

Fecha 09 de Diciembre de 2011

NÚMERO RAE	
PROGRAMA	INGENIERÍA AERONÁUTICA
AUTORES	CORTES JIMÉNEZ, Diana Marcela SALAZAR GONZÁLEZ, Luís Felipe
TÍTULO	ANÁLISIS ESTRUCTURAL, SELECCIÓN DE LA CONFIGURACIÓN ESTRUCTURAL Y SELECCIÓN DE MATERIALES DE LA AERONAVE DE PROPULSIÓN HUMANA SUE-SUA PARA LA COMPETENCIA INTERNACIONAL KREMER EN LA CATEGORÍA MARATÓN.
PALABRAS CLAVES	Aeronaves de propulsión humana Agujeros de aligeramiento Análisis estructural "BOX-WING" Bujes Criterio de falla Deflexión Deformaciones Esfuerzos Estructura tipo "Sandwich" Factor de carga Factor de seguridad Flujo cortante Fuerzas Cortantes Geometría HPA "Internal Girder" – IG Laminados Macromecánica Margen de seguridad Materiales compuestos Matrices Micromecánica Momento de inercia Núcleo Patrón de cargas Pernos Peso

NÚMERO RAE	
PROGRAMA	INGENIERÍA AERONÁUTICA
PALABRAS CLAVES	Piel SUE – SUA Trabajo virtual TSAI-HILL Viga
DESCRIPCIÓN	<p>Este trabajo de grado busca identificar los requerimientos y necesidades en el proceso de construcción de la estructura alar de la aeronave SUE-SUA, como otro avance que facilite la participación en la competencia internacional Kremer - Categoría Maratón.</p> <p>Para poder cumplir con este objetivo es necesario realizar una propuesta detallada de la configuración estructural; contemplando materiales, dimensiones, métodos de unión, etc. Dicha propuesta debe respetar los requerimientos de diseño, planteados de manera preliminar, por el Ingeniero Juan Sebastian Tobón Conde. Es importante conocer si la propuesta de la configuración es viable y segura, por ello es necesario analizarla a nivel estructural a través de modelos matemáticos que ayuden a formar criterios de peso en la toma de decisiones. Además dichos modelos se validarán a través del <i>software</i> ANSYS lo cual permite evaluar la veracidad de los resultados y realizar las respectivas correcciones.</p> <p>A través de este análisis estructural se quiere dejar una propuesta que facilite la construcción de la aeronave SUE – SUA, y de esta manera convertirnos en pioneros del país en la participación de la competencia. Además con los resultados obtenidos se puede establecer una metodología para el diseño estructural de aeronaves de propulsión humana, y una base de referencia para otros proyectos referentes a este tema.</p>
FUENTES BIBLIOGRÁFICAS	ABARIS TRAINING: ESTRUCTURAS AVANZADAS DE MATERIALES COMPUESTOS, FABRICACIÓN Y REPARACIÓN. Abaris Training Resources Inc. 1997.

NÚMERO RAE	
PROGRAMA	INGENIERÍA AERONÁUTICA
FUENTES BIBLIOGRÁFICAS	<p>ALLEN, David H. INTRODUCTION TO AEROSPACE STRUCTURAL ANALYSIS. United States of America. John Wiley & Sons. 1985.</p> <p>ANDERSON, Jhon D. Aircraft performance and design. Third Edition. United States of America. McGraw Hill. 1999.</p> <p>BARRERA BUITRAGO, Victor Guillermo; CARVAJAL PUCHE, Crithian Rene. DESARROLLO Y VALIDACIÓN DE UN MODELO MATEMÁTICO PARA EL CÁLCULO DE PROPIEDADES MECÁNICAS DE MATERIALES COMPUESTOS. [Trabajo de Grado]. Bogotá: Universidad de San Buenaventura, 2009.</p> <p>COMPOSITE LAMMINATE MECHANICS AND DESIGN OF COMPOSITE STRUCTURES, SANDWICH PANELS & JOINTS. Chapter #5 – Sructural Joints. [PDF].</p> <p>DOUSDEBES LLOREDA, C. GALINDO MEDINA, D. GIRALDO QUICEÑO, A. JIMÉNEZ SOLER, P. NEGRETE GUTIERREZ, J. RAMIREZ SANCHEZ, N. RODRIGUEZ, W. ROJAS CARRILLO, J. ZERRATO GAMBOA, C. DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO (UAV) NAVIGATOR X-02. [Trabajo de Grado]. Bogotá: Universidad de San Buenaventura, 2008.</p> <p>EMORY, Chris. The Iron Butterfly: a human power aircraft for sport. Virginia Polytechnic Institute and State University. Unites States of America. 2005.</p> <p>HIBBELER, R. C. MECÁNICA DE MATERIALES. MÉTODOS DE ENERGÍA. Ed. 3. México. 1997.</p> <p>HOLLMAN, Martin. Composite Aircraft Design. United States of America. 1983.</p>

NÚMERO RAE	
PROGRAMA	INGENIERÍA AERONÁUTICA
FUENTES BIBLIOGRÁFICAS	<p>JONES, Robert. Mechanics of Composite Materials. Second Edition. Ann Arbor: Taylor & Francis Group, 1999.</p> <p>KAW, Autar K. Mechanics of Composite Materials. Second Edition. Taylor & Francis Group, 2006.</p> <p>MEGSON, T.H.G. Aircraft Structures for Engineering Students. Fourth Edition, ELSEVIER, 2007.</p> <p>RAYMER, Daniel P. Aircraft Design: A Conceptual approach. Washington. Education Series. 2002.</p> <p>TOBÓN, Conde Juan Sebastián. Diseño preliminar de una aeronave de propulsión humana para la competencia Kremer en la categoría maratón [Trabajo de Grado]. Bogotá: Universidad de San Buenaventura. Facultad de Ingeniería; 2009.</p> <p>VON Mises, Richard. Theory of flight. Toronto, Canada. Dover Publication. 2001.</p>
CONTENIDOS	<p>INTRODUCCIÓN</p> <p>1. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA</p> <p>1.1 ANTECEDENTES</p> <p>1.2 DESCRIPCIÓN Y FORMULACIÓN DEL PROBLEMA</p> <p>1.3 JUSTIFICACIÓN</p> <p>1.4 OBJETIVOS</p> <p>1.4.1 Objetivo general</p> <p>1.4.2 Objetivos específicos</p> <p>1.5 ALCANCES Y LIMITACIONES</p>

NÚMERO RAE	
PROGRAMA	INGENIERÍA AERONÁUTICA
CONTENIDOS	<p>1.5.1 Alcances</p> <p>1.5.2 Limitaciones</p> <p>2. MARCO DE REFERENCIA</p> <p>2.1 MARCO TEÓRICO – CONCEPTUAL</p> <p>2.1.1 Progreso en tecnología de materiales para la industria aeronáutica (Materiales Compuestos)</p> <p>2.1.2 Corrosión en materiales compuestos</p> <p>2.1.3 Análisis estructural</p> <p>2.1.4 Cargas externas presentadas durante la misión, consideraciones de vuelo, factor de carga y factor de seguridad</p> <p>2.2 MARCO LEGAL O NORMATIVO</p> <p>2.2.1 Normatividad para planos</p> <p>3. METODOLOGÍA</p> <p>3.1 ENFOQUE DE LA INVESTIGACIÓN</p> <p>3.2 LÍNEA DE INVESTIGACIÓN DE USB / SUB-LÍNEA DE FACULTAD / CAMPO TEMÁTICO DEL PROGRAMA</p> <p>3.3 TÉCNICAS DE RECOLECCIÓN DE INFORMACIÓN</p> <p>3.4 HIPÓTESIS</p> <p>3.5 VARIABLES</p> <p>3.5.1 Variables independientes</p> <p>3.5.2 Variables dependientes</p>

NÚMERO RAE	
PROGRAMA	INGENIERÍA AERONÁUTICA
CONTENIDOS	<p>4. DESARROLLO INGENIERIL</p> <p>4.1 RESTRICCIONES DE DISEÑO</p> <p>4.1.1 Factor de carga</p> <p>4.1.2 Cargas externas</p> <p>4.1.3 Pesos</p> <p>4.1.4 Materiales</p> <p>4.1.4.1 Vigas estructurales</p> <p>4.1.4.2 Superficies sustentadoras</p> <p>4.1.4.3 Piel</p> <p>4.2 DISEÑO ESTRUCTURAL</p> <p>4.2.1 Diseño de vigas estructurales</p> <p>4.2.1.1 Determinación de la geometría</p> <p>4.2.1.2 Posicionamiento del larguero dentro del perfil alar</p> <p>4.2.1.3 Dimensionamiento</p> <p>4.2.2 Diseño de superficies sustentadoras</p> <p>4.2.2.1 Superficies de control</p> <p>4.2.3 Medios de sujeción</p> <p>4.2.3.1 Adhesivos</p> <p>4.2.3.2 Pernos</p> <p>4.2.3.3 Sujeción de las superficies de control</p>

NÚMERO RAE	
PROGRAMA	INGENIERÍA AERONÁUTICA
CONTENIDOS	<p>4.2.4 Configuración del material compuesto</p> <p>4.2.4.1 Análisis Micromecánico. Propiedades</p> <p>4.2.4.2 Análisis Micromecánico. Resistencia de una lámina compuesta</p> <p>4.2.4.3 Análisis Macromecánico</p> <p>4.3 ANÁLISIS ESTRUCTURAL</p> <p>4.3.1 Estructura estáticamente indeterminada.</p> <p>4.3.2 Análisis de la fuerza cortante en las alas</p> <p>4.3.3 Análisis de fuerza cortante a través de la piel</p> <p>4.3.4 Análisis de cortante sobre los pernos de sujeción y selección de material</p> <p>5. VALIDACIÓN DE RESULTADOS</p> <p>5.1. CRITERIO DE FALLA</p> <p>5.2 PESO DE LA SUPERFICIE ALAR</p> <p>6. CONCLUSIONES</p> <p>6.1 CONCLUSIONES GENERALES</p> <p>6.2 DISEÑO ESTRUCTURAL Y CONFIGURACIÓN DE LA SUE-SUA</p> <p>6.3 ANÁLISIS ESTRUCTURAL Y SIMULACIONES</p> <p>7. RECOMENDACIONES</p> <p>BIBLIOGRAFÍA</p> <p>ANEXOS</p>

NÚMERO RAE	
PROGRAMA	INGENIERÍA AERONÁUTICA
METODOLOGÍA	<p>1.ENFOQUE DE LA INVESTIGACIÓN</p> <p>El enfoque de investigación de acuerdo a los lineamientos de la Universidad de San Buenaventura es empírico-analítico, orientado a la interpretación y transformación del mundo material.</p> <p>1.1 LÍNEA DE INVESTIGACIÓN DE USB / SUB-LÍNEA DE FACULTAD / CAMPO TEMÁTICO DEL PROGRAMA</p> <p>Este proyecto está asociado con la línea de investigación Tecnologías actuales y sociedad orientado hacia la modernización de HPA's.</p> <p>La sub-línea a la cual está enfocado el proyecto es Instrumentación y control de procesos.</p> <p>El campo temático es Diseño y construcción de aeronaves, específicamente el diseño estructural.</p> <p>1.2 TÉCNICAS DE RECOLECCIÓN DE INFORMACIÓN</p> <p>Para cumplir con los objetivos propuestos, se realizó un estudio meticuloso referente al diseño estructural de aeronaves y la tecnología de materiales.</p> <p>La documentación consultada a través del desarrollo del presente trabajo relacionó varias fuentes de información, tales como:</p> <ul style="list-style-type: none"> ■ Textos especializados; ■ Colaboración de personas asociadas al tema de investigación; ■ Consultas a docentes de la facultad; ■ Internet (correos electrónicos, páginas especializadas, bases de datos, foros virtuales, etc.) ■ Software AVL y ANSYS. ■ Normas ASTM e ICONTEC.

NÚMERO RAE	
PROGRAMA	INGENIERÍA AERONÁUTICA
METODOLOGÍA	<p>1.3 HIPOTESIS</p> <p>A pesar de no haber un estudio específico en el análisis estructural de aeronaves altamente ultralivianas es preciso asegurar que con los avances tecnológicos logrados a través de la historia y con ayuda de buenas fuentes de información se puede llegar a conclusiones satisfactorias en cuanto al proceso de análisis estructural y configuración estructural de estas aeronaves.</p> <p>Así mismo, es importante anotar que la construcción posterior de la aeronave SUE-SUA, basada en el presente proyecto es viable.</p> <p>1.4 VARIABLES</p> <p>1.4.1 Variables independientes</p> <p>Ángulo de banqueo Peso vacío Peso al despegue Cuerda Envergadura Ángulo de incidencia de las alas Eficiencia – Factor de Oswald Módulo de elasticidad Coeficiente de drag inducido Coeficiente de drag parásito Peso de piloto Factor de mutua interferencia Número Reynolds Peso alar Espesor de la piel Espesor del núcleo Espesor del adhesivo Densidad del núcleo Diámetro exterior Diámetro interior Fuerza de gravedad</p>

NÚMERO RAE	
PROGRAMA	INGENIERÍA AERONÁUTICA
METODOLOGÍA	<p> Momento de cabeceo Momento alrededor de la viga estructural alar Diámetro exterior de la viga estructural alar Altura del perfil en la ubicación de la viga estructural alar Presión en el punto de análisis Presión estándar Densidad estándar Velocidad del cuerpo a través del fluido Diámetro del perno Densidad de la matriz Módulo de elasticidad de la matriz Módulo de elasticidad cortante Relación de Poisson de la matriz Resistencia a la tensión de la matriz Resistencia a la compresión de la matriz Resistencia al cortante de la matriz Módulo de compresión transversal de la matriz Densidad de la fibra Módulo de elasticidad longitudinal de la fibra Módulo de elasticidad transversal de la fibra Módulo de elasticidad cortante de la fibra Relación de Poisson longitudinal de la fibra Resistencia a la tensión de la fibra Relación de Poisson de la fibra Resistencia a la compresión de la fibra Resistencia al cortante de la fibra Ángulo de orientación de las fibras Volumen de la matriz Volumen de la fibra Espesor de cada capa Espesor de pared </p> <p>1.4.2 Variables dependiente</p> <p> Factor de carga Factor de seguridad Fuerza de sustentación – “<i>Lift</i>” Fuerza de arrastre – “<i>Drag</i>” Coeficiente de sustentación – “<i>Lift</i>” </p>

NÚMERO RAE	
PROGRAMA	INGENIERÍA AERONÁUTICA
METODOLOGÍA	<p> Coeficiente de arrastre – “<i>Drag</i>” Superficie alar Esfuerzo Deformación Velocidad de perdida Momento de inercia Distancia entre ¼ de la cuerda y el centroide Coeficiente de presión Altura del buje Distancia al borde Distancia entre pernos Densidad del compuesto Módulo de elasticidad longitudinal de la lamina Módulo de elasticidad transversal de la lamina Relación de Poisson longitudinal de la lamina Relación de Poisson transversal de la lamina Relación de Poisson del compuesto Módulo de compresión transversal Módulo de compresión transversal de la matriz Módulo de elasticidad cortante longitudinal Módulo de elasticidad cortante transversal Deformación última de la fibra a tensión Deformación última de la matriz a tensión Resistencia última a la tracción longitudinal Resistencia a la tensión transversal Relación geométrica de la fibra Resistencia a la compresión longitudinal Resistencia a la compresión longitudinal de modo extensional Resistencia a la compresión longitudinal en fase o por cortante Deformación última de la matriz a compresión Deformación última de la matriz a cortante Resistencia al cortante Momento flector interno causado por flexión Espesor del laminado Matriz de módulo de elasticidad Coseno(θ) Seno(θ) </p>

NÚMERO RAE	
PROGRAMA	INGENIERÍA AERONÁUTICA
METODOLOGÍA	<p>Matriz A_{ij} Fuerza resultante Momentos virtuales que actúan sobre la viga Reacciones en A, B, C y D en dirección x o y Fuerza cortante Matriz N Esfuerzos principales Deformaciones principales Esfuerzo cortante Deformación cortante Centro elástico del perfil Centro de carga del perfil Momento torsor Flujo cortante Coeficiente de pandeo Esfuerzo crítico Margen de seguridad</p>
CONCLUSIONES	<p>📌 El análisis estructural de un diseño es fundamental porque determina si un proyecto es viable y seguro. Durante todo el procedimiento se trabaja con variables críticas, tales como los materiales o uniones entre piezas, las cuales deben diseñarse con los recursos disponibles cumpliendo con altos parámetros de confiabilidad.</p> <p>📌 Para poder diseñar estructuralmente un proyecto es necesario conocer todos los requerimientos preliminares ya que proporcionan información importante a cerca de las limitaciones que se deben cumplir. Sin embargo vale la pena mencionar que estos requerimientos pueden modificarse si y solo si se comprueba, a través del análisis, que el diseño no es viable.</p> <p>📌 El uso de materiales compuestos es una buena alternativa para la industria aeronáutica, ya que a través de ellos es posible realizar estructuras de alta resistencia, disminuyendo el peso y aumentando el rendimiento.</p>

NÚMERO RAE	
PROGRAMA	INGENIERÍA AERONÁUTICA
CONCLUSIONES	<p>El principal inconveniente radica en los costos ya que aumentan considerablemente a causa de la manufactura, el mantenimiento y las reparaciones necesarias.</p> <p>El análisis de materiales compuestos es un procedimiento complejo porque depende significativamente de las propiedades que tengan los constituyentes; esto implica que no se pueden tomar decisiones sin estudios y/o análisis previos, ya que aunque existen comportamientos que parecen obvios, la interacción entre los constituyentes puede alterar los resultados significativamente como es el caso de la falla a compresión longitudinal.</p> <p>Crear una buena metodología para el análisis mecánico de materiales compuestos facilita significativamente el análisis estructural de un diseño, ya que permite entender a cabalidad el procedimiento de falla del laminado. De esta manera se direccionan apropiadamente las capas para evitar o prolongar al máximo la falla producida bajo la carga más crítica.</p> <p>La integridad estructural de un elemento en materiales compuesto se asegura con el conocimiento apropiado en compatibilidad de materiales, porcentajes de mezcla y modos de fallo de ambos constituyentes. Otro aspecto importante es identificar el material más vulnerable a la falla para poder implementar actividades de mantenimiento y protección al mismo.</p> <p>El diseño tipo “<i>BOX-WING</i>” involucra algunas consideraciones diferentes respecto a una aeronave convencional, tales como, la distribución de cargas en las cuatro superficies alares, la mutua interferencia entre ellas y con el fuselaje. Estos argumentos adicionales modifican significativamente los esfuerzos, las deformaciones y deflexiones de la estructura; razón por la cuál es necesario diseñarlas con un adecuado factor</p>

NÚMERO RAE	
PROGRAMA	INGENIERÍA AERONÁUTICA
CONCLUSIONES	<p>de seguridad.</p> <ul style="list-style-type: none"> ■ El primer paso para diseñar una pieza en materiales compuestos es definir apropiadamente el perfil de misión de la misma, ya que dependiendo de esto se eligen adecuadamente la dirección de las capas que conforman el laminado para que proporcionen una mayor resistencia de la requerida en los tres ejes. ■ La viga circular que se eligió en la configuración alar de la SUE – SUA es adecuada en cuanto al soporte de cargas de flexión y torsión, como se esperaba con el criterio de diseño seleccionado. Tiene ventajas adicionales en cuanto a facilidad de ensamble y simplificación de cálculos en el análisis. El problema radica en su proceso de manufactura ya que es costoso por sus requerimientos de planta y herramientas. ■ El diseño del perfil con una estructura tipo sándwich es adecuado en cuanto al soporte de cargas cortantes, ya que otorga alta resistencia asegurando baja torsión a través del ala y como consecuencia las fallas por cargas cortantes son mínimas. ■ El diseño del “BOX-WING” es aerodinámicamente eficiente ya que disminuye el drag inducido, consumiendo menos potencia y disminuyendo costos operacionales. En la SUE – SUA se presenta un inconveniente por la gran distancia del gap ya que estructuralmente se debe asegurar estabilidad a través de vigas que mantengan la estructura estática en la posición en la cual fue diseñada, y esto afecta significativamente el peso de la aeronave. ■ El mylar para la piel de la estructura alar es muy adecuado, ya que es capaz de resistir altos cortantes con grandes espaciamientos de las costillas sin generar pandeo.

NÚMERO RAE	
PROGRAMA	INGENIERÍA AERONÁUTICA
CONCLUSIONES	<p>Una ventaja adicional es su bajo coeficiente de dilatación térmica ya que garantiza un comportamiento estable de las cargas a pesar de condiciones climáticas extremas.</p> <ul style="list-style-type: none"> ■ Cuando se trabaja con una fibra unidireccional es importante garantizar el factor de seguridad requerido en la dirección transversal, siendo las fuerzas más críticas en este tipo de materiales. A través de las otras direcciones siempre se tendrá un factor de seguridad más alto garantizando la estabilidad estructural en todos los ejes. ■ El margen de seguridad en el espaciamiento entre costillas aumenta cuando éste es más pequeño ya que la placa se hace más rígida disminuyendo el esfuerzo cortante bajo el cual está sometida. ■ La validación por medio de elementos finitos es una buena herramienta de análisis para todo ingeniero; sin embargo, al tratar con materiales compuestos, se corre el riesgo de que este análisis no sea suficientemente satisfactorio debido a la cantidad de variables que intervienen en el su comportamiento mecánico. ■ La selección apropiada de parámetros de análisis como por ejemplo la malla es indispensable para obtener resultados satisfactorios. ■ La discrepancia entre el análisis manual y los resultados por medio de software, se debe a las restricciones que se tomen a través del procedimiento correspondiente (tales como la acción de la gravedad y el peso (W) del sistema o componente).

**ANÁLISIS ESTRUCTURAL, SELECCIÓN DE LA CONFIGURACIÓN
ESTRUCTURAL Y SELECCIÓN DE MATERIALES DE LA AERONAVE DE
PROPULSIÓN HUMANA SUE-SUA PARA LA COMPETENCIA
INTERNACIONAL KREMER EN LA CATEGORÍA MARATÓN**

**DIANA MARCELA CORTÉS JIMÉNEZ
LUIS FELIPE SALAZAR GONZÁLEZ**

**UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA
FACULTAD DE INGENIERÍA
DEPARTAMENTO DE INGENIERÍA AERONÁUTICA
BOGOTÁ D.C.
2011**

**ANÁLISIS ESTRUCTURAL, SELECCIÓN DE LA CONFIGURACIÓN
ESTRUCTURAL Y SELECCIÓN DE MATERIALES DE LA AERONAVE DE
PROPULSIÓN HUMANA SUE-SUA PARA LA COMPETENCIA
INTERNACIONAL KREMER EN LA CATEGORÍA MARATÓN**

**DIANA MARCELA CORTÉS JIMÉNEZ
CÓDIGO 20061171011
LUIS FELIPRE SALAZAR GONZÁLEZ
CODIGO 20061171007**

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

**Director
JORGE ELIECER GAITÁN AROCA
Ingeniero Aeronáutico**

**UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA
FACULTAD DE INGENIERÍA
DEPARTAMENTO DE INGENIERÍA AERONÁUTICA
BOGOTÁ D.C.
2011**

Nota de Aceptación

Firma del presidente del jurado

Firma del jurado

Firma de jurado

Bogotá D. C. Octubre de 2011

DEDICATORIA

Las mayores y mejores satisfacciones de nuestra vida son aquellas por las cuales hemos trabajado con ímpetu, dedicación, esfuerzo...aquellas que muchas veces nos quitaron el aliento, pero son esas mismas las que nos hacen levantar la mirada de nuevo, ver el sueño cumplido y continuar hasta lograr el objetivo.

Antes que nada quiero agradecer a DIOS, quien me ha regalado sabiduría, a lo largo de mi carrera, quien me ayudo a cumplir satisfactoriamente cada prueba que se presentaba y salir con éxito y grandes enseñanzas de todas ellas.

Agradezco y dedico este trabajo a mis padres, ORLANDO Y ROSALBA, por su apoyo moral y económico porque a través de su ejemplo de vida aprendí que no solo basta tener un sueño, es necesario organizar las prioridades en la vida, visualizar hasta donde se quiere llegar, y comenzar a dar pequeños pasos que favorezcan su cumplimiento, y lo más importante nunca desfallecer. Mamá gracias por mostrarte serena aunque las cosas se vean difíciles, gracias por tus oraciones porque cuando estaba en momentos de crisis se que esas palabras alentaron mi espíritu mientras dormía o continuaba trabajando por días. Papá, gracias por no negarme las oportunidades que tengo, porque con tu apoyo he llegado a tener la formación académica que siempre había querido, porque cuando me cuentan lo emprendedor que fuiste cuando estabas en este proceso me lleno de orgullo y ejemplo para poder llegar a alcanzar todo lo que tengo en mente, gracias por ese reflejo.

Dedico este trabajo a mi amigo FELIPE, quien a través de estos años me ha ayudado, apoyado y guiado en todo momento. Quien creyó y confió en mí y supo que era posible llegar hasta aquí juntos, aunque el camino fuera difícil y a veces tomara desvíos.

Quiero dedicar este proyecto a todas aquellas personas que me dieron palabras de aliento, quienes no dejaron que me rindiera y me acompañaron durante muchos días brindándome su amistad, sus enseñanzas con las cuales puedo ser mejor persona. Especialmente quiero mencionar a mi amiga LAURA y a mi novio NÉSTOR que me enseñaron que por cada dificultad se aprende cada vez más, que es mejor darse cuenta de los errores a tiempo, que aunque parezca difícil siempre habrá una solución, y que por difícil que parezca es mejor afrontar las dificultades con una sonrisa y buena actitud. Siempre habrá otra mano que nos ayude a salir adelante.

Y finalmente como dijo Goethe: "Quisiera que el escenario fuese tan estrecho como la cuerda de un equilibrista a fin que ningún torpe osara pisarlo", porque en este, nuestro nuevo escenario, debemos pisar quienes hallamos adquirido una formación integral que nos permita ser prudentes, sabios y humanos en nuestro desempeño laboral. Dedicado a todos los que tenemos este mismo deseo.

DIANA MARCELA CORTÉS JIMÉNEZ

DEDICATORIA

Quiero dedicar especialmente este trabajo a alguien que me brindo una amistad incondicional y que con su apoyo y palabras de aliento a través de estos años me hizo crecer como persona y como profesional. Gracias y mil gracias padre FRAY FERNANDO GARZÓN, aunque ya no estés entre nosotros, ahora eres un ángel que desde el cielo aún cuida de sus seres queridos.

A mis padres LUIS Y SOFÍA por su apoyo y paciencia en a través de estos años de formación profesional. Gracias por brindarme la oportunidad de tener una carrera y darme la libertad de elegir y tomar mis propias decisiones. A mis dos hermanas MILENA Y MAVID que son lo más valioso que me ha podido entregar Dios, por siempre estar conmigo, por apoyarme y escucharme en todo momento. También dedico este trabajo a mis sobrinos DANIELA, ISABELLA Y MATÍAS a quienes amo con todo mi corazón.

A mis mejores amigos, DIEGO, LINA, LAURA, DIANA Y JUANITA que siempre me alentaron para no desfallecer en los malos momentos, por sus palabras y compañía estaré eternamente agradecido.

Por último, a mi compañera de proyecto DIANA MARCELA por haber confiado en mí durante este proceso, por su apoyo incondicional y paciencia.

LUIS FELIPE SALAZAR GONZÁLEZ

AGRADECIMIENTOS

Los autores de este proyecto queremos agradecer a las siguientes personas que colaboraron en el desarrollo de este proyecto, quienes aportaron y compartieron sus conocimientos para que se pudieran obtener resultados exitosos. Agradecemos por contribuir con nuestra formación ingenieril, y enseñarnos que un ingeniero no se acobarda ante las dificultades, las sorteas y encuentra soluciones.

Principalmente agradecemos al INGENIERO JORGE GAITÁN, tutor de este proyecto, por su guía en el proceso, su paciencia, colaboración y disponibilidad en todo momento.

Al INGENIERO PEDRO JIMÉNEZ, por su tiempo, interés, aporte en los conocimientos del área estructural y materiales compuestos, y por facilitarnos excelentes bibliografías que contribuyeron en la justificación de muchas decisiones.

Al INGENIERO CRISTHIAN QUINTERO, Ingeniero Aeronáutico, por su interés y colaboración en las simulaciones en ANSYS que permitieron la adquisición de datos para su respectivo análisis.

Al INGENIERO ALEJANDRO GARCÍA por su apoyo y consejos que nos permitieron tomar sabias decisiones en el momento adecuado.

Y a aquellas personas que nos facilitaron los recursos para poder continuar exitosamente con el desarrollo ingenieril del proyecto, especialmente nuestro compañero YESID RAMIREZ.

