ANÁLISIS ESTRUCTURAL DE FUSELAJE Y TREN DE ATERRIZAJE DE UNA AERONAVE DEPORTIVA EN PROCESO DE CONSTRUCCIÓN (FI-156 STORCH)

NANCY PEÑA SANTANILLA
LUIS FELIPE MONDRAGÓN GARZÓN
OSCAR MAURICIO CASTILLO ORJUELA

UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA
FACULTAD DE INGENIERIA
PROGRAMA AERONÁUTICA
BOGOTÀ D.C
2005

ANÁLISIS ESTRUCTURAL DE FUSELAJE Y TREN DE ATERRIZAJE DE UNA AERONAVE DEPORTIVA EN PROCESO DE CONSTRUCCIÓN (FI-156 STORCH)

NANCY PEÑA SANTANILLA
LUIS FELIPE MONDRAGÓN GARZÓN
OSCAR MAURICIO CASTILLO ORJUELA

Trabajo de Grado para optar el título de
Ingeniero Aeronáutico

Director
IVAN CONTRERAS
Ingeniero Mecánico

UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA
FACULTAD DE INGENIERÍA
PROGRAMA AERONÁUTICA
BOGOTÁ D.C
2005

NOTA DE ACEPTACION

_____

_____

_____

_____

_____

_____

_____

FIRMA DEL DIRECTOR DE TESIS

_____

FIRMA DEL JURADO

_____

FIRMA DEL JURADO

_____

ASESOR METODOLOGICO

Bogota, 12 de Diciembre de 2005

Este trabajo esta dedicado a nuestros padres y todas las personas que en alguna u otra manera nos brindaron el apoyo necesario para que nuestro sueño de ser ingenieros aeronáuticos fuera una realidad.

A Dios por estar siempre presente en nuestro corazón guiándonos, iluminándonos y brindándonos la fuerza necesaria para sobrepasar todas las adversidades que se nos presentaron durante este tiempo y así poder cumplir satisfactoriamente este sueño.

A nuestras familias por su incondicional apoyo, porque han creído en nosotros desde siempre y porque cada día están cuidando nuestra vida y bienestar.

AGRADECIMINETOS

Los autores expresan sincero agradecimiento a Dios por darnos la inspiración y permitir que esto sucediera.

Al ing. Iván Contreras quien oriento este trabajo para lograr la consecución del mismo.

A los Ing. Aurelio Méndez y Ricardo Ríos por apoyarnos, brindarnos sus conocimientos para dar mayor certeza en la realización del proyecto, y facilitación de programas de diseño para el desarrollo de este.

A Amanda Moya, profesora de metodología de nuestra universidad por sus asesorias metodologicas para el desarrollo de este proyecto.

Al Ing. Felipe Macea por su apoyo, cooperación y disposición para solucionar cualquier dificultad presentada durante el transcurso del proyecto. De igual modo a todo el grupo de trabajo de la empresa Críquet Aviation, quienes nos permitieron acceder al lugar de construcción y facilitándonos la información requerida para el desarrollo de este.

A nuestra familia por que sin ellos no hubiera sido posible la realización de nuestra carrera.

Finalmente muchas gracias para todas aquellas personas especiales que con su tiempo, conocimiento, ayuda y su valiosa colaboración contribuyeron en este proceso para que tuviera un final exitoso y que sin ellas este proyecto no hubiera sido posible.

CONTENIDO

		Pág.
INTRODUCCIÓN		
TITULO DEL PROYECTO		**22**
1.	**PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA**	**22**
1.1	**ANTECEDENTES**	**22**
1.2	**DESCRIPCIÓN DEL PROBLEMA**	**23**
1.3	**FORMULACIÓN DEL PROBLEMA**	**24**
1.4	**JUSTIFICACIÓN**	**24**
1.5	**OBJETIVOS DE LA INVESTIGACIÓN**	**25**
1.5.1	**Objetivo General**	**25**
1.5.2	**Objetivos Específicos**	**25**
1.6	**DELIMITACION DEL PROBLEMA**	**26**
1.6.1	**Alcances**	**26**
1.6.2	**Limitaciones**	**26**
2.	**MARCO DE REFERENCIA**	**27**
2.1	**MARCO CONCEPTUAL**	**27**
2.2	**MARCO LEGAL**	**28**
2.3	**MARCO TEORICO**	**28**
2.3.1	**Historia de la Aeronave Fi-156 Storch**	**28**

2.3.2 Materiales Utilizados en la Aeronave Storch **30**
2.3.3 Estructura de la Aeronave **38**
2.3.4 Tren de Aterrizaje **43**
2.3.5 Cargas Estructurales en una Aeronave **51**
2.3.6 Formas de Unión (Soldadura, Tipo TIG) **52**
2.3.6 Análisis de Esfuerzos **55**

2.4 TELA CECONITE **57**

3. METODOLOGÍA **59**
3.1 ENFOQUE DE LA INVESTIGACION **59**
3.2 LINEA DE INVESTIGACIÓN **60**
3.3 TECNICA DE RECOLECCION DE INFORMACIÓN **60**
3.4 HIPÓTESIS **61**
3.5 VARIABLES **61**
3.5.1 Variables Independientes **61**
3.5.2 Variables Dependientes **61**

4. DESARROLLO INGENIERIL **62**
4.1 CARACTERÍSTICAS DE VUELO PROPORCIONADAS POR EL CONSTRUCTOR **62**
4.1.1 Información General **62**
4.1.2 Performance **63**
4.1.3 Datos Iniciales Del Avión **63**
4.2 PERFORMANCE (DIAGRAMA VN) **65**
4.3 CÁLCULOS DE LA DISTANCIA DEL CG. **68**
4.4 CARGAS DEL TRENES DE ATERRIZAJE **70**
4.4.1 Resultados y Análisis por Elementos Finitos del Tren de Aterrizaje **78**
4.5 CARGAS EN EL FUSELAJE **90**

4.5.1 Calculo de Velocidad de Maniobra **90**
4.5.2 Calculo de Fuerzas en el Estabilizador Horizontal **91**
4.5.3 Cálculos de Momentos De Inercia **92**
4.5.4 Calculo de Fuerza en el Estabilizador Vertical **102**
4.5.5 Calculo de Fuerza en las Alas **103**
4.5.6 Calculo de Aceleraciones Angulares en la Aeronave **103**
4.5.7 Calculo de la Bancada por el Método de la Rigidez **107**

4.6 RESULTADOS Y ANALISIS POR ELEMENTOS FINITOS DE LA BANCADA DEL MOTOR **117**

4.7 CALCULOS DE LAS REACCIONES EN EL ALA **124**

4.8 CALCULO DE CARGAS DEL ESTABILIZADOR HORIZONTAL Y VERTICAL AL FUSELAJE **133**

4.9 FUSELAJE **136**
4.9.1 Cargas Debido A Las Gravedades En El Fuselaje **136**
4.9.2 Análisis y Resultados Por Elementos Finitos De La Estructura Del Fuselaje **139**

5. ESTIMACIÓN DE COSTOS **145**

6. CONCLUSIONES **146**

7. RECOMENDACIONES **149**
BIBLIOGRAFIA
ANEXOS

LISTA DE TABLAS

	Pág.
Tabla 1. Diferencia Tren Fijo y Tren Retráctil	46
Tabla 2. Especificaciones de Llantas del Storch Fi-156	49
Tabla 3. Tipos de Telas Ceconite	57
Tabla 4. Geometría y Materiales del Tren Principal	78
Tabla 5. Propiedades del Material del Tren Principal	79
Tabla 6. Propiedades del Aluminio para el Rin	79
Tabla 7. Limites de Esfuerzos del Aluminio	80
Tabla 8. Propiedades del Neumático	80
Tabla 9. Limites de Esfuerzos del Neumático	80
Tabla 10. Cargas Estructurales del Tren Principal	81
Tabla 11. Soportes Estructurales del Tren Principal	82
Tabla 12. Resultados de Los Esfuerzos del Tren Principal	83
Tabla 13. Factores de Seguridad del Tren Principal	83
Tabla 14. Geometría y Materiales del Tren de Cola	84
Tabla 15. Propiedades del Material del Tren de Cola	85
Tabla 16. Limites de Esfuerzos del Tren de Cola	85
Tabla 17. Propiedades del Aluminio para el Rin del Tren de Cola	86
Tabla 18. Limites de Esfuerzos del Aluminio del Tren de Cola	86
Tabla 19. Propiedades del Neumático del Tren de Cola	86
Tabla 20. Limites de Esfuerzos del Neumático del Tren de Cola	86
Tabla 21. Cargas Estructurales del Tren de Cola	87
Tabla 22. Soportes Estructurales del Tren de Cola	88
Tabla 23. Resultados Estructurales del Tren de Cola	88
Tabla 24. Factor de Seguridad de Tren de Cola	89
Tabla 25. Distancias para el cálculo del torque	104
Tabla 26. Datos de Geometría de la Bancada	118
Tabla 27. Descripción Acero 4130 Cromo-Molibdeno	119
Tabla 28. Fuerzas Aplicadas en la Bancada	121

Tabla 29. Soportes Estructurales 122
Tabla 30. Resultados Estructurales de la Bancada 122
Tabla 31. Factor de Seguridad de la Bancada 123
Tabla 32. Geometría y Materiales del Fuselaje 139
Tabla 33. Propiedades del Acero 4130 140
Tabla 34. Esfuerzos limites del acero 4130 140
Tabla 35. Cargas Estructurales del Fuselaje 141
Tabla 36. Soporte Estructurales del Fuselaje 142
Tabla 37. Resultado Estructural del Fuselaje 142
Tabla 38. Factor de Seguridad del Fuselaje 142
Tabla 39. Propiedades Estructurales del Acero 4130 144
Tabla 40. Límites de Esfuerzo del Acero 4130 144

LISTA DE FIGURAS

	Pág.
Figura No. 1 Storch, Primer Vuelo 1963	29
Figura No. 2 Estructura de la Aeronave Fi-156	31
Figura No. 3 Tailboom de la Aeronave Fi-156	40
Figura No. 4 Estructura Warren	40
Figura No. 5 Estructura Críquet Aviation, Jig	41
Figura No. 6 Estructura Pratt	41
Figura No. 7 Estructura Tipo Monocasco	42
Figura No. 8 Estructura Tipo semimonocasco	43
Figura No. 9 Tipos de Trenes de Aterrizaje	45
Figura No. 10 Configuración de Patín de Cola	46
Figura No. 11 Configuración de Trenes Storch	47
Figura No. 12 Condición de los Trenes de Aterrizaje	48
Figura No. 13 Llantas de la Aeronave Fi-156	49
Figura No. 14 Puntos de Unión de los Trenes de Aterrizaje al Fuselaje	51
Figura No. 15 Sistemas esquemáticos de soldadura TIG	53
Figura No. 16 Soldadura TIG	54
Figura No. 17 Uniones o Juntas de la Aeronave Fi-156 Storch	54
Figura No. 18 Unión Cluster	55
Figura No. 19 Tela Ceconite	57
Figura No. 20 Entelado del Avión Storch	58
Figura No. 21 Distancia del datum a los componentes	64
Figura No. 22 Diagrama V-N	67
Figura No. 23 Ubicación del CG.	71
Figura No. 24 Tren Principal	78
Figura No. 25 Enmallado del Tren Principal	81
Figura No. 26 Soportes de Fijación del Tren Principal	82
Figura No. 27 Resultados de los Esfuerzos del Tren Principal	83
Figura No. 28 Tren de Cola	85

Figura No. 29 Enmallado del Tren de Cola 87
Figura No. 30 Cargas y Soportes del Tren de Cola 88
Figura No. 31 Resultados de los Esfuerzos del Tren de Cola 89
Figura No. 32 Cabina Storch 92
Figura No. 33 Tailboom del Storch 93
Figura No. 34 Tren de Aterrizaje Storch 94
Figura No. 35 Estabilizador Horizontal 95
Figura No. 36 Estabilizador Vertical 96
Figura No. 37 Perfil de la Aeronave Fi-156 Storch 97
Figura No. 38 Tripulación 99
Figura No. 39 Motor Storch 99
Figura No. 40 Batería Storch 100
Figura No. 41 Aeronave Storch 101
Figura No. 42 Bancada Storch 101
Figura No. 43 Bancada Motor 119
Figura No. 44 Enmallado de la Bancada 120
Figura No. 45 Fuerzas Aplicadas a la Bancada del Motor 121
Figura No. 46 Fijación de los Soportes 121
Figura No. 47 Resultados del Análisis 123
Figura No. 48 Perfil de Aeronave Storch 125
Figura No. 49 Dimensiones del Ala 127
Figura No. 50 Montantes del Ala 129
Figura No. 51 Estabilizador Horizontal 133
Figura No. 52 Dimensiones del Estabilizador 134
Figura No. 53 Estabilizador Vertical 135
Figura No. 54 Dimensiones del Estabilizador Vertical 135
Figura No. 55 Fuselaje Storch 136
Figura No. 56 Tailboom del Storch 137
Figura No. 57 Parte Delantera Fuselaje 138
Figura No. 58 Fuselaje 139

Figura No. 59 Enmallado del Fuselaje 140
Figura No. 60 Cargas Aplicadas al Fuselaje 141
Figura No. 61 Resultado de Análisis de Esfuerzo Elástico 143
Figura No. 62 Deformación Total del Fuselaje 143

LISTA DE ANEXOS

	Pág.
ANEXO A. FAR Parte 23 Secciones Aplicadas al Proyecto.	152
ANEXO B. Tablas de las Propiedades del Acero 4130	175
ANEXO C. Recomendaciones	188
ANEXO D. Planos	189

LISTADO GENERAL DE SIMBOLOS Y ABREVIATURAS

W_{TO}	Peso Máximo de despegue
Lb	Libras
W_{LAND}	Peso Máximo De Aterrizaje
P	Densidad del Aire
V	Velocidad de avance del avión
S	Superficie Alar
C_L	Coeficiente de Sustentación
HP	Caballos De Fuerza
Mph	Millas Por Hora
Ft	Pies
G	Gravedades
Vs	Velocidad de pérdida sin Flaps
Vc	Velocidad de Crucero
Va	Velocidad de Maniobra
Vd	Velocidad de Picado
In	Pulgadas
Gw	Peso Máximo
RPM	Revoluciones Por Minuto
STOL	Short and Takeoff Landing
TIG	Soldadura por Arco Eléctrico con Electrodo de Tungsteno y Gas Inerte
VFR	Visual Flight Rules
n	Factor De Carga
V_a	Velocidad de maniobra
S	Área ò Superficie De Componente
Ft/s	Pies Por Segundo
H	Fuerza Aerodinámica En El Componente

D	Drag
Cd	Coeficiente de Drag
AR	Aspect Ratio, L/C (Envergadura / Cuerda)
π	Numero Pi
δ	Fuerza Cortante
L	Distancia (Longitud)
Ct	Cuerda en la punta del estabilizador
Cr	Cuerda en raíz del estabilizador
M	Momento
F	Fuerza Máxima que actúa en la Viga
Psi	Libras Pulgada Cuadrada
FS	Factor de Seguridad
I`x	Momento Masico De Inercia Del Componente (Eje X)
I´z	Momento másico De inercia Del Componente (Eje Z)
I`y	Momento Masico De Inercia Del Componente (Eje y)
CG	Centro De Gravedad
Ix	Inercia Total (Eje X)
Iy	Inercia Total (Eje Y)
Iz	Inercia Total (Eje Z)
Θ	Aceleración Angular
T	Torque
I	Momento Torcional de Inercia
W	Peso Del Componente
P_L	Carga Lateral
T_o	Empuje Generado Por El Motor
FEA	Finite Elements Analisis

GLOSARIO

Aeronave Es todo vehículo apto para el traslado de personas o cosas, y destinado a desplazarse en el espacio aéreo, en el que se sustenta por reacciones del aire con independencia del suelo.

Bancada Elemento que cumple la función de asiento del motor

Basic Weight (Peso Básico) BW El peso básico vacío incluye: la estructura del avión, los sistemas, los motores, el equipamiento no desmontable, los líquidos no utilizables (combustible y otros).

Brazo (Arm) Es la distancia horizontal existente desde el datum hasta un elemento (tripulante, pasaje, equipaje, etc.).

Brazo del C.G. (C.G.Arm) Distancia horizontal desde el datum hasta el centro de gravedad.

Center of Gravity (Centro de gravedad) CG Punto sobre el cual un avión debería estar balanceado si se encuentra suspendido.

Datum (Datum o Reference Datum) Es el plano vertical imaginario a partir del cual se miden todas las distancias a efectos de balance y determinación del centro de gravedad. La localización de esta referencia la establece el fabricante

Deformación variación en la forma de un determinado cuerpo debido a la acción de fuerzas externas o por variación en su temperatura.

Dry Operating Weight (El peso que opera en seco) DOW Peso vacío operacional. El peso básico más los ítems operacionales tales como la tripulación y la despensa (equipamiento, comida, bebidas).

Energía cinética es una forma de energía debida al movimiento de los cuerpos. Equivale al trabajo que es necesario realizar para que el cuerpo pase del estado de reposo (v = 0) al estado de desplazamiento con una velocidad v.

FAA (Federal Aviation Administration) administración federal de aviación

Factor de carga es la relación de las fuerzas a las cuales se somete una aeronave y su peso

FAR (Federal Aviation Regulation) regulaciones establecidas por la administración federal de aviación de los estados unidos para la operación de aeronaves.

Fuerza Se denomina fuerza a cualquier acción o influencia capaz de modificar el estado de movimiento de un objeto

Fuselaje Parte de la aeronave que incluye los "booms", las naselas, las tapas, las vigas, las superficies aerodinámicas (incluyendo los rotores, pero excluyendo las hélices y las superficies de sustentación rotatorias).

Landing Weight (Peso de aterrizaje) LW El peso del despegue menos el combustible del viaje.

Larguero (Spar): Viga que se extiende a lo largo del ala. Es el componente principal de soporte de la estructura. Soporta los esfuerzos de flexión y torsión.

Maximum Landing Weight (Peso máximo para aterrizaje) MLW El límite de peso para el aterrizaje, gobernado por la estructura y/o los requerimientos operacionales.

Maximum Zero Fuel Weight (Peso máximo sin combustible) MZFW La limitación del peso estructural.

Momento (Moment) Denominación simplificada para describir la fuerza de palanca que ejerce una fuerza o peso

Montante brazo que soporta las cargas de tensión y compresión de un ala ubicado desde el fuselaje hasta las vigas.

Peso en vacío (Empty Weight) Es el peso del aeroplano incluyendo el equipamiento fijo de fábrica, el combustible no utilizable (que queda en los conductos tras agotarle), y la cantidad de aceite y líquido hidráulico máximos para tener al avión totalmente operativo. A veces, se considera que el peso del aceite y del líquido hidráulico no forman parte del peso en vacío.

Revestimiento (Skin): Su función es la de dar y mantener la forma aerodinámica del ala, pudiendo contribuir también en su resistencia estructural.

Takeoff Weight (Peso de despegue) TOW El peso grueso del avión con frenos liberados para el despegue. Por ejemplo: Peso actual sin combustible más el peso del combustible para el despegue.

Total traffic load (total payload). El peso total de: los pasajeros, el equipaje y la carga

RESUMEN

Este proyecto se realiza con base en unos datos iniciales obtenidos de la empresa CRÍQUET AVIATION del Storch Fi-156 el cual esta siendo construido al 75% de su escala original. Estos son datos propios del diseño de esta aeronave, las velocidades, el performance, las dimensiones entre otras.

Posteriormente se obtendrán las fuerzas que actúan en el tren de aterrizaje y el fuselaje para luego realizar un modelamiento del tren de aterrizaje y del fuselaje en Solid Edge y validar la estructura en un programa de análisis de elementos finitos (ANSYS). Todo esto con el fin de verificar si la aeronave esta dentro de los parámetros de la regulación FAR 23 y para comprobar si la estructura soporta las cargas a las que va a estar sometida, proponiendo finalmente unas conclusiones de los resultados obtenidos.

INTRODUCCION

En este momento dentro de la industria aeronáutica colombiana, existe la necesidad de llevar a cabo el análisis de las estructuras principales de las aeronaves que se construyen dentro del país, ya que algunas de estas aeronaves son hechas empíricamente, partiendo de un diseño original y llegan a volar en el país desconociendo sus características, por esto es necesario verificar sus propiedades estructurales, si pueden resistir las cargas a las que va a estar sometida, si cumplen las especificaciones que exige la regulación y son los ingenieros aeronáuticos quienes pueden brindar al constructor de aeronaves un estudio de este tipo, validando las estructuras de las aeronaves.

Este proyecto de investigación tiene como finalidad hacer un estudio estructural acerca del tren de aterrizaje y el fuselaje de una aeronave que se encuentra en construcción, la cual fue modificada en su escala en un 75% de diseño verdadera.

Se tendrá en cuenta las regulaciones y especificaciones necesarias para el desarrollo de este análisis.

Se utilizaran programas de análisis de elementos finitos (ANSYS) que permitirán lograr un estudio detallado de las estructuras a analizar los cuales arrojaran ciertos datos útiles para el desarrollo de este proyecto de investigación.

TITULO DEL PROYECTO

Análisis estructural de fuselaje y tren de aterrizaje de una aeronave deportiva en proceso de construcción (Fi-156 Storch)

1. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

1.1 ANTECEDENTES

Colombia se ha dedicado básicamente a ensamblar aeronaves extranjeras empleando métodos ya establecidos por los países de diseño pero muy pocas veces ha tomado la iniciativa de diseñar y construir aeronaves con sello nacional. Esto se debe normalmente porque los constructores de aeronaves en Colombia, no cuentan en ocasiones con la información y conocimientos necesarios para la construcción de una aeronave, con todos los parámetros que se deben cumplir, para su aeronavegabilidad en Colombia.

.

El diseño y construcción de aeronaves nacionales en Colombia, es un proceso que hasta ahora se esta iniciando, son muy pocos los casos en donde se diseña para luego construirlos por ingenieros y personal técnico colombiano

El proyecto mas significativo es: "EL GAVILÁN" aeronave multipropósito inspiración de la industria aeronáutica mundial en esa categoría, el cual posee una estructura tubular de rápida construcción la cual a sido probada durante muchos años en distintos países.

Para la construcción de una aeronave en un país con las características topográficas como Colombia. Se debe tener en cuenta las diferentes exigencias v limitaciones a la que será sometida la estructura así como las diferentes pistas y

aeródromos existentes, que someterán el fuselaje a las máximas cargas y desgastes mas aun cuando se trata de una aeronave privada la cual estará aterrizando en pistas no preparadas y los pilotos son sus propios dueños.

1.2 DESCRIPCIÓN DEL PROBLEMA

Colombia se caracteriza como un país de constructores de aeronaves que sé esta iniciando dentro de la Industria Aeronáutica, donde se presentan dificultades y problemas por la falta de experiencia y conocimiento en el tema. Sin embargo al igual que grandes industrias aeronáuticas, la aviación Colombiana debe brindar las mejores características en sus productos aeronáuticos, aplicando tecnologías que estén de acuerdo a los recursos con que cuenta el país.

En la actualidad se trata de implementar tecnologías de otros países, las cuales terminan siendo muy costosas o se construye empíricamente sin ningún sustento teórico, cálculos y pruebas donde exista una certeza que la aeronave es segura. Para los pequeños constructores de aeronaves esta es una gran necesidad ya que desean lograr una confiabilidad de sus productos y que sus aeronaves sean de excelente calidad.

Esta propuesta que se esta realizando, ofrece uno de los recursos para satisfacer la necesidad en construcciones de este tipo de aeronaves en Colombia por constructores privados.

Por este razón el objeto de estudio es una aeronave modificada, en proceso de construcción que se esta realizando empíricamente partiendo de una serie de planos al 75% de una aeronave existente (Fi-156 Storch) ya que es un modelo de una de las primeras aeronaves que se utilizaron en la aviación del mundo. En donde se quiere demostrar que por medio del análisis estructural se puede

determinar si realmente el diseño y estructuras de esta aeronave, cumple con las características necesarias para ser aeronavegable.

1.3 FORMULACIÒN DEL PROBLEMA

¿Es posible verificar mediante un análisis estructural, los datos iniciales y los datos finales de la aeronave "**Fi-156 Storch**" que se encuentra en proceso de construcción, modificada aun 75% de su escala original, y validar si las modificaciones que se llevan acabo durante la construcción cumplen con los requerimientos estructurales?

1.4 JUSTIFICACIÒN

Este proyecto busca poner en practica todos los conocimientos adquiridos durante los años de estudio de la carrera, demostrando las habilidades adquiridas en los diferentes campos, como son: Calculo Estructural, Resistencia de Materiales, Construcción de Aeronaves, Mecánica Aplicada, entre otros; los cuales son indispensables para poder conseguir un optimo resultado en el estudio para la construcción de aeronaves.

Como se sabe un análisis o estudio estructural (fuselaje, tren de aterrizaje) para una aeronave se hace necesario en el momento que se le lleva a cabo una modificación como es el caso de la aeronave Fi-156 Storch, que esta siendo modificada en su escala de diseño original.

Es por esto que surge la necesidad de saber, si las características que se tomaron para su construcción (medidas-escala de diseño) permitirán que la aeronave opere bajo las condiciones para la cual fue diseñada en la actualidad,

esto se lograría mediante los diferentes cálculos de ingeniería, realizando un análisis estructural de la aeronave, los cuales arrojaran datos que indicaran si la aeronave se encontrara bajo los parámetro de diseño y operación que regulan a este tipo de aeronave, obteniendo las mejores características de su diseño.

Este análisis estructural puede contribuir significativamente al mejoramiento de las características que el fabricante intenta obtener para esta aeronave.

1.5 OBJETIVOS DE LA INVESTIGACION

1.5.1 Objetivo General

Desarrollar el análisis estructural del fuselaje y tren de aterrizaje de una aeronave modificada en su escala de diseño **(Fi-156 Storch)**.

1.5.2 Objetivos Específicos

- Verificar, estudiar los materiales y estructuras a nivel de diseño y construcción.

- Estudiar las características de desempeño del fuselaje y tren de aterrizaje en la aeronave (Fi -156 Storch).

- Analizar cada una de las partes estructurales señaladas (fuselaje y tren de aterrizaje) en esfuerzos y características que influyan en su operación.

- Analizar los materiales utilizados para el diseño del tren de aterrizaje.

- Realizar modelamientos, resistencias y análisis estructurales (fuselaje, tren

de aterrizaje) de la aeronave por medio de programas de elementos finitos.

- Verificar la eficiencia de la estructura modificada a través del modelamiento por elementos finitos.

- Documentar toda la información lograda en el paso a paso de este proyecto.

- Dar a conocer recomendaciones y conclusiones logradas a través del análisis estructural realizado a las partes propuestas (fuselaje – tren de aterrizaje).

1.6 DELIMITACION DEL PROBLEMA

1.6.1 Alcance

El proyecto que se presenta se realizará únicamente a nivel teórico. Este proyecto contribuirá teóricamente y prácticamente para el constructor que realiza la modificación de la aeronave Fi-156 Storch en su escala original de diseño, ya que el análisis estructural va a realizar, permitirá ver que la aeronave que sé esta construyendo tenga unas buenas características de rendimiento y parámetros de seguridad en su parte estructural, teniendo en cuenta las normas de aeronavegabilidad colombianas que esta aeronave debe de cumplir.

1.6.2 Limitación

Durante el desarrollo del proyecto estará limitado al estudio y análisis estructural que debe cumplir la modificación de la aeronave (**Fi–156 Storch**) en cuanto a fuselaje y tren de aterrizaje para dicha aeronave.

Las limitantes que se presentan para el desarrollo de este proyecto son:

- El acceso a información por parte del fabricante sobre la aeronave (manuales, dimensiones, materiales, planos, configuración, entre otros.

- Restricciones de documentos, por confidencialidad del proyecto.

2. MARCO DE REFERENCIA

2.1 MARCO CONCEPTUAL

Las aeronave desde su inicio al igual que su estructura han sufrido diferentes cambios, evolucionando cada día en hacer de sus estructuras las mas simples y resistentes al uso que se les quiera brindar; ya que en la construcción de una aeronave se puede encontrar casi todos los materiales utilizados por el hombre, es por esto que hoy en día se encuentran diseños, estructuras y materiales que pretenden mejorar las características, funcionamiento y resistencia en las aeronaves.

Por ello el fabricante de una aeronave debe de seleccionar muy bien su diseño, ya que lo que se pretende es lograr lo mejor posible en la construcción de una aeronave.

En este caso el constructor puede seleccionar varios tipos de fuselajes usando tres tipos estructuras como son: Braguero, Monocasco, Semi-monocoque según su conveniencia; en el caso de la aeronave que se analiza se tiene una estructura de tipo Warren Truss o una estructura de braguero, la cual permite obtener una gran resistencia y durabilidad de la aeronave por la complejidad del tipo de estructura que se esta manejando ya que es muy resistente a los posibles

impactos que pueda recibir, y logra satisfacer normalmente los requerimientos que se exigen para la aeronave.

Al igual cuenta esta aeronave un diseño de tren de aterrizaje de tipo patín de cola, que permite mejorar sus características de diseño.

Este tipo de diseño no solo se utiliza en este tipo de aeronaves, este tipo de estructura también es usado en aeronaves de fumigación, deportivas, nuevos proyectos, entre otras ya que permiten un nivel de seguridad para lo que se requiere; ya que este tipo de estructura y trenes de aterrizaje permiten soportar las diferentes cargas a las que esta sometida la aeronave y la disipación de estas.

2.2 MARCO LEGAL

Este proyecto utilizara las regulaciones FAR 23 porque la aeronave con su peso y categoría aplica en esta norma ya que esta es una aeronave ultraliviana y propuesta para categoría acrobática por petición del constructor que desea certificar su aeronave bajo estas normas. Por consiguiente el análisis estructural del fuselaje y tren de aterrizaje del Storch Fi-156 se realizara apoyado en estas normas las cuales están anexas al proyecto.

2.3 MARCO TEORICO

2.3.1 HISTORIA DE LA AERONAVE FI-156 STORCH

Esta aeronave que fue llamada FI-156 Storch o conocido también como “la cigüeña” diseñado durante la segunda guerra mundial como un avión de

reconocimiento y que entro a funcionar a mediados de 1936, fue una de las primeras aeronaves que pasó a la historia como uno de los aparatos más importantes de la Segunda Guerra Mundial, ya que de este tipo de avión se generaron múltiples versiones por su gran versatilidad en su uso ya que contaba con un campo visual inusualmente bueno; esta aeronave tenia una gran característica que era que contaba con la capacidad de aterrizar y despegar en distancias muy cortas ya que podía iniciar su despegue en aproximadamente en 60 metros y conseguía un perfecto aterrizaje en tan solo 20 metros.

Figura 1. Fi-156 Storch, Primer Vuelo 1936. www.Pazmany.Com

Este avión permitía gracias a sus capacidades excepcionales de STOL estar suspendido en el aire sin perder el control, incluso lograba realizar este mismo tipo de maniobras en condiciones no favorables.

El diseño de esta aeronave surgió ante la necesidad de crear un avión para colaborara con las tareas de rescate o extracción de heridos, trabajos de enlace, observadores y comunicaciones durante la Segunda Guerra Mundial. Durante

1936 este avión realizo su primer vuelo haciendo posible todo lo que se quería con esta aeronave, un año después entro en servicio con el ejército.

Las primeras aeronaves de este tipo, contaban con la estructura hecha en madera y una serie de cables permitiendo su gran resistencia, pero luego este fue cambiado por estructuras metálicas usando un tipo de diseño estructural llamado “Warren Truss” que al igual que el anterior permitía mantener las características de esta aeronave pero al mismo tiempo haciéndola mas resistente y una mayor durabilidad de la aeronave.

Luego de terminada la Segunda Guerra Mundial esta aeronave siguió desempeñándose como trasporte de rescate y ambulancia siendo así sus últimos años de funcionamiento.

2.3.2 MATERIALES UTILIZADOS EN LA CONSTRUCCION DE LA AERONAVE Fi-156 STORCH

Como los requerimientos para la construcción de una aeronave se vuelven cada día mas exigentes se ha incrementado el problema para el área de ingeniería y del diseño, fabricar una estructura lo suficientemente fuerte y a su vez liviana para que la aeronave sea capaz de despegar en diversas circunstancias al igual que el de lograr un optimo aterrizaje.

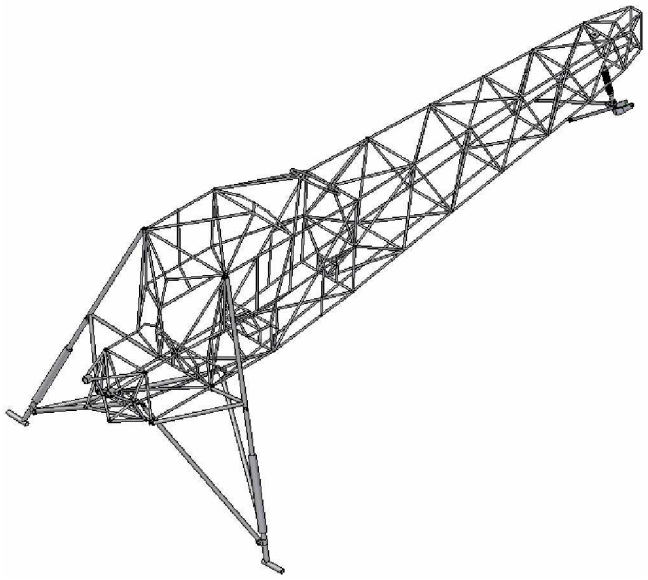


Figura No.2. Estructura de la Aeronave Fi-156

El material que se selecciono para la elaboración de la estructura en general de la aeronave que se ajusta a los diversos requerimientos es el acero Cromo-molibdeno el cual por años ha sido el estándar dentro de la industria aeronáutica ya que su mejores características es su soldabilidad en estructuras tubulares y es capaz de soportar grandes cantidades de esfuerzos.

- **ACEROS ALEADOS**

Se da el nombre de aceros aleados a los aceros que además de los cinco elementos: carbono, silicio, manganeso, fósforo y azufre, contienen también cantidades relativamente importantes de otros elementos como el cromo, níquel, molibdeno, etc., que sirven para mejorar alguna de sus características fundamentales. También puede considerarse aceros aleados los que contienen alguno de los cuatro elementos diferentes del carbono anteriormente citados, en mayor cantidad que los porcentajes que normalmente suelen contener los aceros al carbono, y cuyos límites superiores suelen ser generalmente los siguientes: Si=0.50%; Mn=0.90%; P=0.100% y S=0.100%.

Los elementos de aleación que más frecuentemente suelen utilizarse para la fabricación de aceros aleados son: níquel, manganeso, cromo, vanadio, wolframio, molibdeno, cobalto, silicio, cobre, titanio, circonio, plomo, Selenio, aluminio, boro y Niobio.

La influencia que ejercen esos elementos es muy variada, y, empleados en proporciones convenientes, se obtienen aceros con ciertas características que, en cambio, no se pueden alcanzar con los aceros ordinarios al carbono.

Utilizando aceros aleados es posible fabricar piezas de gran espesor, con resistencias muy elevadas en el interior de las mismas. En elementos de máquinas y motores se llegan a alcanzar grandes durezas con gran tenacidad. Es posible fabricar mecanismos que mantengan elevadas resistencias, aún a altas temperaturas. Hay aceros inoxidables que sirven para fabricar elementos decorativos, piezas de maquinas y herramientas, que resisten perfectamente a la acción de los agentes corrosivos. Es posible preparar troqueles de formas muy complicadas que no se deformen ni agrieten en el temple, etc.

Ø ELEMENTOS DE ALEACIÓN Y SU EFECTO EN EL ACERO

Carbono Incrementa dureza y fuerza

Cromo Incrementa resistencia a la corrosión, dureza y resistencia al desgaste

Manganeso Incrementa dureza y contrarresta posible ruptura derivada del sulfuro

Molibdeno Incrementa dureza, levanta el avance de dureza por calentamiento, realza la resistencia a la corrosión y desgaste.

Fósforo Incrementa dureza, manejo, y resistencia a la corrosión.

Sulfuro Incrementa dureza, levanta el avance de dureza por calentamiento, realza la resistencia a la corrosión y desgaste.

NOTA: Como el material utilizado para la construcción de la aeronave que se esta analizando es el 4130, el cual es una aleación cromo molibdeno, se explicaran un poco más a fondo estos dos elementos:

- **Cromo**

Es uno de los elementos especiales más empleados para la fabricación de aceros aleados, usándose indistintamente en los aceros de construcción, en los de herramientas, en los inoxidables y los de resistencia en caliente. Se emplea en cantidades diversas desde 0.30 a 30, según los casos y sirve para aumentar la dureza y la resistencia a la tracción de los aceros, mejora la templabilidad, impide las deformaciones en el temple, aumenta la resistencia al desgaste, la inoxidabilidad, etc. El cromo se disuelve en la ferrita y muestra una fuerte tendencia a formar carburos de cromo y carburos complejos.

Los aceros con cromo de mayor utilidad son:

- Aceros de construcción, de gran resistencia mecánica de 0.50 a 1.50% de cromo y 0.30 a 0.45% de carbono, aleados según los casos, con níquel y molibdeno para piezas de gran espesor, con resistencias variables de 70 a 150 Kg. /mm2.
- Aceros de cementación con 0.50 a 1.50% de cromo y 0.10 a 0.25% de carbono, aleados con níquel y molibdeno.
- Aceros de nitruración cromo-aluminio-molibdeno.
- Aceros para muelles cromo-vanadio y cromo-silicio.
- Aceros de herramientas con 0.30 a 1.50% de cromo y 0.070 a 1.50% de carbono. En ellos el cromo mejora la penetración de temple, la resistencia al desgaste, permite el temple en aceite y evita deformaciones y grietas.
- Aceros indeformables con 5 a 12% de cromo.

- ü Aceros rápidos y de trabajos en caliente.
- ü Aceros inoxidables martensiticos con 12 y 17% de cromo, aceros austeniticos con 14 a 25% de cromo en cantidades de níquel variables de 8 a 25% y aceros inoxidables con 27% de cromo.

Ø **Molibdeno**

Mejora notablemente la resistencia a la tracción, la templabilidad y la resistencia al deslizamiento de los aceros. Añadiendo solo pequeñas cantidades de molibdeno a los aceros cromo-níqueles, se disminuye o elimina casi completamente la fragilidad, que se presenta cuando estos aceros son revenidos en la zona de 450º a 550º.

El molibdeno aumenta también la resistencia de los aceros en caliente y reemplaza al wolframio en la fabricación de los aceros rápidos, pudiéndose emplear para las mismas aplicaciones aproximadamente una parte de molibdeno por cada dos de wolframio.

El molibdeno se disuelve en la ferrita, pero tiene una fuerte tendencia a formar carburos. Es un potente estabilizador de los carburos complejos y tiende a retarde el ablandamiento de los aceros, durante el revenido.

Los aceros de molibdeno más utilizados son:

- ü Aceros de manganeso-molibdeno, cromo-molibdeno y cromo-níquel-molibdeno de bajo contenido de carbono para cementación, y de 0.15 a 0.40% de carbono para piezas de gran resistencia.
- ü Aceros rápidos con 6 a 10% de molibdeno; son de utilización relativamente parecida a los aceros rápidos al wolframio, pero en ellos el wolframio es sustituido por el molibdeno.

- ü Aceros de 0.50 a 6% de molibdeno que se emplean principalmente para construcciones metálicas, tuberías e instalaciones en refinerías de petróleo, en las que llegan a calentasen de 100º a 300º y deben resistir bien el efecto de esos calentamientos relativamente moderados.

- Ø **CROMO-MOLIBDENO CM 4130**

Composición química:

C	Mn	P	S	Si	Cr	Mo	Fe
0.28-0.33	0.40-0.60	0.035max	0.040max	0.15-0.30	0.80-1.10	0.15-0.25	balance

- Ø **Descripción:**

El CM 4130 es un acero con aleación de Cromo y Molibdeno, esta referido como un acero que tiene un bajo contenido de carbono. El cual es en general de uso aeronáutico, debido a su bien establecida práctica de tratamiento de calor y procesos técnicos. Es un acero con buena penetración de temple y con buenas características de estabilidad hasta temperaturas de más o menos 400 º C.

Tiene una elevada resistencia al deslizamiento en caliente y no presenta fragilidad de revenido.

Es un acero especial para componentes de grande y mediano diámetro en los cuales se requiere alta resistencia a la tracción y tenacidad. La presencia de Molibdeno hace este acero resistente a la fragilidad causada por el temple, y el bajo contenido de carbono le da buenas características de soldabilidad

Es utilizado en la industria automotriz para la construcción de motores, partes y repuestos sometidos a muy altos esfuerzos como cigüeñales ejes de leva, árboles de transmisión, barras de acoplamiento, piñones, ruedas dentadas, estructuras soldables.

