

REINGENIERÍA Y ANÁLISIS ESTRUCTURAL CON APLICACIÓN DE
MATERIALES COMPUESTOS PARA EL AVIÓN ACROLITE.

ARMANDO LEGA RUIZ
JOSE MANUEL CASTIBLANCO QUINTERO

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

REINGENIERÍA Y ANÁLISIS ESTRUCTURAL CON APLICACIÓN DE
MATERIALES COMPUESTOS PARA EL AVIÓN ACROLITE.

ARMANDO LEGA RUIZ
JOSÉ MANUEL CASTIBLANCO QUINTERO

Trabajo de grado para optar al título de Ingeniero Aeronáutico.

Director:

OSCAR R GRANDAS M.
Ingeniero Aeroespacial.

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

Nota de aceptación.

Firma del presidente del jurado

Firma del Jurado.

Firma del Jurado.

Firma del asesor metodológico.

Bogotá. D.C. 31-05-2006.

DEDICATORIA.

AGRADECIMIENTOS.

Los autores expresan su agradecimiento a:

AL SEÑOR JESUS CRISTO.

A mi familia.

GLOSARIO

SUPERFICIES DE CONTROL: Estas son las superficies exteriores móviles de un avión. Estas superficies controlan el flujo de aire que pasa encima de varias secciones del avión y hacen que tome diferentes direcciones. En la cabina del avión estas secciones son controladas por los mandos de los pilotos que se accionan con sus pies o manos, para que el avión mantenga la ruta preestablecida.

FUSELAJE: El fuselaje es la porción del cuerpo central de un avión que acomoda la tripulación, pasajeros o carga.

CABINA: La cabina del piloto normalmente es el espacio en el fuselaje para el piloto y los pasajeros, en algunos aviones es simplemente el compartimiento del piloto.

TREN DE ATERRIZAJE: El tren de aterrizaje se localiza debajo del avión, son los apoyos del avión mientras éste esta en tierra.

HELICES: Una hélice es una hoja girando localizada en el frente del avión. Mientras el motor gira la hélice produce el empuje mediante la acción del aire.

FLAP: Es la parte movable del ala más cercana al fuselaje. Son movidas en la misma dirección y permite reducir la velocidad del avión y volar a velocidades bajas mediante el incremento de la sustentación.

ALERONES: Los alerones son las secciones movibles exteriores del ala de un avión. Son movidas en direcciones contrarias y su función principal es la de hacer girar al avión alrededor del eje longitudinal.

TIMON: El timón es la sección vertical móvil de la cola que controla el movimiento alrededor del eje vertical.

ESTABILIZADOR HORIZONTAL: Es la superficie horizontal de la parte trasera del fuselaje. Su función es estabilizar el momento de pitch.

ELEVADOR: El elevador es la sección horizontal móvil de la cola que causa que el avión se mueva alrededor del eje lateral. Controla el momento de pitch.

BORDE DE ATAQUE: Es la punta de un perfil de un ala de una aeronave, es la parte que divide el aire que choca contra el ala ocasionando el cambio de presiones conjuntamente con la forma del perfil.

BORDE DE SALIDA: Es la parte trasera del perfil donde teóricamente las presiones y las velocidades superiores e inferiores se encuentran produciendo un efecto de torbellino.

MONOPLANO: Aeroplano que está conformado por un mismo plano.

BIPLANO: Aeroplano que está conformado por planos paralelos.

VIGA (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.

COSTILLA (Rib): Miembro delantero y posterior de la estructura del ala, da forma al perfil y transmite la carga del revestimiento a los largueros y vigas.

REVESTIMIENTO (Skin): Su función es la de dar y mantener la forma aerodinámica del ala, contribuyendo también a su resistencia estructural y transferencia de momentos de torsión.

HERRAJES (Fitting): Son componentes de metal empleados para unir determinadas secciones del ala. De su cálculo depende buena parte la resistencia estructural del ala. Resisten esfuerzos, vibraciones y deflexiones.

LARGUERILLOS (Stringer): Son miembros de las alas ubicadas a lo largo de las mismas, transmiten la carga soportada por el recubrimiento a las costillas del ala y sus vigas.

ASIERRA: Porción de madera que se corta de un árbol para una aplicación específica.

ANHIDRA: Producto formado por una combinación del oxígeno con un elemento no metal y que al reaccionar con el agua, da un ácido.

EJIDO: Pedazo de madera corto y grueso, que queda sobrante al labrar o utilizar un madero. Normalmente se utiliza para fabricar cuñas.

ESTIBAR: Distribuir convenientemente la carga sobre un vehículo.

TABLA DE CONTENIDO.

	Pág.
INTRODUCCIÓN.	18
1. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA.	21
1.1. ANTECEDENTES.	21
1.2. DESCRIPCIÓN DEL PROBLEMA.	23
1.2.1. Formulación del problema.	24
1.3. JUSTIFICACIÓN.	24
1.4. OBJETIVOS.	26
1.4.1. Objetivo general.	26
1.4.2. Objetivos específicos.	26
1.5. ALCANCES Y LIMITACIONES DEL PROYECTO.	27
1.5.1. Alcances.	27
1.5.2. Limitaciones.	27
2. MARCO DE REFERENCIA.	28
2.1. MARCO CONCEPTUAL.	28
2.1.1. Esfuerzos principales en una aeronave.	28
2.1.2. Generalidades de los materiales en una aeronave.	31
2.2. MARCO TEÓRICO.	38
2.2.1. Estructuras principales en el acrolite.	38
2.2.2. Descripción del acrolite. Generalidades.	42
2.2.4. Materiales en el acrolite.	52
2.3. MARCO LEGAL.	58
2.3.1. Clasificación del acrolite según los Reglamentos Aeronáuticos Canadienses.	58
3. METODOLOGÍA.	60
3.1. ENFOQUE DE LA INVESTIGACIÓN.	60
3.2. LÍNEA DE INVESTIGACIÓN DE USB/ SUB LÍNEA DE FACULTAD/CAMPO TEMÁTICO DEL PROGRAMA.	60

3.3. HIPÓTESIS.	60
3.3.1. Propuesta configuración alar en aluminio.	61
3.4. VARIABLES.	61
3.4.1. Componentes principales.	61
3.4.2. Componentes secundarios. Entre los cuales se tienen:	64
3.4.3. Especificaciones físicas del ala.	65
4. PRESENTACIÓN Y ANÁLISIS DE RESULTADOS.	67
4.1. MODELAMIENTO EN SOLID EDGE ALA EN MADERA.	67
4.2. ANÁLISIS DE FACTORES DE CARGA ALA EN MADERA.	69
4.3. ANÁLISIS ESTRUCTURAL ANSYS CAE. (COMPUTER AIDED ENGINEERING.).	76
4.3.1. Validación de datos.	76
5. Desarrollo ingenieril.	90
5.1. MODELAMIENTO DEL ALA PROPUESTA EN ALUMINIO.	90
5.1.1. Generalidades: Ala de aluminio.	90
5.2. FACTORES DE CARGA ALA EN ALUMINIO.	100
5.2.1. Factores de carga ala en aluminio:	100
5.3. APLICACIÓN DE MATERIALES COMPUESTOS EN EL ACROLITE.	105
5.3.1. Estudio cualitativo.	105
5.4. ANÁLISIS ESTRUCTURAL EN ANSYS CAE. ALA EN ALUMINIO.	120
5.4.1. Análisis Viga principal.	121
5.4.2. Paralelos importantes entre análisis de las estructuras.	134
6. Conclusiones.	137
7. Recomendaciones.	141
Bibliografía.	142
ANEXOS.	

TABLA DE FIGURAS.

	Pág.
FIGURA 1. TENSIÓN.	28
FIGURA 2. COMPRESIÓN.	29
FIGURA 3. BENDING.	29
FIGURA 4. SHEAR.	30
FIGURA 5. TORSIÓN.	30
FIGURA 6. ESTRUCTURA ALAR EN MADERA ACROLITE.	39
FIGURA 7. ESQUEMA DE LAS ALAS EN EL ACROLITE.	40
FIGURA 8. TIPOS DE SUJECIONES ALARES.	41
FIGURA 9. ESQUEMA DE LA SUJECIÓN ALAR EN EL ACROLITE.	42
FIGURA 10. APLICACIÓN DE MATERIALES COMPUESTOS EN EL ACROLITE.	54
FIGURA 11. ORIENTACIÓN DE LAS FIBRAS.	55
FIGURA 12. FUERZAS QUE ACTÚAN EN EL ACROLITE.	70
FIGURA 13. FUERZAS DE GRAVEDAD ALA EN MADERA.	73
FIGURA 14. FUERZAS DE GRAVEDAD ALA EN ALUMINIO.	104

TABLA DE ILUSTRACIONES.

	Pág.
ILUSTRACIÓN 1. VIGA CON SECCIÓN RECTANGULAR.	61
ILUSTRACIÓN 2. VIGA CON SECCIÓN DE CANAL.	62
ILUSTRACIÓN 3. VIGA CON SECCIÓN EN I COMPUESTA.	62
ILUSTRACIÓN 4. VIGA CON SECCIÓN EN DOBLE T.	63
ILUSTRACIÓN 5. PARTES PRINCIPALES Y SECUNDARIAS DEL PERFIL ALAR.	64
ILUSTRACIÓN 6. ESQUEMA ALA PROPUESTA.	65
ILUSTRACIÓN 7. ENSAMBLE ALA DE MADERA.	67
ILUSTRACIÓN 8. BORDE DE ATAQUE ALA DE MADERA.	67
ILUSTRACIÓN 9. BORDE DE FUGA DEL ALA DE MADERA.	68
ILUSTRACIÓN 10. VIGA PRINCIPAL ALA DE MADERA.	68
ILUSTRACIÓN 11. PERFIL DEL ALA DE MADERA.	69
ILUSTRACIÓN 12. CAPACIDAD ESTRUCTURAL ALA MADERA SIN F.S.	73
ILUSTRACIÓN 13. CAPACIDAD DE CARGA ALA MADERA CON F. S.	74
ILUSTRACIÓN 14. ENTORNO GEOMETRÍA ALA EN MADERA.	78
ILUSTRACIÓN 15. ESTRÉS EQUIVALENTE ALA EN MADERA.	79
ILUSTRACIÓN 16. MÁXIMO ESFUERZO CORTANTE ALA EN MADERA.	79
ILUSTRACIÓN 17. DESFORMACIÓN TOTAL ALA EN MADERA.	80
ILUSTRACIÓN 18. FACTOR DE SEGURIDAD PARA ESFUERZO EQUIVALENTE.	81
ILUSTRACIÓN 19. MARGEN DE SEGURIDAD PARA ESFUERZO EQUIVALENTE.	81
ILUSTRACIÓN 20. FACTOR DE SEGURIDAD PARA ESFUERZO DE CORTANTE.	82
ILUSTRACIÓN 21. MARGEN DE SEGURIDAD PARA ESFUERZO CORTANTE.	82
ILUSTRACIÓN 22. FATIGA ALA EN MADERA.	83
ILUSTRACIÓN 23. ENTORNO ALA EN MADERA DISTRIBUCIÓN CARGA.	84
ILUSTRACIÓN 24. ESTRÉS EQUIVALENTE CARGA DISTRIBUIDA ALA MADERA.	85
ILUSTRACIÓN 25. MÁXIMO ESFUERZO CORTANTE DISTRIBUCIÓN CARGA.	85
ILUSTRACIÓN 26. DESFORMACIÓN TOTAL CARGA DISTRIBUIDA ALA MADERA.	86

TABLA DE GRÁFICAS.

	Pág.
GRÁFICA 1. F.S. ESFUERZO EQUIVALENTE CARGA DISTRIBUIDA.	87
GRÁFICA 2. M.S. ESFUERZO EQUIVALENTE CARGA DISTRIBUIDA.	87
GRÁFICA 3. F.S. ESFUERZO CORTANTE CARGA DISTRIBUIDA.	88
GRÁFICA 4. M.S. ESFUERZO CORTANTE CARGA DISTRIBUIDA.	88
GRÁFICA 5. FATIGA ALA MADERA CARGA DISTRIBUIDA.	89
GRÁFICA 6. ENSAMBLE ALA EN ALUMINIO.	97
GRÁFICA 7. BORDE DE ATAQUE ALA EN ALUMINIO.	97
GRÁFICA 8. BORDE DE SALIDA ALA EN ALUMINIO.	98
GRÁFICA 9. VIGA PRINCIPAL ALA EN ALUMINIO.	98
GRÁFICA 10. SECCIÓN TRANSVERSAL VIGA PRINCIPAL ALA EN ALUMINIO.	98
GRÁFICA 11. VIGA SECUNDARIA ALA EN ALUMINIO.	99
GRÁFICA 12. SECCIÓN TRANSVERSAL ALA EN ALUMINIO.	99
GRÁFICA 13. PERFIL ALA EN ALUMINIO.	100
GRÁFICA 14. CARGA ALAR EN ALUMINIO SIN FACTOR DE SEGURIDAD.	100
GRÁFICA 15. CARGA ALAR EN ALUMINIO CON FACTOR DE SEGURIDAD.	102
GRÁFICA 16. ENTORNO ALA EN ALUMINIO.	122
GRÁFICA 17. ESTRÉS EQUIVALENTE VIGA PRINCIPAL ALA EN ALUMINIO.	123
GRÁFICA 18. MÁXIMO ESFUERZO CORTANTE VIGA PRINCIPAL ALA ALUMINIO.	124
GRÁFICA 19. DEFORMACIÓN TOTAL VIGA PRINCIPAL ALA EN ALUMINIO.	124
GRÁFICA 20. F.S. ESFUERZO EQUIVALENTE VIGA PRINCIPAL.	125
GRÁFICA 21. M.S. ESFUERZO EQUIVALENTE VIGA PRINCIPAL.	126
GRÁFICA 22. FACTOR DE SEGURIDAD ESFUERZO CORTANTE VIGA PRINCIPAL.	126
GRÁFICA 23. MARGEN DE SEGURIDAD ESFUERZO CORTANTE VIGA PRINCIPAL.	127
GRÁFICA 24. FATIGA VIGA PRINCIPAL ALA EN ALUMINIO.	127
GRÁFICA 25. ENTORNO FUERZA DISTRIBUIDA VIGA PRINCIPAL ALA ALUMINIO.	129
GRÁFICA 26. ESFUERZO EQUIVALENTE CARGA DISTRIBUIDA VIGA PRINCIPAL.	130
GRÁFICA 27. ESFUERZO CORTANTE CARGA DISTRIBUIDA VIGA PRINCIPAL.	130
GRÁFICA 28. DEFORMACIÓN TOTAL CARGA DISTRIBUIDA VIGA PRINCIPAL.	131
GRÁFICA 29. F.S. ESFUERZO EQUIVALENTE DISTRIBUCIÓN VIGA PRINCIPAL.	131

GRÁFICA 30. M.S. ESFUERZO EQUIVALENTE DISTRIBUCIÓN VIGA PRINCIPAL.	132
GRÁFICA 31. F.S. ESFUERZO CORTANTE DISTRIBUCIÓN VIGA PRINCIPAL.	132
GRÁFICA 32. M.S. ESFUERZO CORTANTE CARGA DISTRIBUIDA VIGA PRINCIPAL.	133

LISTA DE FOTOGRAFÍAS.

	Pág.
FOTO 1. CONFORMACIÓN DE LAS COSTILLAS.	49
FOTO 2. ENCOSTILLADO EN MADERA A LA VIGA PRINCIPAL.	50
FOTO 3. ENSAMBLE Y LAMINADO DE UN ALA.	51
FOTO 4. ZONAS DONDE SE APLICA MATERIALES COMPUESTOS ACROLITE.	107

LISTA DE TABLAS.

	Pág.
TABLA 1. ESPECIFICACIONES GENERALES DEL ACROLITE.	43
TABLA 2. ESPECIFICACIONES FÍSICAS DEL ACROLITE.	44
TABLA 3. ESPECIFICACIONES DE DESEMPEÑO DEL ACROLITE.	45
TABLA 4. LÍMITES DE CARGA PARA AVIONES DE MENOS DE 12.500 LIBRAS.	59
TABLA 5. CÁLCULO FACTORES DE CARGA ALA EN MADERA.	71
TABLA 6. VELOCIDADES DE PÉRDIDA ALA EN MADERA.	75
TABLA 7. RESUMEN ESFUERZOS APLICADOS EN UN PUNTO ALA MADERA.	83
TABLA 8. RESUMEN CAPACIDAD DE CARGA DISTRIBUIDA ALA MADERA.	
¡ERROR! MARCADOR NO DEFINIDO.	
TABLA 9. CÁLCULO FACTORES DE CARGA ALA EN ALUMINIO.	101
TABLA 10. VELOCIDADES DE PÉRDIDA ALA EN ALUMINIO.	103
TABLA 11. RESUMEN ESFUERZOS VIGA PRINCIPAL ALA EN ALUMINIO.	128
TABLA 12. RESUMEN ESFUERZOS DISTRI DE LA CARGA VIGA PRIN.	133
TABLA 13. PARALELO. FUERZAS REACCIÓN VS. MOMENTOS EMPOTRA.	134
TABLA 14. PARALELO. ESFUERZOS ANALIZADOS DE LAS ESTRUCTURAS.	135
TABLA 15. PARALELOS. PESOS DE LAS ESTRUCTURAS DE LAS ALAS.	136

LISTA DE ANEXOS.

	Pág.
ANEXO A. PLANOS GENERALES DEL ACROLITE.	143
ANEXO B. MODELAMIENTO EN SOLID EDGE ALAS DEL ACROLITE.	144
ANEXO C. MODELAMIENTO EN ANSYS ALAS DEL ACROLITE.	144
ANEXO D. CÁLCULOS ESTRUCTURALES.	145
ANEXO E. CD CALCULOS TEORICOS DE LA VIGA. 200 LIBRAS	
ANEXO F. CD CON SIMULACIONES Y MODELAMIENTOS.	

INTRODUCCIÓN.

La reingeniería en el campo de la aviación es plataforma de nuevas fuentes de investigación porque es la encargada de suministrar las diferentes bases de datos que se tienen al respecto en el progreso de la aviación y a partir de ellas generar tecnología. En otras palabras es la conciencia de lo que potencialmente se logra en la aviación. Bajo esta idea se realizara un estudio estructural de una aeronave conocida como ACROLITE segunda versión, y tomando como punto de partida este análisis se presentará una propuesta ingenieril asociando los beneficios de aplicar material de nueva tecnología a su estructura que concluya las inmensas posibilidades de mejorar el desempeño de la aeronave.

Normalmente la mayoría de los aviones están compuestos por cinco partes generales: el fuselaje, las alas, el empenaje, la planta de potencia y el tren de aterrizaje. Cada una de estas se ubican en ciertos lugares de la aeronave para obtener una correcta distribución de peso y funcionamiento que se vera reflejado en su maniobrabilidad y capacidad para volar. Bajo este orden de ideas se realizo inicialmente un estudio general del acrolite para determinar como están distribuidas sus partes principales y por esta vía establecer cual de ellas es más propensa a una modificación estructural y de materiales, que mejoren sus condiciones iniciales de diseño y cumplan las establecidas por las regulaciones aeronáuticas pertinentes para aeronaves acrobáticas.

Los estudios realizados para diferentes ubicaciones de estas partes han demostrado que debido a la interacción del viento con ellas se producen ciertas clases de esfuerzos como lo son: tensión, compresión, bending, shear y torsión que por los cuales se hace necesario diseñar una estructura capaz de soportar estas fuerzas de interacción ó modificar una ya existente que mejoren sus tributos iniciales de diseño y adaptarla a nuevas condiciones de desempeño durante el vuelo como lo es una acrobacia.

Siguiendo con el análisis del acrolite se estudiaron los materiales que se utilizaron para la construcción de cada parte; lo más notorio y preocupante fue haber identificado el tipo de material con que se construyeron las alas. Las características de la madera utilizada para la elaboración de esta estructura representaban estar bajo los límites de seguridad de cargas alares estipulados por regulación para aviones acrobáticos; es decir que la estructura podría presentar esfuerzos de deformación, tensión, fatiga y doblaje fuera de su capacidad estructural, lo que ocasionaría ruptura. Debido a esto y a la prioridad que las alas representan en una aeronave se determinó que el estudio estructural y de materiales se enfocaría hacia estas.

A medida que se analizaba el tipo de configuración biplano de esta aeronave se hacía más notorio que esta madera utilizada en la construcción de la estructura no cumplía o no alcanzaba los límites de esfuerzo estructurales para una aeronave acrobática. Por lo tanto se estudiaron diferentes tipos de materiales que usualmente se utilizaban para la construcción de alas en acrobáticos y se determinó que el aluminio era el más usado, brindaba las características necesarias para estar en los límites requeridos por las regulaciones y brindaba la seguridad necesaria a gravedades muy altas.

Ya enfocados hacia el ala se realizó un paralelo entre la estructura alar en madera y la estructura alar en aluminio, donde se representaron las especificaciones físicas de cada configuración, los factores de carga a que cada una estaba sometida, se determinó mediante estas cargas los límites estructurales que soportaban y por último se establecieron características de desempeño en lo que respecta a las maniobras porque estas dependen de las velocidades de entrada en pérdida ya que determinan la capacidad de una aeronave acrobática de realizar un vuelo seguro y lo más importante que no se presenten fallos estructurales causados por estas.

Los paralelos de estas estructuras se realizaron mediante las ayudas que prestan los Software CAD como Solid Edge y CAE como Ansys; Computer aid Design y Computer aid Engineering respectivamente.

Los resultados más representativos radican en el incremento de la resistencia estructural alar del Acrolite entre 7 y -6 gravedades según las regulaciones establecidas y la disminución de peso total de la aeronave en vacío debido a la aplicación de los materiales compuestos en zonas como los cascos de la llanta en los trenes de aterrizaje, las puntas de las alas (tips) y el morro trasero del fuselaje del Acrolite.

A grandes rasgos este estudio arrojó una amplia gama de opciones que conllevan a optimizar la eficiencia de la aeronave. Para futuras y posibles modificaciones se pueden realizar nuevos estudios como al fuselaje, los trenes de aterrizajes y porque no pensar en potentes motores que mejoren las características de desempeño de la aeronave.

1. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA.

1.1. ANTECEDENTES.

En la Universidad de San Buenaventura gran parte del programa de aeronáutica esta estructurado y dirigido hacia el diseño de aeronaves por lo tanto se han realizado numerosos trabajos de grado encaminados a esta área, en lo que respecta a modificaciones son menos las investigaciones y si se considera análisis estructurales basados en programas por computador como Ansys y Solid Edge son aun mas pocas. Análisis respecto a modificaciones alares a través de estas ayudas no se han realizado y sería pertinente complementar este estudio con otros análisis de la aeronave que utilicen de igual forma los programas CAD y CAE.

Se ha demostrado que las aplicaciones obtenidas con la aparición del aluminio en el desarrollo tecnológico en pro de una mejor vida humana y la evolución que este ha representado en diversas clases de industrias son innumerables, muestra de esto han sido las increíbles infraestructuras que con este material se han logrado diseñar. Entre estas estructuras se encuentran la aparición de los majestuosos 747,757, 767 y el 777 donde el 90% de su diseño es elaborado en aluminio o bien sus aleaciones.

La madera en el campo de la aviación como en todo proceso de crecimiento fue uno de los primeros materiales en el diseño de aeronaves lo que represento procesos muy artesanales en la fabricación de las mismas; claro esta que con los equipos de la época el avance tecnológico era circunstancial. Con la llamada global a la evolución, la aviación debía crecer como lo hacían otras industrias y las exigencias de nuevos retos como lo era volar a velocidades mucho más representativas, a elevadas alturas y de una forma más segura, motivo nuevos estudios en el diseño de esta clase de vehículos. Estos estudios arrojaron

Diferentes clases o tipos de aviación, entre las cuales se tenía en cuenta la aplicación para la cual la aeronave era diseñada. De esta división nacieron aviones capaces de realizar maniobras de carácter acrobáticas ideales para realizar virajes a velocidades muy altas y en tiempos mínimos lo que generaba que la estructura del avión como el piloto tuviera la capacidad de soportar los factores de carga que estas producían.

Como se mencionó anteriormente otras industrias también crecieron y ayudaron en pro del crecimiento de la aviación. Entre estas se encuentran la industria de los materiales donde su aporte fue tal que facilitó con su crecimiento las nuevas y diversas clases de aeronaves. Y de esta forma se paso de procesos artesanales a procesos mucho mas elaborados de la madera hacia los materiales compuestos pasando por el aluminio.

No solo fue el crecimiento de cada una de estas industrias, fue la suma de todas las necesidades que nacen con el tiempo y con las ganas incontenibles e inmensurables del hombre por lograr más. Para profundizar un poco en lo que se refiere a las necesidades; uno de los primeros pasos en el diseño de una aeronave fue tomar una ya establecida para re-estudiarla, modificarla y de esta forma mejorar sus condiciones iniciales de diseño. Este proceso constituyó la reingeniería como eje fundamental en el crecimiento de la aviación.

La reingeniería es el eje que fundamenta este estudio ya que se tomo un avión biplano, se realizó un estudio de las partes que lo constituyen, se estudiaron sus estructuras y se realizó una selección para determinar cual de ellas necesitaba un cambio.

Se escogió la estructura alar ya que esta fabricada en madera y debido a los objetivos del proyecto esto es la principal modificación que se llevará acabo. Esencialmente se analizará la estructura en madera mediante el software asistido por computador y se mostrarán los resultados, se analizará la estructura con la aplicación de aluminio mediante esta misma herramienta y se establecerá el correspondiente paralelo entre la estructura inicial y la modificada. Se realizará un modelamiento de la estructura mediante el software SOLID EDGE para facilitar el estudio de las mismas.

Notablemente la aplicación del aluminio en la aeronave generará un cambio de peso general de la estructura el cuál es el principal ítem que se tiene en cuenta para que el avión pueda soportar las nuevas cargas a las que estará sometida. La aplicación de los diferentes materiales de avanzada en el desarrollo y diseño de una aeronave trajo consigo límites estructurales mucho más allá de los nunca antes posibles como en el Boeing 777. Esta es la prueba más reciente de la capacidad que estos materiales le ofrecen a la nueva aviación, generando consigo toda una nueva filosofía en esta industria; desde el mantenimiento de estas aeronaves hasta el proceso de diseño donde se relacionan cada una para complementarse y desarrollarse.

1.2. DESCRIPCIÓN DEL PROBLEMA.

Inicialmente si se tiene en cuenta el mercado de la aviación acrobática en Colombia las estadísticas reflejan que esta práctica es nula y ampliamente esto se debe a los grandes costos que trae diseñar un tipo de aeronave como esta. Ante esta situación se puede considerar ya no un diseño desde ceros si no pensar en una alternativa de modificación. Es decir; cambiar algo que ya existe y de esta manera lograr disminuir los altos costos de diseño. Bajo esta idea se pretende analizar un tipo de aeronave con características que se asemejan a las de un acrobático y que con la debida modificación estructural soporte los considerables esfuerzos a que esta expuesto este tipo de aeronave. Esto genera otra clase de problemas como lo son analizar las partes elegidas para cambio potencial, el tipo de estructura con que fué diseñada, la mejor opción que remplace el anterior diseño, la aplicación de materiales requeridos y lo más importante, que la modificación soporte los nuevos esfuerzos a que estará sometida. Para esta labor se escoge el acrolite, un avión biplano que esta construido de madera en lo que respecta a su estructura alar. Su proceso de construcción es artesanal es decir que la mayoría de los componentes estructurales que conforman el avión son hechos manualmente y con implementos ó instrumentos muy rústicos lo cual guiará y enfocará el análisis estructural a esta parte. El principal problema que se presenta es que actualmente hay complicaciones para el uso de madera, no hay

dimensiones estables, ni clasificaciones establecidas, ni agencia para el control de calidad en aserraderos y madererías. Se manda madera sin el secado debido, sin tratamiento por emersión después del corte y sin marcar su clase. En la mayoría de las madererías se reclasifica la madera al antojo, no saben estibar, ni labrar la madera y muchas veces se vende madera infestada y no hay estabilidad para el aserradero cuando se pretende controlar los ejidos, ni financiamientos para el equipo necesario. Poder encontrar unos aserraderos dispuestos a atender el cliente industrial que construye estructuras permanentes de la madera, en donde sí podría hacer control efectivo y un precio justo es muy complicado y por lo tanto no se maneja de una forma segura ni eficaz para el caso de una estructura fabricada de este material. Los materiales compuestos que se aplicarán en el acrolite será en componentes no estructurales lo cual reflejará aun más la disminución de peso total del avión.

1.2.1. Formulación del problema.

¿Cómo lograr mediante una modificación estructural diseñar aeronaves acrobáticas con excelentes condiciones de resistencia estructural y peso?

1.3. JUSTIFICACIÓN.

Es grato tener la oportunidad de aplicar los conocimientos adquiridos durante una carrera universitaria, hacer estudios de ingeniería utilizando nuevas herramientas que faciliten esta labor como lo son programas CAE y CAD (Computer Aided Engineering y Computer Aided Design respectivamente) y que estos esfuerzos se vean reflejados en el crecimiento profesional y de igual forma personal.

En este orden de ideas, lo que esta mas a la mano para estas perspectivas es incursionar en la acrobacia claro está para aquellos que amen la creación de nuevas máquinas voladoras y

su diseño. La acrobacia en el mundo es una de las categorías de la aviación deportiva que se puede encontrar esparcida proporcionando nuevas técnicas de vuelos y nuevas tecnologías ya que existen una gran variedad de estas aeronaves diseñadas de tal forma que sus estructuras y su conformación aerodinámica son pioneras en la industria y claro se omiten los proyectos militares que se hacen al respecto por todo el problema de acceso a la información y omitiendo también las investigaciones que se hacen con un gran capital de por medio. Sin embargo se justifica que cualquier tipo de aviación es costosa guardando ciertas proporciones para las cuales es diseñada una aeronave. Por lo tanto este tipo de aeronaves permite aplicar estudios avanzados de análisis estructurales y aerodinámicos en aviones de alto rendimiento.

El problema fundamental Colombiano radica en que este tipo de aviación es nula; por lo tanto no tiene un campo de investigación abierto, no se encuentra este tipo de aeronaves en el comercio Colombiano, ni fabricantes que los diseñen y las plantas motrices con que están equipadas son de un gran tamaño, lo que hace este tipo de aviación costosa.

La oportunidad que esto brinda a estudiantes es la de realizar un estudio de reingeniería sobre este tipo de aeronaves y particularmente en la estructura para conocer más afondo lo que el diseño de estas guarda, la forma de poder mejorar sus características primordiales y evaluar los cambios que se producen al modificar alguna parte estructural.

En general la propuesta para este tipo de investigación seguirá una pertinente metodología y se iniciara modificando un avión biplano liviano de uso casero a través de su estructura alar en un avión biplano para acrobacia; es decir que el propósito será el de incrementar las capacidades estructurales de la aeronave mediante la fuente de un diseño ya planteado. Es preciso recalcar que la investigación es el recurso principal de cualquier país industrializado, Colombia mediante sus leyes esta tratando de adaptarse al cambio, un cambio que genere nuevos mercados y beneficios económicos por medio de este tipo de investigación.

1.4. OBJETIVOS.

1.4.1. Objetivo general.

Emplear reingeniería y análisis estructural con aplicación de materiales compuestos para el avión Acrolite.

1.4.2. Objetivos específicos.

- ▶ Identificar los tipos de estructura que se emplean en la fabricación del acrolite para determinar cual de ellas es más propensa a un cambio de materiales.
- ▶ Establecer los beneficios que otorgan los materiales como el aluminio y la forma como este ha colaborado en el desarrollo de la Industria Aeronáutica.
- ▶ Utilizar herramientas de software como diseño asistido por computador (Solid Edge) para el modelamiento de la estructura alar actual en la que esta fabricado el acrolite.
- ▶ Estudiar si el aluminio mejora sustancialmente todos los parámetros estructurales de una aeronave fabricando un ala modificada en este tipo de material.
- ▶ Documentar las ventajas que proporciona la aplicación de los materiales compuestos.
- ▶ Lograr mediante el componente modificado una mayor eficiencia estructural.
- ▶ Modelar el diseño propuesto.
- ▶ Emplear ANSYS CAE (Computer Aid Engineering por sus siglas en ingles) para analizar y evaluar los resultados tanto del actual diseño como del que se propone.

1.5. ALCANCES Y LIMITACIONES DEL PROYECTO.

1.5.1. Alcances: En este proyecto se parte de un diseño ya planteado y del cual se permite la comercialización de sus planos para la construcción. La adquisición de estos planos permite conocer mas detalladamente como es un proceso de diseño, conocer los materiales con los cuales estas construido y sus características de desempeño. De esta manera se obtienen bases mas concretas con respecto a la estructura y conformación de una aeronave, identificar las áreas más propensas a un cambio y modificarla en pro de alcanzar las resistencias requeridas por regulación.

Por lo tanto se pretende llegar a un análisis estructural mediante los análisis computacionales y a partir de estos hacer viable y concretar la realización de estas modificaciones estructurales.

1.5.2. Limitaciones: El principal obstáculo en los análisis estructurales de las partes que se estudien estará ajustado a la capacidad de procesamiento de datos del ordenador que se emplee en el desarrollo de la investigación, se requerirá la asesoría de ingenieros con experiencia en el manejo del software de diseño por computador e ingeniería por computador. La implementación o aplicación de los materiales compuestos en la aviación es un tema complejo y en constante desarrollo por este motivo se convertiría en toda una rama de investigación, no menos interesante pero si mas extensa. Debido a lo anterior se limitará a realizar un análisis cualitativo de esta clase de material y en partes estructurales en donde su peso y desempeño estructural se vea mejorado ampliamente.

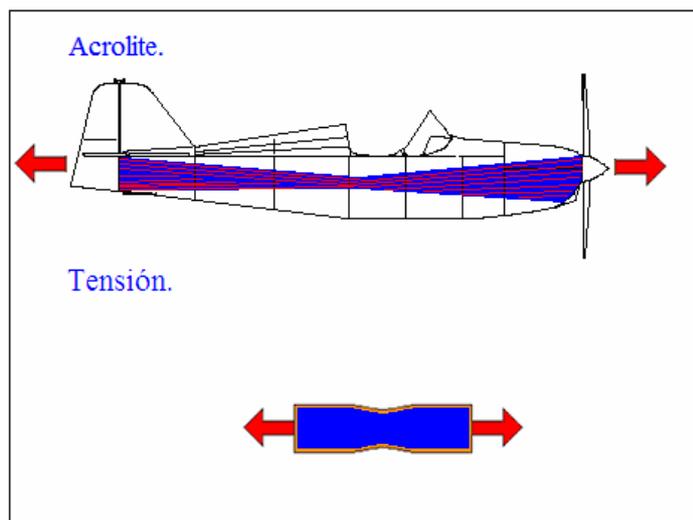
2. MARCO DE REFERENCIA.

2.1. MARCO CONCEPTUAL.

2.1.1. Esfuerzos principales en una aeronave. Son:

► **Tensión:** Es el estrés que tiende a separar o apartar el fuselaje. Por ejemplo: cuando se trata de jalar una cuerda de las puntas en sentido contrario; se esta produciendo un esfuerzo de tensión.

Figura 1. Tensión.

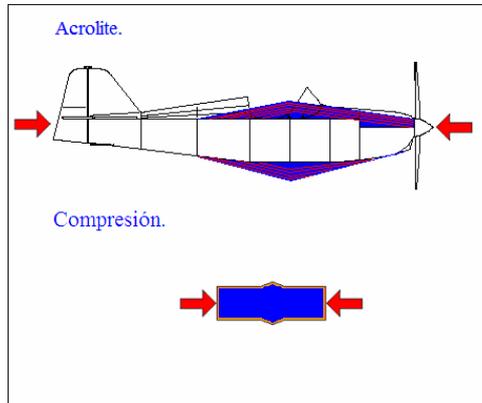


Fuente: Los autores.

En la figura 1 la zona morada corresponde a la deformación que produce esta clase de esfuerzo, las flechas indican la dirección de la carga y como se ve afectado este tipo de fuselaje ante este tipo de esfuerzo.

► **Compresión:** Este es el esfuerzo contrario a la tensión y es aquel que tiende a unir los materiales de la estructura del fuselaje.