TABLA DE CONTENIDO

	pág.
INTRODUCCIÓN	1
1. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA	2
1.1 ANTECEDENTES	2
1.2 DESCRIPCIÓN Y FORMULACIÓN DEL PROBLEMA	10
1.3 JUSTIFICACIÓN	10
1.4 OBJETIVOS	10
1.4.1 Objetivo general	10
1.4.2 Objetivos específicos	11
1.5 ALCANCES Y LIMITACIONES	11
1.5.1 Alcances	11
1.5.2 Limitaciones	11
2. MARCO DE REFERENCIA	12
2.1 MARCO TEÓRICO – CONCEPTUAL	12
2.1.1 Progreso en tecnología de materiales para la industria aeronáutica (Materiales Compuestos)	12
2.1.2 Corrosión en materiales compuestos	13
2.1.3 Análisis estructural	15
2.1.4 Cargas externas presentadas durante la misión, consideraciones de vuelo, factor de carga y factor de seguridad	16
2.2 MARCO LEGAL O NORMATIVO	20

2.2.1 Normatividad para planos	pág. 20
3. METODOLOGÍA	21
3.1 ENFOQUE DE LA INVESTIGACIÓN	21
3.2 LÍNEA DE INVESTIGACIÓN DE USB / SUB-LÍNEA DE FACULTAD / CAMPO TEMÁTICO DEL PROGRAMA	21
3.3 TÉCNICAS DE RECOLECCIÓN DE INFORMACIÓN	21
3.4 HIPÓTESIS	22
3.5 VARIABLES	22
3.5.1 Variables independientes	22
3.5.2 Variables dependientes	24
4. DESARROLLO INGENIERIL	26
4.1 RESTRICCIONES DE DISEÑO	26
4.1.1 Factor de carga	28
4.1.2 Cargas externas	29
4.1.3 Pesos	33
4.1.4 Materiales	35
4.1.4.1 Vigas estructurales	36
4.1.4.2 Superficies sustentadoras	39
4.1.4.3 Piel	45
4.2 DISEÑO ESTRUCTURAL	48
4.2.1 Diseño de vigas estructurales	48
4.2.1.1 Determinación de la geometría	49

4.2.1.2 Posicionamiento del larguero dentro del perfil alar	pág. 58
4.2.1.3 Dimensionamiento	63
4.2.2 Diseño de superficies sustentadoras	67
4.2.2.1 Superficies de control	77
4.2.3 Medios de sujeción	78
4.2.3.1 Adhesivos	79
4.2.3.2 Pernos	82
4.2.3.3 Sujeción de las superficies de control	90
4.2.3.4 Sujeción de vigas laterales	91
4.2.4 Configuración del material compuesto	92
4.2.4.1 Análisis Micromecánico. Propiedades	94
4.2.4.2 Análisis Micromecánico. Resistencia de una lámina compuesta	101
4.2.4.3 Análisis Macromecánico	113
4.3 ANÁLISIS ESTRUCTURAL	129
4.3.1 Estructura estáticamente indeterminada.	129
4.3.2 Análisis de la fuerza cortante en las alas	139
4.3.3 Análisis de fuerza cortante a través de la piel	146
4.3.4 Análisis de cortante sobre los pernos de sujeción y selección de material	154
5. VALIDACIÓN DE RESULTADOS	158
5.1. CRITERIO DE FALLA	162
5.2 PESO DE LA SUPERFICIE ALAR	167

	pág.
6. CONCLUSIONES	168
6.1 CONCLUSIONES GENERALES	168
6.2 DISEÑO ESTRUCTURAL Y CONFIGURACIÓN DE LA SUE-SUA	169
6.3 ANÁLISIS ESTRUCTURAL Y SIMULACIONES	170
7. RECOMENDACIONES	171
BIBLIOGRAFÍA	174
ANEXOS	172

LISTA DE FIGURAS

	pág.
Figura 1. SUMPAC, primera aeronave exitosa en la competencia Kremer	2
Figura 2. Gossamer Albatross en el Canal de la Mancha	3
Figura 3. Configuración estructural del Gossamer Albatross	4
Figura 4. Pruebas de vuelo del Daedalus	5
Figura 5. Pruebas del Velair 88 y Velair 89 en el aeropuerto de Munich	6
Figura 6. Diseño del "Iron Butterfly"	7
Figura 7. Materiales compuestos en aviación	12
Figura 8. Deslaminación de la fibra de carbono	14
Figura 9. Diagrama de flujo para un análisis estructural	15
Figura 10. Distribución de Lift en un ala tipo Box-Wing	17
Figura 11. Trayectoria de la competencia Kremer en la categoría maratón según las normas otorgadas por la RAS	17
Figura 12. Diagrama de fuerzas para vuelo recto y nivelado	18
Figura 13. Distribución de fuerzas en el viraje	18
Figura 14. El proceso de diseño estructural	26
Figura 15. Configuración general de la aeronave SUE-SUA	27
Figura 16. Diagrama V-n	28
Figura 17. Configuración alar propuesta por Prandtl	29
Figura 18. Distribución de lift en un sistema Box-Wing	31
Figura 19. Distribución de cargas sobre el ala superior	32

	pág.
Figura 20. Distribución de cargas sobre el ala inferior	32
Figura 21. Distribución de cargas sobre el ala lateral	33
Figura 22. Peso de las aeronaves de propulsión humana a través del tiempo	35
Figura 23. Procedimiento para la fabricación de piezas en compuestos	36
Figura 24. Modulo de elasticidad materiales dúctiles y frágiles	38
Figura 25. Efecto del espesor del núcleo en la rigidez, la resistencia a flexión y el peso de la estructura	40
Figura 26. Esquema de una estructura tipo sándwich	41
Figura 27. A-Foam FR 7100	42
Figura 28. Balso y plywood	43
Figura 29. Uso de plywood en costillas	44
Figura 30. Variedad de colores del mylar	47
Figura 31. Tipos de perfiles para vigas estructurales	50
Figura 32. Dimensionamiento de secciones transversales para la selección geométrica del spar alar (mm)	51
Figura 33. Cambio del eje de referencia para las vigas estructurales en I y en C (mm)	53
Figura 34. Resultados de la simulación en ANSYS ara la viga en I	55
Figura 35. Resultados de la simulación en ANSYS para la viga en C	55
Figura 36. Resultados de la simulación en ANSYS para la viga tubular	56
Figura 37. Prueba de desplazamiento entre un larguero de acero con sección rectangular y un larguero tubular en fibra de carbono	57
Figura 38. Secciones alares de aeronaves de propulsión humana	58

	pág.
Figura 39. Diagrama de fuerzas y momentos sobre el perfil alar	59
Figura 40. Propiedades aerodinámicas del perfil FX76MP-120	60
Figura 41. Vórtices de punta de ala	61
Figura 42. Dimensionamiento del estabilizador vertical (mm)	62
Figura 43. Localización y diámetro exterior del larguero en el ala superior y el ala inferior (mm)	64
Figura 44. Localización y diámetro exterior del larguero en las alas laterales (mm)	64
Figura 45. Localización y diámetro exterior del larguero en el estabilizador horizontal (mm)	65
Figura 46. Distribución de cargas sobre el canard	65
Figura 47. Localización y diámetro exterior del larguero en el estabilizador vertical (mm)	65
Figura 48. Dimensionamiento de la configuración del ala superior (mm)	66
Figura 49. Dimensionamiento de la configuración del ala inferior (mm)	66
Figura 50. Agujeros de aligeramiento en costillas alares	67
Figura 51. Ejemplo de la sección transversal de las costillas para las superficies sustentadoras	68
Figura 52. Configuraciones propuestas para las costillas en el documento <i>Human Powered Aircraft</i> del <i>Virginia Tech</i>	68
Figura 53. Distribución de presiones para el perfil aerodinámico FX76MP-120 en condición crítica de vuelo	69
Figura 54. Sistemas de análisis y <i>Static Structural</i> , para ANSYS WORKBENCH.	71

	pág.
Figura 55. Diferencia en los extrados de un perfil aerodinámico por medio de puntos (izquierda) y un perfil aerodinámico como una curva (derecha).	72
Figura 56. Componentes de la costilla alar.	73
Figura 57. Resultado de una selección inapropiada de tamaño de malla.	73
Figura 58. Deformación de la costilla alar modificando los agujeros de aligeramiento	74
Figura 59. Configuración final de las costillas alares (superior e inferior)	75
Figura 60. Distribución de presiones para el perfil aerodinámico NACA0009 en condición crítica de vuelo	75
Figura 61. Deformación de la costilla alar lateral, modificando los agujeros de aligeramiento	76
Figura 62. Configuración final de las costillas alares laterales	77
Figura 63. Configuración general de las superficies de control	77
Figura 64. Configuración del alerón	78
Figura 65. Aplicación del coverite sobre la superficie de madera	80
Figura 66. Reparando espuma con adhesivo epoxi	81
Figura 67. Adhesión del mylar al borde de ataque	81
Figura 68. Mylar planchado en la parte inferior y superior del borde de Ataque	82
Figura 69. Tipos de falla por corrosión de materiales	86
Figura 70. Configuración general de un buje	87
Figura 71. Configuración general para los bujes	87
Figura 72. Distancias generales de sujetadores en láminas de materiales compuestos	89

	pág.
Figura 73. Bisagra de piano y ubicación en la superficie de control	90
Figura 74. Conexión de las alas laterales	91
Figura 75. Sistema coordinado en un material compuesto Unidireccional	93
Figura 76. Simetría física de un refuerzo unidireccional	94
Figura 77. Densidad de material compuesto (Fibra de carbono/Epóxico)	95
Figura 78. Módulo de elasticidad longitudinal del material compuesto (Fibra de carbono/Epóxico)	96
Figura 79. Módulo de elasticidad transversal del material compuesto (Fibra de carbono/Epóxico)	97
Figura 80. Relación de Poisson del material compuesto carbono/epóxico	99
Figura 81. Módulo de elasticidad cortante longitudinal (Fibra de carbono/Epóxico)	100
Figura 82. Módulo de elasticidad cortante transversal del material compuesto (Fibra de carbono/Epóxico)	101
Figura 83. Curva Esfuerzo-Deformación para un compuesto unidireccional bajo una carga de tensión longitudinal a lo largo de las fibras	103
Figura 84. Resistencia última a tensión longitudinal del material compuesto (Fibra de carbono/Epóxico)	104
Figura 85. Espaciamiento fibra a fibra in (a) Patrón de empaque geométrico cuadrado y (b) Patrón de empaque geométrico hexagonal	105
Figura 86. Resistencia última a tensión transversal del material compuesto (Fibra de carbono/Epóxico)	106
Figura 87. Resistencia última a compresión longitudinal del material compuesto (Fibra de carbono/Epóxico)	108

	pág.
Figura 88. Variación del módulo cortante de la resina con la deformación cortante.	109
Figura 89. Comportamiento inelástico de la matriz.	110
Figura 90. Resistencia última a compresión transversal del material compuesto (Fibra de carbono/Epóxico)	111
Figura 91. Resistencia última al cortante del material compuesto (Fibra de carbono/Epóxico)	112
Figura 92. Deflexión en punta del ala para HPA's.	113
Figura 93. Cilindro de pared delgada y gruesa	116
Figura 94. Deflexión de punta de ala	117
Figura 95. Deflexión del ala lateral.	118
Figura 96. Módulo de elasticidad de la fibra unidireccional en diferentes direcciones	122
Figura 97. Disposición de las fuerzas resultantes de sustentación sobre la superficie alar	133
Figura 98. Diagrama de cuerpo libre para la viga alar superior.	134
Figura 99. Diagrama de cuerpo libre de la viga alar superior para el trabajo virtual.	135
Figura 100. Método de las fuerzas virtuales aplicado a la viga superior.	136
Figura 101. Momentos para cargas virtuales y reales	136
Figura 102. Distribución de costillas en ala superior	140
Figura 103. Cálculo de fuerza cortante	141
Figura 104. Coeficiente de pandeo por carga cortante para placas planas en función de a/b	152
Figura 105. Diagrama de cortantes para la superficie alar	155
Figura 106. Perno de titanio M10x12.5x70	156

	pág.
Figura 107. Herramienta de dimensionamiento de vigas	157
Figura 108. Desplazamiento en el eje y	159
Figura 109. Desplazamiento en el eje z	160
Figura 110. Esfuerzos sobre la superficie alar	161
Figura 111. Envolvente de falla Tsai-Hill para las vigas con mezcla 50/50 a tensión. Ala superior, ala inferior y ala lateral.	164
Figura 112. Envolvente de falla Tsai-Hill para las vigas con mezcla 50/50 a compresión. Ala inferior	164
Figura 113. Envolvente de falla Tsai-Hill para las vigas con mezcla 40/60 a tensión. Ala inferior	165
Figura 114. Envolvente de falla Tsai-Hill para las vigas con mezcla 40/60 a compresión. Ala inferior	165

LISTA DE TABLAS

	pág.
Tabla 1. Especificaciones estructurales Velair 88 y Velair 89	6
Tabla 2. Características HPA's	8
Tabla 3. Propiedades de los materiales compuestos	13
Tabla 4. Relación del factor de carga con el ángulo de banqueo	19
Tabla 5. Restricciones de diseño para la aeronave SUE-SUA	27
Tabla 6. Parámetros de entrada para simulación en AVL	31
Tabla 7. Pesos de los componentes del Airglow (kg)	33
Tabla 8. Pesos de los componentes del <i>Iron Butterfly</i> (lb)	34
Tabla 9. Comparación entre pesos de superficies alares y pesos vacíos de la aeronave	34
Tabla 10. Conclusiones módulo de elasticidad	39
Tabla 11. Costos de fibras	39
Tabla 12. Comparación de densidades de espumas (foams)	41
Tabla 13. Propiedades físicas de la espuma con referencia A-FR7104 a A-FR7110	43
Tabla 14. Espesor y uso de plywood en HPA's	44
Tabla 15. Comparación de densidades en los diferentes tipos de revestimientos	46
Tabla 16. Coeficientes de dilatación térmica de la piel	46
Tabla 17. Espesores del mylar	47
Tabla 18. Propiedades geométricas de las vigas en I y en C	51
Tabla 19. Propiedades geométricas de las vigas en I y en C con cambio	

del eje de referencia	pág. 53
Tabla 20. Desplazamiento porcentual de la punta de la viga	57
Tabla 21. Relación entre el diámetro exterior del larguero alar y la altura del perfil	63
Tabla 22. Diámetros externos de vigas estructurales de la SUE-SUA	66
Tabla 23. Comparación del ancho de costillas para diferentes aeronaves HPA	67
Tabla 24. Matriz comparativa para las configuraciones de costillas	69
Tabla 25. Propiedades de materiales seleccionados para las costillas alares.	70
Tabla 26. Rango de deflexión para el elevador y el rudder	78
Tabla 27. Ventajas y desventajas de uniones adhesivas y uniones por medio de pernos	79
Tabla 28. Criterios de selección para pernos	82
Tabla 29. Tipos de pernos de cabeza hexagonal	84
Tabla 30. Características de las series normalizadas de roscas	85
Tabla 31. Comparación de Primers	88
Tabla 32. Propiedades mecánicas de la matriz – Resina Epóxica COLREPOX6090	92
Tabla 33. Propiedades mecánicas de la fibra – Fibra de Carbono Unidireccional C3000	93
Tabla 34. Simplificación de propiedades en dirección transversal a la fibra	94
Tabla 35. Modos de falla de una lámina unidireccional bajo una carga de compresión longitudinal	107

	pág.
Tabla 36. Constantes geométricas para el análisis de la deflexión en la punta	113
Tabla 37. Ecuaciones de distribución de <i>lift</i> sobre la superficie alar	115
Tabla 38. Ecuaciones de la coordenada x del centroide de las figuras	115
Tabla 39. Ecuaciones de distribución de <i>lift</i> sobre la superficie alar	115
Tabla 40. Espesor de pared de las vigas alares	117
Tabla 41. Momento de inercia de las vigas alares	117
Tabla 42. Módulos de elasticidad transversal requeridos para el diseño	119
Tabla 43. Propiedades del laminado ala superior	120
Tabla 44. Propiedades del laminado ala inferior	120
Tabla 45. Propiedades del laminado ala lateral	120
Tabla 46. Resistencia del laminado ala superior	121
Tabla 47. Resistencia del laminado ala inferior	121
Tabla 48. Resistencia del laminado ala lateral	121
Tabla 49. Configuración de capas del laminado del ala superior	123
Tabla 50. Configuración de capas del laminado del ala inferior	124
Tabla 51. Configuración de capas del laminado del ala lateral	125
Tabla 52. Matrices de elasticidad para la superficie alar	126
Tabla 53. Matrices respectivas para la superficie alar, relacionando la dirección de las fibras	128
Tabla 54. Matriz A_{ij} para la superficie alar	129
Tabla 55. Fuerzas resultantes en la superficie alar	131
Tabla 56. Puntos en los cuales las fuerzas actúan en la superficie alar	132

	pág.
Tabla 57. Resultados obtenidos por medio del trabajo virtual, para el ala superior y el ala inferior	139
Tabla 58. Cálculo de la fuerza cortante V_y debido a la distribución de carga de sustentación	142
Tabla 59. Fuerza cortantes V_y debido a la distribución de carga de sustentación en las alas	143
Tabla 60. Resultados de deformaciones estructurales	143
Tabla 61. Matriz Q para el laminado de la superficie alar	144
Tabla 62. Resultados de esfuerzos de la estructura	144
Tabla 63. Esfuerzos y deformaciones máximas	145
Tabla 64. Factor de seguridad	146
Tabla 65. Centro elástico de las alas	147
Tabla 66. Centro de carga para las alas	148
Tabla 67. Cálculo del momento torsor alrededor de x	148
Tabla 68. Momento torsor para cada una de las alas	149
Tabla 69. Flujos cortantes a través de las celdas de las alas	150
Tabla 70. Esfuerzos cortantes soportados por la piel	151
Tabla 71. Esfuerzo crítico de pandeo por cargas cortantes	152
Tabla 72. Margen de seguridad para las celdas de cada una de las alas	153
Tabla 73. Esfuerzo cortante máximo del material para los pernos de sujeción	155
Tabla 74. El titanio comparado con otros metales	156
Tabla 75. Variables para el dimensionamiento de vigas alares.	159

Tabla 76. Propiedades de entrada para ANSYS APDL. (Fibra de carbono)	159
Tabla 77. Variables para la envolvente del criterio Tsai-Hill. (MPa)	164

INTRODUCCIÓN

Al abordar el diseño de una aeronave de propulsión humana, es posible encontrarse con una multitud de problemas de carácter técnico, práctico, financiero o de organización. De hecho, al reflexionar sobre los problemas de organización; que son posiblemente los más exigentes, y considerando que la posterior construcción de una aeronave de propulsión humana relativamente grande tendría entre 10.000 y 25.000 horas-hombre de trabajo, es un proyecto que definitivamente no puede tomarse a la ligera. Asimismo, hay que considerar la importancia de la transición que existe entre la concepción de la aeronave y su construcción, ya que en dicha transición se encuentra uno de los procesos más relevantes que se relacionan directamente con la seguridad de la aeronave: el diseño estructural.

La palabra estructura se refiere a la manera en que está constituida una aeronave, con respecto a los materiales utilizados y también al tipo de configuración de la misma. El diseñador de estructuras de una aeronave de propulsión humana siempre tiene dos metas en mente: la primera es reducir al mínimo la carga que una pieza estructural soporta y la segunda es conseguir una óptima relación entre el peso de la aeronave y la resistencia de la misma; simultáneamente el diseñador estructural puede encontrarse a sí mismo trabajando en terrenos desconocidos, como materiales inusuales e innovadores; así como actuando en funciones de instructor en el proceso de construcción, inspector de calidad y organizador general.

Al discutir el diseño estructural de las aeronaves propulsadas por potencia humana no es fácil aislar este tema del proceso de diseño que debe llevarse a cabo de forma paralela en otras áreas, como el diseño aerodinámico y el diseño mecánico, para que el resultado sea satisfactorio.

Este proyecto pretende aplicar los conocimientos adquiridos de diseño estructural; específicamente en aeronaves de propulsión humana (Human Powered Aircraft), con el fin de que sean aprovechados para hacer cumplir los objetivos propuestos. El manejo de tales conocimientos es indispensable desde el punto de vista teórico-práctico para la formación de ingenieros integrales nada ajenos a los procesos de producción presentes en la industria aeronáutica.

1. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

1.1 ANTECEDENTES

La competencia Kremer anunciada en el año 1959 impulsó en mayor proporción el avance y la investigación de las aeronaves de propulsión humana, que hasta ese entonces habían presentado grandes inconvenientes en la obtención de un vuelo verdadero. Fue hasta el año de 1960, el SUMPAC, una aeronave de propulsión humana, recapituló todos los años de investigación y solucionó la mayoría de los problemas presentados, ganando por primera vez la competencia Kremer, y declarándose como el primer vuelo verdadero. Esta aeronave fue diseñada y construida por estudiantes de postgrado de la universidad de Southampton en Inglaterra.

Figura 1. SUMPAC, primera aeronave exitosa en la competencia Kremer.



Fuente: SUMPAC. [en línea] [citado el 29 de marzo de 2011]. Disponible en Internet: <<http://en.wikipedia.org/wiki/File:SUMPAC.JPG>>

Una característica particular de las aeronaves de propulsión humana es la gran envergadura, la SUMPAC poseía una envergadura de 24.4 m; entre otras especificaciones, tenía una superficie alar de 27.9 m² y las vigas estructurales principales fueron fabricadas en madera, cuyas uniones, del mismo espesor se encontraban fabricadas en aluminio. El ala se constituía principalmente por dos vigas estructurales y costillas ubicadas cada 0.23 m (9 in) a lo largo de la envergadura y reforzadas con capas de balsa para otorgarles mayor rigidez. El borde de salida también fue fabricado en madera y las alas fueron cubiertas con nylon de paracaídas barnizado.

El peso total de la aeronave fue de 58.1 kg.

Posteriormente en los 70's, se desarrollaron numerosos diseños de HPA's - 'Human Power Aircraft', cuyos avances estructurales fueron determinantes para el éxito en la competencia Kremer (declarados vuelos oficiales), entre ellos, y uno de los más significativos, el de la Gossamer Albatross en 1979.

Bajo la dirección del especialista en aerodinámica, el Dr. Paul MacCready se diseñó y fabricó la Gossamer Albatross, cuya importancia se basa en que su estructura fue la primera en ser fabricada 100% en materiales compuestos. De esta manera, el 12 de junio de 1979, la aeronave completó una exitosa travesía a través del Canal de la Mancha para ganar el premio de la competencia Kremer, en otra categoría. La aeronave era propulsada por una gran hélice de dos palas accionada mediante pedales. La travesía se completó en 2 horas y 49 minutos, recorriendo una distancia de 35.8 kilómetros, con una velocidad media de 24.5 km / h.

Figura 2. Gossamer Albatross en el Canal de la Mancha.



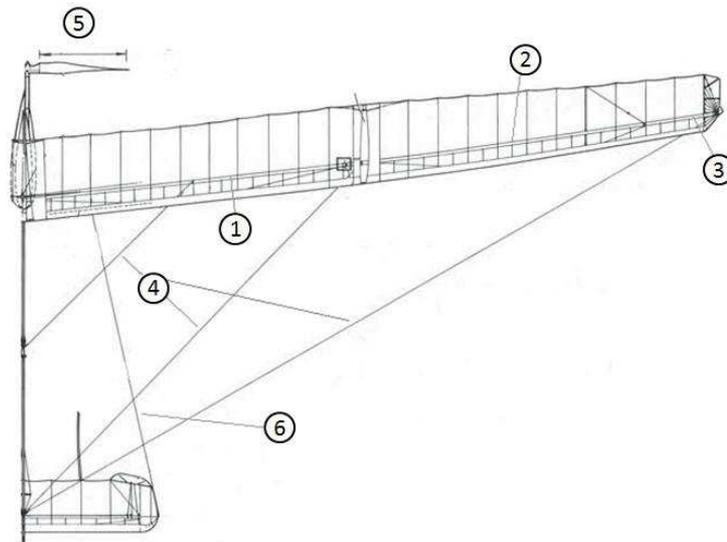
Fuente: Abenteuer Ärmelkanal. [en línea][citado el 29 de marzo de 2011]. Disponible en Internet: <http://web.ard.de/galerie/content/nothumbs/default/876/html/1162_8281.html>

La Gossamer Albatross tiene una configuración bastante inusual: posee un estabilizador horizontal de gran dimensión delantero (*canard*) de una manera similar a la aeronave de los hermanos Wright. La estructura alar está constituida de una viga estructural en fibra de carbono recubierto con plástico, además de costillas de poliestireno expandido. Toda la estructura fue recubierta en un plástico fino y transparente llamado *mylar*, también conocido con película PET – 'Polyethylene Terephthalate'.

Otra característica importante era el peso de la aeronave. El peso era sólo de 32 kg, aunque el peso bruto en la misión era de casi 100 kg.

Otro gran avance, en el desarrollo de este tipo de aeronaves fue la disminución de la superficie alar, tal como la de un planeador; aumentando la relación de aspecto (AR), y de esta manera, permitiendo que el vuelo pudiera llevarse a cabo con un mínimo de energía, es decir, con el mínimo esfuerzo humano posible.

Figura 3. Configuración estructural del Gossamer Albatross.



Fuente: REINO UNIDO. ROYAL AERONAUTICAL SOCIETY. Gossamer Albatross. [en línea] [citado el 29 de marzo de 2011]. Disponible en Internet: <http://www.raes.org.uk/cms/uploaded/files/SG_HPAG_albatross.pdf>

Algunas de las características estructurales de la Gossamer Albatross, se describen a continuación, de acuerdo a la figura anterior:

1. Viga alar principal tubular que se extiende desde la raíz hasta el 50% de la media envergadura, fabricada y constituida por 5 capas de fibra de carbono.
2. Representa a la viga alar entre el 50% y el 90% de la media envergadura alar, la cual está fabricada en el mismo material compuesto, pero está constituido por sólo 3 capas.
3. Representa la sección de la viga principal alar entre el 90% y 100% de la media envergadura, con 2 capas de fibra de carbono.
4. La estructura presentaba cables tensores fabricados en kevlar, cuya función principal era contrarrestar las fuerzas de torsión presentadas en la superficie alar. La anterior está basado en el principio de diseño estructural WBT – ‘*Wire Braced for Torsion*’, que consiste en la constitución de numerosos cables tensores, para aumentar la resistencia a la torsión.

5. La longitud de la pala en la hélice era de 1.81 m.
6. Contaba con otros cables tensores que se extendía desde el estabilizador horizontal hasta la superficie alar, los cuales contrarrestaban el movimiento de guiñada sobre dicha superficie.

Además, se pueden observar otras características estructurales en general, tales como la disposición y número de costillas, y la proporción entre los diferentes componentes de la aeronave.

Siguiendo con la línea de HPA's exitosas, en mayo de 1988, la Daedalus, una aeronave diseñada por el Instituto de Tecnología de Massachussetts, recorrió una distancia de 115.11 km en 3 horas y 54 minutos, entre Iraklion en la ista de Creta hasta la isla de Santorini sobre el mar Egeo. Este vuelo posee el record mundial oficial de distancia y duración para una aeronave de este tipo.

Figura 4. Pruebas de vuelo del Daedalus.



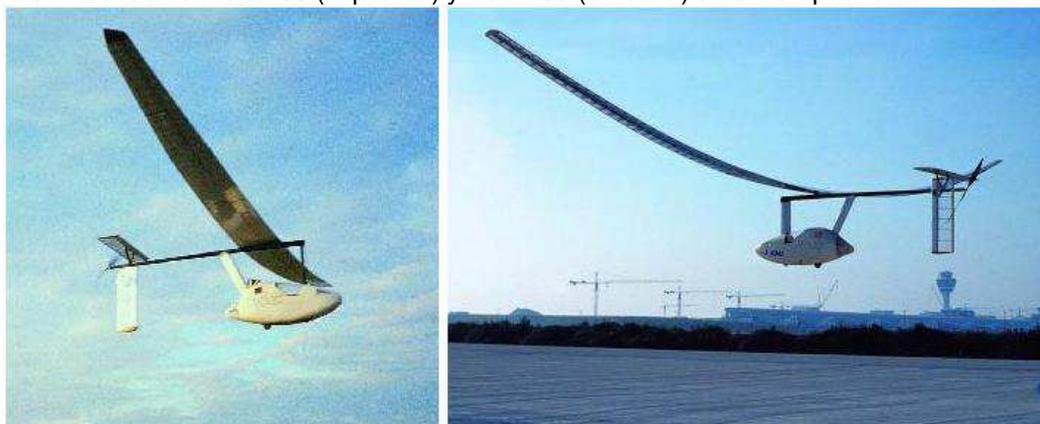
Fuente: Ibíd. Disponible en Internet: http://www.raes.org.uk/cmspage.asp?cmsitemid=SG_hum_pow_download

La Daedalus fue diseñada con un factor de carga de 1.75, mucho menor, en comparación con diseños previos; además, su configuración estructural fue protagonizada por el alto uso de fibra de carbono, principalmente sobre toda su envergadura (34.14 m). Las costillas tenían un espesor de 0.00635 m, y eran fabricadas en una espuma rosada de alta densidad, rodeadas de una capa de 0.0008 m de madera contrachapada 'plywood' y reforzadas con resina. La aeronave se recubrió con *mylar* de 1.27E-5 m de espesor, cuya propiedad más destacada es su alta resistencia a la tensión. Su peso era de solo 31 kg.

En agosto del mismo año y en septiembre de 1989, se desarrollaron dos aeronaves bastante competitivas, clasificadas dentro de los vuelos verdaderos en

la competencia Kremer; el turno fue para los alemanes, liderados por Peer Frank quienes diseñaron la aeronave Velair 88, la cual fue mejorada al siguiente año, recibiendo el nombre de Velair 89.

Figura 5. Pruebas del Velair 88 (izquierda) y Velair 89 (derecha) en el aeropuerto de Munich.



Fuente: HUMAN POWERED FLIGHT. This is human powered flight. [en línea] [citado el 29 de marzo de 2011]. Disponible en Internet: <<http://www.skytec-engineering.de/hpa.htm>>

Estas aeronaves se caracterizaban principalmente por sus alas en ‘cantilever’, es decir, que no presentaban alambres tensores o amortiguadores; lo que les permitía compensar el drag. La estructura primaria fue hecha de fibra de carbón reforzada con resina epóxica, mientras la estructura secundaria estaba compuesta de espuma de alta densidad, madera y una cubierta muy ligera llamada hostaphan que le otorgaba mayor rigidez y resistencia.

A continuación se pueden apreciar especificaciones de la aeronave en cuanto a su configuración y materiales.

Tabla 1. Especificaciones estructurales Velair 88 y Velair 89.

Característica	Velair 88	Velair 89
Forma alar	Doble trapecio (3 segmentos)	Rectangular-Trapezoidal (5 segmentos)
Envergadura	21.7 m	23.2 m
‘Aspect Ratio’	27	31.7
Materiales		
Fuselaje	Fibra de carbono con espacios estructurales de Polystrol (CFRP ‘Carbon fibre Reinforced Polymer’).	Fuselaje

Tabla 1. (Continuación)

Característica	Velair 88	Velair 89
Materiales		
Viga alar	Fibra de carbono T300, con estructura tipo sándwich. Tubular.	Fibra de carbono T800/M10. Tubular.
Costillas	Polímero Styrodur, reforzadas con capas de fibra de carbono.	
Piel	Mylar	Hostaphan
Factor de carga	3.0	3.6
Pesos		
Vacío	37.9 kg	30.4 kg
TO max.*	100 kg	100 kg

*'Take Off Maximum' Peso máximo en despegue.

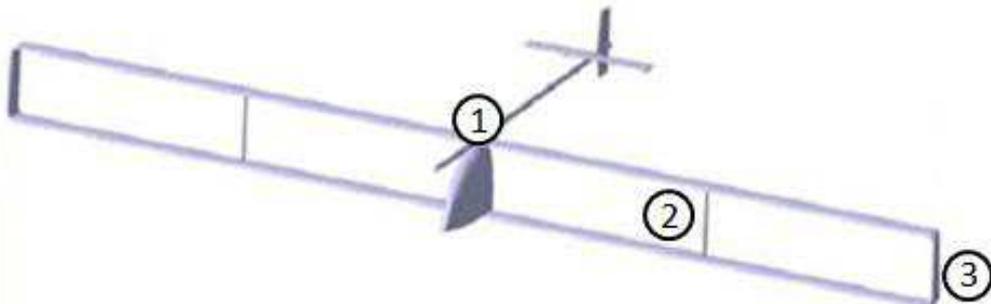
Fuente: HUMAN POWERED FLIGHT [Vuelo de propulsión humana]. This is human powered flight. [en línea] [citado el 29 de marzo de 2011]. Disponible en Internet: <<http://www.skytec-engineering.de/hpa.htm>>

En 2005 el departamento de Ingeniería Aeroespacial de la Universidad de Virginia planteó un diseño innovador que pretendía dar solución a las diferentes problemáticas surgidas empíricamente en las HPA's, la aeronave de propulsión humana 'The Iron Butterfly'.

Estructuralmente, se destaca la configuración alar tipo 'Box-Wing' (superficie alar en forma de caja), que cuenta con un viga alar principal ubicada en el máximo espesor del perfil alar al 25% de la cuerda.

El ala superior y el ala inferior están conectadas en tres puntos, tal como lo muestra la siguiente figura, el primero se encuentran sujetadas directamente al fuselaje, el segundo representa un "amortiguador" ubicado aproximadamente al 50% de la media envergadura y el tercero una conexión en la punta del ala.

Figura 6. Diseño del "Iron Butterfly".



Fuente: HUMAN POWERED AIRCRAFT GROUP AT VIRGINIA TECH. THE IRON BUTTERFLY. A Human Powered Aircraft for Sport. [en línea] 4 de marzo de 2005 [citado el 29 de marzo de 2011]. Disponible en Internet: <http://www.dept.aoe.vt.edu/~mason/Mason_f/HPAFinalRptS06.pdf>. p. 1.

Todas las superficies sustentadoras están constituidas por costillas de espuma de alta densidad, reforzadas con 'plywood' para aumentar su resistencia y recubiertas de mylar. El tren de aterrizaje está conectado en la estructura principal del fuselaje a lo largo de la superficie inferior de la estructura alar.

En general, los materiales para las vigas estructurales y amortiguadores son varias aleaciones de aluminio, lo cual hace que el peso de la aeronave sea mu alto en comparación con HPA's previas, con un peso de 97.52 kg.

A continuación se relacionan las características, materiales, y configuraciones estructurales comunes en la historia de las aeronaves de propulsión humana.

Tabla 2. Características HPA's.

HPA	ALA		We [kg]	ESTRUCTURA	AÑO
	b [m]	S [m ²]			
Mufli	13.4	9.66	36.3	Spruce WB SS	1935
Pedaliante	17.6	23.22	99.8	Wood WB SS	1936
Sumpac	24.4	27.87	58.1	Spruce IG	1961
Puffin I	25.6	30.65	53.5	Balsa/ Spruce SS	1961
Puffin II	28.3	36.23	63.5	Balsa/ Spruce IG	1965
Linnet I	22.2	26.01	50.3	Balsa/ Spruce	1966
Linnet III	25.3	30.19	49.9	Balsa/ Spruce	1970
Wright	21.6	45.15	40.8	Carbon	1972
Jupiter	24.4	27.87	66.2	Balsa/ Spruce SS	1972
Toucan I	37.5	55.74	94.8	Balsa/ Spruce IG	1972
Stork A	21.0	20.99	35.8	Balsa/ Spruce SQ	1976
Gossamer Albatross	29.3	46.45	24.9	Carbon WBT	1978
Bliesner 7	24.4	27.87	24.5	Spruce Ca	1981
Bionic Bat	15.2	13.84	32.6	Carbon	1983
Musculair I	21.9	16.07	28.1	Carbon	1984
Musculair II	19.5	13.28	43.1	Carbon SS	1985
Pelargos 3	22.5	19.78	24.9	Carbon WB	1985
Man Eagle 4	19.2	18.58	60.8	Carbon	1985
Light Eagle	34.7	31.03	41.7	Carbon WB	1986
Swift B	17.4	18.95	50.8	Carbon Ca	1986
Daedalus 87	34.1	30.84	31.7	Carbon WB	1987
Daedalus 88	34.1	30.84	31.7	Carbon WB	1988
Velair 88	21.6	16.44	35.4	Carbon	1988

Tabla 2. (Continuación)

HPA	ALA		We [lb]	ESTRUCTURA	AÑO
	b [m]	S [m ²]			
Velair 89	23.2	16.90	30.4	Carbon	1989
Da Vinci 3	30.5	22.48	43.9	Carbon WB	1989
Airglow	25.6	22.48	31.7	Carbon	1990

Fuente: Autores.

