) + i_h + (\tau_e * \delta_e) \right] + C_{L_{0h}}$$

Figura 138. Diagrama de trim: Para una aeronave estable, convencional, con estabilidad de pitch interrumpida.



Fuente: Jan Roskam, Airplane Design, Tomo VI.

Primero, se evalúa las variaciones del coeficiente de sustentación contra el ángulo de ataque, para diferentes deflexiones del elevador.

$$C_L = \left[C_{L_{0wf}} + \left(C_{L_{ch}} * \eta_h * \frac{S_h}{S_w} \right) * (i_h - \varepsilon_0) + C_{L_{0h}} \right] + \left[\left(C_{L_{ch}} * \eta_h * \frac{S_h}{S_w} \right) * (\tau_e * \delta_e) \right] + \left[(C_{L_{\alpha wf}} * \alpha) + \left(C_{L_{ch}} * \eta_h * \frac{S_h}{S_w} \right) * \left(1 - \frac{d\varepsilon_h}{d\alpha} \right) * \alpha \right] \quad (306)$$

$$C_L = 0,3358 + (4,9933 * \alpha) + (0,9603 * \delta_e)$$

Luego, se evalúa las variaciones del coeficiente de momento contra el ángulo de ataque y el coeficiente de sustentación, para diferentes deflexiones del elevador y a diversos cambios en el centro de gravedad de la aeronave (desde el punto más delantero al más trasero, tomando algunos puntos de referencia y relacionando las

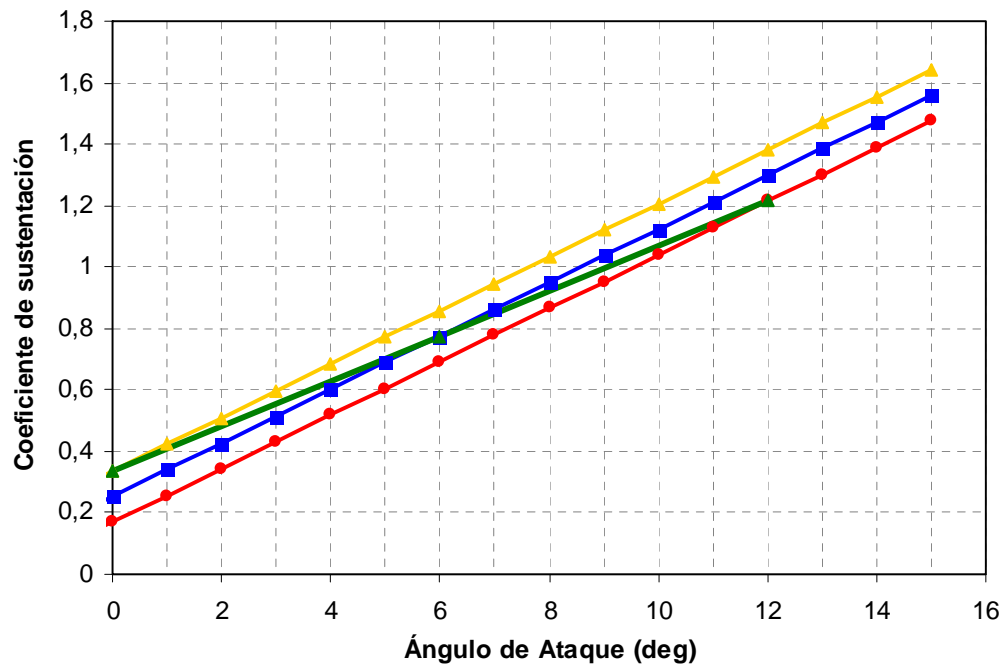
distancias en fracciones de la cuerda promedio del ala) a partir del diagrama de excursión o del centro de gravedad.

$$C_m = \overline{C_{m_o}} + \left(\frac{dC_m}{dC_L} * C_L \right) + (\overline{C_{m_{ih}}} * i_h) + (\overline{C_{m_{de}}} * \delta_e)$$

$$SM = -\frac{dC_m}{dC_L} = -\frac{C_{m\alpha}}{C_{L\alpha}} = -(\overline{X_{cg}} - \overline{X_{ac}}) = (\overline{X_{ac}} - \overline{X_{cg}}) \quad (307)$$

$$\overline{C_{m_o}} = C_{m_o} - \frac{dC_m}{dC_L} * C_{L_o} = -9,2968 \times 10^{-3} - (-0,3016 * 0,3831) = 0,10627$$

Figura 139. Diagrama de trim, coeficiente de sustentación y ángulo de ataque.



$$\overline{C_{m_{ih}}} = C_{m_{ih}} - \frac{dC_m}{dC_L} * C_{L_{ih}} = -3,1691 - (-0,3016 * 0,9603) = -2,8794$$

$$\overline{C_{m_{de}}} = C_{m_{de}} - \frac{dC_m}{dC_L} * C_{L_{de}} = -3,1691 - (-0,3016 * 0,9603) = -2,8794 \quad (308)$$

$$C_m = \overline{C_{m_o}} + \left(\frac{dC_m}{dC_L} * C_L \right) + (\overline{C_{m_{ih}}} * i_h) + (\overline{C_{m_{de}}} * \delta_e)$$

Figura 140. Diagrama de trim, coeficiente de sustentación y de momento.

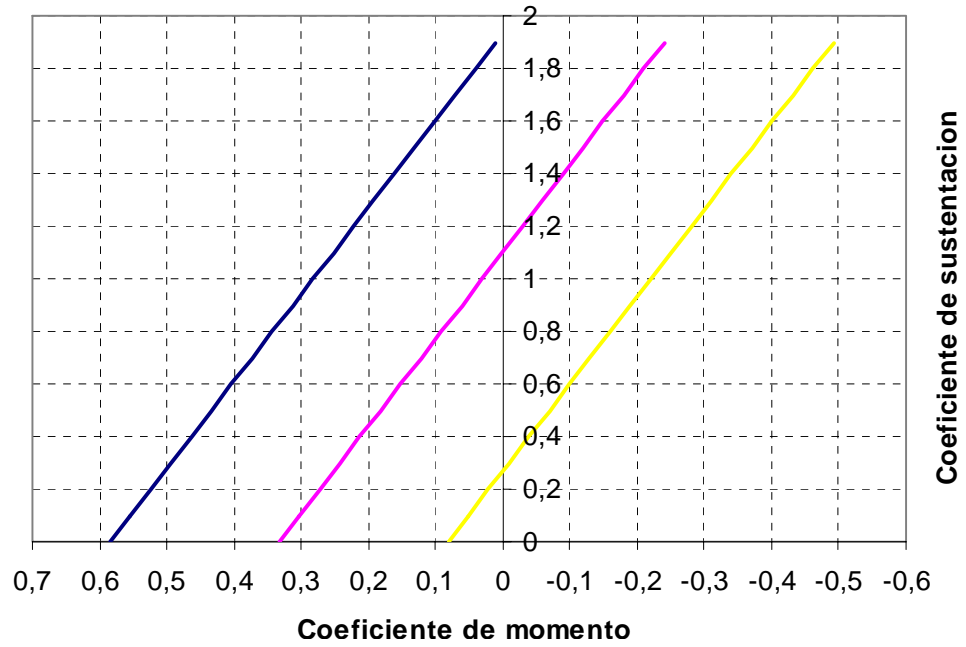
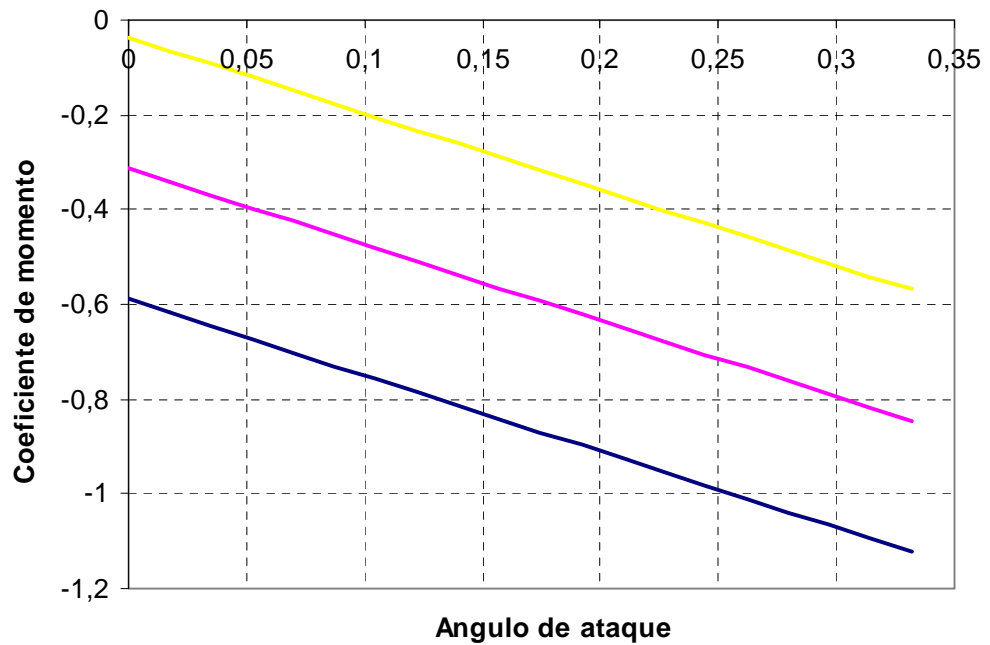


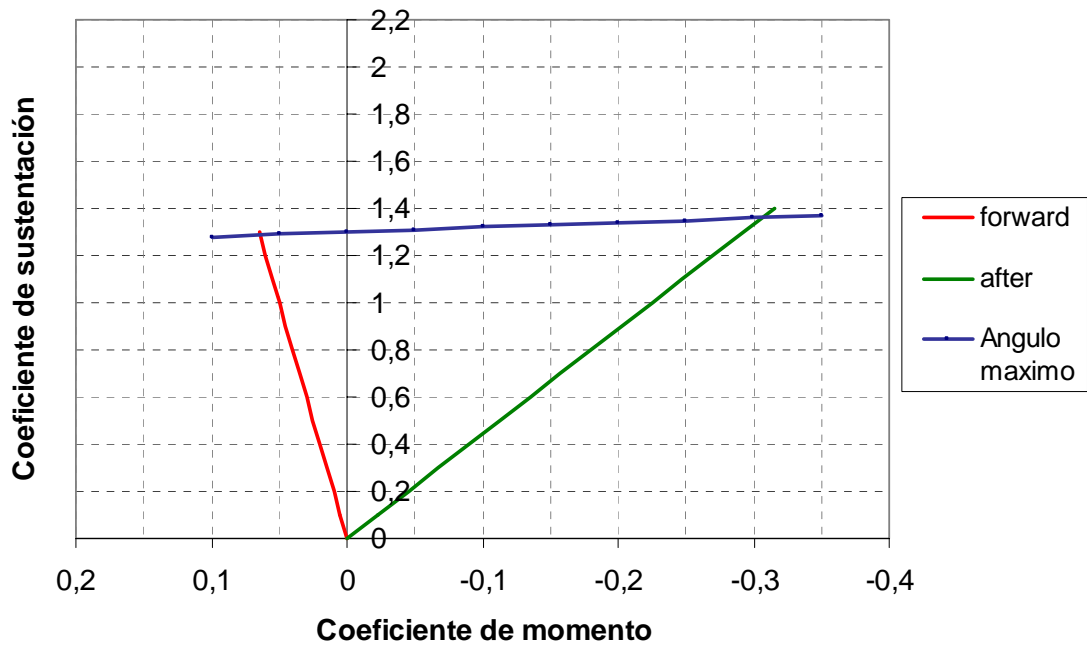
Figura 141. Diagrama de trim, coeficiente de momento y ángulo de ataque.



$$\begin{aligned}
C_m &= 0,08167 - (0,3016 * C_L) - (2,8794 * \delta_e) \\
C_m &= C_{m_0} + (C_{m\alpha} * \alpha) + (C_{mih} * i_h) + (C_{mde} * \delta_e) \\
C_m &= -0,03636 - (1,6060 * \alpha) - (3,1691 * \delta_e)
\end{aligned}
\tag{309}$$

Después de tener las Figuras 139 y 141, se determina un triángulo de trim, tal como el de la Figura 142.

Figura 142. Triángulo de trim, relación entre los centros de gravedad más delantero y más trasero.



4.32. CÁLCULO DE LA FUERZA LATERAL.

$$F_{Ay} = C_y * q * S_w \tag{310}$$

$$C_y = C_{y_0} + C_{y\beta} * \beta + C_{yda} * \delta\alpha + C_{ydr} * \delta r \tag{311}$$

Generalmente: $C_{y\dot{o}} = C_{yda} = 0$

La derivativa de la fuerza lateral con respecto al ángulo de sideslip se calcula

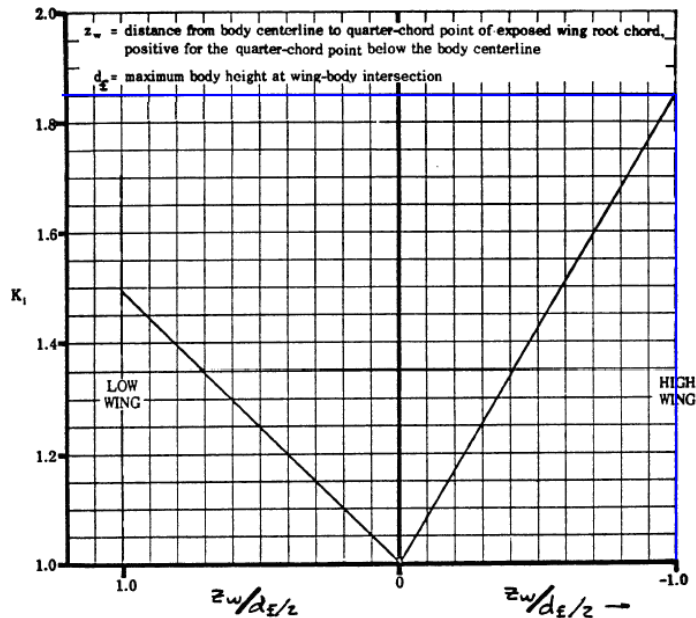
$$\text{como: } C_{y\beta} = C_{y\beta w} + C_{y\beta f} + C_{y\beta v} \quad (312)$$

La contribución generada por el ala se estima como:

$$C_{y\beta w} = -0,00573 * |\Gamma_w| = -0,00573 * |0 \text{ deg}| = 0 \quad (313)$$

En esta formula el ángulo de diedro Γ_w esta expresado en grados.

Figura 143. Factor de interferencia de la unión ala fuselaje K_i .



Fuente: Hoak, D. E., et al, USAF Stability and Control Datcom, Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory.

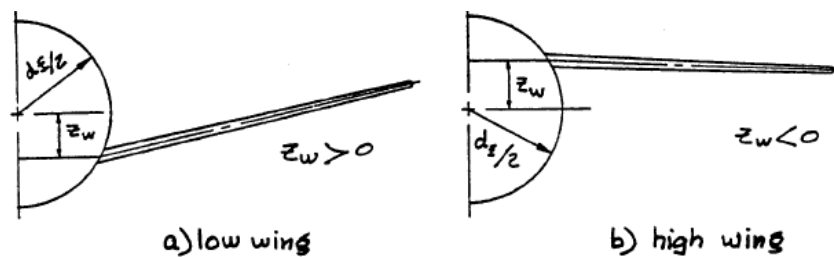
Ahora la parte generada por el fuselaje se calcula como:

$$C_{y\beta f} = -2 * K_i * \frac{S_o}{S} \quad (314)$$

Donde K_i es definida por la Figura 143 y S_o es la sección transversal del fuselaje en la sección x_o que depende de la distancia x_1 estas se correlación en la Figura

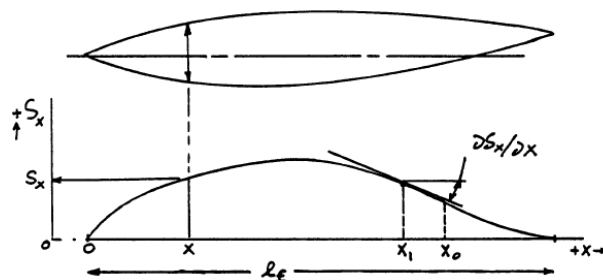
145 a la 147; este último valor es igual a la estación del fuselaje donde la derivativa $\frac{dS}{dx}$ primero llegue a su máximo valor negativo. La contribución del fuselaje es virtualmente independiente del número de Mach.

Figura 144. Definición del parámetro del ala: z_w



Fuente: Jan Roskam, Airplane Design, Tomo VI.

Figura 145. Determinación de S_0



Fuente: Jan Roskam, Airplane Design, Tomo VI.

$$\frac{X_0}{l_f} = 0,378 + 0,527 * \left(\frac{X_1}{l_f} \right) = 0,378 + 0,527 * \left(\frac{3,15 \text{ ft}}{5,9439 \text{ ft}} \right) = 0,6573$$

$$X_0 = 0,6573 * 5,9439 \text{ ft} = 3,9068 \text{ ft}$$

$$S_0 = 0,1616 \text{ ft}^2 \tag{315}$$

$$z_w \approx -\frac{d_f}{2} = \frac{-0,6562 \text{ ft}}{2} = -0,3281 \text{ ft} \quad z_w / \left(\frac{d_f}{2} \right) = 1$$

$$K_i = 1,85$$

Figura 146. Estación del fuselaje respecto al área transversal.

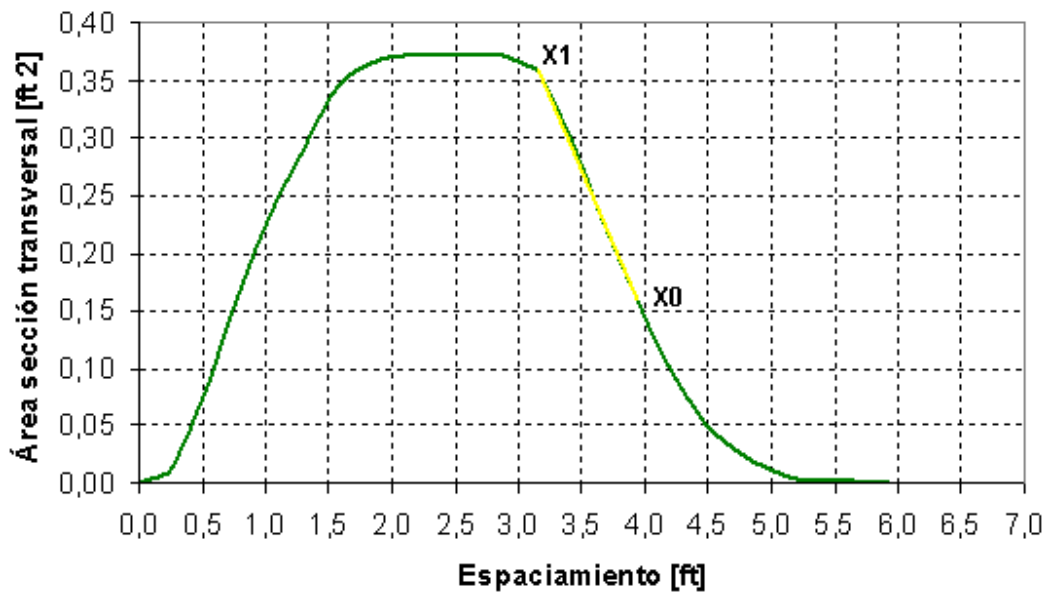
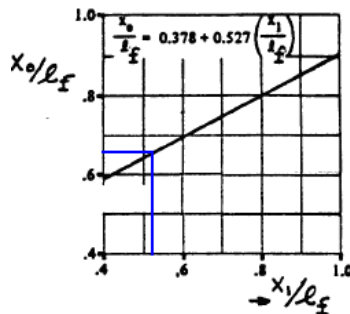


Figura 147. Estación del fuselaje donde el flujo llega a ser viscoso.



Fuente: Hoak, D. E., et al, USAF Stability and Control Datcom, Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory.

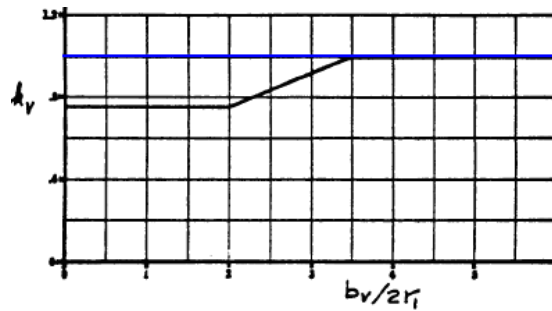
$$C_{y\beta f} = -2 * 1,85 * \frac{0,1616 ft^2}{3,5561 ft^2} = -0,16814$$

Para cola vertical simple:

$$C_{y\beta v} = -K_v * C_{L\alpha v} * \left(1 + \frac{d\sigma}{d\beta}\right) * \eta_v * \frac{S_v}{S_w} \tag{316}$$

Donde K_v es dado por la *Figura 148*.

Figura 148. Factor empírico para estimar la fuerza lateral debida al sideslip de la cola vertical simple.



Fuente: Hoak, D. E., et al, USAF Stability and Control Datcom, Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory.

r_1 Es la profundidad del fuselaje en la sección del cuarto de la cuerda del estabilizador vertical.

$$r_1 = 0,0292 \text{ ft} \quad \frac{b_v}{2 * r_1} = \frac{0,7879 \text{ ft}}{2 * 0,0292 \text{ ft}} = 13,4914 \quad K_v = 1 \quad (317)$$

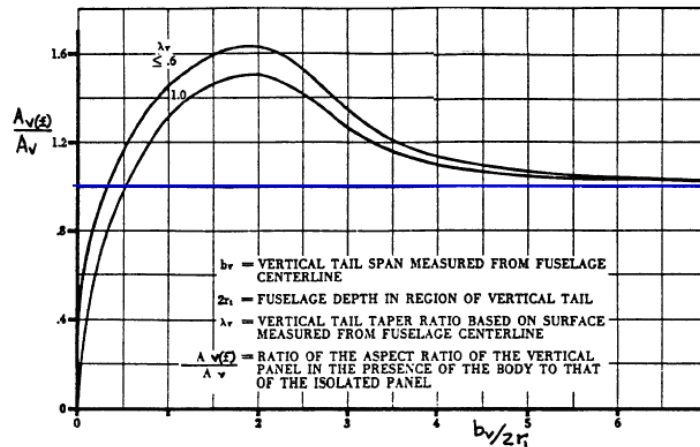
$C_{L\alpha_v}$ Encontrado con la apropiada sustitución de los parámetros del estabilizador vertical por lo parámetros del ala. La relación de aspecto del estabilizador vertical $A_{v\text{eff}}$ debe ser sustituida por A en la misma ecuación usada para determinar la pendiente en el ala. La relación de aspecto efectiva del estabilizador vertical se obtiene de:

$$A_{v\text{eff}} = \left(\frac{A_{v(f)}}{A_v} \right) * A_v * \left[1 + K_{vh} * \left[\left(\frac{A_{v(hf)}}{A_{v(f)}} \right) - 1 \right] \right] \quad (318)$$

$\frac{AR_{v(f)}}{AR_v}$ Es el radio de la relación de aspecto del estabilizador vertical en presencia del fuselaje con el de un aislado estabilizador vertical. Esta puede ser determinada en la *Figura 149*.

$$\frac{AR_{v(f)}}{AR_v} = 1$$

Figura 149. Radio de la relación de aspecto del estabilizador vertical en presencia del fuselaje al que se aísla la cola.



Fuente: Hoak, D. E., et al, USAF Stability and Control Datcom, Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory.

$\frac{AR_{v(hf)}}{AR_{v(f)}}$ Es el radio de la relación de aspecto del estabilizador vertical en presencia del estabilizador horizontal y el fuselaje a aquel en presencia del fuselaje solo. Este radio se determina de la Figura 150.

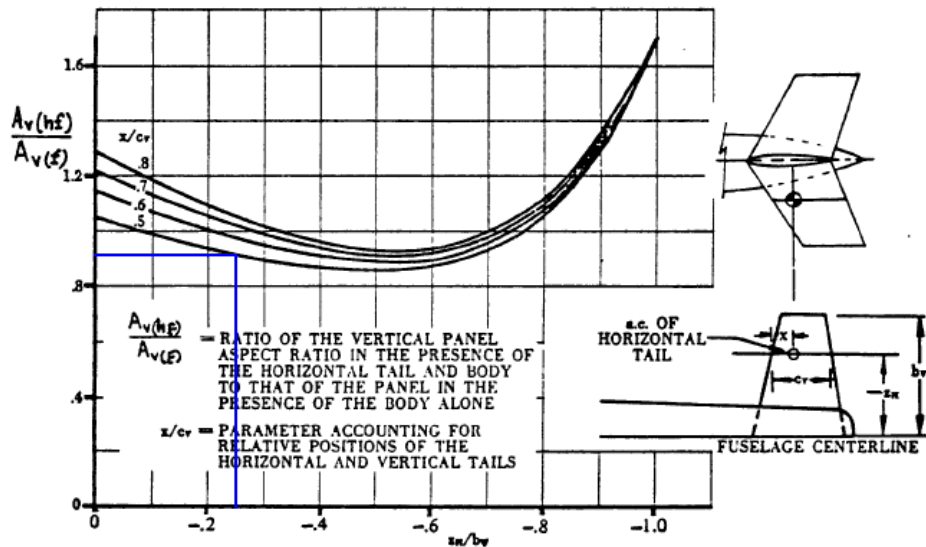
$$-\frac{z_m}{b_v} = -0,2292 \qquad \frac{x}{c_v} = 0,4154$$

$$\frac{AR_{v(hf)}}{AR_{v(f)}} = 0,9$$

K_{vh} Es un factor que cuenta para el tamaño relativo del estabilizador vertical y horizontal. Se determina con la Figura 151.

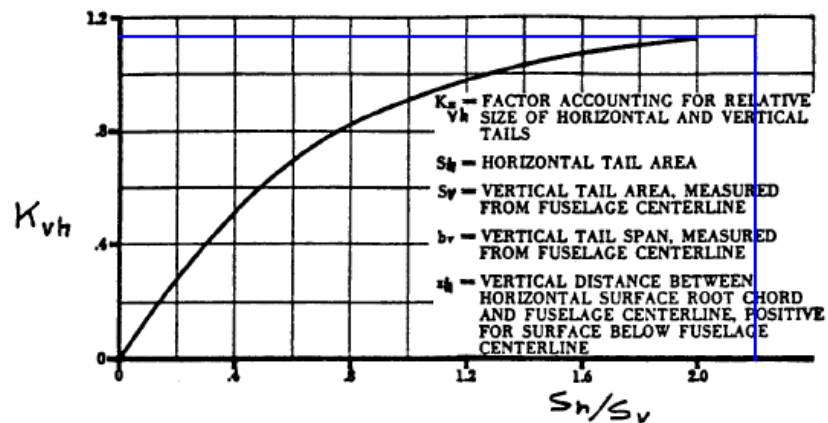
$$\frac{S_h}{S_v} = \frac{0,8621 ft^2}{0,3879 ft^2} = 2,2225$$

Figura 150. Radio de la relación de aspecto del estabilizador vertical en presencia del fuselaje y el estabilizador horizontal junto con el fuselaje solo.



Fuente: Hoak, D. E., et al, USAF Stability and Control Datcom, Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory.

Figura 151. Factor que cuenta para el tamaño relativo del estabilizador horizontal y el vertical.



Fuente: Hoak, D. E., et al, USAF Stability and Control Datcom, Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory.

$$K_{vh} = 1,15$$

$$A_{v\text{eff}} = 1 * 1,6 * (1 + 1,15 * [0,8 - 1]) = 1,232$$

$$\beta = \sqrt{(1 - M^2)} = \sqrt{(1 - (0,0784)^2)} = 0,9969 \quad (319)$$

$$C_{l\alpha M=0v} = 0,109 \text{ deg}^{-1} = 6,2452 \text{ rad}^{-1} \quad (320)$$

$$(C_{l\alpha})_{Mv} = \frac{(C_{l\alpha})_{M=0v}}{\beta} = \frac{6,2452 \text{ rad}^{-1}}{0,9969} = 6,2647 \text{ rad}^{-1} \quad (321)$$

$$K_v = \frac{(C_{l\alpha})_{Mv}}{2\pi} = \frac{6,2647 \text{ rad}^{-1}}{2\pi \text{ rad}^{-1}} = 0,9971 \quad (322)$$

$$C_{L\alpha v} = \frac{2\pi * AR_{v\text{eff}}}{\left[2 + \left[\left(\frac{AR_{v\text{eff}}^2 * \beta^2}{K_v^2} \right) * \left(1 + \frac{\text{Tan}^2(\Lambda_{c/2})_v}{\beta^2} \right) + 4 \right]^{1/2} \right]} = 1,416 \text{ rad}^{-1} \quad (323)$$

$$\left(1 + \frac{d\sigma}{d\beta} \right) * \eta_v = 0,724 + 3,06 * \left[\frac{\left(\frac{S_v}{S_w} \right)}{\left(1 + \text{Cos}(\Lambda_{c/4w}) \right)} \right] + 0,4 * \frac{z_w}{z_f} + 0,009 * AR_w = 1,3421 \quad (324)$$

$$C_{y\beta v} = -1 * 1,416 \text{ rad}^{-1} * 1,3421 * \frac{0,3879 \text{ ft}^2}{3,5561 \text{ ft}^2} = -0,27552$$

$$C_{y\beta} = 0 + (-0,16814) + (-0,27552) = -0,4437$$

Por último se calcula el coeficiente de la fuerza lateral en relación al rudder como sigue:

$$C_{ydr} = C_{L\alpha v} * \alpha_{dr} * \eta_v * \frac{S_v}{S_w} \quad (325)$$

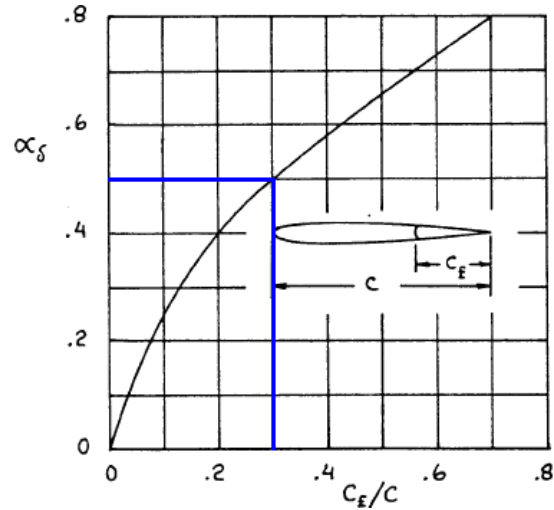
$\alpha_{dr} = 0,5$ Se obtiene con la relación $\frac{c_r}{c_v} = 0,3$ y la *Figura 152*.

$$C_{ydr} = 0,1026$$

Si $\beta = \delta_a = 0$

$$C_y = 0 + (-0,4437 * \beta) + 0 + (0,1026 * \delta_r) = 0$$

Figura 152. Efecto de la relación de cuerdas de la superficie de control en α_d .