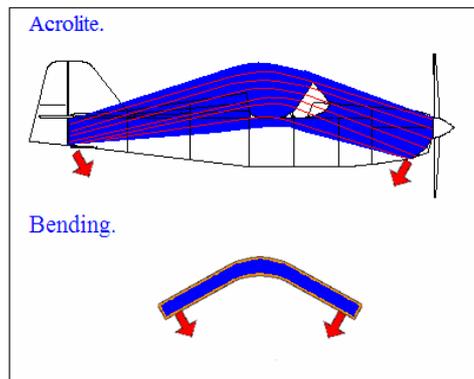
Figura 2. Compresión.



Fuente: Los autores.

La figura 2 muestra que ante un esfuerzo de compresión la estructura tiende a apretujarse hacia el centro del fuselaje.

Figura 3. Bending.



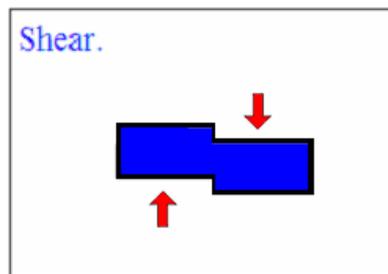
Fuente: Los autores.

Esta clase de estrés que se presenta en la figura 3 combina tensión y compresión. Se origina cuando la estructura del fuselaje se dobla. Por ejemplo: Si se toma una barra de acero con las dos manos y se tienden a unir las puntas esta se curva produciendo este estrés. Cómo en las barras que se unen hacia sus puntas, las alas experimentan este tipo de esfuerzo mientras el avión esta en vuelo ya que la parte de debajo de las alas están sujetas a tensión, mientras

que la parte de arriba presentan compresión, por lo tanto el material y la forma aerodinámica de esta estructura debe soportar esta clase de esfuerzo.

► **Shear:** Esta clase de esfuerzos se presenta en un material cuando una fuerza tiende a deslizarse de un lado de la estructura con respecto al otro lado. Los rivets (remaches) presentan esta clase de esfuerzo, los bolts (tornillos) también lo presentan; sin embargo estos están sometidos en algunos casos a tensión.

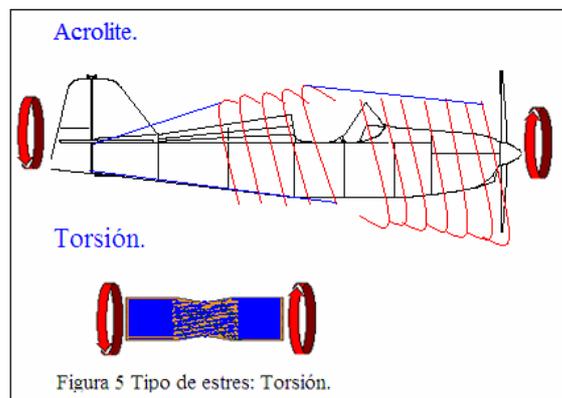
Figura 4. Shear.



Fuente: Los autores.

► **Torsión:** Es la clase de esfuerzo que se presenta en una estructura cuando esta es sometida a fuerzas de torsión ocasionando giros a la misma. Por ejemplo: se puede encontrar este esfuerzo en el eje de turbina de un motor de una aeronave o en un cigüeñal.

Figura 5. Torsión.



Fuente: Los autores.

La figura 5 representa por medio de las líneas rojas un giro como el de las flechas; sometiendo la estructura del acrolite a un esfuerzo de torsión. Para aviones acrobáticos este tipo de esfuerzo es producido por los giros a grandes velocidades.

Todas las partes de un aeroplano están sujetas a uno o a varios de estos esfuerzos. Algunas veces en un instante una parte presenta tensión y en otro instante presenta compresión, otras partes solo están sometidas a una clase de esfuerzos. Por ejemplo: los cables que presentan solo tensión.

2.1.2. Generalidades de los materiales en una aeronave: Conceptos sobre

la madera: Una construcción estructural en madera se identifica de dos formas, una porción color claro en donde las fibras tienen paredes delgadas (madera temprana) y otra porción más oscura con las fibras de paredes gruesas (madera tardía). La proporción de madera temprana en una pieza es importante desde el punto de vista de resistencia; cuando ésta tiene el valor muy alto significa que la pieza está compuesta en gran parte por fibras de paredes delgadas indicando que probablemente tiene una capacidad de carga muy por debajo de lo esperado; (caso particular del acrolite). Las normas utilizadas para clasificar la madera desde el punto de vista estructural toman en cuenta este hecho para desechar piezas de baja resistencia.

No quiere decir que las alas del acrolite estén por debajo de la resistencia estructural; si no que para realizar maniobras propias de un avión acrobático esta resistencia no es la recomendada sin embargo es bueno recordar que este avión no es acrobático. Otra característica de la madera es la que se observa también en el plano transversal de los troncos de los árboles. Con frecuencia la porción central es de color más oscuro que la periferia. La madera que se asierra del área central se dice que es madera de duramen y la que proviene de la periferia es conocida como madera de albura. Desde el punto de vista de resistencia mecánica no existe ninguna diferencia significativa entre la madera de duramen y albura, una no es más dura que la otra ni más o menos deseable para fines estructurales.

El duramen sin embargo, debido precisamente a la presencia de extractivos que son los que le dan el color, olor y sabor, es por lo regular más resistente al ataque destructor de organismos y también es un poco más difícil de secar o impregnar con soluciones de sustancias preservadoras ya que es menos permeable que la albura.

► **Conceptos sobre los materiales compuestos:** El primer avión en volar con controles de vuelo móviles fué la máquina voladora de los hermanos WRIGHT, en 1903; la cual fue construida de madera y forrada con tela de algodón, que fué fijada a la estructura con cola. Esta combinación de materiales hoy en día se conoce como materiales compuestos presentados en su forma más simple.

Durante la Segunda Guerra Mundial los cazabombarderos y las aerolíneas con aviones como el DC-3, utilizaban el dope y tela en sus superficies de control, dándole una alta resistencia a un bajo peso. La tecnología de los materiales compuestos progreso con la introducción del dope butirato, fibra de vidrio y resinas de poliéster.

En los años 40 y 50 las telas de fibra de vidrio fueron impregnadas con resina de poliéster y usadas en fuselados, conos de nariz y otros componentes no estructurales. En los años 50 fueron introducidas las resinas epoxicas y han sido usadas sucesivamente con materiales reforzados como la fibra de vidrio. Estas fibras de vidrio fueron utilizadas básicamente para reducir el peso que tenían las mismas piezas equivalentes pero en materiales metálicos. Los compuestos avanzados han sido involucrados como un resultado de recientes combinaciones, las cuales están siendo desarrolladas en base a formulas de pegamentos químicos adoptando formas ya existentes o nuevas de materiales estructurales sólidas, con el fin de generar un material altamente resistente con un bajo peso, que se pueda aplicar en la parte estructural de los aviones. Los materiales compuestos en la actualidad están siendo reconocidos como la más avanzada sustancia para la fabricación de partes de aeronaves.

► **La matriz:** Es el material de unión que rodea completamente la fibra para proporcionar resistencia y transferir los esfuerzos a las fibras por lo tanto la resistencia de un compuesto

esta en la habilidad de la matriz para transferir los esfuerzos a las fibras de refuerzo. De esta manera se pueden usar diversas técnicas de fabricación, formulas de matriz más resistentes con tejidos de refuerzos más resistente para utilizar estos compuestos de avanzada a aplicaciones como las que se pretenden proyectar en trabajos de investigación; es una posible alternativa de solución que desde el punto de vista ingenieril es viable.

La matriz de resina son sistemas de dos partes que consisten de una resina y un catalizador o endurecedor, el cual actúa como un agente de curado; es preciso aclarar que el termino resina en muchas literaturas se refiere al catalizador y a la resina. Los sistemas de matriz de resina son un tipo de plástico y de estos se encuentran dos clasificaciones, los termoplásticos y los termo fraguados.

Las resinas usan calor para formar la parte en la forma deseada. Esta forma no es necesariamente permanente, sin embargo, si en termoplástico es calentado de nuevo, fluirá para resultar en otra forma. Por ejemplo: un termoplástico es el plexiglass el cual se usa para formar los parabrisas del avión. La forma del parabrisas es retenida después de que es enfriado en la fábrica si el parabrisas es calentado posteriormente, el plástico una vez mas fluirá para dar otra forma.

Por lo tanto la matriz es la encargada de la forma y las fibras de refuerzos son las encargadas de la resistencia de los materiales compuestos; de esta forma mejoran las propiedades que presentan los metales. (Rigidez, dureza, consistencia, entre otras importantes.). Los termofraguados usan el calor para formar y dar la forma de la parte permanente. El plástico una vez curado, no puede ser reformado aún si es calentado. Este proceso es irreversible. Las resinas termoplásticas y termofraguadas por si mismas no tienen suficiente resistencia para uso en aplicaciones estructurales pero cuando se usan como una matriz y reforzados con otros materiales, ellos forman los compuestos estructurales de peso liviano y alta resistencia usados ampliamente hoy en el mundo. Por lo tanto en este momento la mayoría de las aplicaciones estructurales de los aviones están constituidos de resinas termofraguadas. Los termoplásticos pueden encontrarse en los

casilleros superiores de almacenamiento (BINS) y en aplicaciones no estructurales. Sin embargo; estas se están abriendo campo en las aplicaciones estructurales de los aviones con el desarrollo de las resinas termoplásticas de alta temperatura, las cuales pueden ser usadas en lugares donde la temperatura no exceda los 750C.

También se encuentran sistemas de resinas epoxicas las cuales son un tipo de termofraguado que presentan características de adhesión resistente, su gran resistencia a la humedad y a los químicos. Son muy útiles para materiales de mezcla no porosos y disímiles, tales como una parte de metal para un componente compuesto. Esta resina puede ser diseñada para diferentes usos: Alta temperatura, baja temperatura, rigidez, flexibilidad, rápido curado, curado lento u otras características. Cada sistema está diseñado para un propósito específico.

► **Fibras de refuerzo:** Cuando se combinan con una matriz, las fibras de refuerzo son las encargadas de recibir y disipar las cargas que se producen en su contorno dando la resistencia primaria a la estructura compuesta.

Estos materiales básicos pueden ser usados en combinación con otros (híbridos), tejidos en patrones específicos (ciencia de la fibra), en combinación con otros materiales tales como espumas rígidas (estructuras tipo sándwich) o simplemente en combinación con varios materiales de matriz. Cada combinación particular de compuesto proporciona ventajas específicas. A continuación se describe cada uno de los 5 tipos comunes de fibras de refuerzo, con sus características. Vale aclarar que estos tipos de fibras son los que se encuentran en el mercado, mas no son los que se utilizarán finalmente en la aplicación en el avión acrolite, (exceptuando la fibra de vidrio).

La aplicación de la fibra de vidrio en el avión acrolite se realiza gracias a que tradicionalmente su acceso económico, la hace más viable.

► **Fibra de vidrio:** Como su nombre lo dice, la fibra de vidrio está hecha de pequeñas hebras de vidrio de sílica fundidas, las cuales son después hiladas juntas y tejidas en tela.

Hay muchas texturas diferentes de fibras de vidrio disponibles, dependiendo de la aplicación particular, la disponibilidad dispersa de fibra de vidrio y su bajo costo la hacen una de las fibras más populares, la fibra de vidrio pesa más y tiene menos resistencia que la mayoría de las otras fibras compuestas. Esta fibra en el pasado ha sido usada para aplicaciones no estructurales; la textura era pesada y se usaba la resina de poliéster la cual hacía la pieza más frágil. Se puede encontrar dos tipos comunes de fibras de vidrio: **Vidrio-E** y **Vidrio-S** o también conocida por “vidrio eléctrico” debido a su alta resistencia.

El **Vidrio-E** es un vidrio de boro silicato el cual es el tipo más común de fibra de vidrio utilizada para reforzamiento. El **Vidrio-S**, es un vidrio de magnesio-aluminio-silicato; es usado donde se requiere una fibra de vidrio de alta resistencia a la tensión; cuando esta es utilizada con los tipos de matriz más resistentes y con un adecuado uso de la ciencia de la fibra, es esta una fibra de refuerzo excelente a medida que es usada hoy en aplicaciones de compuesto avanzado; en algunos casos los nuevos compuestos de fibra de vidrio se comparan favorablemente en términos de resistencia a tazas de peso con materiales de aluminio tradicionales. Usando algunos métodos muy listos para combinar la fibra de vidrio con otras más costosas, tales como Kevlar o Carbón/Grafito, se puede producir un material híbrido que resulta un material de alta resistencia con un bajo costo. Esta mezcla de fibras para formar híbridos es una ciencia exigente que permite muy poco espacio al error.

► **Fibra de Aramio:** Una fibra de aramid esta caracterizada usualmente por su color amarillo, peso liviano, resistencia, excelente a la tensión y flexibilidad notable. Aramid es el nombre dado a fibras “poliamyde” aromáticas. Kevlar es una marca registrada de la compañía el Dupont y es el aramid mejor conocido y usado más ampliamente. El kevlar ordinariamente se alargara mucho antes de romperse; sin embargo el objeto en la aviación no es necesariamente tener una parte mas fuerte, sino mas bien una parte que pese mucho menos. Utilizando una fibra de refuerzo de kevlar, un componente puede ser fabricado con por lo menos la resistencia de una contraparte de metal con tan solo una fracción de peso. La resistencia a la tensión del aluminio aleado es cerca de 65.000 psi, o cerca de ¼ (cuarto) de la del compuesto kevlar. El grado estructural del avión en fibra de kevlar se conoce

como kevlar 49. El Aramid es un material para uso en las partes del avión que están sujetas a alto esfuerzo y vibración. Por ejemplo, algunos de los diseños avanzados de helicópteros han hecho uso del aramid para fabricar las palas del rotor principal. La flexibilidad que ofrece este material permite que la pala se doble y tuerza en vuelo, absorbiendo mucho esfuerzo. En contraste, una pala hecha de metal desarrollaría rajaduras de fatiga y esfuerzos más pronunciados bajo las mismas condiciones.

Taladrar el aramid es un problema ya que cuando se golpea el taladro, este puede agarrar una fibra y halarla, hasta que esta se estire a su límite de rotura, generando un borde Belloso; si este borde que se ubica alrededor de los huecos o soldaduras del sujetador no es sellado, esta podría actuar como una mecha y absorber el polvo; el cual en forma de agua, aceite, combustible o líquido hidráulico probablemente no dañará las fibras de aramid, pero si puede causar problema con el sistema de resina que se usa, ocasionándole deterioro y posible separación de las capas o laminas que se tengan.

La pelusa que se tendría alrededor del hueco también puede evitar que un sujetador ajuste apropiadamente lo cual puede causar que la junta sujetada falle. Algunos fabricantes recomiendan el uso de la fibra de vidrio para reparar el material aramid porque una cantidad pequeña de polvo puede evitar que el aramid empalme adecuadamente.

► **Carbono/Grafito:** A los americanos les gusta mucho el término grafito mientras que a los europeos les gusta el carbón. Carbón describe correctamente la fibra ya que no tiene estructura de grafito; sin importar como le llame, esta se ordena es por número. Los compuestos de carbón/grafito son usados para fabricar componentes estructurales primarios tales como las costillas y superficies de la piel del ala, esto ayuda a que hoy en día los aviones grandes pueden ser diseñados con un número muy reducido de mamparos de refuerzo, costillas y larguerillos, gracias a la alta resistencia y rigidez de los compuestos de fibra de carbón. Estas fibras de carbón/grafito son más fuertes y resistentes a compresión que el mismo kevlar, sin embargo es más quebradizo. Se emplean técnicas especiales de control de corrosión cuando los materiales de carbón/grafito están en contacto con alguno

de aluminio, ya que estos podrían producir cierto tipo de deterioro. Usualmente se usa con barrera una capa de fibra de vidrio, y el aluminio es anodizado, cebado y pintado antes de ensamblarlo.

► **Boro:** Las fibras de Boro se hacen depositando un elemento dentro de un filamento delgado de tungsteno, la fibra resultante cerca 0.004 pulgadas de diámetro, tiene excelente resistencia de compresión y rigidez, y es extremadamente dura. Ya que el boro puede ser peligroso de trabajar, junto con su alto costo, no es usado comúnmente en la aviación civil.

Al diseñar un componente compuesto que necesite tanta resistencia como rigidez asociado con el boro, muchos fabricantes en la aviación civil están utilizando materiales compuestos híbridos de aramid y carbono/grafito en cambio del boro.

► **Cerámica:** Las fibras de cerámica son utilizadas en donde se necesita resistencia a la temperatura. Esta forma de compuesto retendrá la mayor parte de resistencia y flexibilidad a temperaturas hasta los 2200 F°. Las tejas sobre la plataforma de lanzamiento al espacio están hechas de un compuesto especial de cerámica que es resistente al calor y que a su vez lo disipa rápidamente. Las paredes corta fuego están echas a menudo de compuestos de fibra de cerámica para disipar el calor.

Entre algunos tipos de fibras de cerámica se tiene el carburo de silicona, alumina (al 203), nitrato de silicona entre otras.

► **Conceptos sobre el aluminio:** El aluminio es un material relativamente nuevo con algo más de 100 años de vida, de igual forma sus aplicaciones y grandes ventajas lo son. A pesar de su corta vida en varios tipos de industria han revolucionado estos mercados llegando a producir productos de muy alta calidad. Este elemento y sus extraordinarias ventajas, convertido en pilar de numerosas fuentes de investigación en campos in imaginados por el ser humano es el motivo que ha alentado a conocerlo.

Ya que este elemento interviene de alguna forma en todas las realizaciones y actividades de la humanidad y precisamente en aquellas que se consideran más avanzadas técnicamente se resalta el futuro que vislumbra como una gran expansión de su producción, fundamentalmente por las ventajas que ofrece su consumo.

El aluminio reemplazó rápidamente a la madera, el acero y otros materiales. El primer avión íntegramente construido en aluminio se construyó en 1920 y desde entonces la amplia mayoría de los aviones se fabrican en aluminio y aleaciones correspondientes. La combinación de bajo peso y fortaleza lo hace el material ideal para la producción en masa de aviones comerciales. Ciertas aleaciones de aluminio brindan resistencia adicional para aviones que vuelan a grandes alturas y que requieren un mayor esfuerzo estructural. El aluminio es el principal componente en la aviación actual, totalizando alrededor del 80% del peso de una aeronave. Un Boeing 747 tiene aproximadamente 75.000 Kg. de aluminio. Dado que el metal es resistente a la corrosión, ciertas aerolíneas no pintan sus aviones ahorrando cientos de kilos en el peso de las aeronaves.

Este material no se corroe como el acero u otras aleaciones y una estructura de automotor con estos materiales dura entre tres y cuatro veces más que una de acero. El aluminio no reacciona con la mayoría de los materiales comunes por lo que puede transportar diversas cargas sin afectar sus propiedades y la seguridad requerida de la carga. Los componentes de aluminio pueden reducir hasta en 1.800 Kg. el peso de un camión, mas aun la de una aeronave; por lo que éste podrá transportar una mayor carga sin exceder los límites de peso. Durante la vida útil del vehículo, se ahorrará de seis a veinte veces la energía que requiere la producción del aluminio a incorporar.

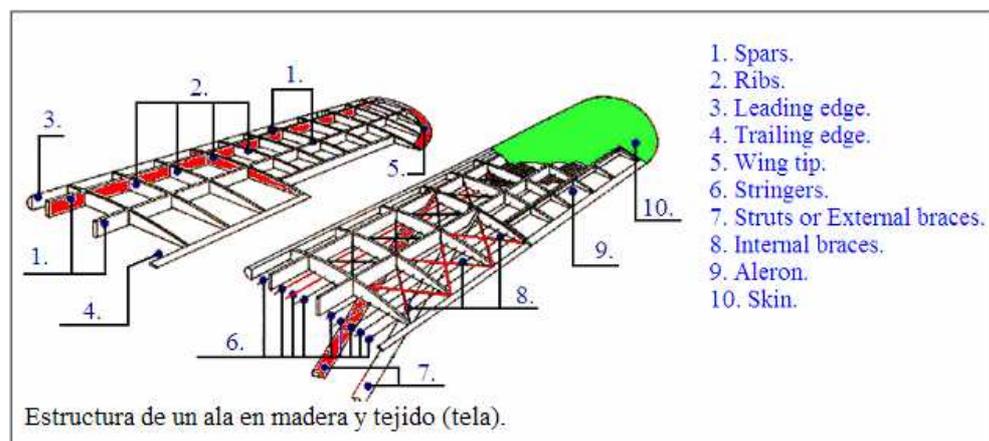
2.2. MARCO TEÓRICO.

2.2.1. Estructuras principales en el acrolite: Se destaca la estructura Alar:

► **Estructuras alares que se pueden aplicar al acrolite:** La construcción del ala es básicamente la misma en todos los tipos de aeronaves, en las más modernas aeronaves están hechas en su totalidad de metal, pero en aviones más viejos están construidas de madera y de tejido.

Lo mas importante en el diseño de un ala es mantener su forma aerodinámica; un ala debe construirse para sostener su forma incluso bajo la tensión extrema. Básicamente, el ala es un armazón compuesto de spars, ribs, y posiblemente stringers.

Figura 6. Ejemplo de una estructura alar en madera.



Fuente: Los autores.

La figura 6 señala: los Spar (vigas) son los miembros principales del ala y estos se extienden a lo largo de esta (el crosswise del fuselaje). Toda la carga soportada por el ala es llevada finalmente a los spars. En el vuelo, la fuerza de las maniobras aéreas se ejerce contra la piel. De la piel, esta fuerza se transmite a las costillas (Ribs) y entonces al spar.

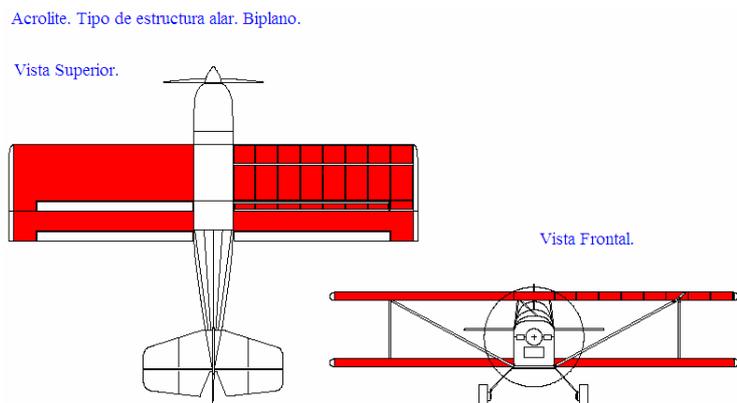
La mayoría de las estructuras alares tienen dos spars, uno en el frente y otro en la parte posterior. El spar frontal se encuentra cerca del borde de ataque (Leading edge) mientras el trasero está aproximadamente dos-tercero del borde de fuga (Trailing edge). Dependiendo del diseño de las cargas durante el vuelo, algunas de las alas hechas de metal tienen hasta cinco spars. Además del principal spar, hay un miembro estructural corto que se llama spar

del alerón y se encarga de soportar las fuerzas aerodinámicas que se ejercen sobre esta sección de ala.

Las costillas (Ribs) son las partes de un ala que soportan el material con que se recubre el ala y proporciona la forma del perfil. Estas costillas son llamadas costillas formadoras y su propósito primario es proporcionar la forma de perfil. Algunas pueden tener un propósito adicional de llevar ciertas cargas que se originan durante el vuelo, y éstas se llaman costillas de compresión.

Las estructuras alares más simples se encuentran en aviones civiles ligeros. Las estructuras alares de alta-tensión serán mas complejas y mas fuertes como aquellas que encontramos en aviones de tipo militar.

Figura 7. Esquema de las alas en el acrolite.



Fuente: Los autores.

En la figura 7 se representa la configuración alar del acrolite, se muestra la vista superior y una vista frontal en las cuales se destaca la conformación biplano.

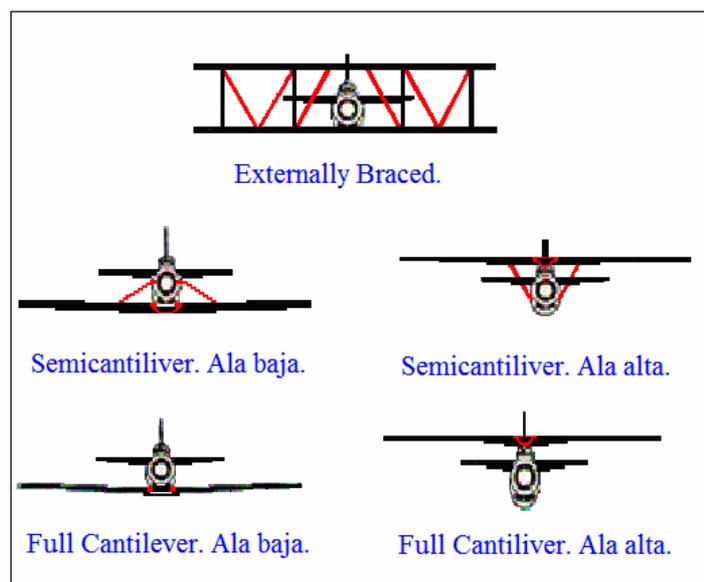
► **Revestimientos alares:** El revestimiento de la estructura del ala proporciona a la misma una forma aerodinámica para alcanzar el máximo rendimiento, forma parte del ala y se conocen dos tipos de revestimiento: un revestimiento pasivo o de tela y un revestimiento

resistente o activo; este ultimo es realizado con chapa metálica, que contribuye a soportar los esfuerzos de tracción, compresión, flexión, torsión y corte. Contribuye a la resistencia estructural y permite eliminar piezas de refuerzos de la estructura del ala obteniéndose estructuras fuertes y livianas. La contribución del revestimiento a la resistencia de flexión del ala depende de su grado de arrugamiento y módulo de elasticidad (es la propiedad que tienen los cuerpos de recuperar su forma primitiva, cuando desaparecen las fuerzas exteriores que la deforman), los esfuerzos de tracción no ofrecen dificultades por más delgadas que sean las chapas.

Para resistir la compresión se refuerzan las chapas mediante perfiles Y ó Z, o bien con láminas onduladas que se fijan a la parte inferior de las mismas, los esfuerzos de corte son resistidos sin deformaciones si la chapa tiene espesor suficiente; el revestimiento se fija sobre la estructura del ala mediante remaches. Estos deben ser de cabeza hundida para ofrecer la mínima resistencia al avance.

► **Sujeciones alares que se pueden aplicar a la estructura alar del acrolite:** Existen diversas conformaciones de sujeciones entre las cuales se destacan:

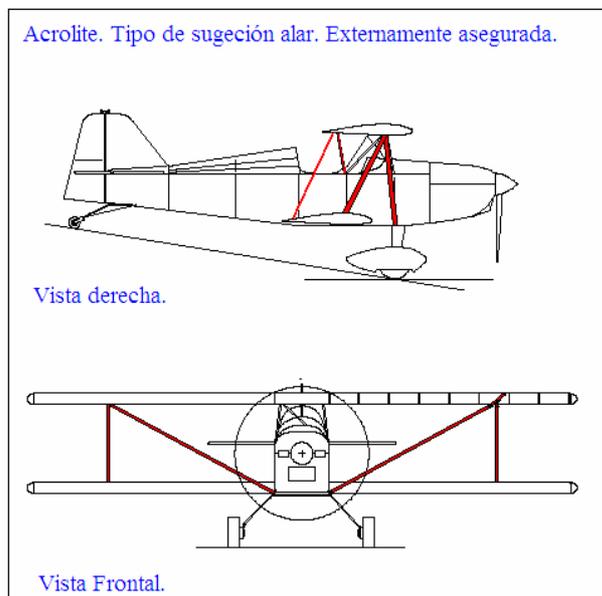
Figura 8. Tipos de sujeciones alares.



Fuente: Los autores.

En la figura 8 se señalan tres sistemas para determinar cómo se atan las alas al fuselaje de la aeronave; los cuales dependen de los esfuerzos internos a que será sometida la estructura interior del ala. La estructura del ala más fuerte es Full cantilever que se ata directamente al fuselaje y no tiene otro tipo de estructuras externas que lleven alguna clase de esfuerzos. El diseño semicantilever normalmente tiene una, o quizás dos, alambres o estructuras externas de apoyo o pavoneos atados a cada ala y al fuselaje. Un ala externamente asegurada es típica del biplano (dos alas puestas una sobre el otro) con sus apoyos (Struts).

Figura 9. Esquema de la sujeción alar en el acrolite.



Fuente: Los autores.

La figura 9 muestra que el ala del acrolite está externamente asegurada, la cual es típica del biplano (dos alas puestas una sobre el otro) con sus apoyos (Struts).

2.2.2. Descripción del acrolite. Generalidades: El Acrolite es un avión tipo Biplano que puede ser diseñado para uso casero o en la medida que se estudie su estructura y se aplique una serie de materiales a ella se podrá convertir en un proyecto interesante para la aviación acrobática. Es un aeroplano muy económico y de fácil construcción, no se necesita un espacio muy grande para su ensamble y en términos de economía resulta ser un

aeroplano relativamente no costoso para aquellos que estén interesados en la aviación acrobática en Colombia.

Actualmente en el mundo se encuentra una gran variedad de aeronaves diseñadas para aplicar a esta categoría, el inconveniente de todas estas es su alto costo ya que están equipadas con plantas motrices de un gran tamaño.

La velocidad de pérdida de un aeronave esta determinada principalmente por el área de sus alas. Como este avión esta diseñado bajo los estándares canadienses para aviones livianos; se debe cumplir que la velocidad de perdida a una gravedad sea menor a 45 MPH según esta regulación; por lo tanto para lograr esto en un monoplano y aun soportar las 6 gravedades a que están sometidas las estructuras durante una acrobacia habría sido necesario que la estructura del ala fuera demasiado pesada.

Debido a lo anterior se escogió un avión con estructura alar biplano, estas aeronaves tienen un área alar media para su peso y son muy fuertes debido a la caja y la configuración propia de este tipo de diseño, tienen una resistencia aerodinámica mayor que los monoplanos debido a la interferencia entre las alas; recordemos que su configuración alar es una sobre otra separadas por un apoyo (strut). De la tabla 1 hasta la tabla 3 se clasificará el tipo de avión que es el acrolite, sus especificaciones físicas y sus características de desempeño.

Tabla 1. Especificaciones generales del acrolite.

Acrolite:	1B Light Aircraft
Nombre:	Acrolite
Modelo:	1B
Tipo:	Biplano deportivo liviano de un solo puesto.
Construcción:	Fuselaje en tubo de aluminio soldado, ensamble de cola en tubo de aluminio

	ribeteado, la caja del ala esta cubierta con una lamina de madera.
--	---

Fuente: Los autores.

Tabla 2. Especificaciones físicas del acrolite.

Engine	80 hp Rotax 912	75 hp Rotax 618	65 hp Rotax 582
Caja reductora.	2.43 to 1	2.58 to 1	2.58 to 1
Hélices.	68 x 48	66 x 46	64 x 44
Perfil.	GA30U-212		
Envergadura.	20 ft. x 2		
Área alar.	133 sq. ft.		
Relación de aspecto.	9 to 1		
Longitud.	17 ft.		
Longitud de cola.	10 ft.		
Área frontal fuselaje.	6 sq. ft.		
Área parasita fuselaje.	2.8 sq. ft.		
Área horizontal cola.	19.5 sq. ft.		
Área vertical cola.	11 sq. ft.		
Área del elevador.	9 sq. ft.		
Área del timón.	4 sq. ft.		
Área del alerón.	15.5 sq. ft.		
Coef. de volumen cola Horizontal	.331		
Coef. de volumen cola Vert.	.028		
Capacidad de combust.	9 GAL U.S.		
Peso en vacío.	500 lb.	480 lb.	480 lb.
Peso máximo.	800 lb.	750 lb.	750 lb.
Span loading	20.0 lb./ft	18.7 lb./ft	18.7 lb./ft
Carga alar.	6.0 lb./sq. ft.	5.6 lb./sq. ft.	5.6 lb./sq. ft.
Carga de poder.	10 lb/bhp	10 lb/bhp	11.5 lb/bhp

Fuente: Los autores.

Como se puede observar en la tabla 1 el acrolite tiene varias modelos, el que se eligió fue el modelo 1B que es una evolución de la primera versión del acrolite, es para una sola persona y según la normas canadienses para regulaciones aeronáuticas (CAA) es un avión tipo

liviano deportivo por su peso. Fuselaje tipo truss en aluminio soldado y la estructura alar esta hecha totalmente en madera.

La tabla 2 muestra que el acrolite puede trabajar con tres clases de motor distintos; la diferencia radica en la potencia que estos generan. Se eligió el motor Rotax 912 y del cual se señalo las características que proporcionaba en la tabla de las características físicas del Acrolite. Se resalta el perfil alar con especificaciones militares GA30U-212, el ala tiene una envergadura de 20 ft. X 2, un área alar de 133 sq ft, una relación de aspecto de 9 a 1, un peso en vacío de 500 lb, un peso máximo de 800 lb y una carga alar de 6.0 lb/sq ft.

Tabla 3. Especificaciones de desempeño del acrolite.

Power off stall speed	45 mph	42 mph.	
Power on stall speed	40 mph	38 mph	
Landing speed	55 mph	53 mph	
Maneuvering speed	70 mph.		
Maximum level speed	115 mph	125 mph	110 mph
Never exceed speed	135 mph		
Cruise speed	@ 5000 rpm 100 mph.	@ 5600 105 mph.	90 mph
Best glide speed	50 mph		
Best rate of climb	1800 fpm	1900 fpm	1400 fpm
Best climb rate speed	65 mph		
Best climb angle speed	55 mph.		
Range	250 sm.		
Take off distance	500 ft.		
Landing distance	500 ft.		

Fuente: Los autores.

De las especificaciones de desempeño presentadas en la tabla 3 se destaca que la velocidad de entrada en perdida de 40 MPH esta dentro de los limites estándares para este tipo de aeronaves según La CAA, tiene una excelente velocidad de ascenso y con algo mas de 150 metros de distancia de aterrizaje como de despegue. No es recomendable sobre pasar los 135 MPH ya que la estructura general del acrolite se vería expuesta a fuerzas de gravedades y cargas alares mayores para las cuales no fue diseñado por lo tanto la velocidad máxima

que se estableció dentro de los límites de seguridad establecidos es de 115 MPH. Se destaca también la velocidad de maniobra de 70 MPH ya que es considerablemente alta para un biplano con alas de madera.

2.2.3. Análisis estructural: Conformación de la estructura alar del acrolite se destaca lo siguiente:

► **Configuración alar original:** Tomados como referencia los planos adquiridos, se puede definir que la configuración alar original se refiere básicamente a las características de diseño de las alas que actualmente posee el modelo acrolite, y que entre las cuales encontramos:

► **Perfil:** El perfil utilizado en el modelo original es un GA30U-212 de tipo semi-simétrico, que fue diseñado por Harry Ribblett., se resalta por tener una baja resistencia aerodinámica y por presentar excelentes características de maniobrabilidad en situaciones de stall. (A continuación se mostrara una tabla comparativa, con diferentes características que presentas varios perfiles; entre ellos el GA30U-212).