Tal como se observa, la estructura de las aeronaves presentaba principios característicos de manufactura como los siguientes:

- **WB – ‘Wire-Braced for bending only’.** Presenta cables tensores que soportan las cargas de flexión. Se compone de un clave tensor bajo el ala y otro sobre ella.
- **WBT – ‘Wire Braced for Torsion’.** Presenta numerosos cables tensores con el fin de optimizar la característica de resistencia a la torsión.
- **Ca – ‘Cantileve’.** Viga sujeta sólo por un extremo o por el centro, que debe soportar las fuerzas de toda la estructura, incluso las del extremo libre.
- **SS – ‘Stressed Skin’.** Requiere que el recubrimiento sea lo suficientemente rígida y resistente como para soportar todas las cargas de torsión, así como proporcionar una forma adecuada.
- **IG – ‘Internal Girder’.** La viga soporta todas las cargas de torsión.
- **SQ – ‘Internal Square torsion box’.** Viga alar en balsa contrachapado en una técnica de construcción llamada ‘stork’.
- **PT – ‘Plywood Tube’.** Viga alar tubular de madera contrachapada¹.

¹ Tablero elaborado con finas chapas de madera pegadas con las fibras transversalmente una sobre la otra con resinas sintéticas mediante fuerte presión y calor. Esta técnica mejora notablemente la estabilidad dimensional.

1.2 DESCRIPCIÓN Y FORMULACIÓN DEL PROBLEMA

Es importante que el diseño estructural cumpla con los requerimientos necesarios para que durante la misión de la aeronave, ésta mantenga su integridad y se conserve la seguridad de sus ocupantes.

El mayor inconveniente que presenta el diseño estructural de HPA's, es que no hay un procedimiento establecido como el que existe para aeronaves convencionales. Por otro lado, la competencia Kremer, en la categoría Maratón, representa un gran reto, ya que pocas aeronaves han sido exitosas.

En este orden de ideas se puede concretar el problema bajo el siguiente cuestionamiento: **¿Cuál es la configuración estructural apropiada de la aeronave de propulsión humana SUE-SUA, que cumpla con los requerimientos de la competencia y del diseño preliminar?**

1.3 JUSTIFICACIÓN

El presente proyecto se desarrolla debido a la necesidad de construir la aeronave SUE-SUA para participar en la competencia Kremer, siendo ésta la primera aeronave colombiana que se presentaría en este evento internacional tan importante.

El diseño estructural aplica distintas técnicas y principios con el propósito de definir un dispositivo o sistema, con los suficientes detalles, como para permitir su realización física. El proyecto es factible ya que existen diversas fuentes de información, así como recursos físicos y humanos dentro de la institución, que pueden dar solución a dudas o problemas que se generen durante en desarrollo del diseño estructural. Además con los resultados obtenidos se puede establecer un modelo sistematizado para el diseño estructural de aeronaves de propulsión humana, y una base de referencia para otros proyectos referentes a este tema.

1.4 OBJETIVOS

1.4.1 Objetivo general. Diseñar la estructura de la aeronave SUE-SUA² para participar en la competencia internacional "*The Kremer International Marathon*".

² SUE-SUA: Ave del sol en lengua muisca.

1.4.2 Objetivos específicos.

- Definir la configuración estructural más apropiada que cumpla con los requerimientos del diseño preliminar y de la “*The Kremer International Marathon*” (Anexo A).
- Analizar estructuralmente la configuración alar definida para condiciones críticas de vuelo.
- Simular con software ANSYS la estructura alar para validar la configuración definida.

1.5 ALCANCES Y LIMITACIONES

1.5.1 Alcance. El proyecto culmina con la entrega del diseño estructural con sus respectivos planos, que incluirán los requerimientos técnicos necesarios para hacer posible la futura construcción de la aeronave.

1.5.2 Limitaciones.

- El proyecto no contempla el diseño del sistema de potencia, ni del sistema de accionamiento de las superficies de control.
- El análisis real de esfuerzos y deformaciones no incluye los esfuerzos producidos por el empuje y torque de la hélice, puesto que este enfoque es trabajado por otro grupo de investigación.
- El análisis estructural sólo se realizará a la superficie alar ya que para realizarlo a toda la aeronave se deben contemplar otros esfuerzos como el de la hélice, los cuales no se aplican en el presente proyecto.
- La simulación respectiva en ANSYS sólo se realizará para niveles críticos de vuelo de la aeronave.
- Si los resultados finales modifican parcial o completamente el diseño preliminar de la aeronave SUE-SUA, el rediseño bajo estas nuevas condiciones no concierne al desarrollo del presente proyecto.

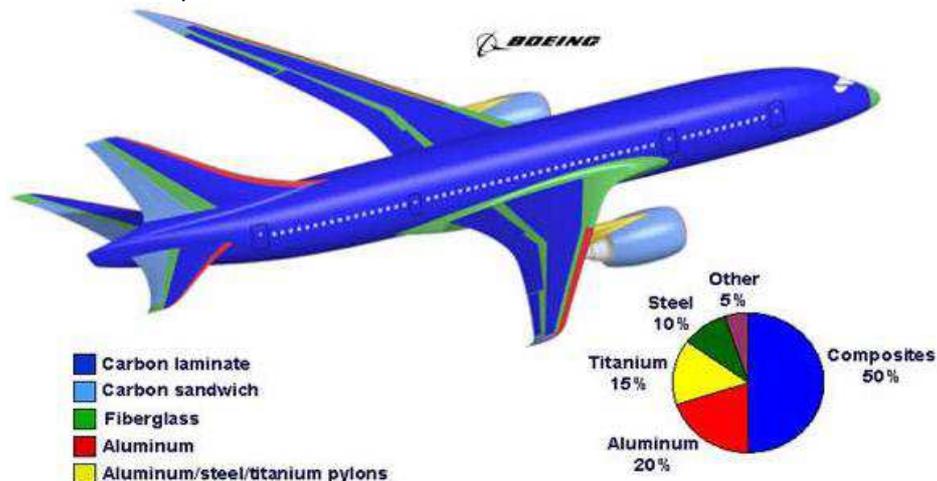
2. MARCO DE REFERENCIA

2.1 MARCO TEÓRICO – CONCEPTUAL

2.1.1 Progreso en tecnología de materiales para la industria aeronáutica (Materiales Compuestos). En la aviación comercial, optimizar la relación costos-rendimiento es uno de los objetivos primordiales, el cual está directamente relacionado con el peso de la aeronave. En general, disminuir peso significa reducir consumo de combustible y costos de operación, además de aportar a la protección medioambiental, lo que constituye un punto de partida para desarrollar nuevos materiales e innovadores procesos de producción.

Los materiales compuestos han demostrado su potencial de uso en todo tipo de industrias en los últimos años, convirtiéndolos en materiales con presencia habitual en diferentes actividades cotidianas como los coches, el transporte aéreo, los deportes, etc., comúnmente utilizados en ingeniería.

Figura 7. Materiales compuestos en aviación.



Fuente: Composite Solutions Applied Throughout the 787. [en línea][citado el 7 de abril de 2011]. Disponible en Internet:< http://www.carbonfiber.gr.jp/english/tanso/images/plane02_b.jpg>.

Los materiales compuestos están constituidos por una fibra y una resina; que combinadas ayudan a mejorar las propiedades del material final debido a sus elevadas propiedades mecánicas, como la resistencia a la tracción, flexión, rotura e impacto, además de presentar un excelente comportamiento ante la corrosión. Las diferentes combinaciones de matrices y fibras, dan lugar a un gran número de propiedades físicas y químicas, ofreciendo un abanico de posibilidades tan amplio que puede ser adaptado a las demandas de cualquier aplicación.

Uno de los retos al utilizar materiales compuestos, es entender su comportamiento mecánico, en particular su predicción de fallo. Esto no es fácil ya que su comportamiento mecánico puede llegar a ser más complejo que otros materiales, puesto que la adición de las fibras los convierte en materiales altamente anisótropos³, con diferentes mecanismos de fallo, rotura de fibras, despegues entre láminas, que pueden interaccionar entre sí.

Los compuestos más comunes en aviación son los que poseen fibras de carbono, fibras de vidrio o fibras de aramid. La fibra de carbono es tres veces más resistente que el aluminio, mucho más ligero y de propiedades mecánicas elevadas; en cuanto a las fibras de vidrio, poseen un buen aislamiento térmico, soporta altas temperaturas y es fácilmente moldeable; por último, las fibras de aramid, soportan muy bien los impactos, pero no trabajan bien a compresión y no soportan bien el ataque medio ambiental.

Tabla 3. Propiedades de los materiales compuestos.

MATERIAL COMPUESTO	DENSIDAD (kg/m ³)	RESISTENCIA A LA ROTURA (MPa)	MODULO DE YOUNG (GPa)
FIBRAS DE VIDRIO			
E-glass fibers	254	500	72
S-glass fibers	249	650	86
FIBRAS DE CARBONO			
AS-4	180	580	228
IM-7	177	758	276
T-300	177	530	231
T650/42	177	730	290
Titanio	177	730	-
P-55	199	250	379
P-75	199	300	517
P-100	216	325	690
FIBRAS DE ARAMID			
Kevlar 29	144	550	62
Kevlar49	147	550	131

Fuente: Autores.

2.1.2 Corrosión en materiales compuestos. Es un fenómeno que se presenta solamente en compuestos de fibra de carbono, debido a que este tipo de fibra es un material con buena conductividad, lo que favorece las condiciones para que se presente corrosión. La corrosión en particular que se presenta en fibras de carbono se conoce como corrosión galvánica.

³ Característica de un material según la cual sus propiedades son diferentes en distintas direcciones.

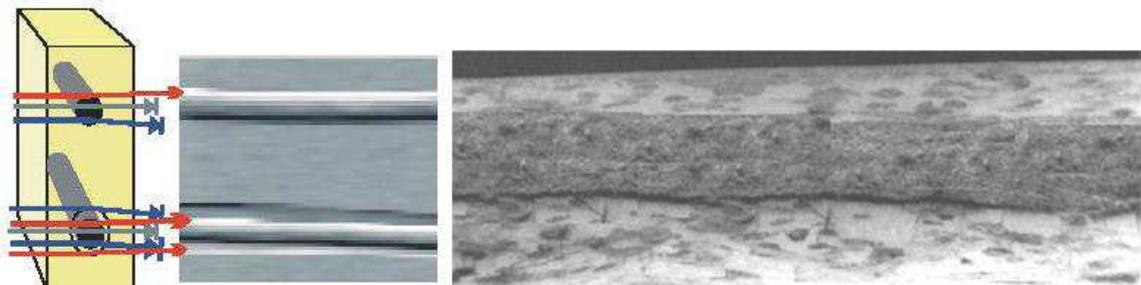
Para que se presente la corrosión galvánica deben existir 4 elementos, que son:

1. **Ánodo:** Es el lugar donde toma lugar la corrosión de los metales. Los metales pierden electrones convirtiéndose en iones.
2. **Cátodo.** Esta parte atrae los electrones creados por el ánodo, creando una película metálica, reduciendo el oxígeno y generando una reacción con el hidrógeno.
3. **Electrolito:** Solución con buena conductividad para atraer los iones.
4. **Conexión eléctrica:** Conexión física fundamental entre el ánodo y el cátodo.

La corrosión se presenta cuando la fibra está en contacto con un material metálico tomando el lugar del cátodo en la reacción electroquímica como consecuencia de su buena conductividad; el metal como ánodo sobre la fibra, el electrolito sería el aire y finalmente la conexión eléctrica se interpreta como el contacto directo entre los dos materiales. Sin embargo, ciertas bibliografías afirman que este efecto no es tan grande como una corrosión causada por desgaste o desgarre del material.⁴

Si bien las consecuencias directas de la corrosión afectan significativamente a los metales, también sobre la fibra se presenta abrasión y como efecto secundario deslaminación (separación entre la matriz y las fibras), haciendo que el compuesto se vuelva vulnerable a fallas debido a la pérdida de sus propiedades.

Figura 8. Deslaminación de la fibra de carbono.



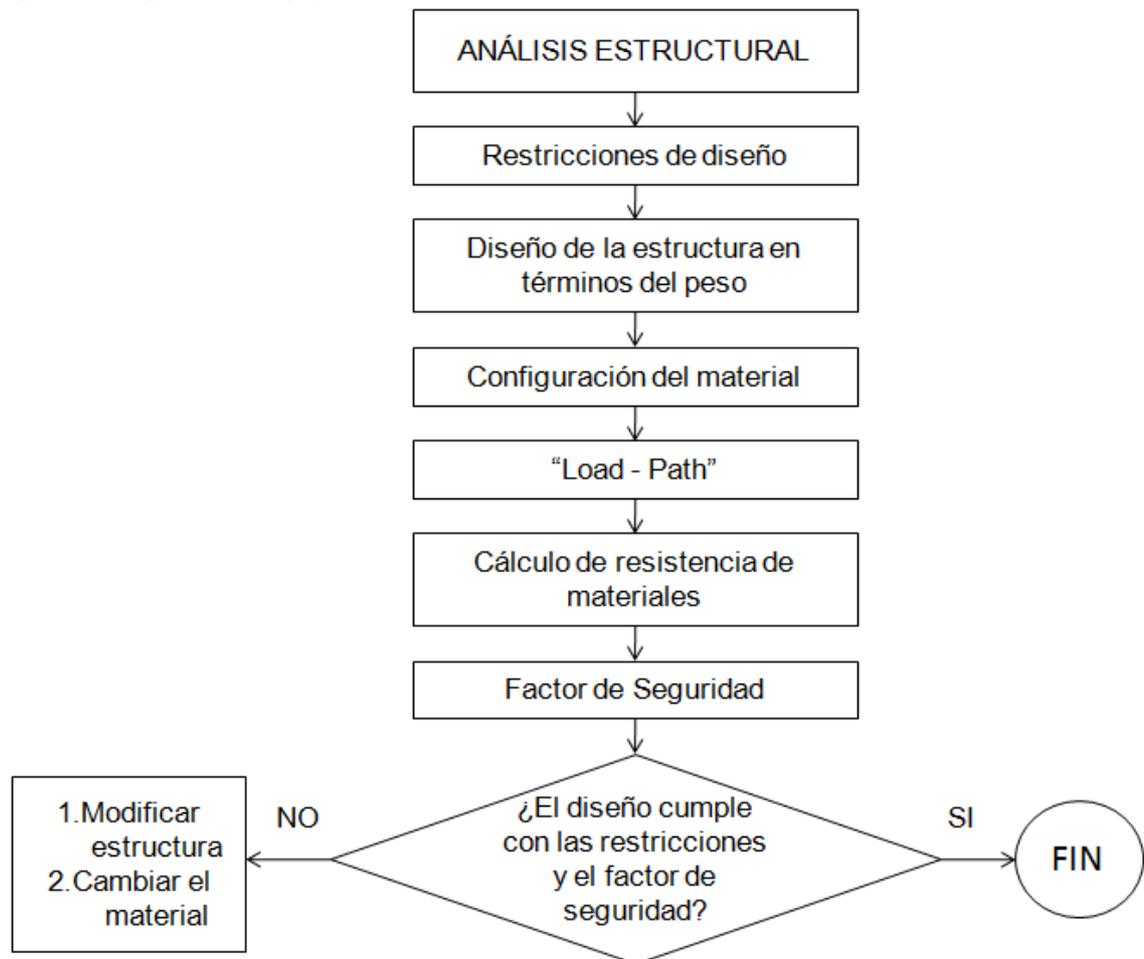
Fuente: Autores

Para impedir la corrosión, la fibra debe estar eléctricamente aislada del metal, lo cual se puede lograr con una capa intermedia y delgada de fibra de vidrio; o bien, una capa de adhesivo no conductivo en la interface.

⁴ CST COMPOSITES.HOW TO; Care for your carbon Fibre. [PDF] [en línea] [citado 13 de mayo de 2011]. Disponible en Internet: <www.cstcomposites.com/How%20to%20care%20for%20your%20carbon%20fibre.pdf>. p. 2.

2.1.3 Análisis estructural. El siguiente diagrama de flujo proporciona una buena guía para realizar un análisis estructural apropiado y completo.

Figura 9. Diagrama de flujo para un análisis estructural.



Fuente: Autores.

1. El primer paso es determinar los requerimientos de diseño que proporcionan los parámetros y limitaciones para el desarrollo del diseño y análisis estructural. Dichas condiciones son la geometría, las cargas y los materiales.

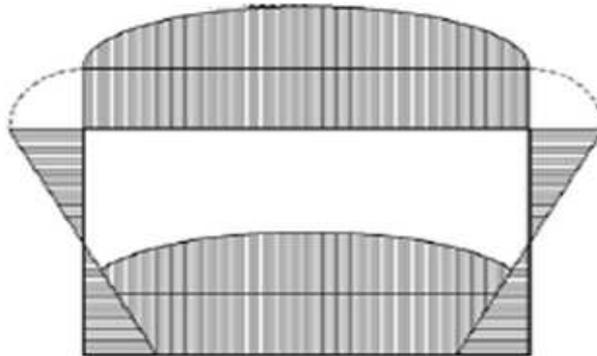
La geometría y las cargas son parámetros inmodificables otorgados por el diseño preliminar. Los materiales son establecidos por el diseñador estructural, los cuales deben ser seleccionados apropiadamente para cumplir con la misión de la aeronave.

2. Con los requerimientos establecidos, se procede a diseñar la estructura lógicamente, es decir, que sea capaz de asegurar el cumplimiento de dichos requerimientos.
3. Para continuar, es necesario configurar los materiales seleccionados. Esto implica conocer propiedades fundamentales como: el módulo de Young, la relación de Poisson y el esfuerzo máximo de ruptura. El manejo de materiales compuestos implica un procedimiento analítico mucho más complejo al ser materiales ortotrópicos.
4. La siguiente actividad hace referencia al estudio de patrones de carga, con el que se define la manera de cómo se encuentran distribuidas las cargas internas en los diferentes componentes de la estructura. Por otro lado, para estructuras estáticamente indeterminadas, se utiliza el análisis a través de energías o el trabajo virtual para hallar los esfuerzos resultantes sobre la estructura.
5. Se debe realizar el análisis de los componentes de la estructura con el objetivo de dar un valor cuantitativo a los esfuerzos máximos de operación, y de deformación máxima de las piezas, ya que a través de este análisis se puede establecer una comparación con las propiedades del material seleccionado y decidir si efectivamente son adecuados.
6. Se debe establecer el factor de seguridad bajo el cual se evalúa el diseño. Para aeronaves de propulsión humana, de acuerdo a la Sociedad Aeronáutica Real "*Royal Aeronautical Society*" un factor de seguridad aceptable se encuentra en 1.5⁵.
7. Finalmente se toman decisiones de acuerdo a los resultados obtenidos, en comparación con el factor de seguridad, tomándose como un proceso iterativo, entre cambios de geometría, configuraciones del material y/o la remoción de material estructural.

2.1.4 Cargas externas presentadas durante la misión, consideraciones de vuelo, factor de carga y factor de seguridad. La fuerza de sustentación '*lift*' es la carga fundamental para el diseño estructural; y como tal, es necesario conocer cuál es su influencia sobre la estructura, considerando que la SUE-SUA presenta una configuración no planar de sustentación tipo '*Box-Wing*', lo que se traduce en una teoría aerodinámica y distribución de cargas diferentes en comparación a una configuración alar convencional.

⁵ STRUCTURAL DESIGN CONDITIONS FOR HUMAN POWERED AIRCRAFT. Structural Design Conditions. [en línea] [citado el 13 de octubre de 2011]. Disponible en Internet: <http://web.mit.edu/drela/Public/web/hpa/hpa_structure.pdf>

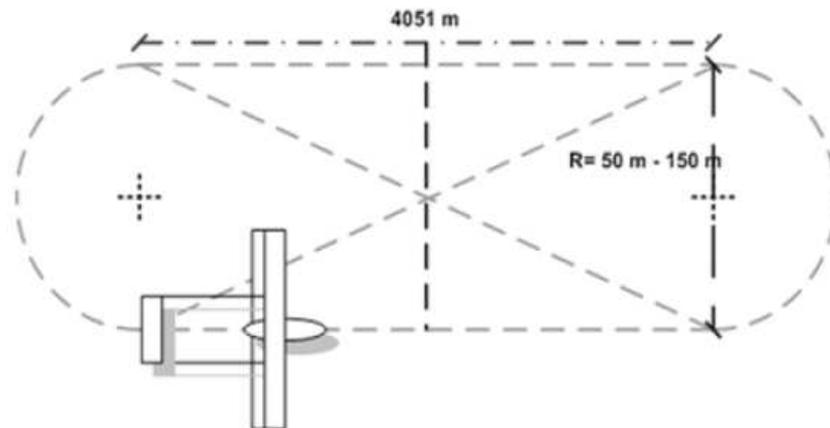
Figura 10. Distribución de Lift en un ala tipo Box-Wing.



Fuente: THE PRANDTL WING. Best wing system. [en línea] [citado el 24 de febrero de 2011]. Disponible en Internet: <http://www.engbrasil.eng.br/index_arquivos/art95.pdf>. p. 6.

La misión contempla dos óvalos, un ocho y por último otros dos óvalos, teniendo un recorrido total de 42.87 km, el cual debe ser efectuado en máximo una (1) hora. Durante el recorrido se realizan dos maniobras principales: vuelo recto y nivelado, y virajes correspondientes a los dos semicírculos con radio de giro de 75 m.

Figura 11. Trayectoria de la competencia Kremer en la categoría maratón según las normas otorgadas por la RAS.



Fuente: REINO UNIDO. ROYAL AERONAUTICAL SOCIETY. Regulations and Conditions for The Kremer International Marathon Competition. [en línea] [citado el 29 de marzo de 2011]. Disponible en Internet: <http://www.raes.org.uk/cms/uploaded/files/SG_HPAG_marathon.pdf>. p. 7.

Se considera como un vuelo recto y nivelado, un vuelo no acelerado que comprende dos condiciones: mantener una altitud constante y una trayectoria recta; de acuerdo a esto, el comportamiento de las cargas externas muestra una conducta particular como es el equilibrio de fuerzas opuestas en los ejes de referencia.

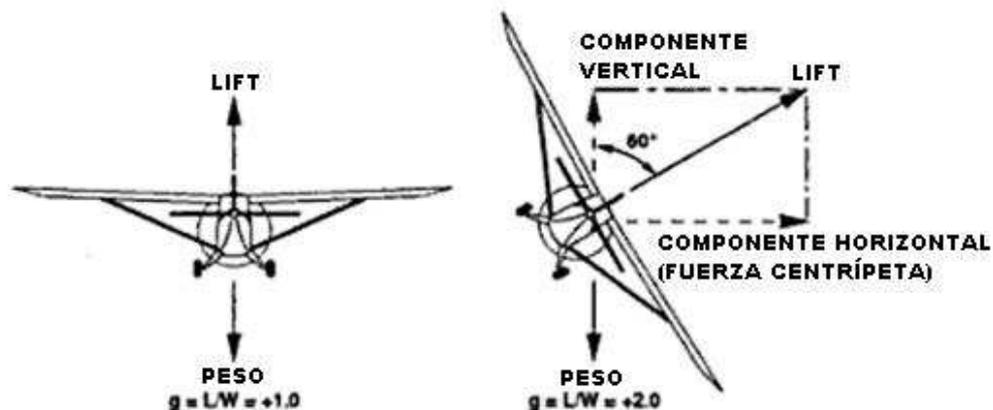
Figura12. Diagrama de fuerzas para vuelo recto y nivelado.



Fuente: MANUAL DE VUELO. FUERZAS QUE ACTÚAN EN VUELO.[en línea][citado el 29 de marzo de 2011]. Disponible en Internet: <<http://www.manualvuelo.com/PBV/PBV13.html>>.

En el viraje la altitud permanece constante. De igual manera las fuerzas externas deben estar equilibradas, sin embargo en este tipo de maniobras el vector del 'lift' no es tan largo como su fuerza opuesta, el vector peso, para solucionar esto es necesario descomponer el vector 'lift' en dos componentes, una vertical la cuál será lo bastante larga como para equilibrar las fuerzas; y una horizontal llamada fuerza centrípeta la cual mantiene su dirección igual a la del banqueo.

Figura 13. Distribución de fuerzas en el viraje.



Fuente: STOWELL, Rich. Emergency Maneuver Training. Curved Flight. 1996. p. 54.

Al realizar diferentes maniobras, se genera un factor importante, el cuál relaciona las cargas externas como la sustentación generada y el peso de la aeronave. Dicho factor también es conocido como gravedades positivas o negativas, o como factor de carga y su importancia radica en la influencia fisiológica y los puntos críticos estructurales. Una gravedad positiva sucede cuando se lleva el control del elevador hacia atrás; en este momento el cuerpo se comprime y la sensación se caracteriza por estar dentro de la silla. Por el contrario cuando el control del elevador se lleva hacia adelante las gravedades son negativas y la sensación corresponde a salir de la silla.

En el viraje se debe incrementar el ángulo de ataque generando un “*lift*” extra necesario para sustentar el peso de la aeronave, el factor de carga permanece constante cuando la mezcla de velocidad del aire y ángulo de ataque es correcta. Además, el factor de carga es proporcional al ángulo de banqueo, como se muestra la tabla a continuación.

Tabla 4. Relación del factor de carga con el ángulo de banqueo.

BANK ANGLE (AILERONS)	0°	15°	30°	45°	60°	75°
+D-LOAD (ELEVATOR)	1.00	1.04	1.15	1.41	2.00	3.85

Fuente: STOWELL, Rich. Emergency Maneuver Training. Curved Flight. 1996. p. 53.

El factor de carga para un viraje se halla mediante la siguiente ecuación.

$$a) n = \frac{L}{W}$$

Ecuación 1.⁶

$$b) n = \frac{1}{\cos\phi}$$

Donde:

Φ = ángulo de banqueo.

El factor de seguridad es otra consideración importante en el diseño estructural. Se define como el cociente entre el valor calculado de la capacidad máxima de un sistema, y el valor del requerimiento real al cual se verá sometido. Para el caso de estudio presente, este factor de seguridad se relaciona con el esfuerzo cortante máximo, tal como se muestra en la siguiente ecuación.

$$S. F. = \frac{T_{material}}{\tau_{supported}}$$

Ecuación 2.⁷

Si dicho cociente es mayor o igual a uno, el sistema está en capacidad de cumplir con los requerimientos, en este punto es decisión del diseñador determinar un máximo rango en el cual el sistema funcione satisfactoriamente.

⁶ LOAD FACTOR. Positive and negative load factors. [en línea] [citado el 30 de marzo de 2011] Disponible en Internet: <[http://en.wikipedia.org/wiki/Load_factor_\(aeronautics\)](http://en.wikipedia.org/wiki/Load_factor_(aeronautics))>.

⁷ FACTOR OF SAFETY. [en línea] [citado el 30 de marzo de 2011] Disponible en Internet: <http://en.wikipedia.org/wiki/Factor_of_safety>

Para el caso de estudio, el factor de seguridad otorgado por investigaciones de la RAeS – *'Royal Aeronautical Society'* para aeronaves de propulsión humana es de 1.5.

2.2 MARCO LEGAL O NORMATIVO

Las restricciones estructurales fueron establecidas por la competencia Kremer ...véase Anexo A... y por el diseño preliminar de la aeronave SUE-SUA.

Es importante mencionar específicamente los apartes directamente relacionados con el campo de esta investigación; entre ellos:

- Las aeronaves deben aterrizar en completa integridad estructural; de no ser así se declarará como un vuelo no oficial.
- No existen restricciones acerca de los materiales que se pueden utilizar, el diseño debe ser apropiado para que una persona pueda despegar, sustentar y aterrizar la aeronave.
- El diseño de la configuración estructural es totalmente libre, teniendo en cuenta que no debe tener mecanismos eléctricos ni acumuladores de energía para impulsar la aeronave.

2.2.1 Normatividad para planos. Los planos de la aeronave se elaboran y evalúan con relación a la Norma Técnica Colombiana: Compendio de Dibujo Técnico – Instituto Colombiano de Normas Técnicas y Certificación ICONTEC. 2002.

3. METODOLOGÍA

3.1 ENFOQUE DE LA INVESTIGACIÓN

El enfoque de investigación de acuerdo a los lineamientos de la Universidad de San Buenaventura es empírico-analítico, orientado a la interpretación y transformación del mundo material.

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

Este proyecto está asociado con la línea de investigación **Tecnologías actuales y sociedad** orientado hacia la modernización de HPA's.

La sub-línea a la cual está enfocado el proyecto es **Instrumentación y control de procesos**.

El campo temático es **Diseño y construcción de aeronaves**, específicamente el diseño estructural.

3.3 TÉCNICAS DE RECOLECCIÓN DE INFORMACIÓN

Para cumplir con los objetivos propuestos, se realizó un estudio meticuloso referente al diseño estructural de aeronaves y la tecnología de materiales.

La documentación consultada a través del desarrollo del presente trabajo relacionó varias fuentes de información, tales como:

- Textos especializados;
- Colaboración de personas asociadas al tema de investigación;
- Consultas a docentes de la facultad;
- Internet (correos electrónicos, páginas especializadas, bases de datos, foros virtuales, etc.)
- Software AVL y ANSYS.
- Normas ASTM e ICONTEC.

3.4 HIPÓTESIS

A pesar de no haber un estudio específico en el análisis estructural de aeronaves altamente ultralivianas es preciso asegurar que con los avances tecnológicos logrados a través de la historia y con ayuda de buenas fuentes de información se puede llegar a conclusiones satisfactorias en cuanto al proceso de análisis estructural y configuración estructural de estas aeronaves.

Así mismo, es importante anotar que la construcción posterior de la aeronave SUE-SUA, basada en el presente proyecto es permisible.