Fuente: Hoak, D. E., et al, USAF Stability and Control Datcom, Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory.

Estas dos últimas ecuaciones dependen del ángulo de side slip al que se calcule y la correspondiente deflexión del rudder.

$$F_{Ay} = C_y * q * S_w = 0$$

4.33. CÁLCULO DEL MOMENTO DE YAW.

$$N_A = C_l * q * S_w * b_w \quad (326)$$

$$C_n = C_{n_o} + C_{n\beta} * \beta + C_{nda} * \delta\alpha + C_{ndr} * \delta r \quad (327)$$

Generalmente: $C_{n_o} = C_{nda} = 0$

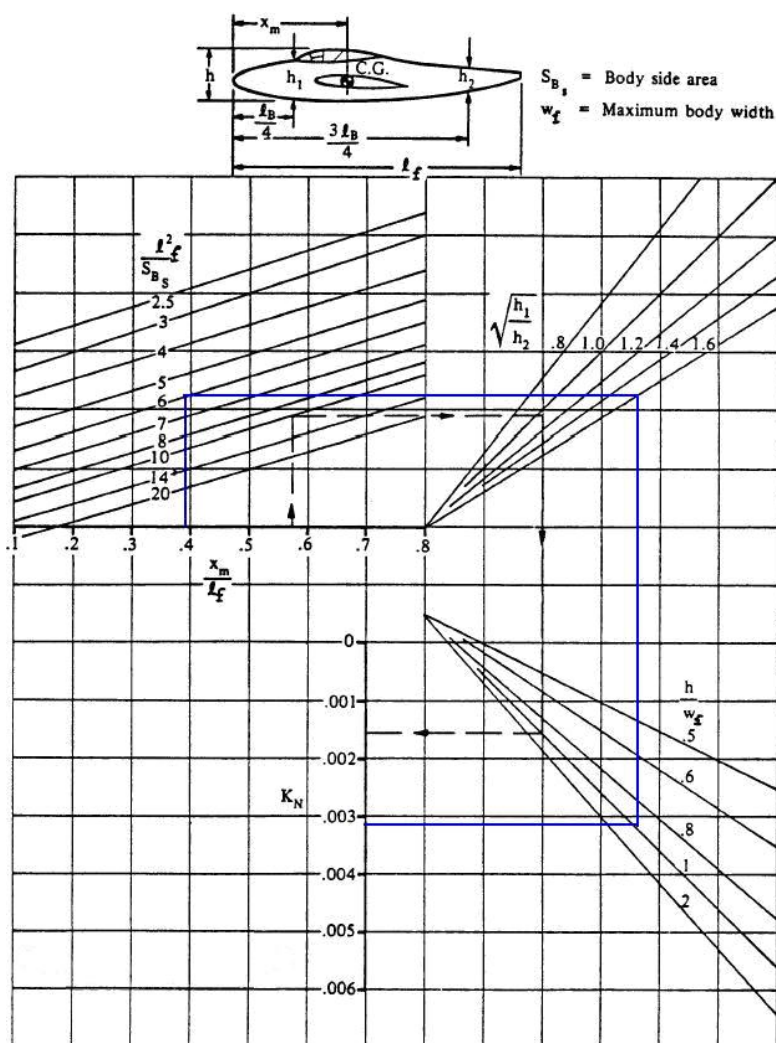
La derivativa del momento de yaw con respecto al ángulo de sideslip (también llamada estabilidad estática direccional) puede ser encontrado a partir de:

$$C_{n\beta} = C_{n\beta_w} + C_{n\beta_f} + C_{n\beta_v} \quad (328)$$

La contribución del ala solo es importante a altos ángulos de ataque, por lo que para diseño preliminar se puede asumir:

$$C_{n\beta w} = 0$$

Figura 153. Factor de la unión ala fuselaje que influye con la estabilidad longitudinal.



Fuente: Hoak, D. E., et al, USAF Stability and Control Datcom, Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory.

La parte que aporta el fuselaje se encuentra de:

$$C_{n\beta f} = -57,3 * K_N * K_{R1} * \left(\frac{S_{fs} * l_f}{S_w * b_w} \right) \quad (329)$$

Donde:

- K_N Es un factor empírico determinado de la *Figura 153*.
- S_{fs} y l_f Son definidos en la *Figura 153*.
- K_{R1} Un factor dependiente del número de Reynolds y se obtiene de la *Figura 154*.

$$\frac{x_m}{l_f} = \frac{2,26 ft}{5,9439 ft} = 0,3802$$

$$S_{fs} = \pi * l_f * \frac{d_f}{2} = 6,1264 ft^2$$

$$\frac{l_f^2}{S_{fs}} = 5,7668$$

$$\frac{l_f}{4} = 1,486 ft$$

$$3 * \frac{l_f}{4} = 4,4579 ft$$

$$h_1 = 0,563 ft$$

$$h_2 = 0,2219 ft$$

$$\sqrt{\frac{h_1}{h_2}} = 1,5928$$

$$\frac{h}{w_f} = \frac{0,6722 ft}{0,5906 ft} = 1,1382$$

$$K_N = 0,003$$

$$K_{R1} = 1,22$$

$$C_{n\beta f} = -57,3 * 0,003 * 1,22 * \left(\frac{6,1267 ft^2 * 5,9439 ft}{3,5561 ft^2 * 4,4982 ft} \right) = -0,4774$$

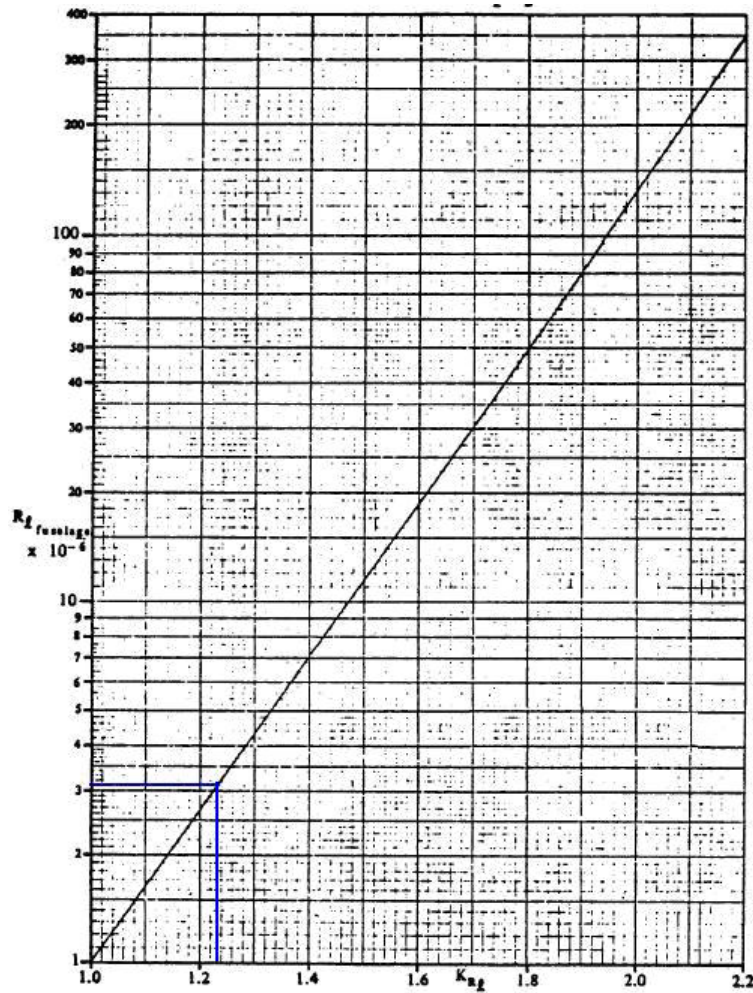
La contribución del estabilizador vertical es dada por:

$$C_{n\beta v} = -C_{y\beta v} * \frac{(l_v * \cos(\alpha) + z_v * \sin(\alpha))}{b_w} = 0,16 \quad (330)$$

$$C_{n\beta} = 0 + (-0,4774) + 0,16 = -0,3174$$

$$C_{ndr} = -C_{L\alpha v} * \alpha_{dr} * \eta_v * \frac{S_v * x_{vs}}{S_w * b_w} = -0,05248 \quad (331)$$

Figura 154. Efecto del número de Reynolds sobre la estabilidad direccional de la unión ala fuselaje.



Fuente: Hoak, D. E., et al, USAF Stability and Control Datcom, Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory.

$$\text{Si } \beta = \delta_a = 0$$

$$C_n = 0 + (-0,3174 * \beta) + 0 + (-0,05248 * \delta_r) = 0$$

Estas dos últimas ecuaciones dependen del ángulo de side slip al que se calcule y la correspondiente deflexión del rudder.

$$N_A = C_n * q * S_w * b_w = 0$$

4.34. CÁLCULO DEL MOMENTO DE ROLL.

$$L_A = C_l * q * S_w * b_w \quad (332)$$

$$C_l = C_{l_o} + C_{l_\beta} * \beta + C_{l_{da}} * \delta_a + C_{l_{dr}} * \delta_r \quad (333)$$

Generalmente: $C_{l_o} = C_{l_{da}} = 0$

La derivativa del momento de roll con respecto al ángulo de sideslip (también llamado efecto de diedro) puede ser encontrado a partir de:

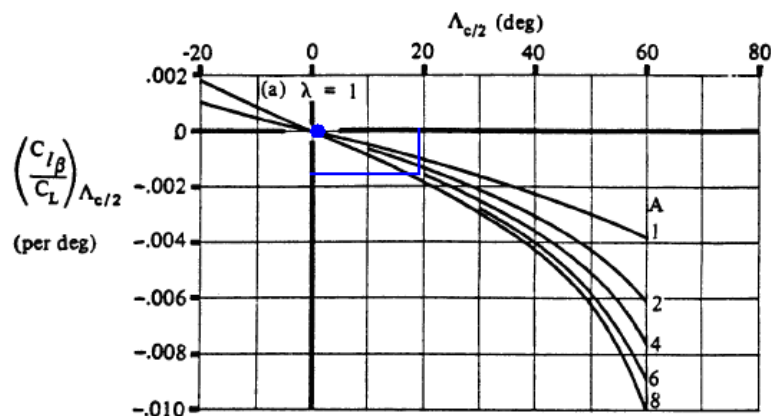
$$C_{l_\beta} = C_{l_\beta wf} + C_{l_\beta h} + C_{l_\beta v} \quad (334)$$

La contribución de la unión ala fuselaje es dada por:

$$C_{l_\beta wf} = 57,3 * \left[C_{L wf} * \left(\left(\frac{C_{l_\beta}}{C_L} \right)_{\Lambda_c/2 w} * K_{M\Lambda} * K_f + \left(\frac{C_{l_\beta}}{C_L} \right)_A \right) + \Gamma \left[\left(\left(\frac{C_{l_\beta}}{\Gamma} \right) K_{M\Gamma} + \left(\frac{\Delta C_{l_\beta}}{\Gamma} \right) + (\Delta C_{l_\beta})_{zw} + \left(\varepsilon_t \tan(\Lambda_{c/4 w}) \left(\frac{\Delta C_{l_\beta}}{\varepsilon_t * \tan(\Lambda_{c/4 w})} \right) \right) \right] \right] \right]$$

Donde:

Figura 155. Contribución del sweep del ala en el momento de roll debido al ángulo de sideslip.



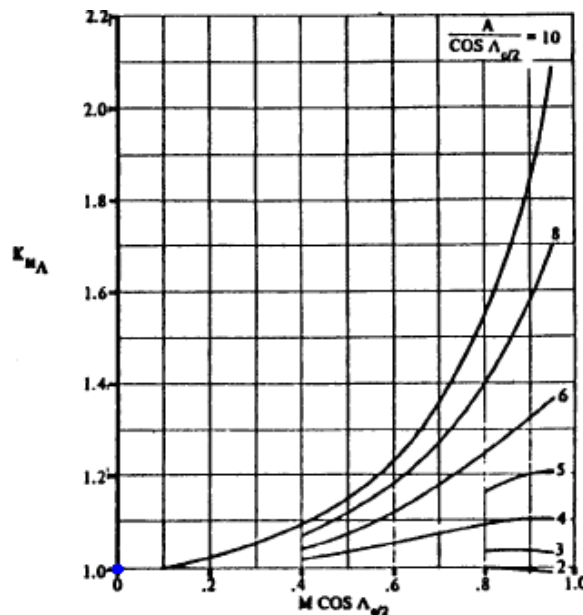
Fuente: Hoak, D. E., et al, USAF Stability and Control Datcom, Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory.

$C_{L_{wf}}$ Es el coeficiente de sustentación de la combinación ala fuselaje. Para cualquier valor dado del coeficiente de sustentación de la aeronave, este puede ser obtenido al restar los coeficientes de sustentación de la cola y/o el canard (pero basado en el área de ala). Para propósitos de diseño preliminar puede ser aceptable asumir: $C_{L_{wf}} = C_L$

- $\left(\frac{C_{l\beta}}{C_L}\right)_{\Lambda c/2w}$ Es la contribución de un ala con sweep, se determina con la

Figura 155. $\left(\frac{C_{l\beta}}{C_L}\right)_{\Lambda c/2w} = 0$

Figura 156. Factor de compresibilidad debido al sweep del ala.



Fuente: Hoak, D. E., et al, USAF Stability and Control Datcom, Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory.

- $K_{M\Lambda}$ Es la corrección de la compresibilidad para el sweep. Se encuentra en la Figura 156.

$$\frac{AR_w}{\cos(\Lambda_{c/2w})} = \frac{5,69}{\cos(-0,53^\circ)} = 5,69$$

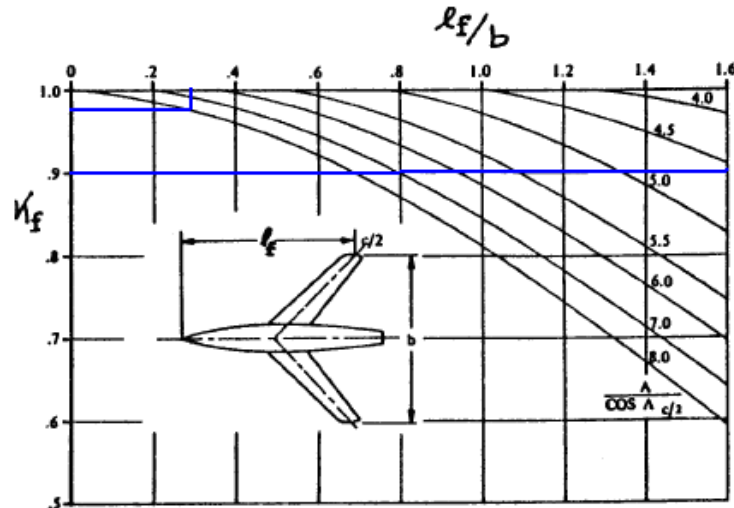
$$M * \cos(\Lambda_{c/2w}) = 0,07835 * \cos(-0,53^\circ) = 0,07835$$

$$K_{M\Lambda} = 1$$

- K_f Es el factor de corrección del fuselaje obtenido de la *Figura 157*.

$$\frac{l_f}{b_w} = \frac{2,50643 \text{ ft}}{4,4982 \text{ ft}} = 0,55721. \quad K_f = 0,98.$$

Figura 157. Factor de compresibilidad debido al sweep del ala.



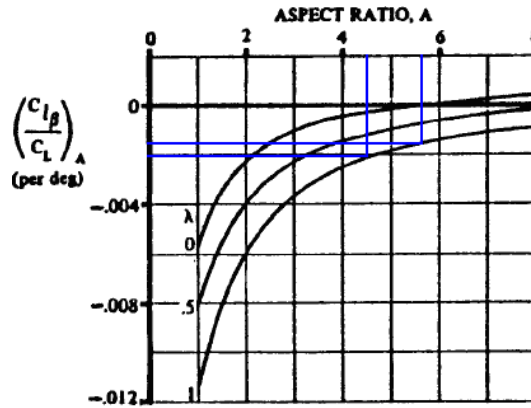
Fuente: Hoak, D. E., et al, USAF Stability and Control Datcom, Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory.

- $\left(\frac{C_{l\beta}}{C_L}\right)_A$ Es la contribución de la relación de aspecto obtenida de la *Figura*

$$158. \left(\frac{C_{l\beta}}{C_L}\right)_A = -0,0017$$

- $\left(\frac{C_{l\beta}}{\Gamma}\right)$ Es el efecto del diedro de ala encontrado de la *Figura 159*.

Figura 158 Contribución de la relación de aspecto del ala en el momento de roll debido al sideslip.



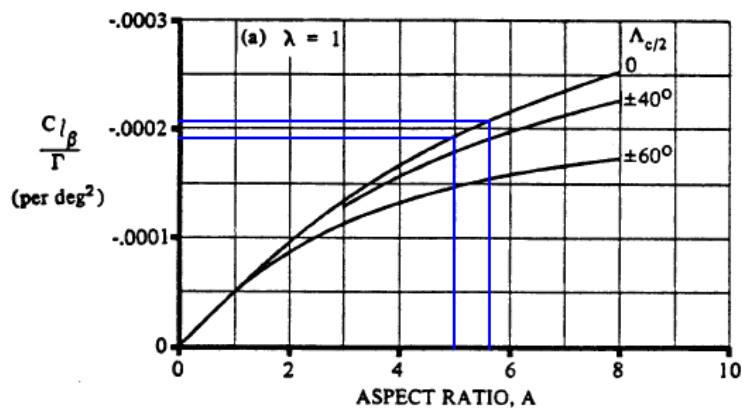
Fuente: Hoak, D. E., et al, USAF Stability and Control Datcom, Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory.

$$\left(\frac{C_{l\beta}}{\Gamma} \right) = -0,00021$$

- $K_{M\Gamma}$ Es la corrección de compresibilidad del diedro, obtenido de la Figura 160.

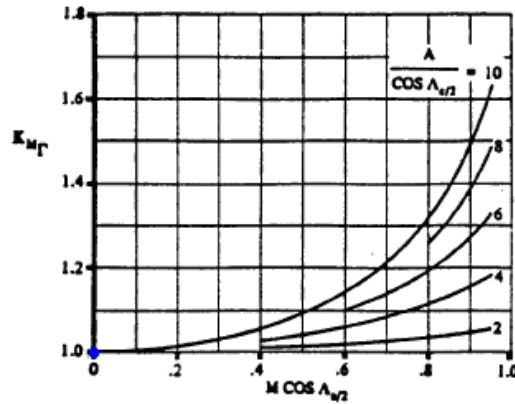
$$K_{M\Gamma} = 1$$

Figura 159. Contribución del diedro geométrico del ala en el momento de roll debido al sideslip.



Fuente: Hoak, D. E., et al, USAF Stability and Control Datcom, Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory.

Figura 160. Corrección de compresibilidad por el diedro del ala.



Fuente: Hoak, D. E., et al, USAF Stability and Control Datcom, Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory.

- $\left(\frac{\Delta C_{l\beta}}{\Gamma}\right)$ Es el efecto inducido del fuselaje sobre la altura del ala, encontrado así:

$$\left(\frac{\Delta C_{l\beta}}{\Gamma}\right) = -0,0005 * AR_w * \left(\frac{d_{f\ ave}}{b_w}\right)^2 \quad (326)$$

$$d_{f\ ave} = \left[\frac{\text{Área sección transversal fuselaje}}{0,7854} \right]^{1/2} = \left[\frac{\pi * 0,5906\ ft * 0,6722}{0,7854} \right]^{1/2} = 1,2602\ ft$$

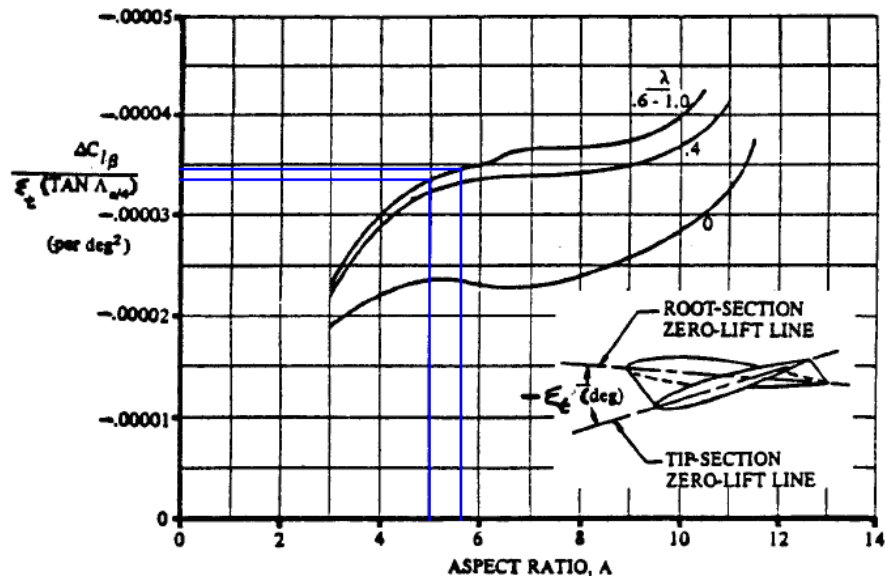
$$\left(\frac{\Delta C_{l\beta}}{\Gamma}\right) = -0,0005 * 5,69 * \left(\frac{1,2602\ ft}{4,4982\ ft}\right)^2 = -2,233 \times 10^{-4} \quad (328)$$

$$\left(\Delta C_{l\beta}\right)_{z_w} = 0,042 * (AR_w)^{1/2} * \left(\frac{z_w}{b_w}\right) * \left(\frac{d_{f\ ave}}{b_w}\right) = 1,7573 \times 10^{-3} \quad (329)$$

- $\left[\frac{\Delta C_{l\beta}}{\varepsilon_t * \tan(\Lambda_{c/4w})} \right]$ Es un factor de corrección el cual se obtiene de la figura 161.

$$\left[\frac{\Delta C_{l\beta}}{\varepsilon_t * \tan(\Lambda_{c/4w})} \right] = -0,0000345$$

Figura 161. Contribución del twist del ala en el momento de roll debido al sideslip.



Fuente: Hoak, D. E., et al, USAF Stability and Control Datcom, Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory.

$$C_{l\beta wf} = 0,03872$$

Ahora se procederá a calcular la contribución generada por el estabilizador horizontal:

$$C_{l\beta h} = C_{l\beta hf} * \left(\frac{S_h * b_h}{S_w * b_w} \right) \quad (330)$$

$C_{l\beta hf}$ Es el efecto del diedro del estabilizador horizontal y se obtiene de igual forma que en la unión ala fuselaje calculado antes solo que se reemplazan los datos por los del estabilizador.

$$C_{l\beta hf} = 57,3 * \left[C_{Lh} * \left(\left(\frac{C_{l\beta}}{C_L} \right)_{\Lambda c/2h} * K_{M\Lambda} * K_f + \left(\frac{C_{l\beta}}{C_L} \right)_A \right) + \Gamma_h * \left[\left(\frac{C_{l\beta}}{\Gamma} \right) * K_{M\Gamma} + \left(\frac{\Delta C_{l\beta}}{\Gamma_h} \right) + (\Delta C_{l\beta})_{zw} + \left(\frac{\varepsilon_{th} * \tan(\Lambda_{c/4h}) * \left(\frac{\Delta C_{l\beta}}{\varepsilon_{th} * \tan(\Lambda_{c/4h})} \right)}{\varepsilon_{th} * \tan(\Lambda_{c/4h})} \right) \right] \right]$$

$$\left(\frac{C_{l\beta}}{C_L} \right)_{\Lambda_c/2h} = -0,0017$$

$$\frac{AR_h}{\cos(\Lambda_{c/2h})} = \frac{4,5}{\cos(17,1405)} = 4,7092$$

$$M * \cos(\Lambda_{c/2w}) = 0,07835 * \cos(17,1405) = 0,07487$$

$$K_{M\Lambda} = 1$$

$$\frac{l_f}{b_h} = \frac{4,9553 \text{ ft}}{2,2884 \text{ ft}} = 1,7182 \quad (331)$$

$$K_f = 0,9$$

$$\left(\frac{C_{l\beta}}{C_L} \right)_A = -0,002$$

$$\left(\frac{C_{l\beta}}{\Gamma} \right) = -0,00018$$

$$K_{M\Gamma} = 1$$

$$\left[\frac{\Delta C_{l\beta}}{\varepsilon_t * \tan(\Lambda_{c/4w})} \right] = -0,000033$$

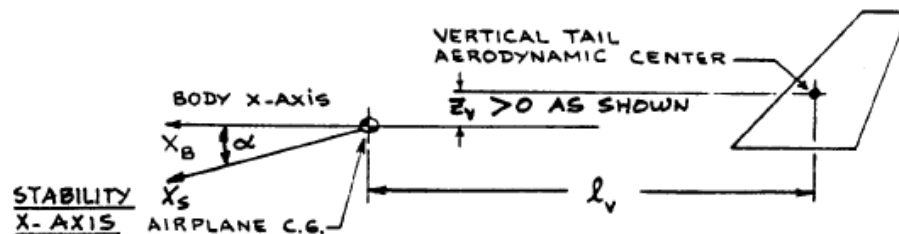
$$C_{l\beta h} = -0,03481$$

La contribución generada por el estabilizador vertical:

$$C_{l\beta v} = C_{y\beta} * \left(\frac{z_v * \cos(\alpha) - l_v * \sin(\alpha)}{b_w} \right) = -3,00876 \times 10^{-3} \quad (332)$$

l_v y z_v Son definidos en la Figura 162.

Figura 162. Geometría para la localización del estabilizador vertical.



Fuente: Jan Roskam, Airplane Design, Tomo VI.

$$C_{l\beta} = C_{l\beta wf} + C_{l\beta h} + C_{l\beta v} = -0,07152$$

$$C_{l dr} = C_{L\alpha v} * \alpha_{dr} * q_v * \frac{S_v * x_{vs}}{S_w * b_w} = 0,3282$$

$$\text{Si } \beta = \delta_a = 0$$

$$C_l = 0 + (-0,07152 * \beta) + 0 + (0,3282 * \delta_r) = 0$$

Estas dos últimas ecuaciones dependen del ángulo de side slip al que se calcule y la correspondiente deflexión del rudder.

$$L_A = C_l * q * S_w * b_w = 0$$

4.35. ESTIMACIÓN DE LOS MOMENTOS DE INERCIA CON EL RADIO DE GIRO.

El método Clase I para estimar la inercia de un avión depende de la suposición, que con cada categoría de aeronaves se haga para identificar el radio de giro, $R_{x, y, z}$. Los momentos de inercia de un avión son entonces encontrados a partir de las siguientes ecuaciones:

$$I_{xx} = \frac{(R_x)^2 * W}{g} \quad I_{yy} = \frac{(R_y)^2 * W}{g} \quad I_{zz} = \frac{(R_z)^2 * W}{g} \quad (333)$$

El radio de giro adimensional puede ser asociado con cada componente de R, de la siguiente manera:

$$\overline{R_x} = \frac{2 * R_x}{b_w} \quad \overline{R_y} = \frac{2 * R_y}{L} \quad \overline{R_z} = \frac{2 * R_z}{e} \quad e = \frac{b_w + L}{2} \quad (334)$$

L representa la longitud total del avión.

Aeronaves de la misma misión tienden a tener valores similares de radios de giro adimensionales. El procedimiento para estimar las inercias es:

1. Liste los valores de W_{TO} , W_E , b_w , y L además calcule e .
2. Identifique el tipo de aeronave.
3. Seleccione los valores adimensionales de radios de giro correspondientes tanto para W_{TO} , como W_E , es más importante que la masa se diferencia entre sí.
4. Calcule los momentos de inercia de la siguiente forma:

$$I_{xx} = \frac{b_w^2 * W_{TO} * (\bar{R}_x)^2}{4 * g} \quad I_{yy} = \frac{L^2 * W_{TO} * (\bar{R}_y)^2}{4 * g} \quad I_{zz} = \frac{e^2 * W_{TO} * (\bar{R}_z)^2}{4 * g} \quad (335)$$

Tabla 27. Radio de giro no dimensional para aeronaves bimotor de hélice.