Tabla 4. Características de perfiles aerodinámicos:

Propiedades en dos dimensiones

Número de Reynold's = 6×10^6

Características para los valores de coeficiente de sustentación (l/d): 0.1, 0.4, 0.6

Airfoil Shape	Drag Coefficient Values			Max. Cm.ac	L/d @ Cl = .1	L/d @ Cl = .4	L/d @ Cl = .6	Max. Section Cl
	Cl = .1	Cl = .4	Cl = .6					
0009	.0057	.0060	.0068	0.0	17.54	66.67	88.23	1.32
0010-34	.0043	.0065	.0076	0.0	23.26	61.53	78.94	.75

0012	.0058	.0066	.0076	0.0	17.24	60.61	78.94	1.59
1412	.0058	.0060	.0068	-.025	17.24	66.67	88.23	1.57
2412	.0065	.0061	.0071	-.04	15.38	65.57	84.50	1.69
4412	.0064	.0063	.0062	-.09	15.63	63.49	96.77	1.64
23012	.0061	.0063	.0065	-.013	16.39	63.49	92.31	1.76
63-212	.0045	.0045	.0063	-.035	22.22	88.89	95.24	1.58
63-412	.0056	.0048	.0052	-.075	17.85	83.33	115.38	1.73
63-415	.0052	.0052	.0055	-.07	19.23	76.92	109.09	1.64
64-412	.0059	.0046	.0051	-.073	16.94	86.96	117.64	1.67
64-415	.0052	.0050	.0051	-.07	19.23	80.00	117.64	1.60
64A212	.0046	.0045	.0072	-.04	21.74	88.89	83.33	1.50
64A215	.0045	.0048	.0071	-.037	22.22	83.33	84.50	1.50
65-212	.0040	.0051	.0072	-.035	25.0	78.43	83.33	1.46
65-412	.0055	.0042	.0053	-.07	18.18	95.23	113.21	1.61
65-415	.0046	.0042	.0045	-.068	21.74	95.23	133.33	1.58
66-212	.0033	.0056	.0076	-.03	30.30	71.43	78.94	1.45
66-415	.0057	.0039	.0042	-.074	17.54	102.56	142.85	1.57
747A315	.0050	.0044	.0048	-.012	20.00	90.90	125.00	1.36
747A415	.0063	.0044	.0048	-.03	15.87	90.90	125.00	1.42
GAW-2	.0072	.0055	.0070	-.10	13.89	72.73	85.71	2.04
NLF(1)- 0215F	.0074	.0064	.0046	-.13	13.51	62.50	130.40	1.72
NLF(1)- 0416	.0063	.0058	.0053	-.10	15.87	68.96	113.21	1.87
LS(1)- 0413	.0085	.0080	.0080	-.11	11.76	50.00	75.00	2.07

GA(PC)-1	.0073	.0073	.0072	-.045	13.70	54.79	83.33	1.80
The following are a sample of Harry Riblett's sections for general aviation								
GA30U-212	.0060	.0060	.0070	-.055	16.67	66.67	85.71	1.59
GA30U-315	.0065	.0070	.0075	-.055	15.38	57.14	80.00	1.67
GA30U-412	.0065	.0065	.0070	-.07	15.38	61.53	85.71	1.70
GA30U-415	.0070	.0070	.0075	-.07	14.28	57.14	80.00	1.80
GA35U-312	.0060	.0055	.0060	-.055	16.67	72.72	100.00	1.58
GA35U-315	.0060	.0060	.0065	-.055	16.67	66.67	92.30	1.70
GA35U-412	.0070	.0055	.0060	-.072	14.28	72.72	100.00	1.65
GA35U-415	.0060	.0060	.0065	-.073	16.67	66.67	92.30	1.82
GA37U-312	.0060	.0055	.0055	-.06	16.67	72.72	109.09	1.54
GA37U-315	.0055	.0055	.0055	-.06	18.18	72.72	109.09	1.68
GA37U-412	.0070	.0052	.0055	-.072	14.28	76.92	109.09	1.61
GA37U-415	.0065	.0058	.0058	-.072	15.38	68.96	103.44	1.78

Fuente: Perfiles, por Harry Riblett

Foto 1. Conformación de las costillas.



Fuente: www.hangar57.com

► **Costillas:** Usando el perfil GA30U-212 como base, se construyeron las costillas con madera sitcka spruce pino (trabajada especialmente para aviación), de forma que estas tenían estructura interna, es decir, están compuestas por largueros en sentido longitudinal y que a su vez están localizados en la periferia del perfil, y en su interior encontramos estructura de tipo armadura, la cual posee barras en sentido vertical y diagonal, que están sujetos a los largueros periféricos del perfil en unos puntos llamados nodos.

Las costillas se encuentran divididas en dos partes, las cuales son pegadas a la parte posterior y anterior de la viga principal (main spar), recibiendo el nombre de costilla de borde de ataque (leading edge rib) y costilla de borde de fuga (training edge rib), respectivamente. Para la construcción del ala; esta se compone por nueve costillas uniformemente distribuidas a lo largo de la misma como se muestra en la foto 2.

► **Vigas o largueros transversales:** Se sabe que la misión de los largueros en el ala es soportar los esfuerzos de flexión y torsión a los que está expuesta la aeronave durante el vuelo, debido a la acción del aire.

Teniendo en cuenta la configuración original, encontramos que las alas poseen una viga principal o larguerillo transversal de tipo de cajón, donde las partes superior e inferior se llaman platabanda superior y platabanda inferior respectivamente, y la parte central se denomina alma del larguero.

En los largueros de madera de tipo cajón el alma se hace con madera terciada, mientras que las platabandas superior e inferior son listones o tablones de poco espesor de madera (sitka spruce), introducidos en la misma. En esta configuración se encuentra también, que la forma de sujeción de la platabanda tanto superior como inferior con la madera terciada de sus costados se adhiere con pegamentos sintéticos (como resina epoxica). En algunos casos en la parte anterior al alerón se encuentra una segunda viga o largurilla de tipo macizo, que de igual forma va desde la costilla de raíz hasta la costilla de la punta del ala; incrementando así la resistencia total de la misma. En la configuración original del ala se encuentra también que en el borde de ataque del ala (por la parte frontal del leading edge rib), se encuentra un larguero de tipo macizo, el cual deberá ser tallado de tal forma, que continúe con la forma del perfil. Para el caso de la foto 3 se observa un ala en madera con dos vigas principales; la configuración alar del acrolite solo posee una viga principal. Este larguero también se encuentra adherido con pegamento sintético.

Foto 2. Encostillado en madera a la viga principal.



Fuente: www.hangar57.com

► **Accesorios:** En la estructura de un modelo biplano, se observa que es de gran importancia la sujeción entre las alas y el fuselaje y entre las alas mismas ya que las fuerzas

aerodinámicas podrían entorpecer las características de vuelo y desempeño (performance), del avión.

Es entonces que en la configuración original de las alas del acrolite, se utilizan cinco (5), accesorios diferentes; de los cuales dos (2), sujetan las alas al fuselaje, y los restantes servirán de apoyos para los refuerzos que se encuentran en las alas. Cabe destacar que estos accesorios son construidos en aluminio 2024-T3, y que el tipo de sujeción a la estructura de madera, es mediante tornillos pasantes y como fijador una tuerca, con sus respectivas arandelas a ambos lados. Estos accesorios también tienen la función de distribuir las cargas entre las dos vigas principales, ya que están sujetas a estas dos.

► **Ensamble y laminado de un ala:** Para empezar la construcción de las alas es necesario agrupar y tener detectada cada una de las piezas que la conforman.

Para empezar se deberá tener los planos de construcción, indicándonos la ubicación de cada una de las costillas, vigas principales y secundaria y puntos de pegues. Luego se empieza a armar la estructura colocando la viga principal en su puesto y adhiriendo las costillas tanto del borde de ataque, como las del borde de fuga; una vez estas costillas están en su puesto se deberá proceder a la instalación del larguero que conformara el borde de ataque y el que servirá de soporte para las bisagras de los alerones. Una vez con la estructura armada, se procede a ubicar los accesorios de fijación de las alas al fuselaje; midiendo y comprobando su ubicación con respecto al plano se perforará y se instalaran los tornillos pasantes y las tuercas de sujeción, de diámetro y longitud requeridos.

Foto 3. Ensamble y laminado de un ala.



Fuente: www.Acrolite.com

Al tener los accesorios instalados se procede a laminar el ala con madera terciada (triples), sobre toda la superficie tanto superior como inferior del ala, adhiriéndola con pegamento sintético (resina epoxica). Luego de terminada la laminación; como se muestra en la fotografía 3 se entra en el proceso de pulimento y recubrimiento con tela para su posterior pintado; estas ultimas etapas de construcción como lo es el caso de la laminación y recubrimiento con tela generaran una ganancia de resistencia estructural.

► **Dimensiones y características:** Estas dimensiones son características de los aviones biplanos, teniendo una envergadura pequeña (tan solo 20 ft), claro esta, que esta distancia se duplicaría por tener también una superficie sustentadora superior. Por otro lado se tiene que la cuerda tiene una longitud de 40.25 in, generando un área o superficie total de 133 sq ft; dando una carga alar de 6.0 l/sq ft. Estas características le proporcionan al modelo un gran (performance) desempeño y maniobrabilidad a bajas velocidades.

El conjunto del avión con esta configuración de alas presenta para vuelos de tipo acrobáticos limitantes en las fuerzas de gravedades a las cuales se podría someter, en el caso del acrolite, puede sobrepasar mas de 6 gravedades positivas y 4 gravedades negativas; limitándolo a realizar maniobras que estén por fuera de estos limites.

2.2.4. Materiales en el acrolite: Características representativas de la madera: El peso total de una pieza de madera está dado por la suma del peso del agua que contiene la madera y el peso de ella en sí. La cantidad de agua en la madera puede contribuir significativamente al peso total de la pieza, llegando para las especies de pino a más de 200 %. La madera de pino que comúnmente se usa en el diseño y construcción con un contenido de humedad de 15 % tiene pesos que van de 390 a 710 kg/m³.

Contenido de humedad % = (peso de agua X 100) / (peso de la madera anhidra) La madera de pino recién aserrada puede tener un contenido de humedad hasta de más de 200 %. Esta misma madera después de secada al aire libre o en estufa se puede adquirir en las

madererías con contenidos de humedad de 7 a 50 % aproximadamente. La humedad dentro de la madera se localiza principalmente en dos zonas: en los huecos o luces de las fibras como agua «libre» y en las paredes celulares como agua «fija». Al someter madera húmeda a algún proceso de secado, el agua libre en los huecos de la fibra es la primera y más fácil de extraerse, siguiéndole el agua fija. A el contenido de humedad de la madera correspondiente a la humedad que queda saturando las paredes celulares (toda el agua libre en los huecos de las fibras ha sido extraída quedando únicamente el agua fija en las paredes celulares) se le llama punto de saturación de la fibra (PSF), siendo el intervalo de valores para la madera de pino de 25 a 30 %. Es muy importante señalar que todas las características de la madera, en especial su resistencia mecánica, cambian notablemente dependiendo de su contenido de humedad.

Existe poco control sobre el contenido de humedad: a veces la madera aserrada se pone a la venta prácticamente verde. En general el tratamiento de la madera bajo techado, apilada de tal manera que el aire circula libremente entre las piezas es uno de los parámetros que aportan a un incremento de la humedad en el componente y proporcionalmente al peso de esta; de igual forma la resistencia de la madera que se corta directamente del árbol o de otro; aunque sea de la misma clase de árbol; no es la misma.

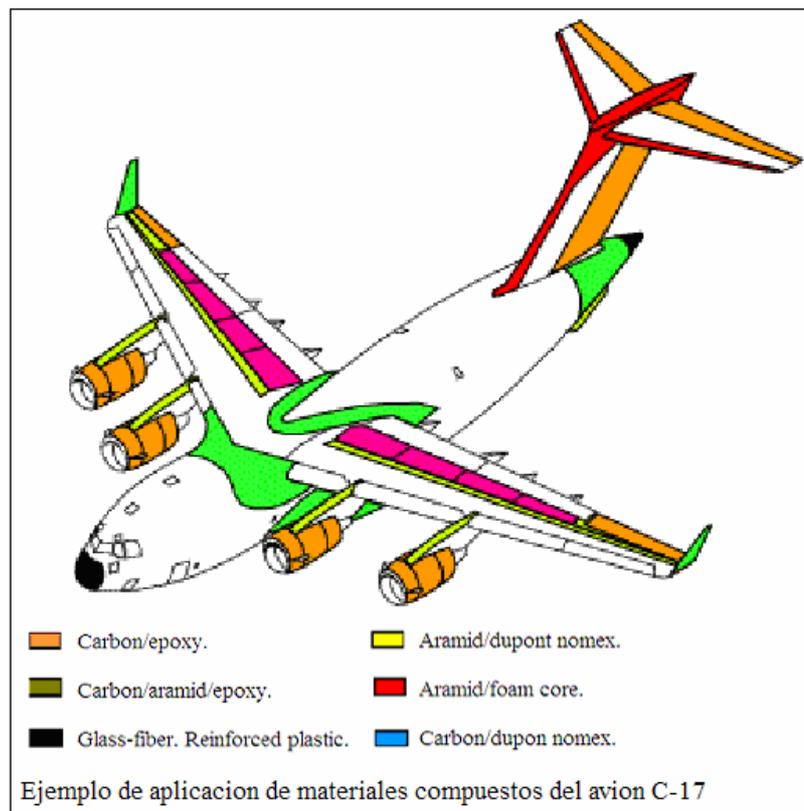
► **Características representativas de los materiales compuestos:** La figura 10 muestra las diferentes partes donde se puede aplicar los materiales compuestos en un avión. Estas partes se identifican por colores y son los que se tendrán en consideración para establecer una reducción de peso considerable.

Las estructuras compuestas están hechas de una combinación de materiales en forma de tejidos, fibras, espumas y material de núcleo los cuales están pegados por una matriz o sistema de resina.

El compuesto más simple se compone de dos elementos: una matriz o aglomerante y un material de refuerzo (la fibra). Para tener una mejor combinación de estos dos elementos, se puede encontrar la matriz en diferentes formas, entre las cuales se tiene: forma líquida, en

película, en pasta y en espuma; por otro lado el material de refuerzo es de forma sólida, cuando estas substancias se combinan y se dejan curar, la parte formada adquiere la fortaleza; la cual posee características de ambos componentes. Existe también la posibilidad de introducir un tercer componente en forma de un material de núcleo.

Figura 10. Aplicación de materiales compuestos en el C-17.



Fuente: Curso básico materiales compuestos.

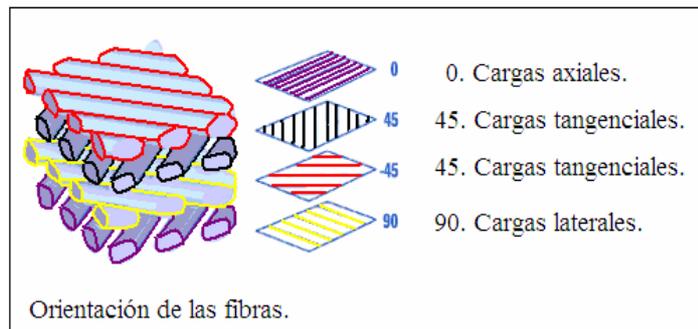
La mayor ventaja es la alta fortaleza y relación de peso que estos materiales pueden brindar. El peso es una de las consideraciones claves para el uso de algún material en la construcción de aeronaves. Si el peso puede ser eliminado o reducido, mas carga, combustible o pasajeros van a poder ser transportados. De igual manera se tiene que considerar de manera apropiada el costo de los materiales utilizados para poder establecer

una relación equitativa entre peso y costo, esto es según el presupuesto que se tenga para un proyecto de este estilo.

► **Orientación de las fibras:** Existen vectores de resistencia que se denominan pliegues de grado 0° ; según la ciencia de las fibras; los cuales reaccionan a una carga axial, como a la que estaría sujeta la pala de un rotor, pliegues de 45° para reaccionar a vectores tangenciales o pliegues de 90° para reaccionar a cargas laterales.

La figura 11 muestra básicamente la dirección de las fibras que se nombraban anteriormente. Se destaca que la orientación de la fibras para cargas axiales es de cero grados, las cargas tangenciales a 45 grados y las cargas laterales a 90 grados.

Figura 11. Orientación de las fibras.



Fuente: Los autores.

► **Características representativas del aluminio:** Se Considera que este elemento metálico es ligero y resistente con un peso específico de $2,7 \text{ g/cm}^3$ lo que representa un tercio el peso del acero. Su resistencia puede adaptarse a la aplicación que se requiera modificando la composición de su aleación, muy resistente a la corrosión; este material genera de forma natural una capa de óxido que lo hace muy resistente a la corrosión. Los diferentes tipos de tratamiento de revestimiento pueden mejorar aún más esta propiedad ya que resulta especialmente útil para aquellos productos que requieren de protección y conservación como lo son las alas de una aeronave y el medio a que esta expuesto.

Con relación con su peso es casi dos veces mejor que el cobre. Esta propiedad casi no es mencionada pero se debe resaltar su gran importancia tanto aerodinámicamente como estructuralmente; es dúctil, tiene una densidad y un punto de fusión bajos. Esto permite que los productos de aluminio se fabriquen en una fase muy próxima al diseño final del producto.

Las aleaciones de aluminio son ligeras, fuertes y de fácil formación para muchos procesos donde el metal mejore sus características superficiales, tales como resistencia al desgaste o a los agentes atmosféricos, o también con fines decorativos. Las aplicaciones de estas aleaciones se pueden efectuar por procedimientos de galvanizados, por inmersión en el metal fundido u otros sistemas; son fáciles de ensamblar, fundir o maquinar y aceptan gran variedad de acabados. Por estas propiedades físicas, químicas y metalúrgicas el aluminio se ha convertido en el metal no ferroso de mayor uso.

Teniendo en cuenta su fabricación el aluminio es el elemento metálico más abundante en la Tierra y en la Luna, pero nunca se encuentra en forma libre en la naturaleza. Se halla ampliamente distribuido en las plantas y en casi todas las rocas sobre todo en las ígneas (Se dice de las rocas volcánicas procedentes de la masa en fusión existente en el interior de la Tierra.) que lo contienen en forma de minerales de aluminio silicato. Cuando estos minerales se disuelven, según las condiciones químicas, es posible precipitar el aluminio en forma de arcillas minerales, hidróxidos de aluminio o ambos.

► **Aleantes y clasificación de las aleaciones de aluminio:** Las propiedades del aluminio dependen de un conjunto de factores, de estos, el más importante es la existencia de aleantes. Con la excepción del aluminio purísimo (99,99 % de pureza), técnicamente se utilizan sólo materiales de aluminio que contienen otros elementos. Aún en el aluminio purísimo, las impurezas (Fe y Si) determinan en gran medida sus propiedades mecánicas.

Los elementos aleantes principales del aluminio son: cobre (Cu), silicio (Si), magnesio (Mg), zinc (Zn) y manganeso (Mn), en menores cantidades existen, frecuentemente, como impurezas o aditivos: hierro (Fe), cromo (Cr) y titanio (Ti). Para aleaciones especiales se adiciona níquel (Ni), cobalto (Co), plata (Ag), litio (Li), vanadio (V), circonio (Zr), estaño (Sn), plomo (Pb), cadmio (Cd) y bismuto (Bi).

La clasificación del aluminio y sus aleaciones se divide en dos grandes grupos bien diferenciados, estos dos grupos son: forja y fundición. Esta división se debe a los diferentes procesos de conformado que puede sufrir el aluminio y sus aleaciones. Dentro del grupo de aleaciones de aluminio forjado se encuentra otra división clara, que es la del grupo de las tratables térmicamente y las no tratables térmicamente. Las no tratables térmicamente solo pueden ser trabajadas en frío con el fin de aumentar su resistencia.

Conviene señalar que dentro de las aleaciones para forja, los grupos principales de las no tratables térmicamente son: 1xxx, 3xxx y 5xxx. Dentro de las tratables térmicamente los grupos principales son: 2xxx, 6xxx y 7xxx. En esta última división se encuentran las aleaciones de aluminio con mayores resistencias mecánicas, los grupos 2xxx y 7xxx, por lo que son las aleaciones más indicadas para este trabajo.

Entre las propiedades más representativas de las aleaciones de aluminio se resaltan las siguientes: Compresión, flexión, corte y torsión; en los materiales aluminicos se puede admitir que el valor del límite de aplastamiento 0,2% (parámetro de la resistencia a la compresión) es igual al valor del límite elástico 0,2% de tracción; por lo tanto la resistencia a la compresión o el límite de aplastamiento 0,2% tienen importancia principalmente en las piezas sometidas a compresión tales como cojinetes de fricción; la resistencia a la flexión en las aleaciones de aluminio se tiene en cuenta para las de fundición, en aquellos casos en que al realizar el ensayo de tracción no es posible determinar el límite elástico con suficiente exactitud a causa de su pequeño valor.

La resistencia al cizallamiento es importante para el cálculo de la fuerza necesaria para el corte y para determinadas construcciones. No existen valores normalizados. Generalmente está entre el 55 y 80 % de la resistencia a la tracción; casi nunca se determina la resistencia a la torsión, si se necesita una distribución lineal de tensiones, puede considerársela igual a la resistencia al cizallamiento.

2.3. MARCO LEGAL.

2.3.1. Clasificación del acrolite según los Reglamentos Aeronáuticos Canadienses. Generalidades: Las siguientes características del acrolite resumen la apariencia física del Acrolite y su desempeño según La CAA.

- Envergadura: 20 Pies. 6,10 metros.
- Área alar: 133 Pies Cuadrados. 12.3561 metros cuadrados.
- Peso Máximo: 800 lb. 362.87 Kg.
- Peso Vacío: 500 lb. 226.80 Kg.
- Longitud total: 17 Pies. 5,18 metros.
- Altura: 6 Pies. 1.83 metros.
- Potencia motor: 80 Hp.
- Velocidad máxima: 130 MPH. 209.21 Kilómetros por hora.
- Velocidad de crucero: 110 MPH. 177.03 Kilómetros por hora.
- Velocidad de pérdida: 45 MPH. 72.42 Kilómetros por hora.
- Ratio de planeo: 8 a 1.
- Rata de ascenso: 1800 FPM.
- Limites de carga: +5 a -2 Gravedades, (Limites para maniobras acrobáticas).
- Limites de carga: +6 a -4 Gravedades, (Limites estructurales).

► **Requerimientos aeronáuticos:** Antes de realizar algún tipo de análisis o cálculo acerca de las cargas alares o módulo de elasticidad que este tipo de ala pueda soportar es necesario reconocer algunos de los requerimientos de resistencia estructural de un avión.

Según la maniobrabilidad requerida para la misión ó propósito de una aeronave, la **Administración Federal de Aviación Norteamericana (FAA.)**, estableció un sistema de categorías para aviones que pesan menos de 12.500 libras, clasificadas como **NORMAL, UTILITARIOS y ACROBÁTICOS**; entre los cuales se encuentra el acrolite. Con la modificación del material de la estructura alar del acrolite se pretende que los factores de carga que soporte estén entre los límites para aviones acrobáticos.

Tabla 5. Límites de carga para aviones de menos de 12.500 Libras.

Categoría	Límite del factor de carga	
Normal	+3,8	-1,52
Utilitario	+4,4	-1,76
acrobático	+6,0	-4,0

Fuente: Reglamento Aeronáutico Colombiano.

En los Reglamentos Aeronáuticos Colombianos, se establecen los límites de carga según el peso de cada una de las aeronaves; para menores de 12500 libras.

El acrolite se encuentra en el rango de categoría utilitaria; se pretende que con las modificaciones, se lleve el modelo a categoría acrobática.

3. METODOLOGÍA.

3.1. ENFOQUE DE LA INVESTIGACIÓN. Empírico Analítico.

El interés de este enfoque es netamente técnico, orientado a la interpretación y transformación del mundo material.

3.2. LÍNEA DE INVESTIGACIÓN DE USB/ SUB LÍNEA DE FACULTAD/CAMPO TEMÁTICO DEL PROGRAMA.

La línea institucional de la Universidad de San Buenaventura que se sigue en este trabajo de investigación es Tecnologías Actuales y Sociedad. En lo que respecta a la sub línea de investigación que corresponde a las directrices de la facultad es Instrumentación y Control de Procesos. El campo temático de investigación del programa es Diseño y Construcción de Aeronaves.

3.3. HIPÓTESIS.

Mediante la propuesta presentada en el numeral 3.3.1 se responde a la pregunta ¿Cómo lograr mediante una modificación estructural diseñar aeronaves acrobáticas con excelentes condiciones de resistencia estructural y peso? donde sus posibles respuestas son utilizar materiales de avanzada en estructuras como las alas, para este caso aluminio y materiales compuestos para aligerar el peso de la aeronave. Realizar un estudio estructural para modificar la configuración alar original y proveer de más resistencia a esta estructura mediante una viga secundaria ubicada en el borde de fuga del ala. La implementación de estas nuevas características estructurales; como materiales y modificaciones pretende un alivio de peso en la aeronave. Todo esto se cuantificará mediante programas CAE y CAD. La configuración alar modificada se definiría como la respuesta a la falta de resistencia estructural que actualmente presenta el modelo acrolite, ya que la exigencia de las acrobacias estarán por encima de los límites recomendados del modelo actual.

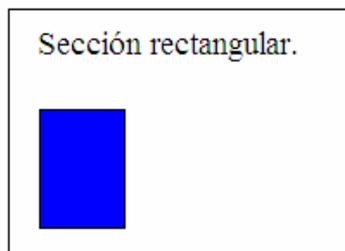
3.3.1. Propuesta configuración alar en aluminio: Se pretende una nueva configuración alar; se sugiere un material de aluminio en aleación 2024-T3, dos spars uno principal y otro trasero y remaches de acero; Los siguientes literales se dedicaran a clasificar la serie de opciones que se podrían tener en cuenta para la estructura alar que se propone y sus principales partes, las cargas mencionadas durante el análisis de la estructura de madera; de igual forma se estudiarán en la estructura alar de aluminio.

Como es normalmente conocida, la función principal de cualquier disposición alar es producir sustentación y soportar cierto tipo de cargas que se originan en una aeronave durante el vuelo, por lo tanto, la forma y estructura que se propone desde el punto de vista estructural se deberá comportar como una viga capaz de resistir los siguientes esfuerzos que causan estas cargas, y entre ellos están: cargas aerodinámicas (sustentación y resistencia), cargas debidas al empuje o tracción del motor, esfuerzos debidos a la deflexión de las superficies móviles.

3.4. VARIABLES.

3.4.1. Componentes principales. Soportes principales: La forma de la sección transversal del larguero depende de la forma del perfil, su altura, la resistencia exigida y el material empleado; ya que hacia esta se dirigen; según autores como Paramonov y Roskam del 70% al 80% de los esfuerzos que se producen durante el vuelo; es una pieza de vital importancia. A continuación se relacionan las opciones que se tiene en cuenta.

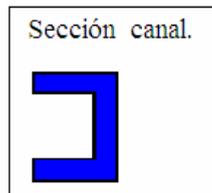
Ilustración 1. Viga con sección rectangular.



Fuente: Los autores.

- ▶ **Sección Rectangular:** Es macizo, pesado, económico y sencillo. Ilustración 1.

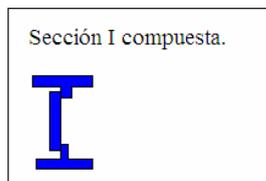
Ilustración 2. Viga con sección de canal.



Fuente: Los autores.

- ▶ **Sección de canal:** Soporta mejor los esfuerzos que el rectangular, sin embargo es inestable bajo cargas de corte. Se lo utiliza solo como larguero auxiliar ó para largueros principales si se utiliza una sección de canal doble. Ilustración 2.

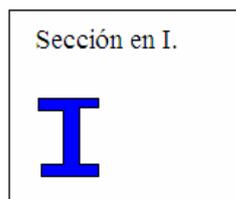
Ilustración 3. Viga con sección en I compuesta.



Fuente: Los autores.

- ▶ **Sección I compuesta:** La sección I compuesta tiene la platabanda inferior y superior del mismo material, mientras que el alma es de diferente calibre y se fija a las paredes mediante remachado. Ver ilustración 3.

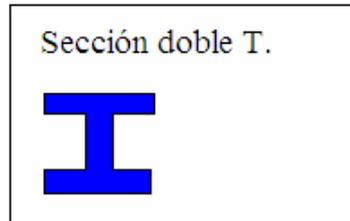
- ▶ **Sección en I:** Posee unas paredes inferiores y superiores unidas mediante el alma.



Fuente: Los autores.

Sección doble T: Tiene buena resistencia a la flexión y es liviano.

Ilustración 4. Viga con sección en doble T.



Fuente: Los autores.

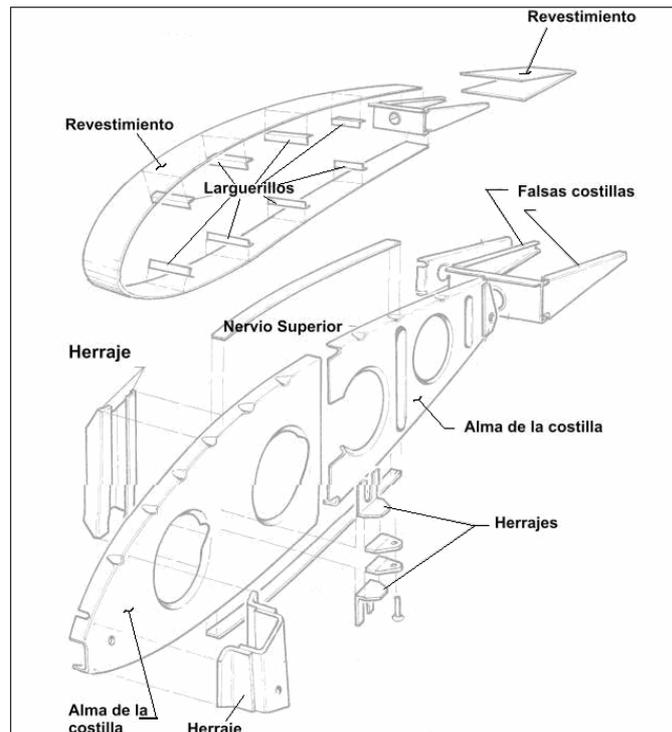
► **Costillas:** Se realizará especial mención en las costillas del ala porque son uno de los componentes principales de esta estructura alar propuesta y de toda configuración alar que se pretenda. Las funciones principales de estas partes son las siguientes:

- Mantener la forma del perfil.
- Transmitir las fuerzas aerodinámicas a los largueros.
- Distribuir las cargas a los largueros.
- Estabilizar el ala contra las tensiones.
- Cerrar las celdas.
- Mantener la separación de los largueros.
- Proporcionar puntos de unión a otros componentes (tren de aterrizaje).
- Formar barreras de contención en los tanques de combustible.

► **Clasificación de las costillas según su función:** Costillas de compresión: Unen los largueros entre sí. Transmiten, distribuyen equitativamente los esfuerzos en los largueros y se colocan donde se producen esfuerzos locales. No siempre se disponen perpendicularmente, pueden colocarse en diagonal; costillas maestras: Mantienen distanciados los largueros y dan rigidez a los elementos; Costillas comunes: No son tan fuertes. Su tarea es la de mantener la forma del perfil y transmitir las fuerzas interiores a los largueros distribuyéndolas en varias partes de ellos; Costillas falsas: Solo sirven para

mantener la forma del revestimiento y se ubican entre el larguero y el borde de ataque o fuga.

Ilustración 5. Partes principales y secundarias del perfil alar.



Fuente: Los autores.

En la ilustración arriba se identificará cada una de las partes anteriormente mencionadas y se tendrán en cuenta como opción en la posible nueva configuración de la estructura alar del acrolite.

3.4.2. Componentes secundarios. Entre los cuales se tienen:

► **Falsas costillas:** Partes de la costilla. Comprenden el nervio superior, el nervio inferior y el alma (si es metálica se suele hacer estampada) proporciona rigidez por deformaciones verticales y diagonales.

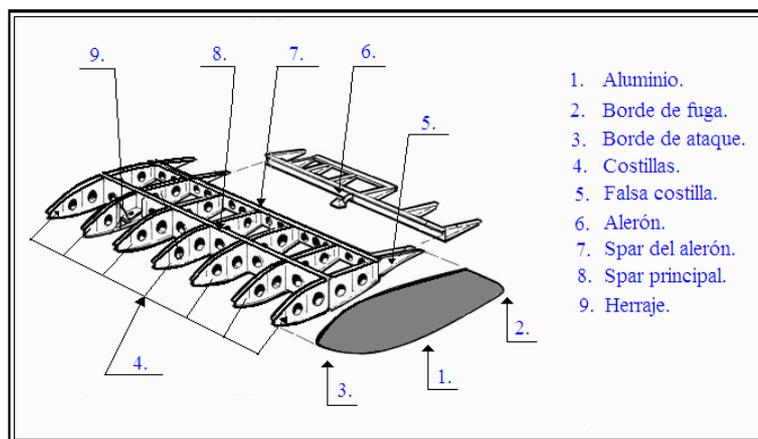
► **Larguerillos.**

► **Refuerzos.**

La primera opción de elección se basa en la recolección de datos realizada en el marco referencial; y se tomaron en consideración para la estructura alar modificada en aluminio, ahora se especificará la opción escogida para cada parte que conforma la nueva ala tomando en consideración la clasificación de componentes mencionada.

3.4.3. Especificaciones físicas del ala: En la ilustración 6 se explica la conformación básica y el aspecto físico que se eligió para el ala en aluminio, tomando como base la configuración del ala original en madera del acrolite; se señalarán sus partes principales; de igual forma como se hizo con la estructura alar en madera.

Ilustración 6. Esquema ala propuesta.



Fuente: Los autores.

En la ilustración 6 se puede observar un nuevo componente que se conoce como aileron spar ó soporte del alerón. Con esta estructura se incrementa la resistencia estructural del ala. De otra forma las costillas son ahuecadas para disminuir el peso de la estructura y la forma de unión es por remachado. (Para el registro detallado de la configuración y

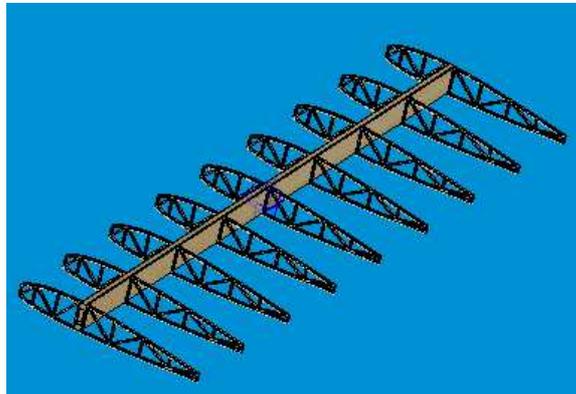
especificaciones del ala en aluminio como de madera del acrolite, ver modelamientos alares y anexos.)

4. PRESENTACIÓN Y ANÁLISIS DE RESULTADOS.

4.1. MODELAMIENTO EN SOLID EDGE ALA EN MADERA.

Para ver los detalles del modelamiento del ala referirse al anexo B.

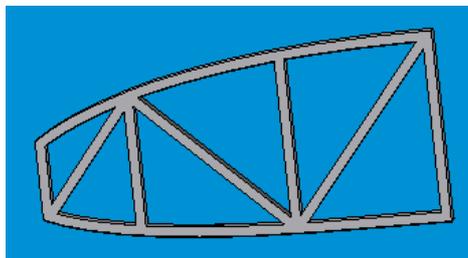
Ilustración 7. Ensamble ala de madera.



Fuente: Los autores.

En la ilustración arriba se ve el ensamblaje del ala en madera; constituida básicamente por 9 costillas con construcción tipo armazón unidas por un soporte principal de sección transversal rectangular.

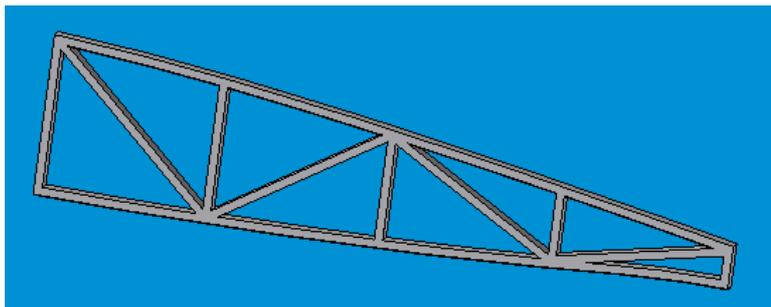
Ilustración 8. Borde de ataque ala de madera.



Fuente: Los autores.

En la ilustración 8 se hace referencia a la punta del perfil que se conoce como borde de ataque; tiene un armazón de forma rígida dispuesta con apoyos transversales a 45 grados que aumentan su resistencia.

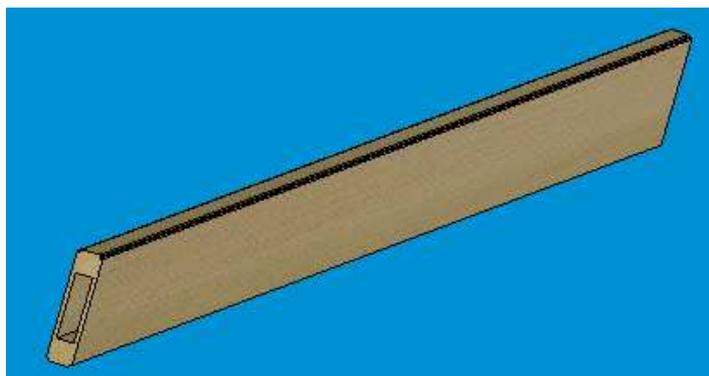
Ilustración 9. Borde de fuga del ala de madera.