3.5 VARIABLES

3.5.1 Variables independientes.

Ángulo de banqueo	Φ
Peso vacío	W_e
Peso al despegue	W_{to}
Cuerda	c
Envergadura	b
Ángulo de incidencia de las alas	α
Eficiencia- Factor de Oswald	e
Módulo de Elasticidad	E
Coefficiente de drag inducido	k
Coefficiente de drag parásito	C_{do}
Peso de piloto	W_{pilot}
Factor de mutua interferencia	σ_1
Número Reynolds	R_e
Peso alar	W_w
Espesor de la piel	e_p
Espesor del núcleo	e_n
Espesor del adhesivo	e_a
Densidad del núcleo	γ_n
Diámetro exterior	d_e
Diámetro interior	d_i
Fuerza de gravedad	g
Momento de cabeceo	M
Momento alrededor de la viga estructural alar	M_s
Diámetro exterior de la viga estructural alar	D_s
Altura del perfil en la ubicación de la viga estructural alar	H_p
Presión en el punto de análisis	p

Presión estándar	P_0
Densidad estándar	ρ_0
Velocidad del cuerpo a través del fluido	V_0
Diámetro de perno	D_p
Densidad de la matriz	ρ_m
Módulo de elasticidad de la matriz	E_m
Módulo de elasticidad cortante	G_m
Relación de Poisson de la matriz	U
Resistencia a la tensión de la matriz	F_{mt}
Resistencia a la compresión de la matriz	F_{mc}
Resistencia al cortante de la matriz	F_{ms}
Módulo de compresión transversal de la matriz	K_m
Densidad de la fibra	ρ_f
Módulo de elasticidad longitudinal de la fibra	E_{1f}
Módulo de elasticidad transversal de la fibra	E_{2f}
Módulo de elasticidad cortante de la fibra	G_{12f}
Relación de Poisson longitudinal de la fibra	U_{12f}
Resistencia a la tensión de la fibra	F_{ft}
Relación de Poisson de la fibra	U_f
Resistencia a la compresión de la fibra	F_{fc}
Resistencia al cortante de la fibra	F_{fs}
Ángulo de orientación de las fibras	θ
Volumen de la matriz	V_m
Volumen de la fibra	V_f
Distancia desde el eje neutro hasta las fibras extremas.	y
Radio de la viga	r
Espesor de cada capa	t_k
Número de la lámina	k
Diámetro de perno	D_p
Densidad de la matriz	ρ_m
Módulo de elasticidad de la matriz	E_m
Módulo de elasticidad cortante	G_m
Relación de Poisson de la matriz	U
Resistencia a la tensión de la matriz	F_{mt}
Resistencia a la compresión de la matriz	F_{mc}
Resistencia al cortante de la matriz	F_{ms}
Módulo de compresión transversal de la matriz	K_m
Densidad de la fibra	ρ_f
Módulo de elasticidad longitudinal de la fibra	E_{1f}
Módulo de elasticidad transversal de la fibra	E_{2f}
Módulo de elasticidad cortante de la fibra	G_{12f}
Relación de Poisson longitudinal de la fibra	U_{12f}
Resistencia a la tensión de la fibra	F_{ft}
Relación de Poisson de la fibra	U_f
Resistencia a la compresión de la fibra	F_{fc}

Resistencia al cortante de la fibra	F_{fs}
Ángulo de orientación de las fibras	θ
Volumen de la matriz	V_m
Volumen de la fibra	V_f
Distancia desde el eje neutro hasta las fibras extremas.	y
Radio de la viga	r
Espesor de cada capa	t_k

3.5.2 Variables dependientes.

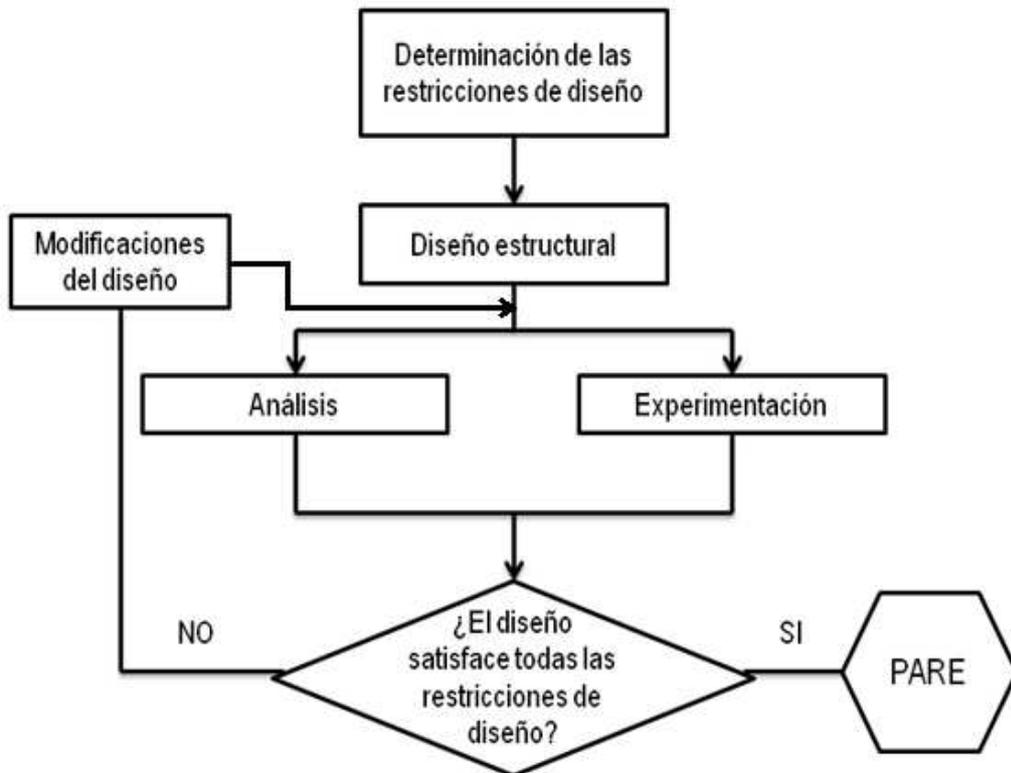
Factor de carga	n
Factor de seguridad	$S.F$
Lift	L
Drag	D
Coefficiente de Lift	Cl
Coefficiente de drag	Cd
Superficie alar	S
Esfuerzo	σ
Deformación	ε
Velocidad de Stall	V_s
Momento de inercia	I
Distancia entre el 1/4 de la cuerda y el centroide	h
Coefficiente de presión	C_p
Altura del buje	h
Distancia al borde	D_b
Distancia entre pernos	D_{ep}
Densidad del compuesto	ρ_c
Módulo de elasticidad longitudinal de la lámina	E_1
Módulo de elasticidad transversal de la lámina	E_2
Relación de Poisson longitudinal de la lámina	U_{12}
Relación de Poisson transversal de la lámina	U_{21}
Relación de Poisson del compuesto	U_{23}
Módulo de compresión transversal	K_{2f}
Módulo de compresión transversal de la matriz	K_m
Módulo de elasticidad cortante longitudinal	G_{12}
Módulo de elasticidad cortante transversal	G_{23}
Deformación última de la fibra a tensión	εU_{ft}
Deformación última de la matriz a tensión	εU_{mt}
Resistencia última a tracción longitudinal	F_{1t}
Resistencia a tensión transversal	F_{2t}
Relación geométrica de la fibra	d/s
Resistencia a la compresión longitudinal	F_{1c}
Resistencia a compresión longitudinal de modo extensional	F_c^1
Resistencia a compresión longitudinal en fase o por cortante	F_c^2

Deformación última de la matriz a compresión	ϵU_{mc}
Deformación última de la matriz a cortante	ϵU_{ms}
Resistencia al cortante	F_6
Momento flector interno causado por flexión	M_f
Espesor del laminado	t
Matriz de módulo de elasticidad	Q
$\text{Cos}\theta$	m
$\text{Sen}\theta$	n
Matriz A_{ij}	A_{ij}
Fuerza resultante	F_R
Momentos virtuales que actúan sobre la viga	M
	A_x, A_y
	B_x, B_y
	C_x, C_y
	D_x, D_y
Reacciones en A, B, C y D en dirección x o y	V_y
Fuerza cortante	N_x, N_y, N_{xy}
Matriz N	$\sigma_{\text{máx, min}}$
Esfuerzos principales	$\epsilon_{\text{máx, min}}$
Deformaciones principales	T
Esfuerzo cortante	Y
Deformación cortante	$X_{E.C}$
Centro elástico del perfil	$X_{L.C}$
Centro de carga del perfil	m_x
Momento torsor	q_i
Flujo cortante	K_s
Coefficiente de pandeo	T_c
Esfuerzo crítico	$M.S.$
Margen de seguridad	

4. DESARROLLO INGENIERIL

El diseño estructural en la industria aeroespacial, es un proceso iterativo que debe repetirse tantas veces sea posible hasta que éste cumpla con las restricciones determinadas; en este punto se dice que el diseño está completo.

Figura 14. El proceso de diseño estructural.



Fuente: ALLEN, David H. INTRODUCTION TO AEROSPACE STRUCTURAL ANALYSIS. United States of America. John Wiley & Sons. 1985. p. 18.

4.1 RESTRICCIONES DE DISEÑO

Las restricciones de diseño fueron determinadas por el diseñador conceptual y preliminar de la aeronave, el ingeniero Juan Sebastián Tobón Conde. En general, la aeronave posee dos características particulares: es tipo canard⁸ y posee una configuración alar tipo “Box-Wing”⁹.

⁸ Configuración en la que el estabilizador vertical se ubica delante de las superficies alares.

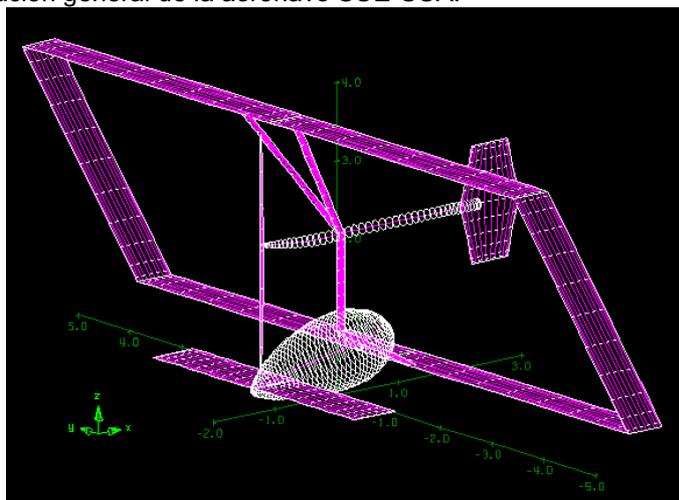
⁹ Configuración alar caracterizada por su forma de ‘cajón’. Es la configuración más eficiente debido a la disminución de vórtices en la punta de ala que están directamente relacionados con el “drag” .

Tabla 5. Restricciones de diseño para la aeronave SUE-SUA.

Restricción de diseño	Valor	Unidad
Peso al despegue (W_{to})	871.74	N
Peso del piloto (W_{pilot})	588.42	N
L/D máximo	55.184	
Factor de carga máximo (n)	3.3	
Perfil Aerodinámico de las alas	FX76MP-120	
Envergadura ala superior (b_u)	9.5	m
Envergadura ala inferior (b_l)	9.5	m
Cuerda media (MAC)	0.55	m
Superficie alar (S)	10.45	m ²
Gap	3.3	m
Incidencia de las alas	-2°	
Taper ratio (λ)	1	
Perfil aerodinámico de alas laterales	NACA 0009	
Perfil aerodinámico estabilizador horizontal	NACA 0012	
Envergadura estabilizador horizontal	3.76	m
Cuerda media estabilizador horizontal	0.63	m
Taper ratio (λ)	1	
Perfil aerodinámico estabilizador vertical	NACA 0012	
Diámetro de la hélice (D)	3	m
Velocidad de crucero	14.01	m/s
Velocidad de stall	9.2257	m/s
Carga alar (W/S)	82.52	N/m ²

Fuente: TOBÓN CONDE, Juan Sebastián. DISEÑO PRELIMINAR DE UNA AERONAVE DE PROPULSIÓN HUMANA PARA LA COMPETENCIA KREMER EN LA CATEGORÍA MARATÓN [Trabajo de Grado]. Bogotá: Universidad de San Buenaventura, 2009. p. 144 – 145.

Figura 15. Configuración general de la aeronave SUE-SUA.



Fuente: Ibíd. p. 198.

4.1.1 Factor de carga. La estructura debe ser diseñada bajo las condiciones críticas de vuelo; con esto se garantiza que la estructura tenga la capacidad de soportar todas las cargas presentes durante la misión. Dicha condición está directamente relacionada con el factor de carga aerodinámico (n), definido como la relación entre la carga de sustentación 'lift' (L) y el peso de la aeronave (W).

$$n = \frac{L}{W} \quad \text{Ecuación 3.}^{10}$$

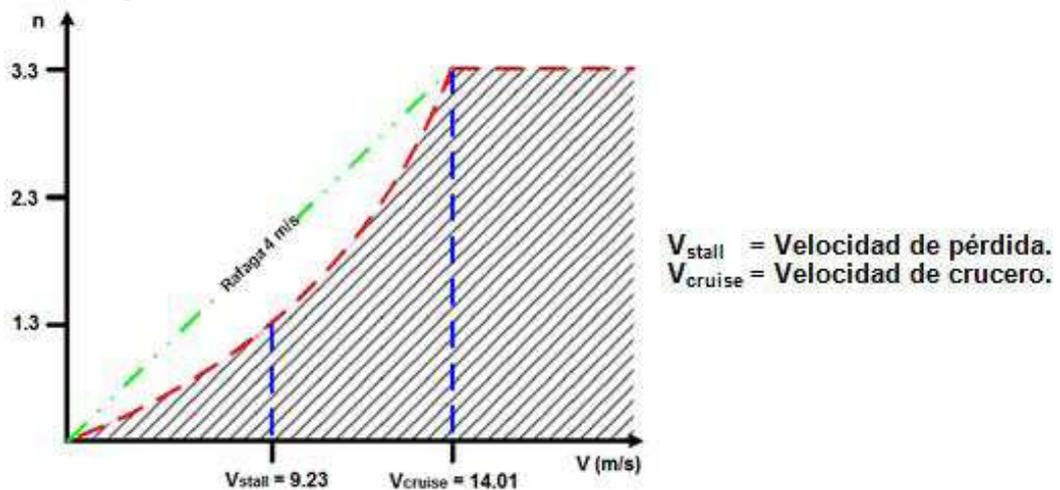
El diseñador conceptual definió que el factor de carga máximo es de 3.3 para la aeronave SUE-SUA, que corresponde a la adición entre el factor de carga por ráfaga y el factor de carga en velocidad crucero con coeficiente de sustentación máximo.

$$n_{\text{gust}} = 1.004 \quad ^{11}$$

$$n_{\text{cl-máx}} = 2.31 \quad ^{12}$$

Este factor de carga máximo se relaciona en el diagrama V-n, que determina la zona segura de vuelo con respecto a la velocidad de la aeronave.

Figura 16. Diagrama V-n.



Fuente: *Ibíd.*

Es importante mencionar que el valor de ráfagas registrado en la competencia ha sido de 4 m/s¹³.

¹⁰ LOAD FACTOR. Positive and negative load factors. [en línea] [citado el 30 de marzo de 2011] Disponible en Internet: <[http://en.wikipedia.org/wiki/Load_factor_\(aeronautics\)](http://en.wikipedia.org/wiki/Load_factor_(aeronautics))>.

¹¹ Op. cit. TOBÓN CONDE, Juan Sebastián. p. 142.

¹² *Ibíd.* p. 143.

4.1.2 Cargas externas. Uno de los objetivos del diseño preliminar de la aeronave, fue que tuviera una mayor eficiencia que una aeronave convencional. Esto se logró con el diseño propuesto por Ludwig Prandtl, al que él mismo se refiere como '*The Best Wing System*' (El Mejor Sistema Alar), cuya característica principal es la reducción del '*drag*' inducido, con el cual se obtiene ventajas significativas en la operación, así como la disminución de hasta un 30% en los costos directos.

Figura 17. Configuración alar propuesta por Prandtl.



Fuente: FREDIANI A., BALIS CREMA L., CHIOCCHIA G., GHIRINGHELLI G.H., MORINO L., Development of an innovative configuration for transport aircraft; a Project of five italian universities, Italia, 2001, p. 3.

La propuesta de Prandtl, es la configuración tipo '*Box-Wing*' la misma que posee la aeronave SUE-SUA. Las cargas externas se analizan mediante la teoría de biplanos de Prandtl, donde las principales cargas externas soportadas son la sustentación y el arrastre '*drag*', principalmente sobre la superficie alar, siendo ésta el componente estructural más crítico e importante.

El sistema presenta dos consideraciones aerodinámicas que justifican el modelo matemático usado en el análisis estructural.

La primera hace referencia al drag inducido. Se llama '*inducido*' debido a que se presenta cuando un conjunto de vectores de velocidad originan los vórtices que se presentan en las alas finitas, donde su influencia es mayor en las puntas y menor en la raíz. A consecuencia de esto, la aeronave se ve obligada a asumir un '*downstream*' (flujo de aire que dirige el movimiento hacia abajo).

¹³ HUMAN POWERED FLIGHT. THE FIRST TRUE FLIGHT. [en línea] [citado el 29 de marzo de 2011]. Disponible en Internet: <<http://www.humanpoweredflying.propdesigner.co.uk/html/flights.html>>.

La segunda hace referencia a la sustentación sobre las cuatro superficies alares, pues se debe tener en cuenta los efectos de interferencia entre ellas. Así, Prandtl concluye que el drag para un biplano se define mediante la siguiente ecuación:

$$a) D = D_{11} + 2D_{12} + D_{22}$$

Ecuación 4.¹⁴

$$b) D = \frac{2}{\pi\rho V^2} \left(\frac{L_1^2}{b_1^2} + 2\sigma \frac{L_1 L_2}{b_1 b_2} + \frac{L_2^2}{b_2^2} \right)$$

Donde:

D_{11} y D_{22} son fuerzas de arrastre que las alas como un monoplano, mientras que $2D_{12}$ es la fuerza adicional debido a la mutua interferencia de las alas. Los subíndices 1 y 2, corresponden al ala superior e inferior respectivamente.

ρ = Densidad.

v = Velocidad.

σ = Factor de mutua interferencia.

L = Lift total.

b = Envergadura del ala.

Prandtl define además cómo hallar los diferentes coeficientes aerodinámicos que afectan cada una de las fuerzas en un biplano.

$$a) C_D = \frac{D}{\frac{\rho}{2} V^2 S}$$

$$b) C_{L1} = \frac{L1}{\frac{\rho}{2} V^2 S}$$

Ecuación 5.¹⁵

$$c) C_{L2} = \frac{L2}{\frac{\rho}{2} V^2 S}$$

Donde:

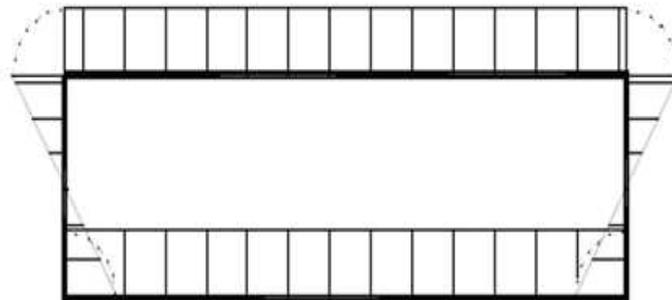
S = Sumatoria de áreas de las dos alas.

Otra conclusión de la teoría se relaciona con la distribución de '*lift*' sobre las cuatro alas. Prandtl afirma que la distribución de '*lift*' en las alas horizontales debe ser elíptica y en el caso de las alas laterales la distribución adquiere una forma de mariposa en las puntas, las cuales tienden a contrarrestarse con una fuerza generada en dirección contraria. Para un mayor entendimiento a continuación se muestra el comportamiento esquemático del *lift* para esta configuración alar.

¹⁴ Von Mises, Richard. THEORY OF FLIGHT. [en línea] [citado el 14 de mayo de 2011]. Disponible en Internet: <http://books.google.com/=gbs_ge_summary_r&cad=0#v=onepage&q&f=false>. p. 83.

¹⁵ *Ibíd.*

Figura 18. Distribución de lift en un sistema *Box-Wing*.



Fuente: Op. cit. FREDIANI A. p. 2.

Para hallar las fuerzas externas es necesario obtener los coeficientes aerodinámicos correspondientes que actúan sobre la superficie alar. El programa AVL simplifica la obtención de dichos coeficientes, otorgando datos confiables, ya que toma en cuenta la geometría alar, y de esta forma se consideran diferentes aspectos como la interferencia entre superficies alares y otros componentes, etc. De esta manera, con la condición más crítica de la aeronave, se puede efectuar la simulación correspondiente para hallar los coeficientes aerodinámicos.

Tabla 6. Parámetros de entrada para simulación en AVL.

Datos De Entrada		
Alpha	α	0.1723°*
Velocidad	V	14,01 km/h
Densidad	ρ	1,225 kg/m ³
Reynolds	Re	5,3 E 5*
Drag parásito	C _{DO}	0,01*

*Datos tomados del diseño preliminar.

Fuente: Autores.

Así, los coeficientes se hallaron en diferentes componentes de la aeronave ...véase Anexo B..., los cuales fueron deben ser reemplazados en las siguientes ecuaciones.

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_l n_{m\acute{a}x} \quad \text{Ecuación 6.}^{16}$$

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_d n_{m\acute{a}x} \quad \text{Ecuación 7.}^{17}$$

¹⁶ ANDERSON, John D. Aircraft Performance And Design. McGraw-Hill. United States of America. 1999. p. 58.

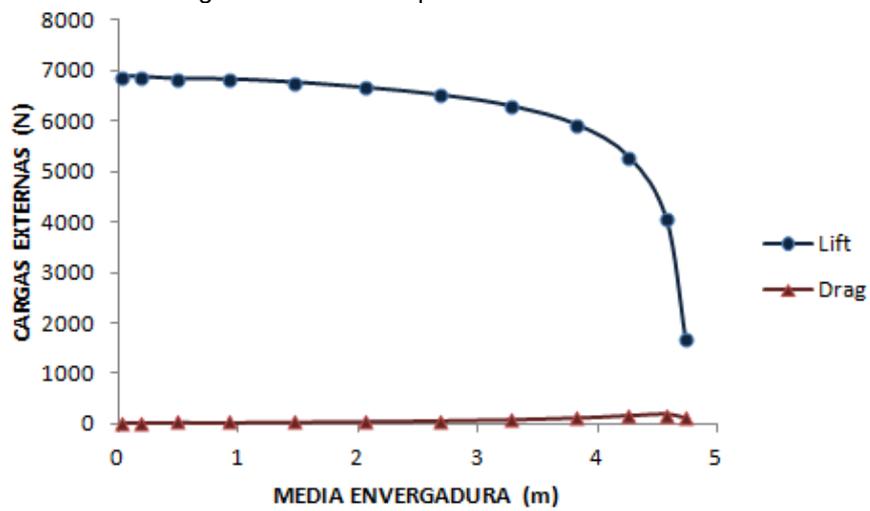
¹⁷ Ibíd.

Donde:

- L = Fuerza de sustentación – “Lift”.
- D = Fuerza de arrastre – “Drag”.
- C_l = Coeficiente de sustentación.
- C_d = Coeficiente de drag.
- $n_{m\acute{a}x}$ = Factor de carga máximo.

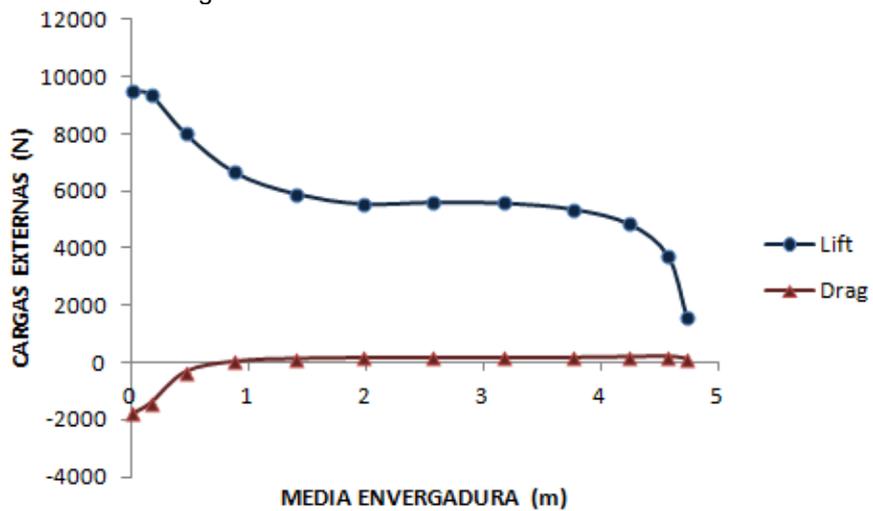
Reemplazando los coeficientes en las ecuaciones anteriores, se obtuvieron los siguientes resultados de distribución de cargas sobre la superficie alar.

Figura 19. Distribución de cargas sobre el ala superior.



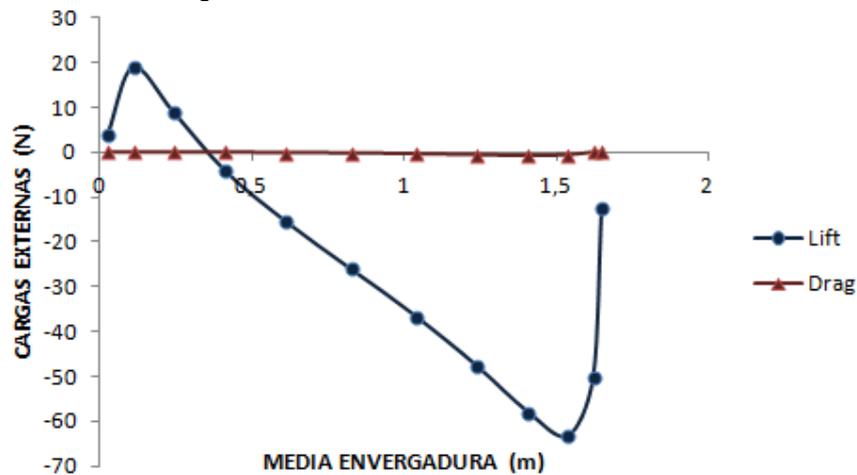
Fuente: Autores.

Figura 20. Distribución de cargas sobre el ala inferior.



Fuente: Ibíd.

Figura 21. Distribución de cargas sobre el ala lateral.



Fuente: Ibíd.

Otro tipo de cargas que debe soportar la estructura son las cargas térmicas. Estas cargas pueden afectar en mayor o menor grado la deformación de la estructura, por eso se convierten en un factor contribuyente y significativo dentro del análisis estructural.

Para el análisis de la SUE-SUA, estas cargas térmicas no se tendrán en cuenta pues la aeronave no se encuentra vulnerable a cambios de temperatura significativos que pongan en riesgo su integridad estructural.

4.1.3 Pesos. El peso es uno de los requerimientos más importantes en el diseño de aeronaves de propulsión humana. Para la SUE-SUA se estima que el peso vacío es de 30 kg. El presente proyecto no contempla el diseño del tren de aterrizaje, misceláneos, superficies de control, ni sistema de potencia; por lo tanto se debe hacer una comparación de pesos en aeronaves previas para hallar un porcentaje aproximado de la estructura con relación al peso vacío de la aeronave.

Tabla 7. Pesos de los componentes del Airglow (kg).

Componente	Preliminar	Real
Superficie alar	20.858	19.23
Timón de dirección	0.526	0.35
Elevador	0.898	0.68
Estructura primaria y fuselaje	3.639	2.75
Peso vacío de la aeronave	35.625	30.26
%	72.76	76.04

Fuente: AIRGLOW. [en línea] [citado el 26 de julio de 2011]. Disponible en Internet: <<http://airglow.propdesigner.co.uk/>>

En general, el peso de la estructura es aproximadamente el 74.4% del peso vacío de la aeronave. Para tener una aproximación más real, de igual manera se puede comparar la aeronave *Iron Butterfly*, la cual posee la misma configuración alar de la SUE-SUA (*Box-Wing*), tal como se muestra en la siguiente tabla.

Tabla 8. Pesos de los componentes del *Iron Butterfly* (lb).

Componente	Peso
Vigas	2.5
Superficie alar	43.4
Estabilizador vertical	6.0
Estabilizador horizontal	9.4
"Tail boom"	18.5
Fuselaje	14.2
Peso vacío de la aeronave	129.6
%	72.53

Fuente: IRON BUTTERFLY. Human Powered Aircraft for Sport. [en línea] [citado el 26 de julio de 2011]. Disponible en Internet: <http://www.dept.aoe.vt.edu/~mason/Mason_f/HPA_Spring_2010_FinalReport.pdf>. p, 68.

De acuerdo a las tablas comparativas anteriores, se puede concluir que el peso de la estructura para HPA's, corresponde a aproximadamente un 74% del peso vacío de la aeronave. Tomando esto en consideración, y con un peso vacío para la SUE-SUA de 30 kg, se estima que el diseño estructural tiene un peso aproximado de 23 kg. El mismo método se puede aplicar para estimar el peso de la superficie alar, como componente más crítico de la aeronave y objeto de análisis en el presente proyecto.

A continuación se muestra una tabla comparativa entre los pesos de la superficie alar para diferentes HPA's y los pesos vacíos correspondientes.

Tabla 9. Comparación entre pesos de superficies alares y pesos vacíos de la aeronave.

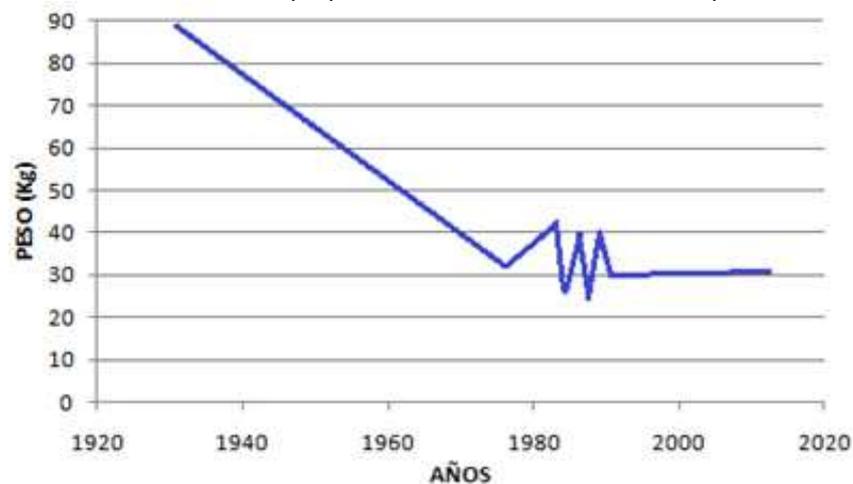
HPA	Peso Alar (kg)	Peso Vacío (kg)	Ww/We (%)
Puffin I	29,48	53.51	55.09
Linnet I	22,77	50.3	45.26
Linnet III	21,95	49.9	43.08
Stork A	19,86	35.8	55.47
Velair 88	23.8	35.40	67.23
Velair 89	16.7	30.40	54.93
Airglow	19.23	31.71	60.64
Iron Butterfly	19.68	58.78	33.5

Fuente: Autores.

Tomando en cuenta las aeronaves con peso vacío similar al de la SUE-SUA, se concluye que en promedio la relación entre el peso de la superficie alar y el peso vacío es de 60%; es decir, que el peso de la superficie alar sería de 18 kg aproximadamente.

4.1.4 Materiales. Los materiales utilizados en la construcción de HPA's deben ser lo más livianos posibles, siempre y cuando se conserve una integridad estructural apropiada. A través de los años, el peso de las aeronaves de propulsión humana ha disminuido significativamente con el desarrollo de nuevos materiales y cambios en su estructura.

Figura 22. Peso de las aeronaves de propulsión humana a través del tiempo.



Fuente: UNIVERSITY OF ADELAIDE. Human Powered Aircraft. [en línea] Adelaide, 2006. [citado el 29 de marzo de 2011]. Disponible en Internet: <<http://personal.mecheng.adelaide.edu.au/~marjom01/Aeronautical%20Engineering%20Projects/2006/group6.pdf>>, p. 11.

En general, las vigas estructurales y superficies sustentadoras (alas, estabilizador horizontal y estabilizador vertical) de HPA's, están fabricadas en materiales que combinan una alta resistencia, con una muy baja densidad. La mayoría de HPA's exitosas, han pesado entre 30 kg y 45 kg. Con referencia al diseño estructural de la SUE-SUA, se tiene una limitación de peso que debe ser cumplida, lo que requiere que todas las partes de la aeronave deban ser cuidadosamente diseñadas.

La selección de materiales se divide en tres partes, la primera de ellas es la selección de materiales que corresponde a las vigas estructurales, la segunda hace referencia a las superficies de control y por último, la selección de la piel que cubrirá la estructura.

4.1.4.1 Vigas estructurales. Con la restricción de peso que contemplada, es necesario hacer uso de materiales compuestos, ya que proporcionan una gran ventaja en la relación peso/resistencia. Entre las fibras con mayor disponibilidad en el mercado se encuentran las fibras de vidrio, las fibras de carbono y las fibras de aramid, mejor conocidas como Kevlar.

La manufactura de piezas en materiales compuestos se muestra en el anterior diagrama sin importar qué tipo de fibra se ha de utilizar. La principal diferencia radica en la compatibilidad con las resinas que tiene cada tipo de fibra: siendo la resina epóxica y el vinilester, las resinas compatibles para las fibras de vidrio y carbono; y para resina epóxica para el kevlar.

Figura 23. Procedimiento para la fabricación de piezas en compuestos.