Airplane Type	GW lbs	Wing Span, b, ft	Total Length, L, ft	e = (b+L)/2, ft	\bar{R}_x	\bar{R}_y	\bar{R}_z	Number of engines and disposition
Beech 55	4,880	37.8	25.7	31.8	0.260	0.329	0.399	2 on wing
Beech 95	4,000	37.8	25.3	31.6	0.251	0.327	0.391	2 on wing
Beech D-50	6,500	45.9	31.5	38.7	0.240	0.313	0.384	2 on wing
Beech D18S	9,000	47.7	34.2	41.0	0.232	0.360	0.396	2 on wing
Cessna 402*	5,000	39.9	36.3	38.1	0.414	0.278	0.502	2 on wing
Cessna 402	6,200	39.9	36.3	38.1	0.373	0.269	0.461	2 on wing
Cessna 404*	4,851	46.7	39.5	43.1	0.324	0.318	0.446	2 on wing
Cessna 404	8,400	46.7	39.5	43.1	0.340	0.284	0.445	2 on wing
Cessna 441*	5,642	49.3	39.0	44.2	0.285	0.345	0.429	2 on wing
Cessna 441	9,925	49.3	39.0	44.2	0.256	0.212	0.336	2 on wing

*at W_E

Fuente: Jan Roskam, *Airplane Design*, Tomo V.

Para el avión anerkennung que es bimotor tenemos según la *Tabla 27*:

$$\bar{R}_x = 0,2975 \quad \bar{R}_y = 0,3035 \quad \bar{R}_z = 0,4189 \quad e = 5,22104 \text{ ft}$$

Para W_{TO} :

$$I_{xx} = 0,02749 \text{ slug} \times \text{ft}^2 \quad I_{yy} = 0,02861 \text{ slug} \times \text{ft}^2 \quad I_{zz} = 0,0545 \text{ slug} \times \text{ft}^2$$

Para W_E :

$$I_{xx} = \left(\frac{6,1162 \text{ Lb}}{10 \text{ Lb}} \right) * 0,02749 \text{ slug} \times \text{ft}^2 = 0,01681 \text{ slug} \times \text{ft}^2$$

$$I_{yy} = \left(\frac{6,1162 \text{ Lb}}{10 \text{ Lb}} \right) * 0,02861 \text{ slug} \times \text{ft}^2 = 0,0175 \text{ slug} \times \text{ft}^2$$

$$I_{zz} = \left(\frac{6,1162 \text{ Lb}}{10 \text{ Lb}} \right) * 0,0545 \text{ slug} \times \text{ft}^2 = 0,03333 \text{ slug} \times \text{ft}^2$$

4.36. CÁLCULO DE LAS DERIVATIVAS DE ESTABILIDAD LONGITUDINAL Y LATERAL.

Antes de proceder a calcular estas derivativas que determinan la estabilidad de la aeronave se determinaran una serie de coeficientes y datos necesarios para luego proceder a dar el valor de las mismas:

$$\delta_{e \text{ CL}=0} = \frac{(-C_{L\alpha} - C_{Lih} * i_h) * C_{mde} + (C_{mo} + C_{mih} * i_h) * C_{Lde}}{(C_{L\alpha} * C_{mde} - C_{m\alpha} * C_{Lde})} = -0,0718 \text{ rad} \quad (337)$$

$$C_{Du} = M_1 * \frac{\partial C_D}{\partial M} = 0 \quad \frac{\partial C_D}{\partial M} = 0$$

$$C_{Lu} = \left(\frac{M_1}{1 - M_1^2} \right) * C_L = 0,018301 \quad (338)$$

$$C_{mu} = M_1 * \frac{\partial C_m}{\partial M} = -M_1 * C_{L1} * \overline{\Delta X_{acA}} = 2,8161 \times 10^{-3} \quad (339)$$

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

$$C_{L\dot{\alpha}} = 2 * C_{L\alpha h} * \eta_h * \overline{V}_h * \frac{d\varepsilon}{d\alpha} = 2,3522 \quad (340)$$

$$C_{m\dot{\alpha}} = -2 * C_{L\alpha h} * \eta_h * \overline{V}_h * \frac{d\varepsilon}{d\alpha} * (\overline{X_{ach}} - \overline{X_{cg}}) = -C_{L\dot{\alpha}} * (\overline{X_{ach}} - \overline{X_{cg}}) = -7,7625 \quad (341)$$

$$C_{Dq} = 0$$

$$l_h = (\overline{X_{ach}} - \overline{X_{cg}}) = 3,3 \quad (342)$$

$$C_{Lq} = 2 * C_{L\alpha h} * \eta_h * \frac{l_h}{c_w} * \frac{S_h}{S_w} = 8,01 \quad (343)$$

$$C_{mq} = -2,2 * C_{L\alpha h} * \eta_h * \overline{V}_h * (\overline{X_{ach}} - \overline{X_{cg}}) = -23,0082 \quad (344)$$

$$C_{T_x} = -C_D = -0,04785 \quad (345)$$

$$C_{T_{xu}} = -3 * C_{T_x} = -0,1436 \quad (346)$$

$$C_{m_T} = -C_m = -0,23901 \quad (347)$$

$$C_{y_p} = -2 * C_{L\alpha_v} * \left(\frac{z_{vs}}{b_w} \right) * \eta_v * \left(\frac{S_v}{S_w} \right) = -0,02484 \quad (348)$$

$$C_{y_r} = 2 * C_{L\alpha_v} * \left(\frac{x_{vs}}{b_w} \right) * \eta_v * \left(\frac{S_v}{S_w} \right) = 0,21 \quad (349)$$

$$C_{n_p} = 2 * C_{L\alpha_v} * \left(\frac{z_{vs} * x_{vs}}{b_w^2} \right) * \eta_v * \left(\frac{S_v}{S_w} \right) = 0,012699 \quad (350)$$

$$C_{n_r} = -2 * C_{L\alpha_v} * \left(\frac{x_{vs}}{b_w} \right)^2 * \eta_v * \left(\frac{S_v}{S_w} \right) = 0,10734 \quad (351)$$

$$C_{l_p} = -2 * C_{L\alpha_v} * \left(\frac{z_{vs}}{b_w} \right)^2 * \eta_v * \left(\frac{S_v}{S_w} \right) = -1,50234 \times 10^{-3} \quad (352)$$

$$C_{l_r} = 2 * C_{L\alpha_v} * \left(\frac{x_{vs} * z_{vs}}{b_w^2} \right) * \eta_v * \left(\frac{S_v}{S_w} \right) = 0,012699 \quad (353)$$

Cada derivativa dimensional representa la aceleración lineal o angular impartida a la aeronave como resultado de un cambio de unidad en su variable asociada de movimiento o de control. Las siguientes son las derivativas de control para la sustentación, respecto al estabilizador, al elevador:

4.36.1. Cálculo de las derivativas de estabilidad longitudinal.

$$X_u = \frac{-q_1 * S_w * (C_{Du} + 2 * C_{D1})}{m * U_1} = -0,08118 \frac{ft/s^2}{ft/s} \quad (354)$$

$$X_\alpha = \frac{-q_1 * S_w * (C_{D\alpha} - C_{L1})}{m} = 16,0539 \frac{ft/s^2}{rad} \quad (355)$$

$$X_{de} = \frac{-q_1 * S_w * C_{Dde}}{m} = 0 \quad (356)$$

$$Z_u = \frac{-q_1 * S_w * (C_{Lu} + 2 * C_{L1})}{m * U_1} = -0,7212 \frac{ft/s^2}{ft/s} \quad (357)$$

$$Z_{\alpha} = \frac{-q_1 * S_w * (C_{L\alpha} + C_{D1})}{m} = -360,9387 \frac{ft/s^2}{rad} \quad (358)$$

$$Z_{\dot{\alpha}} = \frac{-q_1 * S_w * \overline{c_w} * C_{L\dot{\alpha}}}{2 * m * U_1} = -0,7895 \frac{ft/s^2}{rad/s} \quad (359)$$

$$Z_q = \frac{-q_1 * S_w * \overline{c_w} * C_{Lq}}{2 * m * U_1} = -2,6884 \frac{ft/s^2}{rad/s} \quad (360)$$

$$Z_{de} = \frac{-q_1 * S_w * C_{Lde}}{m} = -161,7303 \frac{ft/s^2}{rad} \quad (361)$$

$$M_u = \frac{q_1 * S_w * \overline{c_w} * (C_{mu} + 2 * C_{m1})}{I_{yy} * U_1} = 4,5354 \frac{rad/s^2}{ft/s} \quad (362)$$

$$M_{\alpha} = \frac{q_1 * S_w * \overline{c_w} * C_{m\alpha}}{I_{yy}} = -987,8149 \frac{rad/s^2}{rad} \quad (363)$$

$$M_{\dot{\alpha}} = \frac{q_1 * S_w * (\overline{c_w})^2 * C_{m\dot{\alpha}}}{2 * I_{yy} * U_1} = -4,6306 \frac{rad/s^2}{rad/s} \quad (364)$$

$$M_q = \frac{q_1 * S_w * (\overline{c_w})^2 * C_{mq}}{2 * I_{yy} * U_1} = -66,3777 \frac{rad/s^2}{rad/s} \quad (365)$$

$$M_{de} = \frac{q_1 * S_w * \overline{c_w} * C_{mde}}{I_{yy}} = -1949,1858 \frac{rad/s^2}{rad} \quad (366)$$

4.36.2. Cálculo de las derivadas de estabilidad lateral.

$$Y_{\beta} = \frac{q_1 * S_w * C_{y\beta}}{m} = -31,7658 \frac{ft/s^2}{rad} \quad (367)$$

$$Y_p = \frac{q_1 * S_w * b_w * C_{yp}}{2 * m * U} = -0,04739 \frac{ft/s^2}{rad/s} \quad (368)$$

$$Y_r = \frac{q_1 * S_w * b_w * C_{yr}}{2 * m * U} = 0,40055 \frac{ft/s^2}{rad/s} \quad (369)$$

$$Y_{da} = \frac{q_1 * S_w * C_{yda}}{m} = 0 \quad (370)$$

$$Y_{dr} = \frac{q_1 * S_w * C_{ydr}}{m} = 7,3492 \frac{ft/s^2}{rad} \quad (371)$$

$$N_{\beta} = \frac{q_1 * S_w * b_w * C_{n\beta}}{I_{zz}} = -582,6318 \frac{rad/s^2}{rad} \quad (372)$$

$$N_p = \frac{q_1 * S_w * b_w^2 * C_{np}}{2 * I_{zz} * U} = 0,6211 \frac{rad/s^2}{rad/s} \quad (373)$$

$$N_r = \frac{q_1 * S_w * b_w^2 * C_{nr}}{2 * I_{zz} * U} = -5,25005 \frac{rad/s^2}{rad/s} \quad (374)$$

$$N_{da} = \frac{q_1 * S_w * b_w * C_{nda}}{I_{zz}} = 0 \quad (375)$$

$$N_{dr} = \frac{q_1 * S_w * b_w * C_{ndr}}{I_{zz}} = -96,327 \frac{rad/s^2}{rad} \quad (376)$$

$$L_{\beta} = \frac{q_1 * S_w * b_w * C_{l\beta}}{I_{xx}} = -269,2641 \frac{rad/s^2}{rad} \quad (377)$$

$$L_p = \frac{q_1 * S_w * b_w^2 * C_{lp}}{2 * I_{xx} * m} = -39,5922 \frac{rad/s^2}{rad/s} \quad (378)$$

$$L_r = \frac{q_1 * S_w * b_w^2 * C_{lr}}{2 * I_{xx} * U_1} = 1,2314 \frac{rad/s^2}{rad/s} \quad (379)$$

$$L_{da} = \frac{q_1 * S_w * b_w * C_{lda}}{I_{xx}} = 0 \quad (380)$$

$$L_{dr} = \frac{q_1 * S_w * b_w * C_{ldr}}{I_{xx}} = 1194,19502 \frac{rad/s^2}{rad} \quad (381)$$

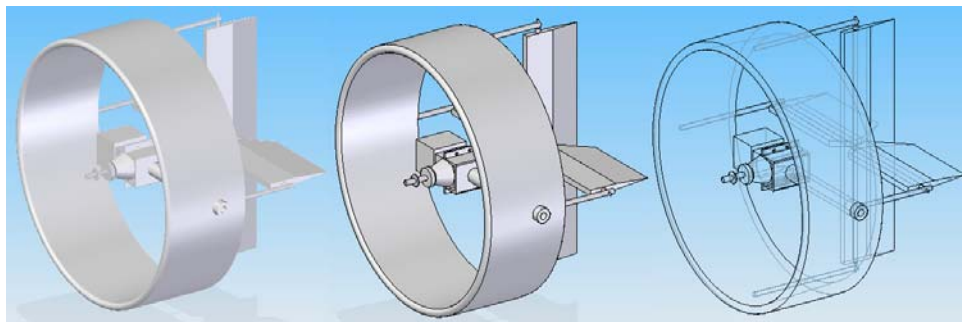
4.37. METODO DE CONTROL DE LA ACTITUD DE *PITCH*, *ROLL* Y *YAW* DE ANERKENNUNG

4.37.1. Implementación de un ducted fan: Es de pleno conocimiento que el control de estabilidad durante la primera fase de vuelo (*Fase de Vuelo Vertical*) presenta un alto nivel de complejidad, esto debido a que el desplazamiento es de manera vertical y las superficies convencionales no ejercen ningún tipo de control sobre la aeronave. Por tal motivo se ha pensado en un sistema conjunto

electrónico – mecánico cuya función es la de prestarle estabilidad a la aeronave en las diferentes actitudes de vuelo vertical.

Antes que nada es importante recordar que el presente proyecto posee una configuración de tipo *Tilt – Rotor* lo que indica que sus motores giran con respecto a un punto fijo ocasionando de esta manera que exista una variación progresiva en la variación de empuje. Sumado a esto, se ha pensado en la implementación de un *Ducted Fan*, el cual básicamente tiene la función de direccionar el flujo de aire que previamente ha sido energizado imprimiéndole velocidad.

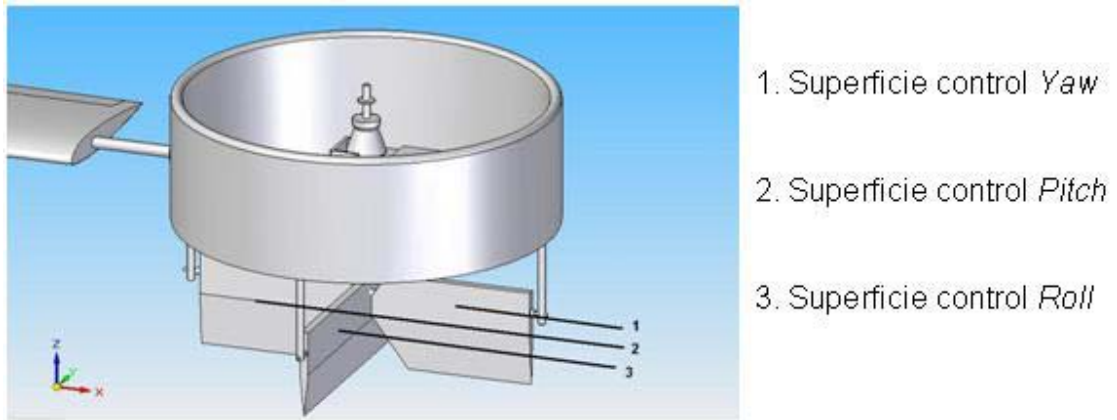
Figura 163. Ensamble ducted fan, bancada, motor y superficies de control



Al igual que el empenaje, que es usado para darle mayor estabilidad al avión en cuanto a la actitud de *yaw* y *pitch* presente durante la fase de vuelo horizontal o convencional; para la fase de vuelo vertical se optara por la implementación de superficies de control cuyo único fin es el de brindar control en los tres ejes primordiales del avión; sin embargo cabe destacar la diferencia en la ubicación de la superficies, ya que para el caso estas irán ubicadas en la parte posterior del *Fan*.

4.37.2. Dimensionamiento de superficies post – fan: Para el dimensionamiento de estas superficies se utilizaran algunas formulas utilizadas con anterioridad pero interpretadas de manera diferente, ya que el caso difiere con respecto al anterior.

Figura 164. Superficies Post – Fan.



En este caso el principal propósito del sistema de aletas deflectoras ubicado en la parte posterior del *Fan*, es el de contrarrestar los momentos generados en el plano longitudinal y lateral direccional; de esta manera como se puede ver en la *Figura 164*, se tiene la superficie número 1, que se moverá de manera contraria a la que se encuentra ubicada al otro extremo del ala, este movimiento en sentidos diferentes contrarrestará cualquier momento de *yaw* generado con anterioridad.

En el diseño de la superficie del estabilizador vertical se planteó una relación directamente proporcional con la envergadura del ala b_w , debido a que era esta la única que influía en este momento; al contrario con lo dicho anteriormente, en este caso tanto el ala como el mismo estabilizador vertical serán los que perturbarán el momento de *yaw* generado sobre la aeronave, por lo que es de esperarse que la superficie este relacionada por un lado con la envergadura del ala b_w y por el otro con la cuerda del estabilizador vertical \bar{c}_v . Así se tiene que la superficie *post – fan* para el control de *yaw* esta definida como:

$$S_{SPF(yaw)} = S_{SPF(yaw)_v} + S_{SPF(yaw)wing} = \frac{\overline{V_{SPF(yaw)}} * S_v * \bar{c}_v}{X_{SPF(yaw)}} + \frac{\overline{V_{SPF(yaw)}} * S_w * b_w}{X_{SPF(yaw)}} \quad (382)$$

$$S_{SPF(yaw)} = \frac{\overline{V_{SPF(yaw)}}}{X_{SPF(yaw)}} (S_v \overline{c_v} + S_w \overline{b_w}) \quad (383)$$

Donde $S_{SPF(yaw)v}$ y $S_{SPF(yaw)wing}$ son las superficies que se necesitan para contrarrestar los momentos generados por el estabilizador vertical y el ala respectivamente; $\overline{V_{SPF(yaw)}}$ es el coeficiente volumétrico de la superficie *post-fan*; S_v y S_w son las superficies del estabilizador vertical y del ala respectivamente; finalmente $X_{SPF(yaw)}$ es la distancia que hay desde el centro aerodinámico de la superficie al centro de gravedad de la aeronave.

De igual manera la superficie numero 2 tiene la función de compensar cualquier actitud de *pitch* que se presente; esto lo hará deflectándose de manera simultanea y en el mismo sentido de la aleta que se encuentra en el otro extremo del ala. Así, de igual manera como se había dicho con antelación, en este caso es tanto la superficie del estabilizador horizontal S_h , como la del vertical S_v las que se relaciona con el movimiento de *pitch* a subsanar; inclusive también se debe tener en cuenta la cuerda media del estabilizador horizontal $\overline{c_h}$ y la envergadura del vertical b_v , por lo tanto se tiene que la superficie *post – fan* para el control de *pitch* esta definida como:

$$S_{SPF(pitch)} = S_{SPF(pitch)v} + S_{SPF(pitch)h} = \frac{\overline{V_{SPF(pitch)}} * S_v * b_v}{X_{SPF(pitch)}} + \frac{\overline{V_{SPF(pitch)}} * S_h * \overline{c_h}}{X_{SPF(pitch)}} \quad (384)$$

$$S_{SPF(pitch)} = \frac{\overline{V_{SPF(pitch)}}}{X_{SPF(pitch)}} (S_v \overline{b_v} + S_h \overline{c_h})$$

Donde $\overline{V_{SPF(pitch)}}$ es el coeficiente volumétrico de la superficie *post-fan* y $X_{SPF(pitch)}$ es la distancia del centro de gravedad de la aeronave al centro aerodinámico de la superficie.

Por ultimo se tiene la superficie numero 3, esta superficie posee la tarea de equilibrar el momento de *roll* generado durante la fase de vuelo vertical ya sea por un *sideslip* u otro fenómeno presentado en esta instancia. Aunque para el cálculo de la anterior superficie se tuvo en cuenta cada una de las superficies (S_h) y la cuerda promedio de la misma (\bar{c}_h) de manera independiente, en este caso no será de igual forma, ya que el momento de *roll* se ve influido como en un principio por dos dimensiones importantes b_v y b_h ; de esta manera se tiene:

$$S_{SPF(roll)} = S_{SPF(roll)v} + S_{SPF(roll)h} = \frac{\overline{V_{SPF(roll)}} * S_v * b_v}{X_{SPF(roll)}} + \frac{\overline{V_{SPF(roll)}} * S_h * b_h}{X_{SPF(roll)}} \quad (385)$$

$$S_{SPF(roll)} = \frac{\overline{V_{SPF(roll)}}}{X_{SPF(roll)}} (S_v b_v + S_h b_h)$$

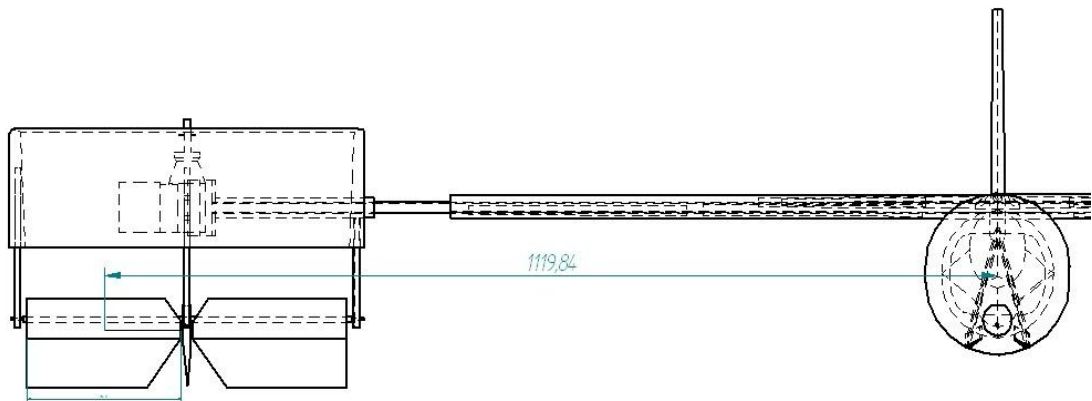
Donde S_h, S_v son las superficies del estabilizador horizontal y vertical, $\overline{V_{SPF(roll)}}$ es el coeficiente volumétrico de la superficie *post-fan*, \bar{b}_v es la envergadura del estabilizador vertical, \bar{b}_h es la envergadura del estabilizador horizontal, y $X_{SPF(roll)}$ es la distancia del centro de gravedad de la aeronave al centro aerodinámico de la superficie.

Es necesario mencionar que los coeficientes volumétricos son iguales para las superficies que controlan el *yaw* y *pitch*, siendo: $\overline{V_{SPF(yaw)}} = \overline{V_{SPF(pitch)}} = 0,094$; sin embargo el coeficiente volumétrico de la superficie que controla el *roll* es mucho más alto con relación a los anteriores, para finalmente ser $\overline{V_{SPF(yaw)}} = 0,2$.

4.37.3. Cálculo superficie *Post-Fan* (*Yaw*): Como primera medida es importante determinar la ubicación del centro aerodinámico de la superficie a trabajar; ya que aun no se han fijado las dimensiones es imposible pensar en encontrar de manera matemática este punto anteriormente mencionado, por lo que será necesario hacer un estimativo de la posición de este punto con respecto al centro de

gravedad, mediante planos de construcción aproximados. De la mano con lo anterior, cabe destacar que la distancia del centro aerodinámico de la superficie al centro de gravedad de la aeronave X_{SPF} difiere en cada uno de los casos, ya que los ejes de los momentos a eliminar son diferentes.

Figura 165. Distancia centro aerodinámico superficie (yaw) al centro de gravedad de la aeronave



De esta manera se tiene que:

$$X_{SPF(yaw)} = 1119,84mm = 3.674005 \text{ ft}$$

$$S_{SPF(yaw)} = S_{SPF(yaw)l_v} + S_{SPF(yaw)wing} = \frac{\overline{V_{SPF(yaw)}} * \overline{S_v} * \overline{c_v}}{X_{SPF(yaw)}} + \frac{\overline{V_{SPF(yaw)}} * \overline{S_w} * \overline{b_w}}{X_{SPF(yaw)}}$$

$$S_{SPF(yaw)} = \frac{\overline{V_{SPF(yaw)}}}{X_{SPF(yaw)}} (\overline{S_v} \overline{c_v} + \overline{S_w} \overline{b_w}) \quad (386)$$

$$S_{SPF(yaw)} = \frac{0,094}{3,674005 \text{ ft}} ((0,387943 \text{ ft}^2)(0,502665 \text{ ft}) + (3,556074 \text{ ft}^2)(4,498228 \text{ ft}))$$

$$S_{SPF(yaw)} = 0,414250 \text{ ft}^2$$

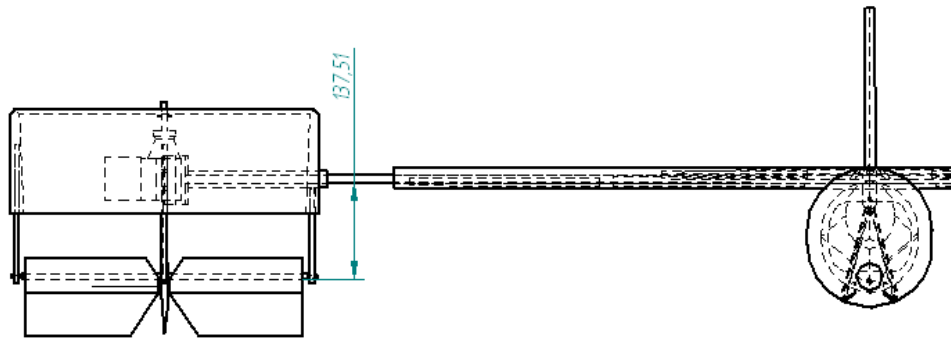
Debido a que son dos las superficies que hacen parte de este sistema, una a cada lado, es necesario:

$$S_{SPF(yaw)}' = \frac{S_{SPF(yaw)}}{2} = \frac{0,414250 \text{ ft}^2}{2} = 0,207125 \text{ ft}^2$$

$$C_{SPF(yaw)} = \frac{S_{SPF(yaw)}'}{b_{SPF(yaw)}} = \frac{0,207125 \text{ ft}^2}{0,6314 \text{ ft}} = 0,328041 \text{ ft} = 99,9869 \text{ mm}$$

4.37.4. Calculo Superficie Post-Fan (Pitch): Al igual que en la parte anterior, la distancia del centro aerodinámico al centro de gravedad de la aeronave $X_{SPF(pitch)}$ debe ser hallada mediante una estimación como sigue:

Figura 166. Distancia centro aerodinámico superficie (pitch) al centro de gravedad de la aeronave.



De esta manera se tiene que:

$$X_{SPF(pitch)} = 137,51 \text{ mm} = 0,4511469 \text{ ft}$$

$$S_{SPF(pitch)} = S_{SPF(pitch)v} + S_{SPF(pitch)h} = \frac{\overline{V_{SPF(pitch)}} * S_v * \overline{b_v}}{X_{SPF(pitch)}} + \frac{\overline{V_{SPF(pitch)}} * S_h * \overline{c_h}}{X_{SPF(pitch)}} \quad (387)$$

$$S_{SPF(pitch)} = \frac{\overline{V_{SPF(pitch)}}}{X_{SPF(pitch)}} (S_v \overline{b_v} + S_h \overline{c_h})$$

$$S_{SPF(pitch)} = \frac{0,094}{0,4511469} ((0,387943 \text{ ft}^2)(0,787851 \text{ ft}) + (0,862053 \text{ ft}^2)(0,442227 \text{ ft}))$$

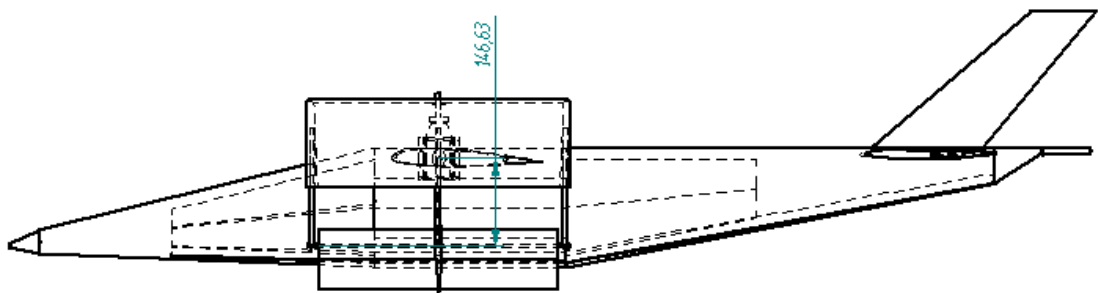
$$S_{SPF(pitch)} = 0,143113 \text{ ft}^2$$

$$S_{SPF(pitch)}' = \frac{S_{SPF(pitch)}}{2} = \frac{0,143113 \text{ ft}^2}{2} = 0,0715569 \text{ ft}^2$$

$$C_{SPF(pitch)} = \frac{S_{SPF(pitch)}'}{b_{SPF(pitch)}} = \frac{0,0715569 \text{ ft}^2}{0,6314 \text{ ft}} = 0,113330 \text{ ft} = 34,543179 \text{ mm}$$

4.37.5. Cálculo Superficie Post-Fan (Roll): Para el cálculo de esta superficie es necesario de igual manera estimar la distancia del centro aerodinámico de la superficie al centro de gravedad de la aeronave $X_{SPF(roll)}$.

Figura 167. Distancia centro aerodinámico superficie (roll) al centro de gravedad de la aeronave.