Este es un acero de bajo costo, utilizado para la aviación Experimental fundamentalmente por su excelente manejo a la hora de soldar debido a que el (30), de la designación 4130 representa un valor de 0.30 por ciento de contenido de carbono. Este es un valor que se considera de máximo general para soldar. Aleaciones con más del 0.30 por ciento de carbono no podrían ser tan fáciles de soldar, puesto que soldaduras de aceros con un porcentaje de aleación superior a 0.30, serian muy difíciles de obtener sin la posibilidad de rupturas en las juntas de soldaduras, así como inclusiones u oclusiones escondidas.

Aunque el CM 4130 no es del todo ventajoso para todas las aplicaciones aeronáuticas es una buena opción para fuselajes de tubo soldado y aplicaciones que requieren material de hasta 1/8 de pulgadas de anchura. Es utilizado en forma fundida y forjada para una variedad de aplicaciones que requieren alta dureza y fuerza.

El CM 4130 al ser una aleación baja en carbono, tiene relativamente baja dureza, sus óptimas propiedades de combinaciones son desarrolladas y obtenidas en limitadas secciones de grosor con tratamientos de calentamiento y templado. Aun así, aparentemente alcanza dureza y fuerza para muchas aplicaciones bajo un estricto método de normalización, transformándose así en una de las más populares aleaciones de acero por su buen molde-habilidad y simplicidad en soldar junto con excelentes propiedades mecánicas. Es utilizado en su condición de “normalizado” o “normalizado cercano” y no requiere de tratamiento de calor. En el estado normalizado, su máxima tensión de estrés es 95 ksi. Con este valor, CM 4130 mantiene buena dureza a la resistencia a la propagación de ruptura y

elongación a su posibilidad de absorber energía durante una deformación sin quebrarse.

El CM 4130 esta disponible en los EEUU, Canadá, Méjico, Europa, Australia y Brasil en diferentes variables tales como; barras, varas, tubos, placas, láminas, fundido y forjado. Es utilizado para hacer varas de conexión automotriz, chasis de montaje de motores, ejes, accesorios, cojinetes, engranajes, tornillos, cilindros de gas, componentes aeronáuticos, líneas hidráulicas, y partes de maquinarias nitradas.

- **OTROS ACEROS UTILIZADOS EN LA AVIACIÓN**

4140 aleación del cromo-molibdeno, es un acero que tiene como principal característica su dureza que es usado donde se requiere grandes esfuerzos e impactos. Tiene alta resistencia a la fatiga, que hace este material conveniente para los uso tensiones críticas. Puede ser nitrado para aumentar la resistencia al desgaste y a la abrasión.

4340 aleación del cromo-níquel-molibdeno el cual es usado ampliamente como acero de alta dureza. Posee ductilidad notable y dureza. Por su alto contenido de aleaciones es necesario realizar tratamientos térmicos para unificar la dureza. Su alta resistencia a la fatiga lo hace ideal para piezas que estén expuestas a grandes esfuerzos.

6150 este es un acero de aleación cromo-vanadio el cual posee características similares al acero 4340. Tiene buena dureza, buenas características de fatiga y excelente resistencia al impacto y a la abrasión.

2.3.3 ESTRUCTURA DE LA AERONAVE

- **FUSELAJE**

El fuselaje de una aeronave se puede definir como una de las unidades estructurales principales por que es el cuerpo principal de cualquier aeronave, el cual debe ser fuerte y aerodinámico puesto que debe soportar las fuerzas que se crean en vuelo y es aquella que sostiene el equipo (instrumentos, equipos especiales), pasajeros y la carga.

Al igual el fuselaje también es quien soporta las superficies del control y de la estabilización en relaciones específicas a las superficies de elevación, requeridas para la estabilidad del avión y su maniobrabilidad.

En la actualidad las estructuras del fuselaje de una aeronave que se encuentran se pueden dividir en tres tipos, braguero, monocasco, y de tipo semi-monocoque.

Para este caso se destacara el tipo de estructura de tipo reticulado en la cual esta siendo construida la aeronave Fi-156 Storch ya que su diseño fue en esta forma, pero sin dejar de lado los otros dos tipos de estructuras de los fuselajes. Los cuales se explican a continuación.

- **ESTRUCTURA TIPO RETICULADO**

La estructura de tipo reticulado por una parte no posee una forma aerodinámica, donde los elementos estructurales se asemejan a los de un puente donde se usan elementos unidos triangularmente, este tipo de estructura se pueden llevar acabo en madera, tubos de acero, tubos de aluminio, para el caso de la aeronave en estudio su estructura esta hecha en tubos de acero cromo-molibdeno.

En este método para la construcción de la estructura del fuselaje, la forma aerodinámica esta determinada por los llamados formadores y largueros, los cuales son soldados con soldadura autógena para de esta forma lograr un marco o estructura lo suficientemente resistente, esto se consigue al soldar los verticales y horizontales con los largueros y formas una estructura rectangular; esta estructura se acondiciona para soportar los diferentes esfuerzos a los que va a estar sometida esta estructura como son tensión y comprensión, de igual manera a esta tipo de estructura pueden adicionársele nuevos soportes para poder resistir tensiones puede venir de cualquier dirección.

El tipo de uniones por medio de soldadura autógena es utilizado muchas veces para la construcción de aeronaves de kit que son construidas por aficionados a la aviación, ya que brinda grandes características y resistencia y excelentes terminaciones.

Este tipo de fuselaje puede considerarse como una estructura, muy fuerte y que es relativamente baja de peso.

Cabe decir que en este tipo de estructura, el recubrimiento de esta no colabora con la estructura para resistir las fuerzas que obraran sobre el fuselaje.

Estas estructuras de fuselaje se dividen en dos tipos como son: las estructuras "*Pratt"* y "*Warren"* siendo esta última la que se utiliza en la aeronave.

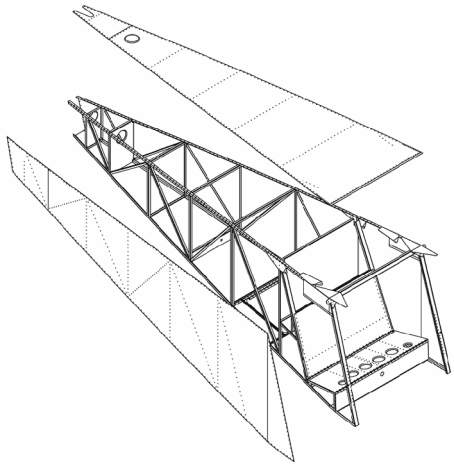


Figura No. 3 Tailboom, Estructura Reticulada.

- **Estructura “Warren”**

Esta estructura es la más rígida entre los dos tipos de estructuras que nombrábamos anteriormente, esta tipo de estructura se caracteriza por prescindir de elementos incapaces de trabajar a la compresión.

Este tipo de fuselaje se construye sobre la base de los cuatro largueros y se unen entre si por elementos diagonales como se muestra, siendo capaces de trabajar a tracción y compresión. En el caso de ser necesario el utilizar una serie de tensores estos actúan en un sentido, teniendo unos elementos actuando a tracción y otros a compresión.

Normalmente los largueros y elementos diagonales son construidos en tubos de acero al cromo molibdeno soldado, como ocurre en el Fi-156 Storch.

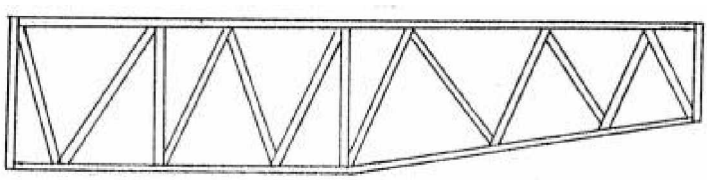


Figura No. 4 Estructura Warren

Figura No. 5 Estructura Críquet Aviation, Jig

- **Estructura "Pratt"**

Esta forma de estructura es menos rígida que la de tipo warren para este caso, los largueros están unidos entre si por elementos verticales y diagonales, los cuales deben trabajar solo a la tracción los cuales son llamados tensores, teniéndose una estructura cableada.

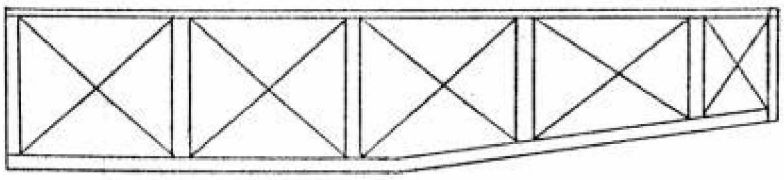


Figura No. 6 Estructura Pratt

- **ESTRUCTURA TIPO "MONOCASCO"**

Esta es un tipo de estructura donde el recubrimiento resistente colabora con su forma estructural, este al mismo tiempo colabora con el resto de la aeronave para

proporcionar resistencia al conjunto de las demás estructuras del avión, dando mayor estabilidad.

Esta estructura consiste en un casco hueco delgado, el cual no cuenta con estructuras transversales ni longitudinales o también recibe este nombre los fuselajes formados por anillos distanciados entre si, a los cuales se fija el revestimiento que tendrá la aeronave.

Actualmente su empleo se limita a aquellos casos en que no deben practicarse aberturas, o si se tienen éstas son pequeñas, de manera tal que la distribución de esfuerzos es mas uniforme.

Actualmente este tipo de estructura es la que ha hecho disminuir las aeronaves con estructuras de tipo reticulado.

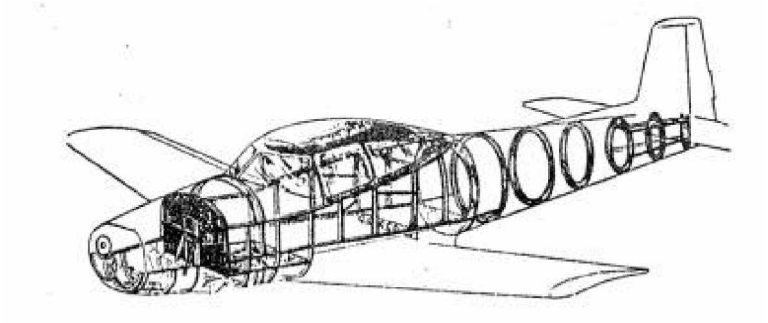


Figura No 7 Estructura Tipo Monocasco

Cuando se la emplea este tipo de estructura se utilizan aleaciones muy livianas con la ventaja de poder aumentar su sección a igualdad de peso, con lo que se logra aumentar la estabilidad del conjunto frente a las cargas que obran sobre el fuselaje.

- **ESTRUCTURA TIPO “SEMI-MONOCOQUE”**

Figura No. 8 Estructura Semimonocoque

Éste es el método mas utilizado en la actualidad para construir todo el fuselaje de aluminio para las aeronaves de tipo comercial. En este caso se tiene primero una serie de formers en forma de las secciones transversales del fuselaje manteniendo esta sección totalmente rígida. Entonces los formers son ensamblados con los elementos longitudinales ligeros llamados los largueros. Éstos alternadamente se cubren con una piel del aluminio.

La mayoría de las aeronaves modernas se construye usando esta técnica, pero utiliza varias secciones grandes construidas siendo estas luego ensambladas por medio de sujetadores para formas el cuerpo del fuselaje.

2.3.4 TREN DE ATERRIZAJE

Es importante en el momento de construir una aeronave realizar una buena elección del tren de aterrizaje que va a utilizar, ya que este es el que va a absorber la energía cinética del impacto del aterrizaje, disminuir vibraciones, dar control, estabilidad y dirección, proveer la habilidad para maniobrar en tierra durante el

taxeo, giro de despegue y aterrizaje, también proveer la capacidad de frenado y protegerlo de la superficie de la tierra, por ello el tren de aterrizaje debe poseer un sistema de amortiguación para poder disminuir el impacto.

El tren de aterrizaje tiene la capacidad de absorber las cargas de aterrizaje y taxeo también como transmitir partes de esta a la estructura. La magnitud de estas fuerzas depende del tipo de avión y su misión.

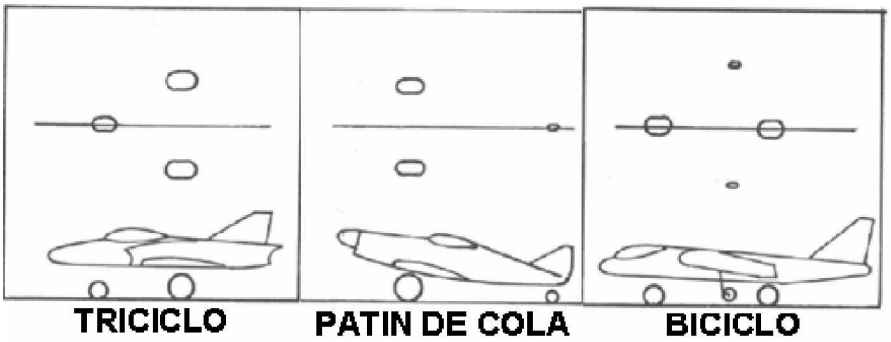
Por esto es que el peso total del avión, su distribución sobre las ruedas principales y la de nariz o de cola, la velocidad vertical de aterrizaje, las dimensiones y presión de las cubiertas y otros, son los factores que influyen sobre la amortiguación del choque y ésta debe ser tal que la estructura del avión no esté expuesta a fuerzas excesivas.

Cabe decir que la verdadera función de la amortiguación de los trenes de aterrizaje es reducir la velocidad vertical del avión a cero, en tal forma que la reacción del suelo nunca exceda de un cierto valor crítico, que se debe considerar para mantener la idoneidad estructural dentro de los márgenes de seguridad en los trenes de aterrizaje.

Existen tres tipos de fuerzas que se pueden considerar en el momento de diseñar el tren de aterrizaje:

- Las cargas verticales que dependen principalmente de la rata de descenso y la rugosidad de las superficies durante el taxeo.
- Las cargas longitudinales causada principalmente por cargas de spin-up, cargas de frenado y cargas de fricción por giros
- Las cargas laterales causadas principalmente en un mal aterrizaje, vientos cruzados en taxeo y giros en tierra

Otro aspecto importante en el momento de tomar la decisión de que tipo de tren es mejor para las condiciones anteriormente mencionadas es mirar la viabilidad de los tipos de trenes entre estos elegir si es fijo o retráctil y si va ha ser triciclo, biciclo, patín de cola o un tren no convencional.



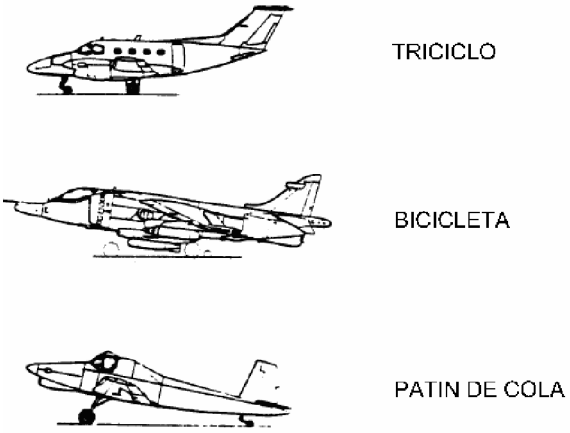


Figura No. 9 Tipos de Trenes de Aterrizaje.

El uso de tren fijo o retráctil depende del tamaño de la aeronave, normalmente un tren fijo es utilizado para aeronaves pequeñas donde no se requieren grandes eficiencias aerodinámicas, mientras que para aviones de gran tamaño y más rápidos se utilizan trenes retractiles para que el rendimiento y la eficiencia sea mayor.

A continuación la siguiente tabla muestra las ventajas entre tren fijo y tren retráctil dependiendo de las características que se requieran

DIFERENCIAS DE UN TREN DE ATERRIZAJE FIJO Y RETRACTIL		
TIPO DE TREN / CARACTERISTICAS	**FIJO**	RETRACTIL
Resistencia aerodinámica	Alta	Mínimo
Peso	Bajo	Alto
Complejidad y costos	Bajo	Alto
Costos de mantenimiento	No considerable	Considerable

Tabla No. 1 Diferencia Tren Fijo y Tren Retráctil

La configuración del tren de aterrizaje para la aeronave (FI-156 Storch) es tipo fijo y con patín de cola, el cual es una de las configuraciones que trae dos llantas principales y una auxiliar en la parte trasera del avión, es también llamado convencional porque fue el mas ampliamente usado en los primeros 40 años de la aviación. Este tipo de tren tiene menor resistencia al avance y menor peso, y permite que las alas generen mayor sustentación en operación de pistas no preparadas que el tren triciclo no permite.

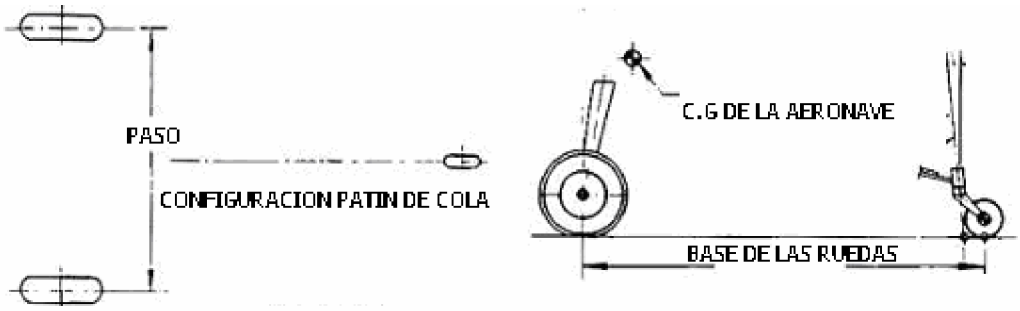


Figura No. 10 Configuración de Patín de Cola

La configuración del patín de cola ofrece una gran ventaja con respecto a la configuración de tren de nariz puesto que el tren de nariz tiene la tendencia a ser muy pesado, si esta diseñado para soportar los grandes esfuerzos consecuentes de operaciones de la aeronave en pistas despavimentadas como lo son la mayoría de las pistas colombianas, además las palas de la hélice puede sufrir daños en el momento en el que está girando en tierra debido a que la hélice está mas cerca con respecto al suelo produciendo un levantamiento de piedra y polvo que puede golpearla y dañarla, por lo contrario con patín de cola la hélice se encuentra en una posición mas alta con respecto al suelo dando mayor seguridad para que esto no ocurra.

Figura No.11 Configuración de Trenes Storch

El tren de aterrizaje tiene dos elementos para la absorción de impactos, estos son:

- Las llantas
- El amortiguador (shock absorber)

Ø SISTEMAS DE AMORTIGUACIÓN

Esta aeronave maneja un sistema de amortiguación más elemental o sencillo que existe, esta constituido por el conjunto de cordones elásticos llamados comúnmente “spring” que es muy utilizado en aeronaves monomotores pequeñas.

El proceso que ocurre es de la siguiente forma: El movimiento de las patas de tren hacen estirar este elástico produciéndose el efecto de amortiguación por parte de los trenes de aterrizaje, como se muestra a continuación.

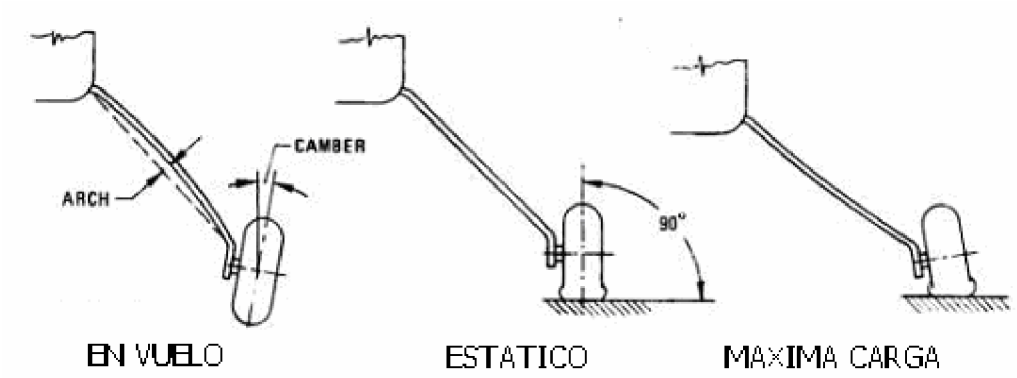


Figura No.12 Condiciones de los Trenes de Aterrizaje

Ø LLANTAS UTILIZADAS EN EL TREN DE ATERRIZAJE

Las llantas de los trenes de aterrizaje están sujetas a grandes cargas estáticas y dinámicas durante taxeo, giros de aterrizaje y de despegue, además las llantas tienen gran importancia en el proceso de amortiguación en el momento del impacto del aterrizaje.

Existen dos tipos de llantas principalmente: las llantas “Bias” las cuales son utilizadas por la aviación general, son menos costosas y se pueden reencauchar pues estas tienen menor duración y las llantas Radiales las cuales son utilizadas

por los aviones comerciales son mas costosas con respecto a las otras pero estas son blindadas con materiales compuestos para darle mayor resistencia y mas duración.

Las llantas están diseñadas para soportar el peso del avión. Generalmente las llantas principales soportan el 90% del peso total del avión y el otro 10% lo soporta el tren auxiliar, pero este experimenta altas cargas dinámicas durante el aterrizaje. Cada llanta (principal) debe estar en la capacidad de soportar la máxima carga estática permisible y la llanta auxiliar la máxima carga dinámica permisible.

El Storch FI-156 utiliza las llantas con las siguientes especificaciones:

2 llantas de tren principal	1 llanta de patín de cola
Marca CONDOR	Marca AERO CLASSIC
Tipo tubo	Tipo tubo
Referencia 600-6	Referencia 2.80/2.50-4
carga Máxima 1750 lbs	Carga máxima 395 lbs

Tabla No. 2 Especificaciones de Llantas del Storch Fi-156

Llanta de tren Llanta de patín de

Figura No.13 Llantas de la Aeronave Fi-156

Ø SHOCK ABSORBER (AMORTIGUADOR)

El amortiguador tiene como función básica absorber y disipar la energía cinética del impacto hasta un nivel tolerable en la estructura de la aeronave.
Los amortiguadores existentes pueden ser divididos en dos clases:
tipo resorte que son aquéllos que usan un resorte sólido hecho de acero o caucho y otros que usan fluido con gas o aceite, o una mezcla de los dos que es llamado generalmente óleo-neumático.

La eficiencia alta y el peso del amortiguador óleo neumático lo hace un diseño preferido para transporte comercial. Mientras que los amortiguadores de resorte son comúnmente usados por los aviones pequeños.

El amortiguador utilizado por el Storch (Fi-156) en el tren principal es tipo steel spring o resorte de acero con un recorrido de 12 in. El patín de cola tiene un recorrido de 8 in.

El tren de aterrizaje esta sujeta a la estructura del Storch como lo muestra la siguiente figura:

Figura No.14 Puntos de Unión de los Trenes de Aterrizaje al Fuselaje

2.3.5 CARGAS ESTRUCTURALES EN UNA AERONAVE

Es claro que la integridad estructural de una aeronave es un factor de gran importancia en el diseño y la construcción del avión; es por esto que ninguna aeronave debería realizar vuelos antes de experimentar un análisis extenso de cómo será su comportamiento durante su vuelo.

Como se sabe las aeronaves están diseñadas conforme a las posibles tensiones estructurales a las que estará expuesta, ya que son estas las que producen las deformaciones en los materiales y la ruptura. Por ello los cálculos de las fuerzas a las que se encontrara sometida una aeronaves son analizadas cuidadosamente, al igual que se deben de estudiar los materiales por que es algo extremadamente importante ya que estos son seleccionados por los diseñadores y constructores basándose en la funcionalidad del avión, teniendo en cuenta que dichos materiales deben de ser resistentes a las diferentes cargas, corrosión, teniendo como característica su fácil manejo, sabiendo que debe ser lo mas barato posible, pero manteniendo sus condiciones de diseño.

- **Esfuerzos que Experimentan las Estructuras**

Los principales esfuerzos de trabajo o tensiones a que está sometida la estructura de una aeronave sea en tierra o en vuelo se clasifican dentro de seis categorías:

- Tracción
- Compresión
- Esfuerzos cortantes
- Flexión
- Torsión
- Esfuerzos de contacto

2.3.6 FORMAS DE UNIÓN (SOLDADURA, TIPO TIG - Tugsten Inert Gas)

Para el desarrollo de este proyecto es de gran importancia en la estructura del Storch la soldadura TIG ya que tiene grandes cualidades para la unión de componentes durante el ensamble. El uso de esta soldadura se ajusta al diseño tubular de la estructura en general.

La sigla TIG corresponde a las iniciales de las palabras inglesas "Tungsten Inert Gas", lo cual indica una soldadura en una atmósfera con gas inerte y electrodo de tungsteno.
El procedimiento TIG puede ser utilizado en uniones que requieran alta calidad de soldadura y en soldaduras de metales altamente sensibles a la oxidación siendo clasificada como GTAW (Gas Tungsten Arc Welding) por la AWS (American Welding Society

El sistema TIG permite estructuras más fuertes, resistentes a la corrosión y dúctiles que las realizadas con electrodos convencionales. Cuando se necesita alta calidad y mayores requerimientos determinación, se hace necesario utilizar el

sistema TIG para lograr soldaduras homogéneas, de buena apariencia y con un acabado completamente liso.

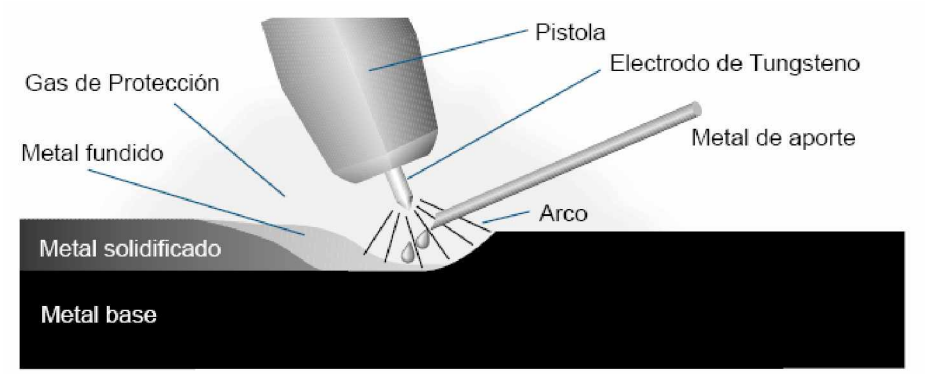


Figura No. 15 Sistema Esquemático de Soldadura TIG

El procedimiento con GTAW puede llevarse a cabo con corriente directa o polaridad directa (Dcsp = direct current staingt polarity); polaridad inversa (Dcrp = direct current reverse polarity); o con corriente alterna de alta frecuencia estabilizada (Achf = alternal current high frec).

Achf y Dcrp son recomendadas para soldar aleaciones de aluminio y magnesio y fundiciones, mientras que Dcsp es recomendada para acero para herramientas, aleaciones de cobre, acero al carbón alto.

Figura No.16 Soldadura TIG

- **UNIONES O JUNTAS PARA EL FUSELAJE**

§ La posición en el que dos o más piezas de tubo vienen unidas se conoce como junta

Figura No. 17 Uniones o Juntas de la Aeronave Fi-156 Storch

§ Las juntas donde se unen dos o más tubos se llaman clusters

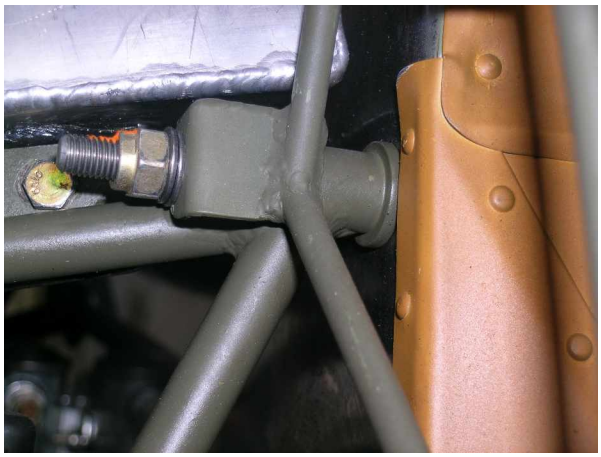


Figura No. 18 Unión Cluster

Un ensamble de tipo tubular con soldadura tipo TIG, es recomendable soldar por puntos, consiste en hacer tres o cuatro puntos de soldadura en contorno de la pieza, estos puntos de soldadura previenen el movimiento de la pieza durante el proceso completo de soldado.

El uso de soldadura TIG en tubos de acero 4130 cromo molibdeno ha venido siendo utilizado en la industria aeronáutica y aeroespacial durante años.

2.3.7 ANALISIS DE ESFUERZOS

El análisis de esfuerzos es fundamentalmente un proceso que estima si la estructura propuesta es o no suficientemente resistente como para soportar las cargas a que estará expuesta durante la operación del avión.

Las cargas totales aplicadas a la estructura son determinadas por los requisitos de aeronavegabilidad del país de origen, juntamente con aquéllos de los países donde va a venderse o a operar la aeronave. Estas cargas requeridas, la especificación del cometido del avión y la naturaleza de los materiales de construcción y de los procesos de fabricación utilizables son los datos elementales de los cuales parte este análisis.

La tarea para el análisis incluye, por tanto, conseguir la máxima ligereza, para lo que empleará los materiales más avanzados y las técnicas de construcción que se encuentren dentro de la capacidad de su compañía. Las soluciones más sencillas son casi siempre las mejores para cualquier problema de diseño.

Si se está al día respecto del avance de materiales y técnicas, el análisis del experto en cálculo de esfuerzos será cada vez más detallado y exacto. Esto tiene una doble idea: reducir peso asegurándose que cada pieza de la estructura es empleada al máximo y además eliminar pruebas de fallo caras.

Por ello, si la tarea primaria del análisis de esfuerzos es asegurar la resistencia adecuada, la tarea secundaria es contribuir para producir estructuras que sean exactamente lo suficientemente resistentes.

Para examinar un elemento estructural se debe:

- Determinar la distribución de la carga a lo largo de la estructura.

- Determinar la extensión para la cual los elementos de la estructura son capaces de soportar las cargas a que se someten.

2.4 TELA CECONITE

Ceconite es el nombre la tela del avión, es una tela muy especial de poliéster que ha llegado a ser un estándar importante de la industria.

La tela de Ceconite es una tela del poliéster que se teje en tres diversos estilos. Todas las telas tienen 70 pulgadas de ancho. Cada estilo es probado y aprobado por la FAA.

Figura No. 19 Telas de Ceconite

Existen tres tipos de tela según el peso las cuales se especifican en la siguiente tabla:

TIPO DE LA TELA	PESO	CUENTA DEL HILO DE ROSCA	RESISTENCIA A RUPTURA
Light (uncertified)	1.7-oz/sq. yarda	98 los x 98/in	Promedio 67 lbs/in
C102	2,6 oz./sq. yarda	68 los x 68/in	Sobre 102 lbs/in
C101	3,4 oz./sq. yarda	65 los x 58/in	Sobre 125 lbs/in

Tabla 3 Tipos de Tela Ceconite

La tela que lleva el Storch es la última indicada en la tabla, esta es una tela utilizada para cualquier aeroplano que reciba un tratamiento brusco y condiciones extremas. Es más fuerte que algodón o el lino, dura más, Resiste mejor y es fácil de utilizar y reparar.

Figura No. 20 Entelado del Storch

3. METODOLOGÍA

3.1 ENFOQUE DE LA INVESTIGACION

No hay ningún camino corto establecido para aprender el análisis de esfuerzos. Las únicas vías consisten en estudiar y trabajar bajo la dirección de personas experimentadas en este campo.

La mejor forma de comenzar a estudiar los esfuerzos de una pieza de la estructura es observarla. En el momento que existen cargas, existen reacciones, así que se observan los puntos de donde proceden las cargas y donde se aplican las reacciones.

La estructura es una conexión entre cargas y reacciones y, debido a ambas, habrá empuje, tracción, cizallamiento, flexión, torsión, o puede estar sujeta a todas o algunas simultáneamente. Para comenzar la parte aritmética. El primer punto del cálculo consiste en equilibrar las cargas externas, esto es, que cada carga esté compensada por su reacción correcta. La comprobación del equilibrado de las cargas externas es un proceso continuo a lo largo del análisis de la estructura. Cada componente debe estar equilibrado con cada una de las cargas. El equilibrado significa que la suma de todas las cargas (o todas las fuerzas) y de todos los momentos es cero.

Para comprobar fácilmente esto, se dividen las fuerzas en partes según los tres ejes que forman entre sí ángulos rectos. Los ejes que se manejaran normalmente son el eje “y” que va de la parte delantera a la posterior del avión, el eje “x” que va de izquierda a derecha atravesando el mismo y el eje “Z” que va de arriba a abajo. Una de las cosas más difíciles en este momento es saber cuándo la carga es positiva o negativa; si se mantiene la comprobación para equilibrar a cero, cualquier error en el signo se detectará enseguida.

En este punto es casi seguro que el trabajo se hará más difícil. Al ser una estructura de avión la pieza a examinar tendrá mucha probabilidad de que sea

estáticamente indeterminada lo cual dichas estructuras necesitan métodos especiales de análisis.

Con la ayuda de computadoras está haciéndose fácil usar el método de elementos finitos. La práctica consiste en dividir la estructura compleja en elementos o partes que pueden examinarse separadamente y sus deflexiones bajo cargas se acoplan con las deflexiones de los elementos vecinos.

3.2 LINEA DE INVESTIGACIÓN

El proyecto que investigación a desarrollar corresponde a la línea de DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE AERONAVES según los parámetros establecidos para el Programa de Ingeniería Aeronáutica

3.3 TECNICAS DE RECOLECCION DE DATOS

Para llevar a cabo el análisis estructural de fuselaje y tren de aterrizaje, se parte inicialmente en realizar un estudio de lo que existe con respecto a este tema, luego conocer todo lo relacionado con los posibles conceptos a tratar (estructuras, materiales, fuselaje y tren de aterrizaje etc.), posteriormente tomar los datos iniciales de la aeronave para empezar a calcular las diferentes fuerzas aplicas , además la utilización de herramientas como lo son los programas computacionales, para proporcionar un modelamiento y validación tanto de fuselaje como de tren de aterrizaje

En este proceso se toman como guía los libros como: Airplane Design de Jan Roskam, Aircraft Design: A Conceptual Approach de Daniel Raymer, Design of

Light Aircraft de Richard D. Hiscocks, Modern Aircraft Design de Martin Hollmann y Lightplane Designer`s Handbook de Evans y las regulaciones FAR 23.

3.4 HIPÓTESIS

Analizar estructuralmente el fuselaje y tren de aterrizaje de la aeronave "**Fi-156 Storch**" que se encuentra en proceso de construcción, modificada aun 75% de su escala original, verificando los requerimientos estructurales que por su categoría debe cumplir partiendo de los datos de diseño facilitados por el constructor.

3.5 VARIABLES

3.5.1 Variables Independientes

Este proyecto utiliza como variables independientes los datos iniciales de diseño los cuales son tomados de la empresa Críquet Aviation con los cuales se llevara acabo el análisis estructural del fuselaje y tren de aterrizaje.

3.5.2 Variables Dependientes

Las Variables Dependientes son los cálculos obtenidos a partir de datos de entrada y los que están bajo la regulación a la cual aplica (FAR 23).

4. DESARROLLO INGENIERIL

En esta sección se llevara a cabo el proceso de análisis del tren y fuselaje del avión Storch (Fi-156) partiendo de unos datos básicos suministrados por la empresa donde esta siendo fabricado el avión, y posteriormente utilizando diferentes ecuaciones se determinaran las cargas a la que estará sometida la aeronave (tren y fuselaje) basándonos en las regulaciones FAR 23 ya que esta aeronave se encuentra en esta categoría y finalmente se validará en un programa de elementos finitos (ANSYS) las cargas que se obtuvieron para concluir si la aeronave resiste estructuralmente o no.

4.1 CARACTERISTICAS DE VUELO PROPORCIONADAS POR EL CONSTRUCTOR

Esta aeronave es una replica al 75% del tamaño del Storch original, construido con planos obtenidos directamente en Alemania y materiales Aeronáuticos certificados. Sus características STOL y performance fueron convalidadas por Ingenieros Aeronáuticos siguiendo las normas ASTM para diseño y performance de “Light Sport Airplanes” y los Reglamentos Aeronáuticos de Colombia para la Aviación deportiva y Recreativa.

Datos a nivel del mar con condiciones atmosféricas ISA.

4.1.1 Información General

Motor	Lycoming O-290	
Potencia del motor	140 hp	
Area alar	172, 43 ft^2	6,73mt^2
Peso	1492.17 lb	676.83kg

Peso en Vacío	1008.17lb	457.3 kg
Rango	247, 5 mi	398, 3 km
Tiempo de vuelo	3 h 18 min	
Techo de servicio	14507 ft	4421, 7 mts

4.1.2 Performance

Velocidad de perdida	28 mph	45 kph
Velocidad de maniobra	75 mph	120.7kph
Velocidad de crucero	95 mph	152.88 kph
Velocidad de picada	120 mph	193, 12 kph
Distancia de aterrizaje	178 ft	54, 3 mts
Distancia de decolaje	196 ft	59, 7 mts
Gradiente de ascenso	16º	0, 28 rad
Rata de ascenso	907 fpm	4,607 mps

4.1.3 Datos Iniciales del Avión

- **Pesos**

Avión vació = 457.3 Kg.

Motor = 132 Kg.

Hélice = 15 Kg.

Bancada = 2.3 Kg.

Piloto = 77.11 Kg.

Copiloto = 77.11 Kg.

Combustible = 65.31 Kg.

Peso de la cola avión = 74.600 Kg.

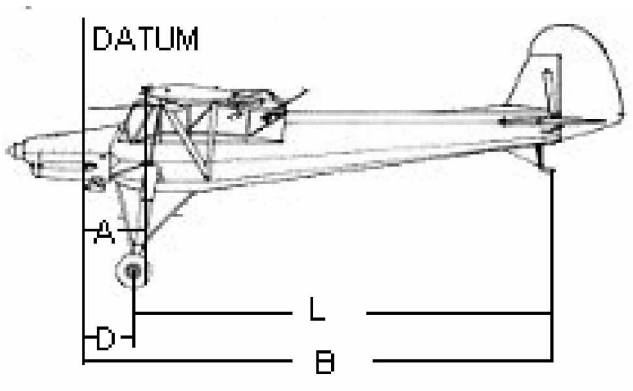


Figura No. 21 Distancias del Datum a los Componentes

Ø **Distancias**

- **Componentes que están delante del datum**

Motor = 0.62 Metros

Hélice =0.939 Metros

Bancada = 0.143 Metros

- **Componentes que están detrás del datum**

Piloto = 0.99 Metros

Copiloto = 1.735 Metros

Tanque = 0.995 Metros

A = 0.353 Metros,

B = 5.426 Metros

D = 0.284 Metros

L = 5.142 Metros

C_{ALA} =1.485 Metros

Datum line =punto de referencia del avión (pared de fuego)

CG. = distancia desde datum de centro de gravedad de la aeronave

A = Distancia desde el datum line hasta el borde de ataque del ala

B = Distancia desde el datum line hasta tren de cola

C_{ALA} = Cuerda

D = Distancia del datum al centro de la rueda del tren principal

L = Distancia entre el centro de la rueda del tren principal y la del patín de cola

4.2 PERFORMANCE (DIAGRAMA V-N)

El propósito del diagrama V-n es determinar los factores de carga vs. sus velocidades correspondientes.

El diagrama del V-n proporciona una covertura de vuelo donde el avión puede volar con seguridad dentro e incluye todas las condiciones de vuelo posibles.

Se puede decir que indica "los parámetros dentro de los cuales un avión se puede funcionar con seguridad, con la capacidad experimental media, en las altitudes de la densidad que varían, las posiciones de la estructura de avión (flaps extensions, tren de aterrizaje y peso), las cargas del ala y la turbulencia atmosférica".

A las velocidades bajas el factor de carga máxima es restringido por el CL máximo del avion. A velocidades más altas los factores de carga de maniobra máximo y mínimo son restringidos por regulacion (FAR 23).

Los factores de la carga fueron establecidos en consideración de la variedad de perfiles de la misión que el avión debe realizar (acrobatico).

El diagrama muestra el factor estructural limite de carga máximo y el factor estructural limite de carga del mínimo. La velocidad esta en millas por hora. Las líneas curvadas demuestran el factor aerodinámico limite de carga debido a la perdida. A ninguna velocidad dada en estas líneas curvadas, el factor de carga no puede exceder el límite aerodinámico que es considerablemente menos que el

límite estructural.