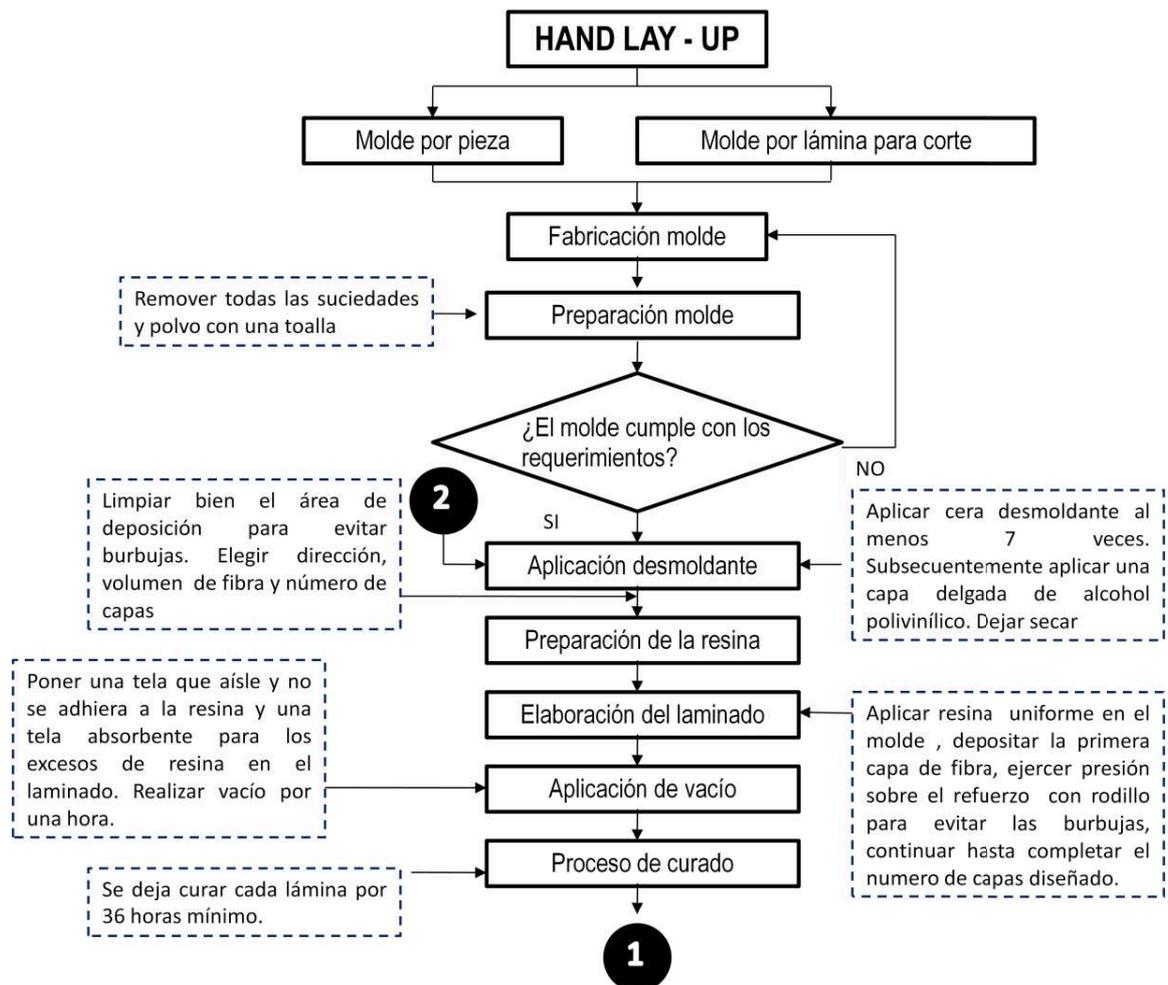
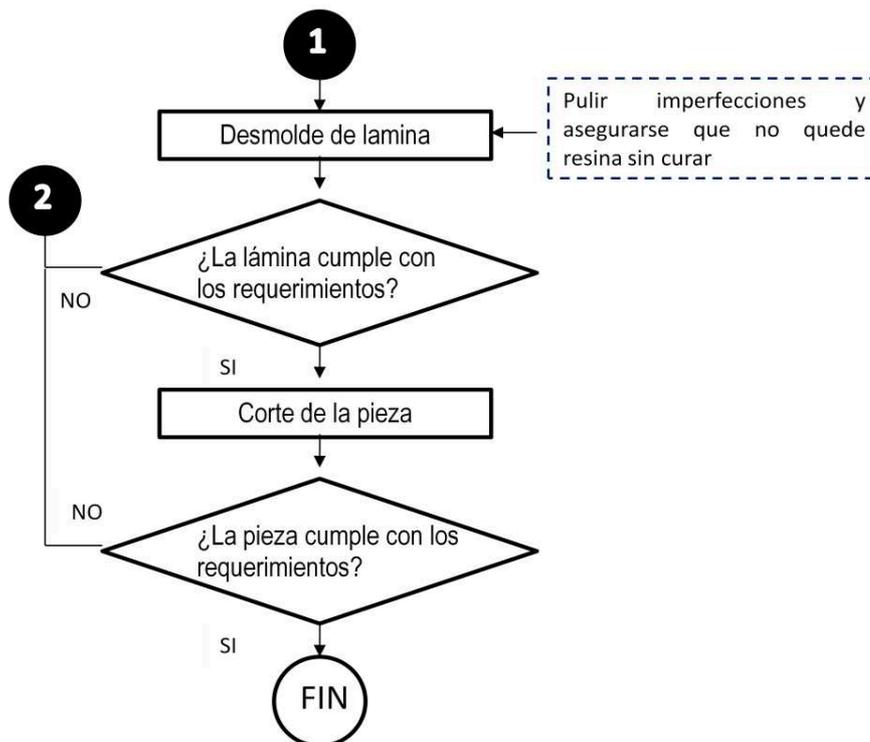


Figura 23. (Continuación)



Fuente: BARRERA BUITRAGO, Victor Guillermo. DESARROLLO Y VALIDACIÓN DE UN MODELO MATEMÁTICO PARA EL CÁLCULO DE PROPIEDADES MECÁNICAS DE MATERIALES COMPUESTOS [Trabajo de Grado]. Bogotá: Universidad de San Buenaventura, 2009. p. 133.

El nivel de complejidad varía en procedimientos posteriores sobre piezas ya fabricadas. En el caso de las fibras de vidrio y de carbono no existen instrucciones ni herramientas específicas o complejas para hacer el procedimiento que se requiere, mientras que para el kevlar se deben seguir ciertas especificaciones:

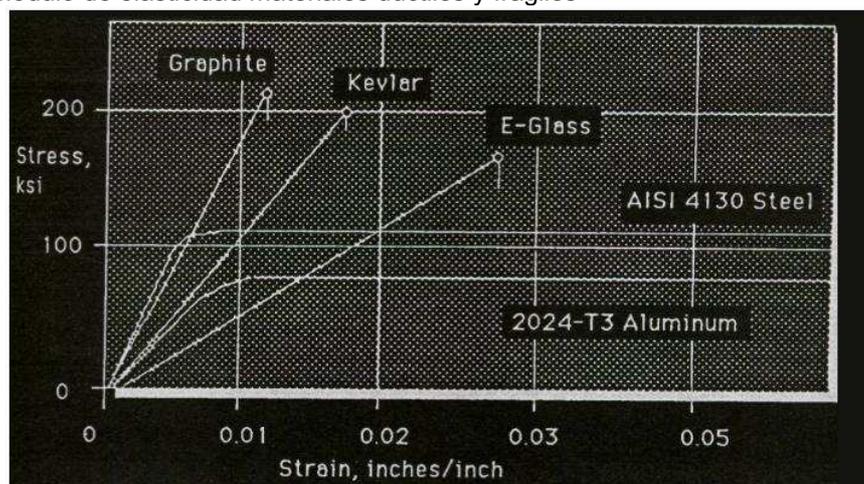
- Los agujeros y cortes deben ser perfectos porque de lo contrario puede perder resistencia, por lo tanto las herramientas deben permanecer afiladas y limpias.
- Para poder cortar Kevlar se recomienda usar una segueta o serrucho; especialmente una segueta de sable que proporcione un desplazamiento entre 10.000 – 12.000 milímetros¹⁸ por minuto. Además se debe usar un material de protección, como madera o aluminio ubicado en la parte posterior al corte de la fibra para evitar la vibración directa que se ejerce sobre el material compuesto y la mesa de apoyo.

¹⁸ HOW TO WORK WITH KEVLAR. [En línea] [Citado el 15 de noviembre de 2011]. Disponible en Internet: < http://www.ehow.com/how_7555220_work-kevlar.html > Párrafo "Sawing Kevlar".

- Antes de perforar el material se debe asegurar firmemente la fibra, y utilizar un taladro especial (Water Jet Cutter) que requiera de 25.000 a 45.000 psi¹⁹ para su correcto funcionamiento; o un taladro de punto “BRAD” ideal para la producción de agujeros rápidos, limpios y precisos en madera, contrachapado, aglomerados o compuestos. Con esta herramienta se debe usar una broca de tungsteno carbonizado a una velocidad entre 6.000 a 25.000 RPM²⁰.

En cuanto al módulo de elasticidad en compuestos, es necesario observar su comportamiento en comparación con otros materiales; en este punto se diferencian dos tipos de materiales: los materiales dúctiles, y los frágiles. Los materiales dúctiles (Acero AISI 4130 y Aluminio 2024T3) son aquellos que bajo la acción de una fuerza, pueden deformarse sosteniblemente sin romperse permitiendo obtener alambres o hilos de dicho material; por el contrario los materiales frágiles (fibras de carbono, kevlar y fibras de vidrio) se caracterizan porque la ruptura ocurre sin que se presente antes un cambio importante en la tasa de alargamiento.

Figura 24. Módulo de elasticidad materiales dúctiles y frágiles



Fuente: HOLLMANN, Martin. Composite Aircraft Design. United States of America. 1983. p. 9.

Siendo el módulo de elasticidad la relación entre el esfuerzo máximo (antes de la ruptura) y la deformación máxima alcanzada, se puede establecer dicha relación entre los materiales frágiles como interés principal de esta investigación, la cual está representada por una recta.

En este orden de ideas se puede establecer las relaciones de las variables con la pendiente de la recta; directamente proporcionales a los esfuerzos e inversamente proporcionales a la deformación.

¹⁹ Ibid. Párrafo “Drilling Kevlar”.

²⁰ Ibid. Párrafo “Drilling Kevlar”.

Tabla 10. Conclusiones módulo de elasticidad.

ECUACIÓN	VARIABLES	FIBRA DE VIDRIO	KEVLAR	FIBRA DE CARBONO
$y=mx+b$ Analogía: $\sigma=E \varepsilon +b$ $E = \frac{\sigma - b}{\varepsilon}$	Esfuerzo (σ)	Con la pendiente menos inclinada, representa un valor bajo, por lo tanto un esfuerzo máximo menor comparado con las demás fibras, valor inferior a 200ksi.	La pendiente tiene una inclinación intermedia entre los tres tipos de fibra. El valor más representativo es esfuerzos máximos equivale a 200ksi.	La pendiente es la más inclinada entre las tres fibras, representando un alto valor del esfuerzo máximo el cual supera los 200ksi.
	Deformación (ε)	Tiene una relación bastante significativa de aproximadamente 28% de deformación, lo cual significa que es un material vulnerable a este comportamiento.	Guarda una relación de deformación de aproximadamente 18%, es un valor medio entre las tres fibras comparadas.	Su relación de deformación se encuentra alrededor de 11%, siendo el valor mínimo entre los tres materiales.

Nota: b es el punto de corte de la recta, para efectos de simplificar la analogía y concretar la conclusión se asume dicho punto igual a cero, b = 0

Fuente: Autores

Con este simple análisis se concluye que la fibra de carbono es la más resistente a grandes esfuerzos y presenta una menor deformación antes de su ruptura, incluso siendo el compuesto más caro, el costo no es una característica para tener en cuenta en el presente proyecto, es por ello que la fibra de carbono se seleccionó como material de las vigas estructurales para la SUE-SUA.

Tabla 11. Costos de fibras.

COMPUESTO	COSTO (m ²)
Fibra de vidrio	\$38.000
Fibra de carbono	\$137.300
Kevlar	\$117.300

Fuente: QUAD CARBON MATERIALES COMPUESTOS. [cotización].

4.1.4.2 Superficies sustentadoras. Las superficies sustentadoras están constituidas principalmente por costillas tipo sándwich con espuma de alta densidad (poliuretano).

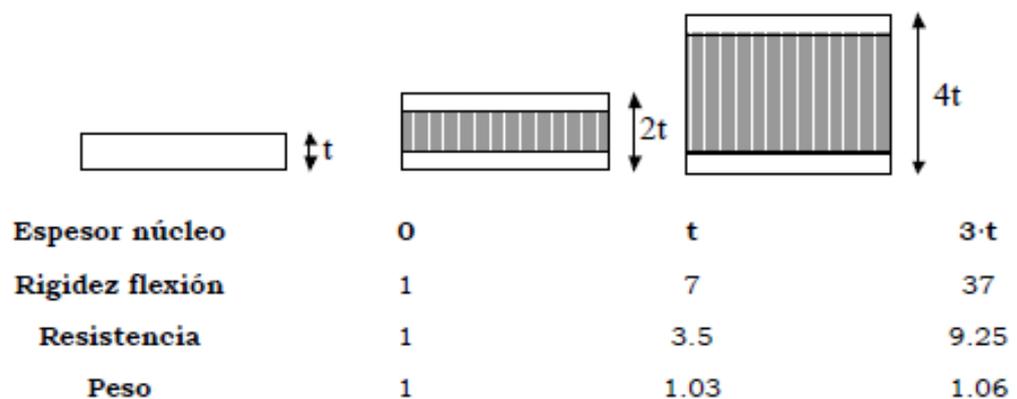
La estructura tipo sándwich se obtiene mediante el pegado (o soldadura) de una placa gruesa de material ligero llamada núcleo, entre dos láminas delgadas y de alta resistencia, denominadas pieles.

¿Por qué esta configuración? Con costillas fabricadas en espuma de alta densidad se puede lograr una reducción considerable de peso, y gracias a que es un material de fácil manipulación y construcción, se le puede otorgar fácilmente la geometría deseada, en este caso, la geometría de los perfiles aerodinámicos de las superficies sustentadoras, además de ser un material de fácil reparación y muy resistente.

Entre las características más favorables, cabe citar las dos principales:

1. **Ligereza:** La cúpula de San Pedro en Roma, construida en piedra, tiene una densidad de área de 2600 kg/m^2 . Si se hubiese utilizado una estructura tipo sándwich – cosa imposible para la época – a base de acero (piel), y poliuretano (espuma), la densidad resultante hubiera sido de 33 kg/m^2 .
2. **Rigidez a flexión:** Para ilustrar este aspecto, a continuación se muestra una comparación entre la rigidez a la flexión, la resistencia y el peso de varias configuraciones para una placa. La primera, de izquierda a derecha, corresponde a una placa de aluminio de espesor t . En la segunda, las pieles son de aluminio y el espesor total es $2t$; lo mismo con la tercera donde el espesor es de $4t$.

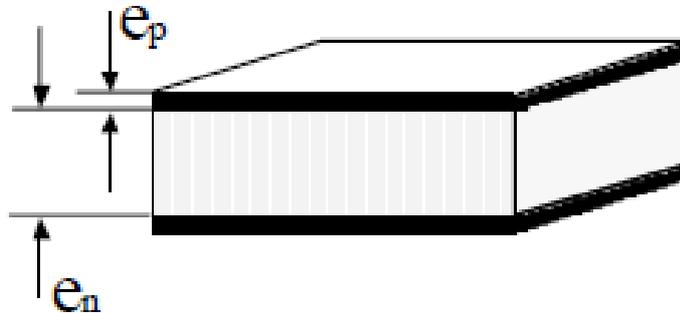
Figura 25. Efecto del espesor del núcleo en la rigidez, la resistencia a flexión y el peso de la estructura.



Fuente: INTRODUCCIÓN A LAS ESTRUCTURAS SANDWICH, [en línea] [citado el 28 de Febrero de 2011]. Disponible en Internet: <<http://ocw.uc3m.es/mecanica-de-medios-continuos-y-teoria-de-estructuras/elasticidad-resistencia-de-materialesii/material-de-clase-1/materiales-compuestos/capitulo7.pdf>>. p. 3 - 4.

De lo anterior, se concluye que, sin prácticamente algún aumento de peso, la rigidez a flexión se incrementa considerablemente en la segunda y tercera solución respecto a la primera, sucediendo lo mismo con la resistencia.

Figura 26. Esquema de una estructura tipo sándwich.



Fuente: *Ibíd.* p. 2.

Los parámetros geométricos y físicos para este tipo de configuración estructural son determinados mediante las siguientes ecuaciones.

$$a) 10 \leq \frac{e_n}{e_p} \leq 100$$

$$b) 20 \frac{kg}{m^3} \leq \gamma_n \leq 1000 \frac{kg}{m^3}$$

Ecuación 8. ²¹

$$c) 0.25mm \leq e_p \leq 12.7mm$$

$$d) 0.025mm \leq e_a \leq 0.2mm$$

Donde:

- e_p = Espesor de la piel
- e_n = Espesor del núcleo
- e_a = Espesor del adhesivo
- γ_n = Densidad del núcleo

Para el núcleo existen varios tipos de espuma de poliuretano en el mercado, con diferentes propiedades físicas. La densidad es la consideración a tener en cuenta en la comparación de las espumas para cumplir con la limitante de peso deseado.

Tabla 12. Comparación de densidades de espumas de alta densidad (foams).

Espuma (HD Foam) Poliuretano	Densidad (gr/cm ³)
High Density Foam	0.05
Evlon	0.045

²¹ *Ibíd.* p. 4.

Tabla 12. (Continuación)

Espuma (HD Foam) Poliuretano	Densidad (gr/cm³)
Latex Rubber Foam	0.05 - 0.24
Memory Foam	0.064
Styrofoam	0.062
A-Foam FR 6700	0.16 – 0.4
A-Foam FR 7100	0.04 – 0.64

Fuente: Autores.

La espuma de poliuretano A-Foam FR 7100 fue seleccionada debido a su gran rango de densidades y su alto grado tecnológico, además esta espuma está especialmente destinada para el moldeamiento de diseños, prototipos, patrones de moldes, entre otras aplicaciones, donde un material económico, versátil y estable es deseado.

Figura 27. A-Foam FR 7100.



Fuente: GENERAL PLASTICS MANUFACTURING COMPANY. Last A-Foam FR7100 Rigid Polyurethane Foam. [en línea] [citado el 20 de Febrero de 2011]. Disponible en Internet: <<http://www.generalplastics.com>>

El rango de densidad de este tipo de espuma, se debe al número de referencias FR 71XX, estos dos últimos dígitos corresponden su respectiva densidad en lb / ft³, para valores entre 03 y 40. Otra característica relevante de este tipo de espuma se refiere a su excelente estabilidad dimensional.

A continuación se muestra una tabla comparativa de las propiedades físicas de la espuma seleccionada entre las referencia 7103 y 7110, siendo estas las de menor densidad.

Tabla 13. Propiedades físicas de la espuma A-FR7104 a A-FR7110.

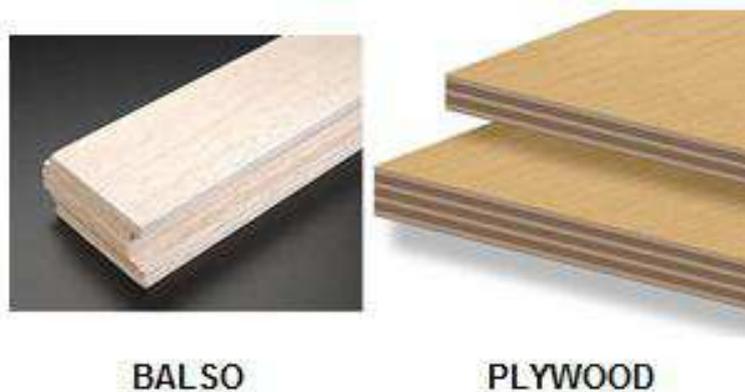
A-FR71XX	DENSIDAD (gr/cm ³)	RESISTENCIA A LA ROTURA (kPa)	MÓDULO DE COMPRESIÓN (kPa)
7103	0.04	650	13542
7104	0.06407385	822	19584
7105	0.08009232	1078	27671
7106	0.09611078	1345	36702
7107	0.1121292	1622	46601
7108	0.1281477	1908	57310
7110	0.1601846	2502	83631

Fuente: Ibíd.

De esta manera se determinó que la referencia más adecuada es la FR 7103, pues disminuye potencialmente el peso de las superficies sustentadoras, y en general, de la aeronave en total.

En cuanto a los materiales potenciales para la piel de la estructura tipo sándwich se encuentran el balsa y el 'plywood'.

Figura 28. Balsa y plywood.



Fuente: SHOP HOBBY LOBBY. Wood. [en línea] [citado el 15 de Marzo de 2011]. Disponible en Internet : <<http://shop.hobbylobby.com/hobbies/wood/>>.

El 'plywood' es una madera contrachapada, y es el material más común encontrado en estructuras tipo sándwich en aeronaves de propulsión humana ...véase tabla 14... por ser un material muy resistente y liviano, a comparación del balsa que a pesar de ser un material más liviano es mucho más frágil.

Tabla 14. Espesor y uso de plywood en HPA's.

HPA	Espesor Piel		Material Piel
Bionic Bat	1/64"	0.4 mm	Plywood
Monarch	3/16"	4.76 mm	Plywood
Gossamer	1/64"	0.4 mm	Plywood
Velair	3/25"	3mm	Depron
Daedalus	1/64"	0.4 mm	Plywood

Fuente: Autores.

Existen principalmente dos tipos de *plywood*: el Poplar 'lite' Ply y el 'Birch Aircraft Plywood'. Este último, es el que se utiliza en HPA's, y generalmente se consigue en láminas de 0.30 m x 1.21 m, con espesores entre 0.4 mm - 6.35 mm; con una densidad de 0.57 g/cm³. Entre otras cualidades de este material están la consistencia y homogeneidad de su superficie, su alta calidad, una excelente resistencia a la flexión, ligereza, facilidad en el maquinado y tratamiento y su flexibilidad (conveniente para recubrir bordes de ataque si es necesario).

Además, para soportar la selección de este material como piel de la estructura tipo sandwich, se referencia el documento '*SUGGESTED RIB CONSTRUCTION FOR THE SCHOOLS COMPETITION AIRCRAFT*', en el cual se sugiere que para una estructura tipo sándwich para una costilla, la piel debe ser fabricada en *birch plywood* con un espesor de 0.8 mm.

Figura 29. Uso de plywood en costillas.



Fuente: ROYAL AERONAUTICAL SOCIETY, Suggested Rib Construction For The Schools Competition Aircraft [en línea] [citado el 15 de Marzo de 2011]. Disponible en Internet: <http://www.raes.org.uk/cms/uploaded/files/SG_HPAG_ribs.pdf>, pág. 3.

Finalmente, se determinó que la piel estará fabricada en *birch plywood*, con un espesor de 0.8 mm, ya que además de ser un material de fácil manipulación, dicho espesor está disponible en el mercado.

En este punto, las ecuaciones 8b) y 8c) para una estructura tipo sándwich, se cumplen satisfactoriamente como se muestra a continuación.

$$\begin{aligned}\gamma_n &= 3 \text{ lb/ft}^3 \\ &= 48.05 \text{ kg/m}^3\end{aligned}$$

$$20 \text{ kg/m}^3 < 48.05 \text{ kg/m}^3 < 1000 \text{ kg/m}^3$$

Ecuación 8b.

$$e_p = 0.8 \text{ mm}$$

$$0.25 \text{ mm} < 0.8 \text{ mm} < 12.7 \text{ mm}$$

Ecuación 8c.

4.1.4.3 Piel. Otro componente principal es la piel o revestimiento, cuya función es otorgar y mantener la forma aerodinámica de las superficies sustentadoras, contribuyendo a su rigidez, y de esta manera, a su resistencia estructural.

Existen varios tipos de revestimientos que varían en sus propiedades y características. Entre los más comunes para HPA's se encuentran:

- **Mylar:** Polímero termoplástico cuyas características más relevantes son su transparencia, alta resistencia al desgaste y corrosión, buena resistencia química y térmica; además entre los aspectos positivos de su uso es que es liviano, impermeable, totalmente reciclable y presenta alta resistencia a esfuerzos permanentes y al desgaste, debido a su alta rigidez y dureza.
- **Monocote y ultracote:** Plástico ligero muy común en aerodelismo, disponible en varios colores con adhesivo en un lado. El material es cortado a la medida y se aplica sobre las superficies usando calor. La diferencia está en que el ultracote necesita menos temperatura para su adhesión (siendo adecuado para alas fabricadas en espuma), además posee un pegamento de muy alta calidad, se arruga menos y es mucho más fácil de quitar. Se recomienda para las superficies donde se encuentran los mayores esfuerzos.
- **Coverite:** Este recubrimiento ha sido fabricado de tal manera que cuando se le aplique el calor no haya encogimiento del material, esta cualidad le da una estabilidad cuando hay cambios de temperatura y humedad. Es muy fácil de usar, posicionar y controlar, lo que ayuda a evitar las arrugas.
- **Oratex:** Es un recubrimiento patentado para aeronaves ultralivianas y LSA con un peso máximo de despegue de hasta 600 kg. Al igual que todos los recubrimientos, su adhesivo se activa por medio de la dispersión del calor. La

mayor ventaja de este material es su gran calidad por ser un material de alta tecnología.

- **Tedlar:** Es un material híbrido entre el teflón y el mylar lo que hace que este material tenga excelentes propiedades mecánicas y físicas. Es una lámina de polivinilo fluoruro. El contenido de flúor produce una mejor unión química a comparación de otros polímeros, incrementando considerablemente su resistencia y durabilidad.

Las principales propiedades físicas a tener en cuenta para estos recubrimientos son la densidad, la resistencia a la rotura, la elongación, y el módulo de Young, los cuales sirven para determinar la selección adecuada del material.

Tabla 15. Comparación de densidades en los diferentes tipos de revestimientos.

Material	Densidad (g/cm ³)	Resistencia Rotura (MPa)	Elongación (%)	Módulo De Young (GPa)
Mylar	1.38	234.42	50 - 150	3.1
Monocote	0.35 - 0.8	172.37	80	2.5
Ultracote	0.024	170	130	2.9
Coverite	57*	155	50	2.55
Oratex	6.9	250	50	2.3
Tedlar	1.3	72.4	100	2.275

*g/cm²

Fuente: Autores.

Con las propiedades se determinó que la piel debe estar fabricada en mylar, ya que ofrece una buena relación de peso / resistencia, además, ha sido utilizado en HPA's exitosas en la competencia Kremer como el Gossamer Condor, el Musculair 1 y el Musculair 2; también ha sido utilizado en la Iron Butterfly (2010), diseñada y construida por "Virginia Polytechnic Institute and State University".

De acuerdo a experiencias presentadas en algunas aeronaves, otra propiedad importante para escoger una piel, es su coeficiente de dilatación térmica, ya que la temperatura puede cambiar drásticamente las propiedades físicas del material y poner en riesgo la integridad estructural de la aeronave.

Tabla 16. Coeficientes de dilatación térmica de la piel.

Material	Coeficiente de Expansión Térmica (/K)
Mylar	6.2009 E - 8
Monocote	-
Ultracote	6.9305 E - 8

Tabla 16. (Continuación)

Material	Coefficiente de Expansión Térmica (/K)
Coverite	1.1269 E - 8
Oratex	2.876 E - 7
Tedlar	1.0940 E - 7

Fuente: Ibíd.

Como se observa, el mylar otorga un buen coeficiente de dilatación térmica para soportar eficientemente los cambios de temperatura. Asimismo, con relación a la temperatura, los materiales tienen una sensibilidad a los rayos UV, que depende del color que posea. De esta manera, los colores oscuros tienen la capacidad de absorber y concentrar más calor, contrario a lo que sucede con los colores claros, ya que la luz del sol es reflejada y no es absorbida, por esto para reducir los efectos negativos de la temperatura se recomienda utilizar mylar de color blanco, o de color translúcido, como recubrimiento en la aeronave SUE-SUA.

Figura 30. Variedad de colores del mylar.



Fuente: CSHyde.com. your source for High-Performance Tapes, Films & Fabrics. [en línea][citado el 1 de abril de 2011]. Disponible en Internet: <<http://www.cshyde.com/Films/mylarfilm.htm>>

Con respecto a los espesores (*gauge*), se seleccionó el menor espesor (*gauge* 48), con el fin de reducir aún más el peso. Nuevamente ofrece una buena relación de peso / resistencia, primordial para el diseño estructural de la SUE-SUA.

Tabla 17. Espesores del mylar.

Thickness		Tensile Strength		Modulus	
Gauge	mm	kpsi	Mpa	kpsi	Gpa
48	0,012192	32	220,6322	507	3,495642
75	0,01905	34	234,4217	507	3,495642
92	0,023368	34	234,4217	507	3,495642
142	0,036068	34	234,4217	507	3,495642

Tabla 17. (Continuación)

Thickness		Tensile Strength		Modulus	
Gauge	mm	kpsi	Mpa	kpsi	Gpa
200	0,0508	33	227,527	507	3,495642
300	0,0762	31	213,7375	507	3,495642
400	0,1016	30	206,8427	507	3,495642
500	0,127	30	206,8427	507	3,495642
750	0,1905	30	206,8427	507	3,495642
900	0,2286	29	199,948	507	3,495642
1000	0,254	29	199,948	507	3,495642
1400	0,3556	25	172,3689	507	3,495642

Fuente: Ibíd.

4.2 DISEÑO ESTRUCTURAL

El diseño estructural requiere establecer un criterio de diseño desde el cual se determinen las condiciones y parámetros con los cuales la estructura será definida. Como diseñadores estructurales se han establecido principalmente dos criterios para el diseño estructural de la aeronave SUE-SUA:

1. El diseño estructural estará caracterizado por el tipo de manufactura *Internal Girger (IG)* donde la viga alar es el componente que soporta todas las cargas de torsión.
2. El factor de seguridad determinado es de 1.5, utilizado en aeronaves de propulsión humana²².

4.2.1 Diseño de vigas estructurales. El diseño de las vigas estructurales comprende principalmente el diseño de las vigas de la superficie alar, ya que de acuerdo a las figuras 19, 20 y 21, dicha superficie es la que soporta las mayores cargas.

La viga estructural alar es la viga que se extiende a lo largo de la envergadura, cuya función principal es darle el soporte adecuado a la estructura alar. Tal como se determinó anteriormente, dicha viga debe tener la capacidad de resistir el 100% de los esfuerzos de flexión y torsión que se ejercen sobre la superficie durante su misión.

²² STRUCTURAL DESIGN CONDITIONS FOR HUMAN POWERED AIRCRAFT. Structural Design Conditions. [en línea] [citado el 13 de octubre de 2011]. Disponible en Internet: <http://web.mit.edu/drela/Public/web/hpa/hpa_structure.pdf>

Para el diseño de las vigas alares en aeronaves de propulsión humana, se tienen en cuenta las siguientes consideraciones, con el fin de obtener un óptimo rendimiento de la aeronave:

1. Maximizar la resistencia.
2. Maximizar la rigidez.
3. Minimizar el peso.
4. Facilitar la fabricación.

Maximizar la resistencia es necesario para soportar los esfuerzos debidos a la sustentación. Esta consideración de resistencia está regida principalmente por la selección del material, y por el tipo de configuración definida. Además, debido a que este tipo de aeronaves posee una envergadura considerable, y con el fin de reducir las vibraciones y el aleteo de las alas, el diseño de la viga requiere que este sea lo más rígido posible. Para minimizar el peso y facilitar la fabricación, el diseño alar contempla sólo una viga de soporte, por esto es necesario que el material y la geometría definidos, sean lo más adecuados con el fin de cumplir los requerimientos de la misión y los del diseño preliminar.

El diseño general de la viga alar se divide en tres partes:

1. Determinación de la geometría.
2. Posicionamiento de la viga en el perfil alar.
3. Dimensionamiento.

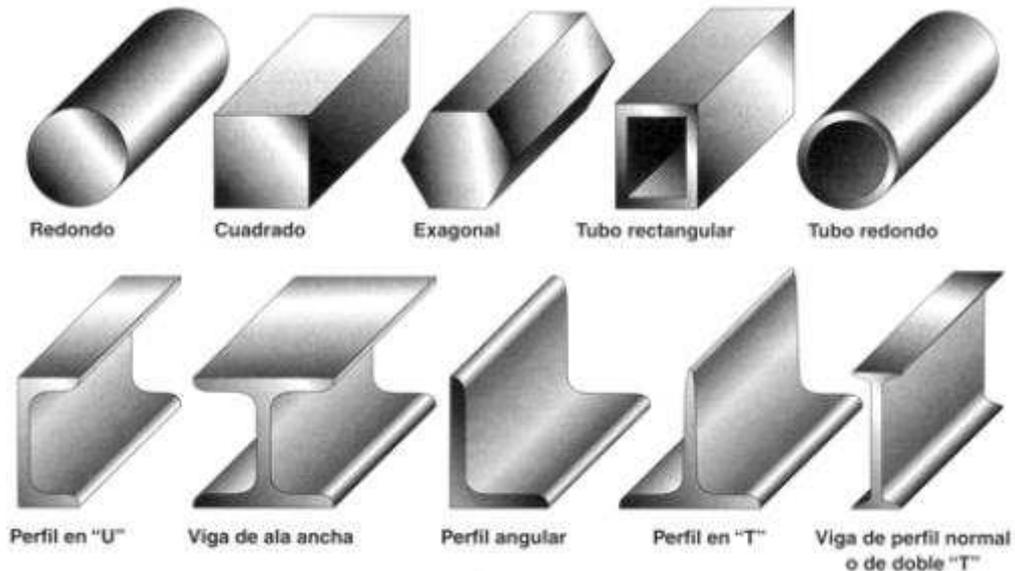
4.2.1.1 Determinación de la geometría. El *“Florida Institute of Technology Phoenix – SAE Aero Design Final Report”*²³, referencia tres propuestas geométricas para la viga alar, entre ellas la idea de una viga en I fabricada en fibra de carbono; una viga rectangular de madera reforzada con fibra de carbono; y por último, una viga tubular en fibra de carbono; ésta última fue seleccionada como la más apropiada debido a que la sección tubular maximiza el momento de inercia de la viga alar, aumentando así, su resistencia a la flexión en comparación con las otras configuraciones.