Fuente: Los autores.

La ilustración 9 enseña la forma del borde de fuga; es la parte final del perfil; su conformación es una continuación del armazón rígido del borde de ataque por lo tanto los apoyos diagonales están dispuestos a 45 grados.

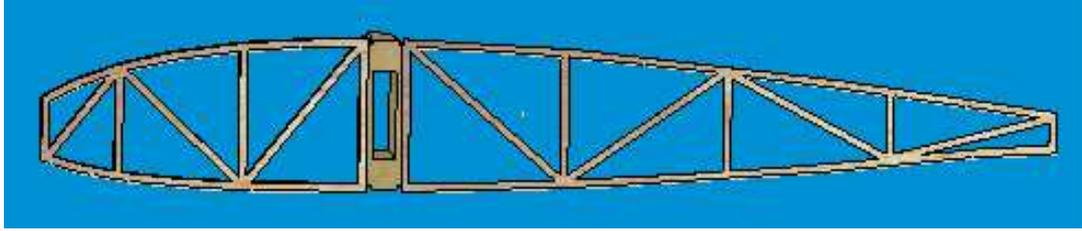
Ilustración 10. Viga principal ala de madera.



Fuente: Los autores.

En la ilustración 10 se muestra la viga principal del ala de madera; tiene una sección transversal rectangular. Sobre esta recaen de 70 al 80 por ciento de los esfuerzos que generan las cargas en el ala.

Ilustración 11. Perfil del ala de madera.



Fuente: Los autores.

En la ilustración 11 se señala el ensamble del perfil; la unión entre borde de ataque, viga principal y borde de fuga; se puede ver toda la disposición del armazón rígido y la forma física del perfil.

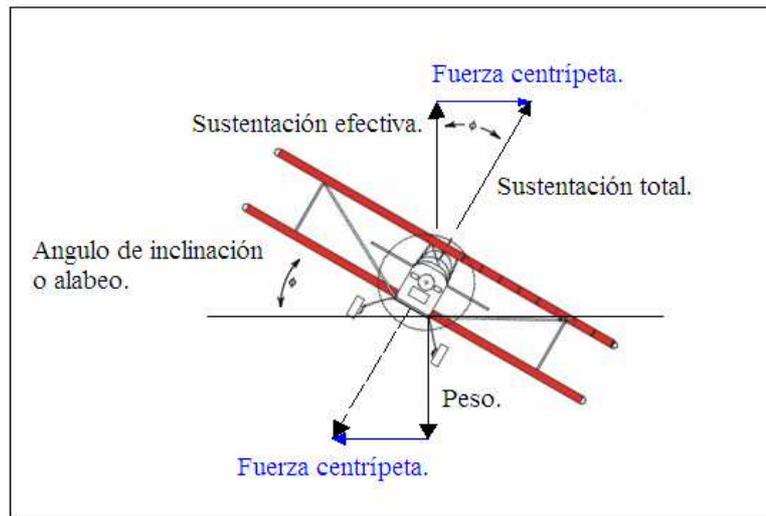
4.2. ANÁLISIS DE FACTORES DE CARGA ALA EN MADERA.

Cuando el acrolite se enfrenta a una ráfaga vertical o realiza una maniobra acrobática mientras se encuentra en vuelo nivelado, estas intentan desplazarlo; Sin embargo toda aeronave tiende a permanecer en su trayectoria de vuelo debido a su propia inercia por esto se resisten al desplazamiento. La habilidad que tiene el acrolite para resistir este desplazamiento se debe en gran parte a su configuración biplano y la capacidad alar que posee.

La carga alar de un avión es igual al peso bruto dividido por la superficie alar; la del acrolite esta en 6.0 Lb/Sq ft. La superficie alar del acrolite no se modifico, el cambio se produjo en los materiales del ala lo que origino una disminución de peso (En el capítulo 5, se establecieron las relaciones de disminuciones de peso para la modificación; referirse a la tabla 9, configuración de los agujeros para la costilla, pagina 94) y de esta forma se elevo su capacidad de maniobrabilidad ya que cuando mayor sea la carga alar o cuando más carga transporte el avión, mayor será su resistencia al desplazamiento ocasionado por una

maniobra brusca o ráfaga. En la figura 12 consecuentemente, la aceleración vertical tiende a ser menor cuando mayor sea la carga transportada.

Figura 12. Fuerzas que actúan en el acrolite.



Fuente: Los autores.

Los vuelos en virajes y maniobras producen un efecto en la velocidad de pérdida el cual es similar al efecto del peso. Para que el acrolite realice un viraje coordinado exige que la componente vertical de la sustentación sea igual a su peso y la componente horizontal sea igual a la fuerza centrífuga que se produce y de ésta manera el acrolite en un giro coordinado desarrolla una sustentación mayor a su peso y como resultado experimenta un aumento en la velocidad de pérdida.

Los cambios bruscos de sustentación son el producto de los cambios de ángulos de ataque a que esta expuesto el acrolite en una maniobra y estos a la vez son el producto de una combinación entre velocidad del avión y aceleración vertical, como la sustentación varía con el cuadrado de la velocidad, las grandes velocidades producen mayores cambios de sustentación que las velocidades menores.

4.2.1. Factores de carga ala en madera: Fuerzas: Cualquier fuerza aplicada en el acrolite para realizar una maniobra y que lo desvíe de su trayectoria de vuelo recto, produce un esfuerzo en su estructura cuya magnitud se denomina factor de carga. El factor de carga es la relación entre la carga de aire total sobre la estructura del avión (sustentación) y el peso bruto del avión ($FC = L/W$) y el cual recae en su totalidad en la estructura alar de un avión por que son los encargados de dicha sustentación. Por ejemplo, un factor de carga de tres significa que la carga total sobre la estructura del acrolite es tres veces mayor a su peso bruto.

Tabla 6. Cálculo factores de carga ala en madera.

Reingeniería y análisis estructural con aplicación de materiales compuestos en el avión acrolite.				
	Área alar. Carga alar. (Ft ²) =	133	6,015037594	Libras/pies cuadrados.
Peso máx. (Lb.)	Factor de carga. (g.)	Capacidad de carga estructural (Lb.)	Factores de seguridad.	Capacidad de carga estructural total. (Lb.)
800,00	5,00	4000	2,5	6000
	4,00	3200	2	4800
	3,00	2400	1,5	3600
	2,00	1600	1	2400
	1,00	800	0,5	1200
	-1,00	-800	-0,5	-1200
	-2,00	-1600	-1	-2400

Fuente: Los autores.

Para ver el origen de las cargas a las cuales se somete la estructura del acrolite ver el anexo D, cálculos estructurales.

En la tabla 6 los factores de carga son expresados generalmente en términos de “g” (gravedad). Cuando un avión está expuesto a 3 g (tres gravedades) en un ascenso por ejemplo, el piloto será comprimido sobre su asiento con una fuerza igual a 3 veces su propio peso. Estos factores son importantes para el piloto, debido a la posibilidad de imponer una sobrecarga peligrosa a la estructura del avión y también porque un factor de carga elevado incrementa la velocidad de pérdida. (Para ver los cálculos de los factores de carga ver los anexos).

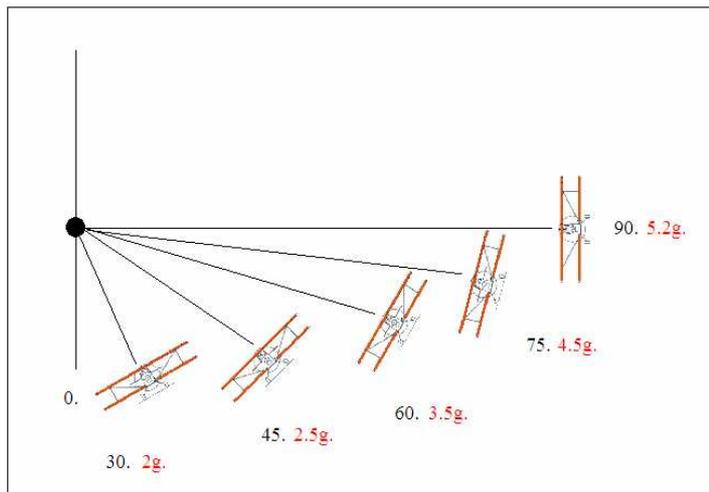
Los valores en color rojo son los factores de carga, la capacidad de carga estructural y la capacidad estructural total que el acrolite con su actual peso y estructura alar que se analizarán en ansys; es importante resaltar que estos son límites máximos a los cuales se expone el modelo.

Los valores para factores de carga mayores son los límites de esfuerzo estructural que el acrolite tendría que soportar para realizar maniobras acrobáticas y que con la propuesta de configuración alar en aluminio se pretende alcanzar ya que con lo actual no resistiría estos límites de carga. Para los factores de carga negativo que se imponen sobre un avión como resultado de una maniobra de nariz abajo son lo contrario a un ascenso. El factor de carga obtenido en una maniobra de nariz abajo es menor que aquel obtenido en una ascenso porque el coeficiente de sustentación máximo negativo es usualmente menor que el coeficiente de sustentación máximo positivo. Además, el piloto como ser humano no puede tolerar tantas “g” negativas como tolera las “g” positivas. Consecuentemente, los aviones están diseñados para soportar menor factor de carga negativo que positivo.

La figura13 es el resultado de las fuerzas que experimenta y que soporta la estructura alar en madera del acrolite. Se tiene que para un giro de 45 grados la estructura alar soporta 2.5 veces su peso máximo; como el avión pesa 800 lb., el ala desarrolla 2000 Lb. de resistencia estructural que significa un aumento de un 1200 lb con relación a la resistencia producida en una gravedad. En un viraje de 60° el factor de carga es de 3.5, por lo tanto el ala experimenta 2800 lb, de carga estructural que significa un aumento 800 libras y en un viraje

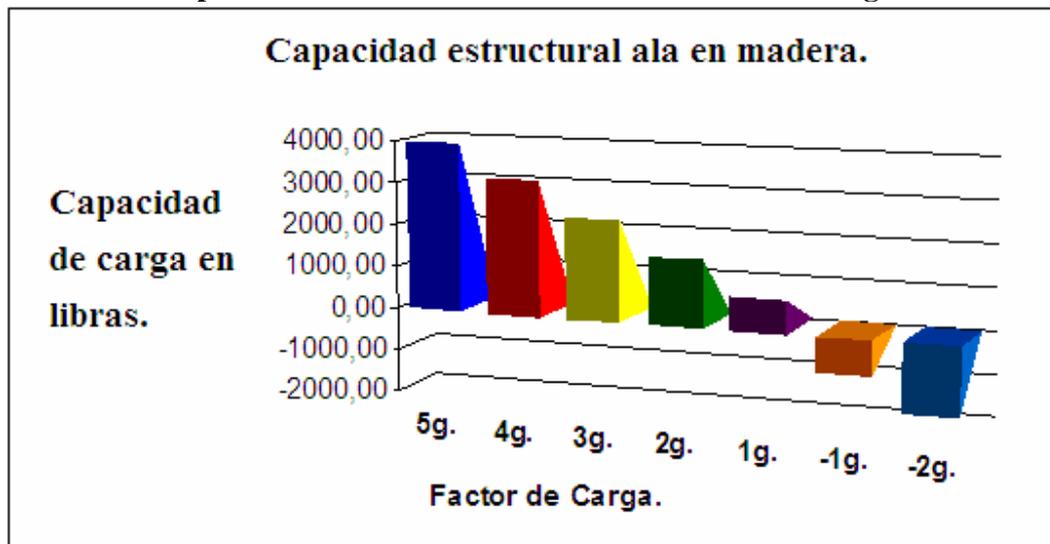
de 75° el factor de carga es de 4.5 lo cual exige una capacidad estructural de 3600 Lb. con un incremento 2200 libras con relación a la resistencia estructural que se experimenta con una gravedad.

Figura 13. Fuerzas de gravedad ala en madera.



Fuente: Los autores.

Ilustración 12. Capacidad estructural ala en madera sin factor de seguridad.

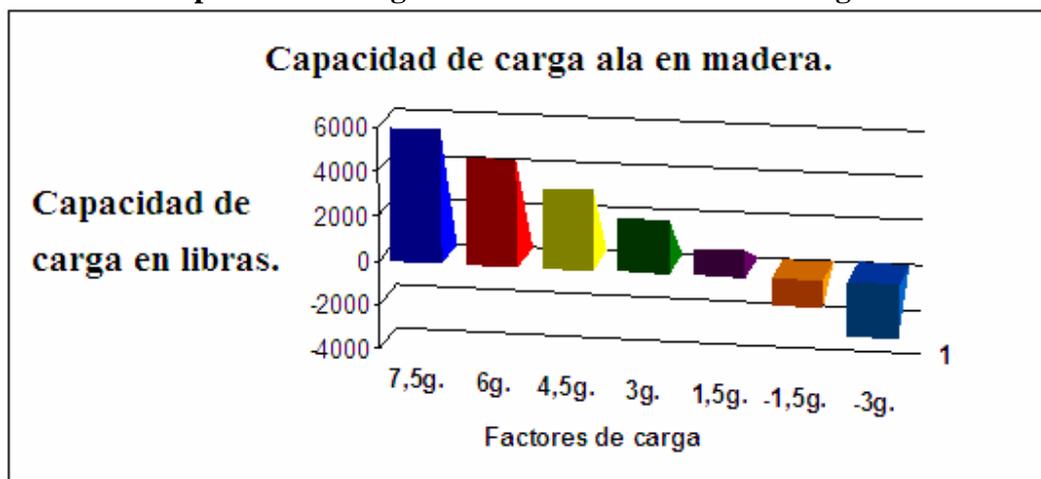


Fuente: Los autores.

La ilustración 12 se refiere a la capacidad de carga que soporta el ala en madera para el rango de factores de carga entre +5 a -2 g; sin tener en consideración el factor de seguridad. La capacidad de carga más alta es producida por el factor de carga más alto es decir que la estructura alar en madera soporta 4000 lb de esfuerzo estructural con un factor de carga de 5g. En el caso de factores de carga negativos la mayor carga alar que soporta el acrolite es de 2000 lb de empuje con un factor de carga de -2g.

La ilustración 13 se refiere a la capacidad de carga que soporta el ala en madera para el rango de factores de carga entre +7.5 a -4.5 g; considerando el factor de seguridad. La carga estructural más alta es producida por el factor de carga más alto es decir que la estructura alar en madera soporta 6000 lb de esfuerzo estructural con un factor de carga de 7.5g. En el caso de factores de carga negativos el mayor esfuerzo alar que soporta el acrolite es de 2400 lb con un factor de carga de -3g.

Ilustración 13. Capacidad de carga ala en madera con factor de seguridad.



Fuente: Los autores.

► **Velocidades:** Como el acrolite tiene una velocidad de pérdida sin potencia para vuelo nivelado de 40 MPH con 800 libras de peso lo cual significa un factor de carga igual a 1 ó “1g”; y como la **velocidad de pérdida** varía con la raíz cuadrada del factor de carga (**VS2**

= **VS1 x raíz cuadrada de FC**) el avión estará en pérdida a 64.37 MPH en un viraje de 45°, a 75 MPH en un viraje de 60° y a 84.5 MPH en un viraje de 75°.

VS1 = Velocidad de pérdida a 1G

VS2 = Velocidad de pérdida en vuelo a valores distintos de 1G

G = Factor de carga para la condición 2

Tabla 7. Velocidades de pérdida ala en madera.

Reingeniería y análisis estructural con aplicación de materiales compuestos en el avión acrolite.						
Velocidades de pérdida para diferentes factores de carga.						
Vstall. (MPH)	CAA.	Factores de	Vstall (MPH).	según FC.	En KMH	
40		5,00	89,4427191		143,9356957	
Vstall. (KMH)	CAA.	4,00	80		128,74	
64,37		3,00	69,2820323		111,4921105	
		2,00	56,56854249		91,03292701	
		1,00	40		64,37	
		-1,00	40		64,37	
		-2,00	56,56854249		91,03292701	

Fuente: Los autores.

La tabla 7 son las correspondientes velocidades de entrada en pérdida del acrolite sometido a diferentes cargas alares según el viraje realizado. Para 5g la velocidad de entrada en pérdida es de 89 MPH y este es límite para realizar una maniobra. Se puede sobrepasar esta velocidad con la adición del 50% en el factor de carga y que corresponde a 7.5g ó 109 MPH, sin embargo es necesario no sobrepasar este límite porque la resistencia estructural del ala estaría por fuera del factor de seguridad. Para las maniobras en la cual la aeronave

sigue una trayectoria descendente, el límite de resistencia a la rotura es de -2g lo que corresponde a 56 MPH para maniobras. No se debe exceder las -3g ó 70 MPH con nariz abajo porque la estructura se fracturaría.

4.3. ANÁLISIS ESTRUCTURAL ANSYS CAE. (COMPUTER AIDED ENGINEERING.).

Se realizaron para el ala en madera 8 análisis de esfuerzos estructurales; entre los cuales se tiene:

1. Para 700 y 1050 libras de carga aplicadas en un mismo punto y distribuidas a lo largo de la estructura, con 245, 857 y 1274.5 libras de peso que representan las fuerzas de gravedades en ángulos de virajes distintos.

Se mostraran los resultados para 700 libras de empuje con 245 libras de peso y la distribución de este empuje a lo largo del ala en madera con el mismo peso.

Para ver los detalles de todos los análisis realizados a ala en madera referirse al disco compacto adjunto a este trabajo de investigación y anexo C.

Ansys fue usado en conjunto con solid edge; que de igual forma ambos constituyen apoyos para el desarrollo ingenieril en la solución de análisis estructurales; la interacción de ellos simulan condiciones de cargas estructurales y térmicas bajo las cuales el ala esta sometida. La simulación incluye factores ya sabidos sobre el diseño y modelamiento como de las propiedades del material por cada cuerpo, comportamientos entre superficies de contacto en el ensamble, y condiciones de carga como lo son tipos y magnitudes. El resultado de esta simulación será un posible comportamiento bajo las condiciones propuestas y como el diseño podría ser mejorado; los criterios de alerta los definimos como guías de evaluación para la calidad de los resultados de los cálculos y aceptabilidad de los valores en el contexto de los requerimientos del diseño.

No obstante no se puede aceptar o rechazar este diseño solamente con los datos presentados en este reporte; ya que es necesario para todo diseño; la evaluación de prácticas experimentales, test físicos e ingenieros ya especializados sobre un posible prototipo de la estructura. De esta manera se evalúa integralmente y con medidas precisas cualquier proyecto de diseño o modificación.

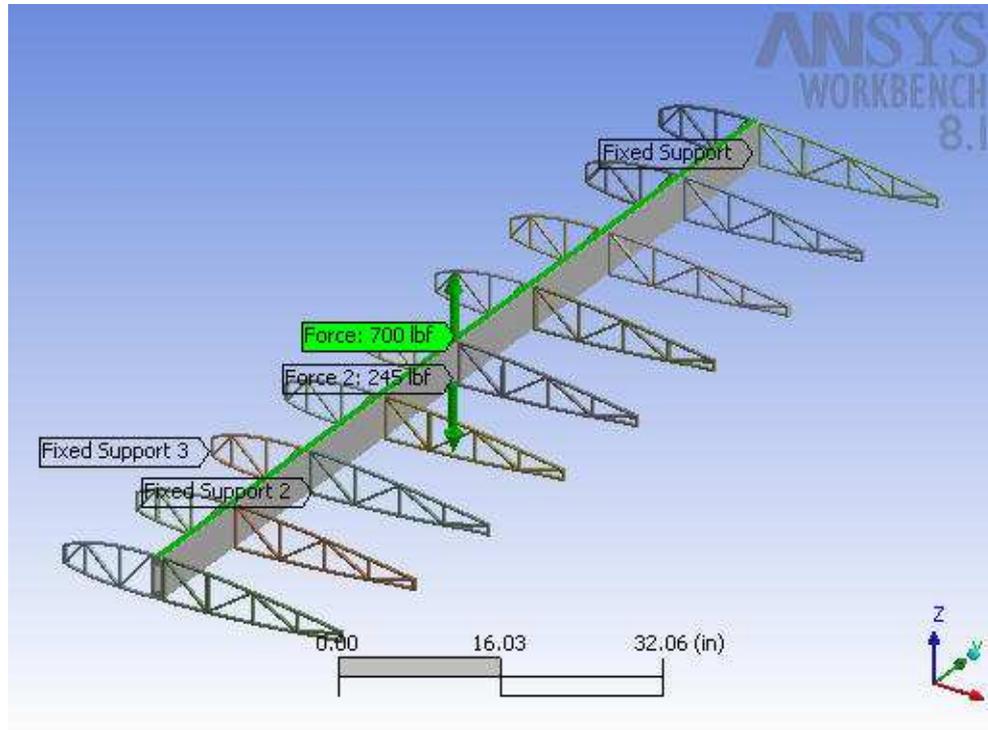
La siguiente información y reporte esta basada en Solid edge assembly, se considera los efectos de contacto cuerpo a cuerpo, cargas estructurales y empotramientos; se calculan factores y márgenes de seguridad basados en máximo esfuerzo de tensión equivalente, esfuerzo cortante y análisis de fatiga a lo largo de la estructura.

Cada análisis esta dividido en un escenario y a su vez este contiene la presentación del modelo donde se reconoce: El ensamble de la estructura en solid edge, el nombre de cada pieza, su material, masas, volúmenes, cantidad de nodos y elementos finitos con el fin de analizarlos; a su vez reconoce las dimensiones, el peso total de la estructura y el volumen del modelo. Bajo este orden de ideas se obtuvo:

- ▶ **Modelo:** Ala madera.
- ▶ **Material:** Madera pino.
- ▶ **Dimensiones:** 32.75 por 108.0 por 4.96 a lo largo del eje X, Y, Z respectivamente.
- ▶ **Masa:** 45.8 Lbm.
- ▶ **Volumen:** 457.3 in.
- ▶ **Nodos:** 37677.
- ▶ **Elementos finitos:** 3760.

Este escenario también contiene el entorno bajo el cual se analizará el modelo, por lo tanto éste especifica las cargas estructurales a que se sometió el modelo y los soportes donde se empotro la estructura.

Ilustración 14. Entorno geometría ala en madera.



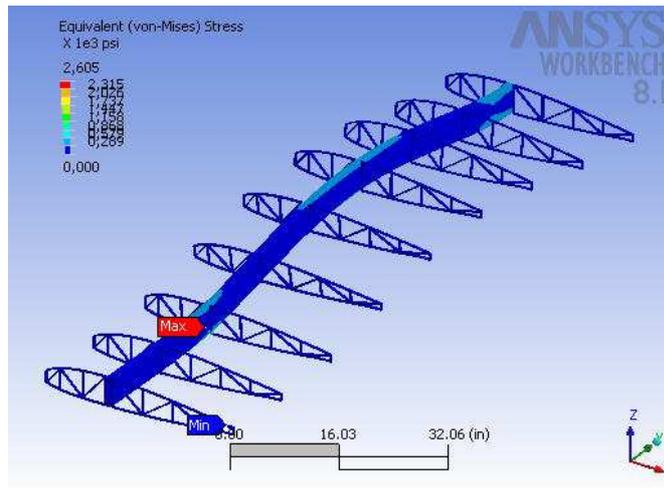
Fuente: Ansys CAE.

En la ilustración 14 se determinó que las condiciones de carga son dos; una fuerza de sustentación de 700 Lbf y 245 Lbf en el eje de gravedad aplicada en un solo punto eje Z; empotrada en el origen del modelo y en la séptima costilla que originaron las siguientes reacciones:

- ▶ Soporte número uno (fix support): Fuerza de reacción de 210.09 lbf y un momento de 2,624.64 lbf·in.
- ▶ Soporte número dos (fix support 2): Fuerza de reacción de 150.68 lbf y un momento de 1,470.07 lbf·in.
- ▶ Soporte número tres (fix support 3): Fuerza de reacción de 162.44 lbf y un momento de 777.6 lbf·in.

En el escenario también aporta la solución a las condiciones presentadas y definidas en el entorno de la geometría para el modelo ala en madera.

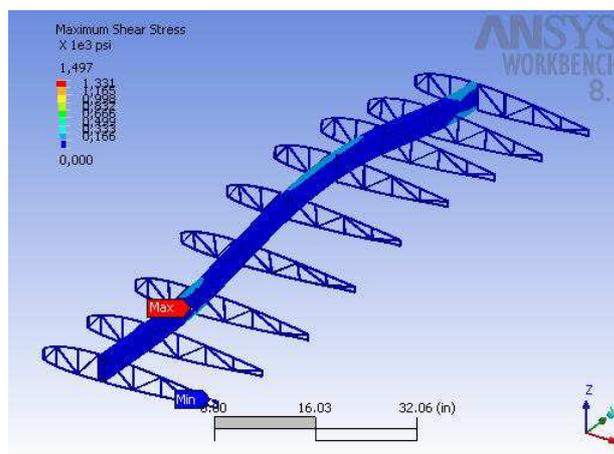
Ilustración 15. Estrés equivalente ala en madera.



Fuente: Ansys CAE.

El estrés equivalente presentado en el ilustración 15 arrojo un resultado mínimo de 5.63×10^{-5} psi y un máximo de 2,604.9 psi, el azul predominante del modelo significa que el factor de seguridad para este esfuerzo esta en los limites. Sin área critica.

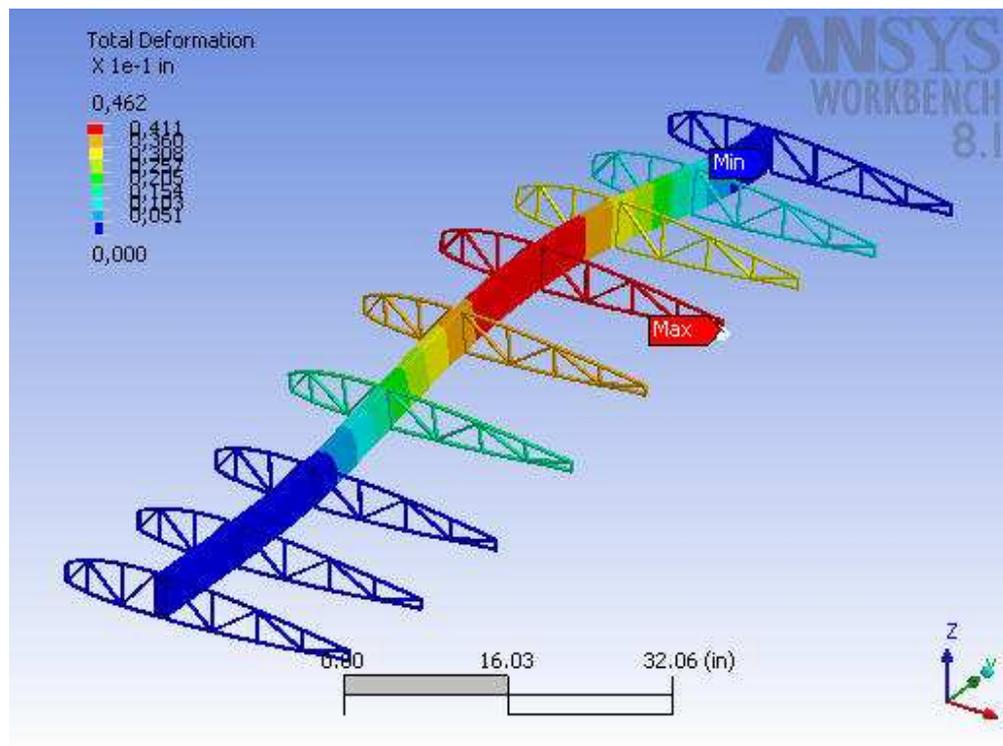
Ilustración 16. Máximo esfuerzo cortante ala en madera.



Fuente: Ansys CAE.

El máximo esfuerzo cortante presentado en la ilustración 16 arrojo un resultado mínimo de 3.17×10^{-5} psi y un máximo de 1,497.46 psi. No presenta áreas críticas.

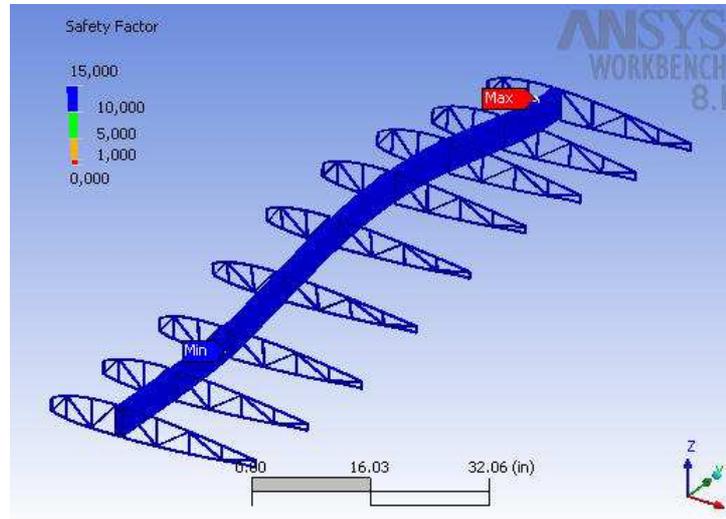
Ilustración 17. Deformación total ala en madera.



Fuente: Ansys CAE.

La deformación total presentada en la ilustración 17 arrojo un resultado mínimo de 0.0 in y un máximo de 4.62×10^{-2} in. No presenta áreas críticas. Después de estudiar los límites para el modelo según los esfuerzos calculados; Ansys proporciona los factores y márgenes de seguridad requeridos para cada uno de ellos dependiendo del material. Los resultados arrojados fueron los siguientes:

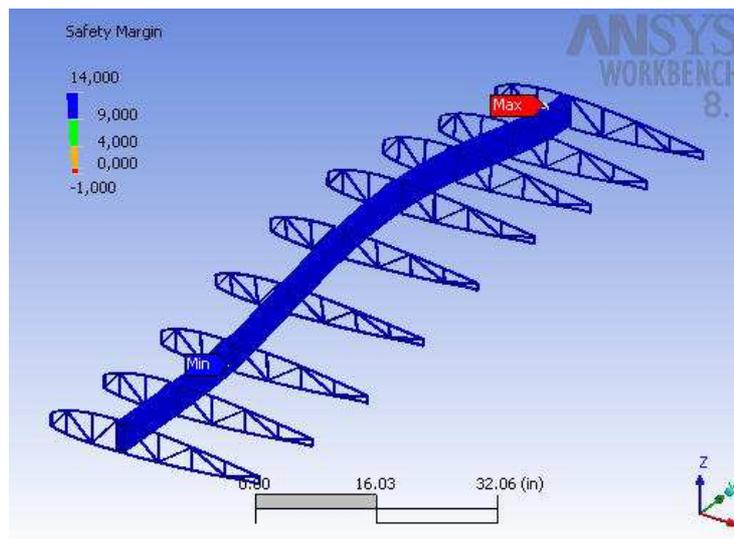
Ilustración 18. Factor de seguridad para esfuerzo equivalente.



Fuente: Ansys CAE.

Para la ilustración 18 el factor de seguridad mínimo para este esfuerzo es de 2.78 y el límite según las herramientas de Ansys es 1; por lo tanto esta fuera de los límites en 1.78 y el área es crítica.

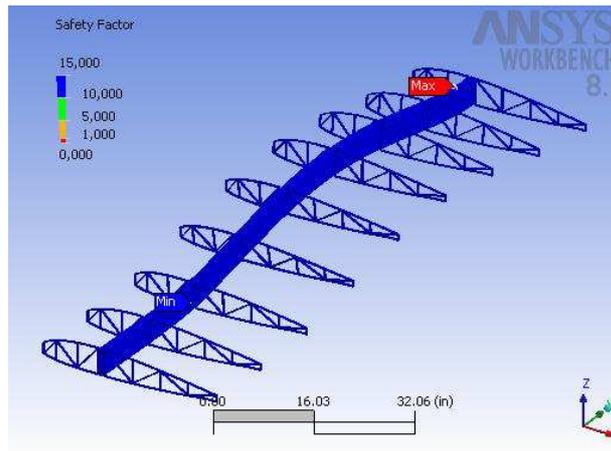
Ilustración 19. Margen de seguridad para esfuerzo equivalente.



Fuente: Ansys CAE.

Para la ilustración 19 el margen de seguridad mínimo para este esfuerzo es 1.78 y el límite según las herramientas de Ansys es 0; por lo tanto esta fuera de los límites en 1.78 y el área es crítica.

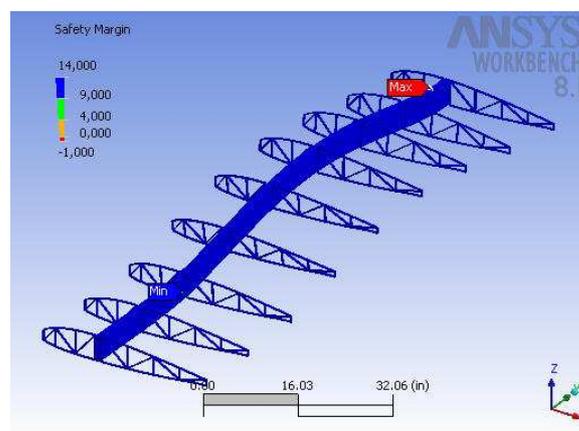
Ilustración 20. Factor de seguridad para esfuerzo de cortante.



Fuente: Ansys CAE.

Para la ilustración 20 el factor de seguridad mínimo para este esfuerzo es de 2.42 y el límite según las herramientas de Ansys es 1; por lo tanto esta fuera de los límites en 1.42 y el área es crítica.

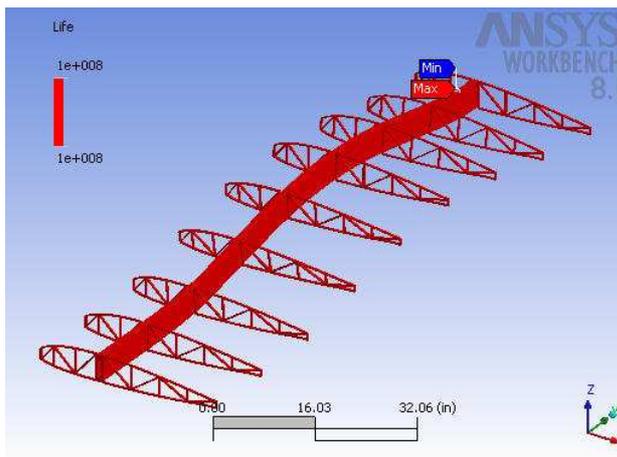
Ilustración 21. Margen de seguridad para esfuerzo cortante.



Fuente: Ansys CAE.

Para la ilustración 21 el margen de seguridad mínimo para este esfuerzo es 1.42 y el límite según las herramientas de Ansys es 0; por lo tanto esta fuera de los límites en 1.42 por lo tanto el área es crítica.

Ilustración 22. Fatiga ala en madera.



Fuente: Ansys CAE.