Las cargas del diagrama de la ráfaga asociadas a las ráfagas verticales se deben también evaluar sobre la gama de velocidades.

Estas velocidades críticas varían con los cambios en peso estático y las cagas dinámicas y el CG en una posición extrema estas pueden poner otras limitaciones a la envolvente de vuelo.

Para la realización del diagrama v-n es necesario partir de unas velocidades determinadas en diseño las cuales fueron facilitadas por la empresa:

Velocidad De Perdida (Stall)	Vs = 28 Mph (45.06Kph)
Velocidad De Crucero “Máxima”	Vc = 95 Mph (152.88Kph)
Velocidad De Maniobra	VA = 75 Mph (120.70Kph)
Velocidad De Picada	VD =120Mph (193.12Kph)

La curva esta determinada por:
Ecuación 1[1]

$$n = \frac{C_L S}{390W} * V^2$$

FAR 23 tiene requisitos para los diseñadores para considerar los factores de carga limite máximo (**+ 6**) y mínimo (**-3**) acrobatico y cargas inesperadas de la ráfaga. la ráfaga se representa a menudo como complemento al diagrama del V-n, teniendo el efecto de disminuir la cobertura de vuelo. Estas componentes verticales de la ráfaga pueden variar hasta 50 pie/seg (29,62 Knot) para un avión ligero a velocidad de crucero hasta 20000ft. Y 25 pie/seg (14,81 Knot) para una velocidad de picada ya que la aeronave esta bajo este criterio.

[1] Formula obtenida de W. S. Evans, Lightplene Designer`s Handbook P.87

Las lineas de rafaga estan determinadas por :

Ecuacion 2[2]

$$n_{\lim_{VC}} = 1 + \frac{KgUde_{Vc}VC_{L\alpha}}{498(W/S)}$$

$$n_{\lim_{VD}} = 1 + \frac{KgUde_{VD}VC_{L\alpha}}{498(W/S)}$$

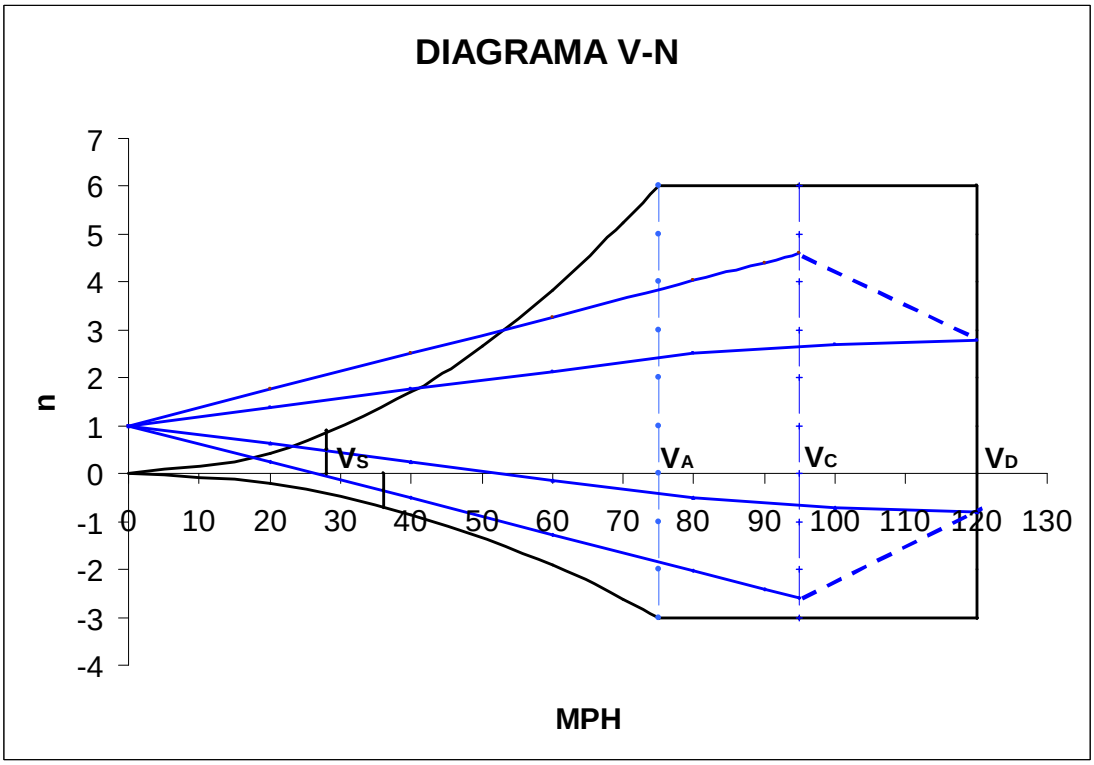


Figura No. 22 Diagrama v-n

Las velocidades máximas permitidas son Va en aire turbulento y puede volar variando su velocidad dentro de los límites del área mostrada, pero no debe operar fuera del área delimitadas por la s lineas externas del diagrama. Si operara inadvertidamente en el exterior del área es decir los límites de carga certificados,

[2] Formula Obtenida de Jan Roskam Airplane Design

o en las velocidades mayores que Vd, fallaria la estructura y entraria en perdida. Debido a que las cargas en las alas son mucho mayor mientras que el avión está volando en estas zonas por lo que es mayor la posibilidad de falla estructural.

4.3 CALCULO DE LA DISTANCIA DEL C.G

- **Calculo De La Distancia Del C.G En Vacío**

Ecuación 3[3]

$$C.G_{VACIO} = D + \frac{R * L}{W}$$

$$C.G_{VACIO} = 0.284mts + \frac{74.600kilos * 5.142mts}{308kg}$$

$$C.G_{VACIO} = 1.529mts$$

Donde.

D = Distancia horizontal desde el datum line hasta tren principal

R = peso de cola del avión

L = Distancia horizontal desde tren principal hasta tren de cola

W = Es el peso de avión vacío sin motor, hélice y bancada

[3] Formula Obtenida de la Advisory Circular 43.13-1B Cap. 10

$$C.G = \frac{(W_{avion} * D_{avion}) - (W_{motor} * D_{motor}) - (W_{bancada} * D_{bancada}) - (W_{helice} * D_{helice})}{W_{avion} + W_{motor} + W_{bancada} + W_{helice}}$$

$$C.G = \frac{(308k * 1.529mts) - (132k * 0.62mts) - (2.3k * 0.143mts) - (15k * 0.939mts)}{308kilos + 132kilos + 2.3kilos + 15kilos}$$

$$C.G = 0.820mts$$

Ecuación 4[4]

$$\%C.G = \frac{(C.G - A) * 100}{C_{ALA}}$$

$$\%C.G = \frac{(0.820 - 0.353mts) * 100}{1.485mts}$$

$$\%C.G = 31.422\%$$

Esto significa que el Centro de Gravedad (CG) esta al 31.42% de la cuerda del ala

- **Calculo De Peso Y Balance Y CG. En Condiciones Extremas**

$$C.G = \frac{(W_{avion} * D_{avion}) - (W_{motor} * D_{motor}) - (W_{bancada} * D_{bancada}) -}{W_{avion} + W_{motor} + W_{bancada} + W_{helice} +}$$

$$\frac{(W_{helice} * D_{helice}) + (W_{piloto} * D_{piloto}) + (W_{copiloto} * D_{copiloto}) + (W_{comb} * D_{comb})}{W_{piloto} + W_{copiloto} + W_{comb}}$$

[4] Formula Obtenida de la Advisory Circular 43.13-1B Cap. 10

$$C.G = \frac{(308k * 1.529mts) - (132k * 0.62mts) - (2.3k * 0.143mts) - (15k * 0.939mts) +}{308kg + 132kg + 2.3kg + 15kg +}$$

$$\frac{(77.11k * 0.99mts) + (77.11k * 1.735mts) + (65.31k * 0.995mts)}{77.11kilos + 77.11kilos + 65.31kilos}$$

$$C.G = 0.960mts$$

$$\%C.G = \frac{(\%C.G - A) * 100}{C_{ALA}}$$

$$\%C.G = \frac{(0.960 - 0.353mts) * 100}{1.485mts}$$

$$\%C.G = 40.892\%$$

Esto significa que el Centro de Gravedad (CG) esta al 40.892% de la cuerda del ala.

4.4 CARGAS DELTREN DE ATERRIZAJE

En el tren de aterrizaje se calcularan las cargas máximas a las que estará sometido (tanto estáticas como dinámicas para el tren de cola) para poder encontrar la máxima energía cinética adsorbida por la amortiguación y posteriormente encontrar las que debe soportar la estructura (Laterales, verticales y longitudinales “Drag”).

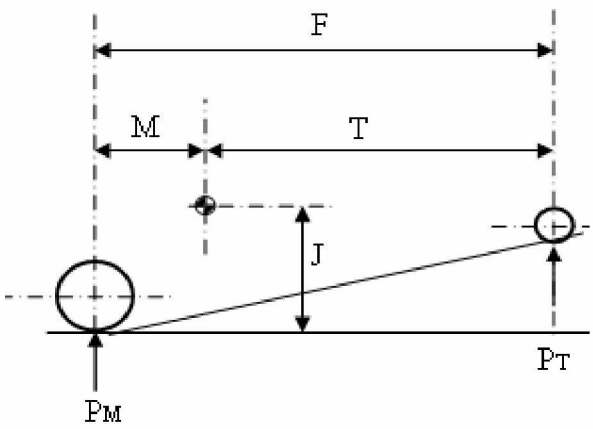


Figura No.23 Ubicación de CG

Donde

F	=	16,87 ft	5.14 mts
J	=	5,118 ft	1.55 mts
T	=	14,652 ft	4.46 mts
M	=	2,218 ft	0.676 mts
N	=	14,652 ft	4.46 mts
W	=	1.492,174 lb	676.83 Kg

Ecuaciones 5[5]

- **Máxima Carga Estática en el Tren Principal**

$$P_M = \frac{W(F-M)}{2F}$$

$$P_M = \frac{1492.174lb(16.870\,ft - 2.218\,ft)}{2*16.87\,ft}$$

$$P_M = 647.975lbf = 2882.33Newton$$

[5] Formulas Obtenida de Jan Roskam Airplane Design

Donde

W = peso full de la aeronave en lbs.

F = distancia de tren principal a tren de cola en Ft.

M = distancia del tren principal al C G.

- **Máxima Carga Estática en el Tren de Cola**

$$P_{TSMAX} = \frac{W(F-T)}{F}$$

$$P_{TSMAX} = \frac{1492.174lb(16.870\,ft - 14.652\,ft)}{16.870\,ft}$$

$$P_{TSMAX} = 196.224lbf = 872.84Newton$$

Donde

W = peso full de la aeronave en lbs.

F = distancia de tren principal a tren de cola en Ft.

T = distancia del C G al patín de cola.

- **Carga Dinámica en el Tren de Cola**

$$F_{TD} = P_{TSMAX} + \frac{10J*W}{32.2*F}$$

$$F_{TD} = 196.224lb + \frac{10*5.118\,ft*1492.17lb}{32.2*16.870\,ft}$$

$$F_{TD} = 336.81lbf = 1498.203Newton$$

Donde

W = peso full de la aeronave en lbs.

F = distancia de tren principal a tren de cola en Ft.

J = Altura del C G.

- **Máxima Carga Dinámica para el Tren de Cola**

$$P_{n_{DYNRT}} = \frac{W(L_m + \frac{a_x}{g} * h_{cg})}{n_t(L_m + L_t)}$$

$$P_{n_{DYNRT}} = \frac{1492.174lb(2.218\,ft + 0.35 * 5.118\,ft)}{1(2.218\,ft + 14.652\,ft)}$$

$$P_{n_{DYNRT}} = 354.667lbf = 1557.63Newton$$

Donde:

a_x/g = 0.35 para frenos simples

w = peso del avión en Lbs

l_m =Distancia del centro de gravedad al tren principal

l_t = Distancia del centro de gravedad al tren de cola

h_{cg} = la altura medida desde el suelo hasta centro de gravedad

- **Cargas del Tren de Aterrizaje Principal**

Las cargas del tren de aterrizaje tanto vertical, lateral como longitudinal drag se calcularan a continuación:

- **Carga Vertical**

La carga vertical del tren de aterrizaje depende de la rata de descenso que también es llamada velocidad de descenso y esta definida por:

Ecuación 6[6]

$$Vd = 4.4 * \left(\frac{W}{S}\right)^{1/4}$$

$$Vd = 4.4 * \left(\frac{1492.174 lbs}{172.46\, ft^2}\right)^{1/4}$$

$$Vd = 7.546\, ft / seg$$

$$Vd = 2.300\, {}^{mt}\!/_{seg}$$

Donde

Vd = velocidad de descenso

W = peso full de la aeronave en lbs.

S = Área del ala

Ecuaciones 7[7]

$$E_t = n_s * P_m * N_g * (\eta_t * S_t + \eta_s * S_s)$$

$$E_t = 2 * 647.975 lb * 3 * (0.47 * 0.35\, ft + 0.50 * 1\, ft)$$

$$E_t = 2583.47 lbf . ft$$

$$E_t = 3502.715 Newton - metro$$

Donde:

E_t = máxima energía cinética absorbida por el tren principal

n_s = numero de struts del tren principal

[6] Formula Obtenida De W. S. Evans, Lightplene Designer`S Handbook P.81

[7] Formulas Obtenida de Jan Roskam Airplane Design

P_m = carga máxima estática del tren principal por strut

N_g = factor de carga del tren de aterrizaje

η_t = coeficiente de absorción de energía de la llanta

S_t = máxima deflexión permisible de la rueda

η_s = coeficiente de absorción del amortiguador

S_s = carrera del amortiguador

$$PVT = n_s * P_m * N_g$$
$$PVT = 2 * 647.975 lb * 3$$
$$PVT = 3887.85 lbf _ 1577.63 Newton$$

Donde:

PVT = Carga vertical del tren principal

n_s = numero de struts del tren principal

P_m = carga máxima estática del tren principal por strut

N_g = factor de carga del tren de aterrizaje

- **Carga Lateral**

Ecuación 8[8]

$$P_l = \frac{W}{2} * 1.33$$

$$P_l = \frac{1492.174 lb}{2} * 1.33$$

$$P_l = 992.296 lbf _ 4413.953 Newton$$

[8] Formula obtenida de W. S. Evans, Lightplene Designer`s Handbook P.81

Donde

P_l = carga lateral

W = peso full de la aeronave en lbs.

- **Carga Longitudinal (Drag)**

Ecuaciones 9[9]

Factor de carga limite (FPL) = $\frac{Vd^2}{64.4*(S\eta_t)}$

FPL = $\frac{7.546\,ft/s^2}{64.4*(0.6645)}$

FPL = 1.331

Carga limite (PL) = (FPL-0.667)*W

PL = (1.331-0.667)*1492.174lbs

PL = 990.401lbf =4405.519 Newton

PL/WL= PL/2

PL/WL= 990.401/2

PL/WL = 495.201 lbf =2202.764 Newton

Carga longitudinal drag ($D_{L)}$ = 0.25*PL

D_L = 0.25*990.401 lbs

D_L = 247.600 lbf _ 1101.38 Newton

Donde

Vd = velocidad de descenso

[9] Formula obtenida de W. S. Evans, Lightplene Designer`s Handbook P.81

$S\eta_t$ = sumatoria del coeficiente de absorción de energía de la llanta por la máxima deflexión permisible de la rueda mas el coeficiente de absorción del amortiguador por la carrera del amortiguador

W = peso full de la aeronave en lbs.
PL/WL = Carga limite por llanta

- **Cargas del Tren de Aterrizaje de Cola**

Las cargas del tren de aterrizaje de cola tanto vertical, lateral como longitudinal drag se calcularan a continuación:

- **Carga Vertical**

$$E_t = n_s * P_T * N_g * (\eta_t * S_t + \eta_s * S_s)$$
$$E_t = 1 * 196.224 lb * 3 * (0.47 * 0.25 ft + 0.50 * 0.66 ft)$$
$$E_t = 263.430 lbf . ft = 357.1631 Newton \times metro$$

$$PVT = n_s * P_T * N_g$$
$$PVT = 1 * 196.224 lbf * 3$$
$$PVT = 588.672 lbf = 2618.544 Newton$$

- **Carga Lateral**

Según FAR 23 Sec 23.497 Para la carga lateral, es asumida una reacción en tierra vertical limite igual a la carga estática en la rueda de cola, en combinación con una componente lateral de igual magnitud.

4.4.1 Análisis y Resultados por Elementos Finitos del Tren de Aterrizaje

- **Tren principal**

  - **modelo**

"Modelo" geometría obtenida de conjunto Solid Edge

Name	Material	Mass (lbm)	Volume (in³)	Nodes	Elements
"Pieza 1.par:1"	*"STEEL4130"*	8.51	30.08	25136	12476
"Pieza 2.par:1"	*"STEEL4130"*	3.41	12.04	33719	16755
"Pieza 4.par:1"	*"STEEL4130"*	0.42	1.49	539	222
"Pieza 5.par:1"	*"STEEL4130"*	2.98	10.54	34586	18424
"Part6.par:1"	*"STEEL4130"*	8.77	30.98	31261	15393
"Rin.par:1"	*"Aluminum Alloy"*	22.26	222.29	5335	3306
"Rueda.par:1"	*"Rubber"*	31.23	909.27	16378	10435

Tabla 4 Geometría y Materiales del Tren Principal

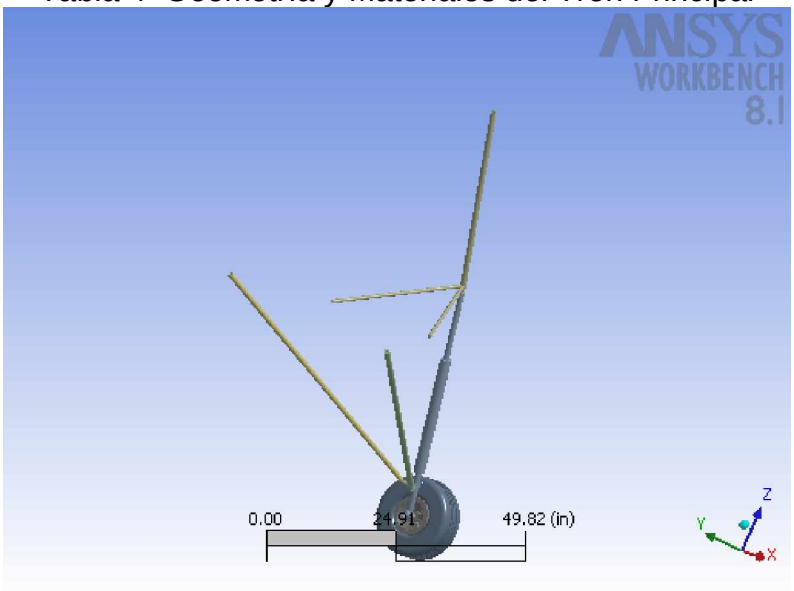


Figura No. 24 Tren Principal

§ Propiedades del material

***STEEL4130* Properties**		
Name	**Type**	**Value**
Modulus of Elasticity	Temperature-Independent	2.9×10^{7} psi
Poisson's Ratio	Temperature-Independent	0.32
Mass Density	Temperature-Independent	0.28 lbm/in³
Coefficient of Thermal Expansion	Temperature-Independent	0.0 1/°F
Specific Heat	Temperature-Independent	0.0 BTU/lbm·°F

***"STEEL4130"* Stress Limits**		
Name	**Type**	**Value**
Tensile Yield Strength	Temperature-Independent	75,000.0 psi
Tensile Ultimate Strength	Temperature-Independent	95,000.0 psi
Compressive Yield Strength	Temperature-Independent	75,000.0 psi
Compressive Ultimate Strength	Temperature-Independent	90,000.0 psi

Tabla 5 Propiedades del Material del Tren Principal

***"Aluminum Alloy"* Properties**		
Name	**Value**	**Temperature**
Modulus of Elasticity	1.03×10^{7} psi	
Poisson's Ratio	0.33	
Mass Density	0.1 lbm/in³	
Coefficient of Thermal Expansion	1.28×10^{-5} 1/°F	
Thermal Conductivity	1.52×10^{-3} BTU/s·in·°F	-148.0 °F
Thermal Conductivity	1.93×10^{-3} BTU/s·in·°F	32.0 °F
Thermal Conductivity	2.21×10^{-3} BTU/s·in·°F	212.0 °F
Thermal Conductivity	2.34×10^{-3} BTU/s·in·°F	392.0 °F
Specific Heat	0.21 BTU/lbm·°F	

Tabla 6 Propiedades del Aluminio para el Rin

***"Aluminum Alloy"* Stress Limits**	
Name	**Value**
Tensile Yield Strength	40,610.58 psi
Tensile Ultimate Strength	44,961.71 psi
Compressive Yield Strength	40,610.58 psi
Compressive Ultimate Strength	0.0 psi

Tabla 7 Limite de Esfuerzos del Aluminio

***"Rubber"* Properties**	
Name	**Value**
Modulus of Elasticity	159,541.56 psi
Poisson's Ratio	0.42
Mass Density	3.43×10^{-2} lbm/in³
Coefficient of Thermal Expansion	1.28×10^{-4} 1/°F
Thermal Conductivity	3.74×10^{-6} BTU/s·in·°F
Specific Heat	7.06×10^{-2} BTU/lbm·°F

Tabla 8 Propiedades del neumático

***"Rubber"* Stress Limits**	
Name	**Value**
Tensile Yield Strength	3,625.94 psi
Tensile Ultimate Strength	4,786.25 psi
Compressive Yield Strength	0.0 psi
Compressive Ultimate Strength	0.0 psi

Tabla 9 Limite de Esfuerzos del Neumático

§ Enmallado

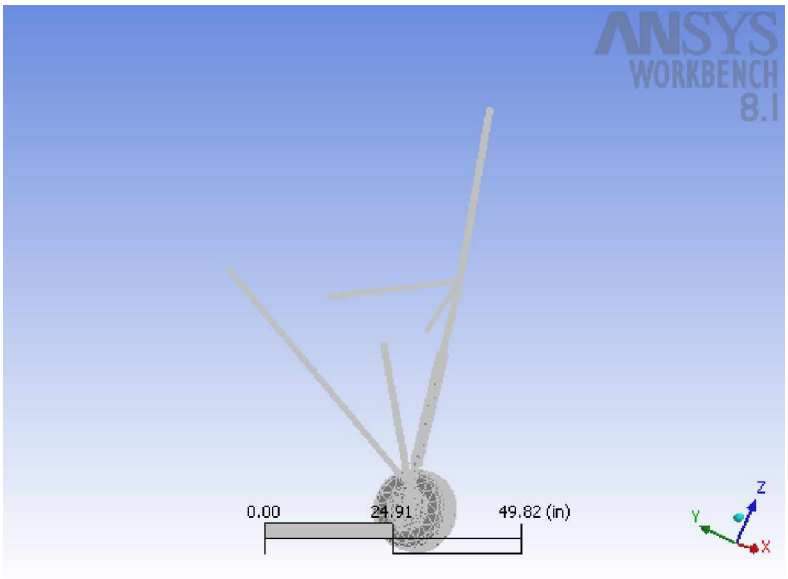


Figura No. 25 Enmallado del Tren Principal

§ Procedimiento

Al modelo del tren principal se le aplicaron las cargas vertical, lateral y longitudinal correspondientes a los valores hallados anteriormente de 3887lb, 992lb y 247lb, estas fuerzas generan una resultante de 4019.18lbf, posteriormente se localizaron los puntos de acople del tren al fuselaje y se tomaron como puntos de fijación para observar el comportamiento que tiene la estructura bajo estas fuerzas.

§ Cargas aplicadas a la estructura

Name	Type	Magnitude	Vector	Reaction Force	Reaction Force Vector	Reaction Moment	Reaction Moment Vector	Location
"Remote Force"	Force at 3D Point	4,019.18 lbf	[-992.0 lbf x, 247.0 lbf y,3,887.0 lbf z]	N/A	N/A	N/A	N/A	[5.5 in x,0.0 in y,-0.1 in z]

Tabla 10 Cargas Estructurales del Tren Principal

§ Puntos de fijación

Structural Supports					
Name	**Type**	**Reaction Force**	**Reaction Force Vector**	**Reaction Moment**	**Reaction Moment Vector**
"Fixed Support"	Fixed Surface	1,007.34 lbf	[-863.4 lbf x, -170.02 lbf y, 490.28 lbf z]	238.08 lbf·in	[93.77 lbf·in x, -213.98 lbf·in y, 45.84 lbf·in z]
"Fixed Support 2"	Fixed Surface	203.06 lbf	[156.97 lbf x, -99.14 lbf y, -82.27 lbf z]	107.35 lbf·in	[-49.08 lbf·in x, -61.14 lbf·in y, 73.32 lbf·in z]
"Fixed Support 3"	Fixed Surface	220.42 lbf	[-180.4 lbf x, 85.27 lbf y, -93.64 lbf z]	77.51 lbf·in	[24.85 lbf·in x, 69.94 lbf·in y, 22.33 lbf·in z]
"Fixed Support 4"	Fixed Surface	163.47 lbf	[-131.1 lbf x, -61.66 lbf y, -75.73 lbf z]	123.65 lbf·in	[-38.67 lbf·in x, 116.67 lbf·in y, -13.55 lbf·in z]
"Fixed Support 5"	Fixed Surface	4,589.2 lbf	[2,009.93 lbf x, -1.44 lbf y, -4,125.64 lbf z]	181.84 lbf·in	[-159.76 lbf·in x, 19.54 lbf·in y, -84.63 lbf·in z]

Tabla 11 Soportes Estructurales del Tren Principal

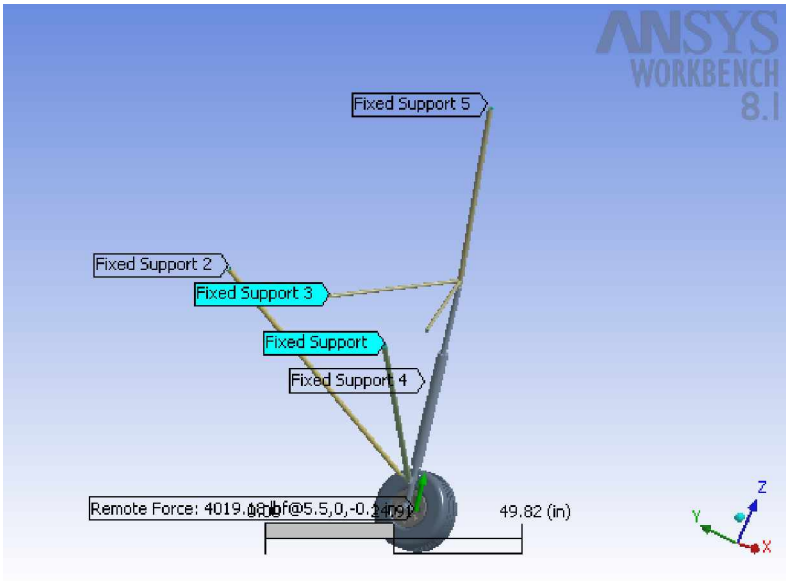


Figura No. 26 Soportes Fijos del Tren Principal

Las reacciones que se producen en los puntos de fijación con los que cuenta el tren de aterrizaje principal que se ven en la tabla se generan debido a la transmisión de la fuerza que se le aplico al tren de aterrizaje y que corresponden a la configuración que tiene este y la función para la que cada componente fue diseñado.

§ Solución

Resultados estructurales

Values			
Name	**Minimum**	**Maximum**	**Alert Criteria**
"Equivalent Stress"	3.23 psi	137,194.93 psi	None
"Maximum Shear Stress"	1.86 psi	79,077.44 psi	None
"Total Deformation"	0.0 in	0.54 in	None

Tabla 12 Resultados de los Esfuerzos del Tren Principal

Factor de seguridad

Results			
Name	**Type**	**Minimum**	**Alert Criteria**
"Stress Tool"	Safety Factor	0.55	None
"Stress Tool"	Safety Margin	-0.45	None

Tabla 13 Factor de Seguridad del Tren Principal

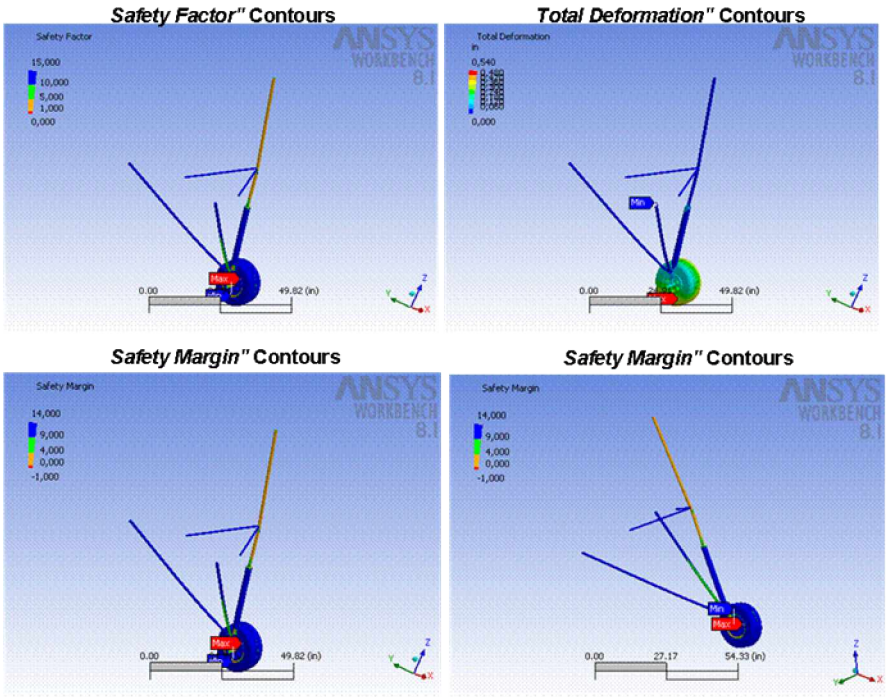


Figura No. 27 Resultados de los Esfuerzos en el Tren Principal

Estudiando los resultados obtenidos a través del análisis estructural por medio de Ansys, encontramos que este tren de aterrizaje puede presentar una falla en la sección del acople del tren con el eje de la rueda ya que el factor de seguridad que se presenta es de 0,55 el cual se encuentra por debajo del valor se seguridad establecido que es de 1,5 para cualquier componente de aviación.

- **Tren De Cola**

  - **Pieza**

La geometría de la pieza fue obtenida a través de *Solid Edge®*

Name	Material	Mass (lbm)	Volume (in³)	Nodes	Elements
"Pieza 1.par:1"	*"STEEL4130"*	7.22	25.52	6282	2776
"Pieza 2.par:1"	*"STEEL4130"*	2.31	8.15	1885	853
"Pieza 2.par:2"	*"STEEL4130"*	2.31	8.15	1885	853
"Rueda.par:1"	*"Rubber"*	3.28	95.44	27682	17298
"Rin.par:1"	*"Aluminum Alloy"*	0.98	9.78	2605	1198
"eje trasero.par:1"	*"STEEL4130"*	0.18	0.62	970	176
"Arandela 1.par:1"	*"STEEL4130"*	1.64×10^{-3}	5.8×10^{-3}	268	29
"tornillo 1.par:1"	*"STEEL4130"*	2.53×10^{-2}	8.95×10^{-2}	1475	811
"Tuerca 1.par:1"	*"STEEL4130"*	0.01	3.68×10^{-2}	1530	821
"Arandela 1.par:2"	*"STEEL4130"*	1.64×10^{-3}	5.8×10^{-3}	268	29
"tornillo 1.par:2"	*"STEEL4130"*	2.53×10^{-2}	8.95×10^{-2}	1475	811
"Tuerca 1.par:2"	*"STEEL4130"*	0.01	3.68×10^{-2}	1530	821

Tabla 14 Geometría y Materiales del Tren de Cola

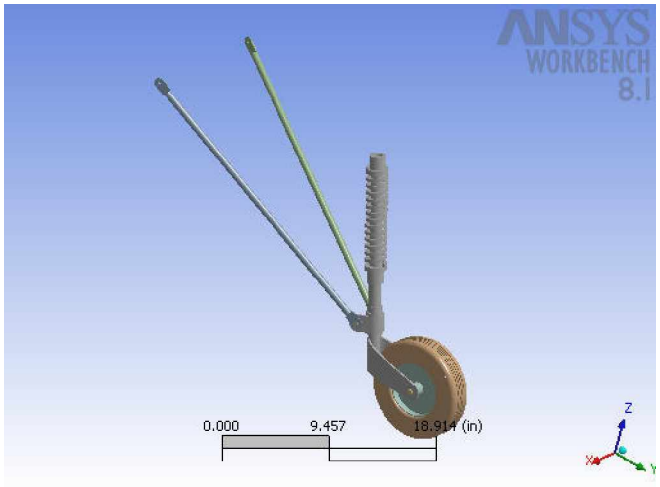


Figura No. 28 Tren de Cola

§ Propiedades del material

STEEL4130 **Properties**		
Name	**Type**	**Value**
Modulus of Elasticity	Temperature-Independent	2.9×10^{7} psi
Poisson's Ratio	Temperature-Independent	0.32
Mass Density	Temperature-Independent	0.28 lbm/in³
Coefficient of Thermal Expansion	Temperature-Independent	0.0 1/°F
Specific Heat	Temperature-Independent	0.0 BTU/lbm·°F

Tabla 15 Propiedades del Material del Tren de Cola

"STEEL4130" **Stress Limits**	
Name	**Value**
Tensile Yield Strength	75,000.0 psi
Tensile Ultimate Strength	95,000.0 psi
Compressive Yield Strength	75,000.0 psi
Compressive Ultimate Strength	90,000.0 psi

Tabla 16 Limites Esfuerzos del Tren de Cola

"Aluminum Alloy" Properties		
Name	**Value**	**Temperature**
Modulus of Elasticity	1.03×10^{7} psi	
Poisson's Ratio	0.33	
Mass Density	0.1 lbm/in³	
Coefficient of Thermal Expansion	1.28×10^{-5} 1/°F	
Thermal Conductivity	1.52×10^{-3} BTU/s·in·°F	-148.0 °F
Thermal Conductivity	1.93×10^{-3} BTU/s·in·°F	32.0 °F
Thermal Conductivity	2.21×10^{-3} BTU/s·in·°F	212.0 °F
Thermal Conductivity	2.34×10^{-3} BTU/s·in·°F	392.0 °F
Specific Heat	0.21 BTU/lbm·°F	

Tabla 17 Propiedades del Aluminio para el Rin del Tren de Cola

"Aluminum Alloy" Stress Limits	
Name	**Value**
Tensile Yield Strength	40,610.58 psi
Tensile Ultimate Strength	44,961.71 psi
Compressive Yield Strength	40,610.58 psi

Tabla 18 Limites de Esfuerzos del Aluminio del Tren de Cola

"Rubber" Properties		
Name	**Type**	**Value**
Modulus of Elasticity	Temperature-Independent	159,541.56 psi
Poisson's Ratio	Temperature-Independent	0.42
Mass Density	Temperature-Independent	3.43×10^{-2} lbm/in³
Coefficient of Thermal Expansion	Temperature-Independent	1.28×10^{-4} 1/°F
Thermal Conductivity	Temperature-Independent	3.74×10^{-6} BTU/s·in·°F
Specific Heat	Temperature-Independent	7.06×10^{-2} BTU/lbm·°F

Tabla 19 Propiedades del Neumático del Tren de Cola

"Rubber" Stress Limits		
Name	**Type**	**Value**
Tensile Yield Strength	Temperature-Independent	3,625.94 psi
Tensile Ultimate Strength	Temperature-Independent	4,786.25 psi
Compressive Yield Strength	Temperature-Independent	0.0 psi
Compressive Ultimate Strength	Temperature-Independent	0.0 psi

Tabla 20 Limites de Esfuerzos del Neumático del Tren de Cola

§ Enmallado

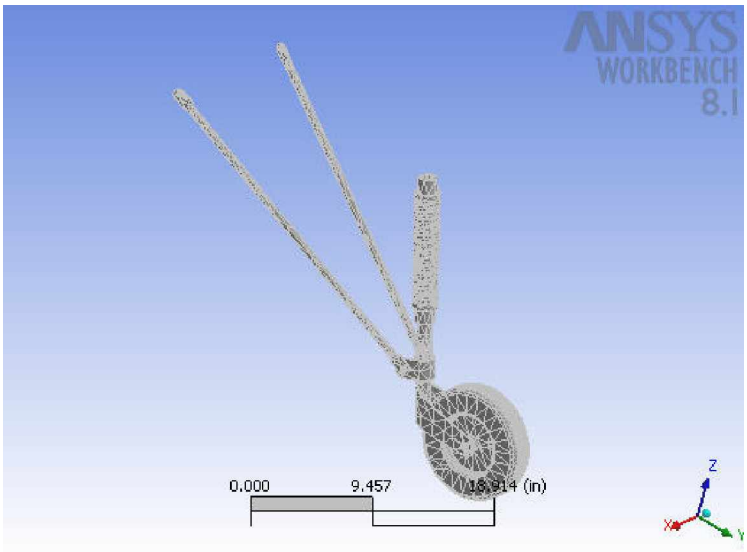


Figura No.29 Enmallado del Tren de Cola

§ Procedimiento

Al modelo del tren de cola se le fueron aplicadas las cargas lateral y vertical correspondientes a los valores hallados anteriormente de 588lb y 196lb donde 588lb fue ubicado a 45° por regulación (FAR 23 Sec. 23.497), estas fuerzas generan una resultante de 618.16lbf, posteriormente se fijó de los puntos donde el tren de cola se une al fuselaje para mirar su comportamiento bajo estas fuerzas.