Conceptualmente, el momento de inercia es la oposición de un cuerpo referido a la rotación, y es una propiedad relacionada con la geometría de la sección

²³ Florida Institute of Technology Phoenix. [en línea][citado el 16 de marzo de 2011]. Disponible en Internet: <my.fit.edu/cargoplane/docs/final_report.pdf>.

transversal de los elementos estructurales. De esta manera entre mayor sea el momento de inercia de una sección transversal, mayor es la resistencia, rigidez y oposición a movimientos de rotación de la geometría correspondiente.

Figura 31. Tipos de perfiles para vigas estructurales.



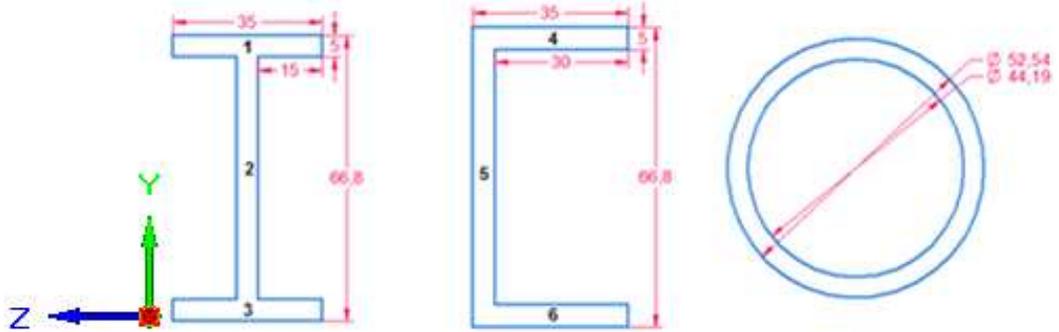
Fuente: LAS ESTRUCTURAS Y SUS APLICACIONES, Algunas estructuras sencillas [en línea] [citado el 15 de marzo de 2011]. Disponible en Internet : <http://iespseza.educa.aragon.es/tecnologia/marisa_moreno/estructuras/estructuras2.pdf>, p. 4.

Con el fin de validar la selección del perfil tubular como el más apropiado para la estructura de la SUE-SUA, se realizó una comparación del comportamiento a la flexión a tres tipos de perfiles: viga de perfil normal o doble T (viga en I), perfil tipo U (también llamado perfil en C) y el perfil tubo redondo (tubular). Para que esta comparación sea satisfactoria se debe considerar que los perfiles sean del mismo material, tengan la misma cantidad de material y que tengan la misma longitud.

De esta manera, se tomó como constante la media envergadura, y se consideró que todas las vigas tendrían la misma sección transversal para cumplir con el parámetro de tener la misma cantidad de material. Así, se definieron las siguientes características dimensionales:

- Área de sección transversal = 0.000634 m^2
- Longitud de la viga = 4.75 m (media envergadura alar)

Figura 32. Secciones transversales para la selección geométrica de la viga alar (mm).



Fuente: Autores.

De esta manera se determinó el momento de inercia de cada sección, comenzando por la viga en I y la viga en C, de acuerdo al figura anterior.

Tabla 18. Propiedades geométricas de las vigas en I y en C.

i	Ai	Yi	Ai * Yi	li	di
1	175	64.3	11252.5	364.5833	-30.9
2	284	33.4	9485.6	76354.35	0
3	175	2.5	437.5	364.5833	30.9
4	175	64.3	11252.5	364.5833	-30.9
5	284	33.4	9485.6	76354.35	0
6	175	2.5	437.5	364.5833	30.9

Fuente: Ibíd.

Siendo:

- i Número de la sección
- A Área de la sección
- Y Ubicación del centroide respecto al eje y
- I Momento de inercia de la sección. Para secciones rectangulares se utiliza la ecuación 11 (mm⁴).

$$I = (1/12) * x * y^3 \quad \text{Ecuación 9.}^{24}$$

$$d_i = \bar{Y} - Y_i \quad \text{Ecuación 10.}^{25}$$

$$d_i = \frac{\sum A_i * Y_i}{\sum A_i} \quad \text{Ecuación 11.}^{26}$$

²⁴ ALLEN, David H. p. 161 - 162.

²⁵ Ibíd.

²⁶ Ibíd.

De esta manera se puede hallar el momento de inercia total de cada sección con la siguiente ecuación.

$$I_{\text{total}} = \sum (I_i + A_i * d_i^2) \quad \text{Ecuación 12.}^{27}$$

Reemplazando en la ecuación 12, se obtiene que el momento de inercia total de la viga con sección transversal en I, es igual al momento de inercia total de la viga con sección transversal en C.

$$I_{\text{total (I, C)}} = (364.58333 + (175 * (-30.9^2))) + (76354.35 + (284 * 0^2)) + (364.58333 + (175 * (30.9^2)))$$

$$I_{\text{total (I, C)}} = 364.58333 + 167091.75 + 76354.35 + 364.58333 + 167091.75$$

$$I_{\text{total (I, C)}} = 411267. \text{ mm}^4$$

Con relación a la viga tubular la ecuación para el momento de inercia total se muestra a continuación.

$$I = \frac{\pi}{4} \left(\frac{de^4 - di^4}{16} \right) \quad \text{Ecuación 13.}^{28}$$

Siendo:

de Diámetro exterior
di diámetro interior

Reemplazando los términos de acuerdo a la figura 32 se obtiene el momento de inercia total de la viga con sección tubular.

$$I = \frac{\pi}{64} (52.54^4 - 44.19^4)$$

$$I = \frac{\pi}{64} (7620093.036 - 3813256.386)$$

$$I = \frac{\pi}{64} (3806836.65)$$

$$I = 186867.65 \text{ mm}^4$$

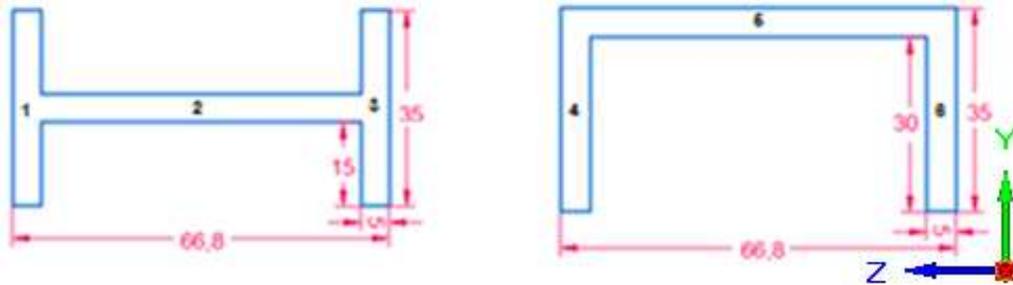
²⁷ Ibíd.

²⁸ Ibíd.

De acuerdo a la definición del momento de inercia, se puede concluir que la viga tubular con un menor momento de inercia, es la viga que menos resistencia posee a la rotación, lo que se traduce en menor rigidez de la viga.

Además, puede observarse al cambiar los ejes de referencia, donde el momento de inercia de la viga tubular permanece constante, que la anterior conclusión se mantiene.

Figura 33. Cambio del eje de referencia para las vigas estructurales en I y en C (mm).



Fuente: Ibíd.

Tabla 19. Propiedades geométricas de las vigas en I y en C con cambio del eje de referencia.

i	A _i	Y _i	A _i * Y _i	l _i	d _i
1	175	17.5	3062.5	17864.58	3.357
2	284	17.5	4970	591.6667	3.357
3	175	17.5	3062.5	17864.58	3.357
4	175	17.5	3062.5	17864.58	3.357
5	284	32.5	9230	591.6667	-11.64
6	175	17.5	3062.5	17864.58	3.357

Fuente: Ibíd.

En este caso el momento de inercia total para la viga en I y la viga en C son diferentes, como se muestra a continuación.

$$I_{\text{total (I)}} = 17864.58 + (175 * (3.357^2)) + 591.6667 + (284 * (3.357^2)) + 17864.58 + (175 * (3.357^2))$$

$$I_{\text{total (I)}} = 17864.58 + 1972.15 + 591.6667 + 3200.52 + 17864.58 + 1972.15$$

$$I_{\text{total (I)}} = 43465.64 \text{ mm}^4$$

$$I_{\text{total (C)}} = 17864.58 + (175 * (3.357^2)) + 591.6667 + (284 * (-11.64^2)) + 17864.58 + (175 * (3.357^2))$$

$$I_{\text{total (C)}} = 17864.58 + 1972.15 + 591.6667 + 38479 + 17864.58 + 1972.15$$

$$I_{\text{total (C)}} = 78744.13 \text{ mm}^4$$

La viga tubular al ser menos rígida, es adecuada para el diseño de la viga estructural alar de una HPA. Durante el vuelo este tipo de aeronaves, debido a su gran envergadura, sus alas tienden a presentar una deflexión considerable en la punta de ala. En caso contrario, con un ala demasiado rígida, esto se relacionaría directamente con el peso de la aeronave, aumentándolo ampliamente, generando una gran desventaja para el cumplimiento de la misión de la aeronave de propulsión humana.

Otra forma en que se puede observar este comportamiento es mediante una simulación en ANSYS.

En primer lugar se determinó que el material premeditado para las 3 simulaciones sería el acero estructural (material predeterminado), y que la viga sería empotrada en un extremo; por último, se aplicó una fuerza cortante sobre la sección transversal del extremo libre de la misma, en dirección de la carga de sustentación. Dicha fuerza está dada por la siguiente ecuación.

$$F = \eta_{\text{máx}} * (W * g)$$

$$F = 3.3 * (30 * 9.807)$$

$$F = 3.3 * (294.21)$$

$$F = 970.893 \text{ N}$$

Ecuación 14.

Donde:

F = Fuerza aplicada.

$\eta_{\text{máx}}$ = Factor de carga máximo = 3.3

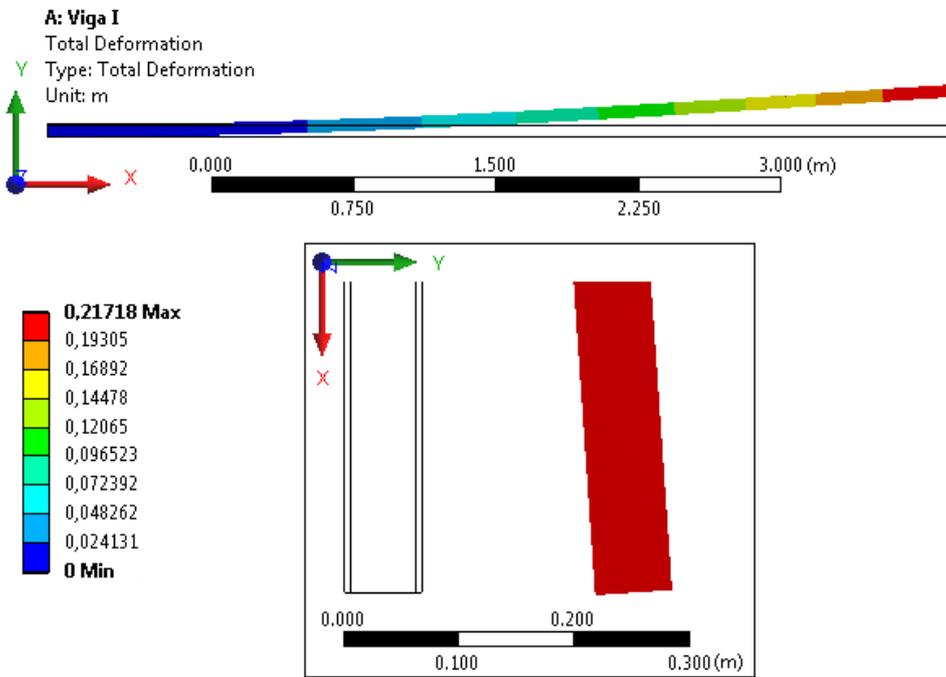
W = Peso de la aeronave = 30 kg

g = 9.807 m / s²

Se tomó el peso de la aeronave como referencia de la carga que debe ser soportada por las vigas alares.

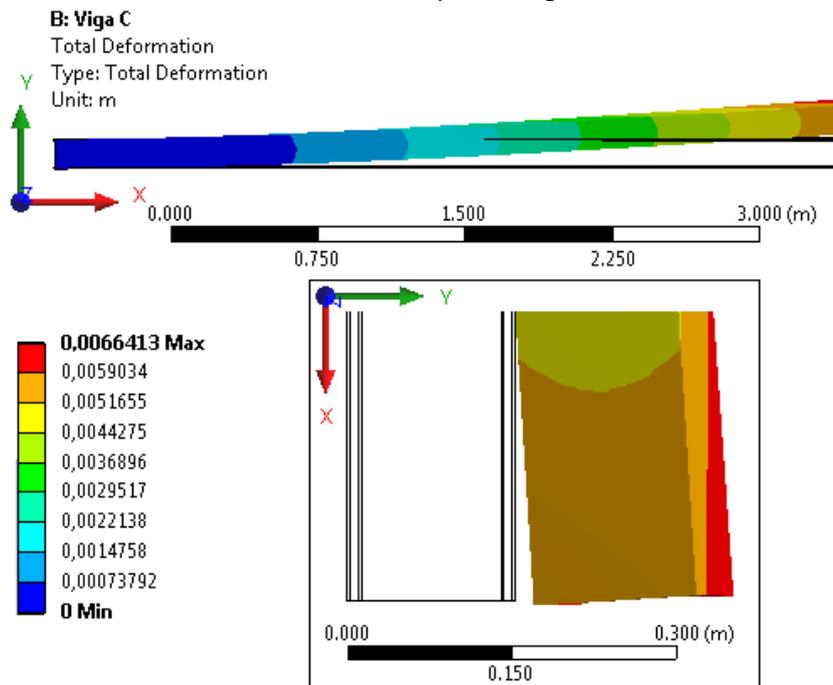
Es importante notar que los parámetros a considerar en esta simulación son: el cómo se deforma la viga a través de su envergadura (ya que esto puede generar potenciales problemas estructurales alrededor de la viga alar) y el desplazamiento en la punta de la viga. A continuación se muestran los resultados obtenidos de acuerdo a la figura 32..

Figura 34. Resultados de la simulación en ANSYS para la viga en I.



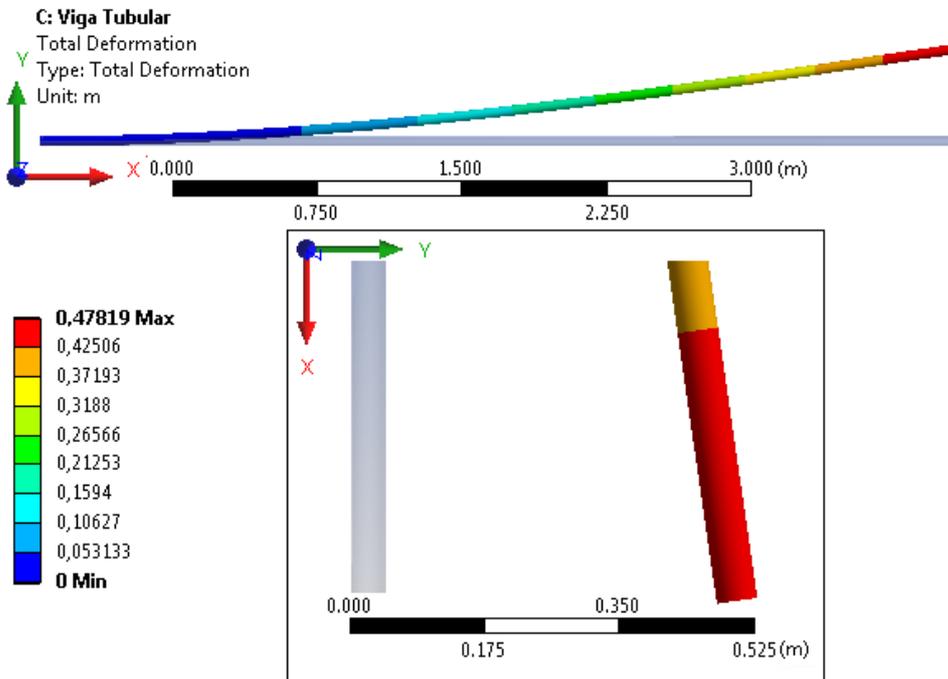
Fuente: Autores.

Figura 35. Resultados de la simulación en ANSYS para la viga en C.



Fuente: Autores.

Figura 36. Resultados de la simulación en ANSYS para la viga tubular.



Fuente: Autores.

A partir de los resultados obtenidos, se puede concluir lo siguiente:

- La viga en I y la viga en C, tienen menos desplazamiento en el extremo libre de la viga, con lo que se concluye que estas vigas son mucho más rígidas en comparación con la viga tubular.
- La viga en C presenta numerosas desventajas para ser seleccionada como geometría para las vigas estructurales de la aeronave. Entre las más relevantes están que su geometría hace complicado el montaje estructural, es decir que el acople entre vigas (ya que debe ser una estructura modular) se vuelve muy complicado, además, a pesar de que este tipo de geometría suele ser usado como viga alar, requiere en total de 2 vigas, una principal generalmente entre el 25% - 30% de la cuerda y una viga auxiliar cerca al borde de ataque, lo que conllevaría a un aumento de peso inconveniente. Otro aspecto es que la viga presenta una torsión a lo largo de su longitud, lo que sería inseguro en caso de ser implementada en la superficie alar, pues la deformaría y pondría en riesgo la integridad estructural de la aeronave, y la seguridad del piloto. En este punto, la viga en C no es una opción apropiada para el presente diseño estructural.

- La mejor característica que ofrece la viga tubular, en comparación con las otras dos, es la facilidad para ser ensamblada (estructura modular). Además, si se requiere alguna modificación dimensional luego del análisis estructural, por ser un proceso iterativo, sólo sería necesario modificar el diámetro interior de la viga, mientras que con las otras vigas, esto conllevaría a la modificación de componentes adjuntos como las costillas alares, medios de sujeción, etc.

Como se mencionó anteriormente, es importante comparar el desplazamiento en la punta de las vigas, lo cual se realizó mediante la comparación del desplazamiento de la puntas de las mismas en el eje “y”, siendo 100%, el desplazamiento realizado por la viga tubular, siendo esta, la que más desplazamiento realizó de acuerdo a los resultados presentados anteriormente.

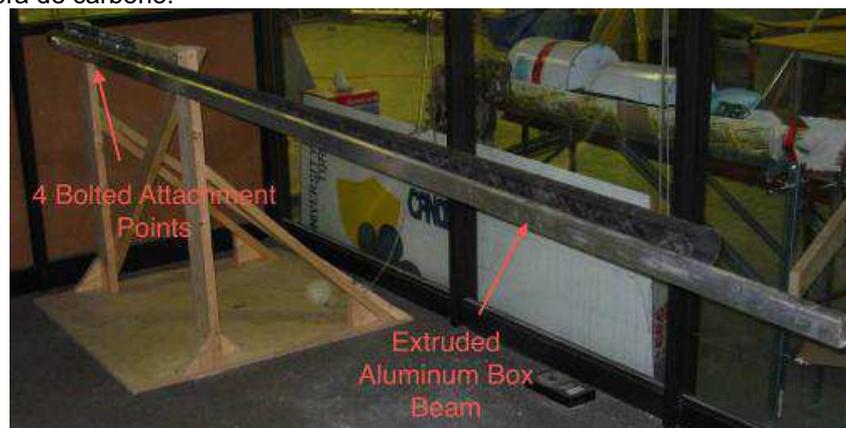
Tabla 20. Desplazamiento porcentual de la punta de la viga.

Viga Estructural	Desplazamiento
Viga en I	45%
Viga en C	34%
Tubular	100%

Fuente: Autores.

En conclusión, la viga tubular es la más apropiada para el diseño de las vigas estructurales de la aeronave SUE – SUA. Por otro lado, para aumentar la rigidez de las vigas tubulares, la fibra de carbono es el material indicado que mejora dicha propiedad, tal como muestra en la siguiente figura.

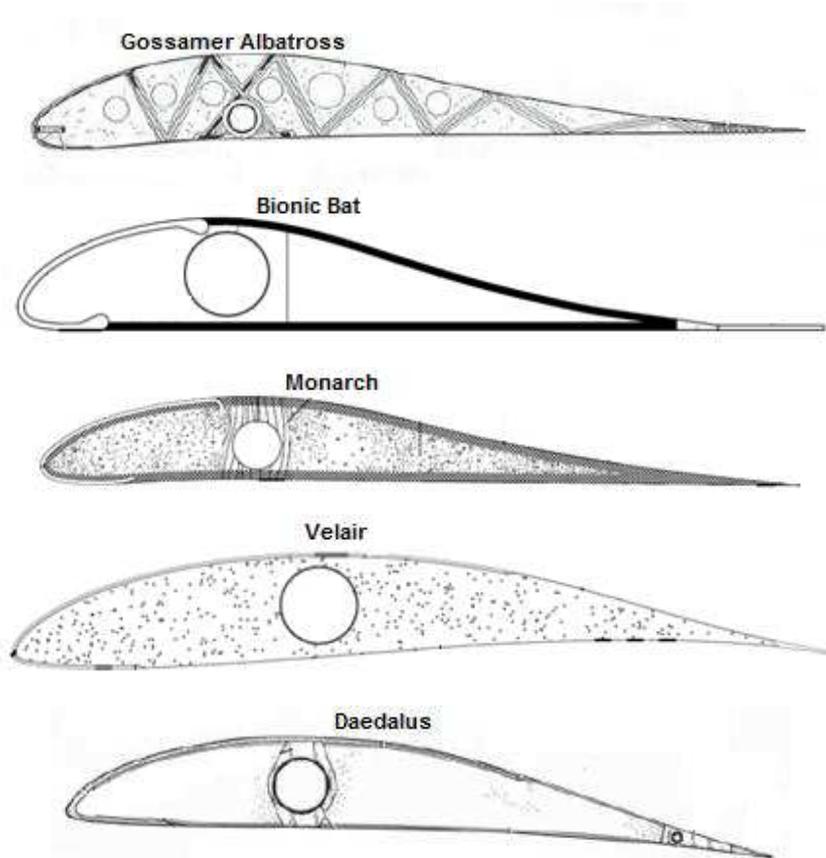
Figura 37. Prueba de desplazamiento entre una viga de acero con sección rectangular y una viga tubular en fibra de carbono.



Fuente: ROBERTSON, Cameron. Structural Characterization, Optimization, and Failure Analysis of a Human –Powered Ornithopter. [en línea] [citado el 11 de marzo de 2011]. Disponible en Internet: <https://tspace.library.utoronto.ca/bitstream/1807/18847/11/Robertson_Cameron_D_200911_MASc_thesis.pdf>. p. 42.

Además, otro motivo por el cual se seleccionó la viga tubular como la más apropiada, es que la mayoría (sino todas) las aeronaves de propulsión humana poseen dicha geometría en sus vigas estructurales, principalmente en las vigas alares.

Figura 38. Secciones alares de aeronaves de propulsión humana.



Fuente: REINO UNIDO. ROYAL AERONAUTICAL SOCIETY. [en línea] [citado el 29 de marzo de 2011]. Disponible en Internet: <<http://www.raes.org.uk>>

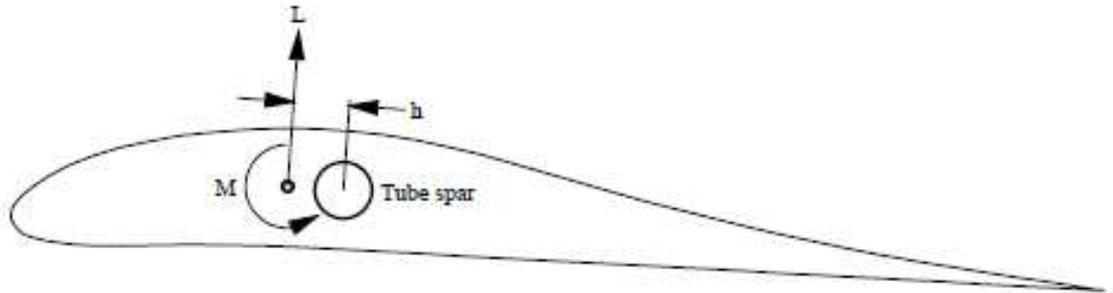
4.2.1.2 Posicionamiento de la viga estructural alar en el perfil alar. Se debe otorgar una ubicación ideal para que la carga torsional sobre la viga alar sea igual a cero, cuando la aeronave se encuentre a la velocidad de diseño. Esto significa localizar la viga alar en el centro de presión.

Los datos de túnel de viento no otorgan directamente la ubicación del centro de presión, pero establece un coeficiente de sustentación y un coeficiente de momento medido alrededor de $\frac{1}{4}$ de la cuerda desde el borde de ataque. La razón

por la cual las fuerzas son medidas con respecto a $\frac{1}{4}$ de la cuerda es que existe un punto llamado centro aerodinámico (centro cortante) alrededor del cual el coeficiente de momento permanece constante independientemente del ángulo de ataque del perfil. Para perfiles simétricos, este punto está ubicado a $\frac{1}{4}$ de la cuerda y el coeficiente de momento es igual a 0. Para perfiles convexos el centro aerodinámico está cerca, pero no siempre exactamente a $\frac{1}{4}$ de la cuerda, y el coeficiente de momento es generalmente negativo.

Las fuerzas y momentos son medidos alrededor de un punto localizado a $\frac{1}{4}$ de la cuerda, mostrado en el siguiente diagrama por un pequeño círculo.

Figura 39. Diagrama de fuerzas y momentos sobre el perfil alar.



Fuente: ROYAL AERONAUTICAL SOCIETY. Locating the wing spar. [en línea] [citado el 25 de Febrero de 2011]. Disponible en Internet: <http://www.raes.org.uk/cms/uploaded/files/SG_HPAG_spar.pdf>.

Donde:

Densidad del aire	$\rho = 1.225 \text{ kg / m}^3$
Área alar	S
Lift	L
Momento de cabeceo	M
Coefficiente de lift	Cl
Coefficiente de momento	$Cm_{\frac{1}{4}}$
Momento alrededor de la viga alar	M_s

$h =$ Distancia entre el $\frac{1}{4}$ de la cuerda y el centro cortante del la viga alar.
Para un tubo (forma circular), el centro cortante está en el centro de la viga estructural alar.

Asumiendo que la rigidez torsional (y de flexión) del ala proviene de la viga principal tubular y que el momento es usualmente negativo, haciendo que la aeronave quede morro abajo; quiere decir que el centro cortante debe estar ubicado, de alguna manera, detrás del $\frac{1}{4}$ de la cuerda para que el momento producido por la fuerza de sustentación alrededor del centro cortante se balancee con el momento de cabeceo de la aeronave.

De esta manera:

$$L * h + M = Ms = 0$$
$$\frac{1}{2} \rho V^2 S C_l h = - \frac{1}{2} \rho V^2 S C_m \frac{1}{4}$$

Simplificando:

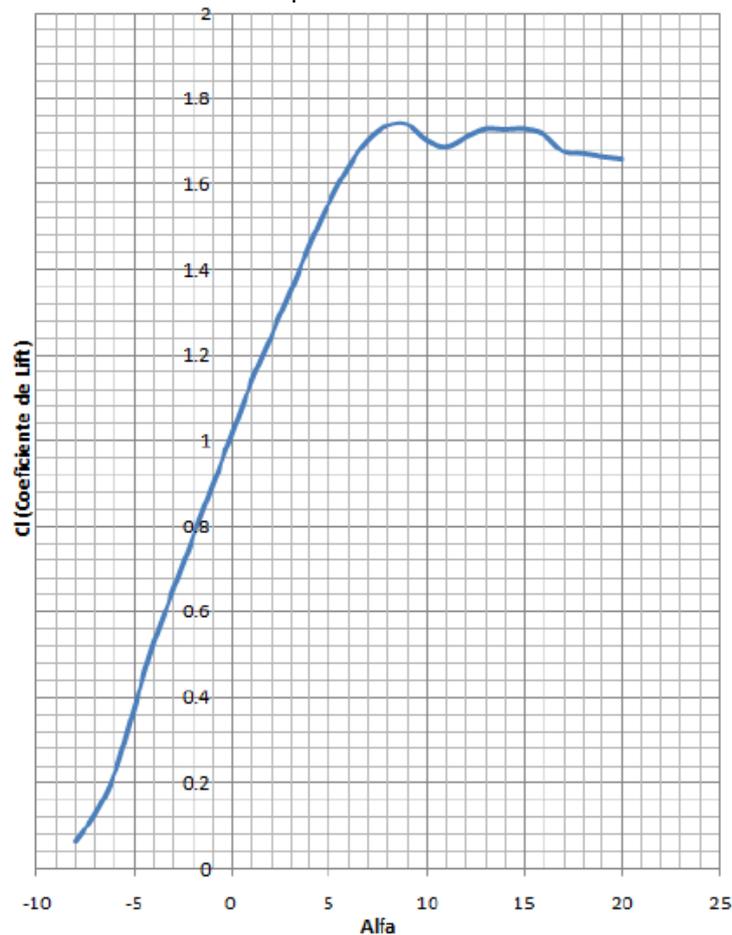
$$C_l * h = - C_m \frac{1}{4}$$

$$h = - C_m \frac{1}{4} / C_l$$

Ecuación 15.²⁹

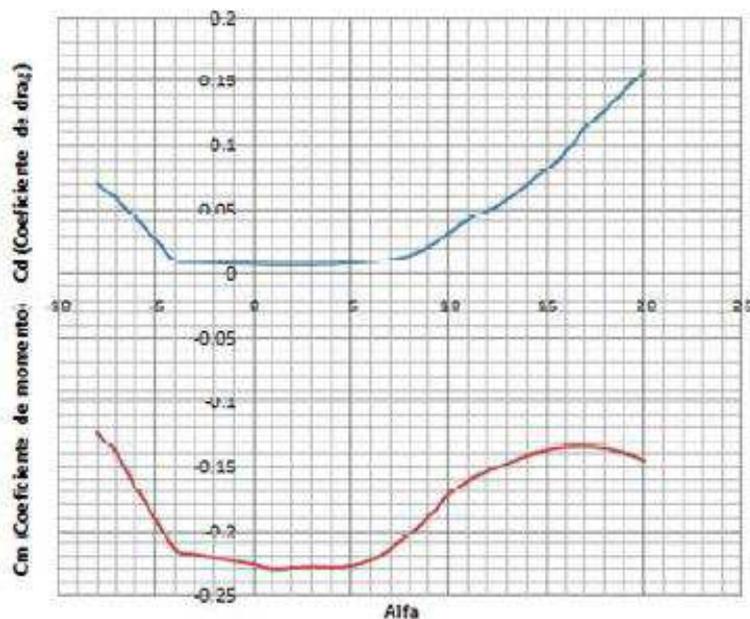
El valor de coeficiente de sustentación (C_l) para la aeronave SUE-SUA, depende del ángulo de incidencia del perfil. El diseño preliminar se determinó un ángulo de incidencia de -2° , para el perfil aerodinámico FX76MP-120, en el cual se obtiene el mayor valor de la relación L/D.

Figura 40. Propiedades aerodinámicas del perfil FX76MP-120.



²⁹ *Ibíd.*

Figura 40. (Continuación)



Fuente: Op. cit. TOBÓN CONDE, Juan Sebastián. p. 169 - 170.

Con el propósito de lograr un cálculo real, es importante obtener el coeficiente de sustentación del ala. La diferencia entre los coeficientes de sustentación del perfil y el del ala, se debe a la presencia de vórtices en la punta del ala, los cuales interfieren en el flujo e inducen cambios en la velocidad y la presión alrededor del ala; de ésta manera, el coeficiente de sustentación del ala (C_L), será más pequeño que el coeficiente de sustentación del perfil (C_l).

Figura 41. Vórtices de punta de ala.



Fuente: MANUAL DE VUELO. PREVUELO. [en línea] [citado el 30 de julio de 2011]. Disponible en Internet: < <http://www.manualvuelo.com/PRE/PRE410.html>>.