Por tal motivo se tiene que:

$$X_{SPF(roll)} = 146,63 \text{ mm} = 0,481068 \text{ ft}$$

$$S_{SPF(roll)} = S_{SPF(roll)v} + S_{SPF(roll)h} = \frac{V_{SPF(roll)} * S_v * b_v}{X_{SPF(roll)}} + \frac{V_{SPF(roll)} * S_h * b_h}{X_{SPF(roll)}} \quad (388)$$

$$S_{SPF(roll)} = \frac{V_{SPF(roll)}}{X_{SPF(roll)}} (S_v b_v + S_h b_h)$$

$$S_{SPF(roll)} = \frac{0,2}{0,4810681 \text{ ft}} ((0,387943 \text{ ft}^2)(0,787851 \text{ ft}) + (0,862053 \text{ ft}^2)(1,969578 \text{ ft}))$$

$$S_{SPF(roll)} = 0,832948 \text{ ft}^2$$

$$S_{SPF(roll)}' = \frac{S_{SPF(roll)}}{2} = \frac{0,832948 \text{ ft}^2}{2} = 0,416474 \text{ ft}^2$$

$$c_{SPF(roll)} = \frac{S_{SPF(roll)}'}{b_{SPF(roll)}} = \frac{0,416474 \text{ ft}^2}{1,312335 \text{ ft}} = 0,317353 \text{ ft} = 96,7292 \text{ mm}$$

De esta manera se tiene que cada una de las cuerdas respectivas de las diferentes superficies de control *post-fan* son:

$$c_{SPF(yaw)} = 99,9869 \text{ mm} \quad c_{SPF(pitch)} = 34,543179 \text{ mm} \quad c_{SPF(roll)} = 96,7292 \text{ mm}$$

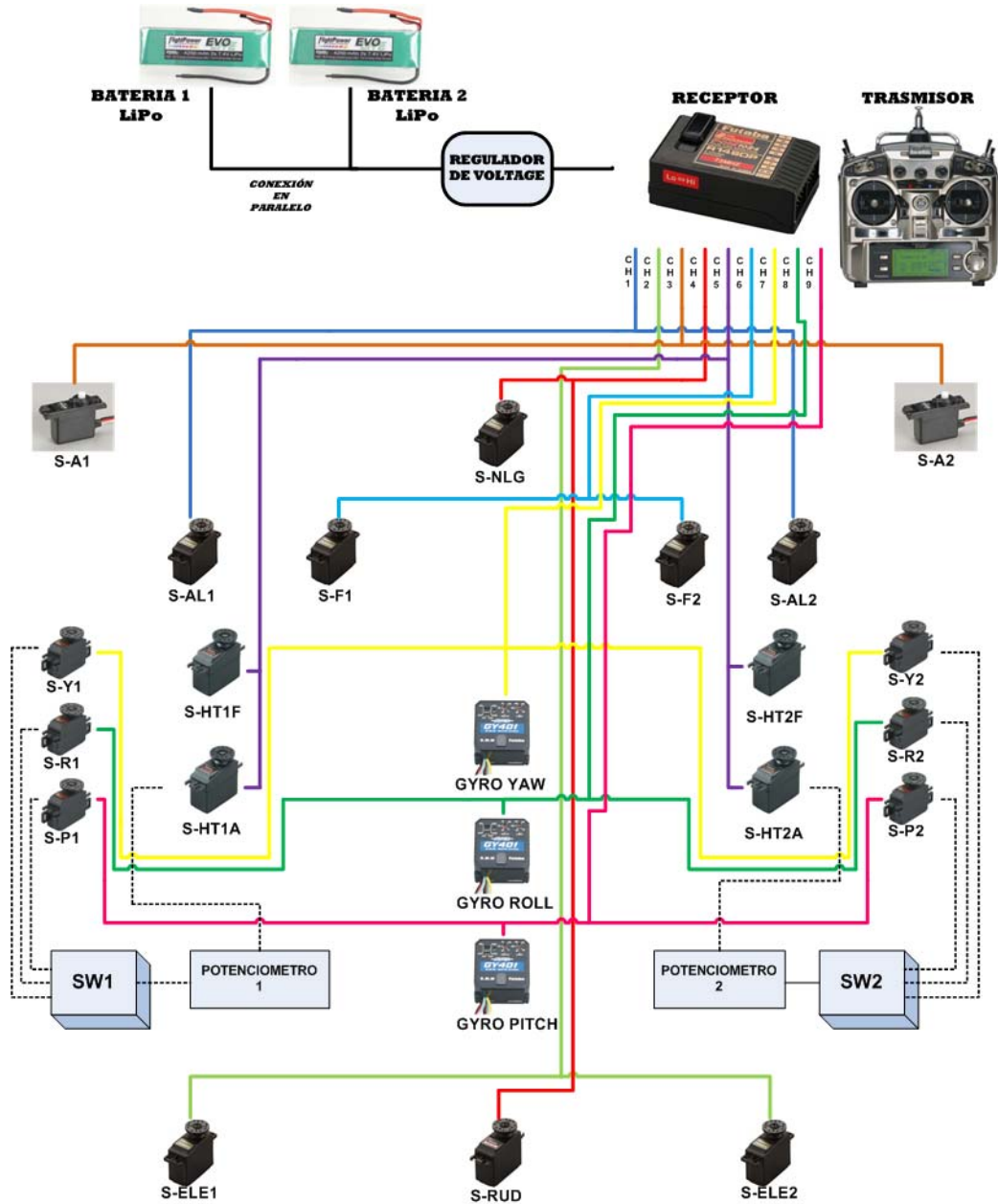
Por lo que será necesario aproximar todas las cuerdas a un valor en el cual se homogenicen los valor, todo esto en busca de facilitar el proceso de construcción y confirmar el animo de establecer un factor de seguridad en cuanto al dimensionamiento de este tipo de superficies. Así el valor al cual se verán restringidas estas cuerdas son: $c_{SPF(yaw)} = c_{SPF(pitch)} = c_{SPF(roll)} = 100 \text{ mm}$

Ahora es claro que no basta simplemente con el cálculo anteriormente realizado, sino que es importante desarrollar un sistema electrónico mecánico capaz de accionar las diversas superficies *post-fan*, esto con el ánimo de darle cierta autonomía al proyecto en cuanto al control de estabilidad durante la fase de vuelo vertical.

4.38. SISTEMA DE ESTABILIDAD Y CONTROL ELECTROMECHANICO.

El control manual de las superficies de las cuales se hablo anteriormente, como alternativa de mando teniendo como referencia un cambio súbito en la actitud de la aeronave, conlleva un alto nivel de complejidad y exactitud, ya que cualquier respuesta ante un repentino momento, cualquiera que fuese, debe ser de manera automática y veloz; sin olvidar lo sensible que debe ser la respuesta ante una tendencia momentánea.

Figura 168. Esquema Sistema de Estabilidad y Control Electromecánico Fase de Vuelo Vertical.



Es por este motivo que se ha pensado en un sistema de estabilidad y control electromecánico, el cual esta en la capacidad de realizar de manera autónoma e

instantánea las diferentes correcciones necesarias para mantener la aeronave en condiciones estables durante la fase de vuelo vertical.

Para lograr que este sistema electromecánico funcione de manera satisfactoria, es necesaria la implementación de diversos dispositivos electrónicos de alta tecnología, que sumados a diversas conexiones eléctricas y mecánicas, hacen del sistema una manera viable para cumplir el objetivo de estabilizar el avión. De esta manera es sustancial mostrar mediante la *Figura 168*, el esquema básico del sistema electromecánico que se pretende utilizar.

Donde cada uno de los componente se identifican mediante la *Tabla 28*.

Tabla 28. Descripción de Componentes del Sistema de Estabilidad y Control Electromecánico.

ABREVIATURA	NOMBRE
• Batería LiPo	• Batería compuesta de Litio y Polímero, cuyo peso es menor
• Servo S-A1, S-A2	• Servos Acelerador motor izquierdo y motor derecho
• Servo S-NLG	• Servo Tren de Nariz
• Servo S-AL1, S-AL2	• Servo Alerón izq y der
• Servo S-F1, S-F2	• Servo Flaps izq y der
• Servo S-HT1F	• Servo alto torque izq delantero
• Servo S-HT1A	• Servo alto torque izq trasero
• Servo S-HT2A	• Servo alto torque der delantero
• Servo S-HT2A	• Servo alto torque der trasero
• Servo S-Y1	• Servo digital para Yaw izq
• Servo S-R1	• Servo digital para Roll izq

• Servo S-P1	• Servo digital para <i>Pitch</i> izq
• Servo S-Y2	• Servo digital para <i>Yaw</i> der
• Servo S-R2	• Servo digital para <i>Roll</i> der
• Servo S-P2	• Servo digital para <i>Pitch</i> der
• Servo S-ELE1, S-ELE2	• Servo Elevador izq y der
• Servo S-RUD	• Servo Timón
• SW 1, Potenciómetro 1	• <i>Switch</i> y potenciómetro Izq
• SW 2, Potenciómetro 2	• <i>Switch</i> y potenciómetro der
• <i>Gyro Yaw</i>	• Dispositivo <i>Gyro</i> para <i>Yaw</i>
• <i>Gyro Roll</i>	• Dispositivo <i>Gyro</i> para <i>Roll</i>
• <i>Gyro Pitch</i>	• Dispositivo <i>Gyro</i> para <i>Pitch</i>

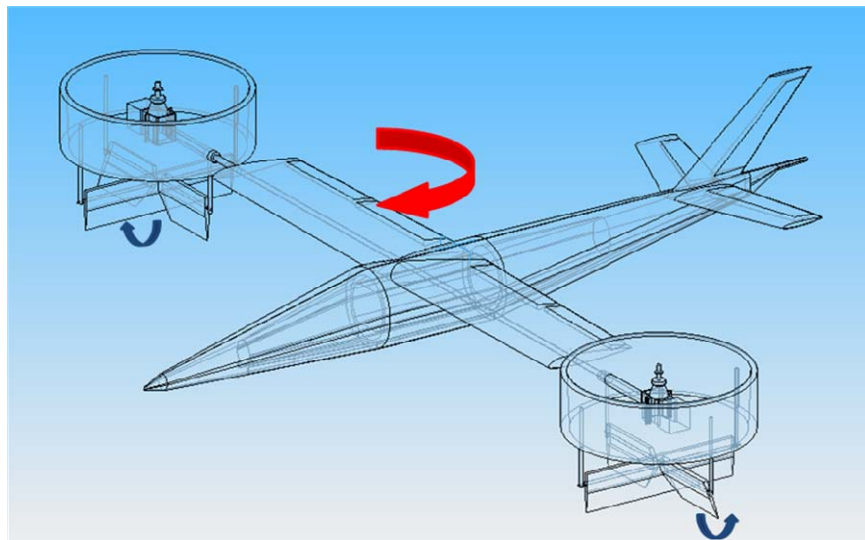
Ya sabiendo de antemano la nomenclatura utilizada en el esquema del sistema, se puede incurrir en hablar del mismo sobre su funcionamiento y comportamiento. Claro esta que es primordial entender que este sistema parte de la base que no es completamente autónomo, debido a que básicamente se restringe su funcionamiento a la necesidad de corroborar la actuación en vuelo del diseño V/TOL, sin embargo cabe destacar que durante la fase de vuelo vertical si tendrá una conducta de tipo autónoma, en donde el mismo sistema esta en la capacidad de censar el comportamiento de la aeronave en sus tres ejes, para así hacer las correcciones necesarias; por el contrario durante la fase de vuelo horizontal, la aeronave esta controlada por medio de un sistema radio controlado, donde las diversas actitudes de la aeronave están sujetas tanto al diseño en esta faceta de vuelo como a la pericia del piloto.

El sistema esta conformado elementalmente por 20 servo motores, de los cuales 7 son digitales, 4 de alto torque, 2 mini servos y 7 son convencionales; 3 Gyros electrónicos, 2 potenciómetros, 2 *switches* secuenciales, un receptor, un regulador

de voltaje, 2 baterías LiPo y finalmente un transmisor. Así de esta manera se empezara con el análisis de la primera fase de vuelo (vuelo V/TOL).

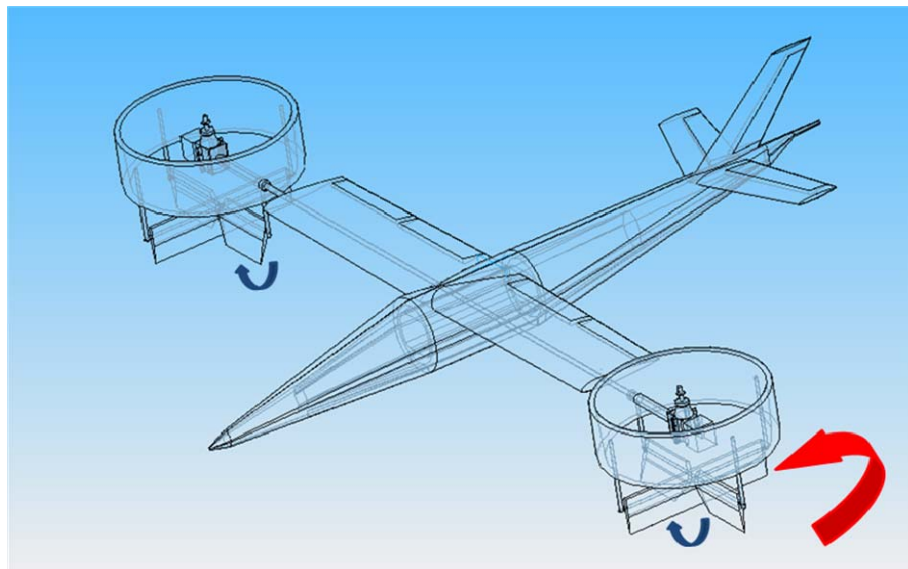
En primera instancia cuando el avión empieza su movimiento en sentido vertical, los *gyros* empiezan su funcionamiento censando la inclinación de la aeronave, es relevante mencionar que los *gyros* están ubicados de manera estratégica con el fin de actuar como se requieren; así conforme los *gyros* están censando el movimiento, también envían señales eléctricas cuyas amplitudes son directamente proporcionales a la inclinación de la aeronave en un eje específico, esta señal, también llamada ganancia, es dirigida al receptor el cual tiene la función de redireccionarla al servo control con mas fuerza, para que de esta manera el servo control que puede ser cualquiera de los servos ubicados en el *ducted fan* (dependiendo de que *gyro* fue accionado), active la superficie de control *post-fan* que puede ser la de *Yaw*, *Roll* o *Pitch*. Así, teniendo en cuenta lo mencionado con anterioridad, se puede ver una imagen del movimiento de la superficie que controla el *yaw* como sigue:

Figura 169. Deflexión de superficies exteriores post – fan para control de Yaw



Como se puede ver en la *Figura 169*, las superficies exteriores accionadas por los servo control, se mueven de manera inversa, lo que genera un par torsor controlando el *yaw* dependiendo de la actitud de la aeronave ó a comodidad. De la misma manera como se vio previamente, en la *Figura 170*, se podrá contemplar como la superficies internas *post – fan* se deflexan en el mismo sentido, ante un cambio súbito de la normal actitud de la aeronave o en su defecto por que así lo ha dispuesto el piloto.

Figura 170. Deflexión de superficies internas post – fan para control de Pitch

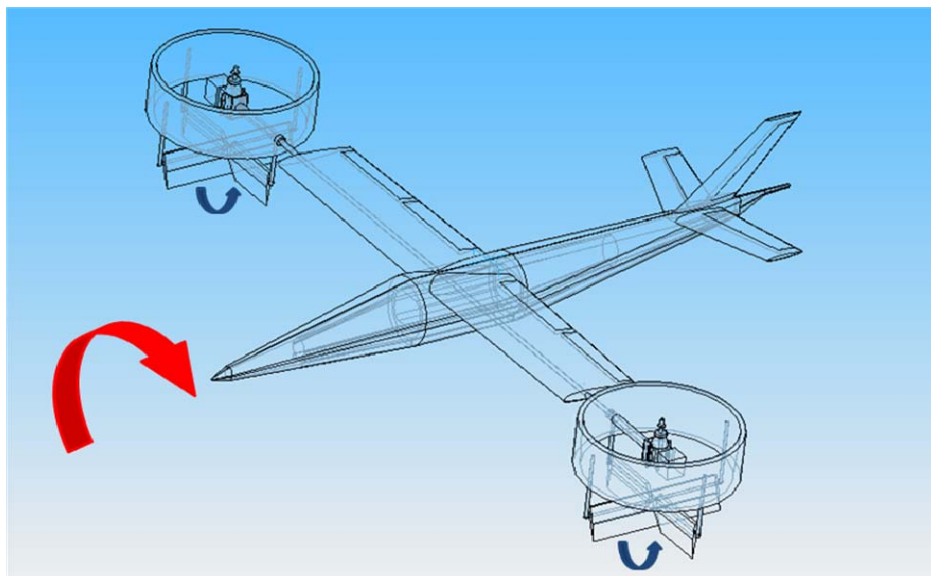


Finalmente se puede ver mediante la *Figura 171*, como actúa el sistema de control de *roll*, que accionado por el *gyro* que interviene en este eje, mueve en el mismo sentido las superficies centrales *post-fan*.

Seguidamente cuando la aeronave ha logrado una altura determinada, que está en función de lo el que el piloto dictamine, se empezara el cambio de vuelo vertical a vuelo horizontal o mas comúnmente llamado “vuelo de transición”; es durante esta fase de vuelo en donde el sistema dejara de funcionar de manera progresiva,

ya que como se había calculado con anterioridad, existe un ángulo y tiempo de rotación de motores determinado en el que la aeronave no entrara en *stall*, es en este instante donde el sistema de control y estabilidad V/TOL dejara de trabajar. Esta parte del sistema se logra mediante la implementación de un *switch* progresivo que sumado a la instalación mecánica de un potenciómetro ira abriendo el circuito de alimentación de los servos control que como se había dicho con anticipación son gobernados por los *gyros*. De este modo la secuencia de desconexión tiene relación tanto con la capacidad que tienen las superficies convencionales de actuar sobre la aeronave, como la de la ingerencia de un momento con respecto a un eje en un mismo instante del vuelo de transición o lo que es lo mismo, que plano de movimiento o eje de rotación requiere mas cuidado por lo que es importante no desconectarlo con antelación.

Figura 171. Deflexión de superficies centrales post – fan para control de Roll



Habiendo dejado atrás la fase de vuelo de transición el avión se controlara mediante la configuración que este tiene de manera inherente, de la mano con esto se tiene predispuesto una serie de servo motores que serán los encargados

de accionar las diversas superficies como alerones, flaps, elevador y limón; no obstante cabe resaltar que el sistema de control entrara de nuevo a pleno funcionamiento cuando se requiera que la aeronave aterrice de manera vertical, accionando el sistema de manera contraria a como este fue desactivado, todo esto sin prescindir de la posibilidad de aterrizar de manera convencional que también es posible.

Por otro lado es primordial mencionar el método empleado para girar el grupo motriz desde su posición inicial, en sentido vertical hasta 90 grados en dirección de frente y viceversa desde su posición horizontal hasta 110°, este movimiento se realiza para la fase de aterrizaje vertical. Para ejecutar esta tendencia se ha dispuesto dos servo motores de alto torque conectados en tandem y ubicados en cada punta de ala, así este movimiento se acciona de manera radio controlada, previendo que la velocidad de rotación de los motores no se encuentre por debajo de lo calculo con anterioridad.

4.39. SISTEMA DE AUTOPILOTO DEL UAV.

4.39.1. Autopiloto: Los sistemas UAV son monitoreados o controlados desde una estación en tierra, donde todos sus movimientos y actitudes son conocidas desde tierra, estas estaciones de tierra se conocen como GCS (Ground Control System), este centro de control es de vital importancia en el vuelo del UAV, y tiene que tener concordancia, similitud y compatibilidad con al autopiloto; es por eso que se tiene que seleccionar un paquete completo que cumpla con estos requerimientos y además que se pueda acoplar y adaptar fácilmente al UAV Anerkennung.

Para que el avión tilt rotor sea completamente autónomo y para completar con los objetivos que se proponen con este trabajo de grado, es importante seleccionar un

sistema de autopiloto disponible en el mercado que pueda acoplarse al UAV, y que pueda controlar éste. El sistema que se seleccionó es de mucha importancia ya que por sus características técnicas se puede deducir que es el perfecto para controlar a este UAV.

Figura 172. Paquete completo del sistema autopiloto.



Fuente: http://www.micropilot.com/prod_mp2028lrc.htm.

Este sistema es de la compañía Micro Pilot, que es una compañía líder mundial en el diseño y fabricación de sistemas de autopiloto para aviones no tripulados. El sistema que se seleccionó es el MP 2028 LRC, la descripción y especificaciones son las siguientes: Está equipado completamente con los sistemas de UAV para aire y para tierra, las siglas LRC significan long range communication, que es uno de los beneficios mas recalables de este producto, también tiene un sistema integrado, redundante de conexión de comunicaciones que permiten que el UAV tenga con el centro en tierra una comunicación a una muy larga distancia y también que este sistema sea flexible.

Las características generales de este sistema son como siguen:

Tabla 29. Características generales del piloto automático.



El la “unidad de aire” del MP2028LRC tiene el autopiloto MP2028 y se caracteriza por su pequeño tamaño y peso

Peso = 28 gramos

Incluye receptor de GPS

Largo = 10 centímetros

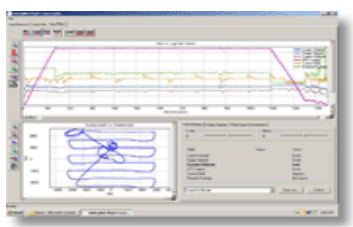
Ancho = 4 centímetros

Redundancia = Fidelidad



El modem del LRC provee una comunicación fiel para la telemetría y un control originado en tierra por el GCS en un rango de hasta 50 kilómetros

Controlar el vuelo a través del radio control es posible con la capacidad de este modem ya que permite volar manualmente el UAV también en un rango de hasta 50 kilómetros, y los mas importante es que es compatible con el transmisor que se seleccionó y compró para el UAV que es marca Futaba



EL diseño del radio modem doble, permite para dos frecuencias distintas para el control manual debido a las interferencias de radio

Micro procesadores redundantes proveen un control manual en el evento de que el autopiloto falle completamente



EL LRC es pequeño, de bajo peso y su robusta capa de aluminio protege la electrónica y es conveniente instalarla en los diferentes tipos de



estructura que existen para UAV

Con los tres modos de control, incluyendo autopiloto, pilotado manualmente y emergencia, se puede tener plena confianza que el UAV volará sin problemas en diferentes escenarios. Un switch automático entre pilotado manualmente y emergencia, direcciona el modo de los servos para que se restablezca instantáneamente.

EN el evento que el autopiloto y las comunicaciones fallen se activa un seguro que desengancha el paracaídas

Fuente: http://www.micropilot.com/prod_mp2028lrc.htm

4.39.2. Cámara: La cámara es uno de los elementos mas importantes para un UAV, que muestra la situación en tierra de lo que se está vigilando o buscando, por eso es importante seleccionar una cámara capaz de transmitir imagines y video hacia la estación de tierra que tenga una buena calidad en la imagen y que sea compatible con los sistemas de piloto automático y también con el sistema de control en tierra; es importante también anotar que la cámara debe tener la capacidad de tomar imágenes de noche, ya que probablemente para cumplir con las misiones del UAV, los vuelos serán nocturnos.

Figura 173. Cámara.



Fuente: http://www.micropilot.com/prod_cameras1.htm

La cámara seleccionada también es de micro pilot, ya que es compatible con el sistema completo de piloto automático, su peso no excede de 0,9 kilogramos. Es una cámara de alta resolución capaz de tomar fotos de 800K pixeles, tiene un zoom de 25x y tiene un sistema de video. La cámara opera con un sistema que solo consume 3watts de potencia. También tiene un sistema para imágenes en condiciones nocturnas. Los costos de estos sistemas no están disponibles en los medios electrónicos encontrados, por lo que se envió un mail a los fabricantes exponiendo el proyecto y la viabilidad de adaptar estos sistemas al UAV-Anerkennung; hasta la fecha no ha sido posible la comunicación directa con el departamento técnico, pero se espera que en un lapso de tiempo corto se pueda establecer la viabilidad y los posibles costos que implicaría para el proyecto.

4.40. CONSTRUCCIÓN ANERKENNUNG.

Una de las últimas etapas de diseño es la construcción, esta etapa es de vital importancia ya que con ésta, se puede hacer una validación del diseño, se pueden observar y analizar los diferentes parámetros de vuelo, evaluar las diferentes fases de vuelo, hacer unas descripciones de conductas y actitudes del avión cuando se estén haciendo las pruebas de vuelo. Construir un modelo para verificar estas condiciones, hacen que este proceso sea ejecutado de una manera muy precisa, sin errores ni equivocaciones para que todo el proceso sea limpio y que al final se obtenga un producto bien terminado donde se pueda usar para hacer las operaciones que se necesiten y se pueda lograr el cumplimiento de la misión del UAV.

Para iniciar un proceso de construcción hay que analizar varias alternativas de solución, desde la selección de materiales, herramientas, análisis de la infraestructura, asesoría técnica, recursos económicos y seguridad en el trabajo

entre otros. Se puede decir que se hizo un barrido de todas estas alternativas, se hizo uso de estos medios de la ingeniería para poder establecer un proceso de elaboración del modelo a escala de un UAV para verificar condiciones de vuelo. Todos estos procesos deben estar de acuerdo y deben ir acorde con lo que se quiere en el proyecto para poder cumplir satisfactoriamente la misión, por lo tanto, siempre se tendrá presente que el UAV es de despegue y aterrizaje vertical, lo que quiere decir que se debe pensar todo el tiempo en disminuir el peso máximo de despegue en todas las etapas de construcción, sin atentar contra la seguridad e integridad estructural del mismo.

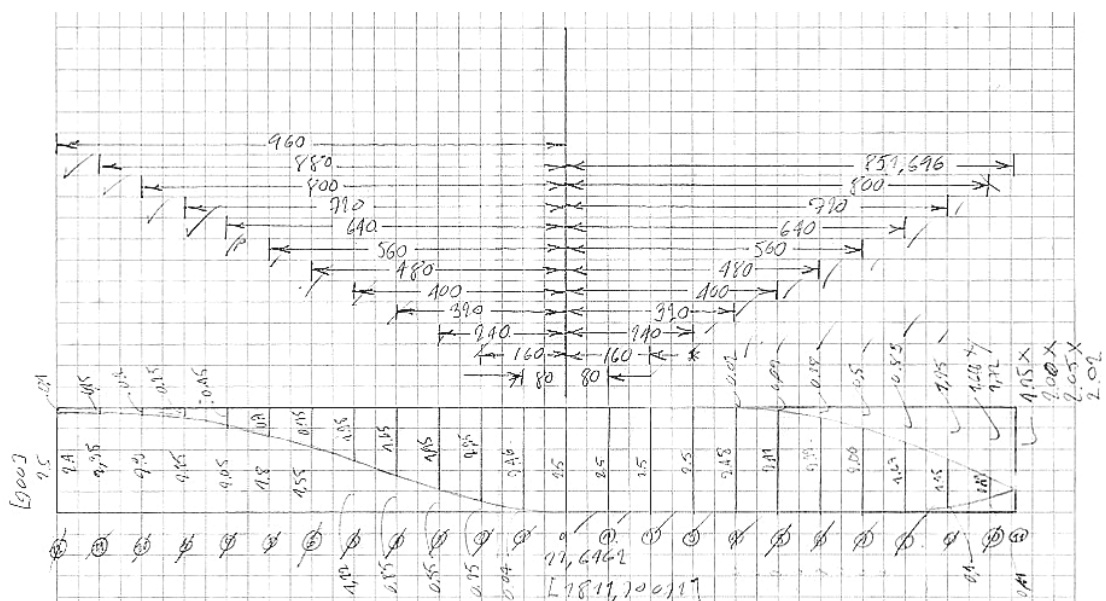
En ésta época de renovación de construcciones modernas y donde el uso de materiales compuestos, en un número muy elevado en la aviación, es muy frecuente, se toma como foco inicial estos materiales para realizar el proceso de construcción, ya que estos materiales son altamente eficientes tanto económicamente, relación costo-beneficio, como mecánicamente, relación peso-resistencia, dureza e inteligencia estructural.

4.40.1. Construcción del molde del fuselaje – primera fase: Lo primero que se pensó y ejecutó fue la fabricación de un fuselaje en materiales compuestos. Para la fabricación de éste, lo primero que se tiene que hacer es un molde perfecto para que el resultado final sea óptimo; se pensaron en diferentes alternativas de materiales para poder realizar este molde, como madera, poli estireno expandible y poliuretano. Al seleccionar una de estas alternativas se pensó en la facilidad de manipulación del material, costos, y tiempo de ejecución. Se analizaron estas variables y se concluyó que para la elaboración del molde del fuselaje la mejor alternativa era el poliuretano.

Lo primero que se hizo fue un bosquejo de vista lateral del fuselaje para poder dividirlo en estaciones así como se muestra en la imagen de la *Figura 174*. Luego se procedió a ejecutarlo en un programa de moldeamiento de sólidos para darle la

forma que se quería; pero para poder hacer el molde de éste, es necesario hacer una especie de estructura que serviría de guía para que el sólido quedara completamente perfecto y sirviera, como se quería, como molde principal (positivo del molde), de donde mas adelante se obtendría el molde secundario (negativo del molde), por eso la importancia en que este sólido estuviera perfecto en su diseño y su proceso de construcción.

Figura 174. Dibujo estaciones del fuselaje.



En la siguiente etapa de construcción de este molde se le dio forma al fuselaje, donde se tendría como condición y limitante las especificaciones de diseño, altura, largo y ancho de éste. En la Figura 175, se muestra la forma sólida que se le dio al fuselaje.

Las líneas transversales que se ven a lo largo del fuselaje se les llamó “mamparos guías para construcción”, éstos se usaron para hacer la estructura que guía la formación del sólido para poder hacerlo en poliuretano. La siguiente etapa sería entonces, construir estos mamparos y hacerles unas guías para poder acoplar

unas vigas que irían paralelas al eje longitudinal del fuselaje y así construir esta estructura guía, los mamparos fueron cortados con láser para que la forma tuviera mucha exactitud y precisión. En la *Figura 176*, se ve cómo quedaron diseñados y dibujados los mamparos con los orificios guías.

Figura 175. Vistas del fuselaje –primera etapa.