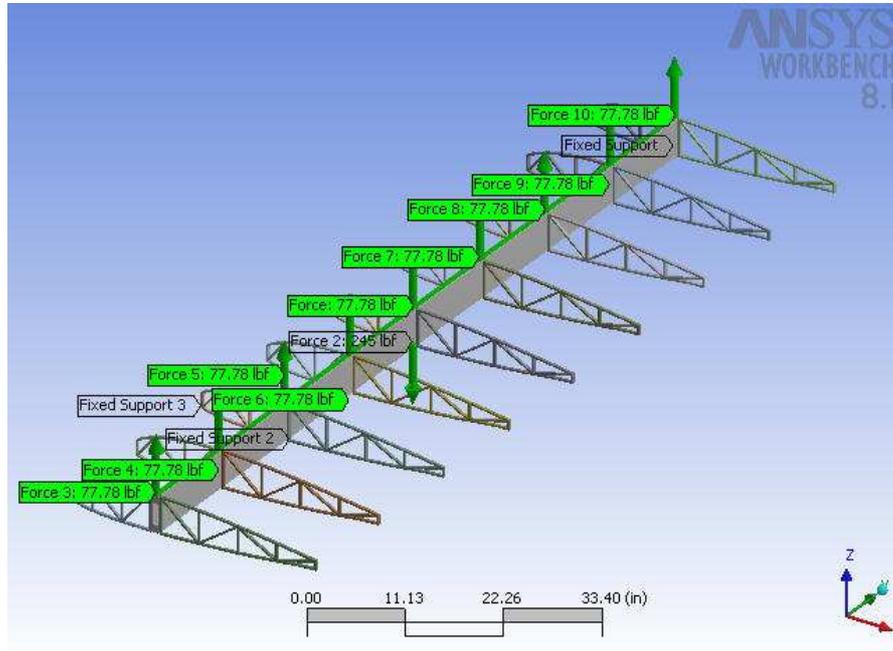
Como se ha mostrado en las ilustraciones de este capítulo, la estructura del ala en madera esta en los límites para los esfuerzos que esta soportando; como lo muestra la ilustración 22 el límite de vida por fatiga para el ala en madera esta en su máximo, para Ansys el mínimo y máximo de vida de la estructura esta en 1.0×10^8 ciclos dando ansys como conclusión que es un área crítica.

Tabla 8. Resumen esfuerzos aplicados en un punto ala en madera.

Nombre esfuerzo.	Mínimo.	Máximo.	Área crítica.
Estrés equivalente. (Von misses)	5.63×10^{-5} psi	2,604.9 psi	Limite.
Máximo esfuerzo cortante.	3.17×10^{-5} psi	1,497.46 psi	Limite.
Deformación total.	0.0 in	4.62×10^{-2} in	Limite.

Fuente: Ansys CAE.

Ilustración 23. Entorno ala en madera distribución carga.

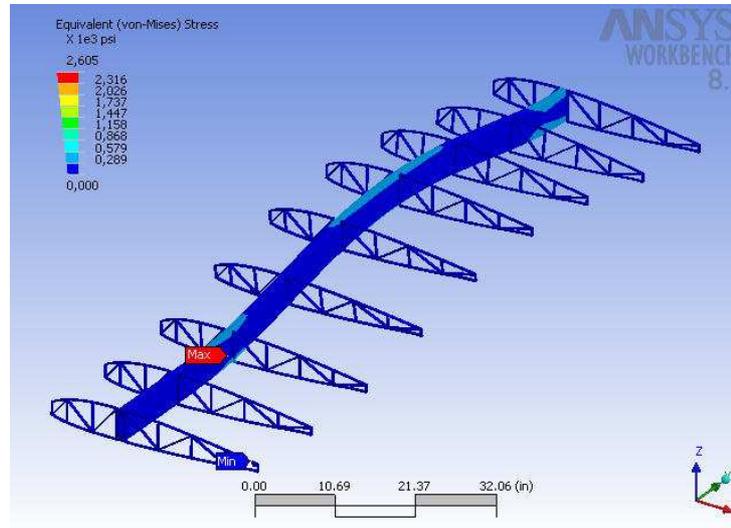


Fuente: Ansys CAE.

Como se muestra en la ilustración 23 la capacidad de carga se distribuyó a lo largo de toda el ala entre cada costilla, con una magnitud de 77.78 libras y un peso de 245 libras; empotrada en el origen y en la séptima costilla que originaron las siguientes reacciones:

- ▶ Soporte número uno (fix support): Fuerza de reacción de 210.1 lbf y un momento de 2,624.76 lbf·in.
- ▶ Soporte número dos (fix support 2): Fuerza de reacción de 150.69 lbf y un momento de 1,470.14 lbf·in.
- ▶ Soporte número tres (fix support 3): Fuerza de reacción de 162.44 lbf y un momento de 777.63 lbf·in.

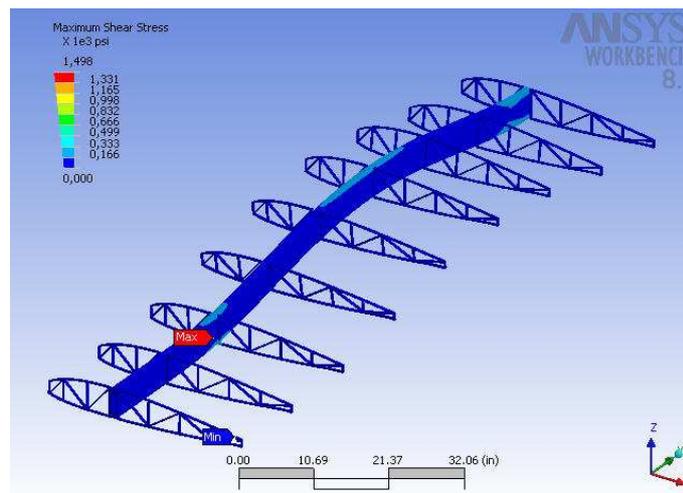
Ilustración 24. Estrés equivalente carga distribuida ala en madera.



Fuente: Ansys CAE.

El estrés equivalente presentado en el ilustración 24 arrojó un resultado mínimo de 5.63×10^{-5} psi y un máximo de 2,605.01 psi, el azul predominante del modelo significa que el factor de carga este esfuerzo esta en los limites. Sin área critica.

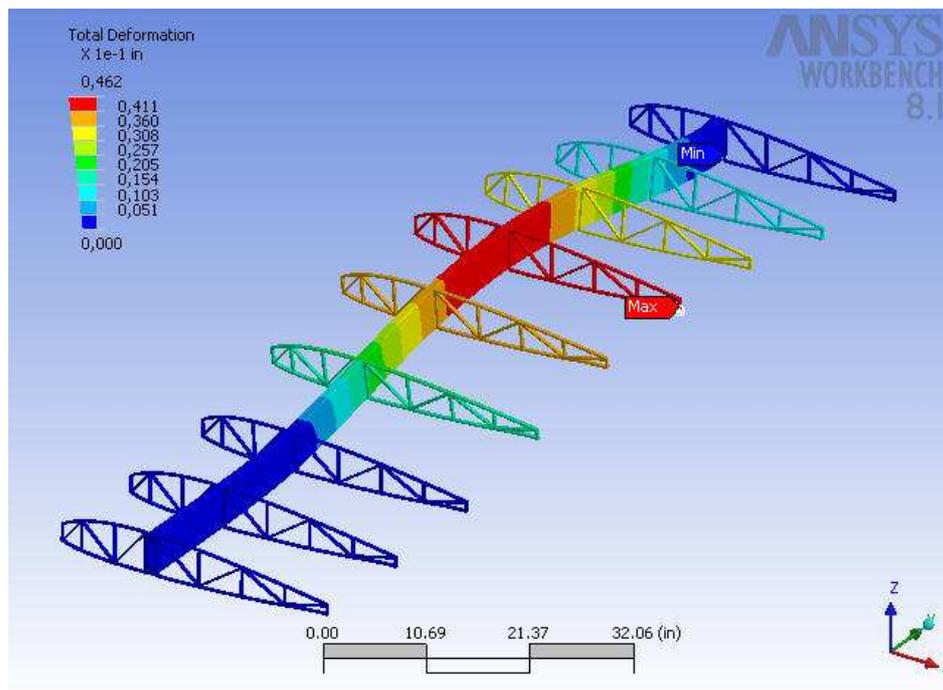
Ilustración 25. Máximo esfuerzo cortante distribución carga.



Fuente: Ansys CAE.

El máximo esfuerzo cortante presentado en la ilustración 25 arrojo un resultado mínimo de 3.17×10^{-5} psi y un máximo de 1,497.53 psi. No presenta áreas críticas.

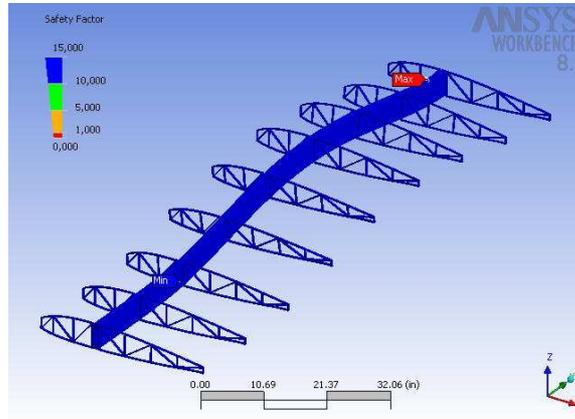
Ilustración 26. Deformación total carga distribuida ala en madera.



Fuente: Ansys CAE.

La deformación total presentada en la ilustración 26 arrojo un resultado mínimo de 0.0 in y un máximo de 4.62×10^{-2} in. No presenta áreas críticas. Después de estudiar los límites para el modelo según los esfuerzos calculados; Ansys proporciona los factores y márgenes de seguridad requeridos para cada uno de ellos dependiendo del material. Los resultados arrojados fueron los siguientes:

Gráfica 1. Factor de seguridad para esfuerzo equivalente carga distribuida.

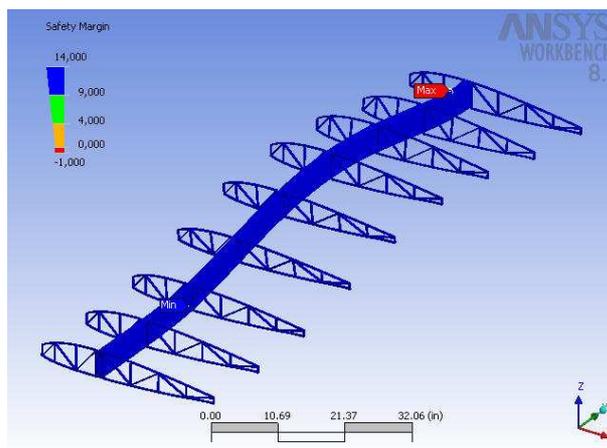


Fuente: Ansys CAE.

Para la gráfica 1 el factor de seguridad mínimo para este esfuerzo es de 2.78 y el límite según las herramientas de Ansys es 1; por lo tanto esta fuera de los límites en 1.78 y el área es crítica.

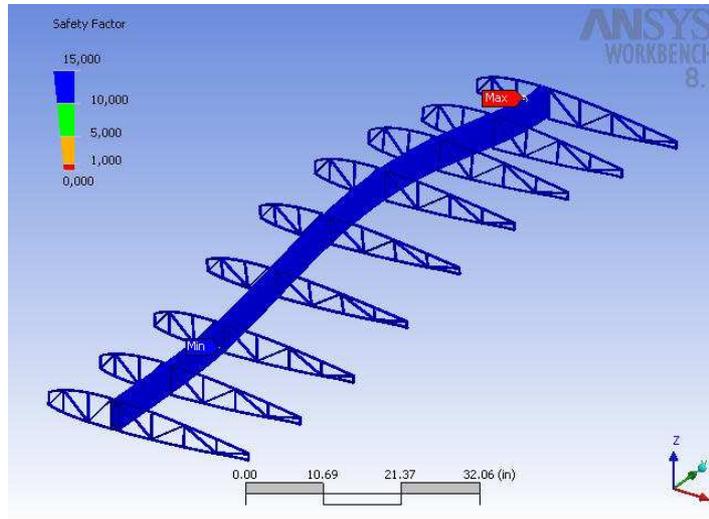
Para la gráfica 2 el margen de seguridad mínimo para este esfuerzo es 1.78 y el límite según las herramientas de Ansys es 0; por lo tanto esta fuera de los límites en 1.78 y el área es crítica.

Gráfica 2. Margen de seguridad esfuerzo equivalente carga distribuida.



Fuente: Ansys CAE.

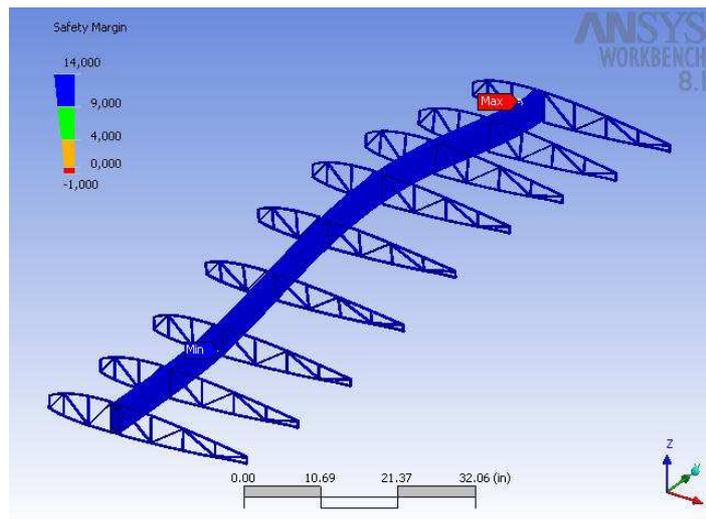
Gráfica 3. Factor de seguridad para esfuerzo cortante carga distribuida.



Fuente: Ansys CAE.

Para la gráfica 3 el factor de seguridad mínimo para este esfuerzo es de 2.42 y el límite según las herramientas de Ansys es 1; por lo tanto esta fuera de los límites en 1.42 y el área es crítica. Lo anterior hace referencia a que la estructura esta sometida a un esfuerzo cortante alto pero no hasta la ruptura.

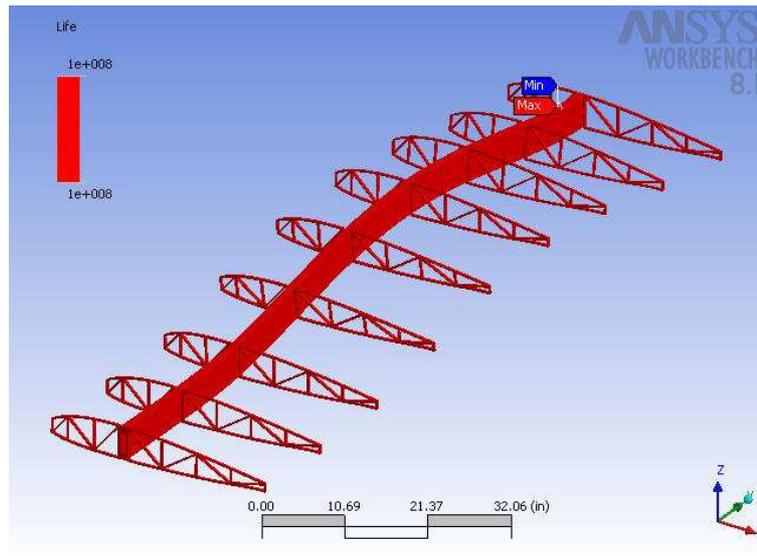
Gráfica 4. Margen de seguridad para esfuerzo cortante carga distribuida.



Fuente: Ansys CAE.

Para la gráfica 4 el margen de seguridad mínimo para este esfuerzo es 1.42 y el límite según las herramientas de Ansys es 0; por lo tanto esta fuera de los límites en 1.42 por lo tanto el área es crítica.

Gráfica 5. Fatiga ala madera carga distribuida.



Fuente: Ansys CAE.

De igual forma se han mostrado las gráficas del ala en madera con la sustentación distribuida; se evidencia que está en los límites para los esfuerzos que esta soportando; como lo muestra la gráfica 5 el limite de vida por fatiga para el ala en madera esta en su máximo, para Ansys el mínimo y máximo de vida de la estructura esta en 1.0×10^8 ciclos por lo tanto es un área crítica.

5. DESARROLLO INGENIERIL.

5.1. MODELAMIENTO DEL ALA PROPUESTA EN ALUMINIO.

5.1.1. Generalidades: Ala de aluminio: La configuración alar modificada se definiría como la respuesta a la falta de resistencia estructural que actualmente presenta el modelo acrolite bajo los estudios realizados, ya que la exigencia de las acrobacias estarán por encima de los límites recomendados del modelo. Se analizará esta modificación bajo los factores de carga para acrobáticos según los RAC.

Por otra parte también con esta modificación, se pretende mejorar las prestaciones del modelo, en cuanto a peso se refiere; con la utilización de materiales actuales de aviación, como lo es el caso de aluminio 2024-T3 (que presenta características de peso bajas, y resistencias estructurales altas), respecto a la construcción en madera. El análisis que se realizó se enfocó básicamente a la parte estructural de las alas, por lo cual los parámetros como tipo de perfil, cuerda, envergadura, carga alar, área, número de alas y número de costillas serán las mismas que se utilizaron para el ala en madera.

(Ver tabla 2 especificaciones físicas del Acrolite) pagina 44.

► **Costillas:** Basándose en el perfil original, la construcción se realizará con lámina de aluminio 2024-T3; de igual forma se realizarán dos secciones (leading edge rib) (trailing edge rib), que serán remachadas a la viga principal.

En la sección de borde de ataque (leading edge rib), se encuentran dos (2) agujeros, que ayudarán a aumentar la resistencia y también a disminuir el peso, mediante el proceso avellanado en los bordes de los mismos; en la sección de borde de fuga (trailing edge rib), se encontrará de igual forma tres agujeros de estos con los mismas funciones. El diámetro y la ubicación de los agujero anteriormente nombrados, se ubicaron de tal forma, que no generaran puntos fatiga por falta de material.

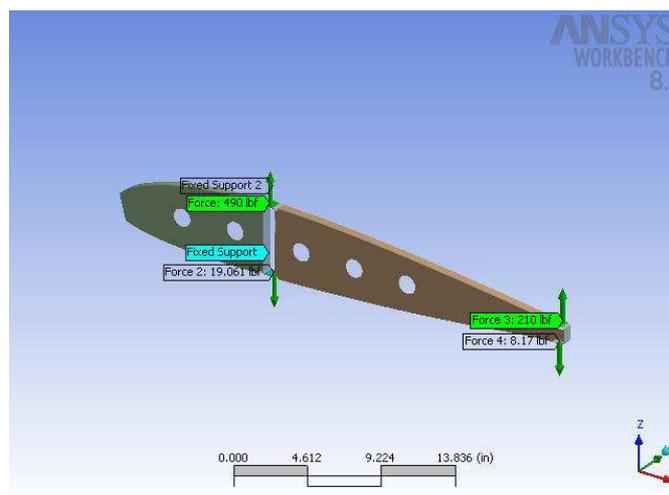
Para hallar la mejor configuración de la distribución de los agujeros y la relación entre peso y resistencia, se llevo a cabo con la modelación y análisis posterior en Ansys cinco disposiciones de la costilla en la sección de borde de fuga con diferentes diámetros. A continuación se relaciona los resultados de las pruebas:

Tabla 9. Configuración de los agujeros para la costilla.

Diámetros.	Esfuerzos (LE).	Esfuerzos (TE).	Área crítica. (por fatiga)
1.8 in	(+) 490 lb (-) 19.061 lb	(+) 210 lb (-) 8.17 lb	Normal
1.95 in	(+) 490 lb (-) 19.061 lb	(+) 210 lb (-) 8.17 lb	Normal
2.24 in	(+) 490 lb (-) 19.061 lb	(+) 210 lb (-) 8.17 lb	Normal
2.54 in	(+) 490 lb (-) 19.061 lb	(+) 210 lb (-) 8.17 lb	Limite.
2.63 in	(+) 490 lb (-) 19.061 lb	(+) 210 lb (-) 8.17 lb	Excedido
2.83 in	(+) 490 lb (-) 19.061 lb	(+) 210 lb (-) 8.17 lb	Ruptura

Fuente: Los autores.

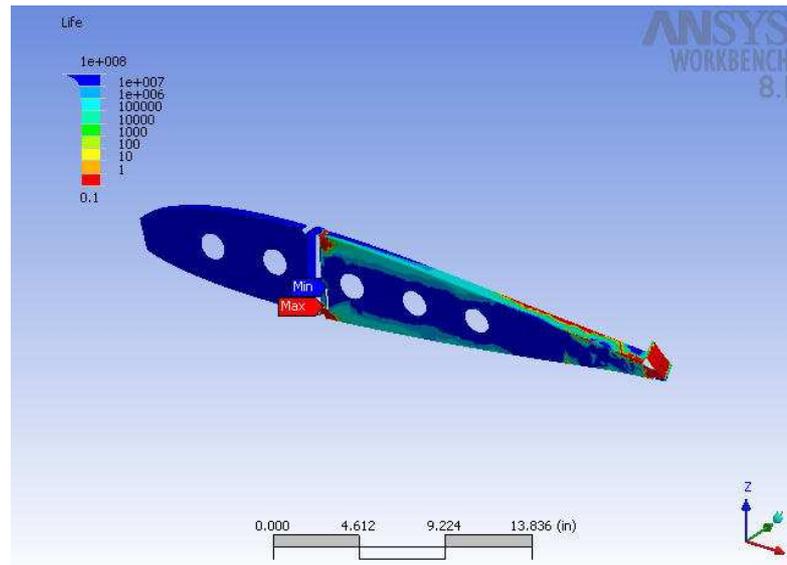
Figura 14. Agujero de 1.8 in. Costilla en aluminio.



Fuente: Ansys CAE.

La figura 14 muestra el entorno bajo el cual se analizó la primera disposición de agujeros para la costilla. Presenta 5 agujeros distribuidos 3 en la sección de la caja y 2 en el borde de ataque, de 1.8 pulgadas de diámetro.

Figura 15. Áreas críticas por fatiga para la costilla.



Fuente: Ansys CAE.

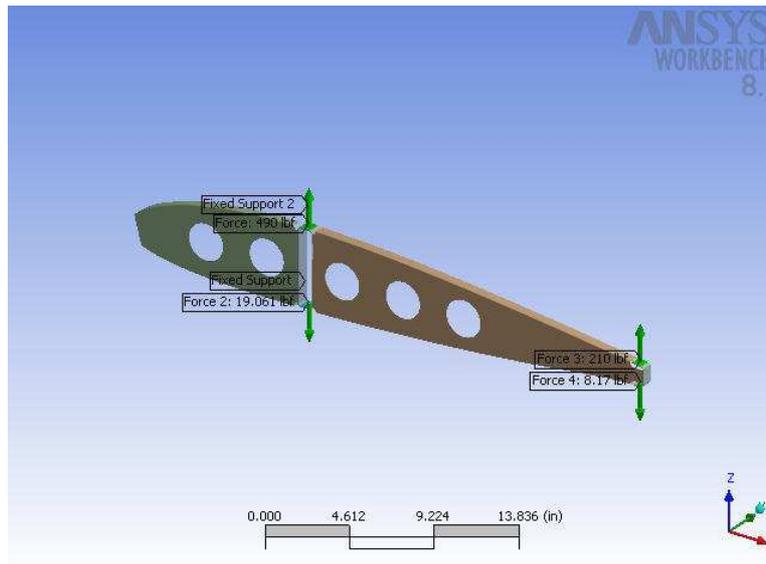
La figura 15 presenta la vida aproximada de la costilla, que son 100000 ciclos bajo los esfuerzos señalados en el entorno de la pieza. No presenta riesgos significativos según los esfuerzos; sin embargo fue necesario desarrollar más estudios para optimizar el alivio de peso que se requería y balancear la relación entre resistencia-peso. La masa bajo esta configuración era de 0.30 libras.

El factor de seguridad para esta primera disposición está entre 5 y 10, lo cual deja un margen muy alta para falla por fatiga pero a costa del un peso relativamente alto. Para ver los detalles de la simulación referirse a la carpeta de simulaciones adjunto al documento.

La figura 16 muestra el entorno bajo el cual se analizó la tercera disposición de agujeros para la costilla. Presenta la misma distribución de 5 agujeros, 3 en la sección de la caja y 2

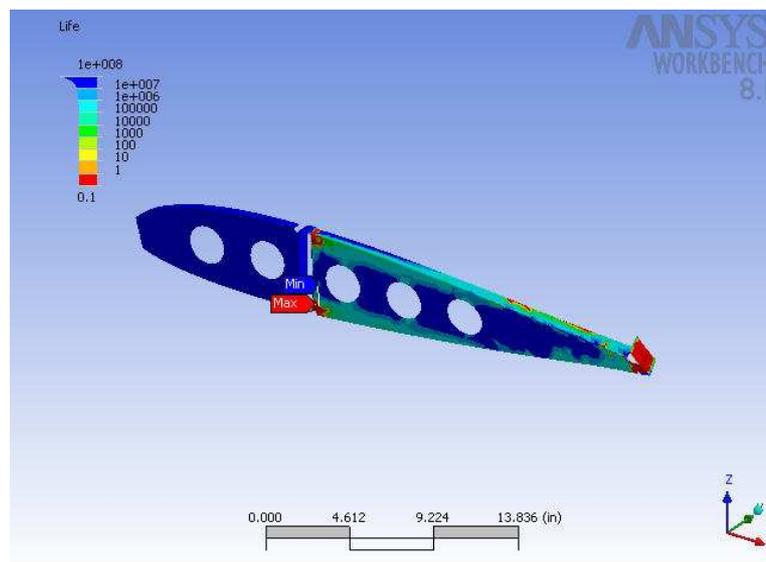
en el borde de ataque, de 2.24 pulgadas de diámetro agregando 0.45 pulgadas respecto a la disposición inicial.

Figura 16. Agujero de 2.24 in. Costilla en aluminio.



Fuente: Ansys CAE.

Figura 17. Áreas críticas por fatiga. Agujero de 2.24 in de diámetro.

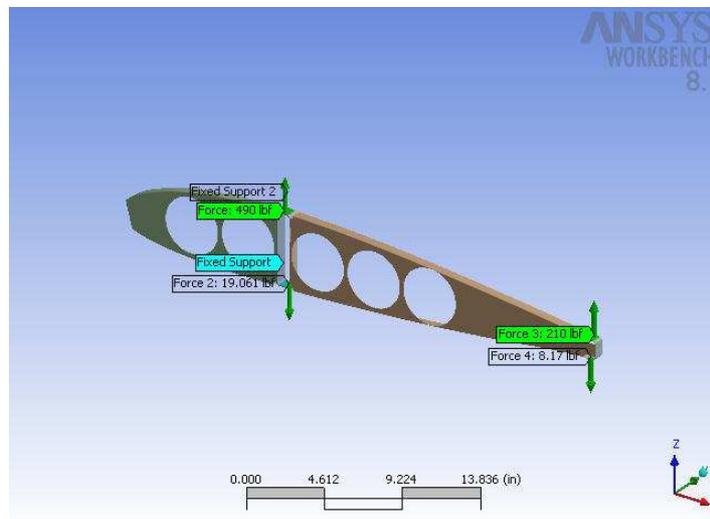


Fuente: Ansys CAE.

La figura 17 presenta la vida aproximada de la costilla entre un rango de 100000 y 10000 ciclos bajo los esfuerzos señalados en el entorno de la pieza. No presenta riesgos significativos según los esfuerzos; sin embargo ya se presenta fatiga hacia el perímetro de los agujeros lo que representa límites de trabajo de la pieza. La masa para esta disposición fue de 0.24 libras. Se estableció que este era el diámetro buscado porque la relación entre peso/resistencia era optima bajo un factor de seguridad pertinente, claro esta que para concluir esto fue necesario desarrollar más estudios de los cuales se relaciona a continuación la ruptura de la pieza para un diámetro mayor; es decir donde la relación de peso era mucho menor pero la resistencia era muy poca.

El factor de seguridad para esta primera disposición esta entre 2 y 5, lo cual deja un margen de equilibrio por fatiga pertinente para esta pieza. Para ver los detalles de la simulación referirse a la carpeta de simulaciones adjunto al documento.

Figura 18. Ruptura costilla en aluminio. Agujero de 2.83 in de diámetro.

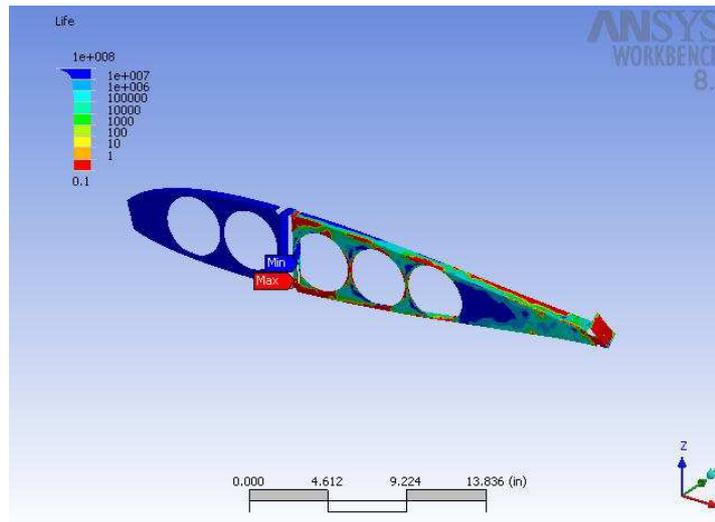


Fuente: Ansys CAE.

La figura 18 muestra el entorno bajo el cual se analizo la quinta disposición de agujeros para la costilla; ruptura de la pieza ya que los perímetros de los agujeros están bordeando los limites de la estructura, no tienen margen de falla. Presenta la misma distribución de 5

agujeros, 3 en la sección de la caja y 2 en el borde de ataque, de 2.83 pulgadas de diámetro agregando 1.02 pulgadas respecto a la disposición inicial.

Figura 19. Áreas críticas y zonas de ruptura. Costilla ala en aluminio.



Fuente: Ansys CAE.

La figura 19 presenta la vida aproximada de la costilla entre un rango de 0.1 y 100 ciclos bajo los esfuerzos señalados en el entorno de la pieza. Presenta riesgos muy elevados en el perímetro de la costilla y en los empotramientos de las vigas según los esfuerzos estudiados; presenta fatiga en periodos cortos de trabajo; es decir que la pieza esta sobre los límites de trabajo de la pieza. La masa para esta disposición fue de 0.22 libras. Se estableció que este diámetro desequilibra la relación entre peso/resistencia ya que se alivia el peso en 0.02 libras, pero la resistencia es demasiado baja y no garantiza seguridad. El factor de seguridad no es pertinente según la pieza, para esta disposición esta entre 0 y 1, lo cual no deja un margen de equilibrio por fatiga pertinente para esta pieza. Para ver los detalles de la simulación referirse a la carpeta de simulaciones adjunto al documento.

► **Vigas:** Para las altas exigencias estructurales que requieran los aviones acrobáticos, es necesario asegurar por medio del diseño que las vigas o largueros transversales soporten las cargas a las cuales estarán sometidos; en el caso específico del acrolite y teniendo en cuenta

la modificación de material, se optó por realizar la viga en aluminio 2024-T3 (debido al reconocimiento de resistencia estructural), y también en construirla en dos secciones tipo “C”, montadas una sobre otra en sentidos opuestos, es decir, el larguero estará construido por lamina de aluminio 2024-T3, con espesor de 0.032 in, y la cual tendrá dos dobleces en sentido longitudinal con un radio de curvatura interno de 0.125 in, eliminando los concentradores de esfuerzos y aumentando a su vez de forma considerable la resistencia a la tensión y compresión de la misma. En la parte frontal del ala, no se colocará ningún tipo de larguero, ya que con la misma curvatura de la piel externa se tendrá la resistencia necesaria para el impacto con el aire.

Por el otro lado se encuentra la viga o larguero secundario, el cual está ubicado en la parte trasera de la costilla de borde de fuga; la forma de esta viga es muy similar a la de la viga principal, teniendo una pequeña diferencia en el ángulo de curvatura de los dobleces, siendo este un ángulo superior de 99° e inferior de 94° ; estos ángulos son necesarios, ya que se deberá continuar con la silueta o periferia del perfil en óptimas condiciones.

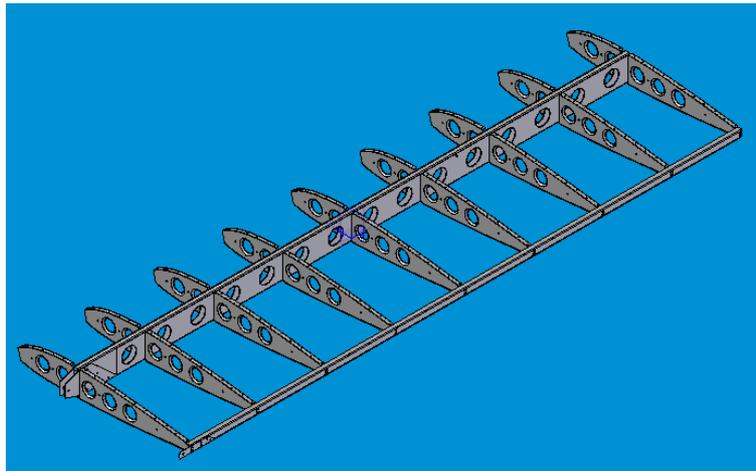
► **Accesorios:** Como se presenta en la configuración original, es necesario tener puntos de apoyo que unan las alas del resto de la estructura del avión o fuselaje. Debido al aumento de resistencia con el cambio de material de madera a aluminio, el número de soportes será de tres (3), por ala; utilizando dos (2), para la sujeción ala-fuselaje en la sección de la raíz del ala, y el último soporte será utilizado para el refuerzo entre alas; eliminando que estas dos interactúen de forma independiente e interfiriendo una sobre la otra en cuanto a rendimiento.

Para ver la ubicación de los accesorios y su configuración ver anexo B, Modelamiento en Solid Edge alas del acrolite.

► **Ensamble y laminado:** El ensamble de este tipo de ala en aluminio se realizará básicamente con remaches de 1/8 pulgadas de diámetro para la sujeción de todas las partes, tanto de las costillas con la viga y de igual forma de la piel con el resto de la estructura.

La piel que recubrirá las alas, será de aluminio 2024-T3, con espesor de 0.025 in. La aplicación de la piel deberá cubrir de forma total la estructura o esqueleto de vigas y costillas, y siendo de gran importancia que no se encuentre ningún tipo de unión en la parte frontal o borde de ataque del ala.

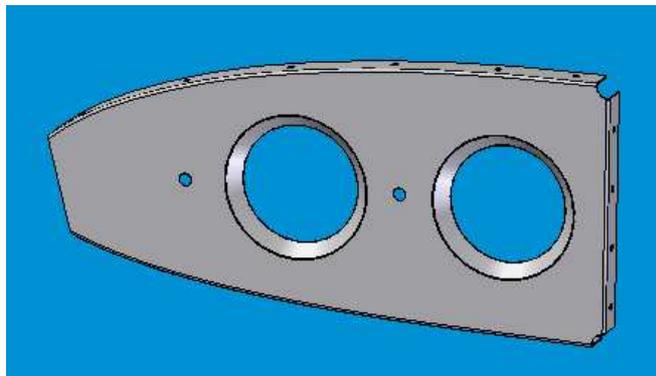
Gráfica 6. Ensamble ala en aluminio.



Fuente: Los autores.

En la gráfica 6 se modela el ala propuesta en aluminio; se conforma de 9 costillas, una viga principal, una viga secundaria; esta estructura se agujera para aliviar peso.

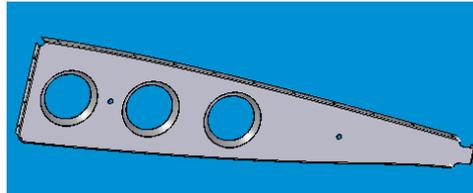
Gráfica 7. Borde de ataque ala en aluminio.



Fuente: Los autores.

La gráfica 7 hace referencia al borde de ataque que conforma el perfil, dos agujeros para aliviar peso, 16 remaches de 1/8 de pulgada.

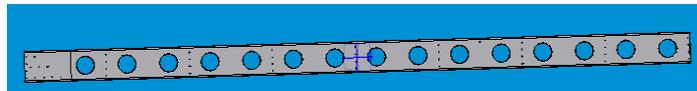
Gráfica 8. Borde de salida ala en aluminio.



Fuente: Los autores.

La gráfica 9 señala el borde de fuga o salida del perfil; se destaca tres agujeros para aliviar el peso de la parte, en la parte final de esta estructura tiene una geometría que difiere del ala en madera y es necesario para el apoyo de la segunda viga.

Gráfica 9. Viga principal ala en aluminio.



Fuente: Los autores.

En la gráfica arriba se aprecia la vista frontal del esta viga; se destaca los 15 agujeros que hacen mucho más liviana esta estructura; en la ilustración abajo se puede observar la sección transversal de esta estructura.

Gráfica 10. Sección transversal viga principal ala en aluminio.



Fuente: Los autores.

En la gráfica 10 se muestra que el tipo de sección transversal de esta viga es en forma de cajón doble. Se lo utiliza solo como larguero auxiliar ó para largueros principales si se utiliza una sección de canal doble.