Según Raymer³⁰, dicho valor corresponde a aproximadamente entre el 80% y el 90% del coeficiente de sustentación máximo del perfil. De acuerdo a esto se puede hallar la ubicación del centro cortante de la viga alar:

$$C_L = 0.85 * 1.6$$

$$= 1.36$$

$$C_m \frac{1}{4} = -0.22$$

Reemplazando en la ecuación 15.

$$h = -(-0.22) / 1.28$$

$$= 0.16$$

$$\text{Centro cortante del la viga alar} = 0.25 + 0.16$$

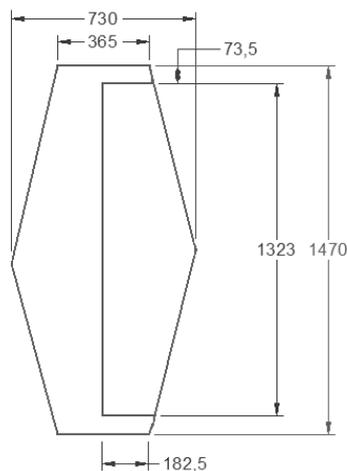
$$= 0.41$$

$$= 41\%$$

El centro cortante de la viga estructural alar se encuentra al 41% de la cuerda del perfil alar. La misma consideración se toma para el diseño de la viga del estabilizador horizontal, donde el centro cortante por tratarse de un perfil simétrico se encuentra al 25% de la cuerda.

Con respecto a la superficie de control vertical, se caracteriza por ser una superficie taperada definida por el perfil aerodinámico NACA 0012; al igual que el canard, que posee las siguientes dimensiones.

Figura 42. Dimensionamiento del estabilizador vertical (mm).



Fuente: Autores.

³⁰ RAYMER, Daniel P. Aircraft Design: A Conceptual Approach. Second Edition. United States of America. 1992. p. 270.

Como se mencionó antes, al ser taperada, se tomó como referencia la sección transversal más pequeña, es decir los extremos del estabilizador vertical cuya longitud es 0.365 m. De esta manera siendo el perfil aerodinámico, un perfil simétrico, el centro de presión se encuentra al 25% de la cuerda, es decir a 91.25 mm del borde de ataque.

4.2.1.3 Dimensionamiento. Hasta este punto, se ha determinado la geometría y material de las vigas estructurales, y específicamente para las vigas de las superficies de control, también se ha determinado la posición de éste en el perfil aerodinámico.

El siguiente paso es determinar el dimensionamiento de las vigas estructurales en cuanto a su diámetro. Para establecer dicho diámetro, se tomaron en cuenta los planos de aeronaves de propulsión humanas previamente construidas, cuyas configuraciones presentaban una única viga principal en el ala, fabricado en fibra de carbono; cabe mencionar que los valores que se tuvieron en cuenta en la siguiente tabla, relacionan el diámetro exterior de la viga alar con la altura del perfil en la ubicación de la viga principal alar.

Tabla 21. Relación entre el diámetro exterior de la viga alar y la altura del perfil.

Aeronave HPA	D_s / H_p
Velair	0.779661
Bionic Bat	0.793514
Musclair 1	0.775634
Musclair 2	0.796873

D_s Diámetro exterior de la viga alar.

H_p Altura del perfil en la ubicación de la viga alar.

Fuente: Autores.

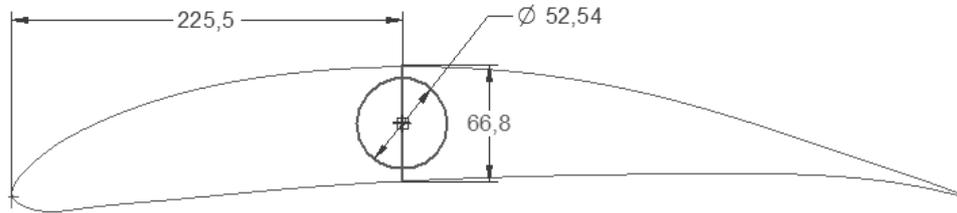
De acuerdo a las configuraciones de referencia, se concluye que la viga principal alar ocupa aproximadamente el 78.65% de la altura del perfil, dondequiera que éste se ubique. De esta manera con el centro cortante de la viga ubicada al 41% de la cuerda (es decir a 225.5 mm del borde de ataque), el perfil aerodinámico para el ala superior e inferior presenta una altura de 66.8 mm ...véase figura 43..., es decir que el diámetro exterior de las vigas alares superior e inferior se determina mediante la siguiente ecuación.

$$D_s = 0.7865 * 66.8$$

$$D_s = 52.54 \text{ mm} = 0.05254 \text{ m}$$

Ecuación 16.

Figura 43. Localización y diámetro exterior de la viga principal en el ala superior y el ala inferior (mm).



Fuente: Autores.

Para las alas laterales, el centro cortante se encontraría al 25% de la cuerda por ser un perfil aerodinámico simétrico, pero con el propósito de facilitar el ensamblaje de estas superficies con el ala superior e inferior, se ubico la viga al 41% de la cuerda. Esta consideración no afecta la aerodinámica de la aeronave ya que la viga alar lateral se encuentra conectada en los dos extremos; y además las cargas externas sobre esta superficie son mínimas. Se tomó la misma relación para determinar el diámetro exterior; con una altura de perfil al 41% de la cuerda de 48.14 mm.

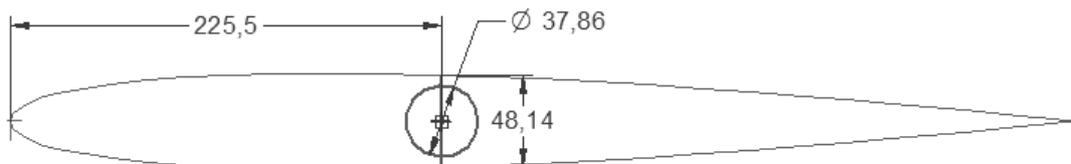
$$D_{ss} = 0.7865 * 48.14$$

$$D_{ss} = 37.86 \text{ mm} = 0.03786 \text{ m} \quad \text{Ecuación 16.}$$

Donde:

D_{ss} Diámetro exterior del la viga alar lateral.

Figura 44. Localización y diámetro exterior de la viga en las alas laterales (mm).



Fuente: Ibíd.

Para simplificar aun más la fabricación de las vigas alares se decidió que la medida del diámetro exterior del ala superior e inferior debería ser de 45 mm y el del ala lateral de 30 mm. De esta manera, la variable de diseño a partir de este punto es el diámetro interno de las vigas.

Finalmente para el caso del estabilizador horizontal y el estabilizador vertical se realizó el mismo procedimiento; cuyos resultados se muestran en la figura 45 y

figura 47 (teniendo en cuenta que para el estabilizador vertical el perfil aerodinámico de referencia posee una cuerda de 0.365 m).

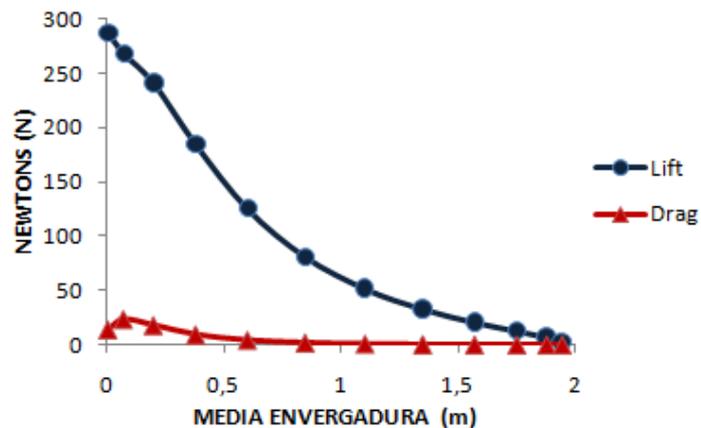
Figura 45. Localización y diámetro exterior de la viga en el estabilizador horizontal (mm).



Fuente: Ibíd.

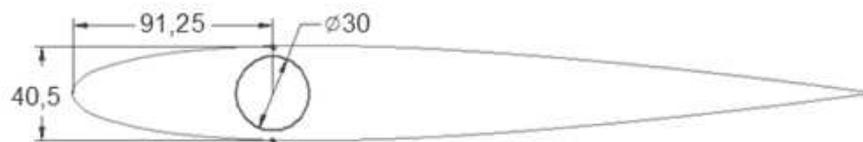
Para el estabilizador horizontal se consideraron los coeficientes aerodinámicos presentados en el Anexo B del presente documento, los cuales son considerablemente más pequeños en comparación con los que se presentan sobre superficie alar. Con esto, se determinó que un diámetro menor para la viga sería apropiado pues no soporta cargas considerables. Así, el diámetro exterior para la viga del canard es de 30 mm.

Figura 46. Distribución de cargas sobre el canard.



Fuente: Ibíd.

Figura 47. Localización y diámetro exterior de la viga principal en el estabilizador vertical (mm).



Fuente: Ibíd.

En cuanto a las vigas estructurales restantes se determinó que serían tubulares, fabricadas en fibra de carbono y con un diámetro exterior de 45 mm.

Tabla 22. Diámetros externos de vigas estructurales de la SUE-SUA.

	Viga Estructural	Diámetro Exterior (m)
1	Viga alar superior	0.045
2	Viga alar inferior	0.045
3	Viga alar lateral	0.030
4	Viga conexión ala superior	0.045
5	Viga central	0.045
6	Viga del estabilizador vertical	0.030
7	Viga conexión fuselaje	0.045
8	Fuselaje	0.045
9	Viga del estabilizador horizontal	0.030

Fuente: Autores.

Finalmente se consideró tanto para el ala superior como para el ala inferior, que estuvieran constituidas por tres paneles modulares: uno central y dos laterales, interconectados entre sí por medio de la viga principal.

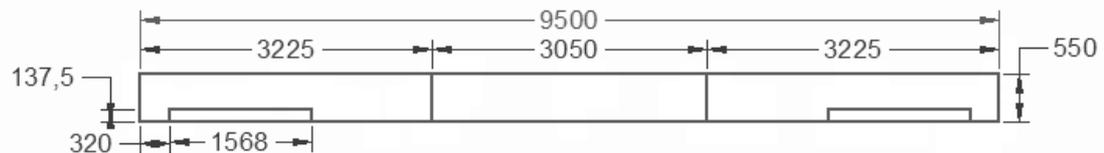
A continuación se muestra el dimensionamiento de los paneles correspondientes a la superficie alar superior e inferior con esta consideración modular.

Figura 48. Dimensionamiento de la configuración del ala superior (mm).



Fuente: Ibíd.

Figura 49. Dimensionamiento de la configuración del ala inferior (mm).



Fuente: Ibíd.

4.2.2 Diseño de superficies sustentadoras. Hasta ahora se han definido los materiales adecuados para las superficies sustentadoras configuradas esencialmente por costillas. Se ha determinado una estructura tipo, en espuma de poliuretano A-FR7103 y una piel en *birchwood plywood*.

Siguiendo con el diseño de las costillas, es importante determinar el ancho y espaciamiento ellas. Estas consideraciones deben posibilitar una rigidez adecuada, y además, una buena disposición para el posicionamiento de conexiones con componentes de la aeronave tales como las superficies de control.

En cuanto al ancho de las costillas en la superficie alar, de acuerdo a datos tomados de aeronaves de propulsión humana previas, se concluyó que una medida estándar para el ancho de las costillas sería de 6 mm.

Tabla 23. Comparación del ancho de costillas para diferentes aeronaves HPA.

Aeronave HPA	Ancho de Costillas
Bionic Bat	6 mm
Monarch	6.35 mm
Gossamer	6.35 mm
Velair	6 mm
Daedalus	6.35 mm

Fuente: Autores.

Para posibilitar el posicionamiento de cables u otros componentes de la aeronave a través de las superficies de control y con el propósito de reducir aún más el peso, se configuraron las costillas con agujeros de aligeramiento '*lightening holes*'.

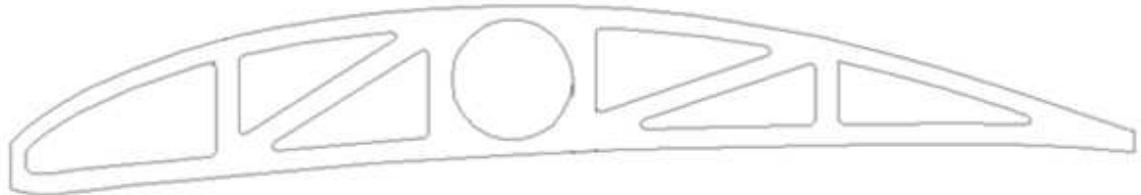
Figura 50. Agujeros de aligeramiento en costillas alares.



Fuente: MIKE'S RV-9A. Spar and rib prep. [en línea] [citado el 25 de marzo de 2011]. Disponible en Internet: <http://www.mikesrv9a.com/wing_prep.html>

En general la configuración de los agujeros de aligeramiento, se muestra en la figura a continuación, cuya característica más relevante es el maximizar la disminución de peso dada por la geometría que abarca mucho más espacio en el perfil, lo que no sería posible mediante agujeros de aligeramiento circulares.

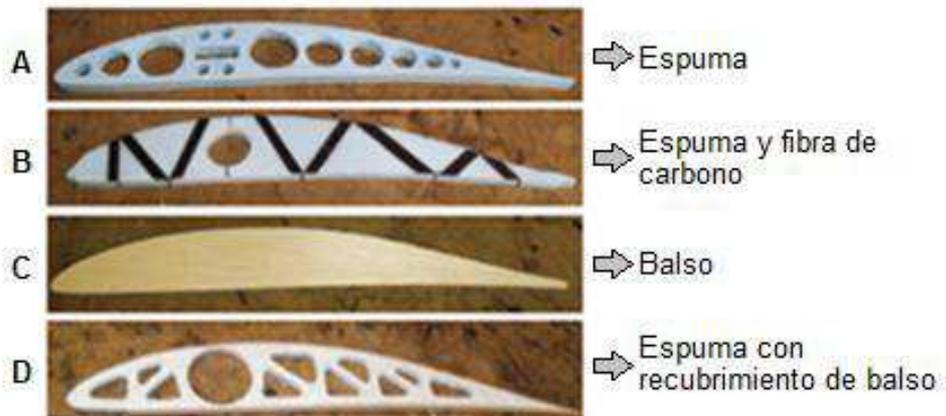
Figura 51. Ejemplo de la sección transversal de las costillas para las superficies sustentadoras.



Fuente: Autores.

Además, para dicha configuración de las costillas se tuvo como referencia el documento “*Human Powered Aircraft Team*” del *Virginia Tech*, en el cuál se plantean cuatro (4) configuraciones diferentes de costillas alares.

Figura 52. Configuraciones propuestas para las costillas en el documento *Human Powered Aircraft* del *Virginia Tech*.



Fuente: VIRGINIA TECH, Human Powered Aircraft Team [diapositivas] [citado el 13 de Marzo de 2011]. p. 43.

Posteriormente en el mismo documento se realizó una matriz comparativa de las cuatro configuraciones con el fin de seleccionar cuál de ellas era la más apropiada, de acuerdo a los requerimientos del diseño, en la cual se determinó que el concepto D era la configuración más adecuada para las costillas.

Tabla 24. Matriz comparativa para las configuraciones de costillas.

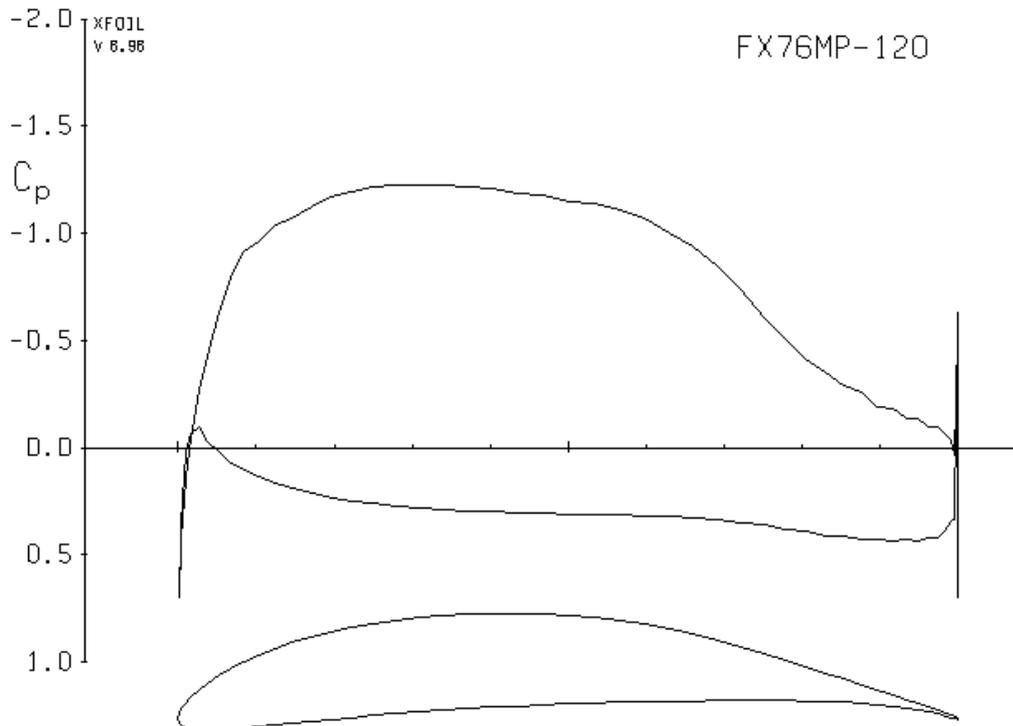
Parámetro	Calificación	A	B	C	D
Facilidad de fabricación	20	16	5	20	14
Peso	30	30	20	10	25
Resistencia	10	2	6	10	6
Durabilidad	10	4	6	8	8
Costo	20	20	5	15	18
Deformación	10	2	6	10	8
Total (/100)	100	74	48	73	79

Fuente: Ibíd. 44.

Para definir el dimensionamiento de los agujeros de aligeramiento para las superficies de control, principalmente para la superficie alar, se obtuvo la distribución de presiones alrededor del perfil aerodinámico mediante el programa XFOIL.

Para la superficie alar se tomaron los datos de entrada críticos descritos en la tabla 6, donde los resultados obtenidos se muestran a continuación.

Figura 53. Distribución de presiones para el perfil aerodinámico FX76MP-120 en condición crítica de vuelo.



Fuente: Autores.

Con los coeficientes de presión obtenidos se puede determinar la distribución de presiones alrededor del perfil de acuerdo a la siguiente ecuación.

$$C_p = \frac{p - p_0}{\frac{1}{2} \rho_0 V_0^2} \quad \text{Ecuación 17.}^{31}$$

Donde:

- C_p = Coeficiente de presión.
- p = Presión en el punto que se desea evaluar.
- P₀ = Presión estándar.
- ρ₀ = Densidad estándar.
- V₀ = Velocidad del cuerpo a través del fluido.

Despejando la presión (p), se puede obtener la distribución de presiones alrededor del perfil aerodinámico de acuerdo a los coeficientes correspondientes. Estas presiones alrededor del perfil se presentan en el Anexo C del presente documento.

$$p = \frac{1}{2} \rho_0 V_0^2 C_p + p_0 \quad \text{Ecuación 18.}^{32}$$

Antes de optimizar los *lightening holes* de las costillas alares, se determinó que tanto el borde de ataque como el de salida, serían fabricados en balsa para definir mejor el perfil aerodinámico y para facilitar la adhesión de la piel en dichos puntos.

Así, con las presiones determinadas alrededor del perfil, además de los materiales y sus respectivas propiedades, se comenzó a optimizar los agujeros de aligeramiento en ANSYS, donde el parámetro más relevante a tener en cuenta es la deformación que sufre la costilla, ya que esto puede alterar la eficiencia de la superficie alar y con ello, la eficiencia de la aeronave.

Tabla 25. Propiedades de materiales seleccionados para las costillas alares.

Material	Densidad [kg/m ³]	Módulo de Young [GPa]	Esfuerzo a Tracción [MPa]	Esfuerzo a Compresión [MPa]
Foam A-7103	48.05	0.013542	6	2
Balsa	155	4.1	13.5	12.7
Plywood	600	6.5	31	41

Fuente: MATERIAL PROPERTY DATA. [en línea] [citado el 14 de noviembre de 2011]. Disponible en Internet: <<http://www.matweb.com>>.

³¹ PRESSURE COEFFICIENT. [en línea] [citado el 29 de agosto de 2011]. Disponible en Internet: <http://www.engineeringtoolbox.com/pressure-coefficient-d_1486.html>

³² Ibíd.

El primer paso, fue realizar las costillas alares en Solid Edge cambiando las dimensiones de los agujeros, con el fin de seleccionar el mejor modelo para la superficie alar, tomando como constantes las restricciones dimensionales del diseño preliminar y el ancho de 6 mm determinado previamente.

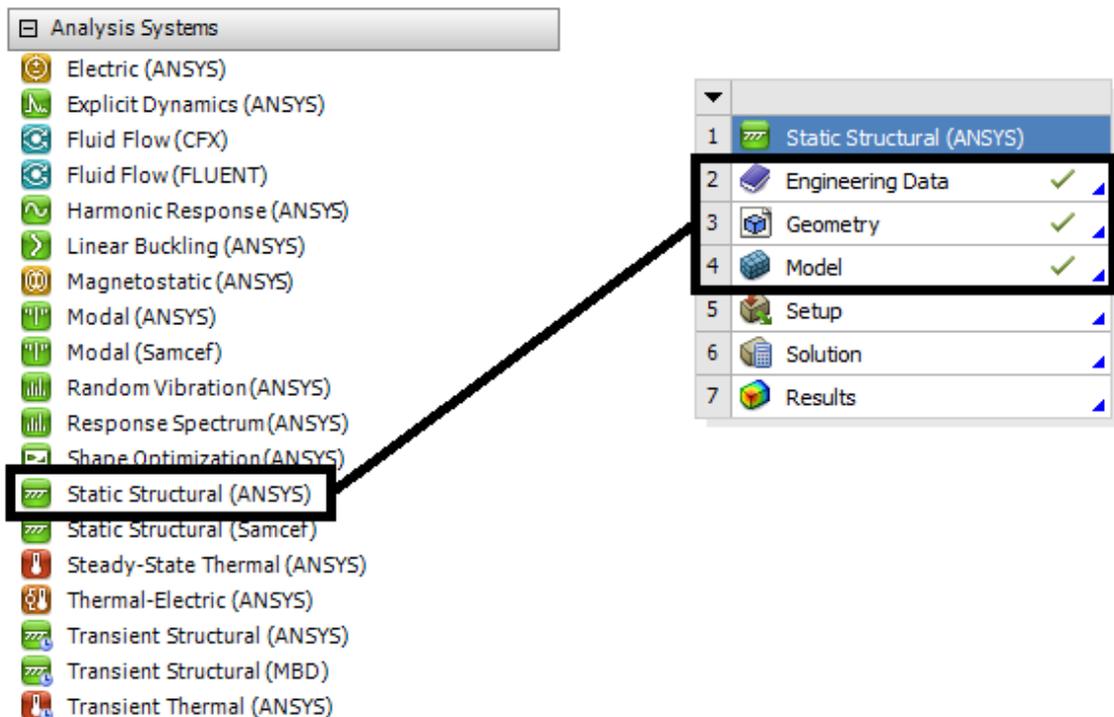
Es importante que la costilla se modele por partes, es decir las partes de *plywood*, las de balsa y la de espuma A-7103 por separado, y luego convertirlas en un conjunto, para que de esta manera se puedan otorgar las propiedades de los diferentes materiales a cada una ellas.

Además; el perfil aerodinámico de las costillas se realizó por medio de puntos, de acuerdo al ANEXO D del presente documento.

Posteriormente se abrió WORKBENCH, donde se realizaron los siguientes procedimientos.

1. Al abrir ANSYS WORKBENCH, se seleccionó el sistema de análisis '*Static Structural*', En este sistema aparecen cuatro (3) opciones principales. '*Engineering Data*' (Datos de ingeniería), '*Geometry*' (Geometría) y '*Model*' (Modelo).

Figura 54. Sistemas de análisis y *Static Structural*, para ANSYS WORKBENCH.



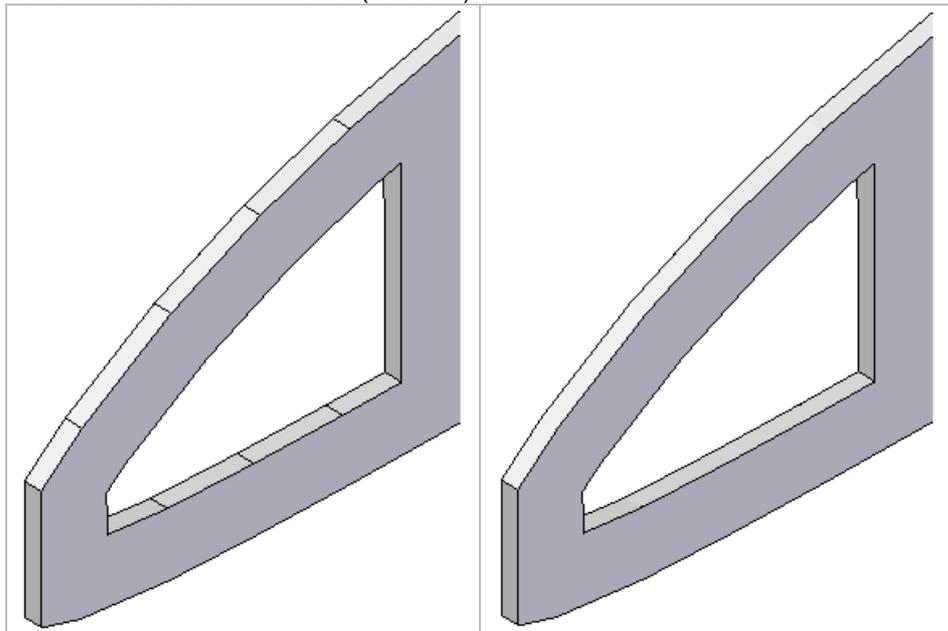
Fuente: Autores. ANSYS WORKBENCH.

En la opción de datos de ingeniería se pueden crear las librerías necesarias para determinar los materiales que se quieran utilizar con sus respectivas propiedades. Esta herramienta es muy útil cuando el *software* no cuenta con los materiales que se necesitan dentro de su librería de materiales predeterminados.

La segunda opción se utiliza para importar la geometría de análisis (costilla), que para este caso, fue modelada en Solid Edge. Es importante tener en cuenta que el tipo de archivo debe ser compatible con ANSYS (.iges).

Como se mencionó anteriormente, el perfil aerodinámico se diseño por medio de puntos, para posibilitar la distribución de presiones sobre superficies, lo que no sería posible si el perfil se modelara como una curva, como se observa en la siguiente figura.

Figura 55. Diferencia en los extrados de un perfil aerodinámico por medio de puntos (izquierda) y un perfil aerodinámico como una curva (derecha).



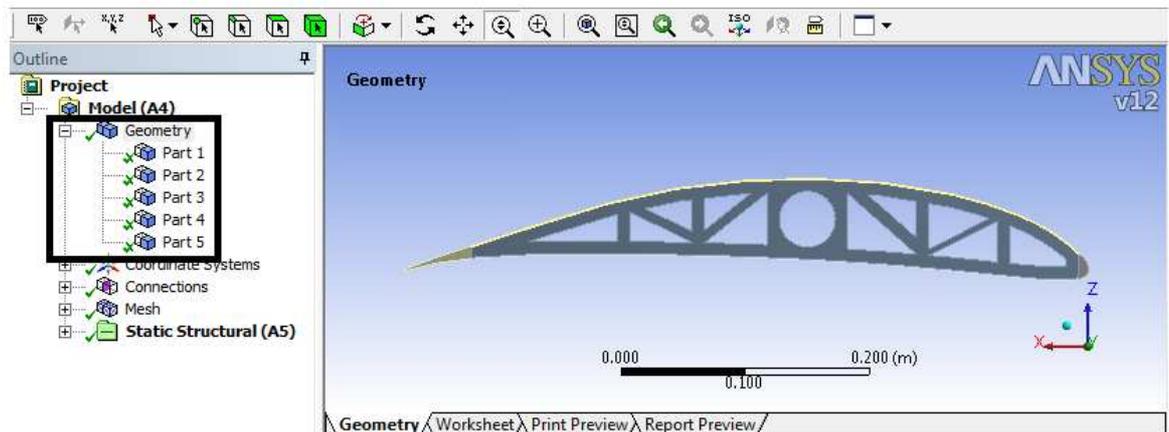
Fuente: Autores.

Por último, en la opción modelo, se edita la ventana 'Mechanical' en la cual se hace el análisis estructural correspondiente.

2. Al editar la opción de modelo, aparece la ventana mostrada en la figura 55. En primer lugar se debe determinar los materiales para los diferentes elementos ('Parts') que componen la costilla, lo que se hace mediante la opción

'Geometry'. Es necesario mencionar que el tipo de conexión predeterminada por el programa, es 'Bonded' (pegado), que para este caso es adecuado.

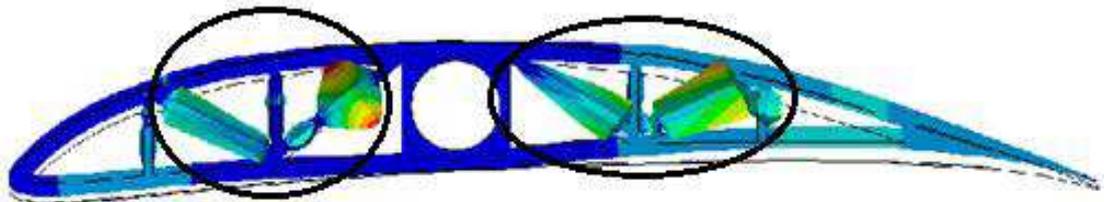
Figura 56. Componentes de la costilla alar.



Fuente: Ibíd.

3. Se aplicó una malla a la costilla que fuera apropiada en tamaño, pues en un elemento con dimensiones tan pequeñas, una malla muy grande no es adecuada ya que puede dar resultados inapropiados.

Figura 57. Resultado de una selección inapropiada de tamaño de malla.

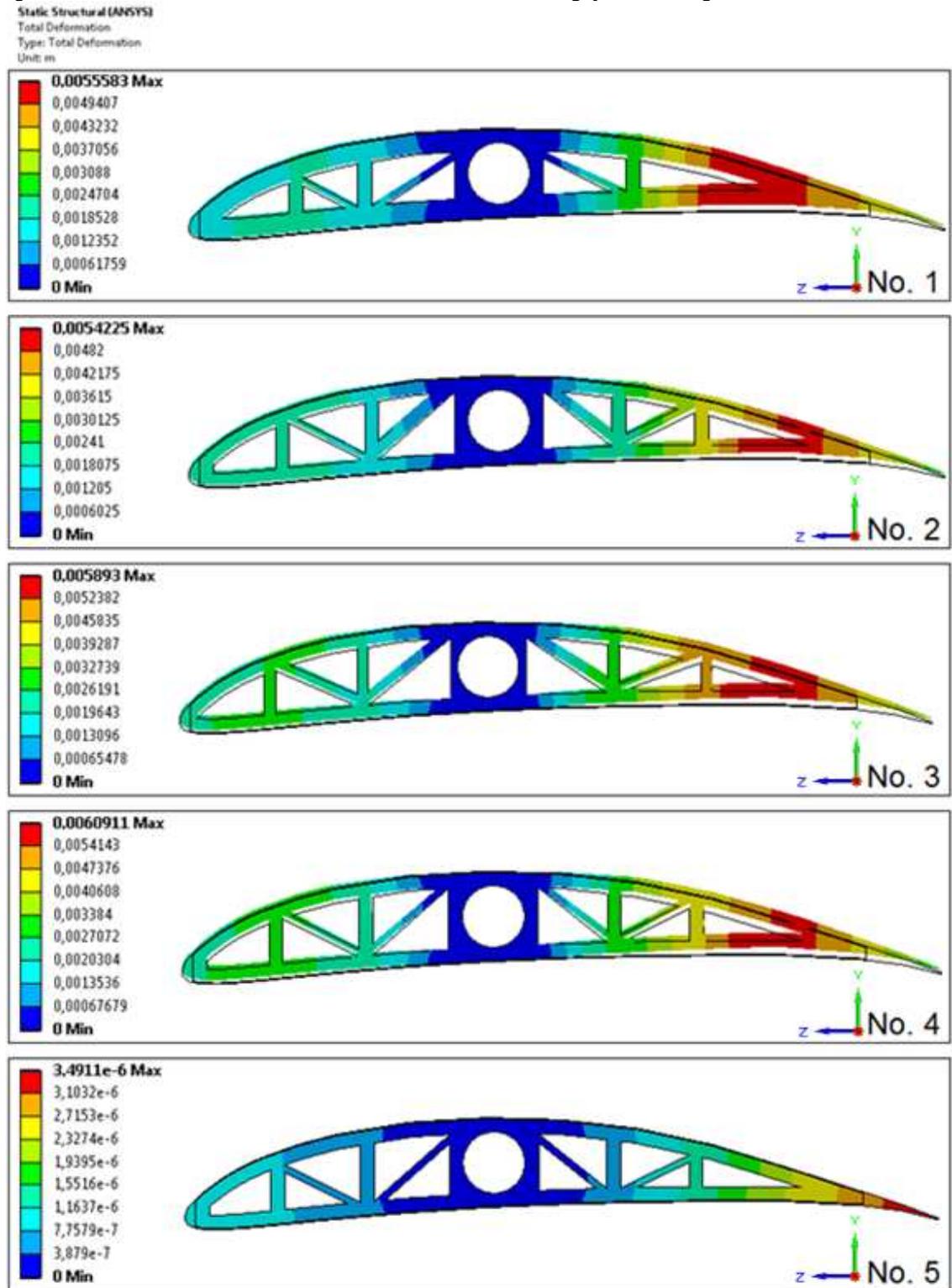


Fuente: Ibíd.