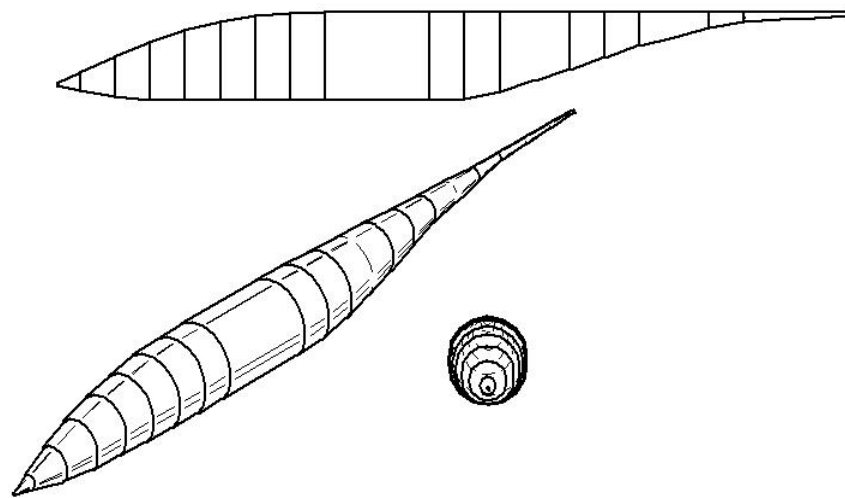


Figura 176. Tres primeros mamparos guías de la nariz del fuselaje, con los agujeros guía para acoplar las vigas longitudinales.

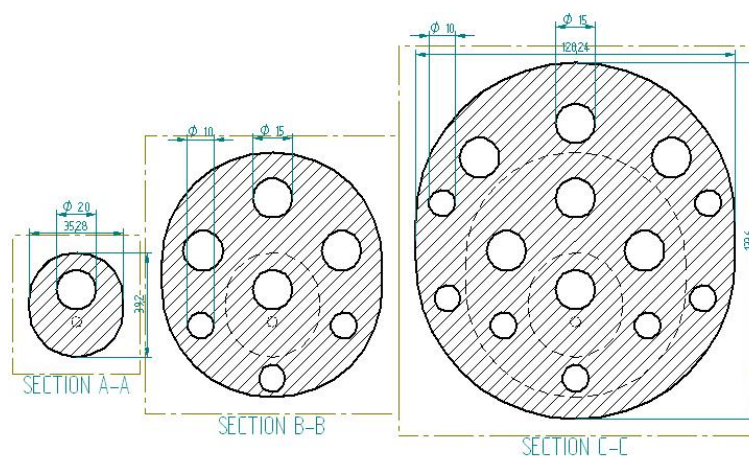


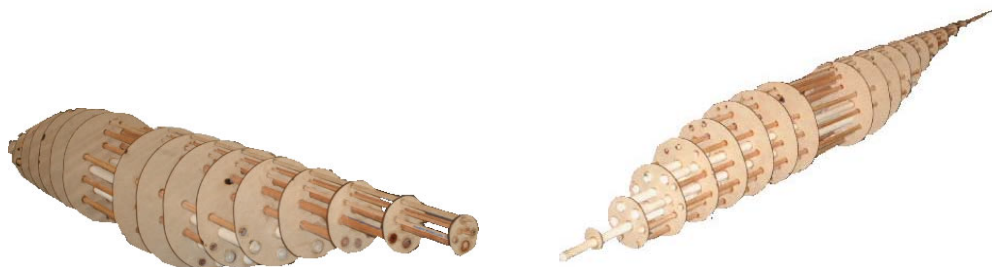
Figura 177. Cajón de madera para molde de fuselaje.



Luego que se diseñaron y dibujaron todos los mamparos se imprimieron y se cortaron con láser. La medida de los agujeros guía variaba según los diámetros de vigas redondas que se encontraba en el mercado, los diámetros de estos agujeros son: de 15mm , 20mm y 10mm .

Para usar el poliuretano de una manera adecuada es necesario hacer que la estructura guía para el modelo esté dentro de un recipiente cerrado donde se pueda verter y moldear la geometría deseada, es por eso que se fabricó un cajón en madera donde la estructura se ajustara completamente. Luego que el cajón de madera estuviera listo y terminado se instaló la estructura de mamparos guías con las vigas guías en el interior

Figura 178. Estructura guía para el molde del fuselaje.



4.40.2. Fundición del poliuretano: “El poliuretano es uno de los componentes más conocidos en la industria especialmente para el uso de moldeo de piezas, así como aislante térmico y espuma resiliente, elastómeros durables, adhesivos y selladores de alto rendimiento, pinturas, fibras, sellos, empaques, juntas, preservativos, bajo alfombras, partes automotrices, industria de la construcción, del mueble y otras aplicaciones mas.

El poliuretano es por lo general .la mezcla de dos componentes o sistema bicomponente, el A y el B en una proporción estequiométricamente definida por el químico que diseña la fórmula. Existe además el poliuretano mono componente que es usado exclusivamente para la industria de la construcción.

- **Componente A:** En el Polioli que es una mezcla cuidadosamente formulada y balanceada de glicoles, alcoholes de elevado peso molecular. Se encuentran en mezcla con agentes espumantes y otros aditivos tales como aminas, agentes siliconados, agua, propelentes y catalizadores organometálicos que son lo que le dan las características a la espuma final. La apariencia es como miel viscosa y puede tener un fuerte olor amoniacal.
- **Componente B:** El componente B es un Isocianato prepolimerizado (pre-iniciado) con un contenido de función NCO que puede variar desde los 18 al 35% en funcionalidad. Algunos son café marrón muy viscosos (3000-5000 cps- Viscosímetro Brookfield) y otros son casi albos y fluidos y son mantenidos en atmósfera seca de nitrógeno. Tienen además propiedades adhesivas muy apreciadas por lo que también sirven de pegamentos para hacer bloques poli-materiales”³

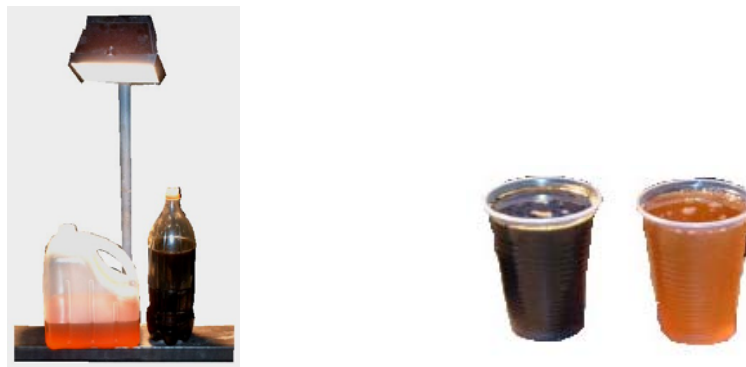
En la Figura 179, se muestran los dos componentes A y B que se usaron para obtener el poliuretano.

Los componentes se precalentaron con una lámpara para activarlos, al mezclarlos era mucho mas efectivo el crecimiento de la espuma que si no hubiesen sido pre

³ Tomado de la página de Internet: <http://es.wikipedia.org/wiki/Poliuretano>

calentados. EL isocianato es de color Pardo Oscuro y el polioliol es el del color ámbar. Previo a la mezcla de preparación del poliuretano la estructura debe estar en la caja para poder verter la mezcla, cabe anotar que los componentes mezclados tardan en reaccionar 20 segundos aproximadamente, por eso se tiene que actuar con rapidez para que cuando empiecen a reaccionar ya, el poliuretano, esté dentro del recipiente rodeando a la estructura guía, para que estos dos componentes reaccionen es necesario hacer una mezcla vigorosa, para conseguir esto se instalo e la punta de un taladro una propela para ayudar a agilizar y hacer la mezcla uniformemente. Cuando los dos componentes se mezclan, tienen una reacción exotérmica y se presenta por aproximadamente 1 a 2 minutos.

Figura 179. Componentes A y B del poliuretano.



Luego de hacer este procedimiento una y otra vez se obtiene el resultado final que es la estructura completamente cubierta por poliuretano, a partir de este momento se retira de la caja y se empieza a cortar y lijar hasta encontrar los vértices o el perímetro de los mamparos guías. Este proceso es dispendioso y demorado, y es necesario hacerlo lo mejor posible ya que de esto depende que el molde quede perfecto. En las *Figuras 180 a 183*, se muestra el proceso de lijado de la estructura completamente cubierta por el poliuretano.

Figura 180. Reacción de los componentes A y B (poliuretano) en la caja con la estructura guía.



Figura 181. Fuselaje en poliuretano.

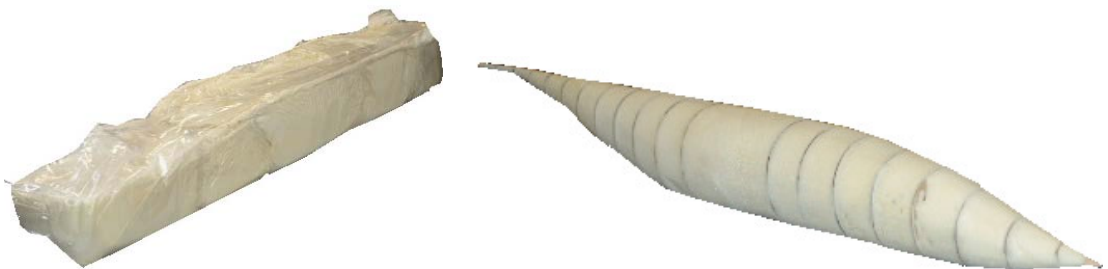


Figura 182. Molde de fuselaje cubierto con estuco plástico (izquierda) y con pintura vinilo (derecha).

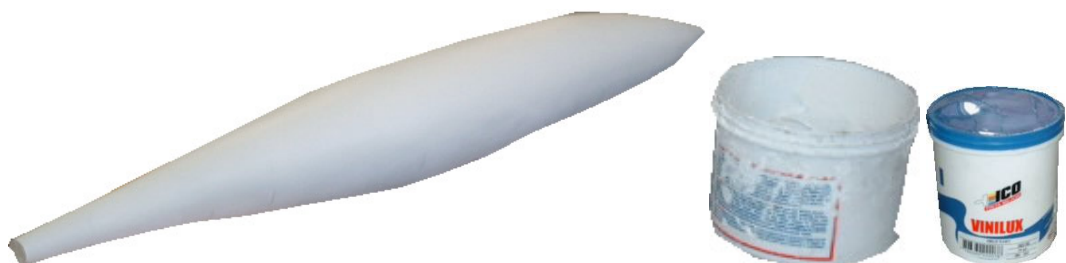


Figura 183. Molde del fuselaje cubierto con resina poliéster.



Para que el sólido de poliuretano sirva como molde, es necesario hacerle un acabado superficial que no sea tan poroso como lo es este terminado, por eso se tiene que pensar en resina para suavizar y dejar el sólido listo para aplicar el material compuesto. Inclusive con este nuevo recubrimiento no se alcanza la baja porosidad requerida, además este terminado superficial quedó muy rugoso, por lo tanto se tomó la decisión de darle un terminado superficial mas fino, y se aplico una capa delgada de resina poliéster como se muestra en la *Figura 184*. Como este terminado no dio el resultado esperado se procedió a aplicar una capa delgada de otro tipo de resina que se dejara lijar y que le pudiera dar el resultado deseado.

Figura 184. Molde del fuselaje liso.



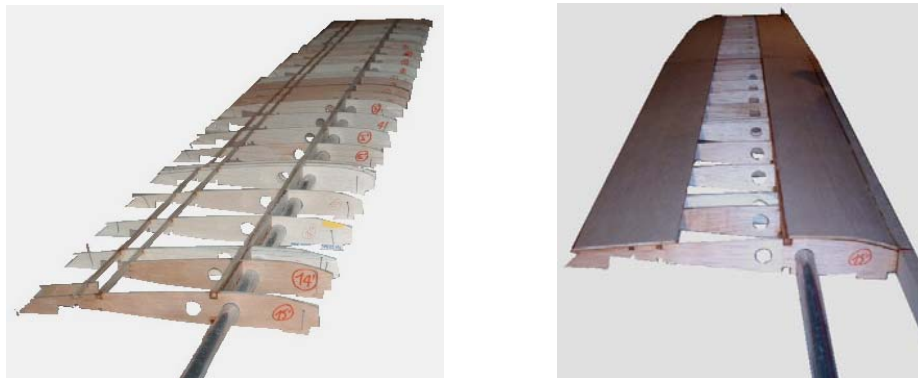
El resultado del terminado superficial fue excelente, pero se observaron algunas discrepancias en la simetría original que tenía el molde; éste no quedó como se esperaba ya que el eje longitudinal no quedó preciso; hubo una ligera desviación en la punta trasera. En este momento se tomó una decisión respecto a este

molde, no tomarlo en cuenta ya que no llenaba los requerimientos técnicos para el diseño de un molde.

Se analizaron otras alternativas de construcción del fuselaje, y las mas precisa para los requerimientos que se necesitaban y además por la facilidad en el diseño y construcción, manejabilidad y ejecución, se inició el proceso de elaboración en poli estireno expandible (icopor), esta vez se inició el proceso de construcción de los planos primero y luego siguió el fuselaje de icopor reforzado.

4.40.3. Construcción de los planos – segunda fase: Para la construcción de los planos se seleccionó la madera, que es uno de los materiales mas usados para aviones pequeños (aeromodelos) acá en Colombia, además que es un material muy comercial y es también muy económico; sin olvidar la larga experiencia que tienen los aeromodelistas con éste, se trabajaron dos tipos de madera: madera balsa y triplex. Estos dos tipos de madera cumplían los requerimientos técnicos de diseño para la disminución de peso total del UAV y la rigidez y dureza necesaria para poder fabricar los planos del avión.

Figura 185. Costillas del plano



En la *Figura 185* se puede observar la estructura del ala hecha con madera balsa y triplex; las costillas centrales y la de los *tips* son hechas en triplex, además hay

una viga circular de aluminio que atraviesa toda el ala de *tip a tip*. Esta viga le da al ala, la rigidez necesaria para poder soportar el peso de los motores (*ducted fan*), el de los tanques de combustibles, el peso de la aeronave y además la fuerza de sustentación del ala y la fuerza de empuje de los motores. Los adhesivos que se usaron para la fabricación del ala fueron los que se indican en la *Figura 186*.

Figura 186. Adhesivos – construcción ala, de izquierda a derecha (resina epóxica 6 minutos, cianocrilato y colbón madera).



Figura 187. Refuerzos en el ala - izquierda, refuerzo tipo sandwich; derecha, refuerzo con webs.



El ala terminada y lista para el cubrimiento con monocote, igual que los alerones y los flaps se muestra en la *Figura 187* y *188*; cabe anotar que se le hicieron unos

refuerzos entre costillas llamados *webs* (en triplex y madera balsa), también se le hizo un refuerzo estructural en forma de “*sandwiche*” en la parte central del ala (con unas vigas de pino de $3\text{mm} \times 3\text{mm}$; los alerones y los *flaps* quedaron con un refuerzo estructural con dos vigas en el *trailing edge*, en la parte donde van los servo-motores que mueven las superficies de control se hizo un refuerzo de triplex).

Figura 188. Estructura del ala terminada.



El ala quedó completamente terminada y lista para recubrirla con monocote, además quedó lista para la instalación de los servomotores, es importante anotar que por el agujero de aligeramiento que tiene, se instalaron diferentes cables de colores con el fin de guiar los cables de conexión de los servomotores y todos los cables de electrónica que el avión tiene (conexiones del receptor del avión a los *gyros*, a los servomotores de las superficies de control, a los servomotores de alto torque que giran los motores).

4.40.4. Construcción del fuselaje en icopor – tercera fase: Se inicia la construcción del fuselaje, haciendo los planos, tanto del fuselaje como de las plantillas guías para hacer el corte sobre el icopor.

Una vez hecho los planos e impreso éstos, se compran los bloques de icopor, se cortan según la longitud de cada sección, el corte de todas las secciones y corte

con las plantillas sobre el fuselaje en el icopor, se hace con un alambre caliente, que no es otra cosa que una resistencia al paso de la corriente, y se controla mediante un generador.

Figura 189. Fuselaje con las nuevas secciones – plantillas guías.

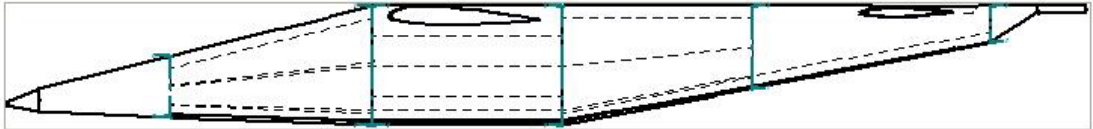


Figura 190. Secciones – plantillas guía.

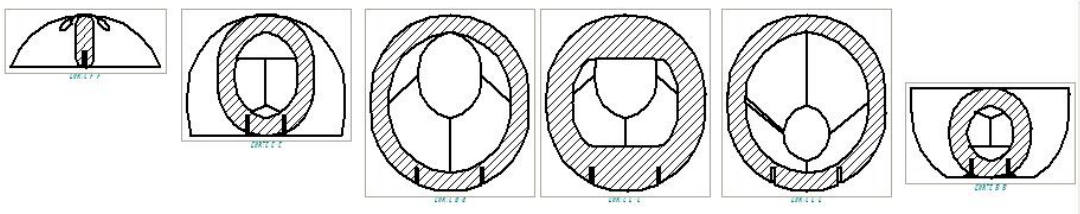


Figura 191. Cortes de bloques de icopor.



Se fueron cortando los bloques de icopor a la medida que estaban las secciones en el plano del fuselaje, luego se dibujaron, sobre el icopor, las líneas medias que unían las plantillas de las diferentes secciones, esto con el fin de que al momento de cortar y unir las diferentes secciones no haya ningún error. Una de las partes

mas críticas para el ensamble quede perfecto, es el corte de la silla del ala sobre el fuselaje, este corte es de mucha importancia y es el que se debe hacer primero que cualquier otro corte; esta silla debe tener la forma exacta de la sección del ala que está en contacto con el fuselaje. Para hacer este corte es necesario hacer la plantilla.

Figura 192. Corte de la silla del ala.



Figura 193. Corte de la sección central del fuselaje.



Luego que se hace este corte se hacen los demás a lo largo del eje longitudinal del fuselaje. Después se hizo el mismo procedimiento para todas las secciones del fuselaje, para así, teniendo todas éstas, unirlas con un adhesivo fuerte.

Figura 194. Secciones cortadas del fuselaje.



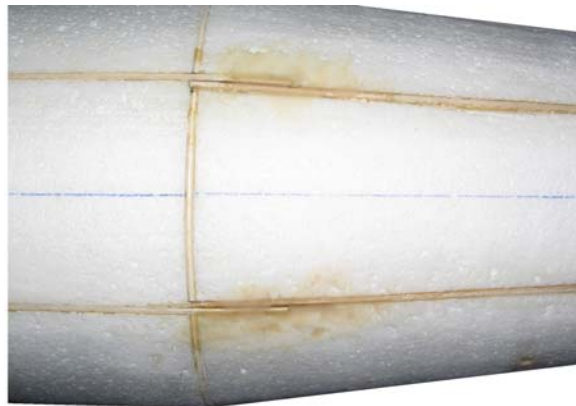
En la *Figura 194*, se puede ver que dentro de algunas secciones del fuselaje hay una especie de semi-mamparos, éstos van hacer que el fuselaje tenga una rigidez mayor, además que son el soporte transversal de la estructura donde van empotrados los trenes principal y delantero. También se puede observar unos canales en la periferia de las secciones, éstos servirán de conducto para unas láminas transversales, larguerillos, que mejorarán la rigidez estructural, estas láminas irán puestas por estos orificios longitudinales de mamparo a mamparo y son cortadas con una profundidad de 2 cm; éstas son de triplex con un espesor de 2mm.

Figura 195. Secciones del fuselaje del UAV.



Cuando ya se ha terminado todos los cortes del fuselaje y se termina de ensamblar los larguerillos se hace el “*plancking*”, que es ponerle una lámina de madera balsa en la superficie del fuselaje, esta capa tiene un espesor de 1,5mm; le “*plancking*” se hace para poder solventar dos problemas principales, el primero es darle una rigidez estructural general al fuselaje y el segundo para poder hacer el recubrimiento final con *monocote*.

Figura 196. Recubrimiento de imperfecciones.



En la anterior Figura se puede observar como se hacen los recubrimientos de las imperfecciones del fuselaje con resina epóxica y con polvo de balsa, para que esta superficie quede perfecta y lista para poder hacer un plancking preciso.

Figura 197. Resina Epóxica y polvo de balsa.



Para hacer el recubrimiento con las láminas de balsa (*plancking*) del empenaje y del fuselaje se usó resina epóxica, pero para esto se usó una mezcla diferente a las anteriores, donde la velocidad de reacción era mas rápida (6 minutos), se uso esta nueva resina con el fin de tener tiempo para poder ubicar las diferentes láminas de balsa sobre el fuselaje en icopor, antes de que éste reaccionara; el tiempo de reacción de la resina con el endurecedor es de aproximadamente 12 a 18 horas.

Figura 198. Resina Epóxica para plancking y Thinner.

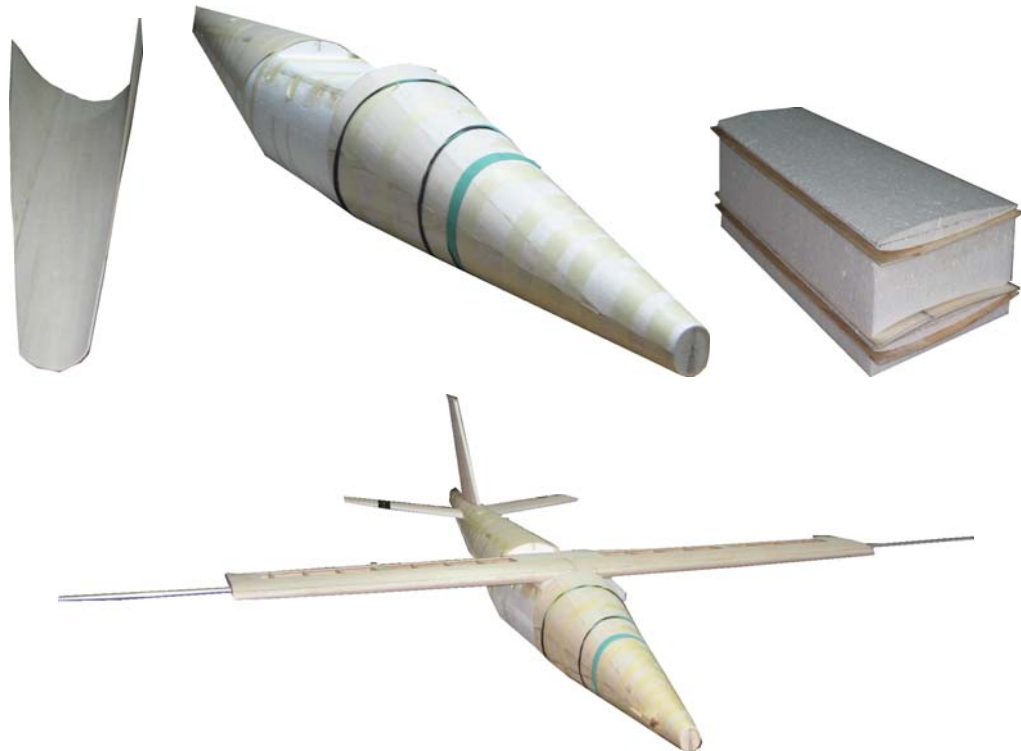


La siguiente figura muestra el proceso como se pegó las láminas de balsa y como quedó el resultado final. El moldeo de las láminas de balsa para que adoptaran la forma exacta del fuselaje se hizo aplicándole agua y luego se le dio forma curva usando una pistola de calor, esto se hizo con todas las láminas que iban a cubrir la forma curva del fuselaje, cuando se necesitaban láminas mas anchas para poder cubrir mas área del fuselaje se pegaron éstas en su borde con cianocrilato líquido delgado

La siguiente etapa de construcción es acoplar los refuerzos estructurales a lo largo del fuselaje, luego ensamblar el soporte estructural de los trenes, acondicionar un soporte estructural para instalar los equipos electrónicos, servomotores, baterías, conductos de energía; luego ensamblar los *ducted fan* con los motores en la punta de las alas, ensamblar los tanques de combustible y hacer las conexiones al

motor; cuando se haya hecho esta preinstalación se puede empezar a recubrir el ala de monocote.

Figura 199. Fases de plancking del fuselaje y empenaje.



En las siguientes figuras se puede ver algunos apartes de las diferentes fases de construcción de los denominados *ducted fans*. En primera instancia se diseñaron, cortaron, pulieron y ensamblaron los mamparos que conformaron la parte estructural del tambor. El proceso de ensamble fue realizado con sumo cuidado ya que fue importante que cada mamparo quedase paralelo al siguiente, esto sin olvidar que cada mamparo se encuentra unido por unas varillas de fibra de vidrio, las cuales tenían que quedar completamente paralelas entre ellas.

Posteriormente cada tambor se recubrió con láminas de balsa, para seguidamente aplicarle masilla plástica con el ánimo de minimizar las imperfecciones, finalmente se pulió todo el interior y el exterior del tambor con el fin de dejarlo listo para el

proceso de monocoteo. Por otro lado también se realizaron las diferentes superficies *Post fan*, cuyo proceso de fabricación se asemeja mucho al del ala, ya que también posee costilla de balsa como base estructural.

Figura 200. Estructuras ducted fan.



Figura 201. Ducted fan y superficies post-fan.



De la mano con la fabricación de esta parte del *ducted fan*, también se construyeron montantes para los servos digitales que iban a ir localizados en las varillas de fibra de vidrio, todo esto sin olvidar las aletas de aluminio de las cuales se sujeta el motor y la bancada del mismo, al tambor del *ducted fan*.

Figura 202. Accesorios ducted fan.



Finalmente se ensamblaron todas las partes anteriormente presentadas, en conjunto con las bancadas y los motores, para de esta manera tener un ensamble previo probando como posteriormente deberán ir todas las partes que conforman el *ducted fan*. Es importante mencionar que el tambor de los *ducted fans* deben tener un revestimiento en fibra de vidrio en las caras internas, esto con el ánimo de fortalecer e impermeabilizar la parte interna de los tambores; la impermeabilización es primordial debido a que el aceite que desprenden los motores impregnaría el balsa y aumentaría el peso de la aeronave.

Figura 203. Ensamble del motor en el ducted fan.



Al terminar el proceso de construcción de los *ducted fans* se procedió a continuar con la fabricación del fuselaje, de este modo habiendo recubierto todo el fuselaje con láminas de balsa, fue necesario determinar la ubicación de unos orificios de acceso por medio de los cuales se pretendería acceder al interior, esto con el ánimo de facilitar las conexiones de la parte electrónica; de igual modo también fue necesario hacer los soportes en la ubicación donde se había calculado tanto el tren de nariz como el tren principal; al igual que los soportes de los trenes también fue necesario realizar los soportes internos de la parte electrónica, los tanques de combustible, el *switch* de encendido del avión y los alojamientos de los diferentes servos que se encuentran en el fuselaje y que accionan diversas superficies.

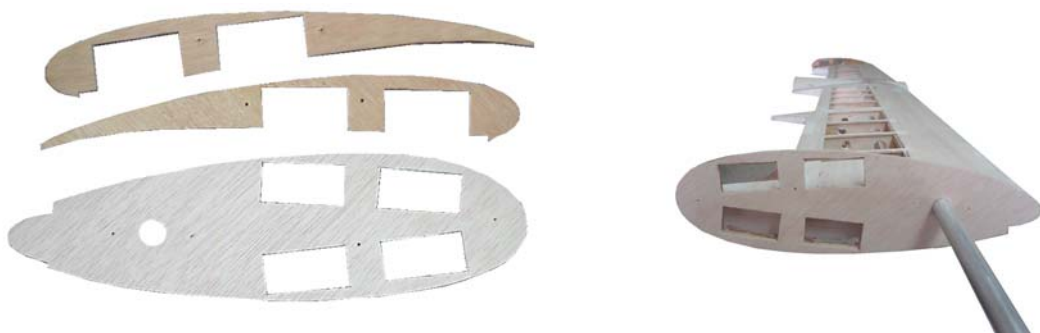
Luego de haber terminado esta parte de la construcción fue importante hacer los alojamientos de los servos de alto torque, por lo que se pensó que fuese como muestra la siguiente figura. De esta manera podemos observar que se tienen

cuatro alojamientos para servos de alto torque a cada lado del ala, esto se debe a que inicialmente se pensó localizar este tipo de servos de manera invertida, es decir: dos servos ubicados en la parte inferior de la cuerda de un lado del ala y los otros dos servos ubicados en la parte superior de la cuerda del perfil en la punta en el otro extremo del ala.

Figura 204. Alojamiento de servos y equipo electrónico en el fuselaje.



Figura 205. Ubicación de servos en las puntas del ala.



Así de esta manera se procedió a realizar la instalación de los servos de alto torque con el simple animo de verificar su funcionamiento, inicialmente se opto por hacer la instalación de los servos de manera invertida como se había mencionado con anterioridad; pero posteriormente se determino que el sistema de servomecanismos era más eficiente si ambos conjunto de servos se encontraban ubicados de manera simétrica.

Figura 206. Mecanismo de movimiento de los ducted fan.



De la mano con lo anterior también se instalaron todos los servos correspondientes a las diferentes superficies de control, tanto los del empenaje, como los ubicados en el ala, *ducted fan* y fuselaje en general.

Figura 207. Servos del tren de nariz y de los estabilizadores.



Seguidamente de haber hecho toda la instalación correspondiente a los servomotores, fue indispensable pensar en toda la instalación electrónica relacionada con los gyros, circuito secuencial y todos aquellos componentes que de este hacen parte. En el caso del sistema de control fue indispensable desarrollar dos circuitos secuenciales, los cuales tenían como función desactivar

de manera progresiva las diferentes superficies post fan conforme existía una rotación en los motores en el momento del vuelo de transición.