§ Cargas aplicadas a la estructura

Structural Loads								
Name	**Type**	**Magnitude**	**Vector**	**Reaction Force**	**Reaction Force Vector**	**Reaction Moment**	**Reaction Moment Vector**	**Location**
"Remote Force"	Force at 3D Point	618.16 lbf	[196.0 lbf x, 415.0 lbf y,415.0 lbf z]	N/A	N/A	N/A	N/A	[0.0 in x,5.15 in y,0.75 in z]

Tabla 21 Cargas Estructurales del Tren de Cola

Puntos de fijación

Structural Supports					
Name	**Type**	**Reaction Force**	**Reaction Force Vector**	**Reaction Moment**	**Reaction Moment Vector**
"Fixed Support"	Fixed Surface	1,196.92 lbf	[0.56 lbf x, 573.81 lbf y, -1,050.41 lbf z]	1,589.96 lbf·in	[1,565.76 lbf·in x, -58.31 lbf·in y, 270.17 lbf·in z]
"Fixed Support 2"	Fixed Surface	105.7 lbf	[19.29 lbf x, -83.18 lbf y, 62.3 lbf z]	75.01 lbf·in	[72.6 lbf·in x, 18.63 lbf·in y, 2.9 lbf·in z]
"Fixed Support 3"	Fixed Surfa ce	1,090.59 lbf	[-209.85 lbf x, -900.63 lbf y, 578.11 lbf z]	60.53 lbf·in	[58.96 lbf·in x, -13.67 lbf·in y, 0.69 lbf·in z]

Tabla 22 Soportes Estructurales del Tren de Cola

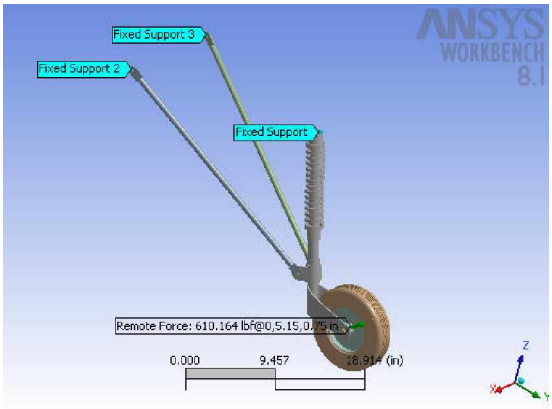


Figura No. 30 Cargas y Soportes del Tren de Cola

§ Solución

Resultados estructurales

Name	Minimum	Maximum	Alert Criteria
"Equivalent Stress"	1.28×10^{-2} psi	74,560.78 psi	None
"Maximum Shear Stress"	7.1×10^{-3} psi	38,684.49 psi	None
"Total Deformation"	0.0 in	0.13 in	None

Tabla 23 Resultados Estructurales del Tren de Cola

Factor de seguridad

Name	Type	Minimum	Alert Criteria
"Stress Tool"	Safety Factor	1.01	None
"Stress Tool"	Safety Margin	5.89×10^{-3}	None

Tabla 24 Factores de Seguridad del Tren de Cola

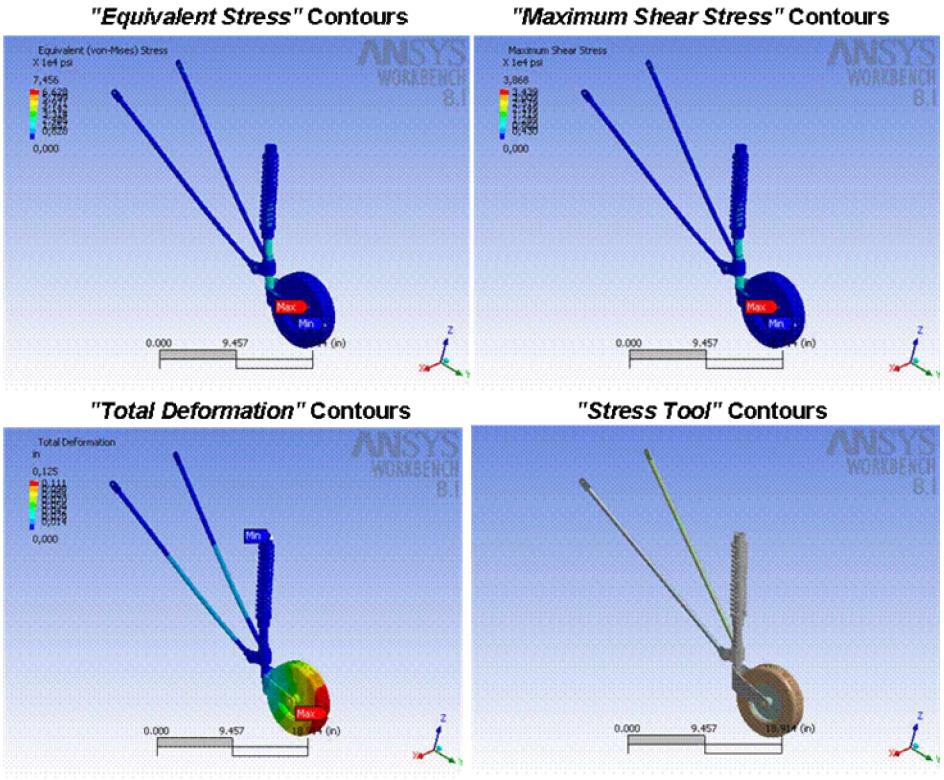


Figura No. 31 Resultados de los Esfuerzos del Tren de Cola

Analizando los resultados obtenidos se encontró que el tren de cola en la parte de la unión del tren con el soporte del eje de la rueda sufre los máximos esfuerzos como se muestra en la figuras anteriores obtenidas a través del programa ansys que nos permite ver específicamente en que puntos se ejercen estos esfuerzos; dando a concluir que se debe mantener esta pieza en constante observación ya

que no cuenta con la seguridad mínima permisible, con la que debería de contar es decir con un factor de seguridad de 1,5 ya que en este momento contaría con uno de 1.01.

4.5 CARGAS EN EL FUSELAGE

4.5.1 Calculo de Velocidad de Maniobra

El cálculo de esta velocidad se realiza para poder determinar la velocidad límite a la cual el piloto puede maniobrar la aeronave sin exceder los límites estructurales a la cual fue diseñada, teniendo como punto de referencia las gravedades o factor de carga a la que esta sometida la aeronave (n) según FAR 23 para categoría acrobática 6 g´s.

Ecuaciones 10[10]

$$V_A = \sqrt{\frac{2*Weight*n}{0.00238*S*C_L}}$$

$$V_A = \sqrt{\frac{2*1492.174lb*6}{0.00238*172.46\,ft^2*1.6}}$$

$$V_A = 165.123\,ft/s$$

$$V_A = 112.58mph$$

$$V_A = 181.17kph$$

La velocidad de maniobra para la aeronave es 112.58 mph

Donde:

V_A = velocidad de maniobra

[10] Formulas obtenidas de Hollman Martin, Modern Aircraft Design Vol 2

Weight = peso de la aeronave en lb

n = factor de carga en gravedades g´s

S = área de los planos de sustentación en ft^2

C_L = coeficiente de sustentación

4.5.2 Cálculo de Fuerzas en el Estabilizador Horizontal

El cálculo de esta fuerza se realiza para determinar como esta afecta al fuselaje y se puede determinar con la siguiente ecuación:

$$F_H = 1/2 * 0.00238 * V_A^{\ 2} * C_{lT} * S_H$$
$$F_H = 1/2 * 0.00238 * (165.123\, ft/s)^2 * 1.2 * 30.354\, ft^2$$
$$F_H = 1181.84 lbf$$
$$F_H = 5257.08 N$$

La fuerza desarrollada a velocidad de maniobra por el estabilizador horizontal es 1181.84 lbf.

Donde:

F_H = fuerza en el elevador en Lbf

V_A = velocidad de maniobra en ft/seg

Cl_T = coeficiente de sustentación del elevador

S_H = área del estabilizador horizontal en ft^2

4.5.3 Cálculos de Momentos de Inercia

Los momentos de inercia se obtuvieron por medio de Solid Edge, estos fueron realizados en cuanto a la necesidad de hallar las fuerzas generadas por las masas de los diferentes elementos agrupados, en relación con el centro de gravedad de la aeronave; los cuales se enuncian a continuación.

- **Calculo de Momento de Inercia de Cabina**

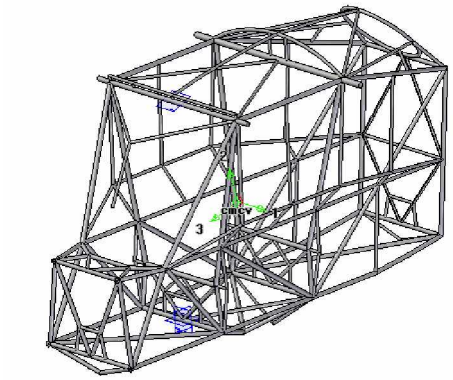


Figura No. 32 Cabina del Storch

Masa = 78.81 Kg

Volumen = 0.011 m^3

Momento de Inercia de la Masa

Ixx = 74.96 Kg-m^2

Iyy = 38.73 Kg-m^2

Izz = 48.11 Kg-m^2

Ixy = -0.06 Kg-m^2

Ixz = -0,10 Kg-m^2

Iyz = -19.77 Kg-m^2

Momentos de Inercia Principales

Ix = 44.04 Kg-m^2

Iy = 37.15 Kg-m^2

Iz = 18.77 Kg-m^2

- **Calculo de Momento de Inercia de Tailboom**

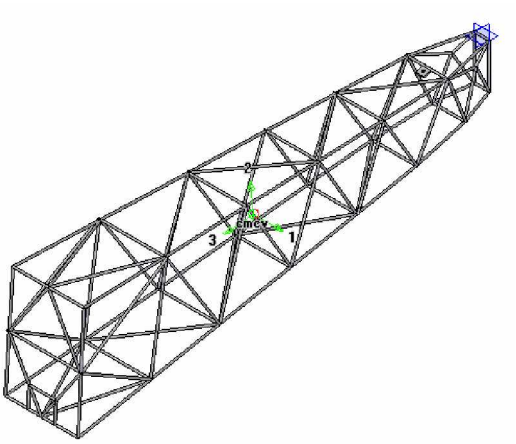


Figura No. 33 Tailboom del Storch

Masa =, 26.9 Kg

Volumen = 3893.06 cm^3

Momento de Inercia de la Masa

Ixx = 110.20 Kg-m^2

Iyy = 5.019 Kg-m^2

Izz = 106.9 Kg-m^2

Ixy = 0.817 Kg-m^2

Ixz = 0.098 Kg-m^2

Iyz = 15.91 Kg-m^2

Momentos de Inercia Principales

Ix = 29.95 Kg-m^2

Iy = 29.27 Kg-m^2

Iz = 2.46 Kg-m^2

- **Calculo de Momento de Inercia de Tren Principal**

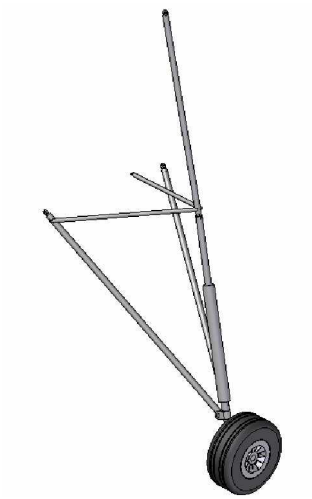


Figura No. 34 Tren de Aterrizaje Storch

Masa = 6.88 Kg

Volumen = 0.005 m^3

Momento de Inercia de la Masa

Ixx = 1.62 Kg-m^2

Iyy = 2.20 Kg-m^2

Izz = 0.68 Kg-m^2

Ixy = -0.032 Kg-m^2

Ixz = -0.850 Kg-m^2

Iyz = 0.045 Kg-m^2

Momentos de Inercia Principales

Ix = 1.86 Kg-m^2

Iy = 1.84 Kg-m^2

Iz = 0.11 Kg-m^2

- **Calculo De Momento de Inercia de Estabilizador Horizontal**

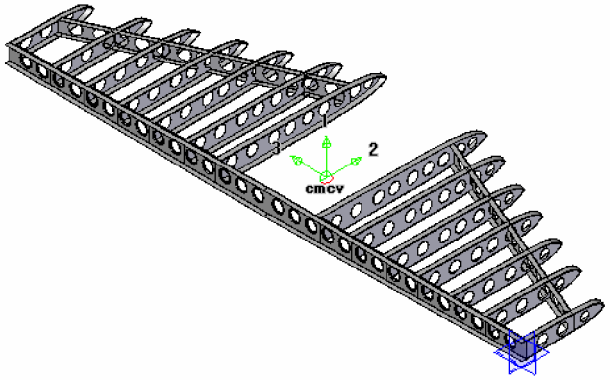


Figura No. 35 Estabilizador Horizontal

Masa =2.690 Kg

Volumen = 971.76 cm^3

Momento de Inercia de la Masa

Ixx = 0.261 Kg-m^2

Iyy = 4.426 Kg-m^2

Izz = 4.681 Kg-m^2

Ixy = -0.720 Kg-m^2

Ixz = -0.003Kg-m^2

Iyz = -0.001 Kg-m^2

Momentos de Inercia Principales

Ix = 1.254 Kg-m^2
Iy = 1.152 Kg-m^2
Iz = 0.109 Kg-m^2

- **Calculo de Momento de Inercia de Estabilizador Vertical**

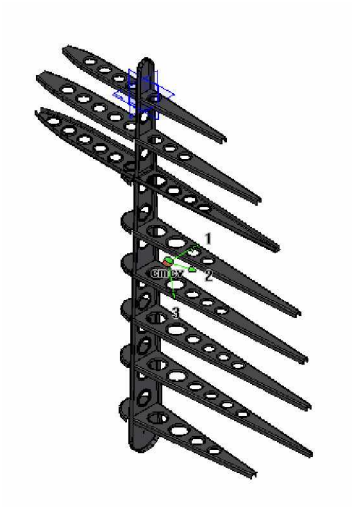


Figura No. 36 Estabilizador Vertical

Masa =1.84 Kg

Volumen = 666.65 cm^3

Momento de Inercia de la Masa

Ixx = 0.79 Kg-m^2

Iyy = 0.90 Kg-m^2

Izz = 0.10 Kg-m^2

Ixy = 0.000018 Kg-m^2

Ixz = -0.1396 Kg-m^2

Iyz = -0.000022 Kg-m^2

Momentos de Inercia Principales

Ix = 0.333 Kg-m^2

Iy = 0.255 Kg-m^2

Iz = 0.081 Kg-m^2

- **Calculo de Momento de Inercia de las Alas**

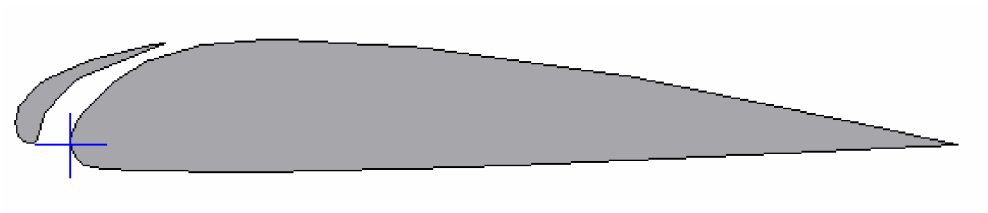


Figura No. 37 Perfil de la Aeronave Fi-156 Storch

Masa =61.73 Kg

Volumen = 1.12 m^3

Momento de Inercia de la Masa

Ixx = 514.72 Kg-m^2

Iyy = 28.29 Kg-m^2

Izz = 542.28 Kg-m^2

Ixy = -87.835 Kg-m^2

Ixz = 1.727 Kg-m^2

Iyz = -8.423 Kg-m^2

Momentos de Inercia Principales

Ix = 136.51 Kg-m^2

Iy = 128.77 Kg-m^2

Iz = 8.103 Kg-m^2

- **Calculo de Momento de Inercia de Tripulación**

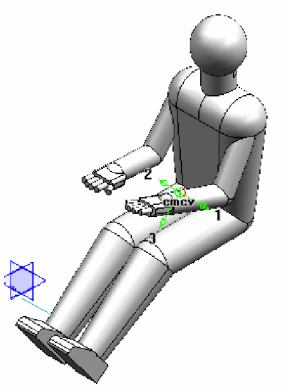


Figura No. 38 Tripulación

Masa = 77.17 Kg

Volumen = 0.07m^3

Momento de Inercia de la Masa

Ixx = 48,418 Kg-m^2

Iyy = 6, 35 Kg-m^2

Izz = 44, 47 Kg-m^2

Ixy = 4, 32 Kg-m^2

Ixz = 0,442 Kg-m^2

Iyz = 7,325 Kg-m^2

Momentos de Inercia Principales

Ix = 9,53 Kg-m^2

Iy = 8,89 Kg-m^2

Iz = 2,079 Kg-m^2

- **Calculo de Momento de Inercia del Grupo Motor**

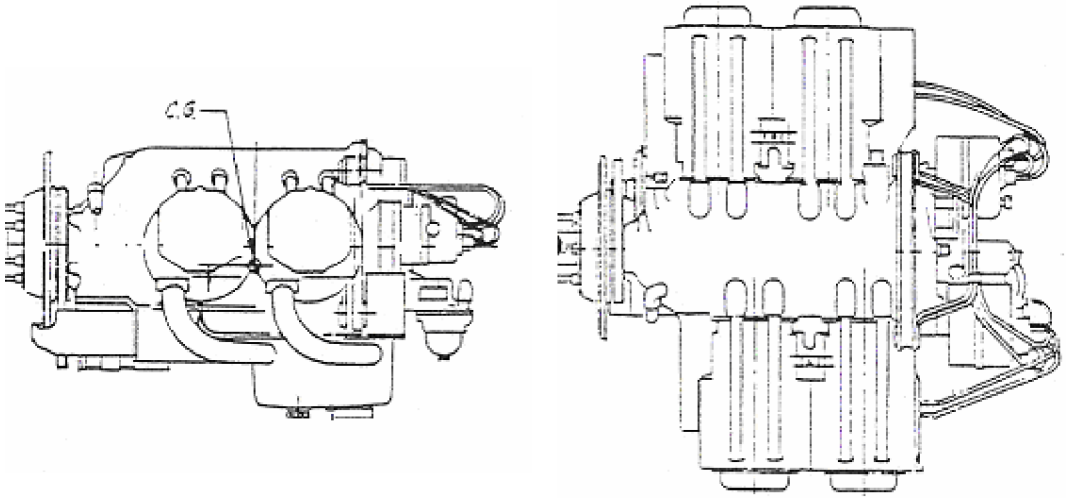


Figura No. 39 Motor Storch

Masa = 132.610 Kg

Volumen = 0.28 m^3

Momento de Inercia de la Masa

Ixx = 31.910 Kg-m^2

Iyy = 30.877 Kg-m^2

Izz = 48.66 Kg-m^2

Ixy = 17.66 Kg-m^2

Ixz = -8.79 Kg-m^2

Iyz = -9.278 Kg-m^2

Momentos de Inercia Principales

Ix = 13.283 Kg-m^2

Iy = 9.510 Kg-m^2

Iz = 8.653 Kg-m^2

- **Calculo de Momento de Inercia de La Batería**

Figura No. 40 Batería Storch

Masa = 5.01 Kg

Volumen = 2236.83 cm^3

Momento de Inercia de la Masa

Ixx = 0.075 Kg-m^2

Iyy = 0.025 Kg-m^2

Izz = 0.056 Kg-m^2

Ixy = 0.006 Kg-m^2

Ixz = -0.003 Kg-m^2

Iyz = -0.019 Kg-m^2

Momentos de Inercia Principales

Ix = 0.025 Kg-m^2

Iy = 0.016 Kg-m^2

Iz = 0.014 Kg-m^2

- **Momento de Inercia Total de la Aeronave**

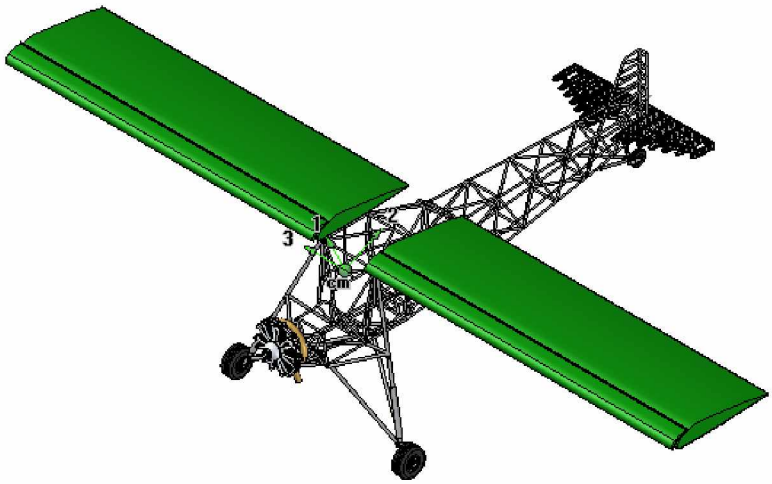


Figura No. 41 Aeronave Storch

Masa = 676.93 Kg

Volumen = 2.31 m^3

Momento de Inercia de la Masa

Ixx = 16514,04 Kg-m^2

Iyy = 4844.11 Kg-m^2

Izz = 21076.94 Kg-m^2

Ixy = 63.38 Kg-m^2

Ixz = -0.44 Kg-m^2

Iyz = 318.34 Kg-m^2

Momentos de Inercia Principales

Ix = 5267.48 Kg-m^2

Iy = 4742.80 Kg-m^2

Iz = 603.84 Kg-m^2

4.5.4 Calculo de la Fuerza del Estabilizador Vertical

El cálculo de esta fuerza se realiza para determinar el comportamiento del fuselaje cuando esta fuerza actúa.

$$F_V = 1/2 * 0.00238 * V_A^{\ 2} * C_{LV} * S_V$$
$$F_V = 1/2 * 0.00238 * (165.123\, ft/s)^2 * 1.2 * 15.66\, ft^2$$
$$F_V = 609.72 lb$$
$$F_V = 2712.17 N$$

Donde:

F_V = fuerza en el estabilizador vertical en Lb

V_A = velocidad de maniobra en ft/seg

Cl_v = coeficiente de sustentación del rudder

S_v = área del estabilizador vertical en ft^2

4.5.5 Calculo de la fuerza en las Alas

El cálculo de esta fuerza se realiza para determinar el torque que genera para luego poder hallar la aceleración angular de la aeronave.

$$F_A = 1/2 * 0.00238 * V_A{}^2 * C_L \quad * S$$
$$F_A = 1/2 * 0.00238 * (165.123 ft/s)^2 * 1.6 * 172.43 ft^2$$
$$F_A = 8951.48 lbf$$
$$F_A = 39818.17 N$$

La fuerza desarrollada a velocidad de maniobra en las alas es 8514.88.lb.

Donde:

F_A = fuerza en las alas en Lb

V_A = velocidad de maniobra en ft/seg

Cl = coeficiente de sustentación

S = área de las alas en ft^2

4.5.6 Calculo de Aceleraciones Angulares en la Aeronave

Para hallar la aceleración angular de la aeronave, se debe conocer el torque creado por la superficie de control del estabilizador horizontal y vertical, en

relación a la distancia del CG de la aeronave y los momentos de inercia de la aeronave.

$$\Theta = \frac{T}{I}$$

Donde:

Θ = aceleración angular en rad/seg^2

T= torque en lb/in

I= momento torsional de inercia en in^4

Para el cálculo del torque del estabilizador vertical y horizontal y de las alas es necesario encontrar la distancia de estos componentes con respecto al CG de la aeronave las cuales fueron obtenidas de Solid Edge.

$d_{horizontal}$	170.31in
$d_{vertical}$	180.83in
d_{alas}	115.21in

Tabla 25 Distancias para el Calculo del Torque

Desarrollando T de la distancia del estabilizador horizontal, al CG de la aeronave por la fuerza aerodinámica F_H .

$$T_{horizontal} = d_{horizontal} * F_H$$
$$T_{horizontal} = 170.31in * 1181.84Lb$$
$$T_{horizontal} = 201279.17lb.in$$
$$T_{horizontal} = 22741.48N.m$$

Desarrollando T de la distancia del estabilizador vertical, al CG de la aeronave por la fuerza aerodinámica F_V .

$$T_{vertical} = d_{vertical} * F_V$$
$$T_{vertical} = 180.83in * 609.72Lb$$
$$T_{vertical} = 110255.66b.in$$
$$T_{vertical} = 12457.21N.m$$

Desarrollando T de la distancia de las alas, al CG de la aeronave por la fuerza aerodinámica F_A .

$$T_{alas} = d_{alas} * F_A$$
$$T_{alas} = 115.21in * 8951.48Lb$$
$$T_{alas} = 1031300.17lb.in$$
$$T_{alas} = 116521.2N.m$$

Aplicando la ecuación de aceleraciones angulares de la aeronave se obtiene.

$$\Theta_y = \frac{12457.21Nm}{4742.80Kg.m^2}$$
$$\Theta_y = 2.62rad$$
$$\Theta = \frac{T}{I}$$
$$\Theta_X = \frac{116521.2Nm}{5267.48Kg.m^2}$$
$$\Theta_X = 21.12rad$$

$$\Theta_z = \frac{22741.48Nm}{603.84Kg.m^2}$$
$$\Theta_z = 37.66rad$$

- **Calculo de Fuerza en la Bancada del Motor**

Teniendo en cuenta que las gravedades que debe soportar la aeronave

$$P' = P + (n * W)$$
$$P' = 396{,}8lb + (6 * 291{,}010lb)$$
$$P' = 2142{,}86lb = 9531{,}9N$$

La bancada del motor debe soportar 9531,9 N a 6 gravedades

En donde

W = el peso del motor en lb

n = las gravedades al cual esta sometida la aeronave

P= fuerza generada por la acción del cabeceo en el motor (suministrado por criquet aviation)

El empuje estático producido por el motor se calcula de la siguiente ecuación:

Ecuación 11[11]

$$T_o = 7.38 \times (HP \times DIA)^{\frac{2}{3}} \times \left(\frac{\rho}{\rho_o}\right)^{\frac{1}{3}}$$
$$T_o = 7.38 \times (135 \times 6.33)^{\frac{2}{3}} \times (1)^{\frac{1}{3}}$$
$$T_o = 664{,}7Lb = 2953.93N$$

DIA = Diámetro de la hélice

HP = Caballos de fuerza

Donde

$\left(\frac{\rho}{\rho_o}\right) = 1$; Relación de densidades; = 1 al nivel del mar

[11] Formula Obtenida de Hollman Martin, Modern Aircraft Design vol 1

Torque:

Ecuación 12[12]

Torque = BHP x 33000 / (2 π RPM)

Torque = 135 x 33000 / (2xπx1600)

Torque = 272.7Lb ft = 3272.47Lb in

4.5.7 Calculo de la Bancada por el Método de la Rigidez

El método de la rigidez, es una de los modos que se emplea para encontrar las fuerzas que están actuando en una estructura como la que se analiza en este proyecto; por esta razón se utilizará en el calculo para hallar las fuerzas que actúan en cada uno de los tubos que componen la bancada. De la misma forma se calcularían el tren de aterrizaje y el fuselaje, pero, debido a la complejidad de la geometría de la estructura estos se analizaran por medio de elementos finitos.

Para el calculo de la bancada se dividirá en dos partes por ser simétrica una de la otra, asumiendo que los resultados que se obtendrían serán los mismos que se aplicaran en la otra mitad.

También se realizaran la aplicación de las fuerzas que actúan en ella como son: el torque, la fuerza vertical debida al peso y el empuje por separado y luego se sumaran para encontrar las fuerzas totales que actúan en cada uno de los tubos que conforman la bancada.

[12] Formula obtenida de Hollman Martin, Modern Aircraft Design Vol 2

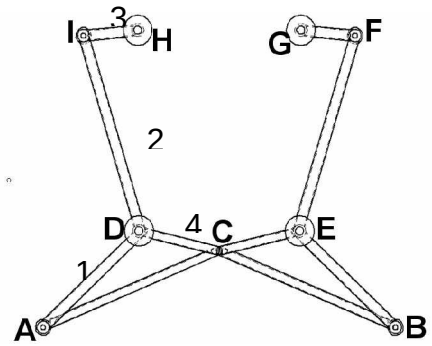


Figura No. 42 Bancada del Storch

- **Datos iniciales**

Fuerza vertical (hacia abajo) Pv = 2142,92 lbf

Empuje T =664,7 lbf

Momento M = 3272,47 lb in

Diámetro AD = 5/8 =0,625 in

Diámetro DI = 5/8 =0,625 in

Diámetro IH = 3/4 =0,75 in

Diámetro CD = 3/4 =0,75 in

Espesor t = 0.049 in

Modulo elástico E = 2,9000E+07 PSI

Longitud AD= L1= 12.13 in

Longitud DI= L2 = 14.28 in

Longitud IH= L3= 9.23 in

Longitud CD= L4= 6.67 in

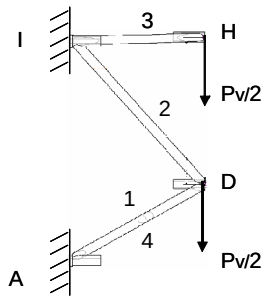
Area AD= A1= 0.088 in^2

Area DI= A2 = 0.088 in^2

Area IH= A3= 0.10 in^2

Area CD= A4= 0.10 in^2

Ø Fuerzas Verticales Debido al Peso del Motor



$$P_{124} = \left[\frac{EA_1 Sen\theta_1}{L_1} + \frac{EA_2 Sen\theta_2}{L_2} + \frac{EA_4 Sen\theta_4}{L_4} \right] * \Delta L_{124}$$

$$\Delta L = \frac{PL^3}{3EI} \Rightarrow \Delta L_3 = \frac{P_3 L^3{}_3}{3EI_3}$$

$$\Delta L_{124} = \Delta L_3$$

$$P_{124} = \left[\frac{EA_1 Sen\theta_1}{L_1} + \frac{EA_2 Sen\theta_2}{L_2} + \frac{EA_4 Sen\theta_4}{L_4} \right] * \frac{P_3 L^3{}_3}{3EI_3}$$

$$B = \left[\frac{EA_1 Sen\theta_1}{L_1} + \frac{EA_2 Sen\theta_2}{L_2} + \frac{EA_4 Sen\theta_4}{L_4} \right] * \frac{L^3{}_3}{3EI_3}$$

$$B = \left[\frac{29x10^6 * 0.088 * Sen26}{12.13} + \frac{29x10^6 * 0.088 Sen45}{14.28} + \frac{29x10^6 * 0.107 Sen26}{6.67} \right]$$

$$* \frac{9.23^3}{3 * 29x10^6 * 0.006}$$

$$B = 2.1599x10^{13}$$

$$P_{124} = BP_3$$

$$P_{124} + P_3 = \frac{P_v}{2}$$

$$P_{124} = \frac{P_v}{2} - P_3$$

$$\frac{P_v}{2} - P_3 = BP_3$$

$$BP_3 + P_3 = \frac{P_v}{2}$$

$$P_3(B+1) = \frac{P_v}{2}$$

$$P_3 = \frac{P_v}{2(B+1)}$$

$$P_3 = \frac{2142.86Lb}{2(2.1599x10^{13}+1)}$$

$$P_3 = 4.9606x10^{-11}Lbf$$

$$P_{124} = \frac{P_v}{2} - P_3$$

$$P_{124} = \frac{2142.86Lb}{2} - 4.9606x10^{-11}Lbf$$

$$P_{124} = 1071.43lbf$$

$$\Delta L_{124} = \frac{P_{124}}{\left[\frac{EA_1Sen\theta_1}{L_1} + \frac{EA_2Sen\theta_2}{L_2} + \frac{EA_4Sen\theta_4}{L_4}\right]}$$

$$\Delta L_{124} = \frac{1071.43LbF}{\left[\frac{29x10^6 * 0.088 * Sen26}{12.13} + \frac{29x10^6 * 0.088Sen45}{14.28} + \frac{29x10^6 * 0.107Sen26}{6.67}\right]}$$

$$\Delta L_{124} = 0.0025In$$

$$P_1 = \frac{EA_1Sen\theta_1}{L_1} * \Delta L_{124}$$

$$P_1 = \frac{29x10^6 * 0.088 * Sen26}{12.13} * 0.0025$$

$$P_1 = 233.79Lbf$$

$$P_2 = \frac{EA_2 Sen\theta_2}{L_2} * \Delta L_{124}$$

$$P_2 = \frac{29x10^6 * 0.088 Sen45}{14.28} * 0.0025$$

$$P_2 = 320.27 Lbf$$

$$P_4 = \frac{EA_4 Sen\theta_4}{L_4} * \Delta L_{124}$$

$$P_4 = \frac{29x10^6 * 0.107 Sen26}{6.67} * 0.0025$$

$$P_4 = 517.36 Lbf$$

$$P_{AD} = \frac{P_1}{Sen\ \theta_1}$$

$$P_{AD} = \frac{233\ .79\ Lbf}{Sen\ 26}$$

$$P_{AD} = 533\ .32\ Lbf$$

$$P_{DI} = \frac{P_2}{Sen\ \theta_2}$$

$$P_{DI} = \frac{320\ .27\ Lbf}{Sen\ 45}$$

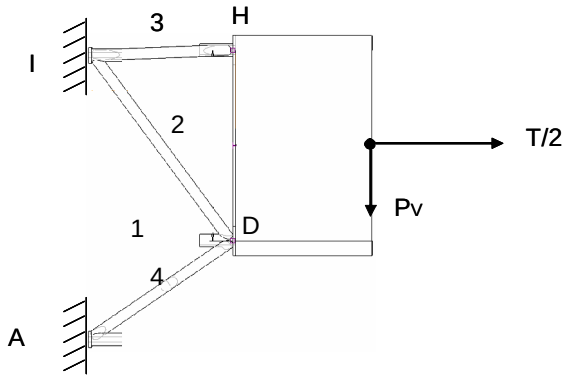
$$P_{DI} = 452\ .93\ Lbf$$

$$P_{DC} = \frac{P_4}{Sen\ \theta_4}$$

$$P_{DC} = \frac{517\ .36\ Lbf}{Sen\ 26}$$

$$P_{DC} = 1180\ .18\ Lbf$$

Ø Fuerzas Horizontales Debido al Empuje del Motor



$$\sum Fx = 0$$

$$P_{T3} + P_{T124} = \frac{T}{2}$$

$$\sum M_A = 0$$

$$\frac{P_V}{2} * X + P_{T3} * Y + \frac{T}{2} * \frac{Y}{2} = 0$$

$$P_{T3} = \frac{-\left[\frac{P_V}{2} + \frac{TY}{4}\right]}{Y}$$

$$P_{T3} = \frac{-\left[\frac{2142.86}{2} + \frac{664.7 * 73.66}{4}\right]}{73.66}$$

$$P_{T3} = -933.91 Lbf$$

$$P_{T124} = \frac{T}{2} - P_{T3}$$

$$P_{T124} = \frac{664.7}{2} - (-933.91)$$

$$P_{T124} = 1266.26 Lbf$$

$$\Delta L_{124} = \frac{P_{124}}{\left[\frac{EA_1 Cos\theta_1}{L_1} + \frac{EA_2 Cos\theta_2}{L_2} + \frac{EA_4 Cos\theta_4}{L_4}\right]}$$

$$\Delta L_{124} = \frac{1266.26}{\left[\frac{29x10^6 * 0.088 * Cos26}{12.13} + \frac{29x10^6 * 0.088 Cos45}{14.28} + \frac{29x10^6 * 0.107 Cos26}{6.67}\right]}$$

$$\Delta L_{124} = 0.0017 In$$

$$P_{T1} = \frac{EA_1 Cos\theta_1}{L_1} * \Delta L_{124}$$

$$P_{T1} = \frac{29x10^6 * 0.088 * Cos26}{12.13} * 0.0017$$

$$P_{T1} = 326.26 Lbf$$

$$P_{T2} = \frac{EA_2 Cos\theta_2}{L_2} * \Delta L_{124}$$

$$P_{T2} = \frac{29x10^6 * 0.088 Cos45}{14.28} * 0.0017$$

$$P_{T2} = 217.99 Lbf$$

$$P_{T4} = \frac{EA_4 Cos\theta_4}{L_4} * \Delta L_{124}$$

$$P_{T4} = \frac{29x10^6 * 0.107 Cos26}{6.67} * 0.0017$$

$$P_{T4} = 721.99 Lbf$$

$$P_{TAD} = \frac{P_1}{Cos\theta_1}$$

$$P_{TAD} = \frac{326.26}{Cos26}$$

$$P_{TAD} = 363 Lbf$$

$$P_{TDI} = \frac{P_2}{Cos\theta_2}$$

$$P_{TDI} = \frac{217.99}{Cos45}$$

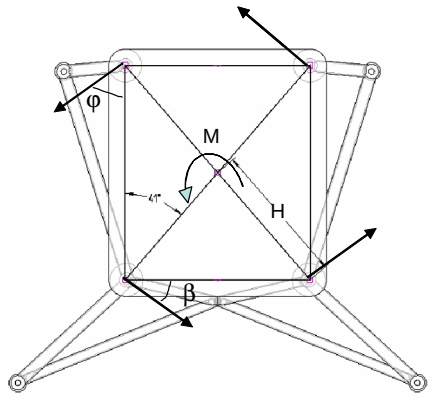
$$P_{TDI} = 308.29 Lbf$$

$$P_{TDC} = \frac{P_4}{Cos\theta_4}$$

$$P_{TDC} = \frac{721.99}{Cos26}$$

$$P_{TDC} = 803.29Lbf$$

- **Fuerzas Generadas por el Torque del Motor**



H = 48.53In
Φ=49
β = 41

$$4P_M H = M$$

$$P_M = \frac{M}{4H}$$

$$P_M = \frac{3272.47}{4 * 48.53}$$

$$P_M = 16.85Lbf$$

$$P_{M124X} = P_M Cos\beta$$

$$P_{M124X} = 16.85 * Cos41$$

$$P_{M124X} = 12.72Lbf$$

$$P_{M124Y} = P_M Sen\beta$$

$$P_{M124Y} = 16.85 * Sen41$$

$$P_{M124Y} = 11.05Lbf$$

$$P_{M3X} = P_M Sen\varphi$$

$$P_{M3X} = 16.85 * Sen49$$

$$P_{M3X} = 12.72 Lbf$$

$$P_{M3Y} = P_M Cos\varphi$$

$$P_{M3Y} = 16.85 Cos49$$

$$P_{M3Y} = 11.05 Lbf$$

$$\Delta L_{124X} = \frac{P_{M124X}}{\left[\frac{EA_1 Cos\theta_1}{L_1} + \frac{EA_2 Cos\theta_2}{L_2} + \frac{EA_4 Cos\theta_4}{L_4}\right]}$$

$$\Delta L_{124X} = \frac{12.72}{\left[\frac{29x10^6 * 0.088 * Cos26}{12.13} + \frac{29x10^6 * 0.088 Cos45}{14.28} + \frac{29x10^6 * 0.107 Cos26}{6.67}\right]}$$

$$\Delta L_{124X} = 1.72x10^{-5} In$$

$$P_{1X} = \frac{EA_1 Cos\theta_1}{L_1} * \Delta L_{124X}$$

$$P_{1X} = \frac{29x10^6 * 0.088 * Cos26}{12.13} * 1.72x10^{-5}$$

$$P_{1X} = 3.27 Lbf$$

$$P_{2X} = \frac{EA_2 Cos\theta_2}{L_2} * \Delta L_{124X}$$

$$P_{2X} = \frac{29x10^6 * 0.088 Cos45}{14.28} * 1.72x10^{-5}$$

$$P_{2X} = 2.19 Lbf$$

$$P_{4X} = \frac{EA_4 Cos\theta_4}{L_4} * \Delta L_{124X}$$

$$P_{4X} = \frac{29x10^6 * 0.107 Cos26}{6.67} * 1.72x10^{-5}$$

$$P_{4X} = 7.25 Lbf$$

$$P_{MAD} = \frac{P_{1X}}{Cos\theta_1}$$

$$P_{MAD} = \frac{3.27Lbf}{Cos26}$$

$$P_{MAD} = 3.64Lbf$$

$$P_{MDI} = \frac{P_{2X}}{Cos\theta_2}$$

$$P_{MDI} = \frac{2.19Lbf}{Cos45}$$

$$P_{MDI} = 3.09Lbf$$

$$P_{MDC} = \frac{P_{4X}}{Cos\theta_4}$$

$$P_{MDC} = \frac{7.25Lbf}{Cos26}$$

$$P_{MDC} = 8.07Lbf$$

$$\Delta L_{124Y} = \frac{P_{M124Y}}{\left[\frac{EA_1 Sen\theta_1}{L_1} + \frac{EA_2 Sen\theta_2}{L_2} + \frac{EA_4 Sen\theta_4}{L_4}\right]}$$

$$\Delta L_{124Y} = \frac{11.05}{\left[\frac{29x10^6 * 0.088 * Cos26}{12.13} + \frac{29x10^6 * 0.088Cos45}{14.28} + \frac{29x10^6 * 0.107Cos26}{6.67}\right]}$$

$$\Delta L_{124Y} = 2.59x10^{-5}\ In$$

$$P_{1Y} = \frac{EA_1 Sen\theta_1}{L_1} * \Delta L_{124Y}$$

$$P_{1Y} = \frac{29x10^6 * 0.088 * Cos26}{12.13} * 2.59x10^{-5}$$

$$P_{1Y} = 2.41Lbf$$

$$P_{2Y} = \frac{EA_2 Sen\theta_2}{L_2} * \Delta L_{124Y}$$

$$P_{2Y} = \frac{29x10^6 * 0.088Cos45}{14.28} * 2.59x10^{-5}$$

$$P_{2Y} = 3.30Lbf$$

$$P_{4Y} = \frac{EA_4 Sen\theta_4}{L_4} * \Delta L_{124Y}$$

$$P_{4Y} = \frac{29x10^6 * 0.107Cos26}{6.67} * 2.59x10^{-5}$$

$$P_{4Y} = 5.33Lbf$$

$$P_{MAD} = \frac{P_{1Y}}{Sen\theta_1}$$

$$P_{MAD} = \frac{2.41Lbf}{Sen26}$$

$$P_{MAD} = 5.50Lbf$$

$$P_{MDI} = \frac{P_{2Y}}{Sen\theta_2}$$

$$P_{MDI} = \frac{3.30Lbf}{Sen45}$$

$$P_{MDI} = 4.67Lbf$$

$$P_{MDC} = \frac{P_{4Y}}{Sen\theta_4}$$

$$P_{MDC} = \frac{5.33Lbf}{Sen26}$$

$$P_{MDC} = 12.17LBf$$

- **Fuerzas Totales en cada Tubo**

$$P_{AD_{TOTAL}} = P_{AD_{PV}} + P_{AD_T} + P_{AD_{MH}} + P_{AD_{MV}}$$

$$P_{AD_{TOTAL}} = 533.32Lb + 363Lb + 3.64Lb + 5.50Lb$$

$$P_{AD_{TOTAL}} = 905.45Lbf = 4027.64N$$

$$P_{DI_{TOTAL}} = P_{DI_{PV}} + P_{DI_T} + P_{DI_{MH}} + P_{DI_{MV}}$$

$$P_{DI_{TOTAL}} = 452.93Lb + 308.29Lb + 3.09Lb + 4.67Lb$$

$$P_{DI_{TOTAL}} = 768.98Lb = 3420.59N$$

$$P_{DC_{TOTAL}} = P_{DC_{PV}} + P_{DC_T} + P_{DC_{MH}} + P_{DC_{MV}}$$

$$P_{DC_{TOTAL}} = 118.18Lb + 803.29Lb + 8.07Lb + 12.17Lb$$

$$P_{DC_{TOTAL}} = 941.71Lbf = 4188.93N$$

$$P_{HI_{TOTALY}} = P_{3PV} + P_{MY3}$$

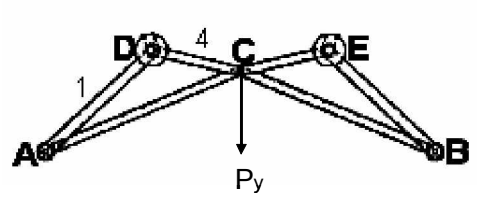
$$P_{HI_{TOTALX}} = 4.9606x10^{-11}Lb + 11.05Lb$$

$$P_{HI_{TOTALX}} = 11.05Lbf = 49.15N$$

$$P_y = P_{DC} * Sen\theta_4$$

$$P_y = 941.71 * Sen26$$

$$P_y = 412.81lbf = 1836.27N$$



$$P_{AC} = \frac{P_y}{Sen\eta}$$

$$P_{AC} = \frac{412.81}{Sen34}$$

$$P_{AC} = 738.23lbf = 3283.81N$$

4.6 RESULTADOS Y ANALISIS POR ELEMENTOS FINITOS DE LA BANCADA DEL MOTOR

§ **Pieza**

La geometría de la pieza fue obtenida a través de *Solid Edge®*

Name	Material	Mass (lbm)	Volume (in³)	Nodes	Elements
"BANCADA O-290 NUEVA2.par"	*"Material"*	362.19	1,279.81	12159	6150

Tabla 26 Datos de Geometría de la Bancada

Nota: La Masa asumida por el programa Ansys de 362,19 Lbm corresponde a la masa de la bancada del motor mas la masa que este asume de la figura que se tomo para simular el motor de la aeronave

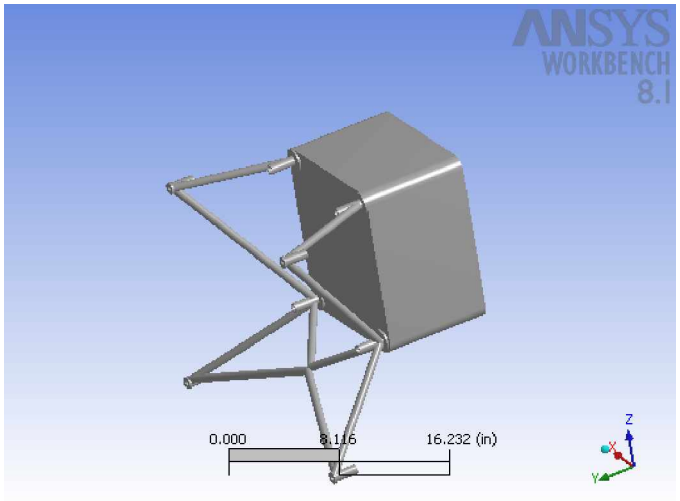


Figura No. 43 Bancada Motor

§ Definición del Material

***"Material"* Properties**		
Name	**Type**	**Value**
Modulus of Elasticity	Temperature-Independent	2.9×10^{7} psi
Poisson's Ratio	Temperature-Independent	0.32
Mass Density	Temperature-Independent	0.28 lbm/in³
Coefficient of Thermal Expansion	Temperature-Independent	0.0 1/°F
Specific Heat	Temperature-Independent	0.0 BTU/lbm·°F

***"Material"* Stress Limits**		
Name	**Type**	**Value**
Tensile Yield Strength	Temperature-Independent	75,000.0 psi
Tensile Ultimate Strength	Temperature-Independent	95,000.0 psi
Compressive Yield Strength	Temperature-Independent	75,000.0 psi
Compressive Ultimate Strength	Temperature-Independent	90,000.0 psi

Tabla 27 Descripción*:* "Acero 4130 Cromo-Molibdeno"

§ **Enmallado**

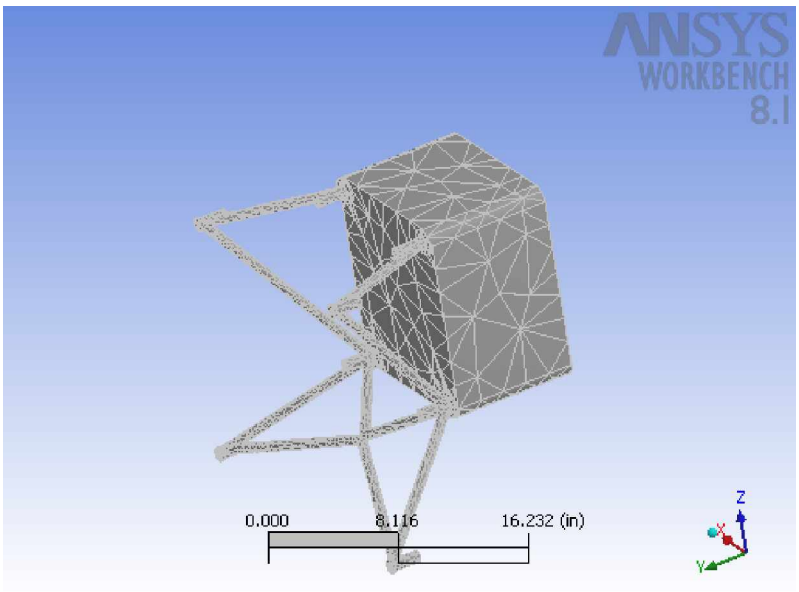


Figura No. 44 Enmallado De La Bancada

§ **Procedimiento**

Al modelo del montante del motor se le aplicaron las fuerzas de, empuje, una fuerza vertical hacia abajo y momento generado por el motor simulando su funcionamiento, para poder verificar el comportamiento de la estructura en el momento de la aplicación de estas.