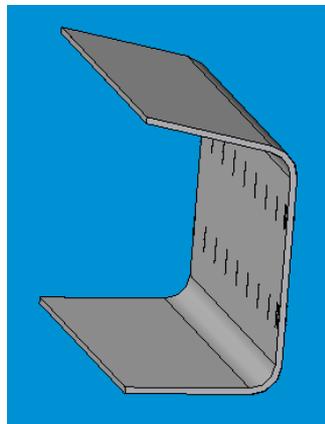
Gráfica 11. Viga secundaria ala en aluminio.



Fuente: Los autores.

En la gráfica 11 se muestra una viga secundaria, usualmente se conoce como viga de alerón en ciertas configuraciones alares; principalmente es una ayuda para aliviar esfuerzos debido a deflexiones de superficies de control. En gráfica siguiente se muestra la sección transversal que caracteriza a este tipo de soporte.

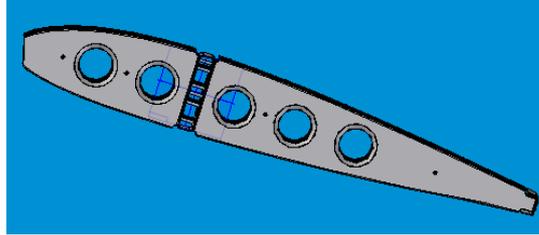
Gráfica 12. Sección transversal ala en aluminio.



Fuente: Los autores.

La gráfica 12 señala que la sección transversal de la viga de aluminio es en forma de de C o de canal; Soporta mejor los esfuerzos que el rectangular, sin embargo es inestable bajo cargas de corte.

Gráfica 13. Perfil ala en aluminio.



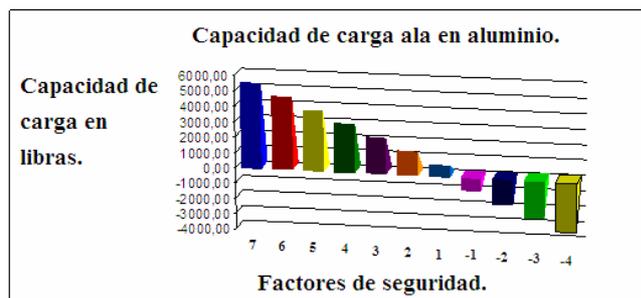
Fuente: Los autores.

En la gráfica 13 se señala el ensamble del perfil del ala en aluminio; la unión entre borde de ataque, viga principal y borde de fuga, la unión entre el borde de fuga y la viga secundaria.

5.2. FACTORES DE CARGA ALA EN ALUMINIO.

5.2.1. Factores de carga ala en aluminio: Fuerza: Estos valores representan los factores de carga que se tendrán en consideración para realizar el análisis en ansys, la sustentación producida y la sustentación total que con la modificación el acrolite y su estructura alar genera según los RAC. (Para ver los cálculos de la tabla 9 ver anexos.).

Gráfica 14. Carga alar en aluminio sin factor de seguridad.



Fuente: Los autores.

La gráfica 14 se refiere a la capacidad de carga que soporta el ala en aluminio para el rango de factores de carga entre +7g a -4g; sin tener en consideración los factores de seguridad;

por lo tanto la carga más alta es debida a los factores de carga más altos es decir que la estructura alar en aluminio soporta alrededor 6000 libras con un factor de carga de 7g, para los factores de carga negativos la mayor carga ó esfuerzo alar que soporta el acrolite esta bordeando las 4000 libras para un factor de carga de -4g.

Tabla 10. Cálculo factores de carga ala en aluminio.

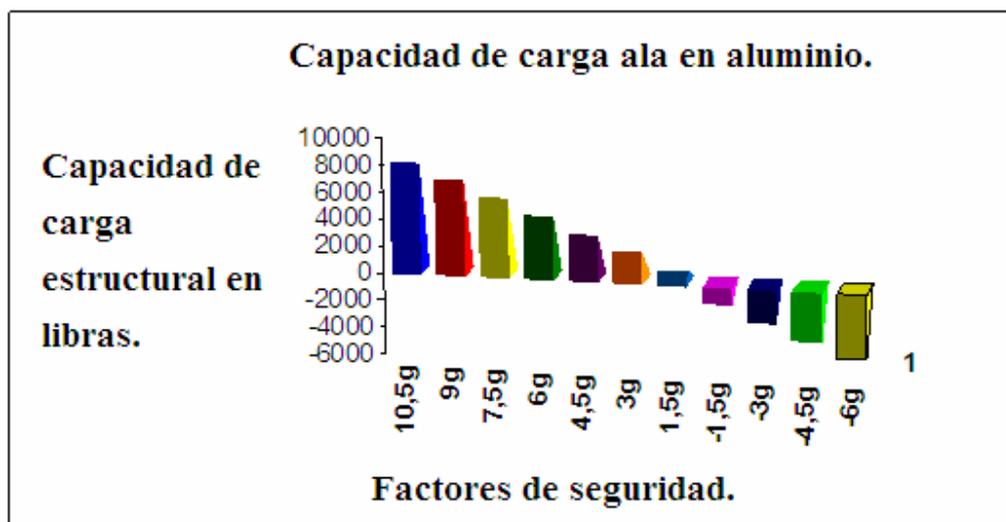
Reingeniería y análisis estructural con aplicación de materiales compuestos en el avión acrolite.				
Carga alar.		Área alar. (Ft ²)	133	6,015037594
Peso máx. (Lb.)	Factor de carga. (g.)	Capacidad de carga (Lb.)	Adición 50%.	Capacidad de carga total (Lb.)
800,00	7,00	5600	3,5	8400
	6,00	4800	3	7200
	5,00	4000	2,5	6000
	4,00	3200	2	4800
	3,00	2400	1,5	3600
	2,00	1600	1	2400
	1,00	800	0,5	1200
	-1,00	-800	-0,5	-1200
	-2,00	-1600	-1	-2400
	-3,00	-2400	-1,5	-3600

Fuente: Los autores.

La tabla 10 muestra que se satisfacen los requerimientos necesarios para aviones acrobáticos; los límites de esfuerzos estructurales están entre 7g y -3g sin el 50% de seguridad, lo que significa que los límites máximos están entre 10.5gy -6g.

La gráfica 15 señala la capacidad de carga producida por el ala en aluminio y capaz de soportar su estructura para los rangos de factores de carga de acrobáticos con adición de factor de seguridad entre +10.5g a -6g. La carga estructural más alta es producida por el factor de carga más alto; es decir que la estructura alar en aluminio soporta alrededor de 9000 libras con un factor de carga de 10.5g. En el caso del factor de carga negativo la mayor carga ó esfuerzo alar que soporto el acrolite es de 6000 libras con un factor de carga de -6g. Por lo tanto el rango de esfuerzo estructural que soporta esta ala esta entre 10000 y 2000 libras de empuje para el caso de las gravedades positivas y hasta 6000 libras de empuje en una maniobra con nariz invertida.

Gráfica 15. Carga alar en aluminio con factor de seguridad.



Fuente: Los autores.

Es preciso resaltar que la sustentación es inversamente proporcional al peso máximo de la aeronave y proporcional al factor de carga capaz de resistir la estructura alar; por lo tanto si aumenta este factor de carga la sustentación aumenta proporcionalmente. De esta manera se logra en una maniobra exigente; que el factor de carga del acrolite aumente y como resultado su sustentación producida en el momento de realizar la maniobra.

► **Velocidades:** La tabla 12 representa las velocidades de entrada en pérdida del Acrolite sometido a diferentes cargas alares para una maniobra acrobática.

El rango esta dentro de las regulaciones para acrobáticos y esta entra 7g positivas y -6g negativas, donde 105 MPH es la máxima velocidad permitida para las una maniobra sin vuelos invertidos y 80 MPH es el límite establecido para una maniobra en vuelo invertido. Cuando el Acrolite alcanza la máxima velocidad de maniobra su estructura se ve sometida a 6000 libras de empuje los cuales esta en la capacidad de soportar con esta configuración alar de aluminio. Se puede sobrepasar esta velocidad con la aplicación del factor de carga y que corresponde a 10.5g ó 129 MPH que es la máximo velocidad permitida para esta aeronave, sin embargo es necesario no sobrepasar este límite porque la resistencia estructural del ala estaría por fuera del factor de seguridad.

Tabla 11. Velocidades de pérdida ala en aluminio.

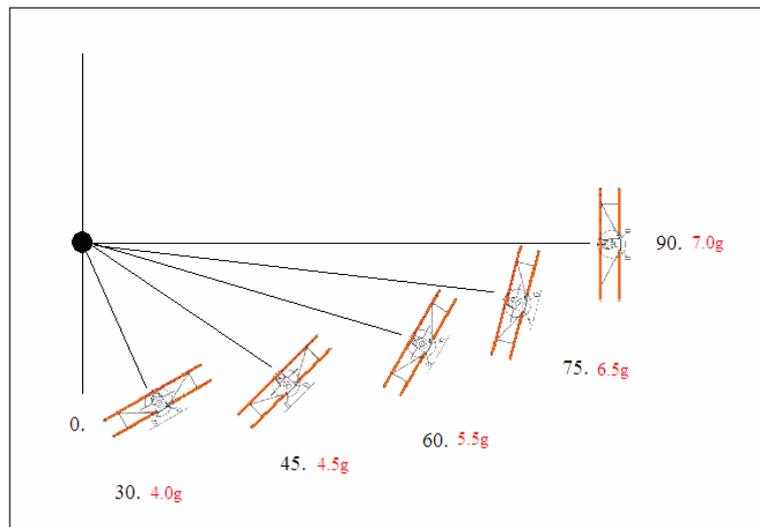
Reingeniería y análisis estructural con aplicación de materiales compuestos en el avión acrolite.			
Velocidades de pérdida para diferentes factores de carga.			
Vstall. CAA. (MPH)	Factores de carga.	Vstall según FC. (MPH).	En KMH
40	7,00	105,8300524	170,3070119
Vstall. CAA. (KMH)	6,00	97,97958971	157,6736547
64,37	5,00	89,4427191	143,9356957
	4,00	80	128,74
	3,00	69,2820323	111,4921105
	2,00	56,56854249	91,03292701
	1,00	40	64,37
	-1,00	40	64,37
	-2,00	56,56854249	91,03292701

	-3,00	69,2820323	111,4921105
	-4,00	80	128,74

Fuente: Los autores.

► **Fuerzas de gravedad que soporta el ala de aluminio:** Con la estructura alar en aluminio y con el desarrollo de los anteriores factores de carga; el margen que tiene el acrolite para realizar una maniobra se representa en la figura 20.

Figura 20. Fuerzas de gravedad ala en aluminio.



Fuente: Los autores.

Los valores en color negro representa el ángulo de banqueo y los de color rojo representan las gravedades a que esta sometido la estructura alar.

La figura 20 es el resultado de las fuerzas que experimenta y que soporta la estructura alar en aluminio del acrolite según los RAC. Se tiene que para un giro de 45 grados la estructura alar soporta 4.0 gravedades es decir 3200 libras de doblaje; que significa un aumento de un 400% con relación a la sustentación producida en una gravedad. En un viraje de 75° el

factor de carga es de 6.5g, por lo tanto el ala soporta 5200 libras de doblaje en su estructura alar que significa un aumento del 650% y en un viraje de 90 el factor de carga es de 7.5g lo cual exige una resistencia estructural alar de 5600 libras en doblaje ó bending lo que significa un incremento del 700%.

5.3. APLICACIÓN DE MATERIALES COMPUESTOS EN EL ACROLITE.

5.3.1. Estudio cualitativo: Generalidad: Desde hace unos años en la aviación comercial, era común que encontrar aplicaciones de fibra de vidrio en elementos de usos decorativos y partes externas de las aeronaves; esto se dio básicamente por la reducción de peso que representaba en las aeronaves.

En la actualidad es más común encontrar aeronaves con aplicaciones de materiales compuestos en casi toda su estructura, favoreciéndolas sustancialmente en reducción de peso y aumento considerable en la resistencia; pero a su vez teniendo una desventaja en la inversión, a la cual se debería someter los fabricantes, por los altos costos de las mismas.

El acrolite siendo una aeronave de tipo ligera, económico en sus proceso de construcción, y buen desempeño en la realización de secuencias acrobáticas; es el caso ideal para tener uso de materiales compuestos, que ayuden a la reducción de peso, posibles mejoras aerodinámicas.

Es entonces que para la aplicación de materiales compuestos en el avión acrolite fue necesario analizar algunos aspectos importantes que ayudarán a determinar a que tipo de componentes se les podría hacer la conversión a este tipo de materiales.

► **Influencia aerodinámica:** Se debe considerar que en una aeronave de estas dimensiones y potencia, todos los componentes ubicados en la parte exterior de la misma y que tengan contacto con el aire, tendrán una influencia aerodinámica notoria que se vera reflejada en las características de maniobrabilidad en vuelo.

► **Esfuerzos a los cuales estarían sometidos los componentes:** Como se había comentado anteriormente, en la actualidad es frecuente encontrar aeronaves que fueron construidas en su mayor parte estructural por materiales compuestos, incorporándoles no solo una gran resistencia y aligerado de peso, sino también genera un incremento en los costos de producción. En el acrolite este punto es de gran importancia, ya que es ideal que la aeronave soporte grandes esfuerzos estructurales (debido a su diseño), y que tenga el menor peso posible, sin alterar en gran forma sus costos originales.

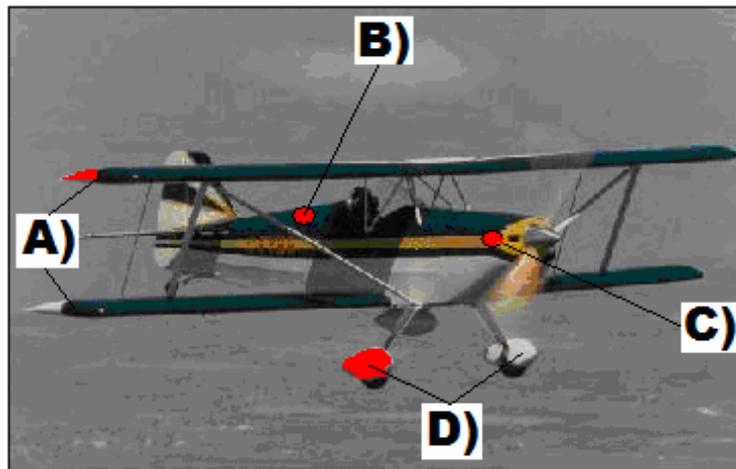
► **Proceso de fabricación:** Los procesos de fabricación de este tipo de aeronave, se caracterizan por la no utilización de talleres y herramientas especializadas; su construcción es de forma casera y rápida. La fabricación de elementos o componentes en materiales compuestos, tienen una característica principal y funcional, y es que con la fabricación de un solo molde, se podrán construir un gran número de piezas en un tiempo corto; teniendo una gran contribución al fabricante, ya que el tiempo invertido en la construcción del molde, se verá reflejado en la producción rápida de los componentes.

► **Costos:** Para el consumidor de cualquier tipo de elemento, es de gran importancia que el desempeño y funcionalidad de estos, satisfaga todos sus requerimientos; y que a su vez sean por el menor valor posible, teniendo un equilibrio o mejor aun una ganancia con relación a su inversión.

► **Procesos de reparación y mantenibilidad:** Otro caso importante es la reparación y mantenibilidad que se les pueda prestar a los elementos construidos en estos materiales, ya que serán los que nos determinaran el estado de la aeronave en un tiempo determinado.

► **Reducción de peso:** Una de las ventajas de construir componentes en materiales compuestos en el área de la aeronáutica es la reducción de peso, comparándolo con otros materiales que proporcionan características similares de resistencia. En una aeronave como el acrolite es de gran ayuda reducir el máximo peso posible, para tener de cierta forma mejor rendimiento de la aeronave.

Foto 4. Zonas donde se aplica materiales compuestos en el acrolite.



Fuente: www.acrolite.com.

En la foto 4 se tiene el modelo actual del acrolite; el cual tiene una gran variedad de componentes que están fabricados básicamente por madera; estos componentes no se encuentran ubicados donde se requieren esfuerzos estructurales, por tal razón se optó por realizar la conversión de estos elementos a materiales compuestos, generando así una contribución a la reducción del peso de la aeronave y mejoras en cuanto a la resistencia aerodinámica total de la misma.

Entre los componentes escogidos para aplicar los materiales compuestos en la aeronave se encuentran los siguientes: Las puntas de las alas señaladas con la letra **A**, el lomo trasero superior del fuselaje señalado con la letra **B**, el carenaje del motor señalado con la letra **C** y el carenaje de las llantas señaladas con la letra **D**.

► **Materiales Requeridos para un compuesto:** Los materiales que se utilizarán para la elaboración de componentes se basan en: material de refuerzo de fibra de vidrio, y como material de matrix la resina epoxica (en el proceso de construcción se especificará más en detalle de los materiales).

El bajo costo, la fácil accesibilidad y las características de moldeo y manejo son algunas de las características que hacen al material de refuerzo de fibra de vidrio, el más apto para la elaboración de los componentes de tipo no estructurales aplicables al avión acrolite.

Las resinas epoxicas son aquellas que permiten conseguir la menor contracción posible en los trabajos realizados en frío. El tiempo de endurecimiento es relativamente largo, pero la adherencia que se consigue con la mayoría de los materiales es excelente. Dicho tipo de resinas se utilizan también para la impregnación al vacío. Las resinas epoxicas polimerizan por medio de una reacción química, una vez se han mezclado los componentes correspondientes en las proporciones correctas. La resina epoxicas una vez endurecida no se vera afectada por los efectos de un calentamiento moderado o la presencia de productos químicos.

En cuanto al material de refuerzo que se eligio para la aplicación en el acrolite se tiene (aplicable a todos los componentes y sus moldes):

- ▶ **Velo de superficie.**
- ▶ **Tela tejida (basket woven 4*4) de 232.6 gr/mt². (debido a su fácil accesibilidad)**
- ▶ **Mat de 450 gr/mt² (Fibras de vidrio en sentido aleatorio).**

La elección de estos materiales se debe básicamente a que la aplicación de estos en la pieza final tienen propósitos no estructurales, es decir, el velo de superficie conjunto a la matriz se utiliza para dar una acabado superficial homogéneo y pulido; la tela tejida se utilizara para dar consistencia y conformidad a la pieza, esto claro esta que no se esta teniendo en cuenta el sentido de orientación de la fibras, ya que se trata de elementos mas de adorno (no estructurales), y no donde se requiere que resista esfuerzos de tipo estructural. Y por ultimo tenemos el Mat, el cual se utilizara para generar un espesor que brinde suficiente absorción a impactos de objetos indeseados.

En cuanto al material de matriz se tiene (aplicable a todos los componentes y sus moldes):

- ▶ **Resina Epoxica.**
- ▶ **Catalizador Epoxico.**
- ▶ **Resina de Poliéster.**
- ▶ **Gel-coat (resina tinturada para aplicación superficial).**

Para la elección del material de matriz se tiene en cuenta la facilidad de adquisición, y el proceso de preparación.

En el caso de la resina epoxica, el uso primordial sería el de la pieza a utilizar, caso contrario con la resina de poliéster, la cual se utilizaría para la fabricación de moldes.

Y en cuanto a los procesos de fabricación, cabe destacar que tanto los moldes como los componentes se requiere el uso de herramientas que fueron diseñadas especialmente para este fin, garantizando altos niveles de seguridad y eficiencia en dichos procesos.

Entre las herramientas se tiene:

- ▶ **Rodillos.**
- ▶ **Brochas y humectadores.**
- ▶ **Cortadores para Mat y Tela.**
- ▶ **Dosificadores de catalizador.**
- ▶ **Medidores de viscosidad.**
- ▶ **Cuñas desmoldantes.**
- ▶ **Lijas.**
- ▶ **Vasos de ensayo y termómetros.**
- ▶ **Martillo de caucho.**
- ▶ **Cronometro.**
- ▶ **Balanzas.**
- ▶ **Botiquín de primero auxilios.**
- ▶ **Guantes.**
- ▶ **Gafas de seguridad.**
- ▶ **Tapa bocas.**

► **Bata.**

► **Proceso de fabricación de moldes y modelos:** En el proceso de construcción tanto del molde como de las piezas finales, se desarrollara en base a un solo componente, y teniendo en cuenta que el procedimiento es el mismo para todos.

Para construir las piezas en Fibra de vidrio, previamente, se tiene que tener un componente original, o molde macho de la que se sacará un molde hembra y en este caso como se hace por lo general, se prepara una estructura o "esqueleto" de madera, el cual se deberá forrar, ya sea con madera, espuma o lámina generando homogeneidad en la superficie del mismo, luego se cubre con diversos materiales como "yeso, fibra de vidrio y resinas epóxicas", se emplástese y se pinta para darle el acabado que servirá para que el molde de Fibra de Vidrio no se adhiera a la superficie y pueda ser fácil de desmoldar. En la mayoría de los casos, por las formas de la pieza, el molde deberá tener varias piezas o "dados", para que de ésta forma pueda desmoldarse sin "engancharse al modelo original".

Foto 5. Carena de motor. Fabricada en materiales compuestos.



Fuente: Los autores.

Con la pieza original lista, el material que se utilizará para hacer primeramente el molde y o piezas posteriores es el siguiente:

- Cera desmoldante (Neutra o especial para desmoldar piezas de Fibra de Vidrio).

- Película separadora (Alcohol Polivinílico) y Esponja para la aplicación de la película.
- Gel Coat o Plastiesmalte (que deberá ser su tipo dependiendo si se va a utilizar para molde o pieza). El tipo TOOLING o para molde es mucho más resistente a golpes y calor, situación de vital importancia para la duración del molde. El Gel coat se puede adquirir en varios colores, siendo los más comunes para moldes el color Negro y anaranjado.

Foto 6. Gel coat o plastiesmalte de color negro.



Fuente: Los autores.

- Resina de poliéster (Esta se puede preparar o adquirir preparada o preacelerada) ésta última es la más aconsejable, si no se tiene experiencia en el manejo de los materiales que la componen, ya que existe el riesgo de reacción explosión por mezclar componentes como el acelerador (cobalto) y catalizador (Peróxido de Metil-Etil-Cetona).
- Catalizador (Peróxido de Metil-Etil-Cetona), aplicando al 2%. (sustancia altamente reactiva e inflamable).
- Fibra de vidrio (Velo de superficie, Mat o Tela tejida). Esto dependerá del tipo de trabajo y capas que se vayan a aplicar. En todos los casos, su espesor y peso se encuentran clasificados por onzas.

Foto 7. Material de refuerzo tela tejida de fibra de vidrio.



Fuente: Los autores.

- Brochas y/o rodillos de aplicación según sea el caso.
- Cubetas o recipientes plásticos para la preparación de la resina.
- Thinner y estopa para uso de limpieza.
- Cuchilla y tijeras, para cortar la Fibra de Vidrio.
- Se aconseja usar mascara o tapa bocas.

Es entonces que la idea primordial es tener un molde macho o modelo lo más perfecto y pulido que se pueda, pues esto ayudará a que la pieza sea más perfecta y desmolde con mayor facilidad.

En segundo lugar se deberá encerar la pieza con la cera desmoldante, por lo menos 5 veces, de manera que quede perfectamente encerada. (Las ceras que nos son neutras o que contienen grasas y silicones no sirve, por que cortarán la película separadora), y en consecuencia el molde o pieza se pegará al molde macho.

En caso de tener componentes complicados, con formas extrañas, el molde deberá tener varias piezas o dados, para que de esta forma pueda desmoldarse sin engancharse; Por lo que inmediatamente después de encerar, deberemos formar si el caso lo amerita (por cantidad de número de dados), la pestaña inicial, la cual determinara la unión de los mismos. Esto se puede realizar con madera, cartón o plastilina; generando un contorno al molde macho y dividiéndolo en el numero de dados necesarios.

Foto 8. Molde hembra. (Dos dados).



Fuente: Los autores.

Después de la cera y en su caso de la pestaña de los dados, se debe aplicar a la pieza la película separadora, mojando parte de la esponja y esparciéndola uniformemente por todo el molde o modelo. Para su aplicación es aconsejable por lo menos 2 capas de película; aplicando la segunda cuando la primera esté totalmente seca. Esta operación debe de hacerse con cuidado, para no levantar la mano previa de película separadora. De esto depende que el molde no se pegue.

Con la película completamente seca, se procede a la aplicación del acabado, que será el Gel Coat, que se deberá catalizar para su endurecimiento, con Catalizador (Peróxido de Metil-Etil-Cetona) aplicando al 2 %, de la cantidad de Gel Coat. La operación de mezclar el catalizador tanto con el Gel Coat así como la resina, deberá ser realizada rápidamente y con mucho cuidado, pues de lo contrario endurecerá de forma dispareja, lo que ocasionará que el Gel Coat se corte y se pegue al molde.

Es importante aclarar que si los trabajos se realizan en clima caluroso es aconsejable disponer de un poco menos de catalizador y al contrario en clima frío; esto se debe principalmente a que la mezcla se vera afectada en el tiempo de curado estimado.

En caso de requerir dos capas de Gel Coat, la aplicación de la segunda mano deberá de ser después de endurecida la primera. El promedio de catalizado a la proporción anteriormente mencionado a unos 20 grados centígrados, es de unos 15 minutos, por lo que su aplicación deberá ser rápida. Generalmente el Gel Coat queda siempre un poco pegajoso al tacto,

aunque lo óptimo es que quede completamente seco. Si el Gel Coat queda demasiado pegajoso después de 2 ó 3 horas, se puede secar esparciendo un poco de carbonato de calcio, aunque no es el método más aconsejable, ya que provoca poca adhesión de las primeras manos de resina.

Con el Gel Coat aplicado y catalizado, se procede a preparar la Fibra de Vidrio, que deberá cortarse en pedazos, para poderla moldear en los contornos del molde original. En muchos casos cuando el componente presenta esquinas muy pronunciadas o en piezas pequeñas, se puede deshojar la tela tejida, o usar Mat de menos peso (1 onza), abriéndola para que se despeluque y quede de menos espesor, lo que ayudará a acomodarse en la forma complicada.

Lista la fibra, se prepara la resina (no en grandes cantidades, pues puede tardar la aplicación con lo que se catalizará la misma antes de terminar). La proporción de catalizado es también de 2 % en promedio. Es importante tener en cuenta que la preparación de la resina se deberá realizar en pequeñas proporciones, siendo este un método eficaz para la elaboración de los componentes.

Se impregna una ligera capa de resina sobre el Gel Coat (esto es importante), pues hay es donde se tendrá que la fibra de vidrio se impregne correctamente y se bajen las posibilidades de generar burbujas en su intermedio.

Se coloca la Fibra de Vidrio (que teniendo en cuenta la ciencia de la fibra, se deberá ubicar de tal forma que soporte las cargas: axiales, tangenciales y laterales), sobre esta capa de resina y se "pica" con una brocha o "rodillo" poniendo más resina en cada operación, de forma que se moja completamente la Fibra, cambiando de color, lo que indicará que está sumergida en la resina. Cuando se pica la Fibra, se debe de tener cuidado de ir sacando las burbujas de aire hacia los extremos, para que de esta forma quede completamente adherida al Gel coat y entre las capas de fibra, generando que no se tengan puntos de posible rotura.

Las esquinas deberán de hacerse con mayor precaución, pues es donde más se presentan las burbujas de aire. La fibra mientras más rica esté de resina quedará mejor, pero pesará más y

una mala proporción de catalizador, provocará que quede quebradiza (mucho catalizador), o flexible (poco catalizador y pegajosa).

Mientras la resina cura o cataliza, se genera calor; A mayor cantidad de catalizador habrá más reacción química y por lo tanto se generará mucho más calor en la pieza, lo cual si es excesivo esta puede deformarse y dañarse. Por esa razón hay que cuidar mucho las proporciones de catalizador y acelerador.

Siempre hay calor en las piezas antes de fraguar. En ocasiones los sobrantes de resina que no se usan generan tanto calor en los vasos de preparación que llegan hasta humear pues alcanzan temperaturas mayores a los 70 grados centígrados.

El Molde deberá llevar las capas que amerite o necesite, dándole a este la resistencia necesaria en los procesos de curado; ya que en este punto, se generaran algunas deformaciones y el molde deberá soportarlas. Tomando en cuenta que en el caso de los moldes, si son para producir un número mayor a 10 piezas, éste deberá ser bastante grueso y en relación al tamaño de la pieza.

Con la resina catalizada en todas y una de sus capas, en el caso de los moldes, se procederá según el caso a remover la plastilina o madera de la primera pestaña que se hizo, repitiendo los primeros pasos de separación incluso en la parte de la pestaña, de forma que ahí será la unión de otro de los dados o piezas del molde, iniciando el proceso de impregnado o picado sobre la fibra de vidrio. En el caso de piezas cónicas o que no requieran de dichas piezas, quedará concluido el trabajo.

Para el caso de generar moldes que necesite un gran numero de dados, al final de su preparación y antes de desmoldar, se deberán hacer en las uniones de las pestañas unos agujeros por donde pasarán los tornillos que serán los que fijen las piezas en el momento en que usemos el molde para la fabricación de las piezas. Estos tornillos se remueven en el momento de desmoldar las piezas. Depende del tamaño del molde o pieza será el número de tornillos y su diámetro, siendo aconsejable mas no estrictamente necesario que cada

agujero se coloque con una separación de unos 10 a 25 cm. teniendo tornillos desde 1/4 a 3/4 de pulgada, para moldes muy grandes y gruesos como el del lomo trasero del fuselaje.

Para desmoldar hay varias cosas que se deben de tener en cuenta, en especial cuando los moldes son de muchas piezas o de formas complejas, pues el molde tenderá a que su desmoldado sea difícil (lo mismo pasa en los componentes que se hacen en base a un molde con muchas formas complejas).

Inicialmente se debe empezar a despegar por las pestañas, de las uniones, las que deberán ser bastante fuertes en relación a capas de fibra de vidrio, pues es desde ahí por donde se hace presión para desmoldar la pieza. Esta operación se puede realizar insertando con mucho cuidado en la unión un destornillador de pala. Ya que se introduce un poco, inmediatamente se inserta un segundo destornillador a unos 10 ó 15 cm. del primero y se palanquea un poco la pestaña hasta que abra una de las partes. De esa forma y sucesivamente se hará con todas y cada una de las piezas hasta que desmolde.

Foto 8. Ejemplo de desmolde de los dados.



Fuente: Los autores.

En el caso de los moldes de una sola pieza, se puede hacer a mano con los dedos o también con cuidado con la punta del destornillador, ir despegando el borde hasta que desmolde toda la pieza por completo.

Si la pieza no desmolda con esa operación, hay varias formas para ayudarlo y es simplemente escurrir agua entre las uniones para colaborar a que la película separadora

despegue y el vacío que puede provocar el molde o pieza misma deje de hacer succión entre las partes. Otra opción es dar unos pequeños golpes con un martillo de goma a la superficie del molde, lo que permitirá que la pieza despegue. Estos golpes deberán ser cuidadosos y de poca intensidad, pues de lo contrario se puede quebrar el molde, generando lo que se podría llamar estrías, y por consiguiente desperfectos en el componente final.

El proceso de desmolde es igual en la fabricación del molde y piezas posteriores.

Foto 9. Pieza final carenaje del motor.



Fuente: Los autores.

Tanto el molde como las piezas deberán ser lavados con agua, para de esa forma quitar los residuos de película separadora que se queda adherida a las superficies.

Algo que es muy importante es el recorte de sobrantes o excesos de fibra en las terminaciones de los moldes o piezas y que se puede hacer de varias formas.

La más común es cortar con un bisturí o tijeras el exceso en el momento exacto en que la resina se encuentre impregnado y a punto de endurecer. En ese momento con un bisturí que se encuentre bien afilado, se cortara como si fuera mantequilla, con mucha facilidad.

La fibra de vidrio se caracteriza por provocar picazón en la piel. Y sí efectivamente cuando se maneja el Mat o tela a contraluz, se puede ver como vuelan partículas microscópicas de material y cuando se corta con segueta, lima, lija alguna componente, se produce un polvo blanco que es lo que verdaderamente pica y en muchos casos irrita sobre manera la piel (De hecho esto es lo que se conoce como polvo pica).

Es muy importante destacar que la Fibra de Vidrio trabajada con resina es un material que aunque aparentemente esté seco, cabalizado y rígido, no lo está, pues sigue trabajando de por vida y tiende a deformarse (especialmente en componentes de pocas capas o delgadas), por lo que es recomendable dejar madurar o curar un molde por lo menos 72 horas antes de desmoldarlo. Esta es una de las razones por la que el keblar ha desplazado a este material. De igual forma y por esta misma razón las piezas de fibra de vidrio, con los años sufren modificaciones y deformaciones en su estructura y forma, además de que se vuelven quebradizas, en especial las que se encuentran bajo los rayos del sol o expuestas a calor y frío extremo.

Otra regla importante es que nunca se deberá dejar un molde y en especial desarmado en sus partes expuesto al sol, pues se provocará su completa deformación y será casi imposible volverlo a armar en su lugar.

El color del molde deberá ser en función al color de las piezas que se harán con el mismo, ya que si se van a hacer piezas color negro, el molde deberá ser de otro color, para poder ver el Gel Coat perfectamente aplicado en toda la pieza; en estos casos se puede utilizar Gel Coat de color blanco.

En las piezas realizadas con moldes de dados, es común que en la unión del molde, quede una marca o pestañita a manera de reborde del Gel Coat, por lo que hay que estar muy consciente que en este caso la pieza deberá de pulirse y pintarse. La pieza definitiva, será como el espejo del molde, por lo que cualquier imperfección o unión será visible; por esa razón el molde deberá ser sacado de una pieza lo mejor acabada posible, para evitar así las imperfecciones que posteriormente tengan que corregirse.

La mejor forma de conservar un MOLDE es guardarlo armado, atornillado y si es posible con una pieza fundida en su interior, con lo que se evitará que se lastime por alguna razón el acabado del mismo y en un lugar fresco y seco.

El procedimiento para la fabricación y desmolde de la pieza en base al molde, es exactamente igual que lo anteriormente descrito; solamente, que ya en este punto la pieza

se trabajará por la cara del acabado del molde, es decir, sobre el Gel Coat del mismo. Teniendo que curar, preparar y separar el molde, de la misma forma en que se hizo con el molde macho o modelo origina, encerándolo por lo menos 5 veces en su primera aplicación y continuando el proceso anterior.

En caso de los molde de varias piezas, estas deberán ser armadas y atornilladas antes de realizar toda la mano de obra, cerciorándose que las pestañas empaten exactamente para evitar escalones o diferencias en la unión de los dados. Este empate es más fácil si la pestaña del molde tiene lo que se conoce como testigos, mismos que se hacen marcando o haciendo alguna protuberancia cada determinada medida a la pestaña antes de aplicar el Gel Coat. Esta protuberancia quedará formada en el molde y la respectiva de la cara que empate, se formara en sentido inverso.

El Thinner y la estopa son utilizados para limpiar de vez en cuando la brocha y las manos, pues de lo contrario después de un tiempo la brocha se endurecerá y las manos estarán pegajosas, al grado que no podremos manejar la fibra y se nos quedará pegada a la mano. Es importante mencionar que el manejo de las sustancias deberá hacerse en lugares ventilados, pues son de olor fuerte, inflamables reactivas y hasta cierto punto tóxicas.

► **Consideraciones y precauciones:** Hay que tener en cuenta y con especial interés lo siguiente: Las sustancias son de difícil manejo además de inflamables, en especial en el caso del catalizador (Peróxido de Metil-Etil-Cetona), pues es altamente volátil y reactivo, no se puede dejar al sol o calor extremo, además de que tiene una vida útil aproximada de un mes a mes y medio lo cual lo convierte aún más reactivo. Esto se puede confirmar si a trasluz se observan dos partes de líquido (como agua y aceite), lo que quiere decir, que ya no es útil. Por esa razón cuando se adquiera material es conveniente marcarlo con la fecha de compra. Por ningún motivo deberán mezclarse el catalizador y el azul de cobalto (acelerador), pues estos reaccionan violentamente. El Azul Cobalto es lo que preacelera o provoca el tiempo de gelado en la resina, esto quiere decir que es lo que causa que la resina se ponga más viscosa o gelatinosa y a mayor cantidad de azul de cobalto en la proporción de la resina, mas gelatinosa y espesa será y catalizará más rápido también.