Posteriormente con el ánimo de fortalecer la estructura del ala fue necesario la implementación de struts, los cuales se encuentran sujetos desde la base del tren principal hasta aproximadamente un tercio del ala partiendo desde la raíz hasta la punta.

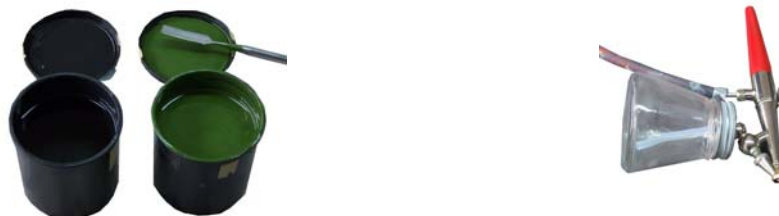
Figura 208. Componentes adicionales en el avión gyros y potenciómetro.



Figura 209. Ubicación de los Struts entre las alas y fuselaje.



Figura 210. Proceso de pintura.



Luego que todo está debidamente probado con un preensamble, es importante pasar al proceso de pintado en el cual algunas piezas correspondientes al *ducted*

fan deben ser protegidas contra los desechos expulsados por el motor además de darle un acabado estético a la parte interna de los mismos.

Después del proceso de pintado de los diversos componentes que hacen parte del ducted fan se continuó con el proceso de monocoteado de todas las partes del avión como: fuselaje, alas, superficies de control, superficies hipersustentadoras, ducted fan y superficies post fan; para finalmente ensamblarlo y realizar pruebas de funcionamiento de las diversas superficies.

Es importante anotar que después que el avión esté listo para volar hay que hacer unas pruebas de funcionamiento de los equipos electrónicos y funcionamiento de los equipos mecánicos, además hacer las correcciones que se necesiten; éstas pruebas de funcionamiento se hacen primero con los motores apagados y luego con los motores en marcha, para verificar el comportamiento de los equipos electrónicos ante las vibraciones que se puedan presentar.

Al finalizar las pruebas de funcionalidad y operatividad de los equipos internos del UAV, se hacen las pruebas de vuelo; éstas consisten en verificar el comportamiento y actitud que pueda tomar el avión en operación normal. Para esto se requiere la presencia de uno o dos pilotos experimentados en aerodelismo, ya que por diseño es un avión poco común, y se necesita un piloto experimentado tanto en vuelos verticales (helicópteros) como en vuelos *Stol*. Durante estas pruebas de vuelo, donde se evalúa el comportamiento de todo el sistema en conjunto del avión, se hacen correcciones necesarias para contrarrestar actitudes de vuelo peligroso, sobre todo por la misión que tiene éste.

Es importante anotar que después que el avión esté listo para volar hay que hacer unas pruebas de funcionamiento de los equipos electrónicos y funcionamiento de los equipos mecánicos, además hacer las correcciones que se necesiten; éstas pruebas de funcionamiento se hacen primero con los motores apagados y luego

con los motores en marcha, para verificar el comportamiento de los equipos electrónicos ante las vibraciones que se puedan presentar.

Figura 211. Proceso de monocoteado, acabado y ensamble final.



Al finalizar las pruebas de funcionalidad y operatividad de los equipos internos del UAV, se hacen las pruebas de vuelo; éstas consisten en verificar el comportamiento y actitud que pueda tomar el avión en operación normal. Para esto se requiere la presencia de uno o dos pilotos experimentados en aeromodelismo, ya que por diseño es un avión poco común, y se necesita un piloto experimentado tanto en vuelos verticales (helicópteros) como en vuelos *Stol*. Durante estas pruebas de vuelo, donde se evalúa el comportamiento de todo el sistema en conjunto del avión, se hacen correcciones necesarias para contrarrestar actitudes de vuelo peligroso, sobre todo por la misión que tiene éste.

4.41. PRUEBAS OPERACIONALES DE ANERKENNUNG.

Luego de haber finalizado el proceso de construcción se deben realizar pruebas funcionales al avión en conjunto, para así determinar que las conexiones y los dispositivos electrónicos se encuentran en buen estado y operan sin ningún tipo de restricción, se debe verificar el funcionamiento de los motores teniendo en cuenta si la ubicación de los tanques es la más óptima, ya que es posible que debido al tamaño de la línea flexible de combustible, sea necesario independizarlas dejando cada motor con su respectivo tanque individual, además hay que analizar el movimiento de las superficies de control y de los ducted fan.

Para esto se debe configurar el radiocontrol llamado transmisor con cada canal ya designado y determinar los ajustes necesarios para una operación segura. Hay que recordar lo siguiente:

1. Canal 1: Alerones.
2. Canal 2: Elevadores.
3. Canal 3: Aceleración motores.
4. Canal 4: Rudder y dirección del tren de nariz.
5. Canal 5: Rotación de ducted fan y rudder.
6. Canal 6: Rotación de ducted fan y rudder.
7. Canal 7: Ganancia del gyro.
8. Canal 8: Ganancia del gyro.
9. Canal 9: Ganancia del gyro.

Luego de haber determinado el rango de acción de cada componente se procede a encender el interruptor, el transmisor y verificar la posición inicial de las superficies y otros componentes que es dada por los servos, se debe corregir cualquier posición incorrecta configurando nuevamente el transmisor.

Se procede a verificar las uniones electrónicas, asegurar todos los componentes y ubicarlos dentro del avión según la posición que corresponda; en este punto la aeronave ya se encuentra lista y es necesario efectuar pruebas de comportamiento en conjunto con motores encendidos tanto en tierra como en aire. Estando en la pista se procede a iniciar motores, para calibrar y establecer un rango de operación simétrico, pero en esta etapa se comprueba que la aceleración de un motor con respecto al otro es diferente, por lo que es necesario graduar la aceleración de uno para bajar empuje ya que la aeronave tendría tendencia para ir hacia un costado y no en línea recta. En el transcurso de la realización de esta prueba se pudo percatar que la ubicación de cada uno de los motores induce a este inconveniente, por lo que una futura modificación sería ubicar los motores con sus cilindro hacia un mismo sentido, para que la salida de los gases y la ubicación del *muffler*, sea la misma, por lo que sería necesario redimensionar la bancada y las aletas estructurales de Aluminio dentro de cada uno de los *ducted fan*.

Figura 212. Ensamble de ducted fan.



El problema anteriormente mencionado se estructura en la ubicación de los motores, ya que uno de ellos se encuentra con el *muffler* hacia arriba, lo que impide que los desechos de combustión salgan de manera eficiente y por ello tiende a recalentarse en mayor medida, esto origina que el rendimiento del mismo sea menor que el que está ubicado al otro extremo y así su empuje también varíe en gran medida.

Otras consideraciones que se pueden tener para tratar de corregir el problema de diferencia de empuje sería la de realizar un cambio de transmisor de 9 canales pasando a 14 canales, con ello se ganaría más libertad para operar cada motor de forma independiente, por ejemplo trimear uno más que el otro. El problema de esta opción es el costo del radiocontrol, sin embargo se podría tener en cuenta.

Otra solución a este problema es la de diseñar un sistema electrónico con un comparador que garantice que las revoluciones de los motores se encuentren en un rango determinado y así controlar las revoluciones de uno con respecto al otro. También se podría hacer la consideración para el cambio de motores por unos eléctricos, ya que estos pueden ser más simétricos en términos de empuje, son mucho más estables y menos variables que los de gasolina; además solo se dependería casi que exclusivamente de una variable que es el voltaje, para esto sería necesario adicionar un generador movido por un motor a gasolina, para no depender solo de la batería, sino que se independiza este aspecto.

Luego de haber superado parcialmente el inconveniente descrito antes, se proceden a efectuar pruebas de taxeo arrojando resultados positivos, sin embargo se descubre la necesidad de aumentar la altura un poco de los trenes de aterrizajes, ya que está muy cerca al piso y por la configuración que tiene la pista (hecha de césped) se pueden golpear los *ducted fan* contra el suelo.

Posteriormente se hicieron pruebas de *hover* (movimiento vertical); este tipo de pruebas no fueron muy largas ya que básicamente consiste en mantener el avión cerca a la tierra para evitar un incidente que afecta la estructura de la aeronave, esto se limita por el inconveniente del manejo de los motores. En esta configuración se evidencia que el motor trata de moverse hacia la zona donde hay menos empuje, aunque para esta actitud de vuelo se previó la superficie *post fan* de control de *roll*, la fuerza generada por esta es insuficiente para contrarrestar el

roll generado por los motores, este problema se atribuye a que el brazo con el cual actúa esta superficie no es lo suficientemente largo para generar un par que contrarreste la fuerza anteriormente mencionada.

En este punto nos pudimos dar cuenta que las superficies post-fan pueden tener un rendimiento más grande según la ubicación que el motor posea en el ala, así como el brazo que estas tengan respecto al centro de gravedad de la aeronave. Las más eficientes fueron las de control de yaw, debido a que el brazo es muy largo e incluye la envergadura del ala así como el diámetro del ducted fan; la superficie para control de pitch, también fue eficiente, debido a que lo que debía mover era muy poco y la distancia respecto al centro de masa de la aeronave era proporcional, sin embargo el brazo respecto al centro de gravedad sigue siendo pobre. La menos eficiente de las superficies post-fan fue la de roll debido a que el brazo al centro de gravedad es muy pequeño, además a esto hay que sumarle que la masa que debe mover se encuentra muy cerca de si mismo, sin olvidar la inercia de los *ducted fans* cuya condición hace más complicada su operación.

Finalmente es claro afirmar en base a lo mencionado que sería viable aumentar el área de las superficies *post fan*, o inclusive aumentar el brazo del centro aerodinámico de la superficie al centro de gravedad de la aeronave, pero cualquiera que fuere el método a utilizar incurriría en un aumento desmesurado en el tamaño del *ducted fan*, por lo que no sería la mejor manera de solucionar el problema; por lo que para el caso de control de roll se podría recurrir a dos posibles soluciones, en primera instancia se podría pensar en adicionar otras superficies de esta naturaleza de manera paralela a la que ya existe con el ánimo de mejorar la función de control de roll; también se podría pensar en una mejor ubicación de los *ducted fan*, que estuviesen ubicados más cerca del fuselaje, así el momento a contrarrestar debido a la disminución del brazo sería menor.

4.42. COSTOS PARA DESARROLLAR EL PROYECTO ANERKENNUNG.

En esta sección se tendrá en cuenta las principales necesidades a la hora de hacer el estudio económico de un proyecto de esta magnitud; por tal motivo se evaluarán elementos requeridos para la investigación, desarrollo, construcción y producción del UAV, con el fin de determinar un valor estimado del proyecto y un precio determinado según el cual se puede hacer la venta del avión.

✓ INVESTIGACIÓN Y DESARROLLO.

Los valores equivalentes para la investigación y desarrollo son asignados así:

3 Ingenieros; Costo por cada uno: COL\$1'300.000.

Pensión, vacaciones, primas, cesantías, EPS, ARP, Compensación por ingeniero (todo esto equivalente al 60% del salario): COL\$1'300.000 X 60% = COL\$ 780.000

Total / Ingeniero = COL\$2'080.000

Total / 3 ingenieros mes = COL\$6'240.000

Total / 3 ingenieros año = COL\$74'880.000

Costos de inflación anual por ingeniero:

- Al segundo año:

Total 3 ingenieros año X 5% inflación: \$74'880.000 X 5% = COL\$3'744.000

Total = COL\$78'624.000

- Al tercer año:

Total 3 ingenieros año X 5% inflación: \$78'624.000 X 5% = COL\$3'931.200

Total = COL\$82'555.200

- Al cuarto año:

Total 3 ingenieros año X 5% inflación: \$82'555.200 X 5% = COL\$4'127.760

Total = COL\$86'682.960

- Al quinto año:

Total 3 ingenieros año X 5% inflación: \$86'682.960 X 5% = COL\$4'334.148

Total = COL\$91'017.108

✓ **EQUIPOS DE OFICINA.**

- Computadores: 3; costo por cada uno: COL\$2'000.000
- Gastos varios en un año (cables, software, tonners, forros, imprevistos, papelería, etc): COL\$800.000
- Arriendo más servicios al año: COL\$9'500.000
- Impresora (1 Láser multifuncional), muebles y accesorios de oficina: COL\$2'000.000

✓ **COSTO TOTAL PARA EL DESARROLLO UAV ANERKENNUNG.**

Representa la suma de los costos estimados hasta el momento.

3 Ingenieros a los cinco años:	COL\$ 91'017.108
3 Computadores:	COL\$ 6'000.000
Gastos varios:	COL\$ 800.000
Arriendo más servicios en un año:	COL\$ 9'500.000
Impresora, muebles y accesorios de oficina:	COL\$ 1'000.000
TOTAL:	COL\$108'317.108

✓ **CONSTRUCCIÓN DE MODELOS.**

Los costos analizados correspondientes a la construcción de 3 prototipos para Testing and Structural Testing basados en el diseño desarrollado. Se asume que este paso se realiza en 1 año. Lo primero es determinar los equipos y herramientas necesarios para la construcción de los prototipos:

Uso de maquinaria industrial:	COL\$ 1'000.000
Pintura:	COL\$ 800.000
Moldes:	COL\$ 1'000.000
Herramientas y utensilios:	COL\$ 500.000
TOTAL:	COL\$ 3'300.000

Ahora según los materiales de construcción que se utilizan para las áreas correspondientes al fuselaje, alas, empenajes y demás, se determina la cantidad de material compuesto necesario para la construcción de los prototipos:

- Motor O.S. 1.20 AX: USD\$523,97 = COL\$1'205.131. (Nota: El cambio de las cuentas en dólares, asumiendo que el este tenga un valor aproximado a COL\$2300).
- Materia prima en materiales compuestos: COL\$1'500.000
- Elementos restantes como equipos de navegación básicos, llantas, equipos hidráulicos (bombas, cilindros, motores, etc.) y otros que no se hayan considerado: COL\$3'000.000.

Total equipos y herramientas:	COL\$	3'300.000
Motor O.S. 1.20 AX:	COL\$	1'205.131
Materia prima en materiales compuestos:	COL\$	1'500.000
Elementos restantes para las tres aeronaves:	COL\$	3'000.000
TOTAL:	COL\$	9'005.131

En esta parte se suman los costos totales de: investigación y desarrollo del UAV, costos de los prototipos así:

Total proceso de investigación y desarrollo:	COL\$	108'317.108
Total proceso de construcción de prototipos:	COL\$	9'005.131

COSTO TOTAL DEL PROYECTO: COL\$ 115'822.239

✓ **PRODUCCIÓN.**

Para la producción se realizará el cálculo de los costos que implican realizar una aeronave en un mes determinado para ello se tendrá en cuenta que la producción estimada de aeronaves en la fábrica será de 3 aviones mensualmente y por ello los siguientes valores:

Valor total de nomina:	COL\$ 6'240.000
Arriendo del establecimiento de trabajo y servicios:	COL\$ 791.667
Materiales necesarios para la producción de aeronaves:	COL\$ 5'705.131
El costo total de este cálculo para gastos es de:	COL\$ 12'736.798

Esto nos dice que cada aeronave tendrá un costo de COL\$ 12'736.798, Pero si se producen **2 aeronaves mensuales** a un costo de **COL\$ 6'368.399** se puede determinar que el punto de equilibrio en donde la inversión en el mes 10 es recuperada, luego de producir y vender 20 aeronaves UAV ANERKENNUNG.

5. PRESENTACIÓN Y ANÁLISIS DE RESULTADOS.

Para lograr el desarrollo de este proyecto y cumplir con sus objetivos, se realizó primero una selección de la misión para esta aeronave, luego se determinaron una serie de configuraciones y bocetos que le dieron forma a ésta, donde en cada boceto se analizaron las ventajas y desventajas y al final se seleccionó un boceto que cumplía con los requisitos técnicos y físicos preliminares para que el avión pudiera cumplir con su objetivo, que es despegar y aterrizar verticalmente, los índices de medida para estas configuraciones y para poder escoger una, fueron varias, entre las que se anotan los siguientes parámetros de selección: disminución de peso, estabilidad y control en despegue y aterrizaje vertical, facilidad de construcción, costos; así se siguió ese modelo en la etapa de diseño y cálculos preliminares, hasta la construcción de un modelo a escala para analizar su comportamiento en vuelo.

El diseño preliminar de esta aeronave se realizó satisfactoriamente, también se hizo un desarrollo del proceso de diseño de aeronaves de este tipo; ya que primero se diseñó el avión como un *stol* (*short take off and landing*) y luego se hicieron varias modificaciones y optimizaciones para poder convertirla en una aeronave de despegue y aterrizaje vertical, esto se hizo a través de una optimización del ala del avión *stol*, también se halló el ángulo de ubicación de los motores en posición vertical para contrarrestar el momento de torque producido por los motores; se diseñó un sistema *ducted fan* que permite el control de los momentos de *roll*, *pitch* y *yaw* en el momento que el avión tiene una actitud de vuelo vertical, estos momentos se controlan a través de unas aletas o superficies deflectoras de flujo, que se encuentran a la salida del flujo de la hélice y que están detrás del motor, guiado por el ducto. Este sistema en particular, es de vital importancia para el buen desempeño del vuelo vertical de la aeronave, sin este

sería imposible el control desde tierra o manual del UAV; es importante anotar que se seleccionaron varios objetos mecánicos que controlan estas superficies de modo automático, como los *gyros*, los servo motores, y un circuito electrónico automático que cortaba el funcionamiento de los servos, que mueven estas superficies deflectoras, cuando el avión se encontraba en vuelo de transición de vertical a horizontal, ya que éstas superficies no son usadas en esta fase de vuelo horizontal, así mismo este circuito conectaba el funcionamiento de estos servos cuando el avión pasaba de vuelo horizontal a vertical. (Del funcionamiento de este sistema de control y estabilidad, se explica detalladamente en el capítulo “Desarrollo Ingenieril” en la sección 4.37.

En este momento como el enfoque principal de avión era su fase de vuelo vertical, fue necesario construir un banco de pruebas de empuje de los motores seleccionados, para poder establecer la fuerza que estos motores realizarían para poder levantar en vuelo al UAV, éstas pruebas también se llevaron a cabo y los resultados obtenidos y análisis se encuentran plasmados en el capítulo “Diseño ingenieril” sección 4.13.

Asimismo y de la mano con los diseños que se iban planteando y ejecutando, se fueron moldeando en sólidos para darle la forma geométrica final, de estos moldes se hicieron varios planos de los diferentes componentes de la aeronave, se empezaron a dar ideas de construcción del modelo a escala y se hicieron varios análisis para iniciar la construcción; se comenzó con la idea de plantear la construcción del fuselaje en materiales compuestos, pero se observaron y se obtuvieron resultados no esperados al momento de terminar de hacer el molde de éste, y quedó descalificado por completo el trabajo obtenido por los errores cometidos, en los que se pueden anotar los siguientes: inexperiencia con el uso adecuado de materiales compuestos, mal uso de las propiedades físicas del poliuretano, mal procedimiento y ejecución de los pasos para realizar el molde del fuselaje, además se quería hacer un trabajo perfecto en esta etapa, y no se

lograron los resultados, sin embargo se hicieron otros análisis de materiales que cumplieran con los requisitos que se necesitaba para el avión, fue así como se inició la construcción de los planos del avión con una estructura en madera y refuerzos con materiales compuestos, también con una viga principal que transmitía todas las cargas del ala, inclusive el peso y las fuerzas de los motores en la punta de ésta; también se inició la construcción de del fuselaje en poliestireno expandible (icopor), con refuerzos en materiales compuestos y madera. La construcción se finalizó satisfactoriamente y esta etapa quedó a la espera de hacerle las pruebas de vuelo y funcionamiento del UAV (el desarrollo de la metodología para la construcción mas detallada, se encuentra en el capítulo de “Desarrollo Ingenieril” en la sección 4.40).

Con las pruebas de vuelo se quiere analizar el comportamiento del UAV en vuelo, y si es necesario hacer las modificaciones de diseño que se requieran para poder mejorar la eficiencia en sus fases de vuelo del avión.

Se seleccionó también un sistema de control de piloto automático disponible en el mercado para aviones de este tipo, que incluía: el piloto automático, el programa para la estación en tierra, y los sistemas de comunicación con la aeronave, también se seleccionó una cámara compatible con este sistema.

Se presentarán el análisis de vuelo de esta aeronave en el momento que se llegue a realizarlos, hasta este momento no se ha hecho el vuelo inaugural de Anerkennung, ya que se están ultimando detalles respecto a los sistemas de control, en su mayor medida al circuito electrónico abordo, en cuanto a su funcionamiento, eficiencia, durabilidad y continuidad; es importante aclarar que si este dispositivo electrónico, que apaga y enciende los servo motores que mueven las superficies de control post fan falla en vuelo, el avión prácticamente quedaría incontrolable y sería una pérdida material grave y podría causar algún accidente; sin embargo se están tomando todas las medidas de pruebas en tierra primero

para poder establecer su viabilidad de ponerlo a bordo y realizar las pruebas de vuelo con éste instalado y acoplado.

6. CONCLUSIONES.

- En el presente proyecto cabe destacar la visión del proceso de diseño que se adoptó desde un principio, donde en primera instancia se concibió el diseño preliminar de una aeronave convencional, para posteriormente hacerle modificaciones y adiciones en diferentes aspectos de diseño. Todo esto con el ánimo de lograr establecer un antecedente en el diseño de aeronaves de este tipo, que para el caso carece de biografía.
- En la primera etapa de diseño se analizaron varias configuraciones de aeronaves *Vtol*, considerando los aspectos positivos y negativos de cada una de ellas sumado a la facilidad de construcción, se eligió una aeronave tipo *tilt rotor* con un sistema de *ducted fan* con superficies *post fan*.
- Se desarrolló el diseño preliminar de una aeronave no tripulada de despegue y aterrizaje vertical, con un sistema de rotación de motores *tilt rotor*.
- Se logró realizar un procedimiento matemático, mediante el cual se pudo determinar parámetros importantes en cuanto al vuelo de transición se refiere.
- Se realizó un programa en una hoja de cálculo donde se recopila gran parte de la información del diseño del UAV; este programa se usó frecuentemente para hacer las optimizaciones del diseño y disminuyó el tiempo de ejecución de éstas.

- Se efectuó el diseño y construcción de un banco de prueba de motores, con el cual se pudo calcular la fuerza de empuje a un régimen determinado. Este valor fue necesario determinarlo debido a que era una variable primordial en el proceso de optimización alar y cálculo de velocidad de rotación de motores.
- Se estableció un método por medio del cual, fue posible la optimización del ala, esto debido a que la superficie inicialmente calculada para una aeronave convencional, excedía lo necesario para la aeronave *Vtol*. Por lo que parte de la sustentación sería cobijada por la componente vertical del vector de empuje y la restante por la superficie alar, luego si se hubiese usado la superficie inicial se incurriría en un sobredimensionamiento.
- Como respuesta a la problemática de no poder adquirir motores contrarrotatorios, se pudo idear un modo de cómo contra restar el fenómeno que esto generaba, acordando un par torsor en sentido contrario que me contrarrestara aquellos momentos. Esto se logró mediante la incursión de un ángulo entre los ejes longitudinales de los motores.
- La fase de despegue y aterrizaje vertical se caracteriza por el riesgo que incurre la aeronave a perder el control y estabilidad, es por eso que se ideó un sistema de control electromecánico; accionado primordialmente por tres gyros electrónicos encargados de censar la actitud de la aeronave en los planos longitudinal, transversal y lateral-direccional.
- Al mismo tiempo con el diseño del sistema de control fue necesario la materialización de lo censado por el mismo, en movimientos contrarios a los que se pretendían corregir, por esto fue importante adoptar superficies que pudiesen mover todo el conjunto. Esto fue posible mediante la

implementación de diversos procesos matemáticos adaptados a las necesidades.

- Se llevó a cabo el proceso de construir el plano de la aeronave en una estructura con diferentes tipos de madera, reforzando ésta con materiales compuestos y una viga principal circular de aluminio.
- Se planteó y ejecutó inicialmente la elaboración del fuselaje en materiales compuestos, labor que fue desechada debido al resultado final del positivo del molde, esto debido a falta de experiencia en el manejo de este proceso de manufactura.
- La mejor opción para la fabricación del fuselaje era en un material de bajo costo liviano y que se pudiera manipular fácilmente, además que le diera la rigidez necesaria a la aeronave, por eso se ultimó el poliestireno expandible (icopor) como el insumo principal en la construcción del fuselaje.
- Esta aeronave es un vehículo aéreo no tripulado UAV, sin embargo es controlado desde una estación en tierra por medio de un transmisor; para que esta aeronave fuera autónoma completamente sería necesario la instalación e implementación de un sistema de piloto automático comandado desde tierra por medio de un software, motivo por el cual se seleccionó un programa existente para este tipo de aeronaves y completamente compatible con ésta, que consta de un software control de tierra, un modem de comunicación y el piloto automático, además se seleccionó una cámara de vigilancia de bajo peso y compatible con el sistema.

7. RECOMENDACIONES.

Es importante mencionar que este proyecto se llevó a cabo desde una concepción de diseño preliminar a la construcción para luego hacerle unas pruebas y verificaciones de su comportamiento en vuelo.

Durante todo el proceso de diseño y construcción se presentaron diferentes problemas y a la vez diferentes formas de solucionarlo, por lo que en el momento que se presentaban se tomaban las decisiones que mas convenían para el proyecto según la viabilidad que éstas presentaban. La mayoría de los inconvenientes que se presentaron, sobre todo en la etapa de construcción, fueron solucionados, sin embargo en las pruebas de vuelo del modelo a escala se presentaron diferentes problemas a los cuales se les buscó solución; lamentablemente no fueron satisfactorias para realizar las pruebas de vuelo como se pretendía.

A continuación se describe un análisis de los problemas y las posibles soluciones y recomendaciones que pudieran ayudar a resolverlos:

7.1. PROBLEMA 1. CONTROL DE LAS REVOLUCIONES DEL MOTOR.

Para que *Anerkennung* tenga un vuelo perfecto estable y acorde con la misión que se propuso, los motores deben tener las mismas revoluciones en todas las fases de vuelo (despegue vertical y/o horizontal - vuelo de transición – vuelo horizontal – aterrizaje horizontal y/o vertical). Para poder calibrar los motores a las mismas revoluciones se usó un tacómetro para medir las revoluciones de cada motor, para

calibrar las revoluciones de cada motor existen varias variables (paso de combustible por la bomba, y paso de combustible al motor después de la bomba que se regulaba con dos perillas), aunque este proceso es un poco tedioso y demorado se pudo establecer una similitud en las revoluciones de los dos motores, sin embargo cuando se medían en varias oportunidades se notaba que las revoluciones de un motor subían de un momento a otro haciendo que el empuje se incrementara en ese motor y haciendo que el avión inmediatamente perdiera su estabilidad estando en carreteo; después de varias pruebas con el mismo procedimiento de calibración se presentaron los mismos resultados.

Se pudo establecer que la posición de los motores influía en el comportamiento de éstos, ya que como están en la punta de los planos el desfogue o escape de los gases en uno quedaba encarado hacia arriba y en el otro lado quedaba encarado hacia abajo, esto hacía que el motor, donde el desfogue quedaba encarado hacia arriba, bajara las revoluciones de un momento a otro, ya que el aceite de ricino que es el encargado de lubricar el motor y que se encuentra mezclado con el combustible metanol al 15% de nitro se depositara en el “muffler” y por gravedad cayera nuevamente a la cámara de combustión, haciendo que la bujía se enfriara y perdiera eficiencia, o haciendo que este aceite se quemara en la cámara nuevamente y se incrementara la temperatura del motor haciendo que las revoluciones cayeran e inmediatamente el empuje cayera y desestabilizara el avión completo. En este momento se decidió no hacer más pruebas de vuelo ya que era prácticamente imposible calibrar los dos motores manualmente.

7.1.1. Posibles Soluciones y Recomendaciones.

1. Instalar y diseñar las conexiones de un dispositivo electrónico que mida constantemente las revoluciones de cada motor que haga una comparación de estas medidas y si están desfasadas enviar una señal que corrija el comportamiento del motor acelerándolo o desacelerándolo según sea el caso, para esto se tiene que disponer y establecer que los servos que se encargan

de la aceleración y desaceleración de los motores estén en señales o canales independientes, es por eso que se necesita un control o transmisor de señales que tenga 14 canales ya que el que se tiene en este momento es de 9 canales y no da abasto para la cantidad de operaciones que se requieren con la configuración actual del avión, por lo que sería imposible con el control actual hacer que los servos de aceleración queden en canales independientes

2. Reemplazar los motores de pistón por unos motores eléctricos, ya que el control de mezcla para controlar las revoluciones se puede hacer directamente desde el control, solo haciendo control sobre las variables electrónicas, sin embargo este procedimiento implica cambiar la planta motriz y hacer modificaciones de diseño para convertir el avión a una configuración completamente electrónica

7.2. PROBLEMA 2. INCREMENTO DEL PESO TOTAL DE LA AERONAVE.

En la etapa de diseño preliminar se tuvo en cuenta un procedimiento para hallar un peso estimativo de los pesos básicos de la aeronave, sin embargo durante esta etapa se estableció un peso límite de 10 Libras, y durante todo el proceso de diseño como la selección de motores esta fue la constante que se tuvo en cuenta. Al momento de seleccionar los motores se analizaron varios tipos y se escogió uno al cual se le hicieron pruebas de empuje con diferentes resortes. Las pruebas de empuje para este motor fueron satisfactorias, ya que el empuje hallado por cada motor fue de 6 libras aproximadamente a un 70 % de la potencia a la altura de Bogotá, y superaba el peso bruto de diseño de 10 Libras.

Al continuar con los siguientes pasos de construcción se notó que se iba incrementando el peso a medida que componentes como servos, *gyros*, *rods*, cableado, *ducted fan*, aletas de aluminio de soporte, viga principal del ala de

aluminio, sistema de rotación de motores en aluminio y otros componentes, todos los componentes fueron pesados y de 10 libras de peso estimado teórico se pasó a 19 libras de peso real de la aeronave.