§ Cargas Estructurales

Structural Loads								
Name	**Type**	**Magnitude**	**Vector**	**Reaction Force**	**Reaction Force Vector**	**Reaction Moment**	**Reaction Moment Vector**	**Location**
"Moment"	Surface Moment	- 3,272.47 lbf·in	[0.0 lbf·in x, 3,272.47 lbf·in y,0.0 lbf·in z]	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
"Force"	Surface Force	664.7 lbf	[0.0 lbf x, - 664.7 lbf y,0.0 lbf z]	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
"Remote Force"	Force at 3D Point	2,142.92 lbf	[0.0 lbf x, 0.0 lbf y,- 2,142.92 lbf z]	N/A	N/A	N/A	N/A	[0.0 in x,- 17.0 in y,- 3.5 in z]

Tabla28 Fuerzas Aplicadas a la Bancada

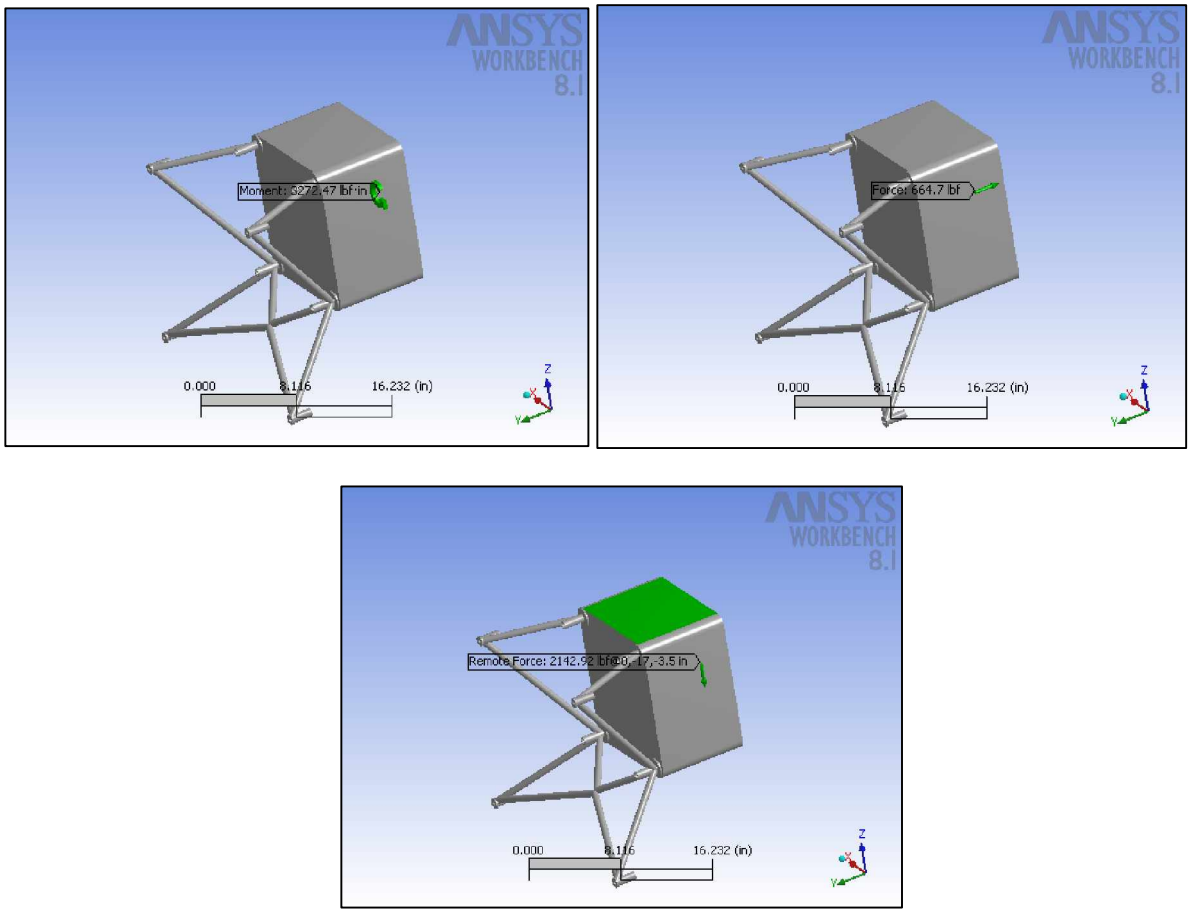


Figura No. 45 Fuerza Aplicadas a la Bancada Del Motor

§ Soportes estructurales

Structural Supports					
Name	**Type**	**Reaction Force**	**Reaction Force Vector**	**Reaction Moment**	**Reaction Moment Vector**
"Fixed Support"	Fixed Surface	2,243.64 lbf	[-5.26×10^{-6} lbf x, 664.7 lbf y, 2,142.92 lbf z]	39,009.79 lbf·in	[-38,872.28 lbf·in x, -3,272.47 lbf·in y, -1.96×10^{-4} lbf·in z]

Tabla 29 Soportes Estructurales

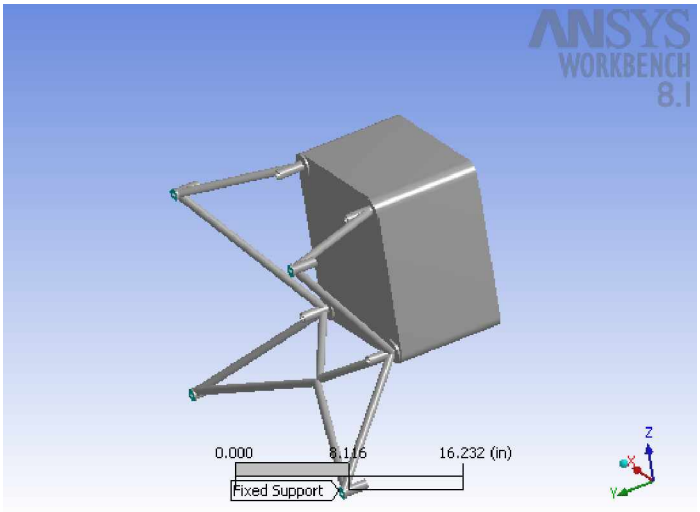


Figura No. 46 Fijación en los Soportes

§ Solución

Resultados estructurales

Values			
Name	**Minimum**	**Maximum**	**Alert Criteria**
"Equivalent Stress"	4.05 psi	14,108.52 psi	None
"Equivalent Elastic Strain"	1.4×10^{-7} in/in	4.87×10^{-4} in/in	None
"Total Deformation"	0.0 in	4.46×10^{-3} in	None

Tabla 30 Resultados Estructurales de la Bancada

Factor de seguridad

Results			
Name	**Type**	**Minimum**	**Alert Criteria**
"Stress Tool"	Safety Factor	2.31	None
"Stress Tool"	Safety Margin	1.31	None
"Stress Tool"	Nondimensional Stress	2.77×10^{-5}	None

Tabla 31 Factor de Seguridad de la Bancada

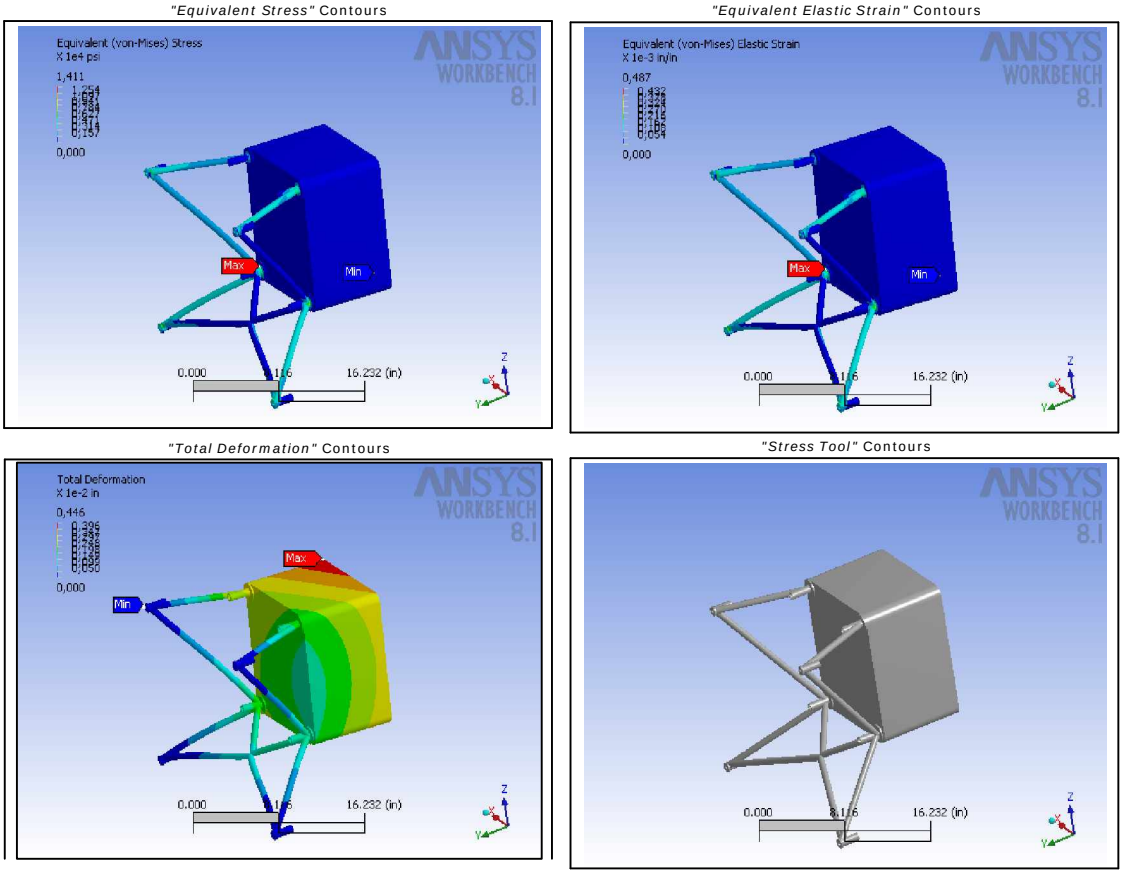


Figura No. 47 Resultados del Análisis

Luego de llevar a cabo la el análisis estructural de la bancada del motor es posible ver en las figuras anteriores que la barra donde se ejerce el mayor esfuerzo se encuentra desprotegida es decir que esta barra esta soportando el mayor esfuerzo sin ningún apoyo adicional que puede conllevar a una deformación produciendo una falla en este componente.

- **COMPARACION DE RESULTADOS ENTRE ELEMENTOS FINITOS Y EL METODO DE LA RIGIDEZ**

Durante el estudio realizado al montante del motor, por medio del método de elementos finitos y el método de la rigidez se pudo observar que en esta estructura en una de las barras de la parte superior de la bancada, específicamente la del costado izquierdo, se encuentra soportando el mayor grado de esfuerzos ya que este componente se encuentra desprotegido a causa del diseño del motor y esta generando que la mayor parte de las cargas generadas por el torque del motor, su peso, y empuje hagan que se concentren en mayor proporción en este punto.

4.7 CALCULOS DE LAS REACCIONES EN EL ALA

El análisis de esfuerzos en el ala es un proceso para dar la seguridad que la estructura del ala resistirá cualquier maniobra que este dentro de la envolvente de vuelo.

- **Datos iniciales:**

- Perfil Goe 387[13]

[13] The Incomplete Guide to Airfoil Usage; David Lednicer Analytical Methods,Inc. dave@amiwest.

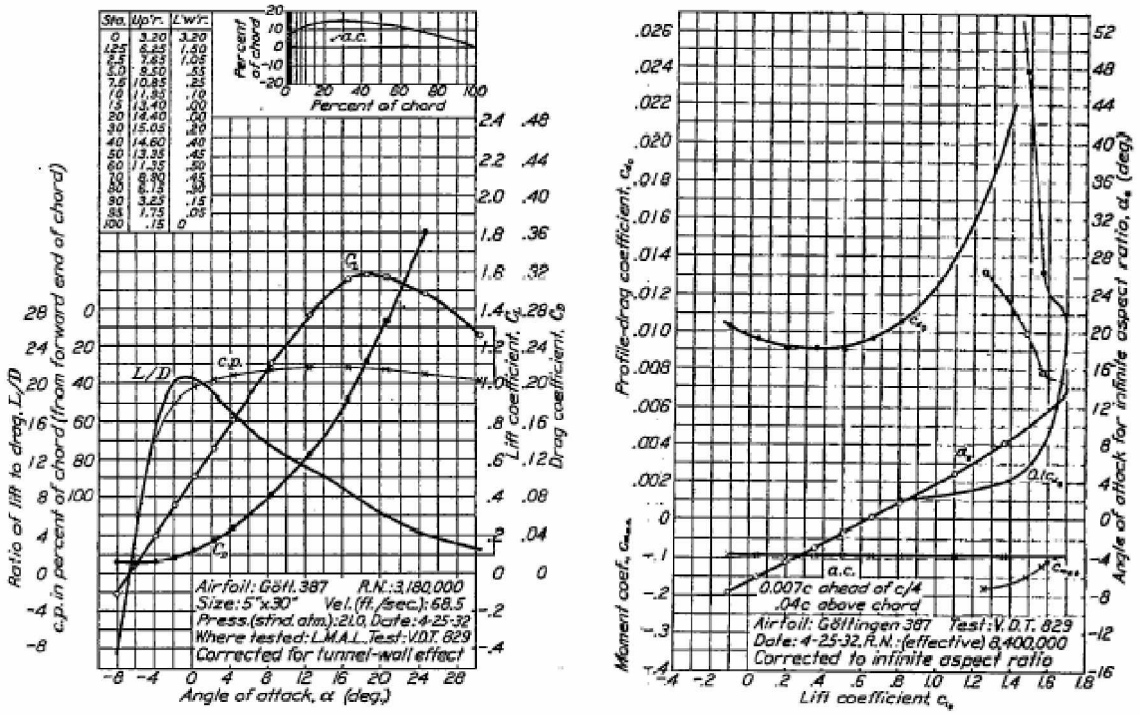


Figura No. 48 Perfil De La Aeronave Storch

- La sustentación, la resistencia al avance “Drag” y el momento aerodinámico son constantes a lo largo de la envergadura del ala. (Ala recta).
- El máximo lift: 1492.17 lb
- Velocidad máxima de 120mph
- Área del ala 172.43 ft^2
- Densidad 0.00238 $slugs/ft^3$
- Envergadura 35.04 ft
- Cuerda 4.87 ft

-Coeficiente de sustentación Cl 1.6

-Coeficiente de drag Cd 0.14

-Coeficiente de momento Cm -0.09

- **Cálculos Iniciales**

Ecuación 14[14]

$$D = C_D 0.5\rho V^2 S = 891.49 Lb$$

$$M = C_M 0.5\rho V^2 S\bar{c} = 2781.96 Lbft$$

$$L = 1492.17 Lb$$

Lift total en un ala = 746.085Lb

Drag total en un ala = 445.74Lb

Momento total en un ala = 1390.98Lbft

- **Reacciones Externas en el Ala**

Datos de Entrada

Distribución uniforme de lift, drag y momento

Los montantes (struts) solo trabajan a tensión y compresión

Los factores de carga son 6 y -3

Los larguero del ala unidos al fuselaje solo transmiten fuerzas no momentos

La siguiente grafica muestra las dimensiones del ala y un esquema general requerido para encontrar las reacciones externas

[14] Formula obtenida de richard hiscocks design of light aircraft

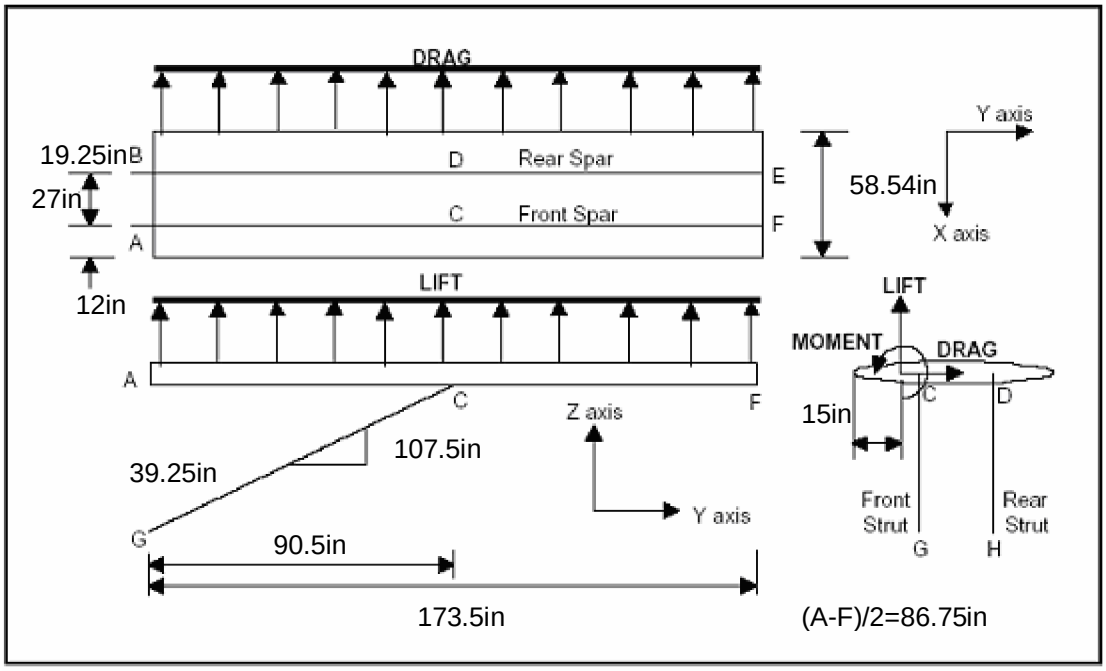


Figura No. 49 Dimensiones del Ala

LIFT (L) = 6* 746.085 =4476.51Lb = 25.96 Lb/in=19912.51N

DRAG (D) = 445.74Lb = 2.58 Lb/in = 1982.57N

MOMENTO (M) = -1390.98Lbft = -8.06 Lbft/in = -1885.91N

- **Reacciones Debido a la Sustentación**

Debido a la sustentación se generan unas reacciones externas las cuales son Cz, Dz, Az y Bz. Para hallar estas reacciones se realizara sumatoria de momentos y fuerzas en los respectivos ejes.

Primero se encontraran los porcentaje esta el lift con respecto de los dos largueros el cual se expresa de la siguiente forma:

$$Cz = \frac{(12-15)+27}{27} * 100 = 88.9\%$$ De L actuando en el larguero frontal

$Dz = \frac{(12-15)}{27} * 100 = -11.1\%$ De L actuando en el larguero trasero

De este modo se concluye que el lift actúa a un 88.9% (up) en el larguero frontal y a un -11.1% (down) del larguero trasero.

Ahora las reacciones serán:

El larguero frontal

$$\sum Mx = 0$$

$$Cz = \frac{4476.51 * 0.889 * 86.75}{90.5} = 3814.2 Lb$$

$$\sum Fz = 0$$

$$Az = 4476.51 * 0.889 - 3814.2 = 164.9 Lb$$

En el larguero trasero

$$\sum Mx = 0$$

$$Dz = \frac{4479.51 * -0.111 * 86.75}{90.5} = -476.8 Lb$$

$$\sum Fz = 0$$

$$Bz = 4479.51 * -0.111 - (-476.8) = -20.6 Lb$$

Finalmente las reacciones en el eje z debido al lift son:

Cz = 3814.2Lb hacia arriba
Az = 164.9Lb hacia arriba
Dz = 476.8Lb hacia abajo
Bz. = 20.6Lb hacia abajo

Con estos valores las reacciones en los montantes frontal y trasero se pueden hallar:

Figura No. 50 Montantes Del Ala

Montante frontal

CG = 107.5/39.25*3814.2 = 10446.6Lb

Montante trasero

DH = 107.5/39.25*-476.8 = -1305.8Lb

Los montantes inducen reacciones en la raíz del ala estas reacciones son Ay y By y se hallan así:

Ay = 90.5/107.5*10446.6 = 8794.62Lb

By = 90.5/107.5*-1305.8 = -1099.3Lb

Las reacciones serán:

CG =10446.6Lb a tensión

DH =1305.8Lb a compresión

Ay = 8794.62Lb a la izquierda

By =1099.3Lb a la derecha

- **Reacciones debido a la Resistencia al Avance**

Por la resistencia al avance se generan unas reacciones externas que se hallaran de la siguiente forma:

$$\sum Mz = 0$$

$$By = \frac{445.7 * 89.75}{27} = 1432.16 Lb$$

$$\sum Fy = 0$$

$$Ay = -1432.16 Lb$$

$$\sum Fx = 0$$

$$Ax = 445.7 Lb$$

Estas reacciones serán:

By = 1432.16Lb a la derecha
Ay = 1432.16Lb a la izquierda
Ax = 445.7Lb al frente

- **Reacciones debidas al Momento**

Debido al momento se crean unas reacciones externas Cz, Dz, Az y Bz, estas reacciones deben ser sumadas a las reacciones de Cz, Dz, Az y Bz anteriormente encontradas debido a la sustentación:

Los montantes reaccionaran al momento de C a F más un medio del momento de C a A:

$$Cz = \left(\frac{12*(173.5-90.5)*-1391.12}{27*173.5} \right) + \left(\frac{0.5*90.5*-1391012}{173.5} \right) = 457.02Lb$$

$$Az = \left(\frac{12*0.5*90.5*-1391.12}{27*173.5} \right) = 161.25Lb$$

Con estos valores las reacciones en los montantes frontal y trasero serán:

Montante frontal

$$CG = \frac{457.02*107.5}{39.25} = 1251.72Lb$$

Montante trasero

$$DH = \frac{457.02 * 107.5}{39.25} = 1251.72 Lb$$

Como ya se sabe estos montantes inducen unas reacciones en la raíz del ala, estas reacciones son:

$$Ay = \frac{90.5 * 1251.75}{107.5} = 1053.77 Lb$$

$$By = \frac{90.5 * 1251.75}{107.5} = 1053.77 Lb$$

Las reacciones serán:

Cz =457.02 Lb hacia arriba
Az = 161.25Lb hacia arriba
Dz = 457.02Lb hacia abajo
Bz. = 161.25Lb hacia abajo
CG =1251.72Lb a compresión
DH =1251.72Lb a tensión
Ay = 1053.77Lb a la derecha
By = 1053.77Lb a la izquierda

- **Resultados Totales**

Montante frontal CG total a tensión =10446.6-1251.72=9194.92Lb.=40901.04N
Montante trasero DH total a compresión =-1305.8-1251.72=2557.55Lb=11376.5N

Unión en el ala Punto A:

Ax Hacia delante = 445.75Lb=1982.79N

Ay Hacia la izquierda = 8794.62+1432.16-1053.77 = 9173Lb=40803.54N

Az Hacia abajo = 164.9-161.25=3.63Lb=16.18N

Unión en el ala Punto B:

By Hacia la izquierda = 1099.3-1432.16+1053.77= 720.94Lb=3206.9N

Bz Hacia abajo =181.5 Lb = 807.35

4.8 CALCULO DE CARGAS DEL ESTABILIZADOR HORIZONTAL Y VERTICAL AL FUSELAJE

- **Calculo de Cargas por el Estabilizador Horizontal**

Figura No. 51 .Estabilizador Horizontal

Área del estabilizador horizontal $S_H = 30.35\, ft^2$

Fuerza del estabilizador horizontal $F_H = 1181.84 lb$

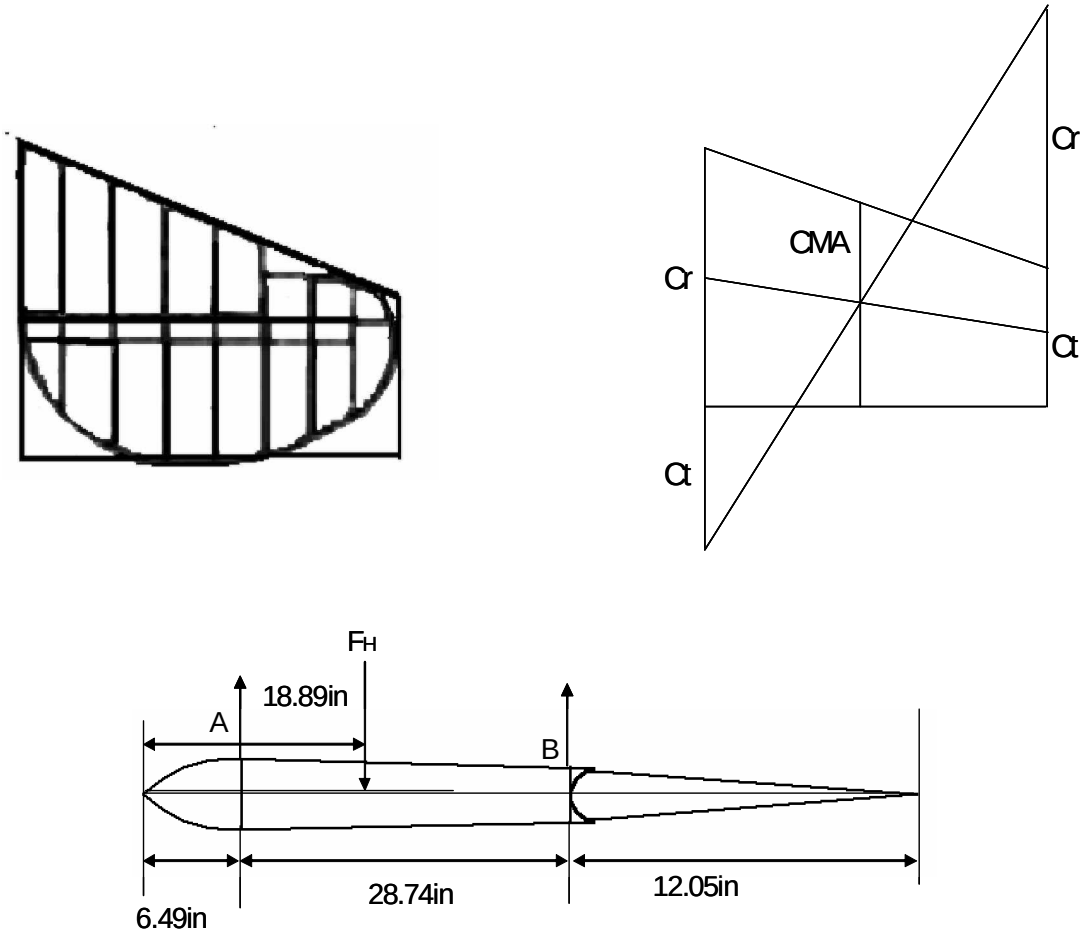


Figura No. 52 Dimensiones del Estabilizador Horizontal

$$\sum F_Y = 0$$

$$A + B - 1181.84 = 0$$

$$A = 1181.84 - B$$

$$\sum M_A = 0$$

$$28.74 * B - 12.4 * 1181.84 = 0$$

$$B = \frac{14654.816}{28.74}$$

$$B = 509.91 lbf = 2268.19 N$$

$$A = 1181.84 - 509.91$$

$$A = 671.92 lbf = 2988.84 N$$

- **Calculo de Cargas por el Estabilizador Vertical**

Figura No. 53 Estabilizador Vertical

Área del estabilizador Vertical $S_V = 15.66\, ft^2$

Fuerza del estabilizador Vertical $F_V = 609.72 lb$

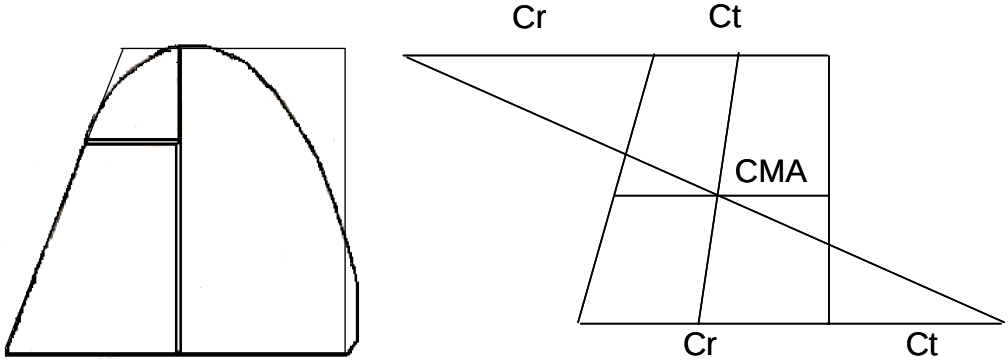


Figura No. 54 Dimensiones del Estabilizador Vertical

$$\sum F_X = 0$$

$$A + B - F_V = 0$$

$$A = 609.72 - B$$

$$\sum M_A = 0$$

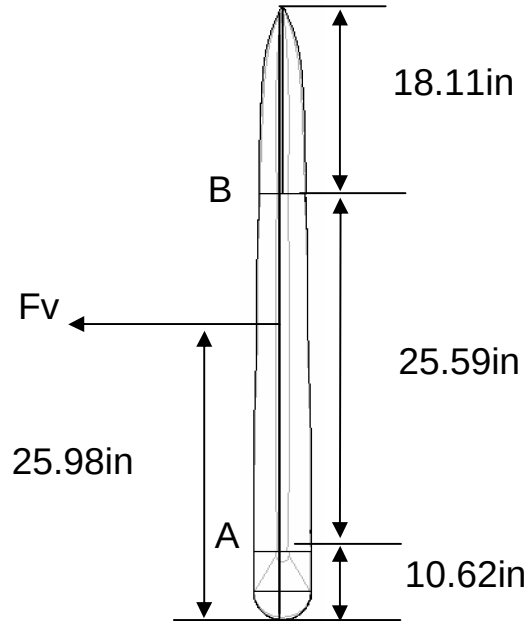
$$25.59 * B - 15.36 * 609.72 = 0$$

$$B = \frac{9367.89}{25.59}$$

$$B = 366.0.7 lbf = 1628.36 N$$

$$A = 609.72 - 366.07$$

$$A = 243.64 lbf = 1083.76 N$$



4.9 FUSELAJE

4.9.1 Cargas debido a las Gravedades en el Fuselaje

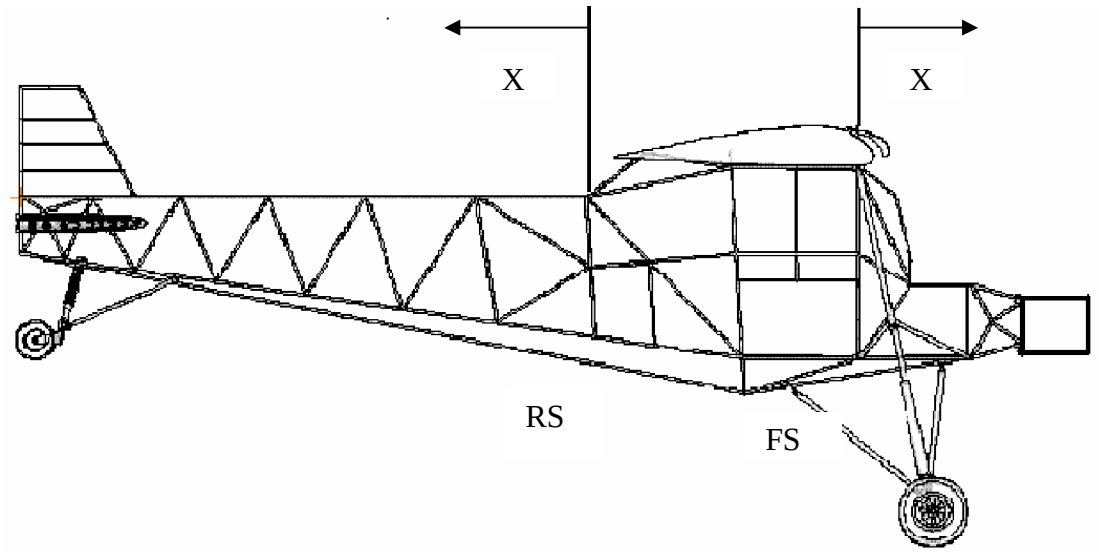


Figura No. 55 Fuselaje Storch

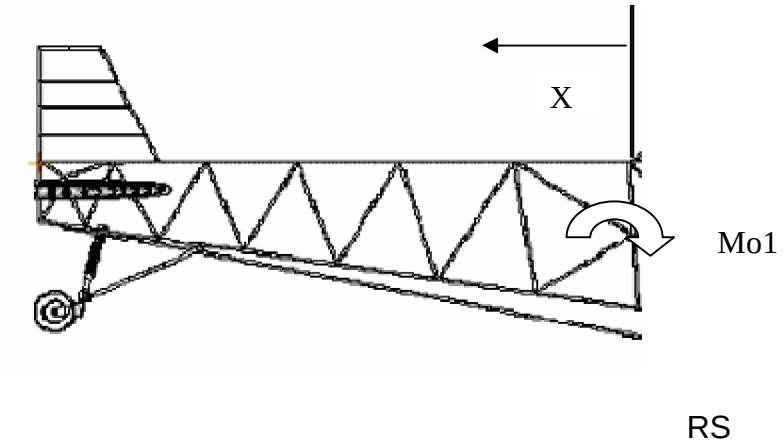


Figura No. 56 Tailboom del Storch

Para llevar a cabo el calculo debido a las gravedades en el fuselaje este se analizara en dos secciones con las gravedades de operación de la aeronave de categoría acrobática como es el caso que se esta aplicando para esta aeronave y en teniendo en cuenta el factor se seguridad de 1,5 establecido por regulación; los cuales se utilizaran según la siguiente ecuación (6 g X 1.5 = 9).