Hay otras cosas que se pueden utilizar para diluir la resina como el monómero (que se utiliza para casos muy específicos), pero a mayor dilución la resina pierde muchas de sus propiedades; por esa razón es aconsejable usar resinas preparadas o preaceleradas, en las que no hay que hacer nada más que catalizarlas en el momento de aplicarlas. Los catalizadores viejos, no deben vaciarse en lava-platos o lava-manos, ya que pueden reaccionar con lo que contengan los drenajes como jabón, u otras sustancias químicas. Se recomienda hacer un hoyo en la tierra vaciarlo ahí y quemarlo cuando su vida útil acabe o si se tienen residuos viejos. No es aconsejable almacenarlo.

5.4. ANÁLISIS ESTRUCTURAL EN ANSYS CAE PARA EL ALA EN ALUMINIO.

Se realizaron análisis en Ansys CAE para la viga principal y la viga secundaria del ala aluminio; se presentaron un total de 8 estudios de fuerzas aplicadas y distribuidas dentro de los límites establecidos para aviones acrobáticos basados en los Reglamentos Aeronáuticos Colombianos; para la distribución de la magnitud de las fuerzas se tomaron de referencia libros como análisis de estrés de Paramonov y Roscam.

Se debe aclarar que el programa ingenieril Ansys CAE, para su proceso de análisis, se basa en los estudios de elementos finitos, lo que básicamente es fraccionar una pieza ya modelada en partes muy pequeñas, estas partes constituyen una maya (mesh), alrededor del conjunto modelado; una vez teniendo esta maya reconoce todos los nodos posibles en el conjunto, para de esta forma iniciar su proceso de calculo ubicando las zonas de empotramiento. En este cálculo de nodos se van creando carpetas y subcarpetas de análisis, dependiendo de la cantidad de nodos en que se haya dividido el conjunto.

Para el caso del conjunto del ala en aluminio el programa estaba reconociendo una cantidad excesiva de carpetas de cálculo, debido a que este modelo se realizo en el modo de lámina en Solid Edge y que cada agujero de esta estructura representa una concentración de esfuerzos a analizar.

Por las razones anteriores era necesario tener un recurso tecnológico capaz de desarrollar estos procesos y el cual no se encontraba a disposición debido a su elevado costo; por lo tanto se decidió realizar los análisis de la estructura alar en aluminio pieza por pieza. (Ver el anexo C, Modelamiento en Ansys Alas del Acrolite; en el disco compacto).

Se detallara a continuación los análisis de fuerzas aplicadas y distribuidas para la viga principal de 980 libras de sustentación y 245 libras de peso; para la viga secundaria se analizara las fuerzas aplicadas y distribuidas de 280 libras de sustentación y 70 libras de peso. Los resultados de estos análisis corresponden a nuevos límites de resistencia para la nueva estructura; por lo tanto se tendrán en cuenta valores de ruptura.

5.4.1. Análisis Viga principal: Los escenarios de este estudio son:

La siguiente información y reporte esta basada en Solid Edge Assembly, se considera los efectos de contacto cuerpo a cuerpo, cargas estructurales y empotramientos; se calculan factores y márgenes de seguridad basados en máximo esfuerzo de tensión equivalente, esfuerzo cortante y análisis de fatiga a lo largo de la estructura.

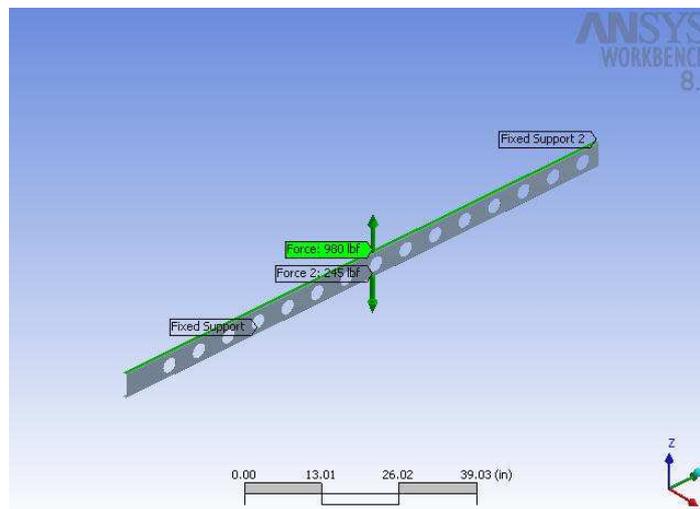
Cada análisis esta dividido en un escenario y a su vez este contiene la presentación del modelo donde se reconoce el modelamiento de la estructura en solid edge ensamble, el nombre de cada pieza, su material, masas, volúmenes, cantidad de nodos y elementos finitos para analizar; reconoce las dimensiones, el peso total de la estructura y el volumen del modelo. Contiene un entorno donde se especifican las condiciones de carga y soportes estructurales del modelo, de igual forma este escenario contiene la solución para el entorno específico y se tiene en consideración efectos por esfuerzos equivalentes (Von Misses), Esfuerzos cortantes y deformaciones para la estructura; una vez establecidas estas condiciones y determinar lo que sufre la estructura se presentan factores y márgenes de seguridad en que se encuentra la estructura según las condiciones de carga determinados.

Este estudio presenta resultados por fatiga que se definen para el programa por medio de una cantidad de vida igual a 1×10^6 elevado a la potencia nueve, con un factor de carga para fatiga de 1.0 y las graficas están a escala de 1; y mediante estos parámetros define la vida

de la estructura y un factor de seguridad total para la estructura. En este orden de ideas el modelo de la viga principal presenta las siguientes características:

- ▶ **Modelo:** Viga principal ala en aluminio.
- ▶ **Material:** Aleación de aluminio 2024-T3.
- ▶ **Dimensiones:** 0.78 por 108.0 por 4.85 a lo largo del eje X, Y, Z respectivamente.
- ▶ **Masa:** 1.86 lbm.
- ▶ **Volumen:** 18.56 in³.
- ▶ **Nodos** 70470.
- ▶ **Elementos finitos:** 39882.

Gráfica 16. Entorno ala en aluminio.



Fuente: Ansys CAE.

La gráfica 16 muestra una fuerza de sustentación de 980 libras y un peso de 245 libras, la estructura esta soportada en el origen y entre la costilla 7 y 8, presenta un diagrama de fuerzas entre 0 y 13.01 pulgadas constante; en este punto el sentido de la fuerza cambia y es constante hasta 26.02 pulgadas, de nuevo el sentido de la fuerza cambia y es constante hasta 39.03 pulgadas. Los empotramientos presentan las siguientes características:

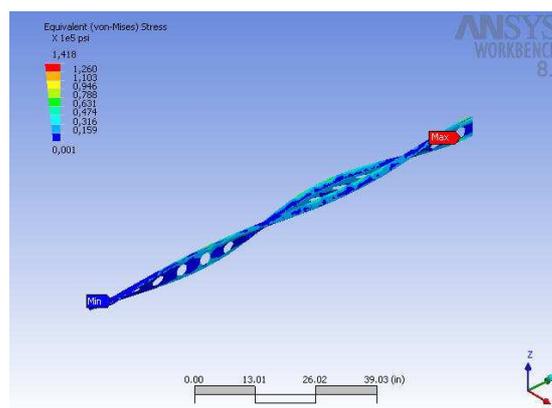
► Soporte numero uno (fix support): Fuerza de reacción de 475.92 lbf y un momento de 680.29 lbf-in.

► Soporte numero dos (fix support 2): Fuerza de reacción de 259.16 lbf y un momento de 3,250.26 lbf-in.

Con estos datos que ansys proporciona genera una solución para esfuerzos equivalentes (Von Misses), esfuerzo cortante, deformaciones y fatiga.

Las siguientes graficas presentan el comportamiento de la estructura bajo las cargas establecidas en el entorno. Estas se caracterizan por presentar los valores mínimos y máximos para cada estudio de esfuerzos y determina si presentan zonas críticas según los parámetros establecidos por el programa Ansys.

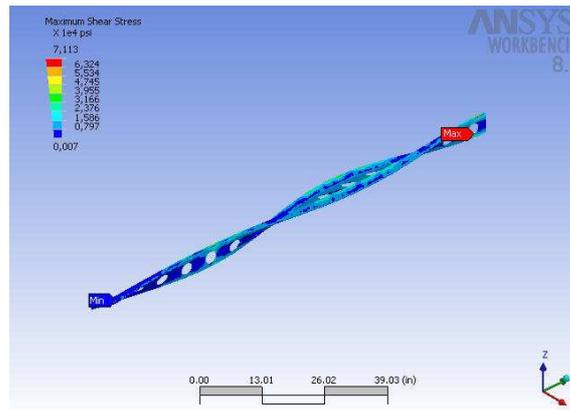
Gráfica 17. Estrés equivalente viga principal ala en aluminio.



Fuente: Ansys CAE.

La estructura presenta mayor esfuerzo en el empotramiento principal, con una magnitud de 0.631×10^{-5} psi, el promedio esta entre 0.474×10^{-5} y 0.631×10^{-5} sobre toda la viga.

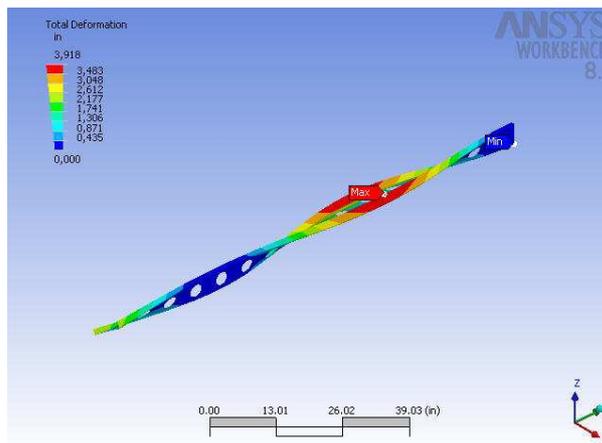
Gráfica 18. Máximo esfuerzo cortante viga principal ala en aluminio.



Fuente: Ansys CAE.

El esfuerzo cortante para la viga esta entre los valores de 23,760 y 31,660 psi; no presenta zonas críticas y la zona del empotramiento principal presenta el máximo esfuerzo cortante con una magnitud de 31,660 psi.

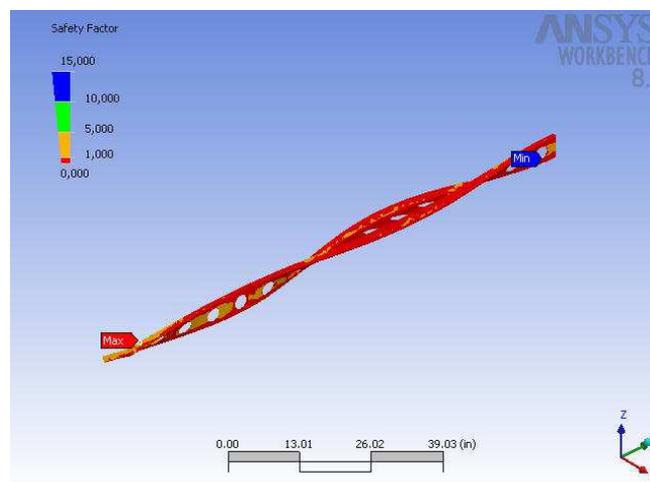
Gráfica 19. Deformación total viga principal ala en aluminio.



Fuente: Ansys CAE.

Las alas de los aviones presentan deformación plástica; es decir se deforman sin romperse. Claro esta que para el aluminio el modulo de elasticidad esta alrededor de 10X10 libras/pulgada cuadrada. Por lo anterior la deformación máxima que sufre esta estructura bajo los esfuerzos estudiados es de 3,918 pulgadas entre las costillas numero 3 y 5. Los valores para los empotramientos son nulos; es decir no se deforma en estos puntos y los valores promedios están entre 1,306 pulgadas y 2,612 pulgadas para toda la viga.

Gráfica 20. Factor de seguridad para esfuerzo equivalente viga principal.



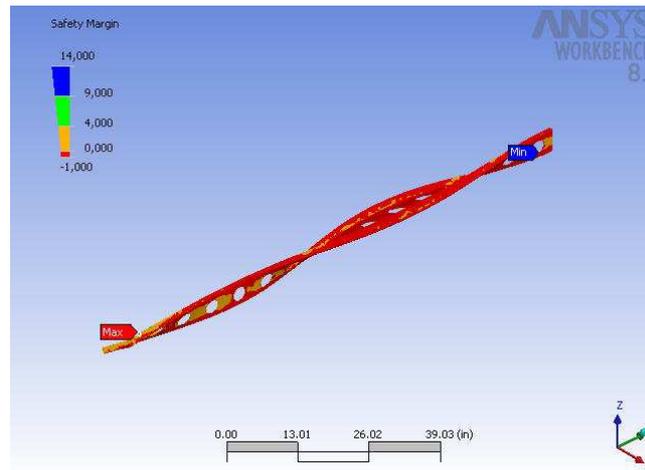
Fuente: Ansys CAE.

Bajo los esfuerzos que se analizaron para la viga, la gráfica 20 muestra que el límite de seguridad esta entre uno y cinco; los bordes de la viga están siendo sometidos a su máxima capacidad.

Recordemos que es necesario cuando se habla en diseño; que la carga última sea bastante mayor que la carga a que normalmente la estructura estará sometida; es decir la carga admisible. La razón entre estas dos cantidades se conoce como factor de seguridad. El factor de seguridad es determinado por el programa en 1, lo que significa en términos del programa que el margen de seguridad para la estructura es muy bajo; sin embargo esto se

presenta porque es necesario conocer los límites de ruptura de la estructura. La grafica 21 señala el margen de seguridad.

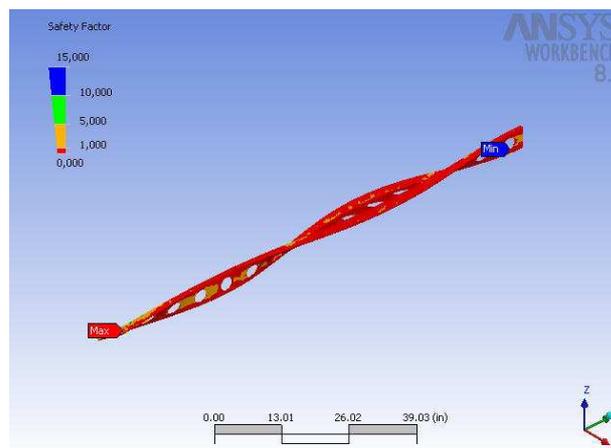
Gráfica 21. Margen de seguridad para esfuerzo equivalente viga principal.



Fuente: Ansys CAE.

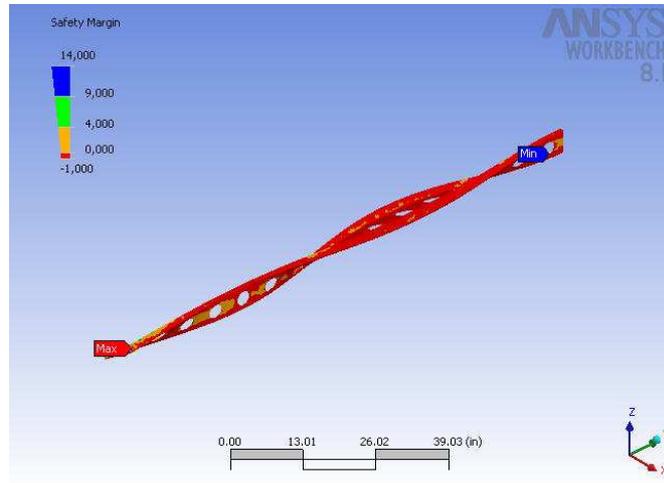
El margen de seguridad para la estructura está entre -1 y 4 lo que significa condiciones extremas de trabajo para la viga; sin embargo no esta experimentando su máxima capacidad porque el aluminio no ha llegado al 0.2% del límite para la deformación.

Gráfica 22. Factor de seguridad esfuerzo cortante viga principal.



Fuente: Ansys CAE.

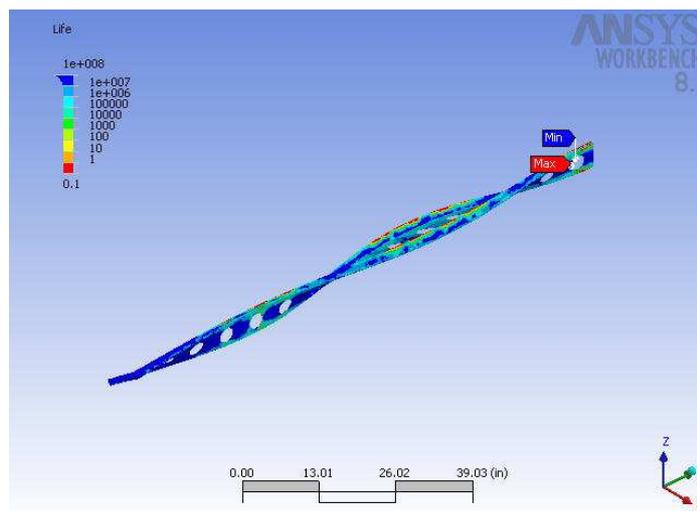
Gráfica 23. Margen de seguridad esfuerzo cortante viga principal.



Fuente: Ansys CAE.

El factor y el margen de seguridad presentados en la grafica 22 y 23 señalan que los límites de seguridad para la viga están entre 1 y 4, estos son valores bajos ya que la estructura esta siendo sometida a su máxima capacidad estructural; por lo tanto la posibilidad de falla aumentaría.

Gráfica 24. Fatiga viga principal ala en aluminio.



Fuente: Ansys CAE.

A medida que se reduce el esfuerzo máximo, el número de ciclos necesarios para causar la ruptura aumenta hasta que se alcanza un esfuerzo llamado límite de fatiga. El límite de fatiga es el esfuerzo para el cual no ocurre ruptura, aun para numerosos ciclos de carga. Por lo anterior se define que la vida en la viga de aluminio esta en el orden de 100,000 ciclos.

Tabla 12. Resumen esfuerzos viga principal ala en aluminio.

Nombre esfuerzo.	Mínimo.	Máximo.	Área crítica.
Estrés equivalente. (Von misses)	136.98 psi	141,779.68 psi	Esfuerzo máximo.
Máximo esfuerzo cortante.	73.73 psi	71,133.58 psi	Esfuerzo máximo.
Deformación total.	0.0 in	3.92 in	Deformación máx.

Fuente: Ansys CAE.

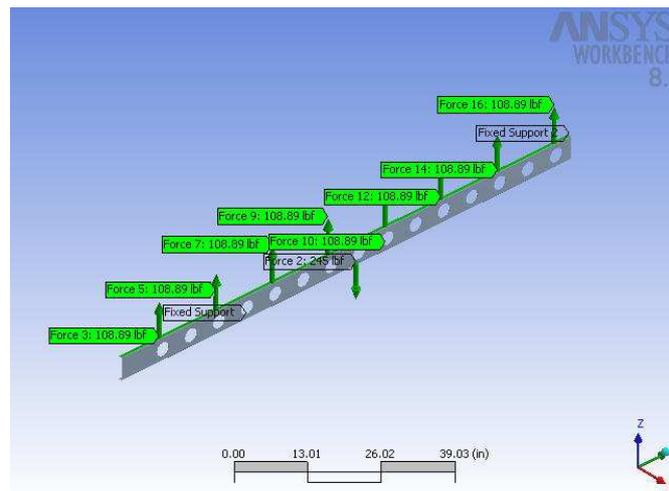
La gráfica 25 muestra una fuerza de sustentación de 980 libras distribuidas a lo largo de la estructura cada 13.5 pulgadas y un peso de 245 libras, la estructura esta soportada en el origen y entre la costilla 7 y 8, presenta un diagrama de fuerzas entre 0 y 13.01 pulgadas constante; en este punto el sentido de la fuerza cambia y es constante hasta 26.02 pulgadas, de nuevo el sentido de la fuerza cambia y es constante hasta 39.03 pulgadas. Los empotramientos presentan las siguientes características:

- ▶ Soporte número uno (fix support): Fuerza de reacción de 405.44 lbf y un momento de 580.22 lbf·in.
- ▶ Soporte número dos (fix support 2): Fuerza de reacción de 220.76 lbf y un momento de 2,768.09 lbf·in.

Con estos datos que ansys proporciona genera una solución para esfuerzos equivalentes (Von Misses), esfuerzo cortante, deformaciones y fatiga.

Las siguientes gráficas presentan el comportamiento de la estructura bajo las cargas establecidas en el entorno. Estas se caracterizan por presentar los valores mínimos y máximos para cada estudio de esfuerzos y determina si presentan zonas críticas según los parámetros establecidos por el programa Ansys.

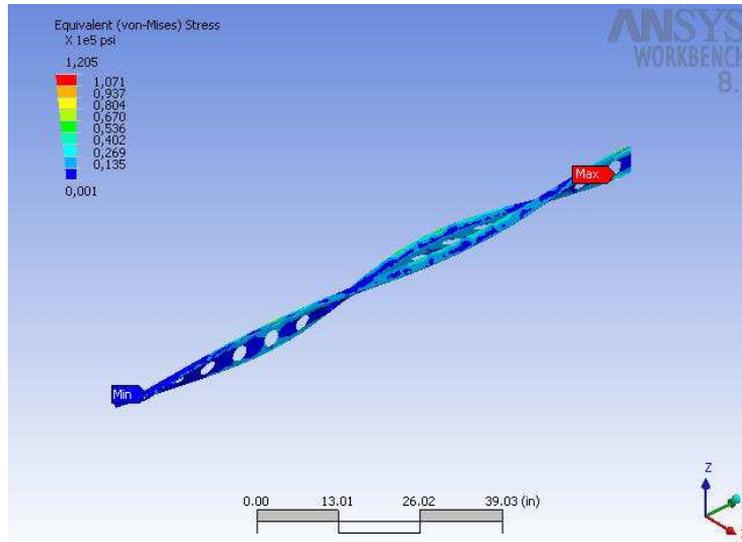
Gráfica 25. Entorno fuerza distribuida viga principal ala en aluminio.



Fuente: Ansys CAE.

La distribución de cargas en una estructura se realiza para aliviar los esfuerzos a que este sometido el modelo; esta distribución para la viga de aluminio esta compuesta por las cargas que soporta la viga secundaria y la misma piel del ala; bajo este orden de ideas la cantidad de carga a que se sometió la viga principal es de 108,89 libras de sustentación para cada costilla. Sin embargo una distribución de fuerzas se hace necesaria cuando los límites de carga de la estructura no están en el esfuerzo último real ya que si lo esta no habría diferencia entre una fuerza concentrada. No se mal entienda esto; es decir que si la estructura ya soporta su máximo esfuerzo axial o cortante o deformación sufrirá ruptura. Si por el contrario la estructura esta lejos de este valor se podrá alargar la vida de la estructura mediante la distribución de esta carga.

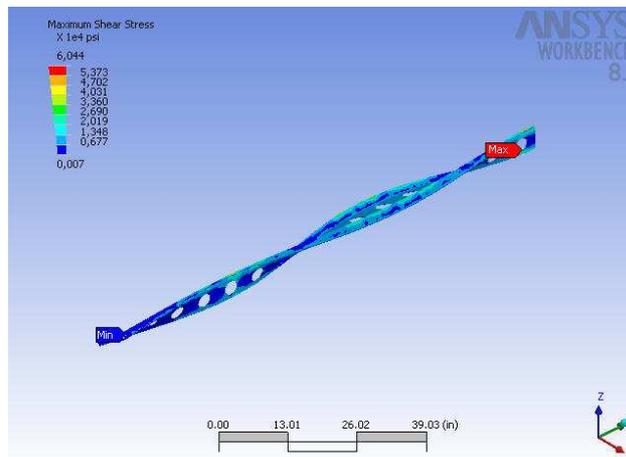
Gráfica 26. Esfuerzo equivalente carga distribuida viga principal.



Fuente: Ansys CAE.

La estructura presenta mayor esfuerzo en el empotramiento principal, con una magnitud de 53,600 psi, el promedio esta entre 13,500 y 53,600 psi.

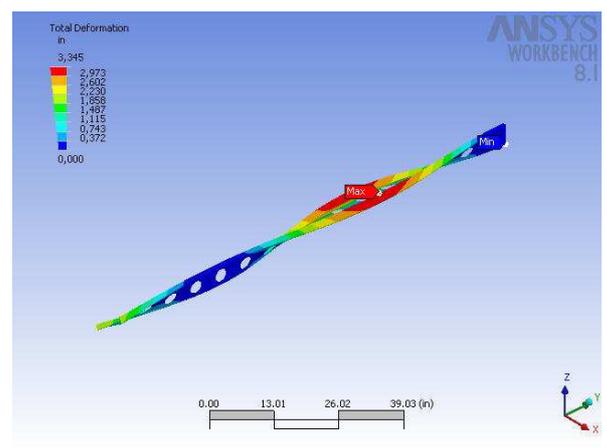
Gráfica 27. Esfuerzo cortante carga distribuida viga principal.



Fuente: Ansys CAE.

El esfuerzo cortante para la viga esta entre los valores de 13,480 y 33,600 psi; no presenta zonas críticas y la zona del empotramiento principal presenta el máximo esfuerzo cortante con una magnitud de 33,600 psi.

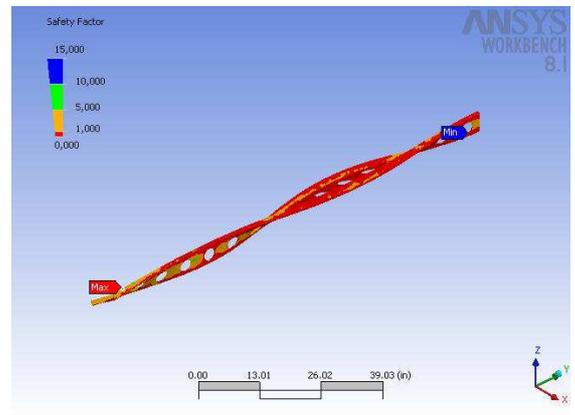
Gráfica 28. Deformación total carga distribuida viga principal.



Fuente: Ansys CAE.

La deformación máxima que sufre esta estructura bajo los esfuerzos de este entorno es de 3,345 pulgadas entre las costillas numero 3 y 5. Los valores para los empotramientos son nulos; es decir no se deforma en estos puntos y los valores promedios están entre 0,372 pulgadas y 2,230 pulgadas para toda la viga.

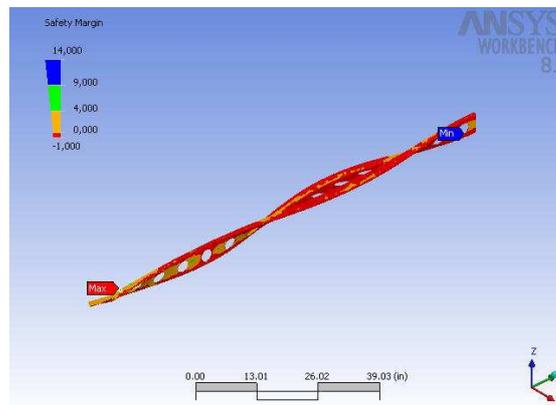
Gráfica 29. Factor de seguridad esfuerzo equivalente distribución viga principal.



Fuente: Ansys CAE.

La relación entre el esfuerzo último real y el esfuerzo último da como resultado el factor de seguridad de la estructura; Ansys arroja que para las condiciones preestablecidas en el entorno esta; para los bordes de la viga en 0 y 5 para el alma de la viga. El factor de seguridad de 0 representa que la estructura esta soportando su máximo esfuerzo en esta zona. Cabe resaltar que esta característica es típica para este tipo de estructura.

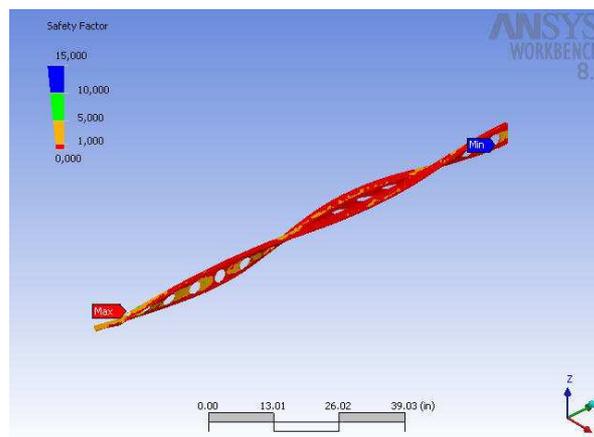
Gráfica 30. Margen de seguridad esfuerzo equivalente distribución viga principal.



Fuente: Ansys CAE.

Los márgenes de seguridad para la estructura esta en 0; por lo tanto esta estructura esta trabajando bajo las condiciones máximas para este tipo de esfuerzo.

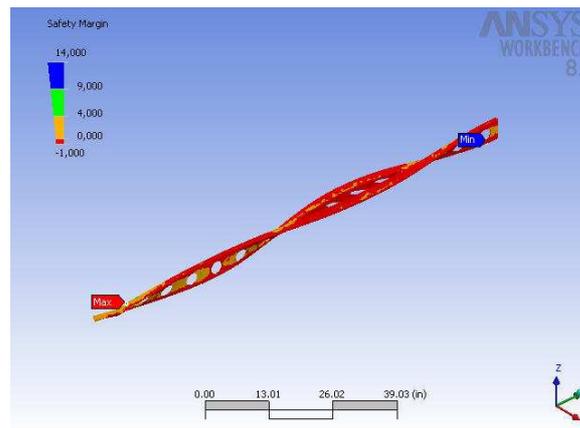
Gráfica 31. Factor de seguridad esfuerzo cortante distribución viga principal.



Fuente: Ansys CAE.

Para la gráfica 31 el factor de seguridad mínimo para este esfuerzo es 0 y el límite según las herramientas de Ansys es 0.5 por material. Se caracteriza por presentarse en los bordes de la viga. El alma de la viga tiene una sección rectangular que eleva el factor de seguridad hasta 1; sin embargo esta fuera de los límites.

Gráfica 32. Margen de seguridad esfuerzo cortante carga distribuida viga principal.



Fuente: Ansys CAE.

El margen de seguridad presentado en la gráfica 32 señala que el límite de seguridad para la viga están entre -1 y 4, estos son valores bajos ya que la estructura está siendo sometida a su máxima capacidad estructural; por lo tanto la posibilidad de falla aumentaría.

Tabla 13. Resumen esfuerzos distribución de la carga viga principal.

Nombre esfuerzo.	Mínimo.	Máximo.	Área crítica.
Estrés equivalente. (Von misses)	122.1 psi	120,467.11 psi	Ninguna.
Máximo esfuerzo cortante.	65.41 psi	60,435.15 psi	Ninguna.
Deformación total.	0.0 in	3.34 in	Ninguna.

Fuente: Ansys CAE.

5.4.2. Paralelos importantes entre análisis de las estructuras.

Tabla 14. Paralelo. Fuerzas de reacción Vs. Momentos en los empotramientos.

Fuerza reacción Momento.	Ala madera 700 libras de sustentación y 245 libras de peso.	Viga principal ala Al. 980 libras de sustentación y 245 libras de peso.
Empotramiento uno.	210.1 lbf 2,624.76 lbf·in	220.76 lbf 2,768.09 lbf·in
Empotramiento Dos.	162.44 lbf 777.63 lbf·in	405.44 lbf 580.22 lbf·in

Fuente: Ansys CAE.

Para los empotramientos de las estructuras, presentados en la tabla 14 se observa las siguientes características: Si se toma las cantidades de la viga principal en el ala de aluminio como un 100% de la capacidad estructural se obtiene que; para el empotramiento uno del ala en madera; la fuerza de reacción es un 5% menor que la fuerza de reacción en el empotramiento uno de la viga en aluminio (recordar que la viga en aluminio esta sometida a 280 libras mas de sustentación; lo que es igual a un 26% mas de esfuerzo estructural.), el empotramiento dos para el ala en madera experimenta un 60% menos de esfuerzo estructural que el empotramiento de la viga de aluminio. Para ambos casos los momentos que se originan a raíz de estas reacciones son menores o levemente por encima de los valores en el ala en madera; en tal caso se ve reflejado que la capacidad para soportar una deformación debido a estos momentos y esfuerzos es mucho mayor para el ala en aluminio.

Se realiza un paralelo entre cada esfuerzo a que se sometió cada estructura; tanto el ala en madera como le viga en aluminio; es conocido que las ventajas del aluminio son ampliamente mayores que las ventajas que proporciona cualquier tipo de madera que se utilice en la construcción de estructuras alares; sin embargo estos estudios proporcionan la

confirmación de lo que teóricamente e históricamente se ha sabido, pero de todos modos no son tampoco el último parámetro de validación de un diseño. Las siguientes tablas seguirán comprobando la teoría.

Tabla 15. Paralelos entre esfuerzos analizados de las estructuras.

Mínimo.	Ala madera 700 libras de sustentación y 245 libras de peso.	Viga principal ala Al. 980 libras de sustentación y 245 libras de peso.
Máximo.	libras de sustentación y 245 libras de peso.	libras de sustentación y 245 libras de peso.
Esfuerzo equivalente.	289 psi. 2,605 psi.	13,500 psi. 120,500 psi.
Esfuerzo cortante.	166 psi. 1,498 psi.	6,770 psi. 60,440 psi.
Deformación.	0,0051 in. 0,0462 in.	0,372 in. 3,345 in.

Fuente: Ansys CAE.

La resistencia última para el esfuerzo cortante en este tipo de madera es de 1,100 psi y el esfuerzo admisible que esta soportando esta estructura es de 1,498; por lo tanto el factor de seguridad es de 0.7. Lo anterior significa que tiene un margen de falla muy bajo o un riesgo a la ruptura por este esfuerzo demasiado alto; lo que se puede apreciar en las graficas 3 y 4 sobre el factor y margen de seguridad del ala en madera. Para el caso de la viga en aluminio la resistencia última para el esfuerzo cortante es de 41,000 psi y el esfuerzo admisible que esta soportando esta estructura es de 42,308 psi (recordar que esta estructura se analizo con un 30 % mas de carga que la estructura en madera que es aproximadamente 18,000 psi); por lo tanto el factor de seguridad para la viga en aluminio es de 1. Lo anterior significa que tiene un margen de falla en un 30% más alto que la estructura en madera. Estos resultados se evidencian en las graficas 31 y 32. En un análisis es necesario conocer los esfuerzos últimos a que esta sometida la estructura bajo las determinadas cargas; entonces se realizan análisis de cargas donde la estructura experimente ruptura; para el caso de 980 libras de

sustentación y 250 libras de peso la viga no sufrió ruptura sin embargo presento zonas rojas donde la capacidad del material y la geometría presentan exigencias máximas.

Si se tiene en consideración tan solo las cantidades en psi confrontadas y se toman las diferencias entre cada análisis se puede concluir que el aluminio 2024-T3 tiene 50,000 psi mas de resistencia que la madera stika; claro solo en términos de número ya que esto depende de las cualidades de cada material, geometría y propiedades de la estructura.

En general lo que las graficas proporcionan es el comportamiento de cada geometría y material bajo condiciones preescritas de cargas, se identifica claramente porque materiales de avanzada superaron a la madera en todo ámbito y se paso de procesos artesanales a procesos mucho más elaborados, la resistencia que presenta el aluminio permitió que una estructura que experimentaba ruptura a esfuerzos de carga ahora mínimos como 289 psi, soporte esfuerzos tan elevados como 13,500 psi. Se relacionará a continuación las diferencias de peso entre cada estructura.

Tabla 16. Paralelos entre pesos de las estructuras de las alas.

Pieza.	Ala aluminio.	Ala madera.
Viga principal.	1.86 lbm.	34.9 lbm.
Viga secundaria.	0.89 lbm.	15.8 lbm
Borde de ataque.	0.12 lbm (X9)	0.46 lbm. (X9).
Borde de fuga.	0.22 lbm (X9)	0.75 lbm. (X9).
Total.	5.81 lbm	61.59 lbm.

Fuente: Los autores.