En el momento de hacer las pruebas de vuelo completamente vertical se notó que los motores carecían de la fuerza necesaria de empuje para levantar en vuelo a *Anerkennung*, sin embargo se observó que el *ducted fan* le daba una eficiencia de empuje mayor al motor, puesto que éste está ligeramente convergente y concentra y dirige el flujo de empuje, por lo tanto se evidenció que el avión con los motores a full potencia podría levantar de una forma no muy estable por el primer problema ya planteado a la aeronave.

7.2.2. Posible Solución y Recomendación: Hacer un redimensionamiento y un rediseño estructural de la aeronave cambiando su configuración actual de madera triplex, balsa, icopor a una estructura en fibra de carbono, esto establecería una rigidez aceptable para las condiciones de vuelo de la aeronave y disminuiría el peso drásticamente, también se podría cambiar el eje de aluminio que es la viga principal de los planos a una viga en fibra de carbono.

7.3. TRABAJO CONTINUO A FUTURO.

Ya que el trabajo realizado con el presente proyecto se perfila como base fundamental en investigaciones de este tipo, que relacionen el área específica de diseño de aeronaves *Vtol* o *V/stol*, es necesario establecer cuáles pueden ser los posibles pasos a seguir, por medio de los cuales se puede mejorar el trabajo realizado dándole continuidad.

Para esto se ha dispuesto en primera instancia un estudio mucho más profundo de cómo las diferentes variables que afectaron las características de vuelo pueden ser alteradas, cambiadas o mejoradas; esto con el ánimo no cometer los errores que se cometieron en el pasado. Seguidamente es claro pensar que habiendo ya identificado plenamente los problemas, se debe pensar en darles una posible solución. Como se había mencionado con anterioridad, el principal problema de la pérdida en la capacidad aeronavegable, radica fundamentalmente en el diseño del sistema de control; pues no sería raro pensar en la posibilidad de conformar un grupo de investigación en donde se pueda ver más detalladamente este tema; teniendo en cuenta que dicho grupo de investigación debe ser interdisciplinario al estar conformado por personal de diferentes carreras (Ing. electrónica, Ing. de Sistemas, Ing. mecánica e Ing. en Telecomunicaciones). Así, habiendo superado este problema sería significativo retomar una nueva etapa de pruebas de vuelo en donde se podría analizar el comportamiento de la aeronave en las diferentes fases de vuelo; finalmente entendiendo que el diseño inicial se concibió como un UAV, se deben realizar todo lo referente a instalación, compatibilidad y pruebas de funcionamiento del sistema de navegación autónomo, para así llevar a feliz término la culminación de este proyecto.

BIBLIOGRAFÍA.

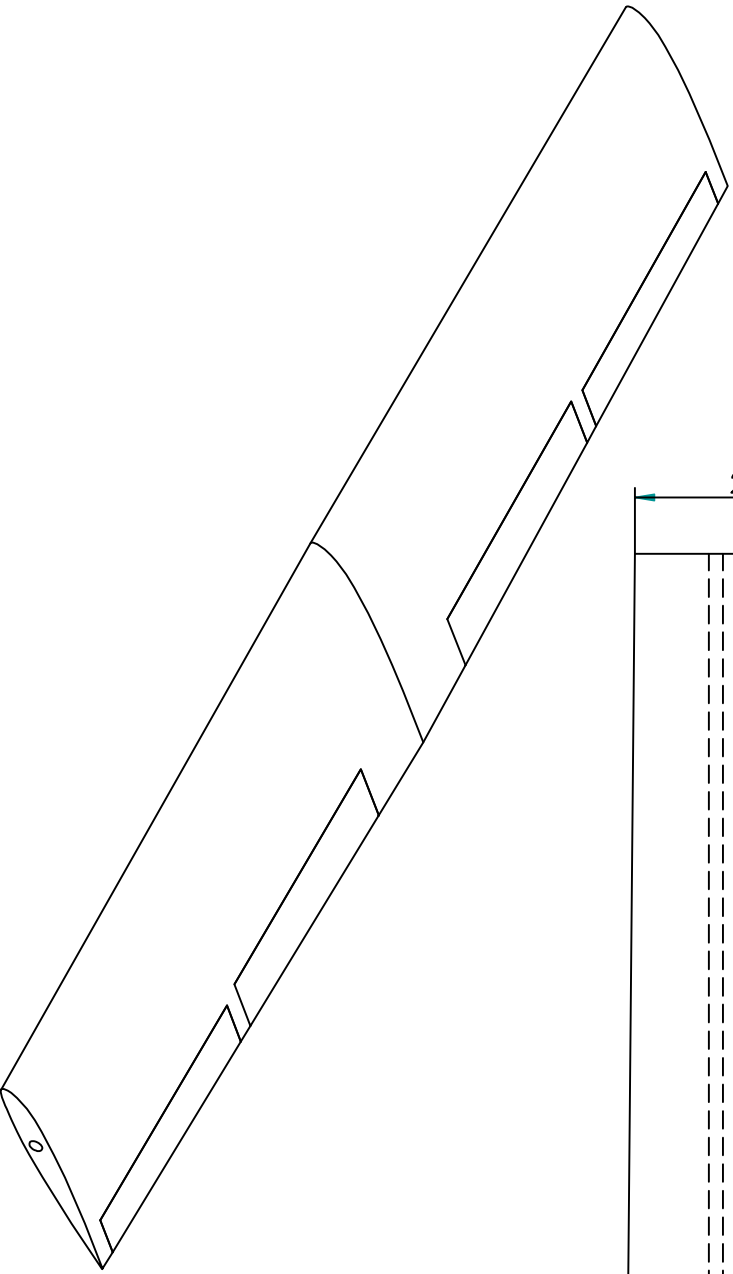
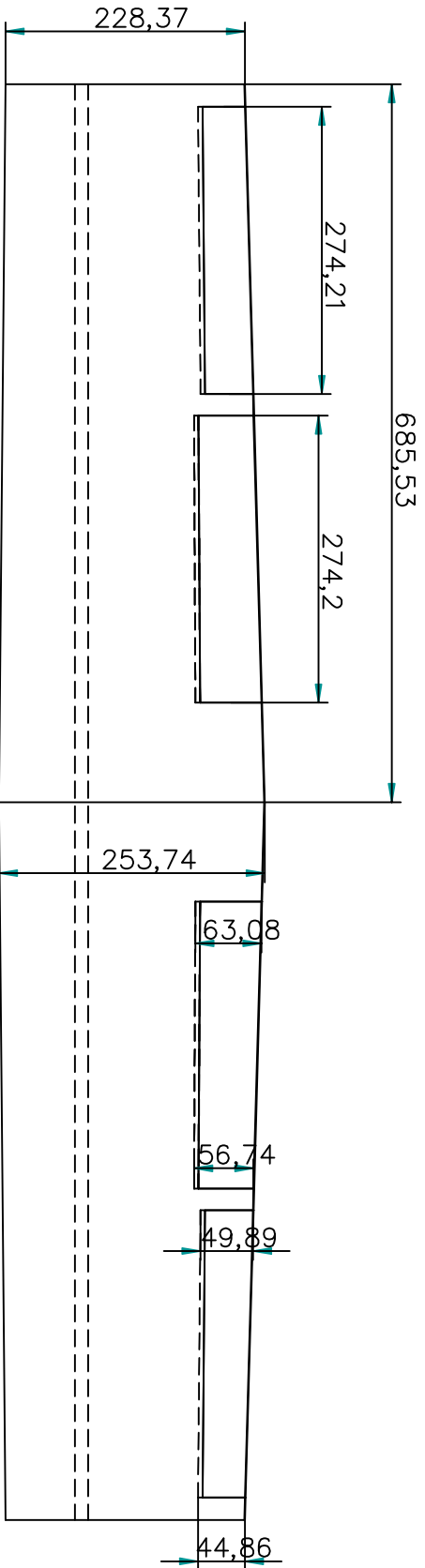
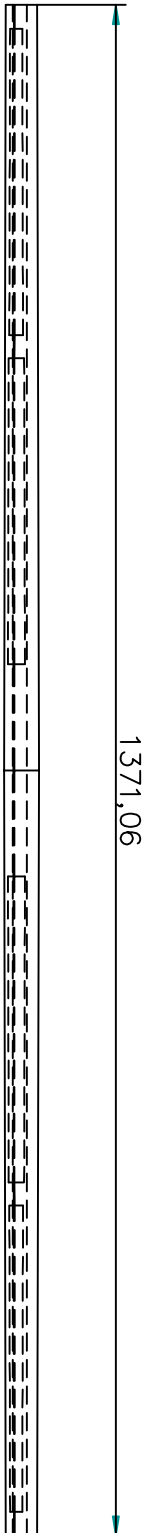
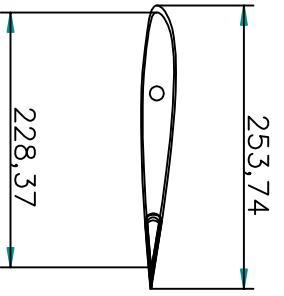
- ABBOT, By Ira H. Theory of wing sections, including a summary of airfoil data. Dover Publications Inc. New York. 1959. 693 págs.
- Anonymous, Aircraft Design, Part III (in Dutch), Dept. of Aeronautical Engineering, Technological University of Delft, Delft, Holland, 1970.
- ANDRESON, John. Fundamentals of Aerodynamics. Mc. Graw Hill. New York. Third Edition. 2001. 891 págs.
- D. E. and Ellison, D. E. USAF Stability and Control Datcom; 1968 edition; Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory, Wright Patterson Air Force Base, Ohio.
- FAHLSTROM, Paul. Introduction to UAV systems. Second Edition. 1998. 228 págs.
- FERNÁNDEZ GARCÍA, Raúl. Metodología de la investigación. Editorial Trillas. México. 1983. 231 págs.
- HERNÁNDEZ SAMPIERI, Roberto. Metodología de la investigación. Mc. Graw - Hill Interamericana de México, S. A. 1991. 505 págs.
- Hoak, D. E., et al, USAF Stability and Control Datcom, Flight Control Division, Air Force Flight Dynamics Laboratory, WPAFB, Ohio, 45433-000, 1978, revised.

- GOLDSMITH, E. I. Practical intake aerodynamic design. AIAA Education Series. USA. 1993.
- HOLDER, Bill. Unmanned Air Vehicles, an illustrated study of UAV's. Schiffer Publishing Ltd. 72 págs.
- <http://encyclopedia.laborlawtalk.com/UAV>
- <http://www.roboticspot.com/spot/artic.shtml?todo=&block=1&newspage=tiposde robots>
- <http://www2.towerhobbies.com/cgi-bin/wti0001p?&l=LXDXM5&P=0#tech>
- <http://www.geocities.com/unicraftmodels/on/dragon-warrior/dragon-warrior.htm>
- KROES, Michael J. Aircraft powerplants. Glencoe. 7ª edición. New York. 1998. 694 págs.
- LEISHMAN, J. Gordon. Principles of helicopter aerodynamics. Cambridge aerospace series.
- Loftin, Jr, L. K. Subsonic Aircraft: Evolution and the matching of size to performance, NASA Reference Publication 1060, 1980.
- McCORMICK, Barnes W. Aerodynamics, aeronautics, and flight mechanics. John Wiley & Sons, Inc. Second Edition. U.S.A. 1995. 652 págs.

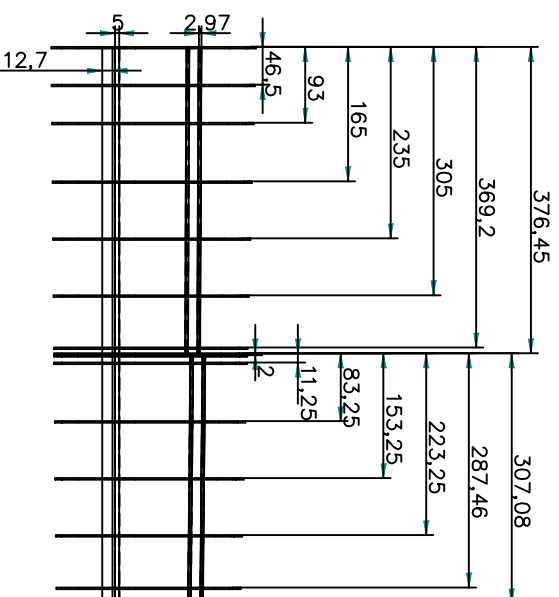
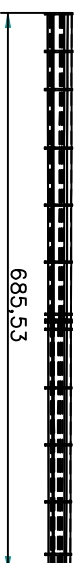
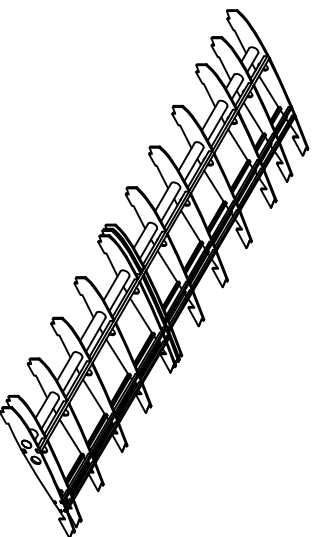
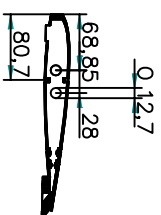
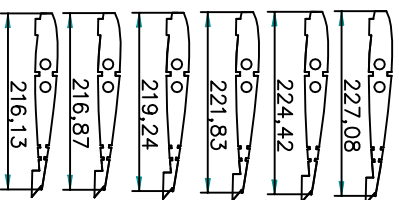
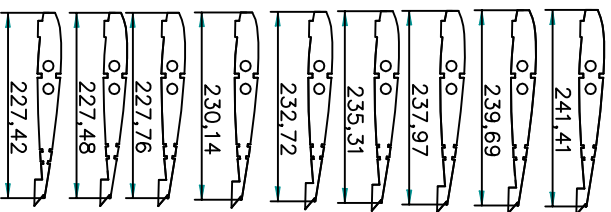
- RAYMER, Daniel. Aircraft Design: A Conceptual Approach. AIAA (American Institute of Aeronautics and Astronautics). Washington D. C. Second Edition. 1992. 745 Págs.
- RICE, M. S; CERVANTES, Hector. Handbook of Airfoil sections for light aircraft. U.S.A. 1971. 144 Págs.
- Roskam, Jan. Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls. DAR Corporation. Lawrence, Kansas, U.S.A. Parte I. 1995. 585 Págs.
- Roskam, Jan. Airplane Design. DAR Corporation. Lawrence, Kansas, U.S.A. Parte I. 1995.
- Roskam, Jan. Airplane Design. DAR Corporation. Lawrence, Kansas, U.S.A. Parte II. 1995.
- Roskam, Jan. Airplane Design. DAR Corporation. Lawrence, Kansas, U.S.A. Parte III. 1995.
- Roskam, Jan. Airplane Design. DAR Corporation. Lawrence, Kansas, U.S.A. Parte IV. 1995.
- Roskam, Jan. Airplane Design. DAR Corporation. Lawrence, Kansas, U.S.A. Parte V. 1995.
- Roskam, Jan. Airplane Design. DAR Corporation. Lawrence, Kansas, U.S.A. Parte VI. 1995.

- Roskam, Jan. Airplane Design. DAR Corporation. Lawrence, Kansas, U.S.A. Parte VII. 1995.
- Roskam, Jan. Airplane Design. DAR Corporation. Lawrence, Kansas, U.S.A. Parte VIII. 1995.
- WAINFAN, Barnaby. Airfoil selection understanding and choosing for light aircraft. 1988. 57 Págs.

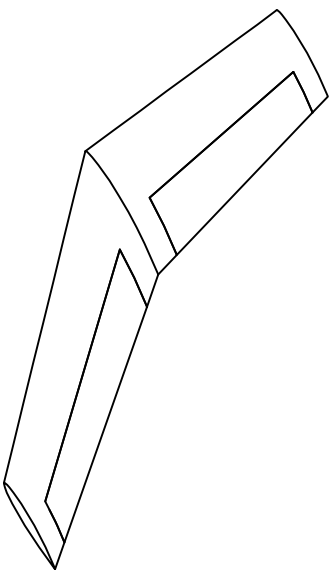
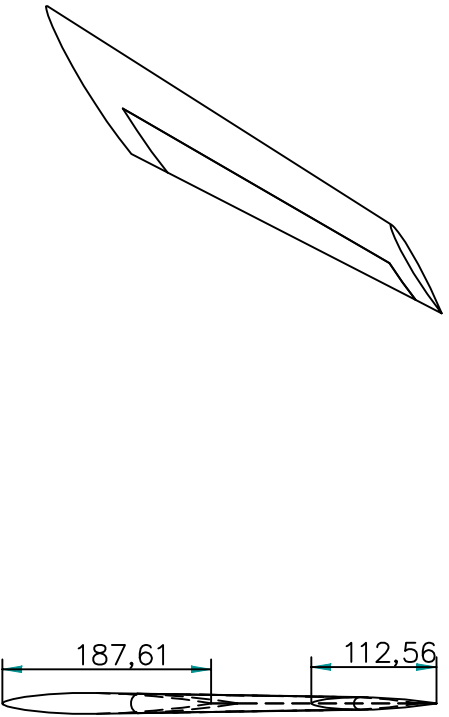
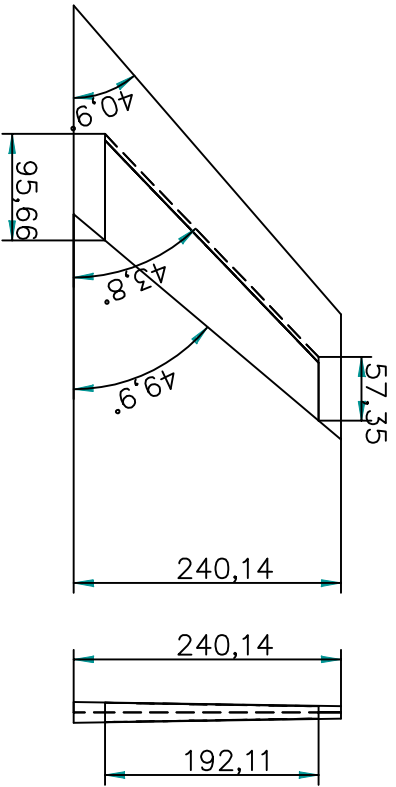
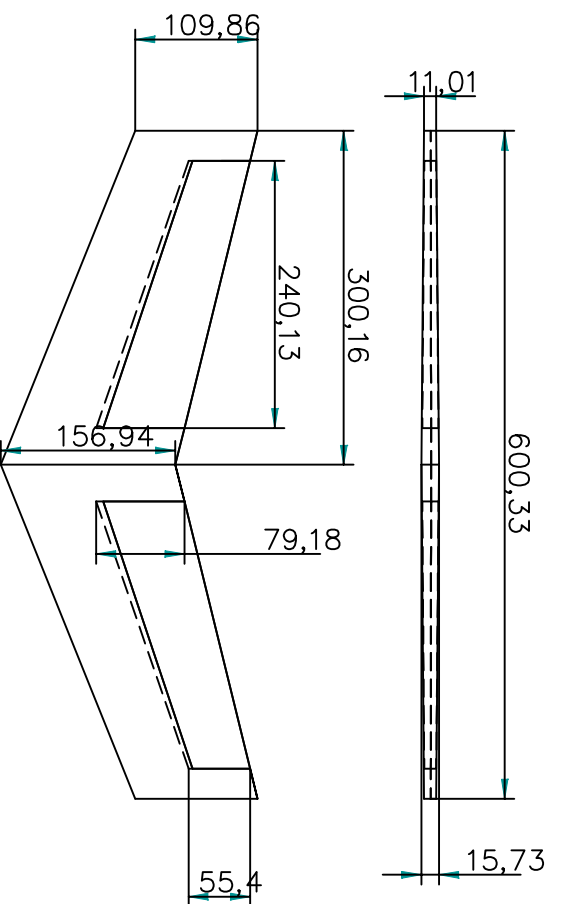
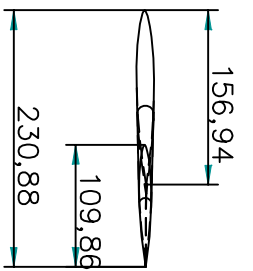
ANEXOS A. PLANOS.



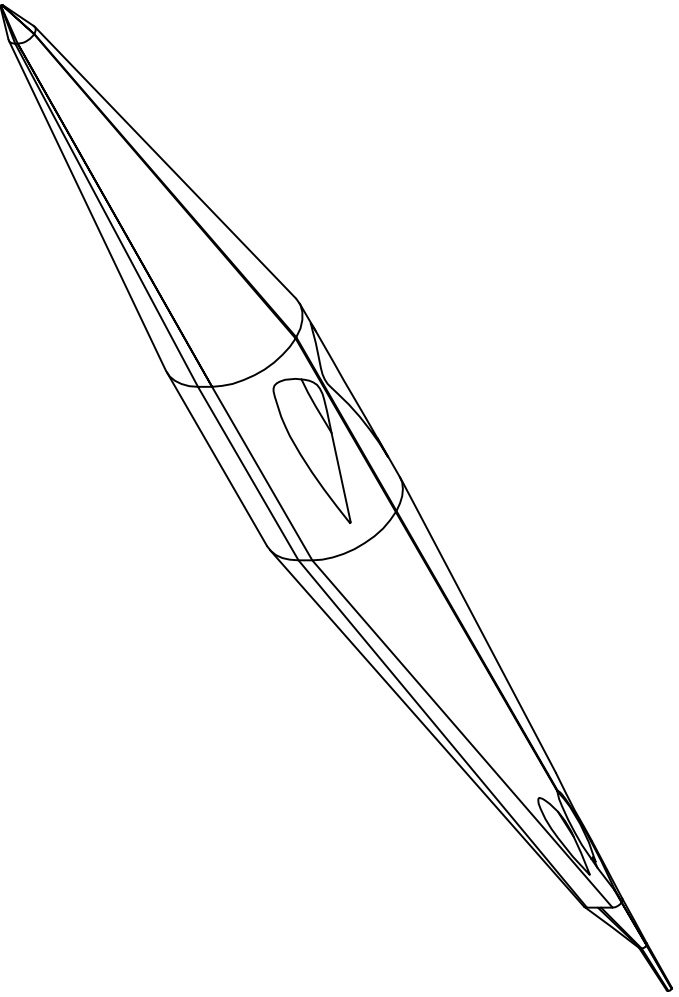
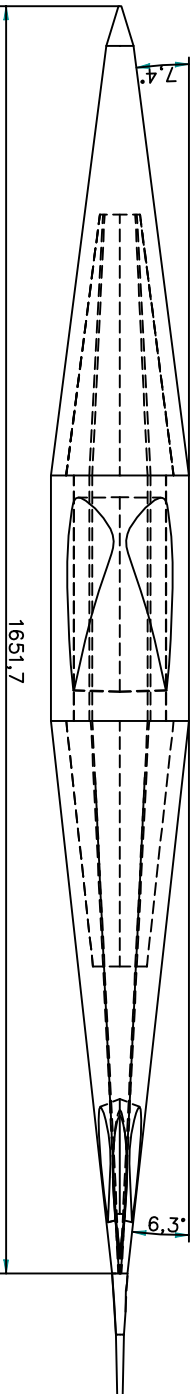
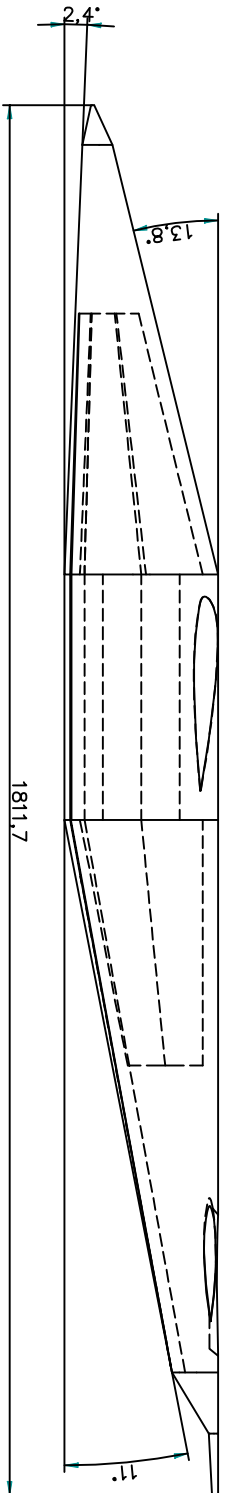
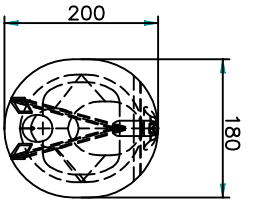
Anerkennung Viol Tilt-Rotor UAV	Titulo	ALA ANERKENNUNG
Universidad de San Buenaventura	MATERIAL	Maderas: Triplex, Balsa, Pino, Fibra de vidrio, Aluminio, Resina epóxica
Facultad de Ingeniería Programa Aeronáutica	Plano Cantidad	7/9 Escala 1:5 Medicas mm



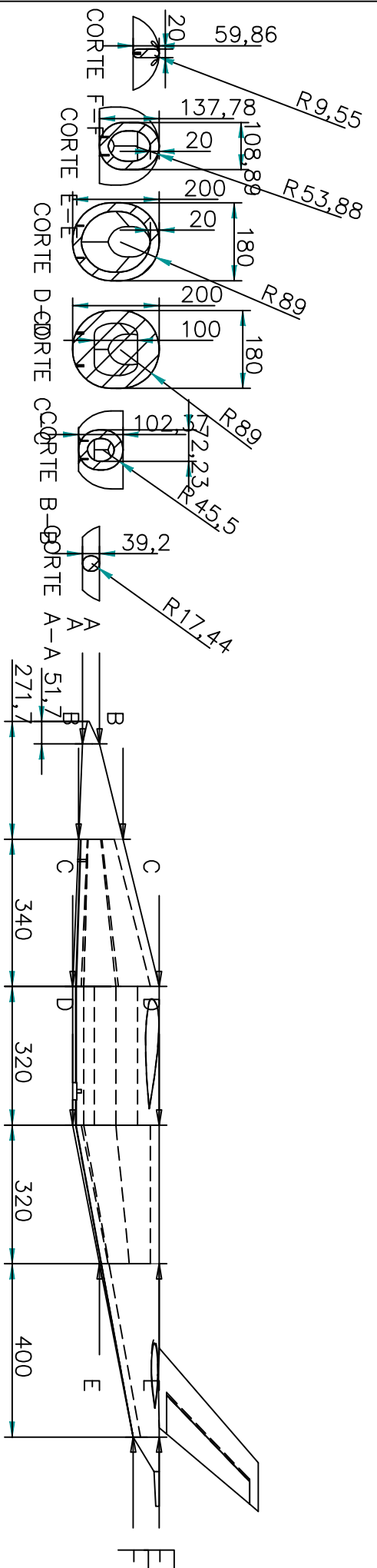
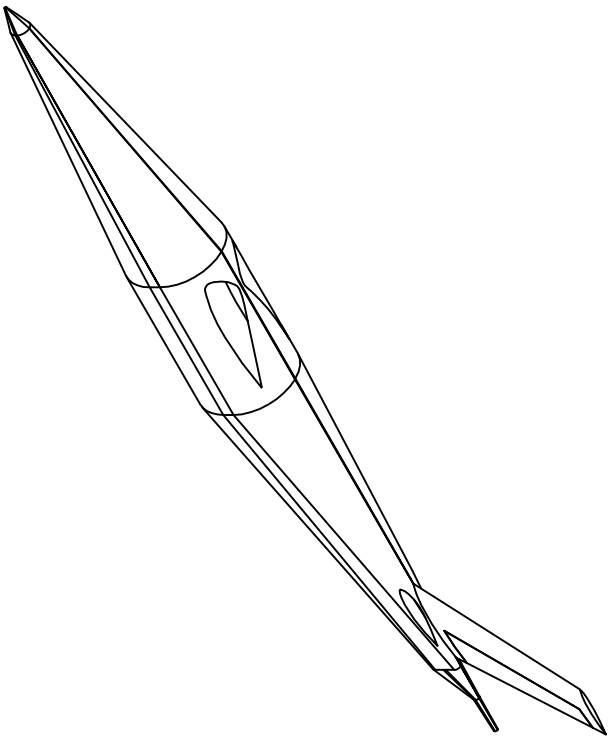
Anerkennung Vord Tri-Rotor UAV	Titulo	ESTRUCTURA CONSTRUCCIÓN DEL ALA		
Universidad de San Buenaventura	Materia	Madera Balsa, Triplex	Plano	1/2
Facultad de Ingeniería	Programa	Aeronáutica	Cantidad	1
			Escala	1:5
			Medidas	mm



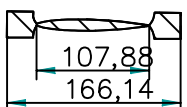
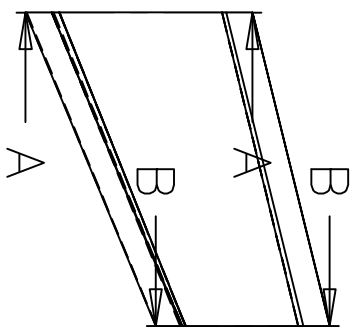
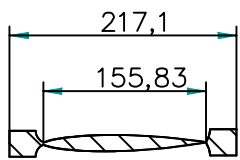
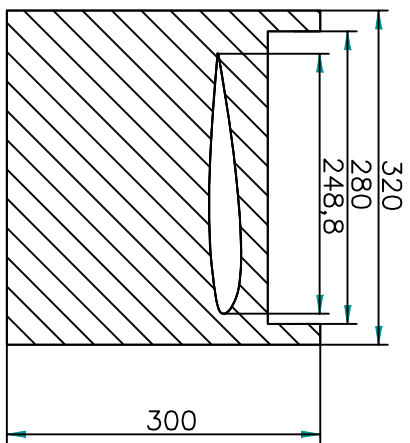
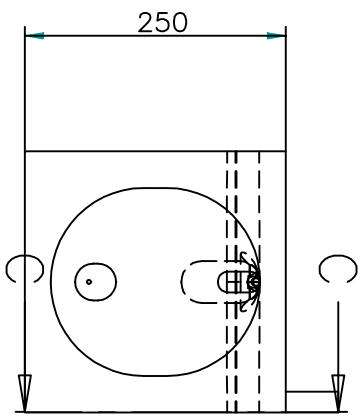
Anerkennung Vofl Tilt-Rotor UAV	Titulo	ESTABILIZADOR VERTICAL Y HORIZONTAL
Universidad de San Buenaventura	Materia	Madera: Balsa, Poliestireno expandible (icopor), Fibra de Vidrio, Resina epoxica
Facultad de Ingenieria Programa Aeronautica	Plano	8/9
	Cantidad	1
	Medidas	mm
	Escala	1:5