- **Parte Trasera del Fuselaje**

Ecuación 15[15]

Struct = w x 9

Vert tail = w x 9

Hori tail = w x 9

Tail wheel = w x 9

Air load = 1

Struct = 67.23lb x 9 = 605.07lb

Vert tail = 10lb x 9 = 90 lb

Hori tail = 10lb x 9 = 90 lb

Tail wheel = 9.20lb x 9 = 82.8 lb

[15] Formula obtenida de W. S. Evans, Lightplene Designer`s Handbook

Total = 868.87 lbf =3864.92N

Mo1 = $\sum$ W * X

Mo1 = 605.07lb x61.32in+90lb x 134.25in +90lb x 123.62in +82.8lb x125.25in

Mo1 =70681.89 Inch.lb =7985.97N.m

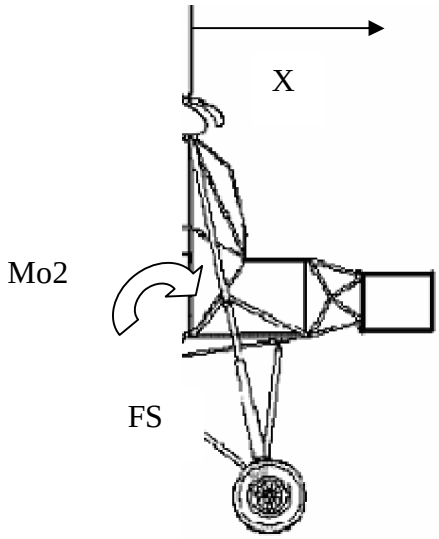


Figura No. 57 Parte Delantera Del Fuselaje

- **Parte Delantera Del Fuselaje**

Engine, cowl, prop = W x 9

Structure = W x 9

Windshield inst = W x 9

Landing gear = W x 9

Engine, cowl, prop = 324.07lb x 9 = 2916.63lb

Structure = 196lb x 9 = 1764lb

Windshield inst = 17.63lb x 9 = 158.67lb

Landing gear = 60lb x 9 =540lb

Total = 5379.3 lb = 23928.32N

$Mo2 = \sum W * X$

Mo2 = 2916.63lb x 55.04in +1764lb x 19.19in +158.67lb x 22.3in +540lb x 30.86in

Mo2 =119.95x10^6 Inch.lb =13.55x10^6 N.m

4.9.2 Análisis y Resultados por Elementos Finitos de la Estructura del Fuselaje

§ **Pieza**

La geometría de la pieza fue obtenida a través de *Solid Edge*®

Name	Material	Mass (lbm)	Volume (in³)	Nodes	Elements
"fuselaje"	*"STEEL4130"*	164.61	581.65	309900	146468

Tabla 32 Geometría y Materiales del Fuselaje

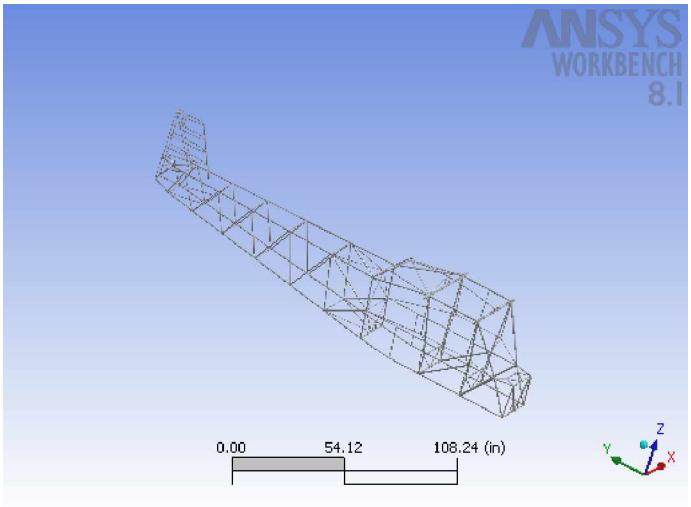


Figura No. 58 Fuselaje

§ Propiedades del material

***"STEEL4130"* Properties**		
Name	**Type**	**Value**
Modulus of Elasticity	Temperature-Independent	2.9×10^{7} psi
Poisson's Ratio	Temperature-Independent	0.32
Mass Density	Temperature-Independent	0.28 lbm/in³
Coefficient of Thermal Expansion	Temperature-Independent	0.0 1/°F
Specific Heat	Temperature-Independent	0.0 BTU/lbm·°F

Tabla 33 Propiedades del Acero 4130

***"STEEL4130"* Stress Limits**		
Name	**Type**	**Value**
Tensile Yield Strength	Temperature-Independent	75,000.0 psi
Tensile Ultimate Strength	Temperature-Independent	95,000.0 psi
Compressive Yield Strength	Temperature-Independent	75,000.0 psi
Compressive Ultimate Strength	Temperature-Independent	90,000.0 psi

Tabla 34 Esfuerzos Límites del acero 4130

- Enmallado

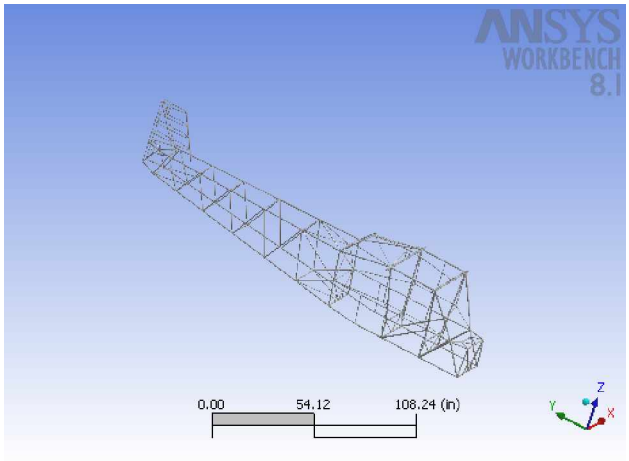


Figura No. 59 Enmallado del Fuselaje

Name	Type	Magnitude	Vector	Reaction Force	Reaction Force Vector	Reaction Moment	Reaction Moment Vector	Location
"Remote Force"	Force at 3D Point	4,492.2 lbf	[0.0 lbf x, 446.0 lbf y, 4,470.0 lbf z]	N/A	N/A	N/A	N/A	[90.5 in x, 13.0 in y,43.5 in z]
"Remote Force 2"	Force at 3D Point	4,492.2 lbf	[0.0 lbf x, 446.0 lbf y, 4,470.0 lbf z]	N/A	N/A	N/A	N/A	[-90.5 in x, 13.0 in y,43.0 in z]
"Remote Force 3"	Force at 3D Point	1,181 lbf	[0.0 lbf x, 0.0 lbf y,-1,181 lbf z]	N/A	N/A	N/A	N/A	[-37.6 in x, 170.0 in y,27.0 in z]
"Remote Force 4"	Force at 3D Point	1,181 lbf	[0.0 lbf x, 0.0 lbf y,-1,181 lbf z]	N/A	N/A	N/A	N/A	[37.6 in x, 170.0 in y,27.0 in z]
"Remote Force 5"	Force at 3D Point	438.0 lbf	[438.0 lbf x, 0.0 lbf y,0.0 lbf z]	N/A	N/A	N/A	N/A	[0.0 in x, 184.5 in y,45.0 in z]

Tabla 35 Cargas Estructurales del Fuselaje

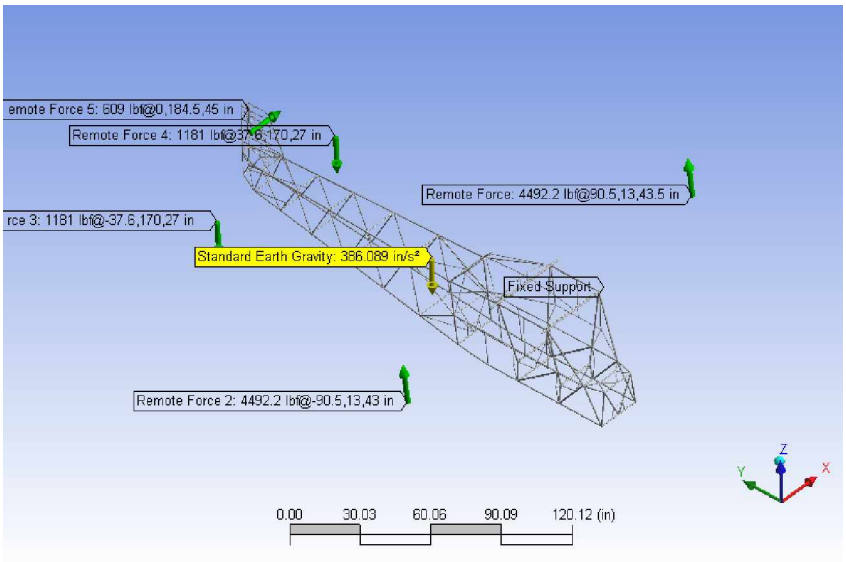


Figura No.60 Cargas Aplicadas al Fuselaje

§ Procedimiento

Al modelo del fuselaje se le aplicaron las cargas de sustentación, resistencia al avance, fuerza generada por el estabilizador vertical y horizontal y la gravedad, con el fin de simular las fuerzas alas cuales la estructura se encontraría sometida durante un vuelo de prueba normal.

. Structural Supports					
Name	**Type**	**Reaction Force**	**Reaction Force Vector**	**Reaction Moment**	**Reaction Moment Vector**
"Fixed Support"	Fixed Surface	7,025.92 lbf	[-437.99 lbf x, -1,004.0 lbf y, -6,940.0 lbf z]	327,305.88 lbf·in	[318,669.14 lbf·in x, -652.49 lbf·in y, 74,690.65 lbf·in z]

Tabla 36 Soporte Estructural del Fuselaje

Solución

- Resultados estructurales

Values			
Name	**Minimum**	**Maximum**	**Alert Criteria**
"Equivalent Stress"	2.45×10^{-9} psi	0.194×10^{4} psi	None
"Equivalent Elastic Strain"	8.43×10^{-17} in/in	6.761×10^{-2} in/in	None
"Total Deformation"	0.0 in	0.49 in	None

Tabla 37 Resultados Estructurales del Fuselaje

- Factor de seguridad

Name	**Scope**	**Type**	**Minimum**	**Alert Criteria**
"Stress Tool"	*"Model"*	Safety Factor	5.24×10^{-2}	None
"Stress Tool"	*"Model"*	Safety Margin	-1.0	None

Tabla 38 Factores de Seguridad del Fuselaje

- *Deformación elástica*

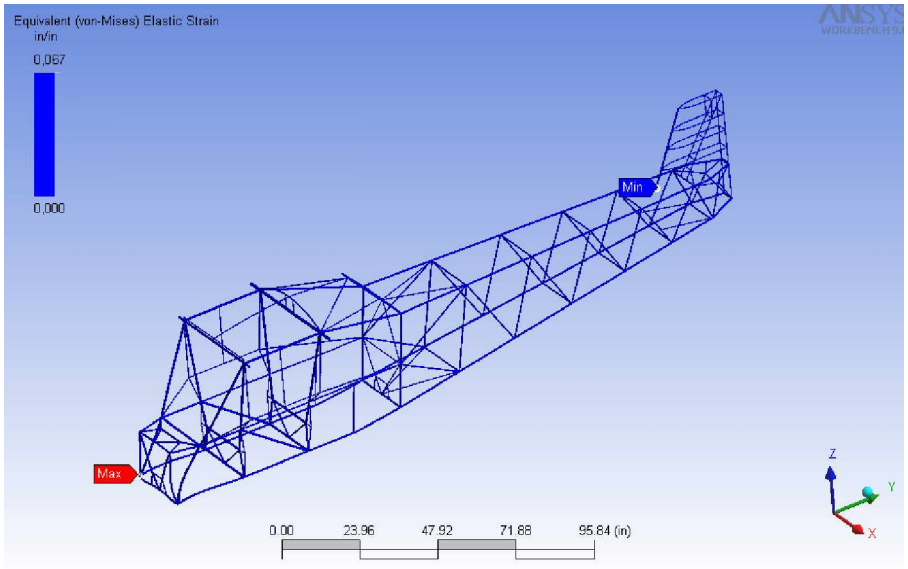


Figura No. 61 Resultado del Análisis de Deformación Elástica

- *Deformación Total*

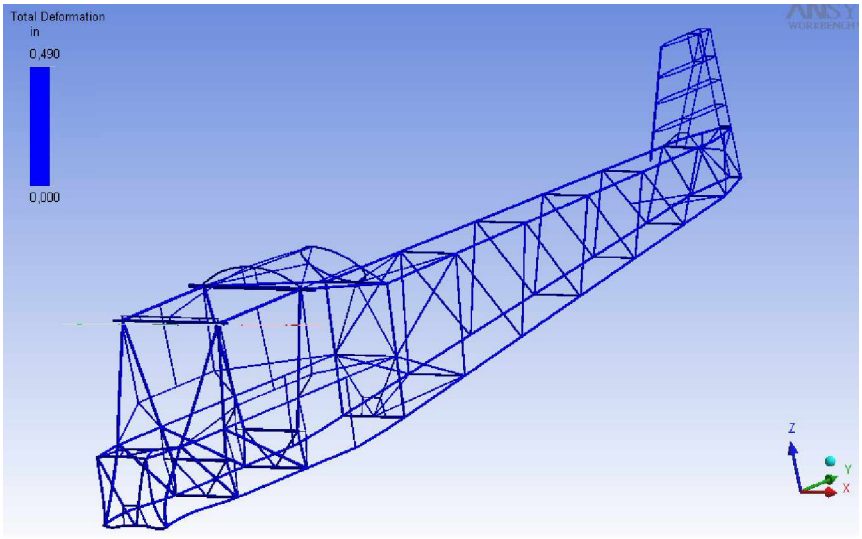


Figura No. 62 Deformación Total del fuselaje

- *Definición del acero 4130*

Name	Type	Value
Modulus of Elasticity	Temperature-Independent	2.9×10^{7} psi
Poisson's Ratio	Temperature-Independent	0.32
Mass Density	Temperature-Independent	0.28 lbm/in³
Coefficient of Thermal Expansion	Temperature-Independent	0.0 1/°F
Specific Heat	Temperature-Independent	0.0 BTU/lbm·°F

Tabla 39 Propiedades Estructurales del Acero 4130

Name	Type	Value
Tensile Yield Strength	Temperature-Independent	36,259.45 psi
Tensile Ultimate Strength	Temperature-Independent	66,717.38 psi
Compressive Yield Strength	Temperature-Independent	36,259.45 psi
Compressive Ultimate Strength	Temperature-Independent	0.0 psi

Tabla 40 Límites de Esfuerzo del Acero 4130

Durante el desarrollo del análisis estructural del fuselaje por medio del programa Ansys se pudo verificar que la estructura construida en el material de diseño, es decir en Acero 4130, se encontró en condiciones de soportar los esfuerzos a los que fue sometida, donde se pudo concluir que la estructura es resistente, sabiendo que si esta es sometida a condiciones extremas, es poco probables que ocurran deformaciones, es recomendable hacer practicas de mantenimiento para mantener estas condiciones

5. ESTIMACIÓN DE COSTOS

A continuación se realiza una estimación de costos del desarrollo del proyecto, se tienen en cuenta para el desarrollo ingenieril se requiere de tres ingenieros aeronáuticos para el análisis estructural de fuselaje y tren del storch y se utilizaran un software de diseño con sus respectivas licencias que son:

- Solid edge US$ 300
- Ansys US$ 300

Los recursos que se utilizaron en el desarrollo del proyecto fueron:

- Libros
- Planos
- Software

- **Costos Financieros**

Los recursos financieros serían los propios, los cuales para un análisis estructural, serían de acuerdo a los recursos materiales que se requieran durante la realización del proyecto (alrededor de $ 3.000.000 de pesos).

Las horas hombre requeridas para el desarrollo del proyecto fueron de 1200 horas, durante 8 meses con una carga laboral de 5 horas diarias

6. CONCLUSIONES

Utilizando los parámetros de las Regulaciones de la FAA, FAR 23 se realizaron los diferentes cálculos para una aeronave ultraliviana y categoría acrobática, para encontrar las diferentes cargas que actúan en el tren de aterrizaje y fuselaje para verificar por medio de elementos finitos, si la aeronave Storch Fi-156 está estructuralmente en la capacidad de resistir estas cargas, finalmente se pudo concluir lo siguiente:

- Se expuso un compendio de información de forma lógica y siguiendo la norma para poder obtener con éxito el análisis estructural de esta aeronave, es decir se encontraron las fuerzas que actúan en este tipo de estructuras y se simularon en ANSYS para observar que causan en la estructura.

- El análisis por medio de elementos finitos (ANSYS) en la estructura y tren de aterrizaje de la aeronave permitió corroborar que la estructura se encuentra en la capacidad para resistir las fuerzas a lo que esta sometida.

- Siguiendo las CARGAS EN TIERRA expuestas por la FAR 23 y la sección 23.447 se validaron las cargas vertical, lateral y de resistencia al avance (drag) del tren de aterrizaje donde se obtuvo que se encuentra en capacidad de de resistir este tipo de cargas con un factor de seguridad de 0.55 en el acople del tren principal con el eje de la rueda, donde el margen de seguridad es de -0.45 lo cual afecta el funcionamiento de la aeronave ya que lo mínimo permisible, es un factor de seguridad de 1.5 como esta establecido para cualquier componente de la aviación.

- Los esfuerzos máximos tanto cortante como equivalentes para el tren de aterrizaje principal no presentan alerta critica por tanto se concluye que el tren principal de aterrizaje se encuentra bajo sus parámetros de operación

establecidos por la regulación FAR 23, siempre y cuando se entre a rediseñar o modificar la unión que existe entre el eje de la rueda y el tren de aterrizaje.

- La llanta Condor 600 – 6 que actualmente posee la aeronave cumple con los requerimientos de carga máxima para un aterrizaje de 2g, viento cruzado y carga de drag. La carga máxima que soporta este neumático es $P_{Condor\ 600\text{-}6}$ = 1750 lb, y la carga máxima dinámica que debe soportar es P_{TOTAL} = 1541.2 lb, teniendo un margen de seguridad de 208.8 lb. La velocidad máxima de operación de este neumático es mucho mayor a la velocidad de operación en tierra del Storch.

- Siguiendo las CARGAS EN TIERRA expuestas por la FAR 23 y la sección 23.497 se validaron las cargas vertical y lateral del tren de cola donde se concluyo que esta en la capacidad de de resistir esas cargas con un factor de seguridad de 1.01 en la unión del soporte del eje de la rueda y este mismo, el cual significaría que soporta las cargas pero no con la seguridad mínima permisible, es decir con un factor de seguridad de 1.5.

- Los esfuerzos máximos tanto cortante como equivalentes para el tren de aterrizaje trasero no presentan alerta crítica por tanto se concluye la posibilidad de aumentar el margen de seguridad en la del soporte del eje de la rueda y este, dando cumpliendo los parámetros establecidos por la regulación FAR 23.

- El neumático Aero Classic 2.80 / 2.50 – 4 que actualmente tiene instalado el Storch para el tren trasero no cumple con los requerimientos de carga dinámica máxima, velocidad de operación, carga lateral, y calidad. La carga

máxima que soporta es $P_{N.\ AeroClassic}$ = 395 lb y la carga máxima dinámica que debe soportar P_{TOTAL} = 405.32lb.

- Basados en la Subparte C – Estructura de la FAR 23 se valido la estructura del fuselaje con las cargas generadas por el estabilizador horizontal y vertical, la sustentación, la fuerza vertical generada por el motor y el empuje, concluyendo que la estructura construida en acero 4130 se encuentra según parámetros encontrándose en condiciones de soportar los esfuerzos a los que puede estar sometida.

- Se estableció que para el análisis de la estructura del fuselaje del Fi- 156 Storch por medio del análisis de esfuerzo equivalente, el cual esta basado en la teoría de von-mises siendo esta considerada una de las teorías mas apropiadas para el análisis de los materiales dúctiles, que la estructura en acero 4130 cumple con las características que se quieren logra con este tipo de material.

7. RECOMENDACIONES

De acuerdo con los resultados obtenidos es preciso realizar las siguientes recomendaciones:

- Rediseño o cambio en la forma de la unión del tren principal con el eje de la rueda, se sugiere uno como se muestra en el anexo C.

- Realizar inspección visual en el tren de Aterrizaje Principal y de cola frecuentemente, así como la aplicación de NDT según lo indiquen las Practicas Estándar de Mantenimiento para tener mayor seguridad de este mientras se aumenta el margen de seguridad de estos dos componentes que en este momento no presentan una aeronavegabilidad al 100% requerida.

- Hacer el cambio del neumático Aero Classic 2.80/2.50–4 que actualmente instalado por uno que Se Encuentre en condiciones de soportar la carga máxima. como propuesta para el cambio esta un neumático de tamaño 4.80/4.00-8 con especificaciones como lo muestra la tabla en el anexo C, el cual soporta una carga máxima de $P_{N.\ 4.80/4.00\text{-}8}$ = 435 lb, y la carga máxima dinámica que debe soportar es P_{TOTAL} = 405.32, dando como margen de seguridad 29.68 lbs.

- Adicionalmente se realizo el análisis de la bancada del motor que utiliza el Storch donde se encontró que es una estructura débil en la parte superior y que por lo tanto necesita un refuerzo el cual de propone como se muestra en el Anexo C.

- Considerar la unificación en el tipo de tubería (diámetro – espesor) que son utilizados en el fuselaje y el estudio para una estructura mas simplificada y sencilla.

BIBLIOGRAFIA

- CUTLER, John. Estructuras del Avión. Segunda Edición. Madrid. Editorial Paraninfo, 1989.

- PEERY, David J., AZAR, J.J. Aircraft Structures. Segunda Edición. Editorial McGraw-Hill. 1982.

- DONALSON, bruce k. Analysis of aircraft structures.

- CURTIS, Howar D. Fundamentals of Aircraft structural Analysis.

- BRUHN, E. F. Analysis and design of flight vehicle structure.

- BRUHN, E. F. Analysis and design of airplane structures. Ohio. 1949.

- º ROSKAM, Jan. Airplane Design: A Conceptual Approach. Kansas. Aviation Engineering. Corporation. 1989. Vol. IV y V.

- FEDERAL AVIATION REGULATION, FAR parte 23 Estados Unidos

- HOLLMAN, Martin. Modern Aircraft Design. Monterey, California V. I Y II

- W. S. Evans Handbook Lightplane Designer's, USA 1988

- CURREY S, Norman. Aircraft Landing Gear Design: Principles and Practices. Georgia: AIAA Education series. 1988.

- NIU, Michael C. Y. Airframe Structural Design. 2 ed. California. Hong Kong Conmilit Press ltd. 1999.

- ALLEN, david H. introduction to aerospace structural analysis
- CHUNG-YUNG NIU Michael. Airframe: stress analysis and sizing
- HISCOKS Richard D. Design Of Light Aircraft, 1995 Canada
- http:// www.sky-tek.com/criquet.html
- http://www.kotfsc.com/thunderbolt/fi156.htm
- http://www.war-eagles-air-museum.com/storch_1.html
- http://www.michelline.com
- http:// www.geocities.com/storch aircraft.html

ANEXOS

ANEXO A: FAR Parte 23 Secciones Aplicadas Al Proyecto.

Subparte C – Estructura

GENERAL

23.301 CARGAS.

(a) Los requerimientos de fuerza son especificados en términos de cargas limite (las cargas máximas que serán esperadas en servicio) y cargas ultimas (cargas limite multiplicadas por factores prescritos de seguridad). A menos que de alguna forma sea previsto, las cargas prescritas son las cargas limite.
(b) A menos que sea de alguna forma especificado las cargas aéreas, tierra y agua deben ser ubicadas en equilibrio con fuerzas de inercia, considerando cada elemento con masa en la aeronave. Estas cargas deben ser distribuidas para que de una forma conservadora se aproxime o represente condiciones actuales. Los métodos usados para determinar intensidades y distribuciones de carga en el canard y configuraciones de ala tipo tandem deben ser validados por mediciones de prueba de vuelo a menos que los métodos usados para determinar estas condiciones de carga muestran ser confiables y conservativas en la configuración que se esta considerando.
(c) Si las deflexiones debido a cargas significativamente cambiaran la distribución externa o interna de las cargas, esta redistribución debe ser considerada.

(d) Criterios para simplificar el diseño estructural puede ser usado si estos resultan en cargas de diseño no menores que aquellas prescritas en las secciones 23.331 a la 23.521. Para configuraciones de aeronaves descritas en el apéndice A, sección 23.1, el criterio de diseño del apéndice A de esta parte es un equivalente aprobado de las secciones 23.321 a la 23.459. Si el apéndice A de esta parte es usado, todo el apéndice debe ser substituto por las secciones correspondientes de esta parte.

23.303 FACTOR DE SEGURIDAD.

A menos que sea provisto de otra manera un factor de seguridad de 1.5 debe ser usado.

23.305 DEFORMACIÓN Y FUERZA.

(a) La estructura debe ser capaz de soportar cargas limite sin deformación perjudicial permanente. A cualquier carga hasta las cargas limites, la deformación no debe interferir con la seguridad de operación.
(b) La estructura debe soportar las cargas ultimas sin falla por lo menos por tres segundos, a excepción que fallas locales o inestabilidades estructurales entre la carga limite y ultima son aceptables solo si la estructura puede sostener la carga ultima requerida por lo menos por tres segundos. Sin embargo, cuando la prueba de fuerzas es mostrada por medio de pruebas dinámicas que simulan las condiciones de carga actuales, el limite de tres segundos no aplica.

23.307 PRUEBA DE LA ESTRUCTURA.
(a) Cumplimiento con los requerimientos de fuerzas y deformación de la sección 23.305 debe ser mostrado para cada condición de carga critica. El análisis estructural puede ser usado solamente si la estructura se conforma a aquellos análisis para los cuales la experiencia ha mostrado que este método es confiable. En otros casos sustentaciones de prueba de carga deben realizarse. Pruebas dinámicas, incluyendo pruebas estructurales de vuelo, son aceptables si las condiciones de la carga de diseño han sido simuladas.
(b) Ciertas partes de la estructura deben ser probadas como esta especificado en la Subparte D de esta parte.

CARGAS EN VUELO
23.321 GENERAL.
(a) Los factores de carga en vuelo representan la relación de la componente de la fuerza aerodinámica (actuando normal al eje longitudinal de la aeronave) con el peso de la aeronave. Un factor de carga en vuelo positivo es uno en el cual las fuerzas aerodinámicas actúan hacia arriba, con respecto a la aeronave.
(b) Cumplimiento con los requerimientos de carga en vuelo de esta subparte deben mostrarse—
(1) A cada altitud critica dentro del rango en el cual la aeronave puede esperarse que opere;
(2) A cada peso desde el peso mínimo de diseño hasta el peso máximo de diseño; y
(3) Para cada altitud y peso requerido, para cualquier distribución practica de carga desechable dentro de las limitaciones operacionales especificadas en las secciones 23.1583 a la 23.1589.
(c) Cuando sea significativo, los efectos de compresibilidad deben tenerse en consideración.

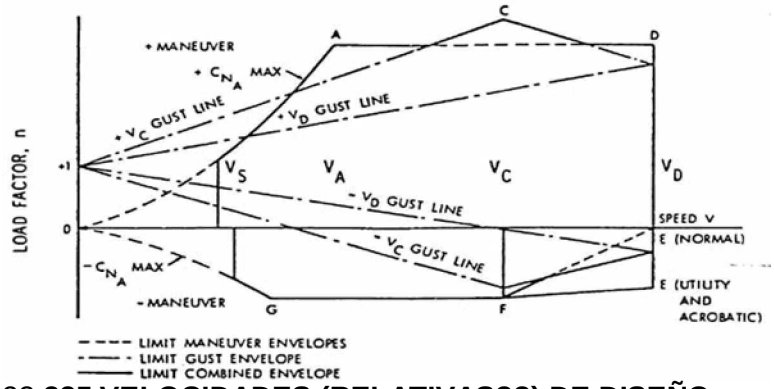
23.331 CONDICIONES DE VUELO SIMÉTRICAS.
(a) La carga apropiada balanceadora de la cola horizontal debe ser considerada de una manera racional y conservadora cuando se estén determinando las cargas en las alas y las cargas lineares de inercia correspondientes a cualquiera de las condiciones de vuelo simétricas especificadas en las secciones 23.333 a la 23.241.
(b) Las cargas de la cola horizontal que incrementan debido a maniobras y ráfagas de viento deben reaccionar por la inercia angular de la aeronave en una manera racional o conservadora.
(c) Influencia mutua de las superficies aerodinámicas deben tomarse en consideración cuando se estén determinando las cargas en vuelo.

23.333 ENVOLTURA DE VUELO.
(a) General. Cumplimiento con los requerimientos de fuerzas de esta subparte debe mostrarse en cualquier combinación de velocidad de aire y factor de carga en y dentro de los limites de una envoltura de vuelo (similar a la del párrafo (d) de esta sección) que representa la envoltura de las condiciones de carga en vuelo especificadas por los criterios de maniobra y ráfagas de viento de los párrafos (b) y (c) de esta sección respectivamente.
(b) Envoltura de maniobra. A excepción de donde este limitado por coeficientes de sustentación máximos (estáticos), la aeronave es asumida estar sujeta a maniobras simétricas resultantes en los siguientes factores de carga limite:

(1) El factor de carga de maniobra positivo especificado en la sección 23.337 hasta velocidades VD;
(2) El factor de maniobra de carga negativo especificado en la sección 23.337 a VC; y
(3) Factores que varíen linealmente con la velocidad desde el valor especificado a VC hasta 0.0 a VD para la categoría normal y commuter, y –1.0 a VD para categorías acrobática y utilitaria.
(c) Envoltura de ráfaga de viento.
(1) La aeronave es asumida estar sujeta a ráfagas de viento verticales simétricas en vuelo nivelado. Los factores de carga limite resultantes deben corresponder a las condiciones determinadas como sigue:
(i) Ráfagas positivas (hacia arriba) y negativas (hacia abajo) de 50 f.p.s.(feet per second = pies por segundo) a VC deben ser consideradas a altitudes entre el nivel del mar y 20.000 pies. La velocidad de la ráfaga puede ser reducida linealmente desde 50 f.p.s. a 20.000 pies hasta 12.5 f.p.s a 50.000 pies.
(ii) Ráfagas positivas y negativas de 25 f.p.s a VD deben ser consideradas a altitudes entre el nivel del mar y 20.000 pies. La velocidad de la ráfaga puede ser reducida linealmente desde 25 f.p.s. a 20.000 pies hasta 12.5 f.p.s a 50.000 pies.
(iii) En adición, para aeronaves de la categoría commuter, ráfagas de aire fuertes positivas (hacia arriba) y negativas (hacia abajo) de 66 f.p.s. a VB deben ser consideradas a altitudes entre el nivel del mar y 20.000 pies. La velocidad de la ráfaga puede ser reducida linealmente desde 66 f.p.s. a 20.000 pies hasta 38 f.p.s. a 50.000 pies.
(2) Lo siguiente tiene que ser asumido:
(i) La forma de la ráfaga es—

$$U = \frac{U_{de}}{2}\left(1 - \cos\frac{2\pi s}{25C}\right)$$

Donde—
s = distancia penetrada dentro de la ráfaga (ft.);
C = Cuerda media geométrica del ala (ft.); y
Ude = Velocidad de la ráfaga derivada a la que se refiere en el subparrafo (1) de esta sección.
(ii) Factores de carga de la ráfaga varían linealmente con la velocidad entre VC y VD.
(d) Envoltura de vuelo.



23**.335 VELOCIDADES (RELATIVAS??) DE DISEÑO.**

A excepción como esta provisto en los párrafos (a)(4) de esta sección, las velocidades de diseño son velocidades equivalentes (equivalent airspeeds, EAS).

(a) Velocidad de crucero de diseño, VC. Para VC lo siguiente aplica:
(1) Donde W/S = carga alar al peso máximo de despegue de diseño, VC (en nudos) no puede ser menor que—

(i) $33\sqrt{W/S}$ (para aeronaves de categoría normal, utilitaria y commuter);

(ii) $36\sqrt{W/S}$ (para aeronaves de categoría acrobática).

(2) Para valores de W/S mayores a 20, los factores que multiplican podrían reducirse linealmente con W/S hasta un valor de 28.6 donde W/S = 100.
(3) VC no necesita ser mayor que 0.9VHl nivel del mar.
(4) A altitudes donde MD esta establecido, una velocidad de crucero MC limitada por compresibilidad puede ser seleccionada.
(b) Velocidad de picada de diseño VD. Para VD, lo siguiente aplica:
(1) VD/MD no debe ser menor que 1.25VC/MC; y
(2) Con Vcmin, la velocidad de crucero mínima de diseño, VD (en nudos) no debe ser menor que—
(i) 1.40Vcmin (para aeronaves de la categoría normal y commuter);
(ii) 1.50Vcmin (para aeronaves de categoría utilitaria); y
(iii) 1.55 Vcmin (para aeronaves de categoría acrobática).
(3) Para valores de W/S mayores a 20, los factores que multiplican en el párrafo (b)(2) de esta sección pueden ser reducidos linealmente con W/S hasta un valor de 1.35 donde W/S = 100.
(4) Cumplimiento con los párrafos (b)(1) y (2) de esta sección no debe mostrarse si VD/MD es seleccionado de tal forma que el margen mínimo de velocidad entre VC/MC y VD/MD es el mayor de los siguientes:
(i) El incremento de velocidad resultante cuando, desde la condición inicial de vuelo estabilizado a VC/MC, cuando la aeronave se asume estar en algún contratiempo, volada por 20 segundos a lo largo de una trayectoria de vuelo 7.5ª por debajo del rumbo inicial y luego levantada con un factor de carga de 1.5 (0.5 g. de incremento en aceleración). Por lo menos 75 por ciento de potencia máxima continua para motores recíprocos, y potencia máxima de crucero para motores de turbina, o si es menor, la potencia requerida para VC/MC para ambas clases de motores, debe ser asumida hasta que el levantamiento es iniciado, y en este punto la reducción de potencia y dispositivos de resistencia controlados por el piloto pueden ser usados; y tanto—
(ii) Mach 0.05 para aeronaves de categoría normal, utilitaria y acrobática (a altitudes donde MD es establecido); o
(iii) Mach 0.07 para aeronaves de categoría commuter (a altitudes donde MD es establecido) a menos que un análisis racional, incluyendo los efectos de sistemas automáticos, es usado para determinar el margen bajo. Si un análisis racional es usado, el margen mínimo de velocidad debe ser suficiente para tomar en cuenta variaciones atmosféricas (tales como las ráfagas horizontales, y la penetración de una corriente chorro o frentes fríos), errores de instrumentos, variaciones de producción en la estructura de la aeronave y no debe ser menor que Mach 0.05.
(c) Velocidad de maniobra de diseño VA. Para VA, lo siguiente aplica:
(1) VA no debe ser menor que $V_S\sqrt{n}$ donde—

(i) VS s una velocidad de perdida computada con los flaps retraídos al peso de diseño, normalmente basados en los coeficientes de fuerza normales máximos de la aeronave, CNA; y
(ii) n es el factor de carga de maniobra limite usado en diseño.
(2) El valor de VA no debe exceder el valor de VC usado en diseño.

(d) Velocidad de diseño para intensidad de ráfaga máxima, VB. Para VB, lo siguiente aplica:
(1) VB no debe ser menor que la velocidad determinada por la intersección de la línea que representa la sustentación máxima o CN max y la línea que representa la velocidad de ráfaga de aire turbulanto en el diagrama V-n, o $V_{S1}\sqrt{n_g}$ el que sea menor, donde:
(i) El factor de carga positivo de ráfaga de la aeronave, ng, debido a la ráfaga, a velocidad VC (de acuerdo con la sección 23.341), y al peso particular que esta siendo considerado; y
(ii) VS1 es la velocidad de perdida con los flaps retraídos al peso particular que esta siendo considerado.
(2) VB no necesita ser mayor que VC.

23.337 FACTORES DE CARGA LIMITE DE MANIOBRA.
(a) El factor de carga limite positivo de maniobra n no puede ser menor que—
(1) 2.1+(24.000 / (W+10.000)) para aeronaves de categoría normal y commuter, donde W = peso máximo de despegue de diseño, a excepción que n no necesita ser mayor que 3.8
(2) 4.4 para aeronaves de categoría utilitaria; o
(3) 6.0 para aeronaves de categoría acrobática.
(b) El factor de carga limite negativo de maniobra no puede ser menor que—
(1) 0.4 veces el factor de carga positivo para categoría normal y commuterl; o
(2) 0.5 veces el factor de carga positivo para categoría acrobática.
(c) Factores de carga de maniobra menores que aquellos especificados en esta sección pueden ser usados si la aeronave tiene características de diseño que hacen imposible exceder estos valores en vuelo.

23.341 FACTORES DE CARGA DE RÁFAGAS.
(a) Cada aeronave debe ser diseñada para resistir cargas en cada superficie sustentadora que resultan de ráfagas especificadas en la sección 23.333(c).
(b) El factor de carga de ráfaga para una configuración de canard o ala tipo tandem debe ser computado usando un análisis racional, o puede ser computado en acuerdo con el párrafo (c) de esta sección, siempre y cuando los cargas netas resultantes muestran ser conservadoras con respecto al criterio de ráfagas de la sección 23.333(c).
(c)En la ausencia de un análisis más racional, los factores de carga de ráfaga deben ser computados como sigue—

$$n = 1 + \frac{K_g U_{de} V_a}{498(W/S)}$$

Donde—
Kg = 0.88 μ_g/5.3 + μ_g = factor de ráfaga de alivio;
μ_g = 2(W/S)/ρCag = relación de masa de la aeronave;

Ude = Velocidad de ráfaga derivada a la que se refiere en la sección 23.333(c) (f.p.s.);
ρ = Densidad del aire (slugs/cu.ft.);
W/S = Carga alar (p.s.f.) debido al peso aplicable de la aeronave en el caso particular de carga.
C = Cuerda media geométrica (ft.);
g = Aceleración debido a la gravedad (ft./seg.2)
V = Velocidad equivalente de la aeronave (nudos); y
a = Pendiente de la curva del coeficiente de fuerza normal de la aeronave C_{NA} por radian, si las cargas de ráfaga son aplicadas a las superficies del ala y la cola horizontal simultáneamente por medio de un método racional. La pendiente de la curva de sustentación C_L por radian puede ser usada cuando la carga de ráfaga es aplicada a las alas solamente y las cargas de ráfaga en la cola horizontal son tratadas como una condición separada.

23.343 CARGAS DE DISEÑO Y COMBUSTIBLE

(a) Las combinaciones de cargas utilizables deben incluir cada carga de combustible en el rango desde cero combustible hasta la carga máxima de combustible.

(b) Si el combustible es llevado en las alas, el peso máximo permitido de la aeronave sin combustible en el tanque(s) de las alas debe ser establecido como el "peso máximo con cero combustible en las alas," si este es menor que el peso máximo.

(c) Para aeronaves de categoría commuter, una condición de combustible de reserva estructural que no exceda el combustible necesario para 45 minutos de operación con potencia máxima continua, puede ser seleccionado. Si una condición de combustible de reserva estructural es seleccionada, debe ser usada como la condición de peso mínimo de combustible para mostrar el cumplimiento con los requerimientos de carga en vuelo prescritos en esta parte y—

(1) La estructura debe estar diseñada para resistir una condición sin combustible en las alas a cargas limites correspondientes a:

(i) Noventa por ciento de los factores de carga de maniobra definidos en la sección 23.337, y

(ii) Velocidades de ráfaga iguales al 85 por ciento de los valores prescritos en la sección 23.333(c).

(2) La evaluación de fatiga de la estructura debe tener en consideración cualquier incremento en esfuerzos de operación que resulte de las condiciones de diseño del párrafo (c)(1) de esta sección.

(3) Los requisitos de vibración por flameo (flutter), deformación y vibración también tienen que cumplirse sin combustible en las alas.

23.345 DISPOSITIVOS HIPERSUSTENTADORES.

(a) Si flaps o dispositivos hipersustentadores similares son usados para despegue, aproximación o aterrizaje, la aeronave, con los flaps totalmente extendidos a VF, se asume que esta sujeto a maniobras simétricas y ráfagas dentro del rango determinado por—

(1) Maniobras, hasta un factor de carga limite positivo de 2.0; y

(2) Ráfagas positivas y negativas de 25 pies por segundo actuando normal a la trayectoria de vuelo en vuelo nivelado.
(b) VF debe asumirse menor que 1.4VS o 1.8VSF, cualquiera que sea mayor, donde—
(1) VS es la velocidad de perdida computada con los flaps retraídos al peso de diseño; y
(2) VSF es la velocidad de perdida computada con los flaps completamente extendidos al peso de diseño.
(3) Si un dispositivo automático limitante de carga es usado en los flaps, la aeronave debe ser diseñada para las combinaciones criticas de velocidad relativa y posición de flaps permitidas por ese dispositivo.
(c) En la determinación de cargas externas de la aeronave como un todo, el empuje, corriente de deslizamiento y aceleración de cabeceo pueden ser asumidas como cero.
(d) Los flaps, sus mecanismos de operación y sus estructuras de soporte, deben ser diseñadas para resistir las condiciones prescritas en el párrafo (a) de esta sección. En adición, con los flaps completamente extendidos a VF, las siguientes condiciones, por separado, deben tenerse en consideración:
(1) Una ráfaga frontal con una velocidad de 25 pies por segundo (EAS), combinada con un deslizamiento de corriente de hélice correspondiente al 75 por ciento de la potencia máxima continua; y
(2) Los efectos de deslizamiento de corriente de hélice correspondientes a la potencia máxima de despegue.