Solamente observando las diferencias de peso entre las vigas principales de cada modelo se tiene una reducción de peso de 32,15 libra; lo que representa casi un 92% menos de peso en la estructura, mucho mas margen de movilidad para la aeronave y por las características del material soportar esfuerzos mucho mayores.

6. CONCLUSIONES.

Para empezar se ve satisfactoriamente que se validó este proyecto de investigación mediante la aplicación de reingeniería a componentes estructurales, se puede concluir que esta herramienta es en definitiva la principal fuente de información para enfrentar un proyecto de investigación de este tipo; ya sea diseño, modificación o alteración; sin costos demasiado elevados. Posibilitó empezar un estudio con herramientas ya establecidas y datos técnicos conocidos para que de esta forma no se cuente solo con la experiencia.

La metodología que se siguió para realizar el trabajo de modificación partió de unos datos ya conocidos del avión como lo fueron las especificaciones físicas, dimensiones generales y características de diseño de la estructura alar en madera. A partir de estos datos se señalo las características mas representativas de las partes del acrolite para así reconocer cual de ellas se estudiaría. Este estudio dio como resultado que la estructura alar del acrolite era la más pertinente. Por último se utilizaron herramientas como software de modelamiento (Solid edge CAD) y cálculos (Ansys CAE) de estructuras para establecer las características fundamentales de cada estructura alar y poder determinar los limites en los que cada ala estaba trabajando, las diferencias en referencia al peso de cada estructura y establecer posibles rangos de esfuerzos estructurales.

Para ser consecuentes con la metodología se identificó y se determinó que la estructura alar del acrolite construida en madera presentaba fallas debido al material con que fueron construidas. Se evidencio esta falla debido a que; la modificación y análisis que se propuso estaba enfocada hacia los límites que experimentaba un avión acrobático en vuelo y a partir de las herramientas de reingeniería adquirir experiencia en estructuras alares y su conformación. Lo anterior arrojo que la madera utilizada en los planos de este avión; debido a lo difícil que es controlar la acción de la humedad y por consecuencia el peso de esta estructura; no permitía cumplir con los limites de factores de carga para aviones acrobáticos según la regulación; ya que su limite de fatiga se encontraba al máximo de vida.

Estas investigaciones motivaron a escoger un nuevo material para la estructura alar del acrolite, que particularmente fuese ligero y resistente. Ya que la experiencia, un 99% de los aviones acrobáticos y las características de resistencias son mucho mayores que los de la madera; se eligió el aluminio como nuevo material y el propósito particular que tenía que cumplir la estructura escogida. De modo que este material teóricamente permitía alcanzar los límites de carga establecidos para aeronaves de acrobacia; señalaban analizar los beneficios que él brindaba.

Se modeló el diseño de la estructura alar del acrolite mediante Solid Edge, porque análisis estructurales que se realizan mediante herramientas de software, es necesario que el programa CAD sea compatible con el programa CAE; y los anteriores requisitos los cumplen Ansys CAE y solid edge CAD. Mediante estas herramientas se validaron los nuevos límites a que estaría sometida la estructura alar según las regulaciones aeronáuticas Colombianas.

Ya en lo que concierne a la aplicación de aluminio en la estructura alar obtuvimos reconfortantes resultados como lo son:

Se logró mediante el componente modificado que Los factores de carga a que estaba expuesta la estructura alar en madera se superarán, los cuales estaban en el rango de 7.5 gravedades positivas y -3 gravedades negativas. La mayor eficiencia estructural se origino a partir de los factores de carga que se lograron alcanzar con la estructura alar en aluminio, los cuales están en el orden de 10.5 gravedades positivas y -6 gravedades negativas. Lo que significa un aumento del 40% para maniobras con gravedades positivas y 100% para maniobras con gravedades negativas. Lo Anterior esta por encima de lo que requieren los RAC en un 16% para maniobras con gravedades positivas y un 50% para maniobras con gravedades positivas.

Se establecieron los beneficios que brindaba el aluminio mediante las diferencias porcentuales de peso y esfuerzos entre la estructura alar de aluminio y la estructura alar en

madera, para esto fue necesario establecer una variable definida que es el peso máximo del acrolite y a partir de este se establecerán los paralelos entre cada estructura.

La estructura alar en aluminio soporta un máximo de 8400 libras fuerza lo que representa un aumento en capacidad estructural de 2400 libras mas que la soportada por la estructura alar en madera. Con respecto a la resistencia estructural durante maniobras con la nariz invertida se incremento en 2400 libras fuerza. Esto representa un 50% de efectividad más que la configuración de madera.

Se evidenció que a medida que va aumentando el factor de carga se requiere más sustentación y que el ala en aluminio alcanza 35% más de efectividad que la de madera. Esto es 200 libras más resistencia estructural.

Para el caso de las velocidades de entrada en pérdida se logro aumentar el límite de maniobrabilidad en 16.40 MPH para maniobras negativas, lo que representa un 18.4%; y un aumento de velocidades negativas de 23.45 MPH, lo que representa un 41%.

Con relación al peso en vacío de la aeronave el 45% es generado por el motor, el 25% por el fuselaje, el 15% por las alas, el 10% por el tren de aterrizaje y el 5% por el empenaje. Con la estructura alar de aluminio se redujo el peso en vacío de la aeronave en un 10%.

Por otro lado se tiene que encontrar madera con características acordes a aplicaciones estructurales y no estructurales es un poco complicado, ya que como se explico en el desarrollo de este proyecto de investigación, la madera puede presentar diferentes grados de humedad y deficiencias en su estructura interna, llevando a que los componentes que estén fabricados con este material, puedan incurrir a daños por ruptura o bien no sean convenientes por exceso de peso. Es por esto que con la aplicación de materiales compuestos, los fabricantes de los componentes serán quienes satisfagan las necesidades que la madera no puede suplir.

En cuanto a la adquisición de los materiales compuestos aplicables al acrolite se tiene que son de fácil acceso, debido a que son elementos que no requieren soportar grandes esfuerzos estructurales, y que a su vez no se requiere que estén certificados por autoridades aeronáuticas.

También se tienen que con la fabricación de moldes, se puede tener disponibilidad casi inmediata de componentes que hayan sufrido algún tipo de daño; siendo para el propietario de una aeronave un elemento primordial de respaldo y buen desarrollo de mantenimiento.

7. RECOMENDACIONES.

En los análisis estructurales realizados mediante las herramientas de un software se recomienda contar con la capacidad de computadores muy potentes para responder al ¿que hacer? para realizar un estudio estructural tan complejo como lo es una estructura alar en aluminio. Otra opción que nace es utilizar un nuevo programa CAE que no sea Ansys; entre los cuales esta Catia, Forcestrac etc. Se debe recordar que cada programa CAE es compatible con un Programa CAD y es pertinente conocer y manejar cada uno de ellos; o por el contrario el mismo programa CAE trae consigo un modulo de diseño.

Se deja abierta la puerta para futuros ingenieros orientados hacia la rama del diseño y análisis estructural mediante herramientas computarizadas, que deseen validar los resultados de esta propuesta, de igual forma que deseen continuar con el análisis estructural de las otras partes del acrolite y para esto en los anexos se dejan copia de los planos generales de esta aeronave.

Se deja entre ver que como ingenieros, este tipo de análisis son en gran parte el primer paso para la construcción de un modelo aeronáutico; sin embargo no lo es todo. Para la construcción de un modelo real se necesitan herramientas reales que brindan test sobre la materia física y que interactuando con los medios computarizados hagan mucho más fuerte el proceso de análisis estructural; contar con la experiencia de ingenieros diseñadores brinda más beneficios extras al diseño y particularmente que esta interdisciplinaridad proporcione los limites de seguridad requeridos para la actividad que la aeronave nazca.

BIBLIOGRAFÍA.

Howar D Curtis, Fundamentals of Aircraft Structural Análisis, Mcgraw-Hill, Impreso primera edición Estados Unidos, 1997.

Y.M. Paramonov, Aeroplane Construction Strength primera parte, Editorial Universidad De San Buenaventura Bogotá, Impreso primera edición Colombia, 2002.

Ferdinand P Beer, Mecánica de materiales, Mcgraw-Hill, Impreso segunda edición Colombia, 1994.

Pat L. Mangonon, Ciencia de Materiales selección y diseño, Prentice Hall , impreso primera edición, Mexico, 2001.

Flin/Trojan, Materiales de ingeniería y sus aplicaciones, Mcgraw-Hill, impreso tercera edición, Mexico, 1991.

Diamond Joseph J, Airframe and Powerplant MECHANICS, IAP, Federal Aviation Administration USA, 1989.

Robert D. Cook, Finite Element Modeling for Stress Analysis, Hamilton printing, Canada, 1995.

Megson J, Aircraft Structures for Engineering Students, Halsted Press, México, 1990.

B. C. Hoskin y A. A. Baker, Composite Materiales for Aircraft Structures, Thomson, Mexico, 1986.

Federal Aviation Administration, www.faa.gov, November, 12, 2005.

The University of Bath, www.Bath.Ac.uk, September, 22, 2005.

Curso Básico Materiales Compuestos, Manual de entrenamiento, Centro industrial y aviación, SENA.

George E. Totten, Hand book of mechanical alloy desing. DARcorporation, Kansas,2000.

Lumina decisión system-Analytica, <http://www.Lumina.com>, Octubre, 10, 2005.

Hangar57, <http://www.Hangar57.com>, Septiembre, 2, 2005.

The fuselage structure, <http://www.alstar.fiu.edu/aero/flight11.htm>, Julio, 26, 2005.

ANEXO A. Planos generales del Acrolite.

ANEXO B. Modelamiento en Solid Edge alas del acrolite.

Ver disco compacto adjunto al documento.

ANEXO C. Modelamiento en Ansys alas del acrolite.

Ver disco compacto adjunto al documento.

ANEXO D. Cálculos estructurales.

La referencia que se toma para realizar estos cálculos sigue la metodología propuesta en libro AEROPLANE CONSTRUCTION AND STRENGTH ANÁLISIS de Y.M. Paramonov.

► **Capacidad de carga estructural alar (CC):** Esta capacidad de carga lo determina la relación entre el factor de seguridad y el peso de la aeronave. En la relación más sencilla y para cumplir con los límites establecidos por las regulaciones se determino:

- Peso máximo de la aeronave: 800 libras. W_{max} .
- Peso en vacío de la aeronave: 500 libras. W_v .
- Rango de factores de seguridad: 3 gravedades negativas y 6 gravedades positivas. Este rango es dado por las Regulaciones Aéreas Colombianas para aviones acrobáticos por las fuerzas de gravedad a que la aeronave esta expuesta durante una maniobra.
- Área alar: 133 pies cuadrados.

La carga alar (CA) esta determinada por la relación entre peso de la aeronave y el área alar, de esta manera se tiene:

$$CA = (W_{max} / \text{Área alar}) .$$

$$(800 \text{ libras} / 133 \text{ pies cuadrados}) = \mathbf{6.015 \text{ Libras} / \text{Pies}^2} .$$

1. ALA EN ALUMINIO.

► **Capacidad de carga estructural alar sin factor de seguridad.** Se determinaron las capacidades de carga para diferentes gravedades entre el rango establecido inicialmente ya que un acrobático experimenta diferentes gravedades según la maniobra que se ejecute.

Los valores en rojo representan los datos que se tuvieron en consideración para realizar el análisis en Ansys CAE.

$$CC1 = (W_{max} * FC) = (800 \text{ libras} * 7) = 5600 \text{ libras.}$$

$$CC2 = (W_{max} * FC) = (800 \text{ libras} * 6) = 4800 \text{ libras.}$$

$$CC3 = (W_{max} * FC) = (800 \text{ libras} * 5) = 4000 \text{ libras.}$$

$$CC4 = (W_{max} * FC) = (800 \text{ libras} * 4) = 3200 \text{ libras.}$$

$$CC5 = (W_{max} * FC) = (800 \text{ libras} * 3) = 2400 \text{ libras.}$$

$$CC6 = (W_{max} * FC) = (800 \text{ libras} * 2) = 1600 \text{ libras.}$$

$$CC7 = (W_{max} * FC) = (800 \text{ libras} * 1) = 800 \text{ libras.}$$

$$CC8 = (W_{max} * FC) = (800 \text{ libras} * -1) = -800 \text{ libras.}$$

$$CC9 = (W_{max} * FC) = (800 \text{ libras} * -2) = -1600 \text{ libras.}$$

$$CC10 = (W_{max} * FC) = (800 \text{ libras} * -3) = -2400 \text{ libras.}$$

$$CC11 = (W_{max} * FC) = (800 \text{ libras} * -4) = -3200 \text{ libras.}$$

► **Capacidad de carga estructural alar con factor de seguridad.** se tiene lo siguiente:

El factor de seguridad es el adición del 50% del factor de carga. De esta manera se tiene:

$$CC1 = (W_{max} * FC) = (800 \text{ libras} * (7 + 3.5)) = 8400 \text{ libras.}$$

$$CC2 = (W_{max} * FC) = (800 \text{ libras} * (6 + 3)) = 7200 \text{ libras.}$$

$$CC3 = (W_{max} * FC) = (800 \text{ libras} * (5 + 2.5)) = 6000 \text{ libras.}$$

$$CC4 = (W_{max} * FC) = (800 \text{ libras} * (4 + 2)) = 4800 \text{ libras.}$$

$$CC5 = (W_{max} * FC) = (800 \text{ libras} * (3 + 1.5)) = 3600 \text{ libras.}$$

$$CC6 = (W_{max} * FC) = (800 \text{ libras} * (2 + 1)) = 2400 \text{ libras.}$$

$$CC7 = (W_{max} * FC) = (800 \text{ libras} * (1 + 0.5)) = 1200 \text{ libras.}$$

$$CC8 = (W_{max} * FC) = (800 \text{ libras} * (-1 + 0.5)) = -1200 \text{ libras.}$$

$$CC9 = (W_{max} * FC) = (800 \text{ libras} * (-2 + 1)) = -2400 \text{ libras.}$$

$$CC10 = (W_{max} * FC) = (800 \text{ libras} * (-3 + 1.5)) = -3600 \text{ libras.}$$

$$CC11 = (W_{max} * FC) = (800 \text{ libras} * (-4 + 2)) = -4800 \text{ libras.}$$

► **Capacidad de carga estructural alar sin factor de seguridad con peso en vacío de la aeronave (CCv).** se tiene lo siguiente:

$$CCv1 = (W_{max} * FC) = (500 \text{ libras} * 7) = 3500 \text{ libras.}$$

$$CCv2 = (W_{max} * FC) = (500 \text{ libras} * 6) = 3000 \text{ libras.}$$

$$CCv3 = (W_{max} * FC) = (500 \text{ libras} * 5) = 2500 \text{ libras.}$$

$$CCv4 = (W_{max} * FC) = (500 \text{ libras} * 4) = 2000 \text{ libras.}$$

$$CCv5 = (W_{max} * FC) = (500 \text{ libras} * 3) = 1500 \text{ libras.}$$

$$CCv6 = (W_{max} * FC) = (500 \text{ libras} * 2) = 1000 \text{ libras.}$$

$$CCv7 = (W_{max} * FC) = (500 \text{ libras} * 1) = 500 \text{ libras.}$$

$$CCv8 = (W_{max} * FC) = (500 \text{ libras} * -1) = -500 \text{ libras.}$$

$$CCv9 = (W_{max} * FC) = (500 \text{ libras} * -2) = -1000 \text{ libras.}$$

$$CCv10 = (W_{max} * FC) = (500 \text{ libras} * -3) = -1500 \text{ libras.}$$

$$CCv11 = (W_{max} * FC) = (500 \text{ libras} * -4) = -2000 \text{ libras.}$$

► **Capacidad de carga estructural alar con factor de seguridad con peso en vacío de la aeronave (CCv).** se tiene lo siguiente:

$$CCv1 = (W_{max} * FC) = (500 \text{ libras} * (7 + 3.5)) = 5250 \text{ libras.}$$

$$CCv2 = (W_{max} * FC) = (500 \text{ libras} * (6 + 3)) = 4500 \text{ libras.}$$

$$CCv3 = (W_{max} * FC) = (500 \text{ libras} * (5 + 2.5)) = 3750 \text{ libras.}$$

$$CCv4 = (W_{max} * FC) = (500 \text{ libras} * (4 + 2)) = 3000 \text{ libras.}$$

$$CCv5 = (W_{max} * FC) = (500 \text{ libras} * (3 + 1.5)) = 2250 \text{ libras.}$$

$$CCv6 = (W_{max} * FC) = (500 \text{ libras} * (2 + 1)) = 1500 \text{ libras.}$$

$$CCv7 = (W_{max} * FC) = (500 \text{ libras} * (1 + 0.5)) = 750 \text{ libras.}$$

$$CCv8 = (W_{max} * FC) = (500 \text{ libras} * (-1 + 0.5)) = -750 \text{ libras.}$$

$$CCv9 = (W_{max} * FC) = (500 \text{ libras} * (-2 + 1)) = -1500 \text{ libras.}$$

$$CCv10 = (W_{max} * FC) = (500 \text{ libras} * (-3 + 1.5)) = -2250 \text{ libras.}$$

$$CCv11 = (W_{max} * FC) = (500 \text{ libras} * (-4 + 2)) = -3000 \text{ libras.}$$

2. ALA EN MADERA.

► **Capacidad de carga estructural alar sin factor de seguridad.** se tiene lo siguiente:

$$CC1 = (W_{\max} * FC) = (800 \text{ libras} * 5) = 4000 \text{ libras.}$$

$$CC2 = (W_{\max} * FC) = (800 \text{ libras} * 4) = 3200 \text{ libras.}$$

$$CC3 = (W_{\max} * FC) = (800 \text{ libras} * 3) = 2400 \text{ libras.}$$

$$CC4 = (W_{\max} * FC) = (800 \text{ libras} * 2) = 1600 \text{ libras.}$$

$$CC5 = (W_{\max} * FC) = (800 \text{ libras} * 1) = 800 \text{ libras.}$$

$$CC6 = (W_{\max} * FC) = (800 \text{ libras} * -1) = -800 \text{ libras.}$$

$$CC7 = (W_{\max} * FC) = (800 \text{ libras} * -2) = -1600 \text{ libras.}$$

$$CC8 = (W_{\max} * FC) = (800 \text{ libras} * -3) = -2400 \text{ libras.}$$

► **Capacidad de carga estructural alar con factor de seguridad.** se tiene lo siguiente:

El factor de seguridad es el adición del 50% del factor de carga. De esta manera se tiene:

$$CC1 = (W_{\max} * FC) = (800 \text{ libras} * (5 + 2.5)) = 6000 \text{ libras.}$$

$$CC2 = (W_{\max} * FC) = (800 \text{ libras} * (4 + 2)) = 4800 \text{ libras.}$$

$$CC3 = (W_{\max} * FC) = (800 \text{ libras} * (3 + 1.5)) = 3600 \text{ libras.}$$

$$CC4 = (W_{\max} * FC) = (800 \text{ libras} * (2 + 1)) = 2400 \text{ libras.}$$

$$CC5 = (W_{\max} * FC) = (800 \text{ libras} * (1 + 0.5)) = 1200 \text{ libras.}$$

$$CC6 = (W_{\max} * FC) = (800 \text{ libras} * (-1 + 0.5)) = -1200 \text{ libras.}$$

$$CC7 = (W_{\max} * FC) = (800 \text{ libras} * (-2 + 1)) = -2400 \text{ libras.}$$

$$CC8 = (W_{\max} * FC) = (800 \text{ libras} * (-3 + 1.5)) = -3600 \text{ libras.}$$

► **Capacidad de carga estructural alar sin factor de seguridad con peso en vacío de la aeronave (CCv).** se tiene lo siguiente:

$$CC1 = (W_{\max} * FC) = (500 \text{ libras} * 5) = 2500 \text{ libras.}$$

$$CC2 = (W_{\max} * FC) = (500 \text{ libras} * 4) = 2000 \text{ libras.}$$

$$CC3 = (W_{\max} * FC) = (500 \text{ libras} * 3) = 1500 \text{ libras.}$$

$$CC4 = (W_{\max} * FC) = (500 \text{ libras} * 2) = 1000 \text{ libras.}$$

$$CC5 = (W_{\max} * FC) = (500 \text{ libras} * 1) = 500 \text{ libras.}$$

$$CC6 = (W_{\max} * FC) = (500 \text{ libras} * -1) = 500 \text{ libras.}$$

$$CC7 = (W_{\max} * FC) = (500 \text{ libras} * -2) = -1000 \text{ libras.}$$

$$CC8 = (W_{\max} * FC) = (500 \text{ libras} * -3) = -1500 \text{ libras.}$$

► **Capacidad de carga estructural alar con factor de seguridad con peso en vacío de la aeronave (CCv).** se tiene lo siguiente:

$$CC1 = (W_{\max} * FC) = (500 \text{ libras} * (5 + 2.5)) = 3750 \text{ libras.}$$

$$CC2 = (W_{\max} * FC) = (500 \text{ libras} * (4 + 2)) = 3000 \text{ libras.}$$

$$CC3 = (W_{\max} * FC) = (500 \text{ libras} * (3 + 1.5)) = 2250 \text{ libras.}$$

$$CC4 = (W_{\max} * FC) = (500 \text{ libras} * (2 + 1)) = 1500 \text{ libras.}$$

$$CC5 = (W_{\max} * FC) = (500 \text{ libras} * (1 + 0.5)) = 750 \text{ libras.}$$

$$CC6 = (W_{\max} * FC) = (500 \text{ libras} * (-1 + 0.5)) = -750 \text{ libras.}$$

$$CC7 = (W_{\max} * FC) = (500 \text{ libras} * (-2 + 1)) = -1500 \text{ libras.}$$

$$CC8 = (W_{\max} * FC) = (500 \text{ libras} * (-3 + 1.5)) = -2250 \text{ libras.}$$

3. DISTRIBUCIÓN DE LAS CARGAS PARA EL ALA EN MADERA.

Según el Doctor Paramonov la viga principal de un ala soporta el 70% de las cargas a las cuales esta sometida una aeronave, en la geometría de esta ala solo se encuentra un tipo viga principal. (Para ver los detalles referirse al capítulo 2 Marco referencial.)

Es importante resaltar que un ala del acrolite es el 25% del total de la estructura alar ya que presenta una configuración biplano. Por lo tanto los anteriores resultados de las capacidades estructurales alares del acrolite se reducirán al 25% del total de la capacidad estructural.

► **Distribución alar en madera sin factor y peso máximo de seguridad. Se tiene:**

- 4000 libras de carga estructural total para la configuración biplano.
- Cada ala soporta el 25% de la capacidad de carga estructural total, lo que representa 1000 libras por cada ala.
- El 70% de la capacidad de carga estructural a que esta sometida un ala es soportada por la viga principal, esto es **700 libras. (CC1 25@A)**

Las cargas a que esta sometida este tipo de ala durante una maniobra son los siguientes:

$$M_w = 0.35 * M_{st}.$$

$$M_{st} = 500 \text{ Libras.}$$

$$M_{st_{25@}} = 125 \text{ Libras.}$$

$$\text{Fuerza de Gravedad} = 1, 3.5, 5.2.$$

$$W_m = M_w * G * g.$$

$$g = 32 \text{ (pies/seg. } ^2 \text{)}.$$

Donde M_w , M_{st} , $M_{st_{25@}}$, W_m son respectivamente la masa del ala, la masa de la estructura, la masa de la estructura al 25 por ciento y el peso que experimenta un ala cuando realiza una maniobra según las fuerzas de gravedad G .

Por las anteriores ecuaciones se tiene: para rangos de maniobras entre 0 y 180 grados:

$$W_{m_{125@}} = (0.35 * 125 * 1 * 32) = 1400 \text{ librasF.}$$

$$W_{m_{125@}} = (0.35 * 125 * 3.5 * 32) = 4900 \text{ librasF.}$$

$$W_{m_{125@}} = (0.35 * 125 * 5.2 * 32) = 7280 \text{ librasF.}$$

De los pesos en maniobra en un ala es necesario establecer la capacidad estructural de la viga principal y según el doctor Paramonov esta es el 25% la capacidad estructural que soporta un ala. Por lo anterior se tiene:

$$Wm_{125@A} = 245 \text{ librasF.}$$

$$Wm_{125@A} = 857.5 \text{ librasF.}$$

$$Wm_{125@A} = 1274 \text{ librasF.}$$

Donde $Wm_{125@A}$ representa el peso a que esta sometida la viga principal y el que se tuvo en cuenta para el análisis en Ansys.

► **Distribución alar en madera con factor de seguridad peso máximo. Se tiene:**

- 6000 libras de carga estructural total para la configuración biplano.
- Cada ala soporta el 25% de la capacidad de carga estructural total, lo que representa 1500 libras por cada ala.
- El 70% de la capacidad de carga estructural a que esta sometida un ala es soportada por la viga principal, esto es **1050 libras. ($CC_{125@A}$)**
- Los cálculos de cargas estructurales para los diferentes pesos ($Wm_{125@A}$) durante las maniobras de la aeronave son los mismos que se tuvieron en cuenta en el numeral 3 de este anexo.

4. DISTRIBUCIÓN DE LAS CARGAS PARA EL ALA EN ALUMINIO.

4.1. Distribución alar en aluminio con factor de seguridad peso máximo. Se tiene:

► Para la viga principal se encuentra:

- 8400 libras de carga estructural total para la configuración biplano.

- Cada ala soporta el 25% de la capacidad de carga estructural total, lo que representa 2100 libras por cada ala.
- El 70% de la capacidad de carga estructural a que esta sometida un ala es soportada por la viga principal, esto es **1470 libras. (CC1 25@A)**

Las cargas a que esta sometida este tipo de ala durante una maniobra son los siguientes:

$$M_w = 0.35 * M_{st}.$$

$$M_{st} = 500 \text{ Libras.}$$

$$M_{st_{25@}} = 125 \text{ Libras.}$$

$$\text{Fuerza de Gravedad} = 1, 5.5, 7.$$

$$W_m = M_w * G * g.$$

$$g = 32 \text{ (pies/seg}^2\text{)}.$$

Donde M_w , M_{st} , $M_{st_{25@}}$, W_m son respectivamente la masa del ala, la masa de la estructura, el peso de la estructura al 25 por ciento y el peso que experimenta un ala cuando realiza una maniobra según las fuerzas de gravedad G .

Por las anteriores ecuaciones se tiene: para rangos de maniobras entre 0 y 180 grados:

$$W_{m_{1_{25@}}} = (0.35 * 125 * 1 * 32) = 1400 \text{ librasF.}$$

$$W_{m_{5.5_{25@}}} = (0.35 * 125 * 5.5 * 32) = 7700 \text{ librasF.}$$

$$W_{m_{7_{25@}}} = (0.35 * 125 * 7 * 32) = 9800 \text{ librasF.}$$

De los pesos en maniobra en un ala es necesario establecer la capacidad estructural de la viga principal y según el doctor Paramonov esta es el 25% de la capacidad estructural que soporta el ala. Por lo anterior se tiene:

$$Wm1_{25@A} = 245 \text{ librasF.}$$

$$Wm1_{25@A} = 1347.5 \text{ librasF.}$$

$$Wm1_{25@A} = 1715 \text{ librasF.}$$

Donde $Wm1_{25@A}$ representa el peso a que esta sometida la viga principal y el que se tuvo en cuenta para el análisis en Ansys.

► Para la viga secundaria se tiene:

- El 20% de la capacidad de carga estructural a que esta sometida un ala es soportada por la viga principal, esto es **420 libras. ($CC1_{25@A}$)**.
- De los pesos en maniobra en un ala es necesario establecer la capacidad estructural de la viga secundaria y según el doctor Paramonov esta es el 25% de la capacidad estructural que soporta un ala. Por lo anterior se tiene:

4.2. Distribución alar en madera sin factor de seguridad peso máximo. se tiene:

- 5600 libras de carga estructural total para la configuración biplano.
- Cada ala soporta el 25% de la capacidad de carga estructural total, lo que representa 1400 libras por cada ala.

- El 70% de la capacidad de carga estructural a que esta sometida un ala es soportada por la viga principal, esto es **980 libras. (CC125@A)**.
- Los cálculos de cargas estructurales para los diferentes pesos (**Wm125@A**) durante las maniobras de la aeronave es el mismo que se tuvo en cuenta en el numeral 4.1 viga secundaria de este anexo.

$$\mathbf{Wm1_{25@A} = 70 \text{ librasF.}}$$

$$\mathbf{Wm1_{25@A} = 385 \text{ librasF.}}$$

$$\mathbf{Wm1_{25@A} = 490 \text{ librasF.}}$$

5. DIAGRAMA DE DISTRIBUCIÓN DE LAS CARGAS PARA EL ALA EN ALUMINIO. ES NECESARIO ESTABLECER:

$$Q_{ya} = (G * M_{st} * g * b) / S$$

$$b = 3.35 \text{ pies.}$$

$$S = 133 \text{ pies cuadrados.}$$

$$M_{st} = 800 \text{ Libras.}$$

$$g = 32 \text{ (pies / seg. } ^2 \text{).}$$

$$X_p = 11.6 \text{ pulgadas.}$$

Donde **b** es la cuerda del perfil en aluminio, **S** es el área alar y **X_p** es la distancia al centro de presiones.

*Ala aluminio:

$Q_{ya} = CC_{25@} 1 = 1470$ Libras; con $G = 9$, 980 libras; con $G = 6$.

$Q_{ya_{v2}} = CC_{25@} 1 = 420$ Libras; con $G = 2.6$, libras; con $G = 1.8$.

$W_{m1_{25@A}} = 245$ libras.

$W_{m1_{25@A}} = 1347.5$ libras.

$W_{m1_{25@A}} = 1715$ libras.

*Ala madera:

$Q_{ya} = CC_{25@} 1 = 700$ Libras; con $G = 4.5$, 1050 libras; con $G = 6.5$.

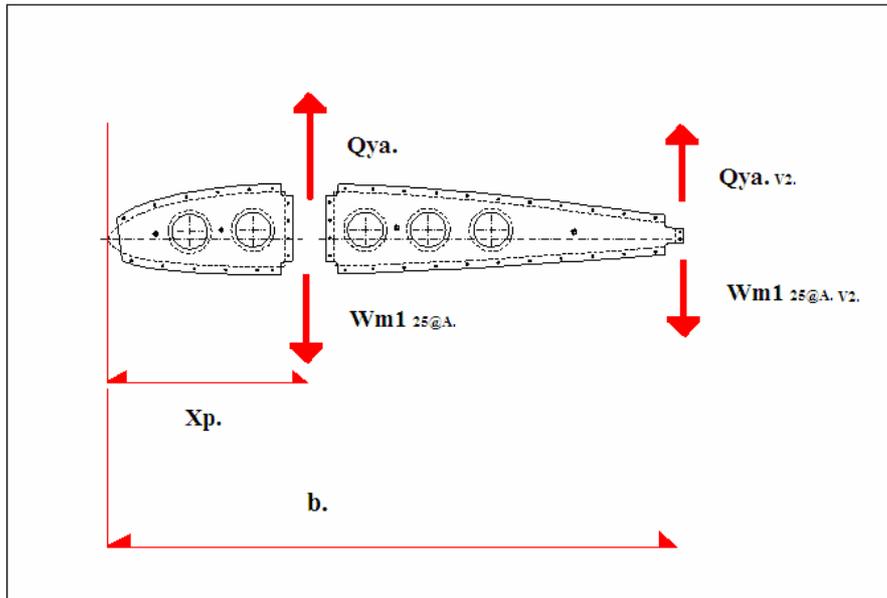
$W_{m1_{25@A}} = 70$ libras.

$W_{m1_{25@A}} = 385$ libras.

$W_{m1_{25@A}} = 490$ libras.

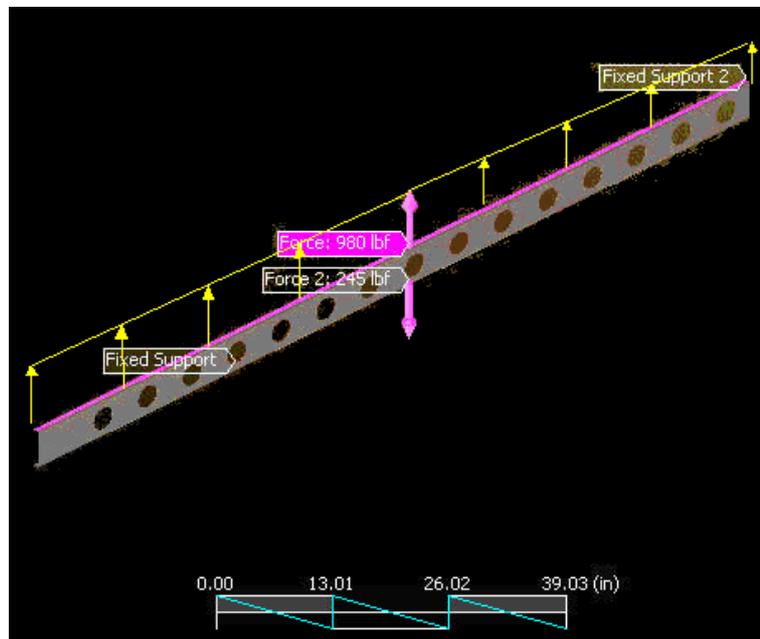
Estos datos presentados en el numeral 5 de este anexo son los expuestos en el trabajo de investigación, en el disco compacto se muestran la totalidad de los análisis que se realizarón a las estructuras. Cada Q_{ya} se relaciono con cada peso. Por ejemplo: para la viga principal en aluminio se estudio un Q_{ya} de 1470 libras contra los tres diferentes pesos $W_{m1_{25@A}} = 245$ libras, 1347.5 libras y 1715 libras.

- **Diagrama de fuerzas.**



Fuente: Los autores.

- **Distribución de la fuerza concentrada Qya.**

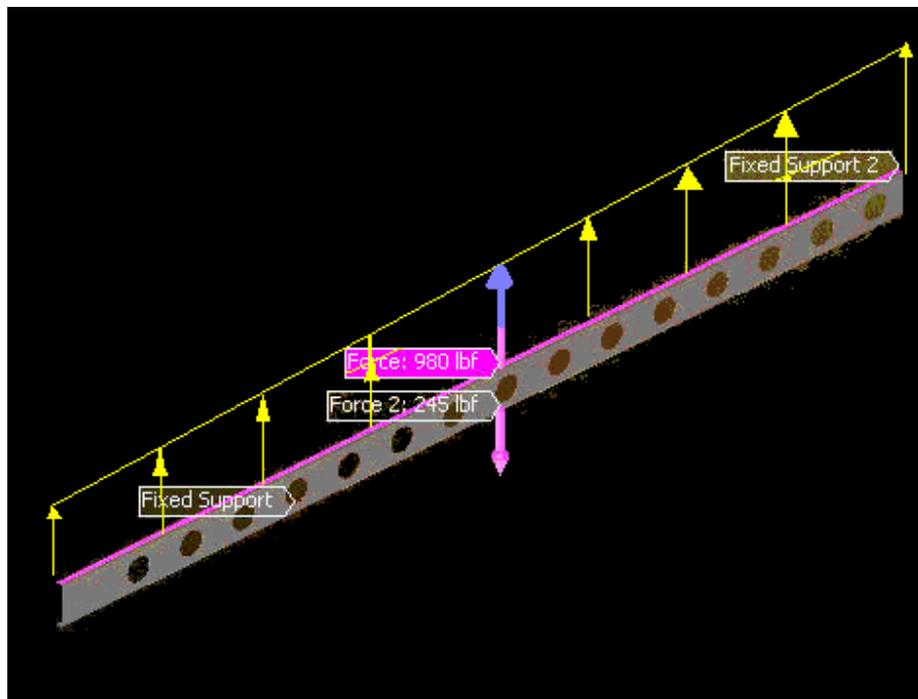


Fuente: Ansys CAE.

La distribución de las fuerzas se realiza linealmente porque de esta manera se estudia los análisis según el Doctor Paramonov en su libro AEROPLANE CONSTRUCTION AND ANALYSIS. PARTE PRIMERA.

Si se observa el capítulo de desarrollo ingenieril, se destaca que en los apoyos del ala hay más resistencia estructural que en el tip del ala por lo tanto esta distribución puede representarse de la siguiente manera:

- **Distribución ideal.**



Fuente: Los autores.

Para ver los análisis de estrés, fatiga y torsión ver el capítulo de desarrollo ingenieril y disco compacto en la carpeta de simulaciones.