Anerkennung Von TIL-Rotor	Titulo	FUSELAJE
UAV		ANERKENNLING
Universidad de San Buenaventura	Materia	Madera: Balsa, Triplex, Poliestireno expandido (foam), Fibra de vidrio, Resina epoxica
Facultad de Ingenieria Programa Aeronautica	Plano Cantidad	9/9 Escala 1:5
		1 Medidas mm



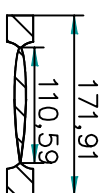
Anerkennung VioI Tri-Rotor UAV	Título	FUSELAJE Y PLANTILLAS PARA CONSTRUCCION
Universidad de San Buenaventura	MateriaI	Madera Balsa, Triplex
Facultad de Ingeniería	Plano	2/9
Programa Aeronáutica	Cantidad	1
		Escala 1:5
		Medidas mm



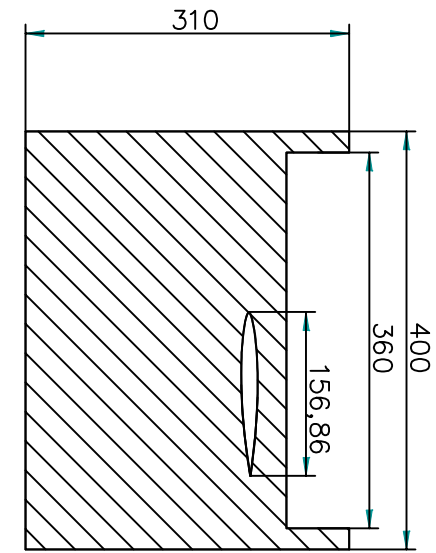
CORTE B-B

CORTE C-C

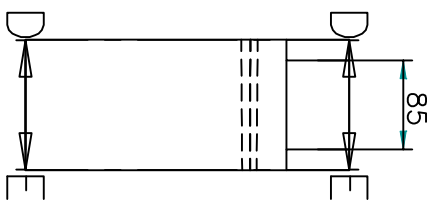
CORTE A-A



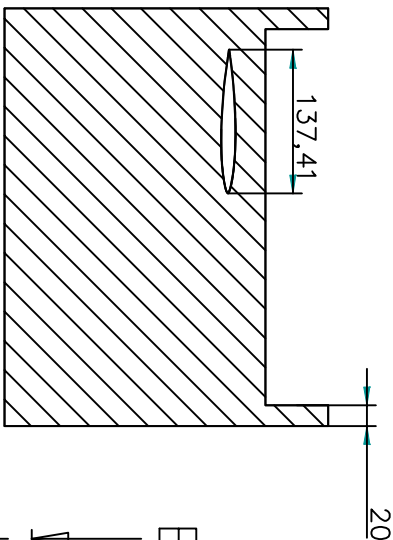
CORTE A-A



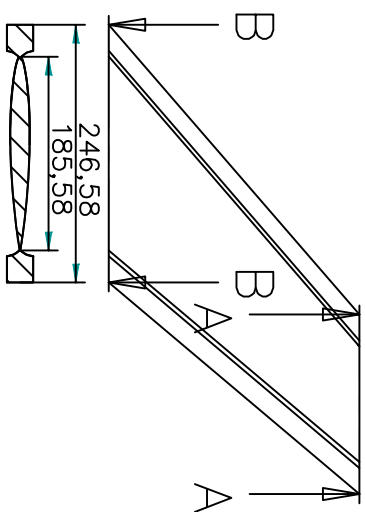
CORTE E-E



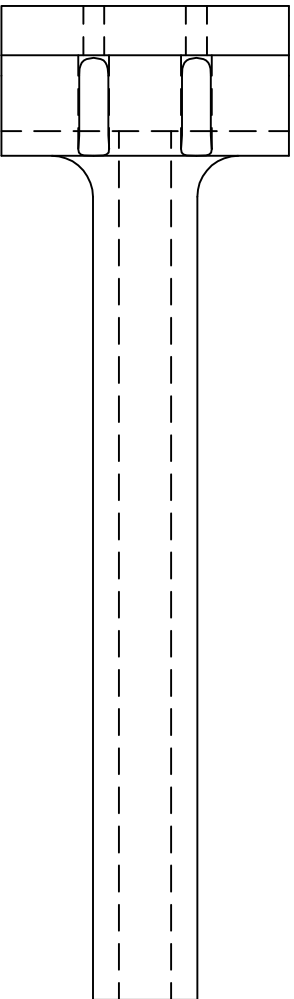
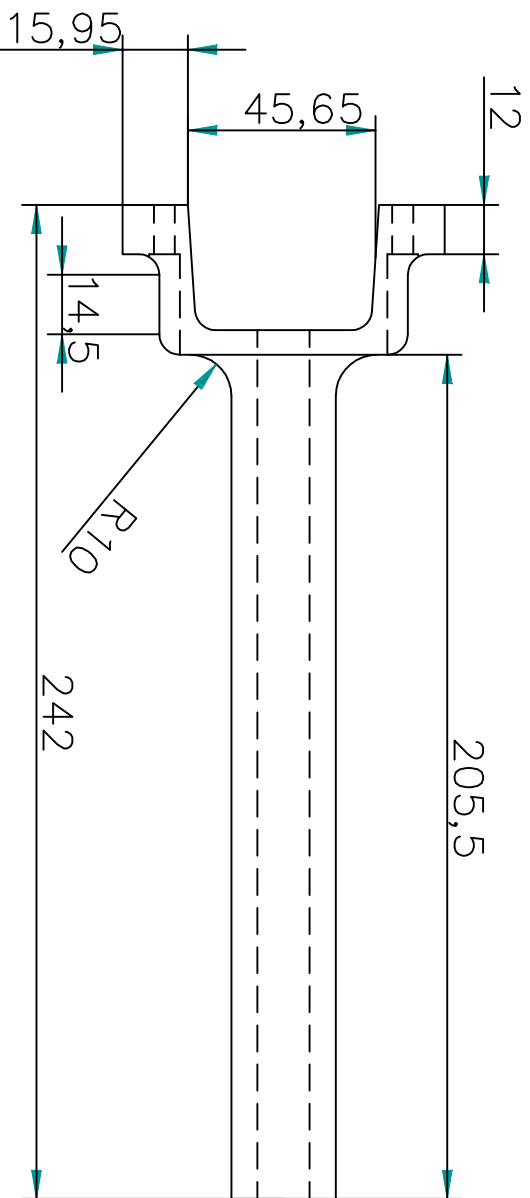
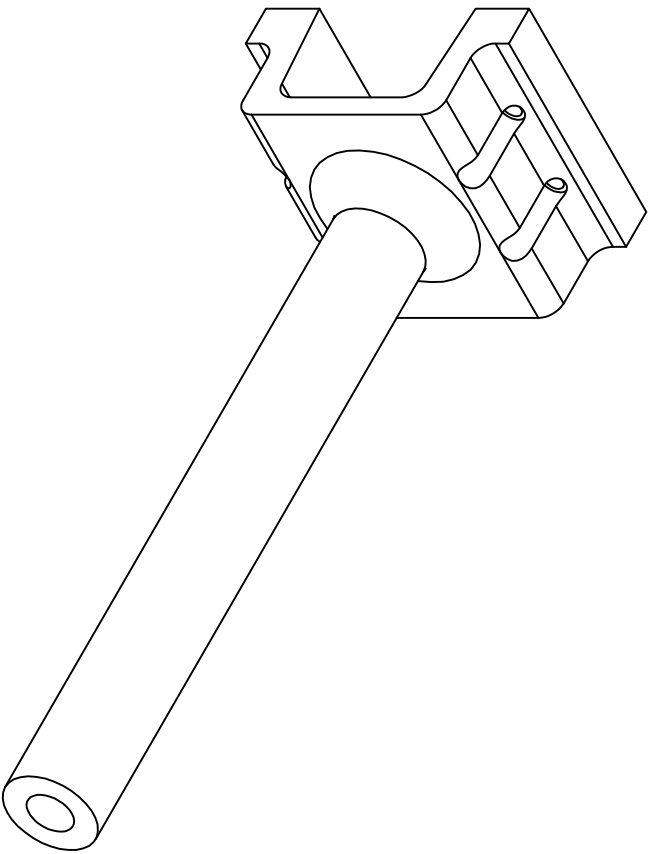
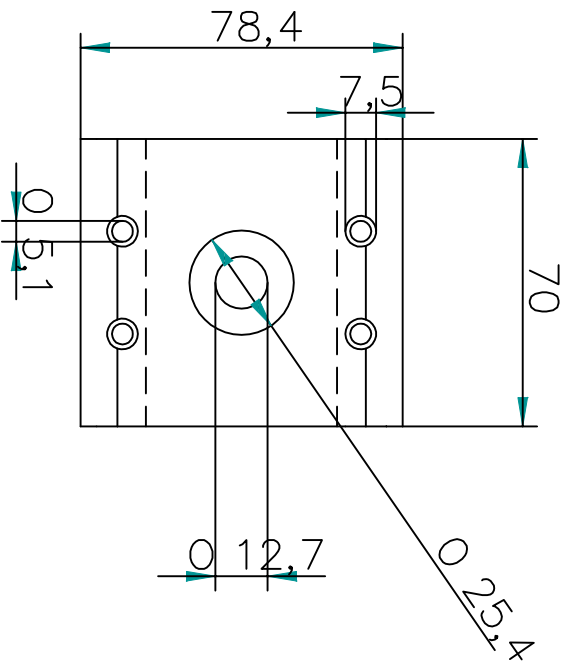
CORTE D-D



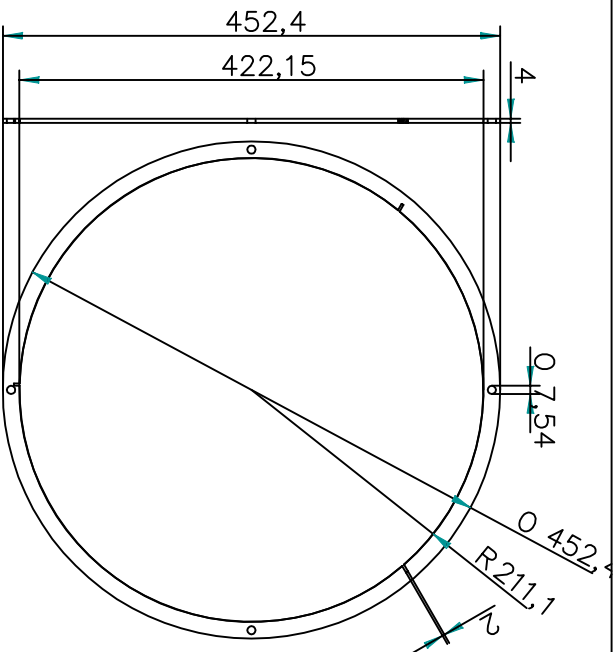
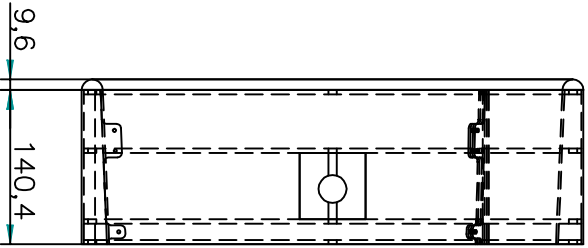
CORTE B-B



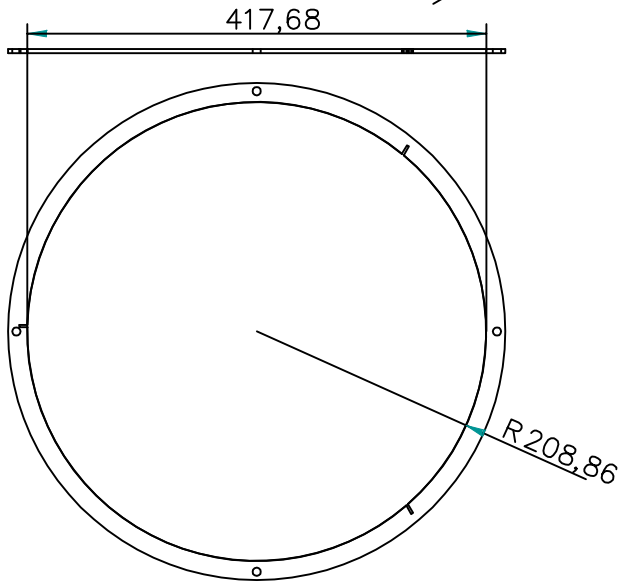
Anerkennung Vioi Tilt-Rotor UAV	Título	PLANTILLA CONSTRUCCION EMPENAJE Y SILLA DEL ALA
Universidad de San Buenaventura	Material	Madera Balsa, Triplex
Facultad de Ingeniería	Plano	3/9
Programa Aeronáutica	Cantidad	1
	Escala	1:5
	Medidas	mm



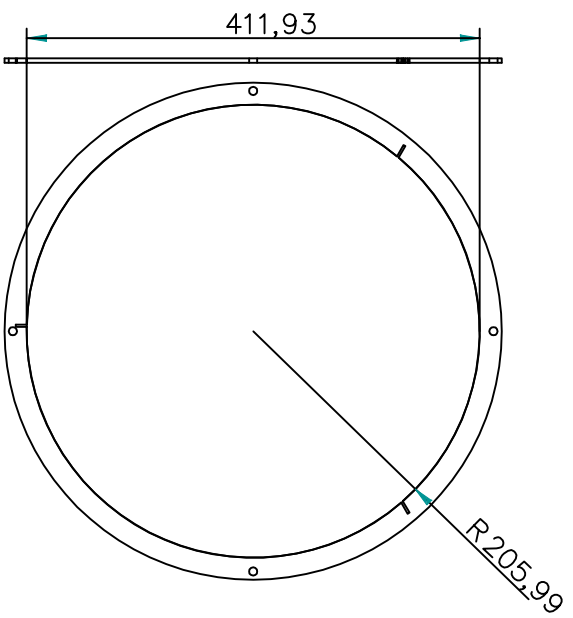
Anerkennung Vtol Tlik-Rotor UAV		Título		BACANDA DEL MOTOR	
Universidad de San Buenaventura		Material		Nylon	
Facultad de Ingeniería Programa Aeronáutica		Plano		5/9	
		Cantidad		1	
		Escala		Medidas	
				mm	



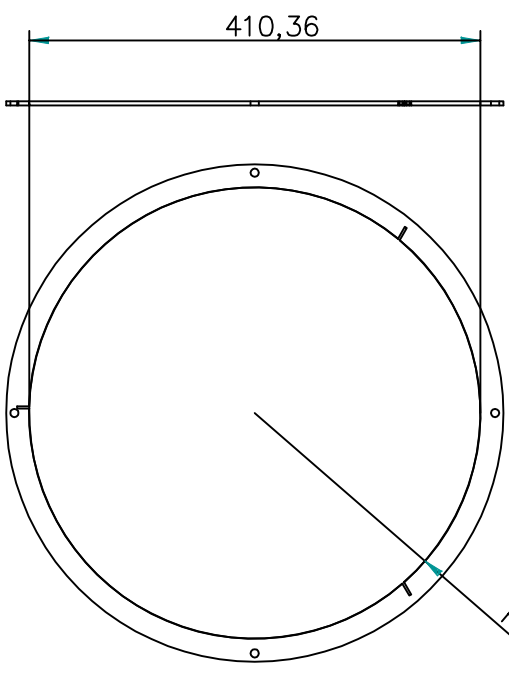
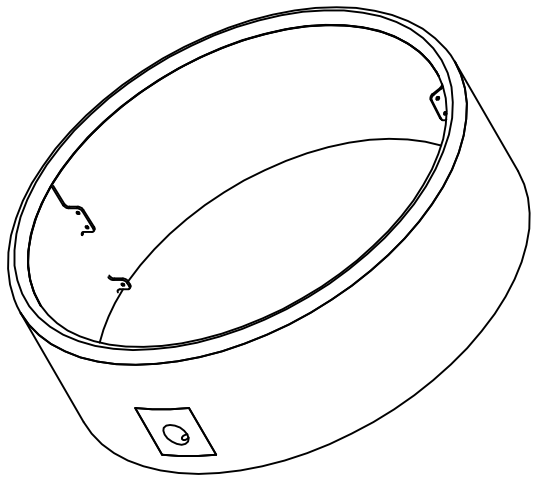
MAMPARO FRONTAL



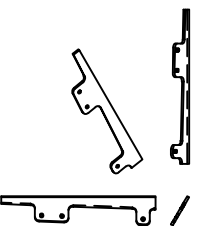
MAMPARO MEDIO FRONTAL



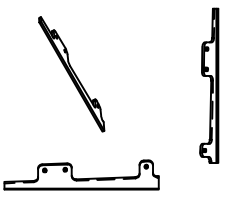
MAMPARO MEDIO POSTERIOR



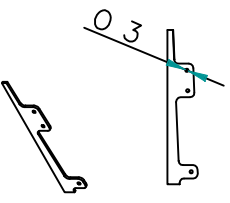
MAMPARO POSTERIOR



LARGUERILLO 1

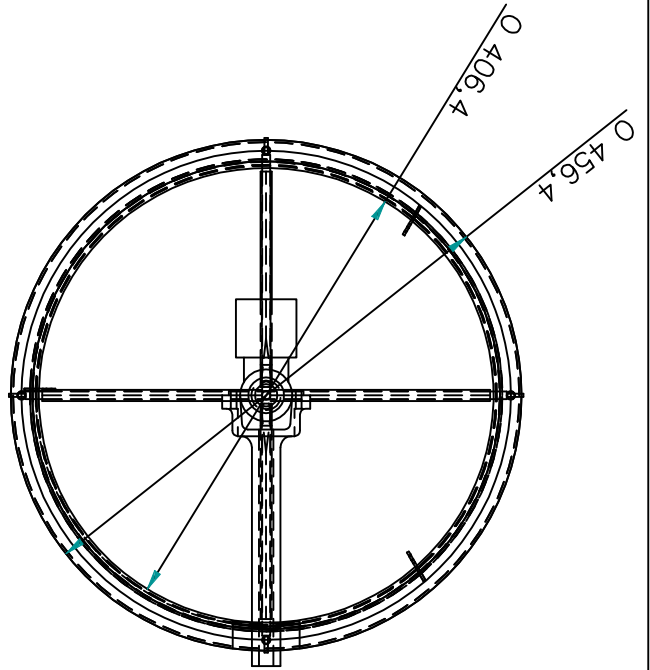
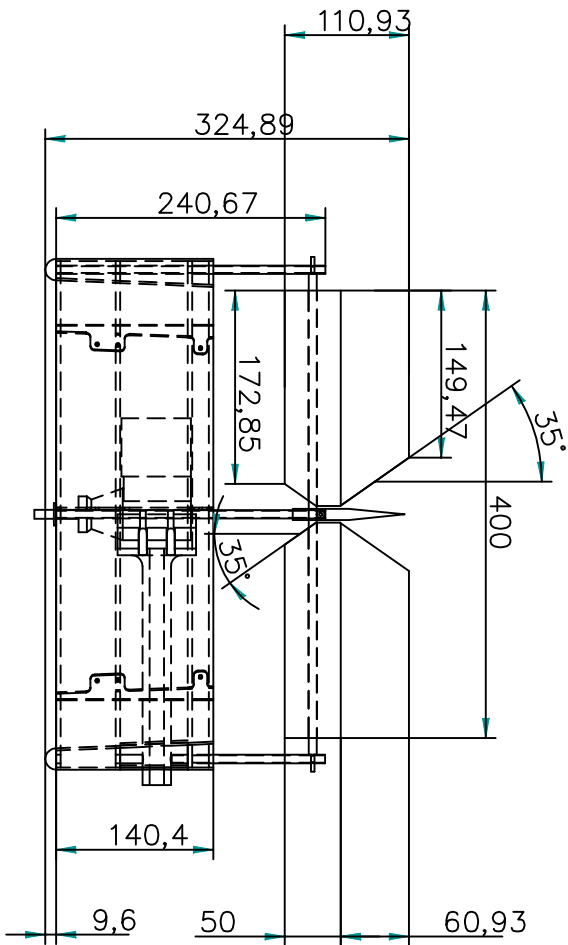
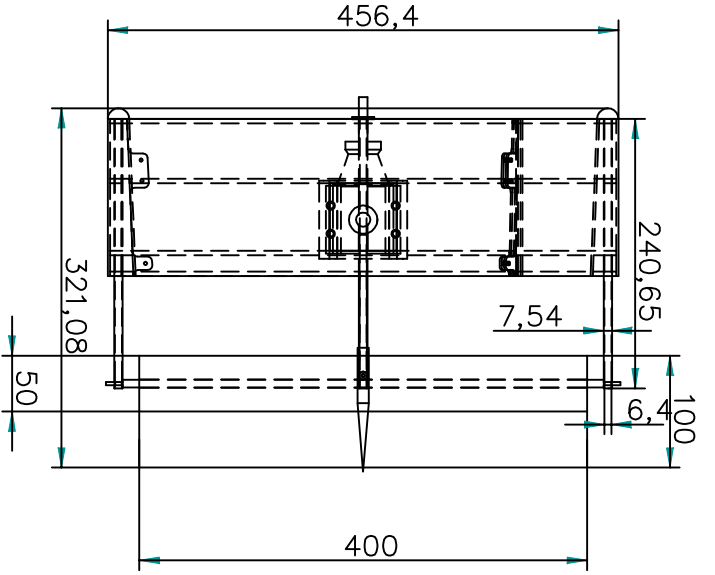
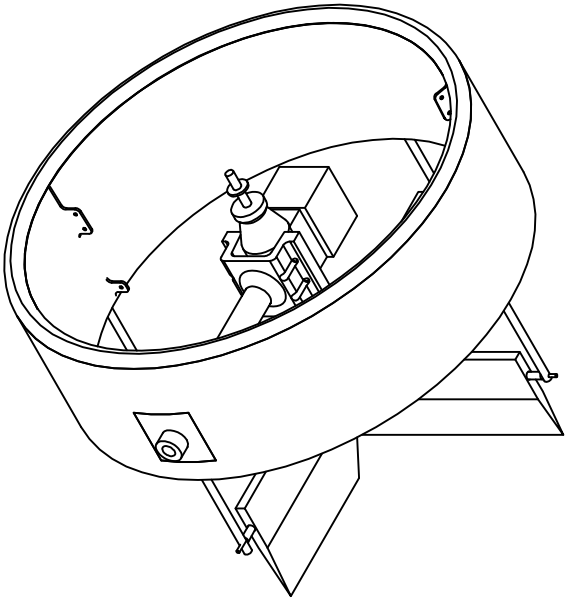


LARGUERILLO 2

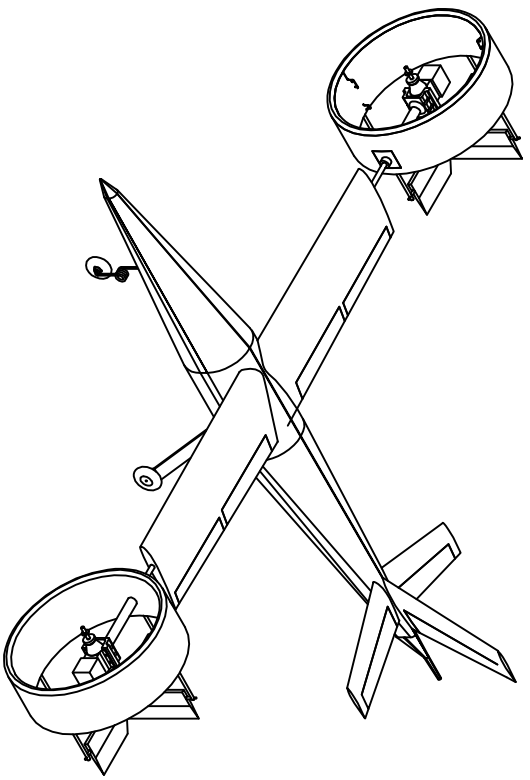
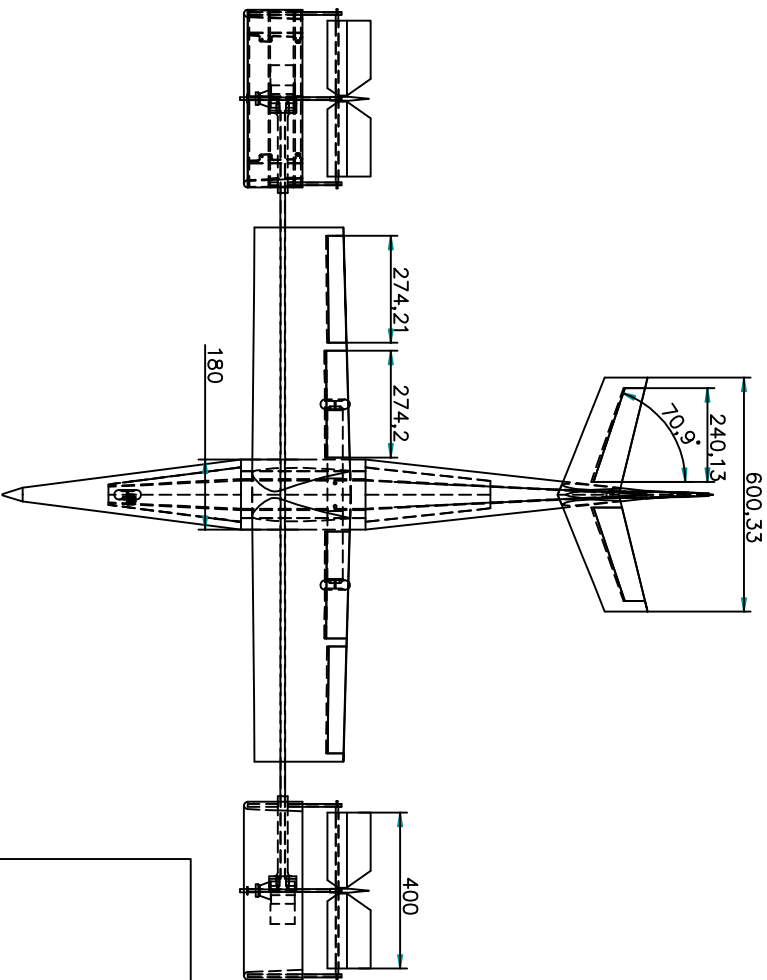
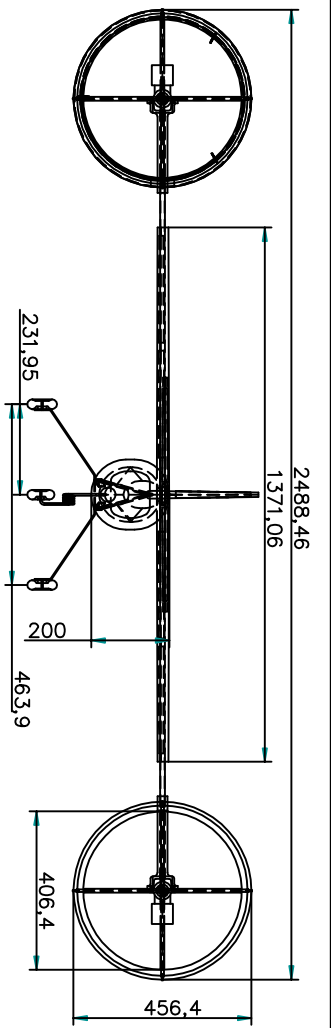
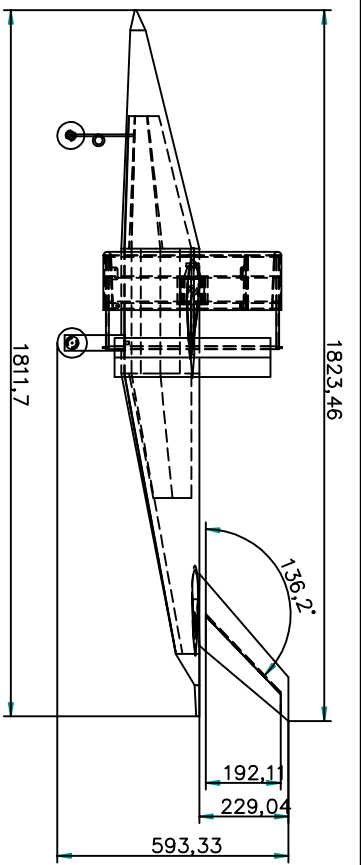


LARGUERILLO 3

Anerkennung Vtol Tilt-Rotor UAV	Título	PLANTILLAS CONSTRUCCION DUCTED FAN
Universidad de San Buenaventura	MATERIAL	Madera: Triplex
Facultad de Ingeniería	Plano	4/9
Programa Aeronáutica	Cantidad	1
		Medidas mm



Anerkennung Vool Tri-Rotor UAV	Título	DUCTED FAN ANERKENNUNG
Universidad de San Buenaventura	Material	Madera: Triplex, Balsa, madera dura, Fibra de Vidrio, Nylon
Facultad de Ingeniería Programa Aeronáutica	Plano Cantidad	8/9 1
	Escala	Medidas
	1:5	mm



F:\Gráfico01.jpg