23.361 TORQUE DEL MOTOR.

(a) Cada montante del motor y la estructura que lo soporta debe estar diseñado para los efectos de—
(1) Un torque de motor limite correspondiente a la potencia de despegue y la velocidad de hélice actuando simultáneamente con el 75 por ciento de las cargas limites de la condición de vuelo A de la sección 23.333(d);
(2) Un torque de motor limite correspondiente a potencia máxima continua y velocidad de hélice actuando simultáneamente con las cargas limite de la condición de vuelo A de la sección 23.333(d); y
(3) Para instalaciones con turbohélice, en adición a las condiciones especificadas en los párrafos (a)(1) y (a)(2) de esta sección, un torque de motor limite correspondiente a la potencia de despegue y velocidad de hélice, multiplicado por un factor que tenga en consideración una falla en el funcionamiento del sistema de control de la hélice, incluyendo un embanderamiento rápido en la orientación de las palas, actuando simultáneamente con cargas de 1g en vuelo nivelado. En la ausencia de un análisis racional, un factor de 1.6 debe ser usado.
(b) Para instalaciones de motor de turbina, los montantes del motor y la estructura de soporte deben estar diseñadas para resistir cada uno de los siguientes:
(1) Una carga de torque de motor limite impuesta por una detención repentina del motor debido al mal funcionamiento o falla estructural (tales como el estancamiento del compresor).
(2) Una carga de torque de motor limite impuesta por la máxima aceleración del motor.
(c) El torque limite del motor que se considerara bajo el párrafo (a) de esta sección debe obtenerse multiplicando el torque promedio por un factor de—

(1) 1.25 para instalaciones turbohélice;
(2) 1.33 para motores con cinco o más cilindros; y

(3) Dos, tres o cuatro, para motores con cuatro, tres o dos cilindros respectivamente.

23.363 FUERZA LATERAL EN MONTANTE DEL MOTOR.

(a) Cada montante del motor y su estructura de soporte debe ser diseñada para un factor de carga limite en una dirección lateral, para una fuerza lateral en el montante del motor, no menor a—

(1) 1.33, o

Un tercio del factor de carga limite para condición de vuelo a;

(b) La fuerza lateral prescrita en el párrafo (a) de esta sección puede ser asumida que es independiente de otras condiciones de vuelo.

23.397 FUERZAS Y TORQUES DE CONTROL LIMITE.

(a) En la condición de carga en vuelo en la superficie de control, las cargas del aire en las superficies movibles y sus deflexiones correspondientes no necesitan exceder aquellas que resultarían en vuelo por la aplicación de cualquier fuerza por el piloto dentro de los rangos especificados en el párrafo (b) de esta sección. En la aplicación de este criterio, los efectos de sistemas de control con amplificación y mecanismos con servos así como los efectos de aletas deben ser considerados. El esfuerzo del piloto automático debe ser usado para diseño si solo puede producir cargas de superficie de control más altas que el piloto humano.

(b) Las fuerzas y torques limite por el piloto son como se muestra a continuación:

Control	**Fuerzas y torques máximos para el peso de diseño, peso igual o menor a 5.000 libras[1]**	**Fuerzas o torques minimos[2]**
Alerón:		
Palanca	67 lbs	40lbs
Rueda[3]	50 D in.-lbs[4]	40 D in.-lbs[4]
Elevador:		
Palanca	167 lbs	100 lbs
Rueda (simétrica)	200 lbs	100 lbs
Rueda (asimétrica)[5]		100 lbs
Timón	200 lbs	150 lbs

1 Para el peso de diseño (W) mayor que 5.000 libras, los valores máximos especificados deben ser incrementados linealmente con el peso hasta 1.18 veces los valores especificados a un peso de diseño de 12.500 libras y para aeronaves de categoría commuter, los valores especificados deben ser incrementados linealmente con el peso hasta 1.35 veces los valores especificados a un peso de diseño de 19.000 libras.

2 Si el diseño de cualquier grupo de sistemas o superficies individuales hacen que estas fuerzas y torques mínimos especificados sean inaplicables, los valores correspondientes a los momentos de bisagra presentes obtenidos bajo la sección 23.415, pero no menores a 0.6 de las fuerzas y torques mínimos especificados, puede ser usado.

3 Las partes criticas del sistema de control del alerón deben estar también diseñadas para una fuerza individual tangencial con un valor limite de 1.25 veces la fuerza par determinada del criterio anterior.
4 D = diámetro de la rueda (pulgadas).
5 La fuerza asimétrica debe ser aplicada en uno de los puntos de agarre de la rueda de control.

SUPERFICIES ESTABILIZADORAS Y BALANCEADORAS HORIZONTALES
23.421 CARGAS BALANCEADORAS.
(a) Una carga balanceadora de la superficie horizontal es una carga necesaria para mantener equilibrio en cualquier condición de vuelo especificada sin ninguna aceleración en el movimiento de cabeceo.
(b) Las superficies balanceadoras horizontales deben estar diseñadas para balancear las cargas que ocurren en cualquier punto en la envoltura de maniobra limite y en las condiciones de flaps especificadas en la sección 23.345.

23.423 CARGAS DE MANIOBRA.
Cada superficie horizontal y la estructura que la soporta, y el ala principal de una configuración canard o tipo tandem, si esa superficie tiene control de cabeceo, debe estar diseñada para las cargas de maniobra impuestas por las siguientes condiciones:
(a) Un movimiento súbito del control de cabeceo, a la velocidad VA, hasta el movimiento trasero máximo y el movimiento delantero máximo, como esta limitado por los limites de parada del control, o el esfuerzo del piloto, cualquiera que sea critico.
(b) Un movimiento trasero súbito del control de cabeceo a velocidades por encima de VA, seguido por un movimiento hacia delante del control de cabeceo resultando en las siguientes combinaciones de aceleración normal y angular:

condición	**Aceleración Normal (n)**	**Aceleración angular (radianes/seg^2)**
cabeceo nariz arriba	1,0	$+39n_m x V x (n_m-1.5)$
cabeceo nariz abajo	n_m	$-39n_m x V x (n_m-1.5)$

donde—
(1) nm = factor de carga positivo limite para maniobra usada para el diseño de la aeronave; y
(2) V = velocidad inicial en nudos.
Las condiciones en este párrafo involucran cargas que corresponden a las cargas que podrían ocurrir en una”maniobra verificada” (una maniobra en la cual el control de cabeceo es repentinamente desplazado en una dirección y luego repentinamente movido en la dirección opuesta). Las deflexiones y sincronización de la “maniobra chequeada” deben tratar de no exceder el factor de carga limite para maniobra. La carga total de la superficie horizontal para las condiciones de cabeceo nariz arriba y nariz abajo es la suma de las cargas balanceadoras en V y el valor especificado del factor de carga normal n, mas el incremento en la carga de maniobra debido al valor especificado de la aceleración angular.

23.425 CARGAS DE RÁFAGA.
(a) Cada superficie horizontal, otra diferente al ala principal, debe estar diseñada para

las cargas resultantes de—

(1) Velocidades de ráfaga especificadas en la sección 23.333(c) con los flaps retraídos; y

(2) Ráfagas positivas y negativas de 25 f.p.s. de intensidad nominal a VF correspondientes a las condiciones de vuelo especificadas en la sección 23.345(a)(2).

(c) Cuando se este determinando la carga total de las superficies horizontales para las condiciones especificadas en el párrafo (a) de esta sección, las cargas balanceadoras iniciales para un vuelo estable desacelerado a las velocidades de diseño pertinentes VF, VC y VD deben ser determinadas con anterioridad. El incremento de carga que resulta de las ráfagas debe ser agregado a la carga inicial balanceadora para obtener la carga total.

(d) En la ausencia de un análisis mas racional, el incremento de carga debido a ráfaga debe ser calculada como se muestra a continuación solo en configuraciones de aeronaves con la superficie horizontal trasera, a menos que su uso sea mostrado ser conservador en alguna otra parte:

$$\Delta L_{ht} = \frac{K_g U_{de} V a_{ht} S_{ht}}{498}\left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)$$

donde—

ΔLht = Incremento de carga en la cola horizontal (lbs.);

K_g = Factor de ráfaga de alivio definido en la sección 23.341;

U_{de} = Velocidad de ráfaga derivada (f.p.s.);

V = Velocidad equivalente de la aeronave (nudos);

a_{ht} = Pendiente de la curva de sustentación para la horizontal trasera (por radian)

S_{ht} = Área de la superficie sustentadora horizontal trasera (ft2); y

$\left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right)$ = Factor de downwash

23.427 CARGAS ASIMÉTRICAS.

(a) Las superficies horizontales diferente al ala principal y la estructura que las soporta debe estar diseñada para cargas asimétricas que surjan de efectos de guiñada y slipstream, en combinación con las cargas prescritas para las condiciones de vuelo estipuladas en las secciones 23.421 a la 23.425.

(b) En la ausencia de información más racional teniendo en consideración la ubicación de los motores, alas, superficies horizontales diferentes al ala principal y forma del fuselaje para aeronaves convencionales:

(1) El 100 por ciento de la carga máxima de las condiciones de vuelo simétricas puede asumirse en la superficie en un lado del plano de simetría; y

(2) El porcentaje de esa carga que se muestra a continuación debe ser aplicado al lado opuesto:

Porcentaje = 100-10(n-1), donde n es el factor de carga positivo de maniobra especificado, pero este valor no puede ser mayor al 80 por ciento.

(c) Para aeronaves que no son convencionales (aeronaves tales como los que tienen superficie horizontal diferente al ala principal que tengan diedro apreciable o soportados por la superficie de la cola vertical) la superficies y las estructuras que lo soportan deben estar diseñadas para cargas de superficies vertical y horizontal combinadas resultantes de cada condición de vuelo prescrita tomada por separado.

CARGAS EN TIERRA

23.471 GENERAL.

Las cargas en tierra limite especificadas en esta subparte son consideradas hacer cargas externas y fuerzas de inercia que actúan sobre la estructura de una aeronave. En cada condición de carga en tierra especificada, las reacciones externas deben estar en equilibrio con las fuerzas lineales y angulares e inercia de una manera racional o conservadora.

23.473 CONDICIONES DE CARGA EN TIERRA Y SUPOSICIONES.

(a) Los requerimientos de carga en tierra de esta subparte deben cumplirse a un peso máximo de diseño a excepción que las secciones 23.479, 23.481 y 23.483 pueden cumplirse al peso de aterrizaje de diseño (el peso mas alto para condiciones de aterrizaje a la velocidad máxima de descenso) permitido bajo los párrafos (b) y (c) de esta sección.

(b) El peso de diseño de aterrizaje puede ser tan bajo como—

(1) 95 por ciento del máximo peso si la capacidad mínima de combustible es suficiente para por lo menos media hora de operación a potencia máxima continua mas una capacidad igual al peso del combustible la cual es la diferencia entre el peso máximo de diseño y el peso de aterrizaje de diseño; o

(2) El peso máximo de diseño menos el peso del 25 por ciento de la capacidad de combustible total.

(c) El peso de diseño de aterrizaje de una aeronave con motores múltiples puede ser menor que el permitido bajo el párrafo (b) de esta sección sí—

(1) La aeronave cumple con los requerimientos de un motor inoperativo de 2367 (b) (1)

(2) Se muestra cumplimiento con el sistema de eliminación de combustible de la sección 23.1001.

(d) El factor de carga limite vertical de inercia seleccionado en el centro de gravedad de la aeronave para las condiciones de carga en tierra prescritas en esta subparte no puede ser menor que aquella que fue obtenido cuando se aterriza con una velocidad de descenso (V), en pies por segundo, igual a 4.4(W/S)1/4, excepto que esta velocidad no puede ser mayor a 10 pies por segundo y menor a 7 pies por segundo.

(e) La sustentación en el ala que no exceda dos tercios del peso de la aeronave puede asumirse que existe a través del impacto de aterrizaje y actúa a través del centro de gravedad. El factor de carga de la reacción en tierra puede ser igual al factor de carga de inercia menos la razón de la sustentación del ala asumida anteriormente con el peso de la aeronave.

(f) Si pruebas de absorción de energía se realizan para determinar el factor de carga limite correspondiente a las velocidades de descenso limite, estas pruebas deben ser hechas bajo la sección 23.723(a).

(g) Ningún factor de carga de inercia usado para propósitos de diseño puede ser menor que 2.67, ni tampoco puede ser el factor de carga de reacción en tierra menor que 2.0 veces el peso máximo de diseño, a menos que los valores bajos no sean excedidos durante procedimiento de carreteo a velocidades hasta la velocidad de despegue sobre terreno tan rugoso como el que se pueda esperar durante servicio.

23.447 CONFIGURACIONES DE TREN DE ATERRIZAJE.

Las secciones 23.479 a la 23.483, o las condiciones en el Apéndice C, aplican a aeronaves con configuraciones convencionales de tren principal y de nariz, o principal y tren de cola.

23.479 CONDICIONES DE ATERRIZAJE NIVELADO.

(a) Para un aterrizaje nivelado, se asume que la aeronave se encuentra en las siguientes actitudes:

(1) Para aeronaves con ruedas de cola, una actitud de vuelo nivelado normal.

(2) Para aeronaves con rueda de nariz, actitudes en las cuales—

(i) La rueda de nariz y la principal hacen contacto con la tierra simultáneamente; y

(ii) Las ruedas principales hacen contacto con la tierra y la rueda de nariz se encuentra bastante cerca de la tierra.

La actitud usada en el párrafo (a)(2)(i) de esta sección puede ser usada en el análisis requerido bajo el párrafo (a)(2)(ii) de esta sección.

(b) Cuando se estén investigando condiciones de aterrizaje, las componentes de resistencia que simulan las fuerzas requeridas para acelerar las llantas y ruedas hasta la velocidad de aterrizaje (girar) deben ser combinadas de una manera adecuada con las reacciones en tierra verticales instantáneas correspondientes, y las cargas actuando horizontalmente que resultan de la reducción rápida de las cargas de arrastre de giro (spring-back) deben ser combinadas con las reacciones verticales en tierra en el instante en que la carga hacia delante es máxima, asumiendo un coeficiente de sustentación y de fricción de 0.8 de la llanta. Sin embargo, las cargas de resistencia no pueden ser menor que el 25 por ciento de las reacciones verticales máximas en tierra (ignorando la sustentación del ala).

(c) Si no hay pruebas mas especificas o un análisis más racional para determinar el giro y de spring-back para las condiciones de aterrizaje, el método mostrado en el apéndice D de esta parte debe ser usado. Si el apéndice D de esta parte es usado, las componentes de resistencia usadas para diseño no debe ser menor que aquellas dadas en el apéndice C de esta parte.

(d) Para aeronaves con puntas en el tanque o grandes masas que estén colgando (tales como turbohélices o motores jet) soportadas por las alas, los tanques de punta y las estructuras que soportan los tanques o las masas deben ser diseñadas para los efectos de respuestas dinámicas bajo condiciones de aterrizaje nivelado del párrafo (a)(1) o (a)(2)(ii) de esta sección. En la evaluación de los efectos de la respuesta dinámica, se puede asumir una sustentación igual al peso de la aeronave.

23.481 CONDICIONES DE ATERRIZAJE CON LA COLA BAJA.

(a) Para un aterrizaje con la cola baja, se asume que la aeronave se encuentra en las siguientes actitudes:

(1) Para aeronaves con rueda de cola, una actitud en la cual la rueda principal y de cola hacen contacto con la tierra simultáneamente.

(2) Para aeronaves con rueda de nariz, una actitud de perdida, o el ángulo máximo que permita una tolerancia de la tierra con cada parte de la aeronave, cualquiera que sea el menor.

(b) Para aeronaves con rueda de cola o nariz, las reacciones en tierra se asumen que son verticales, con las ruedas a velocidad deseada antes que la carga máxima vertical es obtenida.

23.483 CONDICIONES DE ATERRIZAJE CON UNA RUEDA.
Para la condición de aterrizaje con una rueda, se asume que la aeronave esta en una actitud nivelada y que hace contacto con la tierra en un lado del tren de aterrizaje principal. En esta actitud, las reacciones en tierra deben ser las mismas que aquellas obtenidas en esa parta bajo la sección 23.479.

23.485 CONDICIONES DE CARGA LATERALES.
(a) Para la condición de carga lateral, se asume que la aeronave esta en una actitud nivelada solamente con el tren de aterrizaje principal haciendo contacto con la tierra y con los amortiguadores y llantas en sus posiciones estáticas.
(b) El factor de carga vertical límite debe ser 1.33, con la reacción vertical en tierra dividida igualmente entre las ruedas principales.
(c) El factor de carga de inercia lateral imite debe ser 0.83, con la reacción lateral de tierra dividida entre las ruedas principales de tal manera que—
(1) 0.5 (W) esta actuando hacia adentro en un lado; y
(2) (2) 0.33 (W) esta actuando hacioa afuera en el otro lado.
(d) Las cargas laterales prescritas en el párrafo (c) de esta sección se asume que son aplicadas en el momento de contacto con la tierra y las cargas de resistencia pueden asumirse como cero.

23.493 CONDICIONES DE FRENADO EN GIRO.
Bajo las condiciones de frenado en giro, con los amortiguadores y llantas en sus posiciones estáticas, lo siguiente aplica:
(a)El factor de carga vertical limite debe ser 1.33.
(b) Las actitudes y contacto con tierra deben ser aquellas prescritas en la sección 23.479 para aterrizajes nivelados.
(c) Una reacción de resistencia igual a la reacción vertical en la rueda multiplicada por un coeficiente de fricción de 0.8 debe ser aplicada en el punto de contacto con la tierra de cada rueda con los frenos, excepto que la reacción de resistencia no necesita exceder el valor máximo basado en el torque de frenado límite.

23.497 CONDICIONES SUPLEMENTARIAS DE RUEDAS DE COLA.
En la determinación de las cargas en tierra en la rueda de cola y las estructuras soportantes afectadas, lo siguiente aplica:
(a) Para la carga de obstrucción, la reacción de tierra limite obtenida en la condición de aterrizaje con la cola baja e asume que actúa hacia arriba y hacia atrás a través de eje a 45 grados. El amortiguador y la llanta pueden asumirse que están en sus posiciones estáticas.
(b) Para la carga lateral, una reacción en tierra vertical limite igual a la carga estática en la rueda de cola, en combinación con una componente lateral de igual magnitud, es asumida. Adicionalmente—
(1) Si un dispositivo giratorio es usado, se asume que la rueda de cola gira 90 grados con relación al eje longitudinal de la aeronave con la carga en tierra resultante pasando a través del eje;
(2) Si un seguro, dispositivo de aseguramiento o un amortiguador de vibraciones es usado, se asume que la rueda de cola se encuentra en su posición trasera con la carga lateral actuando en el punto de contacto con la tierra; y
(3) Se asume que el amortiguador y la llanta están en sus posiciones estáticas.

(c) Si una llanta de cola, amortiguador o un dispositivo absorbedor de energía muestra cumplimiento con la sección 23.925(b), lo siguiente aplica:
(1) Cargas de diseño conveniente deben establecerse para la rueda, el amortiguador o el dispositivo absorbedor de energía; y
(2) La estructura que soporta la rueda de cola, amortiguador o dispositivo absorbedor de energía debe estar diseñado para resistir las cargas establecidas en el párrafo (c)(1) de esta sección.

23.523 PESOS DE DISEÑO Y POSICIONES DEL CENTRO DE GRAVEDAD.
(a) Pesos de diseño. Los requerimientos de cargas en agua deben cumplirse a cada peso de operación hasta el peso de aterrizaje de diseño excepto que, para la condición de aterrizaje prescrita en la sección 23.531, el peso de despegue en agua de diseño (el peso máximo para procedimiento de carreteo y corrida de despegue) debe ser usado.
(b) Posiciones de centro de gravedad. Los centros de gravedad críticos dentro de los limites para los cuales certificación es solicitada debe considerarse que alcanza las cargas máximas de diseño para cada parte de la estructura de la aeronave de agua.

23.525 APLICACIÓN DE CARGAS.
(a) A menos que sea prescrito, la aeronave de agua como conjunto se asume estar sujeta a las cargas correspondientes a los factores de carga especificados en la sección 23.527.
(b) En la aplicación de las cargas que resultan de los factores de carga prescritos en la sección 23.527, las cargas pueden ser distribuidas sobre el casco o el fondo del flotador principal (para evitar cargas cortantes locales y momentos de flexión excesivos en el lugar de aplicación de la carga en agua) usando cargas que no sean menores a aquellas prescritas en la sección 23.533(c).
(c) Para aeronaves con dos flotadores, cada flotador debe tratarse como un casco equivalente en una aeronave ficticia con un peso igual a la mitad del peso de la aeronave de agua con dos flotadores.
(d) Excepto en la condición de despegue de la sección 23.531, se asume que la sustentación aerodinámica en la aeronave durante el impacto se asume que es 2/3 el peso de la aeronave de agua.

EVALUACIÓN DE FATIGA
23.572 ALA METÁLICA, EMPENAJE Y ESTRUCTURAS ASOCIADAS.
(a) Para aeronaves de categoría normal, utilitaria y acrobática, la resistencia, diseño detallado y fabricación de aquellas partes de la estructura de la aeronave cuya falla sería catastrófica debe ser evaluada bajo uno de los siguientes métodos a menos que se muestre que la estructura, niveles de esfuerzos operacionales, materiales y usos esperados son comparables, desde un punto de vista de fatigas, con un diseño similar que ha tenido una experiencia en servicio extensiva y satisfactoria:
(1) Una investigación de resistencia a fatiga, en la cual se muestra por medio de pruebas, o por análisis apoyados en evidencia de pruebas, que la estructura es capaz de resistir la repetición de cargas variables en magnitud que se puedan esperar en servicio; o
(2) Una investigación de resistencia de seguridad ante fallas, en la cual se muestre por medio de análisis, pruebas o ambos, que una falla catastrófica de la estructura no es probable luego de una falla por fatiga, o una falla parcial obvia, de un elemento estructural principal, y que las estructuras restantes pueden resistir un factor de carga ultimo estático

del 75 por ciento del factor de carga limite a VC. Estas cargas deben ser multiplicadas por un factor de 1.15 a menos que los efectos dinámicos de falla bajo carga estática son de alguna otra forma considerados.
(3) La evaluación de tolerancia de daños de la sección 23.573(b).
(b) Cada evaluación requerida por esta sección debe—
(1) Incluir casos típicos de cargas (ejemplo: carreteo, ciclos de tierra-aire-tierra, maniobras, ráfagas);
(2) Considerar cualquier efecto significativo debido a la influencia mutua de las superficies aerodinámicas; y
(3) Considerar cualquier efecto significativo debido a la carga del corriente de deslizamientote de la hélice debido al golpeo de los vortices.

23.573 TOLERANCIA DE DAÑOS Y EVALUACIÓN DE FATIGA DE LA ESTRUCTURA.
(a) Estructura de la aeronave compuesta. La estructura de la aeronave en compuestos debe ser evaluada bajo este en lugar de las secciones 23.571 y 23.572. El solicitante debe evaluar la estructura de la aeronave en compuestos, cuya falla resultaría en una perdida catastrófica de la aeronave, en cada ala (incluyendo canards, alas tipo tandem y winglets), empenaje, su portante y estructura de sujeción, superficies de control movibles y su estructura de sujeción al fuselaje y la presión de la cabina usando el criterio de tolerancia de daños prescrito en los párrafos (a)(1) al (a)(4) de esta sección a menos que se demuestre que es impractico. Si el solicitante establece que el criterio de tolerancia de daños es impractico para una estructura en particular, la estructura debe ser evaluada de acuerdo con los párrafos (a)(1) y (a)(6) de esta sección. Donde se usen uniones conectadas la estructura también debe ser evaluada de acuerdo con el párrafo (a)(5) de esta sección. Los efectos de variaciones en el material y condiciones ambientales en las propiedades de fuerza y durabilidad de los materiales compuestos deben considerarse en las evaluaciones requeridas por esta sección.
(1) Debe ser demostrado por medio de pruebas, o por análisis soportado por pruebas, que la estructura es capaz de soportar una carga ultima con daño hasta el umbral de detectabilidad considerando los procedimientos de inspección empleados.
(2) La rata de crecimiento o de no-crecimiento del daño que pueda ocurrir debido a fatiga, corrosión, fallas de fabricación o daños de impacto, bajo cargas repetidas esperadas en servicio, debe ser establecida por medio de pruebas o análisis apoyados por pruebas.
(3) Se debe demostrar por medio de pruebas residuales de resistencia, o análisis apoyados en pruebas residuales de resistencia, que la estructura es capaz de resistir cargas en vuelo criticas limite, consideradas como cargas ultimas, con la extensión de daños detectables consistentes con los resultados de las evaluaciones de tolerancia de daños. Para cabinas presurizadas, las siguientes cargas deben ser soportadas:
(i) Cargas en vuelo criticas limite con los efectos combinados de presión normal operacional y presiones aerodinámicas externas esperadas.
(ii) Las presiones externas aerodinámicas esperadas en un vuelo de 1g combinadas con una presión diferencial de cabina igual a 1.1 veces la presión diferencial normal operacional sin ninguna otra carga.
(4) El crecimiento del daño, entre el inicio de la detección y el valor seleccionado para demostraciones de resistencia residual, factorizado para obtener intervalos de inspección, deben permitir el desarrollo de un programa de inspección conveniente para ser aplicado por el personal de operaciones y mantenimiento.

(5) Para cualquier unión pegada, cuya falla resultaría en una perdida catastrófica de la aeronave, la capacidad de carga limite debe estar justificada por uno de los siguiente métodos—

(i) La máxima desunión de cada unión conectada consistente con la capacidad de resistir las cargas en los párrafos (a)(3) de esta sección debe ser determinada por análisis, pruebas o ambos. Desuniones de cada unión conectada mayor a esta deben ser prevenidas por características de diseño; o

(ii) Pruebas deben ser conducidas para cada articulo de producción que aplicara la carga limite de diseño critica a cada unión conectada critica; o

(iii) Técnicas de inspección no destructivas repetibles y confiables debe ser establecida de tal forma que aseguren la resistencia de cada unión.

(6) Los componentes estructurales para los cuales se demuestra que el método de tolerancia de daños es impractico debe mostrarse por pruebas de fatiga, o análisis apoyado en pruebas, ser capaces de resistir las cargas repetidas de magnitud variable esperadas en servicio. Suficientes pruebas de componentes, subcomponentes o elementos deben ser realizadas para establecer el factor de tendencia de fatiga y los efectos ambiéntales. Daños hasta el umbral de detectabilidad y la capacidad de resistencia residual de carga ultima debe considerarse en la demostración.

(b) Estructura de la aeronave metálica. Si el solicitante elige usar la sección 23.571(a)(3) o la sección 23.572(a)(3), entonces la evaluación de tolerancia de daños debe incluir una determinación de los lugares y modos de daños debido a fatiga, corrosión o daño accidental. La determinación debe ser por medio de análisis apoyado en por evidencia de pruebas y, si es disponible, experiencia de servicio. Daños en múltiples lugares debido a fatiga deben ser incluidos en lugares donde el diseño es tal que este tipo de daño se puede esperar que ocurra. La evaluación debe incorporar cargas repetidas y análisis estáticos apoyados en evidencia de pruebas. La extensión del daño para la evaluación de resistencia residual en cualquier momento dentro de la vida operacional de la aeronave debe ser consistente con la detección inicial y crecimiento consecuente bajo cargas repetidas. La evaluación de resistencia residual debe mostrar que la estructura restante es capaz de resistir cargas de vuelo limite criticas, consideradas como ultimas, con la extensión del daño detectable consistente con los resultados de las evaluaciones de tolerancia de daños. Para cabinas presurizadas, la siguiente carga debe ser resistida:

(1) La presión diferencial de operación normal combinada con las presiones aerodinámicas externas esperadas aplicada simultáneamente con las condiciones de carga en vuelo especificadas en esta parte, y

(2) Las presiones aerodinámicas externas esperadas en un vuelo de 1g combinadas con una presión diferencial en cabina igual a 1.1 veces la presión diferencial normal operacional sin ninguna otra carga.

CRITERIO SIMPLIFICADO DE CARGA DE DISEÑO

A23.1 GENERAL.

(a) Los criterios de carga de diseño en este apéndice son un equivalente aprobado de aquello en las secciones 23.321 a la 23.459 de este subcapitulo para una aeronave teniendo un peso máximo de 6.000 libras o menor y la siguiente configuración:

(1) Un solo motor excluyendo plantas de potencia con turbina;

(2) Un ala principal ubicada más cerca al centro de gravedad que al empenaje montado en la parte trasera del fuselaje;
(3) Un ala principal que tiene un ángulo de flechamiento a un cuarto de la cuerda no mayor de 15 grados hacia delante o atrás;
(4) Un ala principal que esta equipada con controles en el borde de salida (alerones o flaps, o ambos);
(5) Una relación de aspecto del ala no mayor de 7;
(6) Una relación de aspecto de la cola horizontal no mayor de 4;
(7) Un coeficiente de volumen de la cola horizontal no menor de 0,34;
(8) Una relación de aspecto de la cola vertical no mayor de 2;
(9) Un área de plataforma de la cola vertical no mayor del 10 por ciento del área de plataforma del ala; y
(10) Perfiles de ala simétricos deben ser usados en los diseños de la cola horizontal y vertical.
(b) El criterio del apéndice A no puede ser usado en cualquier configuración de aeronaves que contengan cualquiera de las siguientes características de diseño:
(1) Canard, ala tipo tandem, acoplados cercanamente o configuraciones sin cola de las superficies de sustentación;
(2) Configuraciones de biplano o planos múltiples;
(3) Configuraciones de cola en T, cola en V o cola cruciforme (+);
(4) Plataformas de ala con flechamiento alto (mas de 15 grados de flechamiento a un cuarto de la cuerda), plataformas delta o superficies de sustentación divididas; o
(5) Winglets u otros dispositivos en la punta de las alas, o aletas exteriores.

A23.3 SIMBOLOS ESPECIALES.
n1 = Factor de Carga Limite de Maniobra Positivo de la Aeronave.
n2 = Factor de Carga Limite de Maniobra Negativo de la Aeronave.
n3 = Factor de Carga Limite de Ráfaga Positivo de la Aeronave a VC.
n4 = Factor de Carga Limite de Ráfaga Negativo de la Aeronave a VC.
nflap = Factor de Carga Limite Positivo de la Aeronave con los Flaps Totalmente Extendidos a VF.
VFmin = Velocidad de Diseño con Flaps Mínima $=11{,}0\sqrt{n_1(W/S)}[kts]$
V_{Amin} = Velocidad de Diseño de Maniobra Mínima =
$15{,}0\sqrt{n_1(W/S)}[kts]$
V_{Cmin} = Velocidad de Diseño de Crucero Mínima =
$17{,}0\sqrt{n_1(W/S)}[kts]$
V_{Dmin} = Velocidad de Diseño de Picada Mínima =

$24{,}0\sqrt{n_1(W/S)}[kts]$

A23.7 CARGAS DE VUELO.
(a) Cada carga de vuelo puede ser considerada independiente de la altura y, excepto por la estructura local de soporte para accesorios con peso muerto, solamente las condiciones de peso de diseño máximo deben ser investigadas.

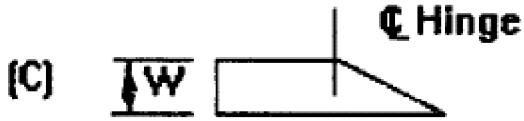
(b) La Tabla 1 y figuras 3 y 4 de esta apéndice deben ser usadas para determinar valores de n1, n2, n3 y n4 correspondientes a los pesos de diseño máximos en las categorías deseadas.
(c) Figuras 1 y 2 de este apéndice deben ser usadas para determinar valores de n3 y n4 correspondientes a los pesos de vuelo mínimos en las categorías deseadas, y, si estos factores de carga son mayores que los factores de carga con el peso de diseño, la estructura de soporte para accesorios con peso muerto debe ser probada para los factores de carga mas altos resultantes.
(d) Cada carga especificada en el ala y la cola es independiente del rango del centro de gravedad. El solicitante, sin embargo, debe elegir un rango de c.g., y la estructura básica del fuselaje debe ser investigada para las condiciones de carga mas adversas de peso muerto para el rango de c.g. seleccionado.
(e) Las siguientes condiciones de cargas y formas de carga son las mínimas para las cuales dureza debe ser proporcionada en la estructura:
(1) Equilibrio de la aeronave. Las cargas aerodinámicas en las alas pueden considerarse que actúan normal al viento relativo, y de tener una magnitud de 1.05 veces las cargas normales de la aeronave (como esta determinado en los párrafos A23.9(b) y (c) de esta apéndice) para las condiciones de vuelo positivas y una magnitud igual a las cargas normales de la aeronave para las condiciones negativas. Cada componente a lo largo de la cuerda y normal de esta carga alar debe considerarse.
(2) Velocidades de diseño mínimas. Las velocidades de diseño mínimas pueden ser elegidas por el solicitante excepto que estas no pueden ser menores que las velocidades encontradas usando la figura 3 de este apéndice. Adicionalmente, VCmin no necesita exceder los valores de 0,9VH actualmente obtenidos al nivel del mar para la categoría con el peso de diseño mas bajo para la cual certificación es deseada. En el computo de estas velocidades de diseño mínimas, n1 no puede se menor que 3,8.
(3) Factor de carga en vuelo. Los factores de carga limite en vuelo especificados en la Tabla 1 de este apéndice representan la relación de la componente de la fuerza aerodinámica (actuando normal al eje longitudinal asumido de la aeronave) con el peso de la aeronave. Un factor de carga en vuelo positivo es una fuerza aerodinámica actuando hacia arriba, con respecto a la aeronave.

Tabla 1 – Factores de Carga en Vuelo Limite

Factores de carga de vuelo	**Categoría normal**	**Categoría utilitaria**	**Categoría acrobática**
Flaps arriba:			
n_1	3,8	4,4	6,0
n_2	$-0,5n_1$		
n_3	(1)		
n_4	(2)		
Flaps abajo:			
flap n	$0,5n_1$		
flap n	[3]Cero		

Tabla 2 – Carga de Superficie de Control Limite Promedio

Carga de Superficie	**Dirección de Control**	**Magnitud Promedio**	**Distribución a lo Largo e la Cuerda**

	la Carga	la Carga	
Cola Horizontal I	(a) Arriba y Abajo	Figura A5 Curva (2)	Ver Figura A7
	(b) Carga Asimétrica (Arriba y Abajo)	100% $\overline{w}$ en un lado de la CL de la aeronave 65% $\overline{w}$ en el otro laso de la CL de la aeronave para categorías normal y utilitaria. Para categoría acrobática ver A23.11(c)	
Cola Vertical II	Derecha e Izquierda	Figura A5 Curva (1)	Lo mismo anterior
Alerón III	(Arriba y Abajo	Figura A6 Curva (5)	
Flap de Ala IV	(a) Arriba	Figura A6 Curva (4)	
Tab de Compensación	(a) Arriba y Abajo	Figura A6 Curva (3)	Lo mismo como el (D) anterior

Nota: La carga de superficie I, II, III y V de arriba están basadas en las velocidades V_{Amin} y V_{Cmin}.
La carga de IV esta basada en Vfmin.
Si valores de velocidad mayores que estos mínimos son seleccionados para diseño, las cargas de superficie adecuadas deben ser multiplicadas por el radio

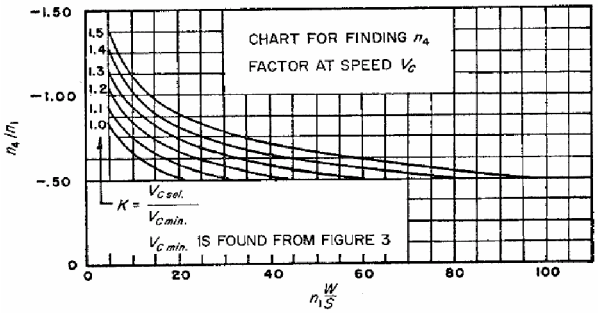
$$\left(\frac{V_{seleccionada}}{V_{\min ima}}\right)^2$$

Para condiciones I, II, III y V el factor de multiplicación usado debe ser el mas al de

$$\left(\frac{V_A sel.}{V_A \min.}\right)^2 \text{ o } \left(\frac{V_C sel.}{V_C \min.}\right)^2$$

[1] Encontrar n_3 de la Figura 1
[2] Encontrar n_4 de la Figura 2
[3] La carga alar vertical puede asumirse igual a cero y solamente la parte del flap del ala necesita ser revisada para esta condición.

FIGURA A1 – GRAFICA PARA ENCONTRAR EL FACTOR n_3 A LA VELOCIDAD V_C



V_C

FIGURA A2 – GRAFICA PARA ENCONTRAR EL FACTOR N4 A LA VELOCIDAD

FIGURA A3 – DETRMINACIONES DE VELOCIDADES MINIMAS DE DISEÑO – ECUACIONES

VELOCIDADES SON EN NUDOS

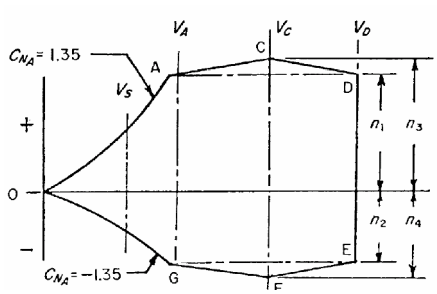
$V_{D\min} = \sqrt{n_1 \frac{W}{S}}$ pero no necesita exceder $1{,}4\sqrt{\frac{n_1}{3{,}8}} V_{C\min}$;

$V_{C\min} = 17{,}0\sqrt{n_1 \frac{W}{S}}$ pero no necesita exceder $0{,}9V_H$:

$V_{A\min} = 15{,}0\sqrt{n_1 \frac{W}{S}}$ pero no necesita exceder V_C usada en diseño.

$V_{F\min} = 11{,}0\sqrt{n_1 \frac{W}{S}}$

FIGURA A4 – ENVOLTURA DE VUELO



1. Las condiciones “C” o “F” solamente necesitan ser investigadas cuando $n_3 \frac{W}{S}$ o $n_4 \frac{W}{S}$ es mayor que $n_1 \frac{W}{S}$.

2. Las condiciones “G” no necesitan ser investigadas cuando la condición suplementaria especificada en la sección 23.369 es investigada.

FIGURA A5 –C ARGA LIMITE PROMEDIO DE SUPERFICIES DE CONTROL

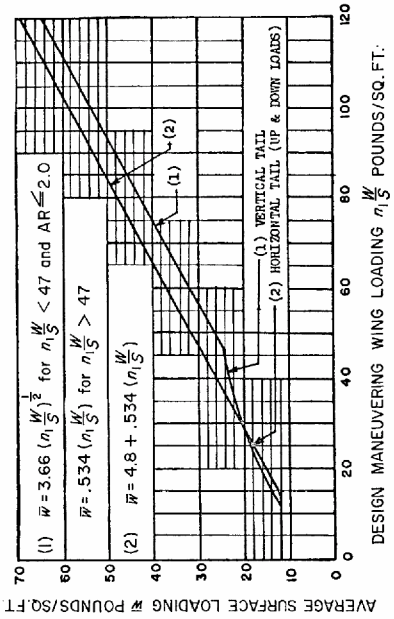


FIGURA A6 – CARGA LIMITE PROMEDIO DE SUPERFICIES DE CONTROL

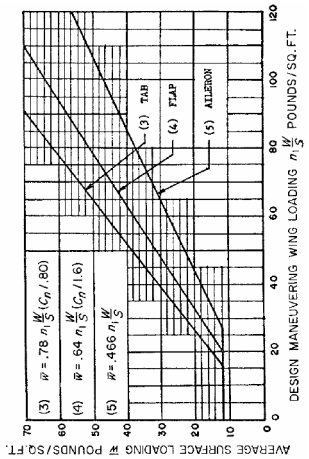
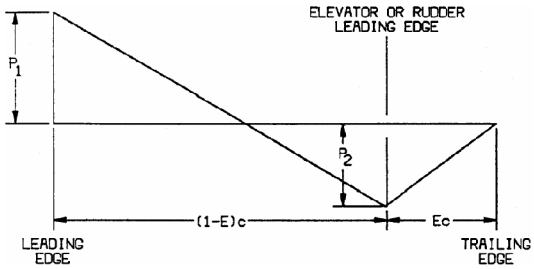


FIGURA A7 – DISTRIBUCION DE CARGA A LO LARGO DE LA CUERDA PARA EL ESTABILIZADOR Y ELEVADOR O ALETA Y RUDDER



$$P_1 = 2(\overline{w})\frac{(2 - E - 3d')}{(1 - E)}$$

$$P_2 = 2(\overline{w})(3d' + E - 1)$$

donde:
$\overline{w}$ = carga de superficie promedio (como esta especificada en la figura A5)
E = relación de la cuerda del elevador (o rudder) con la cuerda total del estabilizador y elevador.
d´ = relación de la distancia del centro de presión de una unidad de largo a lo largo de la envergadura de la combinación del estabilizador y elevador (o aleta y rudder) medido desde el borde de ataque del estabilizador (aleta) con la cuerda local. El signo e positivo cuando el centro de presión esta por detrás del borde de ataque.
c = cuerda local.

Nota: Los valores positivos de $\overline{w}$, P1 y P2 son todos medidos en la misma dirección.

CONDICIONES DE ATERRIZAJE BASICAS

Condición	**Tipo de rueda de cola**		**Tipo de rueda de nariz**		
	Aterrizaje nivelado	**Aterrizaje con la cola abajo**	**Aterrizaje nivelado con reacciones inclinadas**	**Aterrizaje nivelado con la rueda de nariz antes de hacer contacto con la tierra**	**Aterrizaje con la cola abajo**
sección de referencia	23.479(a)(1)	23.481(a)(1)	23.479(a)(2)(i)	23.479(a)(2)(ii)	23.481(a)(2) y (b)
Componente vertical en el c.g.	nW	nW	nW	nW	nW
Componente delantera y trasera del c.g.	KnW	0	KnW	KnW	0
Componente lateral en	0	0	0	0	0

cualquier dirección del c.g.					
Extensión del amortiguador (amortiguador hidráulico)	Nota (2)	Nota (2)	Nota (2)	Nota (2)	Nota (2)
Deflexión del amortiguador amortiguador de caucho o resorte), porcentaje	100	100	100	100	100
Deflexión de la llanta	Estática	Estática	Estática	Estática	Estática
Cargas en la rueda principal (ambas ruedas) (Vr)	(n-L)W	(n-L)Wb/d	(n-L)Wa/´d´	(n-L)W	(n-L)W
Cargas en la rueda principal (ambas ruedas) (Dr)	KnW	0	KnWa/´d´	KnW	0
Cargas en la rueda de cola (nariz) (Vf)	0	(n-L)Wa/d	(n-L)Wb/´d´	0	0
Cargas en la rueda de cola (nariz) (Df)	0	0	KnWb/´d´	0	0
Notas	(1), (3) y (4)	(4)	(1)	(1), (3) y (4)	(3) y (4)

nota(1). K puede ser determinada como sigue: K = 0,25 para W = 3.000 libras o menos; K = 0,33 para W = 6,000 libras o mas, con variación lineal de K entre estos pesos.

Nota (2). Para propósitos de diseño, el factor de carga máximo se asume que ocurre a lo largo del desplazamiento del amortiguador desde una deflexión del 25 por ciento hasta el 100 por ciento a menos que se muestre de alguno otra manera y el factor de carga debe ser usado con cualquier extensión del amortiguador que sea mas critica para cada elemento del tren de aterrizaje.

(3) Momentos no balanceados deben ser balanceados por medio de métodos racionales o conservadores.

(4) a (4). L esta definido en la sección 23.735(b).

(5) . N es el factor de carga limite de inercia, en el c.g. de la aeronave, seleccionado bajo la sección 23.473(d), (f) y (g).

ANEXO B: Tablas De Las Propiedades Del Acero 4130

Table 2.3.1.0(c_1). Design Mechanical and Physical Properties of Air Melted Low-Alloy Steels

Alloy	AISI 4130		AISI 4135		AISI 8630	
Specification [see Tables 2.3.1.0(a) and (b)]	AMS 6360 AMS 6373 AMS 6374 MIL-T-6736 MIL-S-18729		AMS 6365 MIL-T-6735		MIL-S-18728	
Form	Sheet, strip, plate, and tubing		Tubing		Sheet, strip, and plate	
Condition	Normalized and tempered, stress relieved[a]					
Thickness or diameter, in.	≤0.187	>0.187	≤0.187	≤0.187	≤0.187	≤0.187
Basis	S	S	S	S	S	S
Mechanical Properties:						
F_{tu}, ksi	95	90	100	95	95	90
F_{ty}, ksi	75	70	85	80	75	70
F_{cy}, ksi	75	70	89	84	75	70
F_{su}, ksi	57	54	60	57	57	54
F_{bru}, ksi:						
(e/D = 1.5)	...	...	...	...	...	...
(e/D = 2.0)	200	190	190	180	200	190
F_{bry}, ksi:						
(e/D = 1.5)	...	...	...	...	...	...
(e/D = 2.0)	129	120	146	137	129	120
e, percent	See Table 2.3.1.0(d)					
E, 10^3 ksi	29.0					
E_c, 10^3 ksi	29.0					
G, 10^3 ksi	11.0					
μ	0.32					
Physical Properties:						
ω, lb/in.^{3}	0.283					
C, K, and α	See Figure 2.3.1.0					

a Design values are applicable only to parts for which the indicated F_{tu} has been substantiated by adequate quality control testing.

Table 2.3.1.0(c_2). Design Mechanical and Physical Properties of Air Melted Low-Alloy Steels

Alloy	AISI 4130		
Specification [see Tables 2.3.1.0(a) and (b)]	AMS 6361 MIL-T-6736	AMS 6362 MIL-T-6736	MIL-T-6736
Form	Tubing		
Condition	Quenched and tempered[a]		
Thickness or diameter, in.	≤0.188	≤0.188	All Walls
Basis	S	S	S
Mechanical Properties:			
F_{tu}, ksi	125	150	180
F_{ty}, ksi	100	135	165
F_{cy}, ksi	109	141	173
F_{su}, ksi	75	90	108
F_{bru}, ksi:			
(e/D = 1.5)	194	231	277
(e/D = 2.0)	251	285	342
F_{bry}, ksi:			
(e/D = 1.5)	146	210	257
(e/D = 2.0)	175	232	284
e, percent	See Table 2.3.1.0(e)		
E, 10^3 ksi	29.0		
E_c, 10^3 ksi	29.0		
G, 10^3 ksi	11.0		
μ	0.32		
Physical Properties:			
ω, lb/in.^{3}	0.283		
C, K, and α	See Figure 2.3.1.0		

a Design values are applicable only to parts for which the indicated F_{tu} has been substantiated by adequate quality control testing.

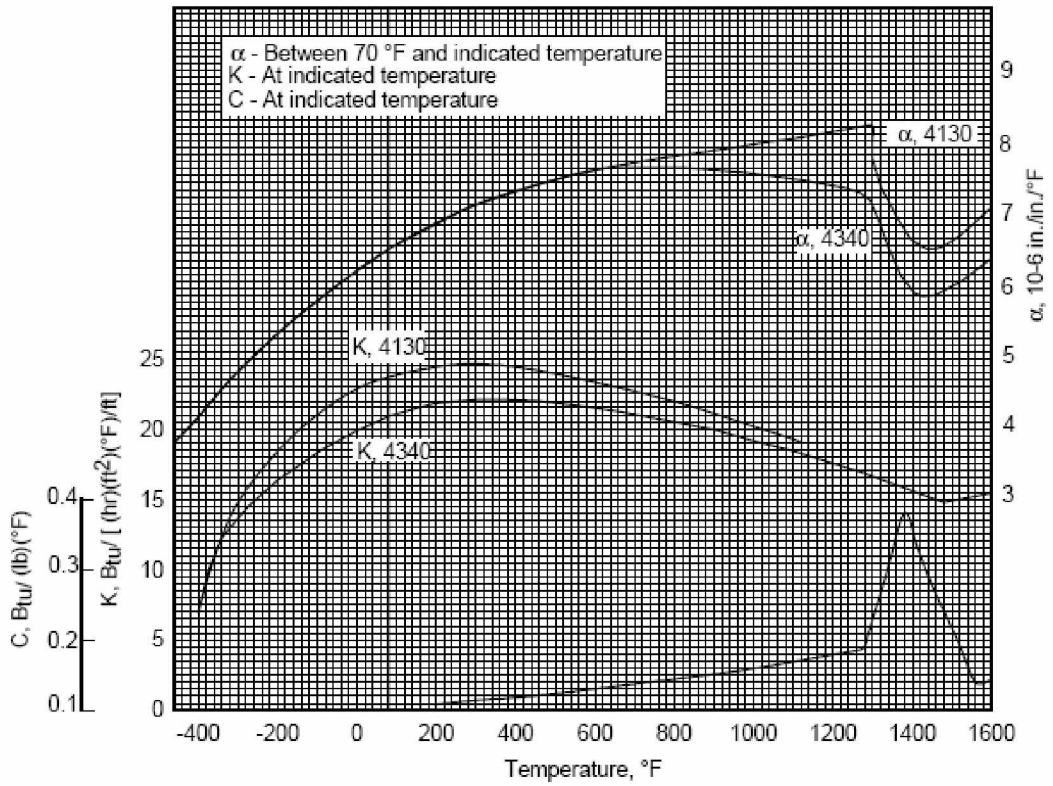


Figure 2.3.1.0. Effect of temperature on the physical properties of 4130 and 4340 alloy steels.

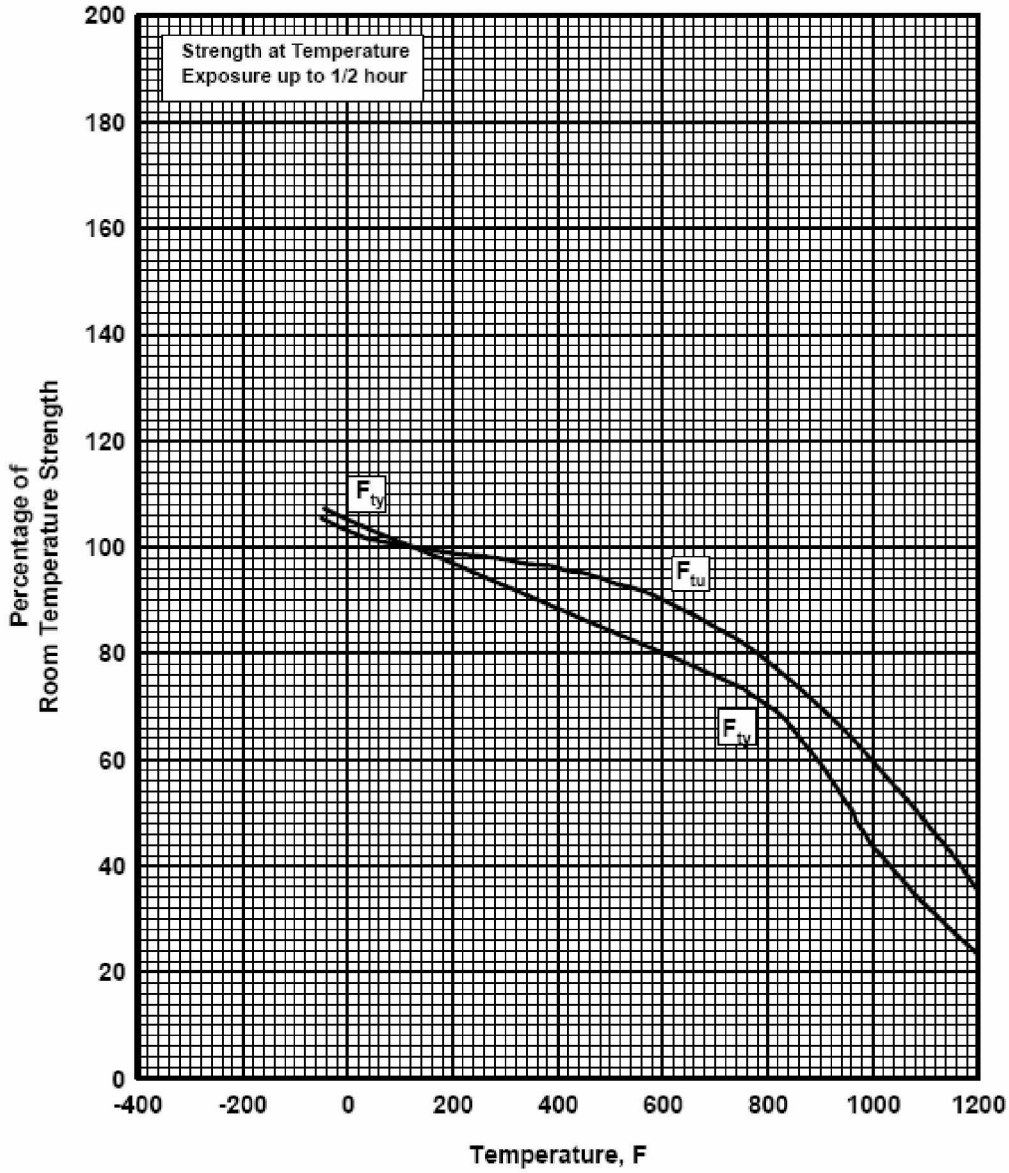


Figure 2.3.1.1.1. Effect of temperature on the tensile ultimate strength (F_{tu}) and tensile yield strength (F_{ty}) of AISI low-alloy steels (all products).

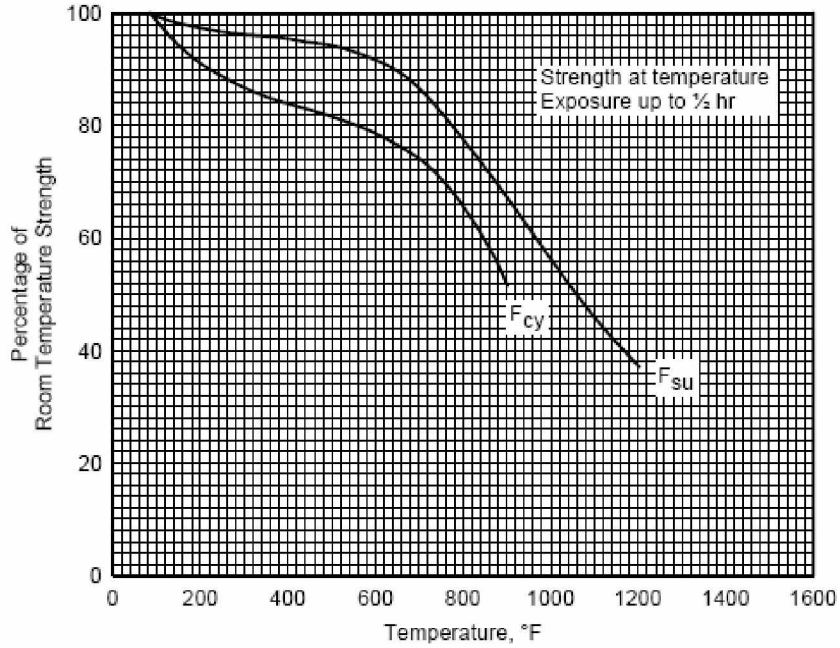


Figure 2.3.1.1.2. Effect of temperature on the compressive yield strength (F_{cy}) and the shear ultimate strength (F_{su}) of heat-treated AISI low-alloy steels (all products).

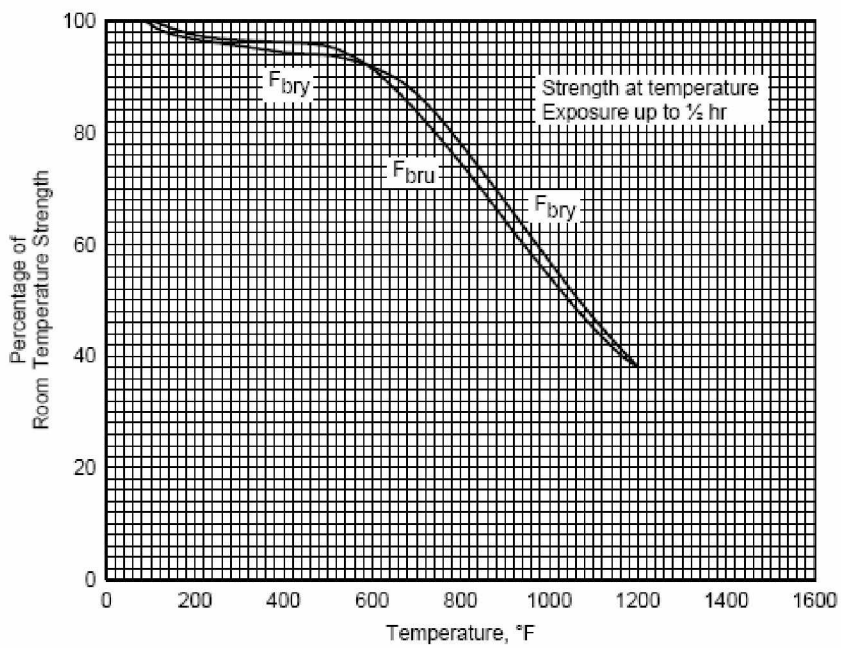


Figure 2.3.1.1.3. Effect of temperature on the bearing ultimate strength (F_{bru}) and the bearing yield strength (F_{bry}) of heat-treated AISI low-alloy steels (all products).

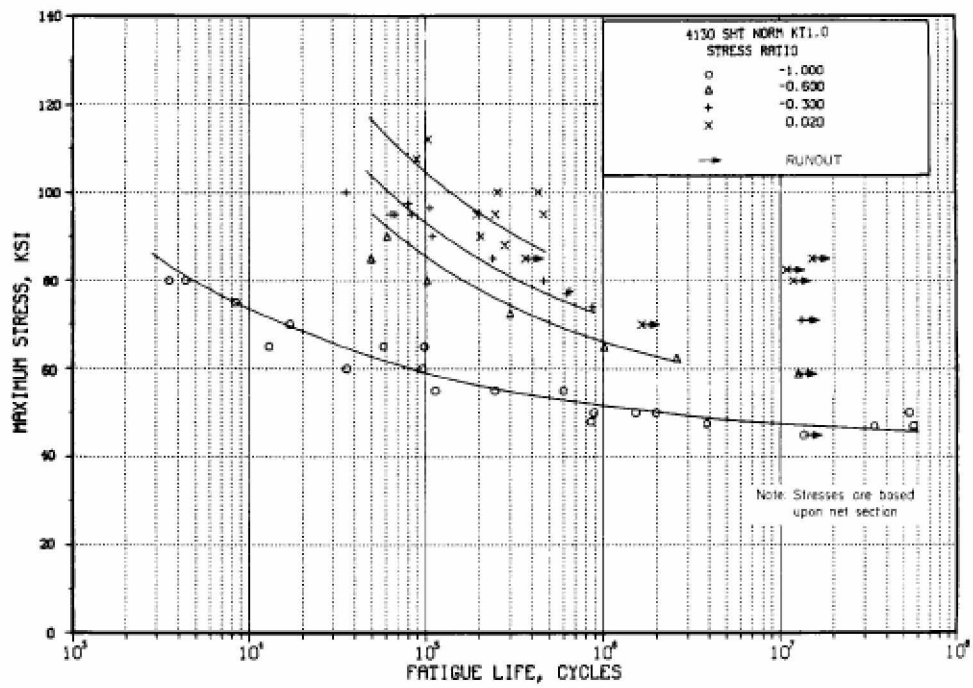


Figure 2.3.1.2.8(a). Best-fit S/N curves for unnotched 4130 alloy steel sheet, normalized, longitudinal direction.

Correlative Information for Figure 2.3.1.2.8(a)

Product Form: Sheet, 0.075-inch thick

Properties:	TUS, ksi	TYS, ksi	Temp., °F
	117	99	RT

Specimen Details: Unnotched
2.88-3.00 inches gross width
0.80-1.00 inch net width
12.0 inch net section radius

Surface Condition: Electropolished

References: 3.2.3.1.8(a) and (f)

[Caution: The equivalent stress model may provide unrealistic life predictions for stress ratios beyond those represented above.]

Test Parameters:
Loading - Axial
Frequency - 1100-1800 cpm
Temperature - RT
Environment - Air

No. of Heats/Lots: Not specified

Equivalent Stress Equations:

For stress ratios of -0.60 to +0.02
$\text{Log } N_f = 9.65 - 2.85 \log (S_{eq} - 61.3)$
$S_{eq} = S_{max} (1-R)^{0.41}$
Standard Error of Estimate = 0.21
Standard Deviation in Life = 0.45
$R^2 = 78\%$

Sample Size = 23

For a stress ratio of -1.0
$\text{Log } N_f = 9.27 - 3.57 \log (S_{max} - 43.3)$

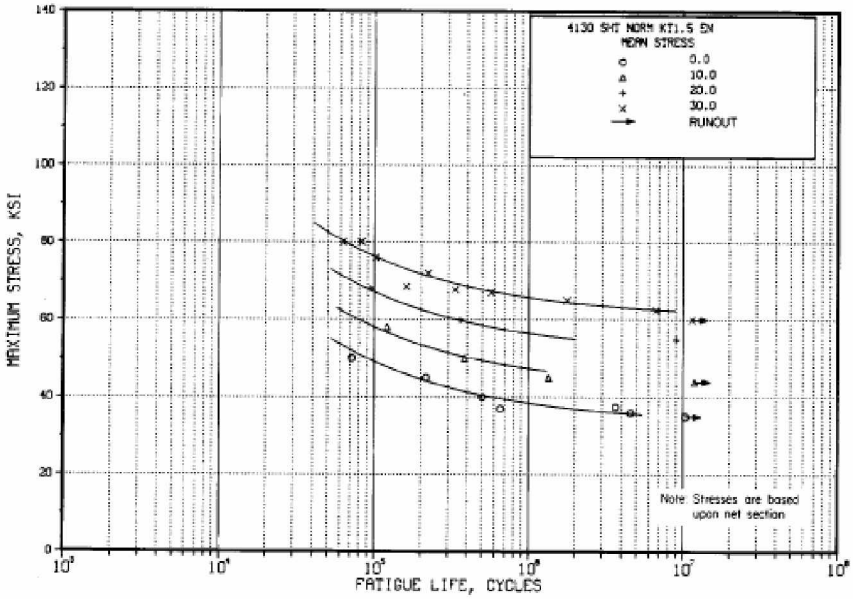


Figure 2.3.1.2.8(b). Best-fit S/N curves for notched, K_t = 1.5, 4130 alloy steel sheet, normalized, longitudinal direction.

Correlative Information for Figure 2.3.1.2.8(b)

Product Form: Sheet, 0.075-inch thick

Properties:

TUS, ksi	TYS, ksi	Temp., °F
117	99	RT (unnotched)
123	--	RT (notched) K_t 1.5

Specimen Details: Edge Notched, K_t = 1.5
3.00 inches gross width
1.50 inches net width
0.76-inch notch radius

Surface Condition: Electropolished

Reference: 3.2.3.1.8(d)

Test Parameters:
Loading - Axial
Frequency - 1100-1500 cpm
Temperature - RT
Environment - Air

No. of Heats/Lots: Not specified

Equivalent Stress Equations:

$\text{Log } N_f = 7.94 - 2.01 \log (S_{eq} - 61.3)$
$S_{eq} = S_{max} (1-R)^{0.88}$
Standard Error of Estimate = 0.27
Standard Deviation in Life = 0.67
R^2 = 84%

Sample Size = 21

[Caution: The equivalent stress model may provide unrealistic life predictions for stress ratios beyond those represented above.]

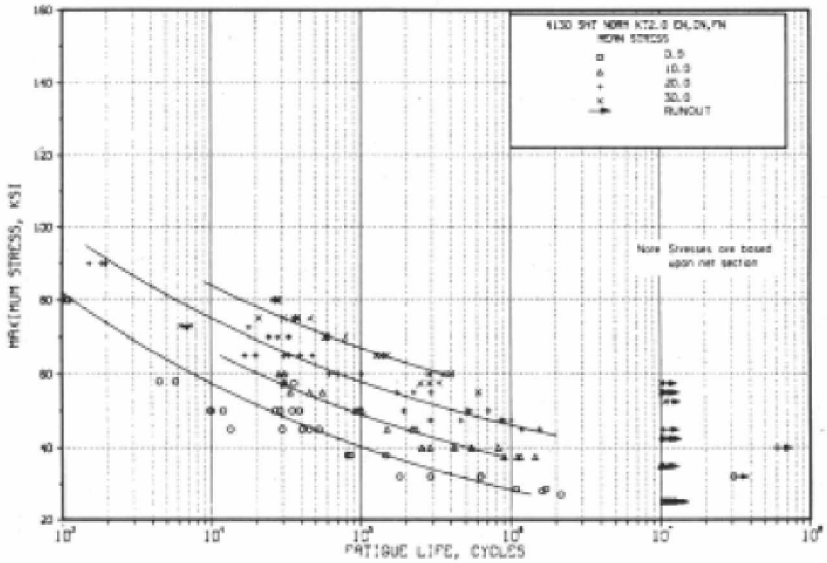


Figure 2.3.1.2.8(c). Best-fit S/N curves for notched, K_t = 2.0, 4130 alloy steel sheet, normalized, longitudinal direction.

Correlative Information for Figure 2.3.1.2.8(c)

Product Form: Sheet, 0.075-inch thick

Properties:

TUS, ksi	TYS, ksi	Temp., °F
117	99	RT (unnotched)
120	--	RT (notched) K_t 2.0

Specimen Details: Notched, K_t = 2.0

Notch Type	Gross Width	Net Width	Notch Radius
Edge	2.25	1.500	0.3175
Center	4.50	1.500	1.500
Fillet	2.25	1.500	0.1736

Surface Condition: Electropolished

References: 3.2.3.1.8(b) and (f)

Test Parameters:
Loading - Axial
Frequency - 1100-1800 cpm
Temperature - RT
Environment - Air

No. of Heats/Lots: Not specified

Equivalent Stress Equation:

$\text{Log } N_f = 17.1 - 6.49 \log (S_{eq})$
$S_{eq} = S_{max} (1-R)^{0.86}$
Standard Error of Estimate = 0.19
Standard Deviation in Life = 0.78
R^2 = 94%

Sample Size = 107

[Caution: The equivalent stress model may provide unrealistic life predictions for stress ratios beyond those represented above.]

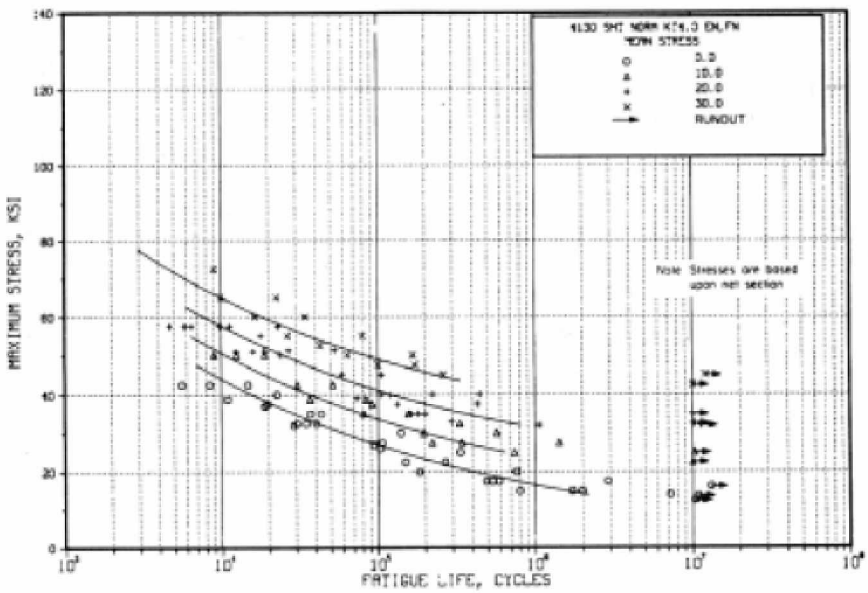


Figure 2.3.1.2.8(d). Best-fit S/N curves for notched, K_t = 4.0, 4130 alloy steel sheet, normalized, longitudinal direction.

Correlative Information for Figure 2.3.1.2.8(d)

Product Form: Sheet, 0.075-inch thick

Properties:

TUS, ksi	TYS, ksi	Temp., °F
117	99	RT (unnotched)
120	—	RT (notched) K_t = 4.0

Specimen Details: Notched, K_t = 4.0

Notch Type	Gross Width	Net Width	Notch Radius
Edge	2.25	1.500	0.057
Edge	4.10	1.496	0.070
Fillet	2.25	1.500	0.0195

Surface Condition: Electropolished

References: 3.2.3.1.8(b), (f), and (g)

Test Parameters:
Loading - Axial
Frequency - 1100-1800 cpm
Temperature - RT
Environment - Air

No. of Heats/Lots: Not specified

Equivalent Stress Equation:

$\text{Log } N_f = 12.6 - 4.69 \log (S_{eq})$
$S_{eq} = S_{max} (1-R)^{0.63}$
Standard Error of Estimate = 0.24
Standard Deviation in Life = 0.70
R^2 = 88%

Sample Size = 87

[Caution: The equivalent stress model may provide unrealistic life predictions for stress ratios beyond those represented above.]

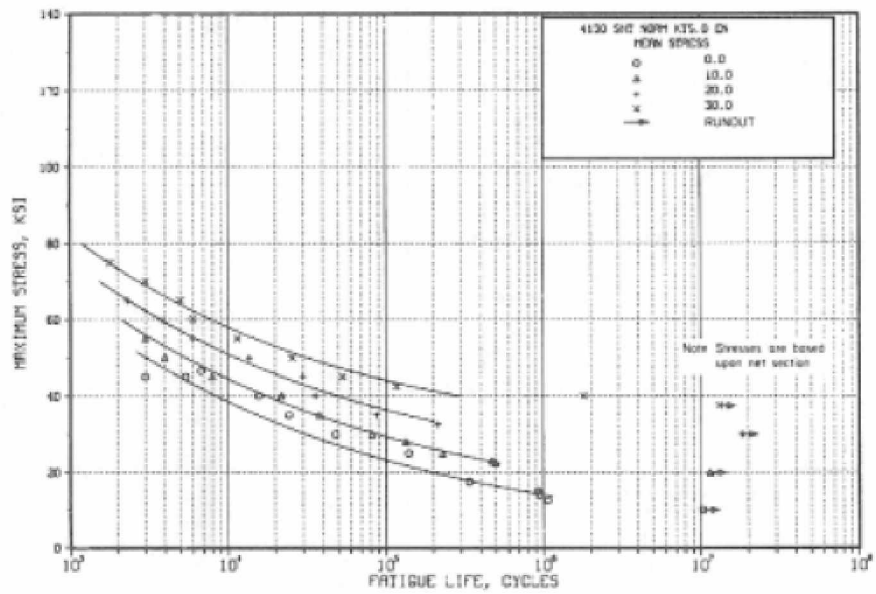


Figure 2.3.1.2.8(e). Best-fit S/N curves diagram for notched, K_t = 5.0, 4130 alloy steel sheet, normalized, longitudinal direction.

Correlative Information for Figure 2.3.1.2.8(e)

Product Form: Sheet, 0.075-inch thick

Properties:

TUS, ksi	TYS, ksi	Temp., °F
117	99	RT (unnotched)
120	—	RT (notched) K_t = 5.0

Specimen Details: Edge Notched, K_t = 5.0
Gross width = 2.25 inches
Net width = 1.50 inches
Notch radius = 0.075 inch

Surface Condition: Electropolished

Reference: 3.2.3.1.8(c)

Test Parameters:
Loading - Axial
Frequency - 1100-1500 cpm
Temperature - RT
Environment - Air

No. of Heats/Lots: Not specified

Equivalent Stress Equation:

$\log N_f = 12.0 - 4.57 \log (S_{eq})$
$S_{eq} = S_{max} (1-R)^{0.56}$
Standard Error of Estimate = 0.18
Standard Deviation in Life = 0.87
R^2 = 96%

Sample Size = 38

[Caution: The equivalent stress model may provide unrealistic life predictions for stress ratios beyond those represented above.]

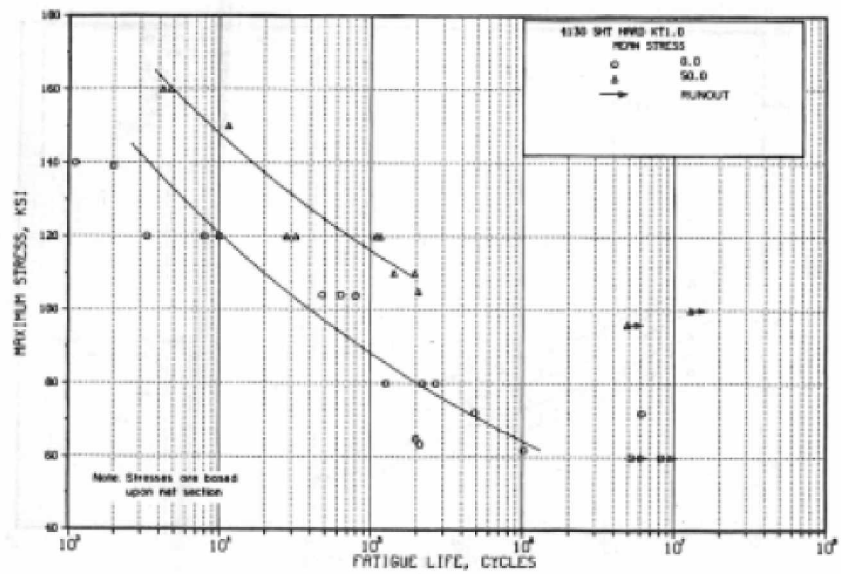


Figure 2.3.1.2.8(f). Best-fit S/N curves for unnotched 4130 alloy steel sheet, F_{tu} = 180 ksi, longitudinal direction.

Correlative Information for Figure 2.3.1.2.8(f)

Product Form: Sheet, 0.075-inch thick

Properties:

TUS, ksi	TYS, ksi	Temp., °F
180	174	RT

Specimen Details: Unnotched
2.88 inches gross width
1.00 inch net width
12.0 inch net section radius

Surface Condition: Electropolished

Reference: 3.2.3.1.8(f)

Test Parameters:
Loading - Axial
Frequency - 20-1800 cpm
Temperature - RT
Environment - Air

No. of Heats/Lots: Not specified

Equivalent Stress Equation:

$\text{Log } N_f = 20.3 - 7.31 \log (S_{eq})$
$S_{eq} = S_{max} (1-R)^{0.49}$
Standard Error of Estimate = 0.39
Standard Deviation in Life = 0.89
$R^2 = 81\%$

Sample Size = 27

[Caution: The equivalent stress model may provide unrealistic life predictions for stress ratios beyond those represented above.]

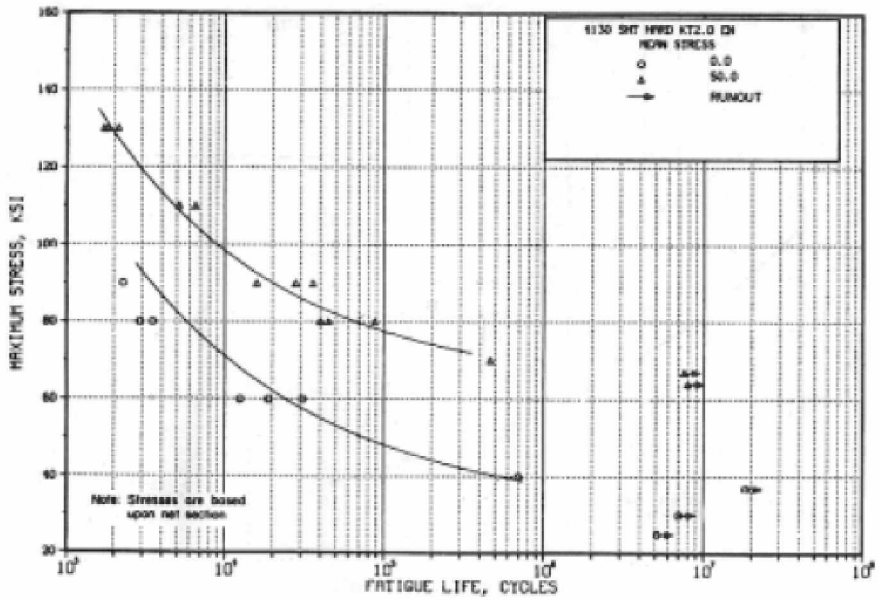


Figure 2.3.1.2.8(g). Best-fit S/N curves for notched, K_t = 2.0, 4130 alloy steel sheet, F_{tu} = 180 ksi, longitudinal direction.

Correlative Information for Figure 2.3.1.2.8(g)

Product Form: Sheet, 0.075-inch thick

Properties:

TUS, ksi	TYS, ksi	Temp., °F
180	174	RT

Specimen Details: Edge Notched
2.25 inches gross width
1.50 inches net width
0.3175-inch notch radius

Surface Condition: Electropolished

Reference: 3.2.3.1.8(f)

Test Parameters:
Loading - Axial
Frequency - 21-1800 cpm
Temperature - RT
Environment - Air

No. of Heats/Lots: Not specified

Equivalent Stress Equation:

$\text{Log } N_f = 8.87 - 2.81 \log (S_{eq} - 41.5)$
$S_{eq} = S_{max} (1-R)^{0.46}$
Standard Error of Estimate = 0.18
Standard Deviation in Life = 0.77
$R^2 = 94\%$

Sample Size = 19

[Caution: The equivalent stress model may provide unrealistic life predictions for stress ratios beyond those represented above.]

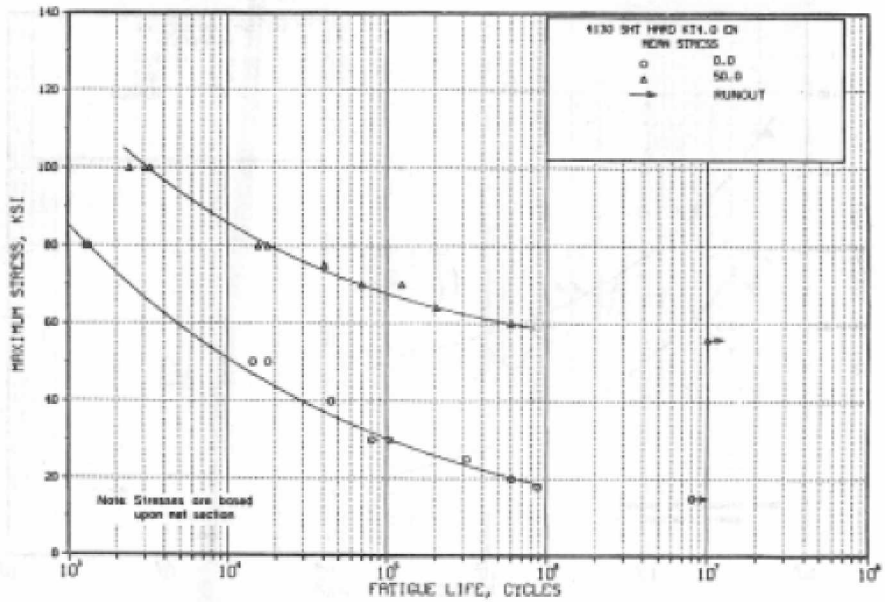


Figure 2.3.1.2.8(h). Best-fit S/N curves for notched, K_t = 4.0, 4130 alloy steel sheet, F_{tu} = 180 ksi, longitudinal direction.

Correlative Information for Figure 2.3.1.2.8(h)

Product Form: Sheet, 0.075-inch thick

Properties:

TUS, ksi	TYS, ksi	Temp., °F
180	174	RT

Specimen Details: Edge Notched
2.25 inches gross width
1.50 inches net width
0.057-inch notch radius

Surface Condition: Electropolished

Reference: 3.2.3.1.8(f)

Test Parameters:
Loading - Axial
Frequency - 23-1800 cpm
Temperature - RT
Environment - Air

No. of Heats/Lots: Not specified

Equivalent Stress Equation:

$\text{Log } N_f = 12.4 - 4.45 \log (S_{eq})$
$S_{eq} = S_{max} (1-R)^{0.60}$
Standard Error of Estimate = 0.11
Standard Deviation in Life = 0.90
$R^2 = 98\%$

Sample Size = 20

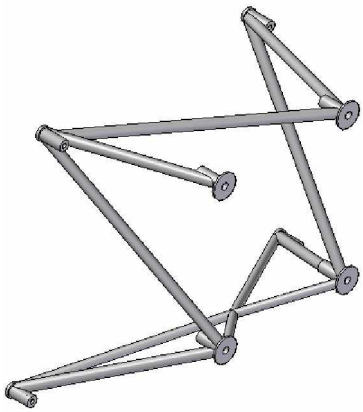
[Caution: The equivalent stress model may provide unrealistic life predictions for stress ratios beyond those represented above.]

ANEXO C - RECOMENDACIONES

Acople Entre Tren Principal Y Eje De La Rueda

Size	Load Range	Overall Diameter	Section Width	Rim Width	PSI	Max Load
4.80/4.00-8	2	15.9	4.5	3.75	30	435
4.80/4.00-8	4	15.9	4.5	3.75	50	670

Especificaciones para el neumático del tren de cola



Propuesta Para Soporte De La Bancada Para El Motor O-290

ANEXO D - RECOMENDACIONES