4. Por último se definieron los soportes necesarios, en este caso, la superficie de contacto con la viga alar. También, se aplicaron las cargas normales correspondientes sobre el intrados y el extrados de la costilla, de acuerdo a la distribución de presiones descrita en el Anexo C.

De esta manera, a continuación se muestran los resultados obtenidos para la costilla alar superior e inferior de la aeronave SUE-SUA, correspondiente a la selección de la configuración de los agujeros de aligeramiento.

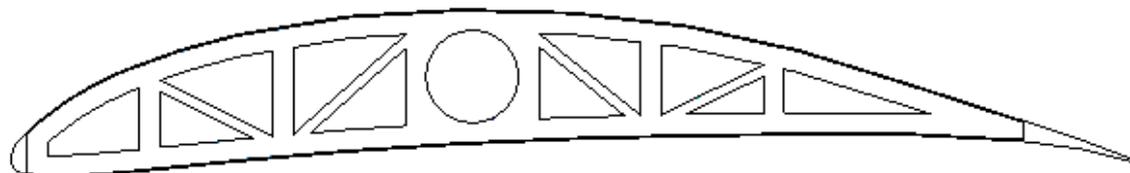
Figura 58. Deformación de la costilla alar modificando los agujeros de aligeramiento.



Fuente: Ibíd.

De lo anterior se concluye que la simulación No. 5 es la configuración de la costilla que menos se deforma, y por tanto es la más conveniente para la estructura alar de la aeronave SUE-SUA. A continuación se muestra las dimensiones finales de las costillas alares (superior e inferior).

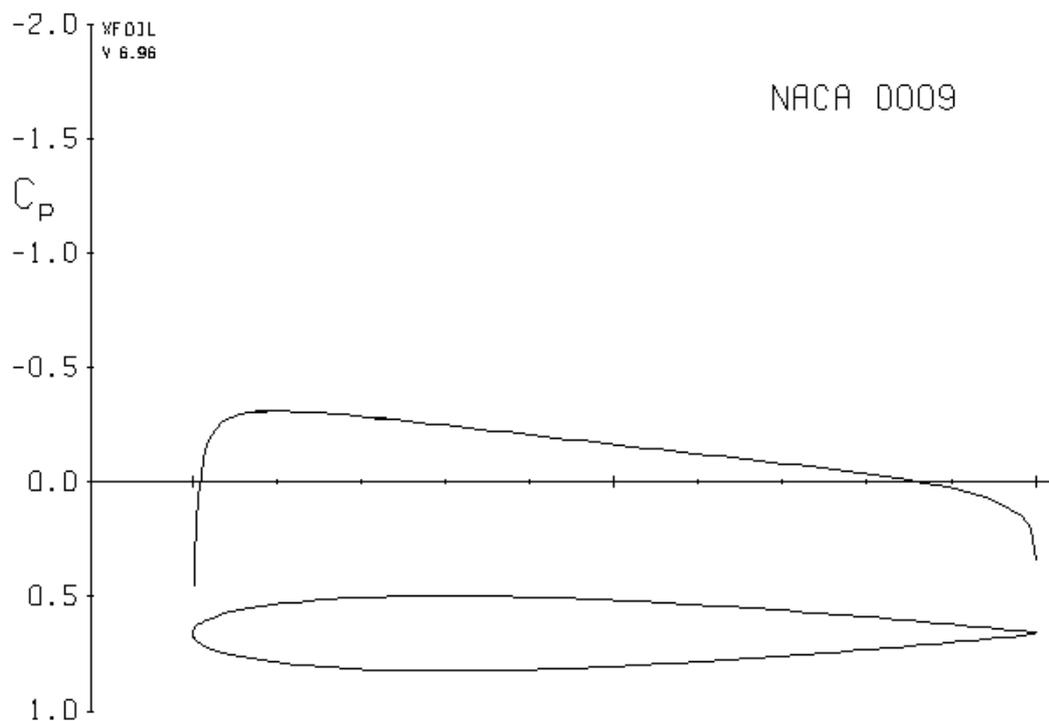
Figura 59. Configuración final de las costillas alares (superior e inferior).



Fuente: Ibíd.

De esta manera, se realizó el mismo proceso para las costillas del ala lateral, cuyos coeficientes de presión y presiones ejercidas alrededor del perfil también se relacionan en el Anexo C del presente documento.

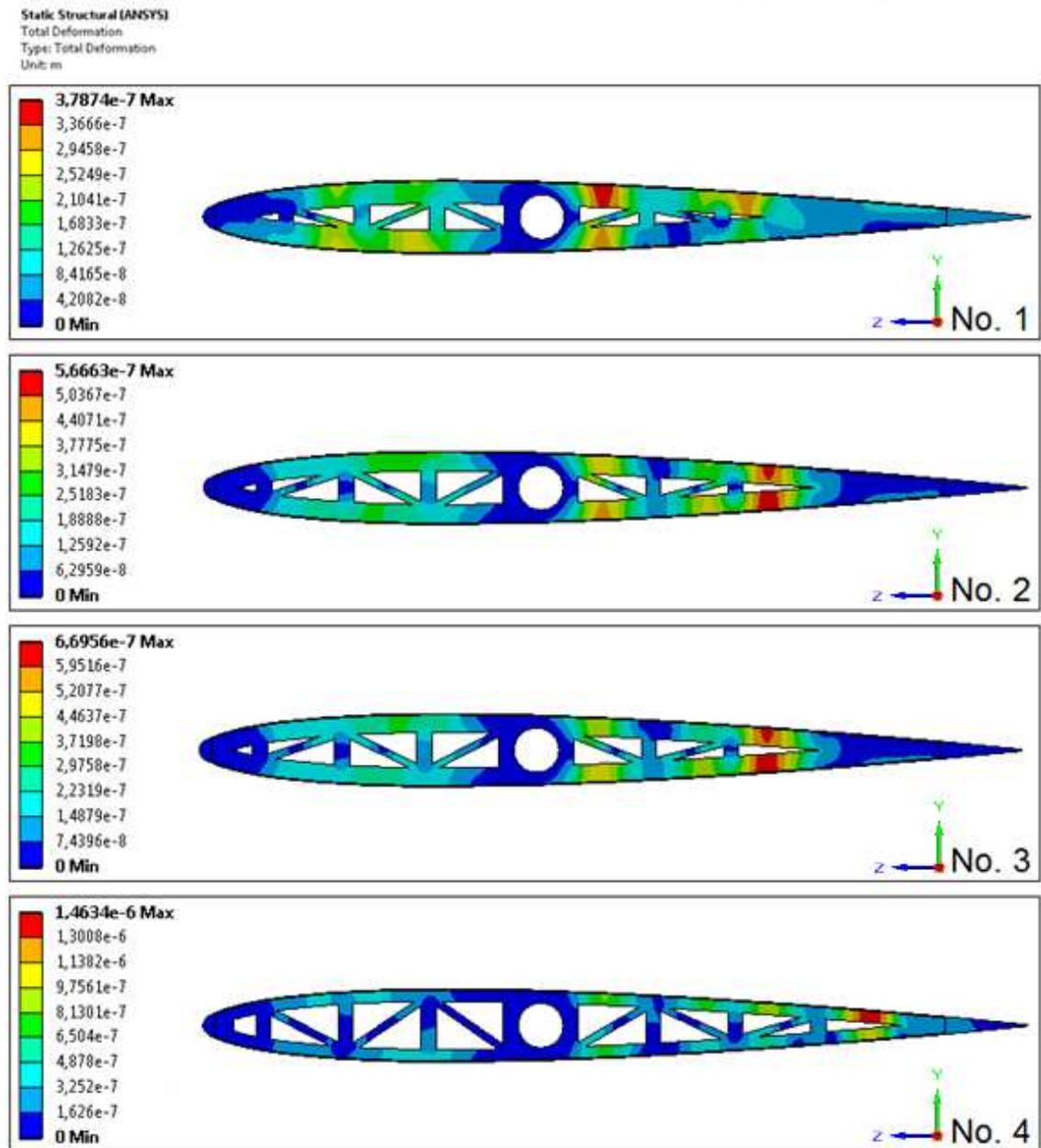
Figura 60. Distribución de presiones para el perfil aerodinámico NACA 0009 en condición crítica de vuelo.



Fuente: Autores.

Los resultados en ANSYS WORKBENCH se muestran a continuación.

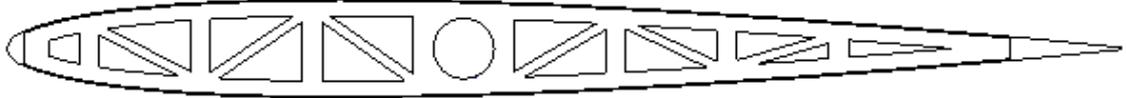
Figura 61. Deformación de la costilla del ala lateral, modificando los agujeros de aligeramiento.



Fuente: Autores.

En este punto es importante mencionar que los resultados se muestran en escala real 1:0. De esta manera se determinó la configuración de la costilla del ala lateral, como se muestra a continuación.

Figura 62. Configuración final de las costillas alares laterales.



Fuente: Ibíd.

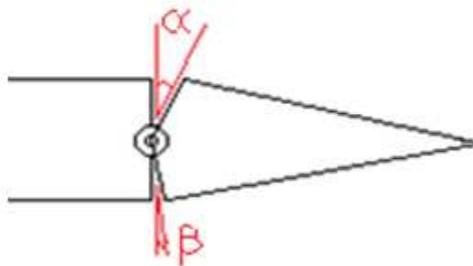
Todas las costillas de la superficie alar poseen el borde de ataque y el borde de salida fabricado en balsa, para darle mejor definición al perfil, mejor acabado en los bordes y mejor adhesión de la piel, los cuales se extienden a lo largo de la envergadura. Es preciso mencionar que los bordes de ataque y de salida no se considerarán vigas de análisis dentro del diseño estructural, pues como se mencionó, sólo cumplen una función de definición para el perfil alar.

Finalmente, el espaciamiento de las costillas, según un documento de la *Royal Aeronautical Society: "The Optimised Man Powered Aircraft"*³³, es de aproximadamente 0.381 m (15") en HPA's, lo que se tuvo en cuenta para la configuración estructural de las diferentes superficies sustentadoras.

4.2.2.1 Superficies de control. La aeronave SUE-SUA posee las tres superficies de control: alerones, estabilizador vertical y estabilizador horizontal.

Es necesario establecer una configuración sencilla de las superficies de control, con el fin de facilitar el ensamble y construcción final de la aeronave. En general, el concepto establecido para las superficies de control se muestra a continuación, donde α (alpha) y β (beta) determinan el rango de deflexión que éstas poseen.

Figura 63. Configuración general de las superficies de control.



Fuente: Ibíd.

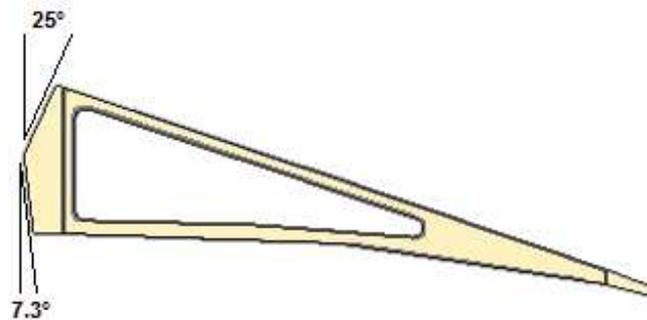
Es importante conocer la disposición de los alerones (ubicados en el ala inferior, tal como muestra la figura 49), que poseen una envergadura de 1.568 m y una

³³ ROYAL AERONAUTICAL SOCIETY, *The Optimised Man Powered Aircraft*, [en línea] [citado el 15 de marzo de 2011], disponible en: http://library.propdesigner.co.uk/The_optimised_aircraft.pdf

cuerda de 0.1375 m. El diseño preliminar de la aeronave SUE-SUA determinó los ángulos de deflexión de las superficies de control donde la aeronave es estáticamente estable y *trimeable*³⁴; para los alerones se determinó un rango de deflexión entre -7.3° y 25° .³⁵

Los alerones estarán constituidos por costillas, dispuestos del mismo modo que las costillas alares, estarán fabricados en balsa y así como en las costillas, contarán con un borde de salida fabricado en balsa a lo largo de su envergadura.

Figura 64. Configuración del alerón.



Fuente: Ibíd.

Igualmente, esta configuración también se aplica para las otras superficies de control: el timón de profundidad (elevador) y el timón de dirección (*rudder*), de acuerdo al rango de deflexión otorgado por el diseño conceptual y preliminar.

Tabla 26. Rango de deflexión para el elevador y el timón de dirección.

Superficie De Control	Envergadura	Cuerda	Deflexión
Elevador	1.644 m	0.315 m	-1.6° a 38.6°
Timón de dirección	1.323 m	Taperada	10.2°

Fuente: Op. cit. TOBÓN CONDE, Juan Sebastián. p. 141.

4.2.3 Medios de sujeción. Existen principalmente dos formas de unir los diferentes componentes estructurales de la aeronave:

1. Adhesivos.
2. Pernos.

³⁴ Condición en que la aeronave puede ser compensable.

³⁵ Op. cit. TOBÓN CONDE, Juan Sebastián. p. 141.

Para saber cuál es el tipo de sujeción más adecuado entre componentes, se tuvieron en cuenta las ventajas y desventajas correspondientes, donde los principales criterios a considerar para la selección fueron el factor peso y la posibilidad de que la aeronave sea modular.

Tabla 27. Ventajas y desventajas de uniones adhesivas y uniones por medio de pernos.

Medio De Sujeción	Ventajas	Desventajas
Adhesivos	<ul style="list-style-type: none"> ● Menos partes. ● Reparable. ● Resistente a la fatiga. ● Conexiones más rígidas. ● Estructura más liviana. ● Sellado. ● Contorno más suave. ● Resistencia a la corrosión. ● No hay concentraciones de tensión. 	<ul style="list-style-type: none"> ● Dificultad para inspección. ● Preparación de la superficie. ● Efectos ambientales. ● Nuevos métodos de diseño. ● Restricción de espesor. ● Esfuerzos residuales. ● No puede ser desmontado. ● Sólo cargas cortantes. ● Temperatura de operación.
Pernos	<ul style="list-style-type: none"> ● Diseño sencillo. ● Fácil inspección. ● Reparable. ● Cualquier espesor. ● Estructura modular. ● Métodos demostrados. 	<ul style="list-style-type: none"> ● Muchas partes. ● Concentración de esfuerzos. ● Conexión relativamente más débil. ● Propenso a la fatiga. ● Propenso a la corrosión.

Fuente: DESIGN AND ANALYSIS OF COMPOSITE STRUCTURAL JOINTS. ANNEX O. Which is Best: A Bolted or Bonded Patch?. [PDF] [citado el 28 de mayo de 2011]. p. 5 - 6.

4.2.3.1 Adhesivos. Los adhesivos son los integrantes del grupo de productos, naturales o sintéticos, que permiten obtener una buena fijación de carácter mecánico.

Para la aeronave SUE-SUA, se tienen dos conjuntos de componentes que deben ser unidos mediante adhesivos: la adhesión entre la espuma de poliuretano y otros componentes, y la adhesión del mylar sobre las superficies de control.

- **Adhesión entre la espuma de poliuretano y otros componentes (vigas, *plywood* y balsa).** Todas las referencias de espuma rígida FR-7100 son hechas de resinas de poliuretano. Una de las mejores características del poliuretano es su resistencia química, la cual permite el uso de una gran variedad de adhesivos para pegar la espuma con muy poco riesgo de daño.

Los adhesivos más adecuados para el pegado de esta espuma, son: el pegamento epóxico (*epoxy*), adhesivos de poliuretano, *cyanoacrylate* ('superpegamento'), adhesivos acrílicos y cementos³⁶. En este caso particular se utilizará adhesivo *epoxy*, también conocido como resina epoxi o poliepóxido, ya que es el adhesivo más común y de fácil adquisición.

Este adhesivo se utiliza comúnmente en la construcción de aeronaves, automóviles, bicicletas, esquís y sirven para pegar gran cantidad de materiales, incluidos algunos plásticos, y se puede conseguir de gran variedad ya sean rígidos o flexibles, transparentes o de color, de secado rápido o lento, etc.

En general, si el secado de un adhesivo epoxídico se realiza con calor, será más resistente al calor y los agentes químicos que si se seca a temperatura ambiente. La resistencia a la tracción de este tipo de adhesivos puede llegar a superar los 350 kg/cm², lo que les convierte en el adhesivo más resistente del mundo.

Las resinas epoxi son compatibles con los materiales compuestos, conveniente para la adhesión y la construcción de moldes, laminados, extrusiones, entre otras ayudas a la producción industrial.

- **Adhesión del mylar sobre el plywood y balsa.** El Coverite Balsarite, es un adhesivo que se seca a temperatura ambiente cuando se aplica a superficies de madera y actúa como pegamento para el mylar cuando se calienta.

El coverite se aplica cuidadosamente sobre todas las superficies de madera de las secciones necesarias con un cepillo u otro elemento adecuado para dicha tarea.

Figura 65. Aplicación del coverite sobre la superficie de madera.



Fuente: IRON BUTTERFLY. Human Powered Aircraft for Sport. Final Report. [PDF] [citado el 22 de abril de 2011]. p. 48.

³⁶ Op. cit. GENERAL PLASTICS MANUFACTURING COMPANY. Last A-Foam FR-7100. Bonding, filling, and sealing. [PDF] [citado el 20 de abril de 2011]. p. 3

Hay que tener precaución cuando se aplique el Coverite, ya que puede degradar fácilmente la espuma de poliuretano. Si por accidente, se llegara a dañar alguna costilla por contacto con el adhesivo, ésta puede arreglarse y reforzarse, llenando los agujeros con resina epóxica.

Figura 66. Reparando la espuma con adhesivo epoxi.



Fuente: Ibíd. p. 48

Luego de aplicar el coverite, se debe cortar una lámina de mylar que se extienda sobre el área que se desea cubrir (se recomienda cubrir primero los extrados y luego los intrados). Posteriormente el mylar se presiona sobre las superficies de madera utilizando una plancha de sellado, comenzando por el borde de ataque.

Figura 67. Adhesión del mylar al borde de ataque.



Fuente: Ibíd. p. 49.

El calor activa el Coverite, que adhiere el mylar a las superficies de madera. El mylar se extiende desde la parte inferior del borde de ataque hasta la parte inferior del borde de salida donde es planchado y envuelto alrededor de la parte superior del borde de salida donde se plancha nuevamente.

Figura 68. Mylar planchado en la parte inferior y superior del borde de ataque.



Fuente: Ibíd. p. 50.

Es importante asegurarse que la temperatura de sellado sea la adecuada y que al adherir el mylar sobre la superficie, se evite la formación de arrugas. El mylar tiene la característica de encogerse con el calor, lo que hace que la piel sea más firme y suave.

4.2.3.2 Pernos. Las conexiones entre vigas estructurales se posibilitarán por medio de pernos, y se dividen en tres grupos principales:

1. Unión de los paneles alares por medio de las vigas estructurales.
2. Conexión de las superficies alares laterales.
3. Unión de vigas estructurales restantes.

Para la selección adecuada de los pernos, se deben tener en cuenta las características generales y específicas de los diferentes tipos de pernos.

Tabla 28. Criterios de selección para pernos.

Tipo De Perno	Ventajas	Limitaciones
<i>Solid Rivets</i>	<ul style="list-style-type: none"> ● Buena sujeción. ● Alta rigidez. ● Bajo costo. ● Menor peso. ● Buen comportamiento bajo cortantes. 	<ul style="list-style-type: none"> ● No puede ser modular. ● Baja resistencia a cortantes y tensores. ● Baja resistencia a la fatiga. ● Alto nivel de ruido durante la instalación.

Tabla 28. (Continuación)

Tipo De Perno	Ventajas	Limitaciones
Lockbolt	<ul style="list-style-type: none"> ● Excelente sujeción. ● Alta resistencia a cortantes. ● Alta confiabilidad. ● Bajo nivel de ruido durante instalación. 	<ul style="list-style-type: none"> ● No es desmodular. ● Costo moderado. ● Limitaciones a esfuerzos tensores. ● Baja resistencia a la fatiga. ● Peso moderado.
Hi - Lok	<ul style="list-style-type: none"> ● Similar al lockbolt. ● Más bajo costo y peso. 	<ul style="list-style-type: none"> ● Similar al lockbolt.
Taper - Lok	<ul style="list-style-type: none"> ● Alta resistencia a la fatiga. ● Alta rigidez. 	<ul style="list-style-type: none"> ● Similar al lockbolt. ● Precio más alto.
High Shear Rivets	<ul style="list-style-type: none"> ● Alta resistencia a cortantes. ● Bajo costo. ● Bajo peso. 	<ul style="list-style-type: none"> ● No es modular. ● Baja resistencia a la tención. ● Resistencia deficiente a la fatiga.
Blind Rivets	<ul style="list-style-type: none"> ● Rigidez moderada. ● Bajo costo. ● Bajo peso. 	<ul style="list-style-type: none"> ● Baja resistencia a la tensión y cortantes. ● Baja resistencia a la fatiga. ● Confiabilidad moderada. ● No es modular.
12 Point Tensión Bolt	<ul style="list-style-type: none"> ● Alta resistencia a la tensión y fatiga. ● Alto soporte al torque. ● Alta confiabilidad. ● Modular. 	<ul style="list-style-type: none"> ● Alto costo. ● Alto peso. ● No queda a ras de la superficie.
Hexagonal Bolt	<ul style="list-style-type: none"> ● Alta resistencia a tensores y cortantes. ● Bajo costo. ● Modular. ● Facilidad de instalación. ● Modular. 	<ul style="list-style-type: none"> ● Baja resistencia a la fatiga. ● Peso moderado. ● Moderados niveles de torque.
Flush Bolts (Avellanados)	<ul style="list-style-type: none"> ● Alta resistencia a cortantes estáticos. ● Bajo peso y modular. ● A ras de la superficie. 	<ul style="list-style-type: none"> ● Baja resistencia a tensores y fatiga. ● Bajo nivel de torque. ● Costo moderado.

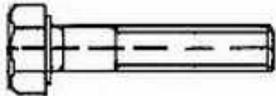
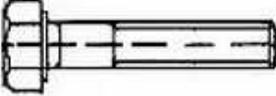
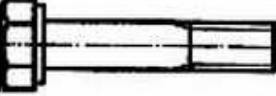
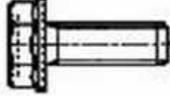
Fuente: Composite Lamminate Mechanics and Design of Composite Structures, Sandwich Panels & Joints. Chapter #5 – Sructural Joints. [PDF] [citado el 28 de abril de 2011]. p. 159.

Debido a las numerosas ventajas que presentan los pernos hexagonales, se seleccionaron como los más indicados para la conexión entre las vigas estructurales de la aeronave. Otra característica importante para este tipo de perno es que se puede conseguir en diferentes materiales, lo cual puede ofrecer una buena relación peso / resistencia, esencial para los componentes de la estructura de una aeronave de propulsión humana.

Para el diseño de las sujeciones por medio de pernos, se deben tener conocimientos fundamentales tales como el tipo de perno, material, dimensionamiento, tipo de rosca y la forma de sujeción en materiales compuestos.

Se pueden encontrar varios tipos de pernos comerciales de cabeza hexagonal entre ellos los fabricados según normas DIN³⁷.

Tabla 29. Pernos de cabeza hexagonal.

Pernos De Cabeza Hexagonal		
DIN – 931	Rosca parcial	
DIN – 933	Rosca total	
DIN – 960	Rosca parcial, paso fino	
DIN – 961	Rosca total, paso fino	
DIN – 6914	Hexagonal para estructura	
DIN – 6921	Con base (con y sin grafilado)	
DIN – 571	Tirafondo para madera	

Fuente: TORNILLOS HEXAGONALES. [en línea] [citado el 15 de agosto de 2011]. Disponible en Internet: <<http://www.fasteners-dist.com/tornillos%20hexagonales.htm>>

³⁷ *Deutsches Institut für Normen*), en español, Instituto Alemán de Normalización.

Además del tipo de perno, se debe determinar el tipo del paso de la rosca más adecuado. Existen principalmente dos tipos: la rosca fina y la rosca gruesa.

Tabla 30. Características de las series normalizadas de roscas.

Serie De Roscas	Características
<p>Rosca Gruesa UNC (Unificada Nacional Ordinaria)</p> 	<ul style="list-style-type: none"> • Se usan en roscas de materiales blandos³⁸ y frágiles³⁹ ya que en roscas de menores pasos podría producirse cortadura de los filetes. • Funcionales para trabajos corrientes de ingeniería. • No son apropiadas cuando la sujeción se somete a altas vibraciones.
<p>Rosca Fina UNF (Unificada Nacional Fina)</p> 	<ul style="list-style-type: none"> • Es más resistente a esfuerzos de tracción y torsión. • Tiene menor probabilidad de que se afloje debido a la vibración. • Deben evitarse en agujeros roscados de materiales frágiles. • El avance axial es pequeño.

Fuente: CORTÉS JIMENEZ, Diana M.; SALAZAR GONZÁLEZ, Luis F. comps.

De acuerdo a la tabla 29 y 30, el perno seleccionado para la sujeción de vigas estructurales de la aeronave SUE-SUA, es el perno de cabeza hexagonal de paso fino con rosca parcial, es decir un perno DIN – 960, ya que este tiene una superficie de misión definida sobre la cual actuarán las cargas . Otra ventaja de la rosca fina es que soporta adecuadamente la vibración, evitando que se afloje y de esta manera, asegurando la seguridad durante la misión de la aeronave.

Para la selección final de los pernos de sujeción, se tienen dos posibilidades: la primera es seleccionar el material y dimensiones del perno de acuerdo a los catálogos existentes (por ejemplo de la Mundial de Tornillos⁴⁰), o la segunda es determinar los diámetros de los agujeros donde se ubicarán los pernos. Con la primera opción, se corre el riesgo de que los pernos estén sobredimensionados o por el contrario que sean muy débiles y no cumplan con los requerimientos necesarios, lo que conllevaría a un proceso repetitivo en el cambio del diseño y el material del perno. Por el contrario, predeterminando los diámetros de los

³⁸ Conocidos como fluidos complejos que incluyen polímeros, coloides, surfactantes y cristales líquidos.

³⁹ Se dice que un material es frágil cuando es muy poca la deformación que se presenta antes de romperse.

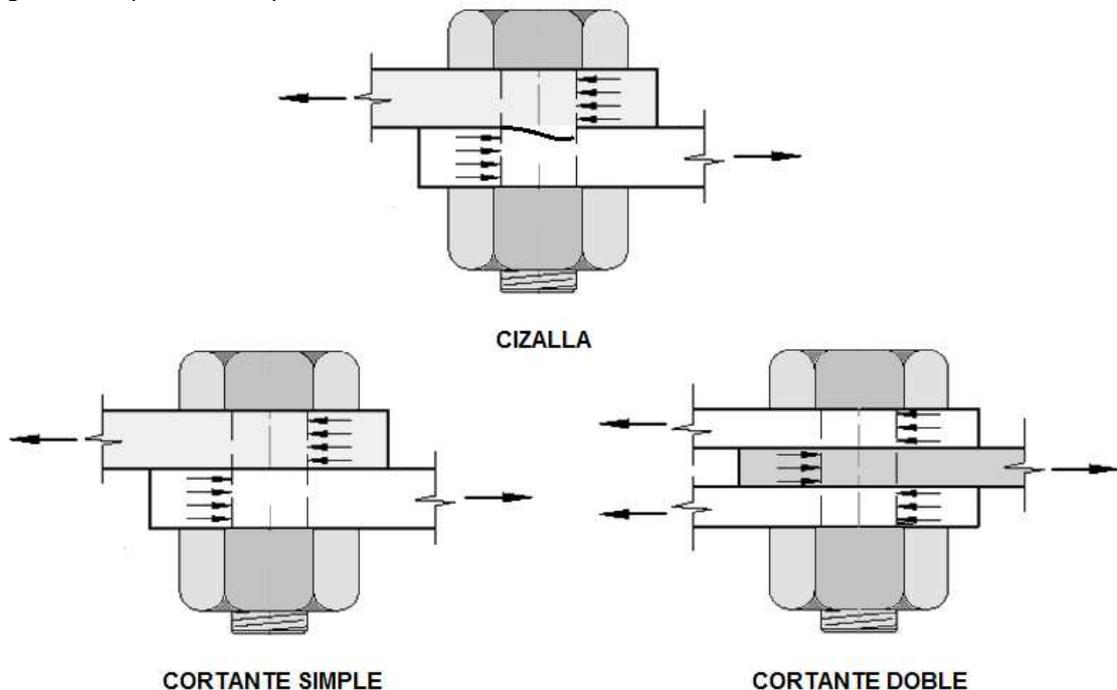
⁴⁰ MUNDIAL DE TORNILLOS. [en línea] [citado el 14 de noviembre de 2011]. Disponible en Internet: <http://www.mundialdetornillos.com/CONTENIDO/lista_hexagonal.php>.

agujeros, y luego de determinar las cargas que se presentan en dicha sujeción, se puede determinar un material adecuado que soporte esas cargas.

De acuerdo a lo anterior se determinó que el diámetro de los pernos de sujeción entre las vigas estructurales será de 12.5 mm (1/2”).

En este punto, se debe tener en cuenta los efectos de la corrosión galvánica que se puede presentar sobre el material compuesto. Las consecuencias principales al ocurrir una corrosión galvánica se muestran a continuación, donde es evidente que las sujeciones quedan vulnerables a fallas por cizalla o por flexión (cortante).

Figura 69. Tipos de falla por corrosión de materiales.

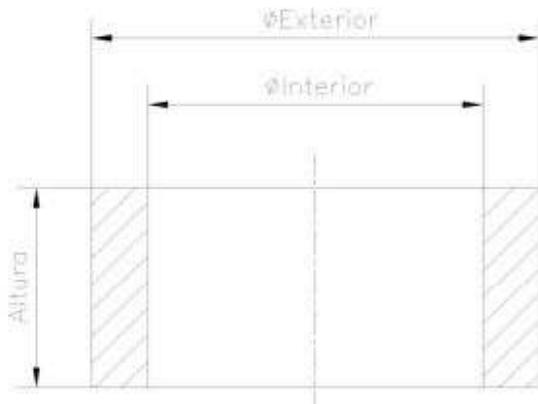


Fuente: Op. cit. DESIGN AND ANALYSIS OF COMPOSITE STRUCTURAL JOINTS. p. 7

Para prevenir las consecuencias de la corrosión se propuso el uso de bujes de aluminio cuya función principal es aislar la fibra del perno, estos bujes se considerarán rígidos, por tal motivo, la resistencia en este punto depende directamente de la selección material del perno. Un buje es una pieza de unión mecánica entre dos partes, posiblemente en movimiento o un punto de unión reforzado donde un ensamble mecánico es acoplado al otro⁴¹, su función principal es la de ser un componente que funciona a desgaste, comúnmente radial.

⁴¹ EMPAQUETADURAS Y EMPAQUES S.A. BUJES. [PDF] [en línea] [citado el 30 de agosto de 2011]. Disponible en Internet: <<http://www.empaquetadurasyempaques.com/docs/CATALOGO%20BUJES.pdf>>

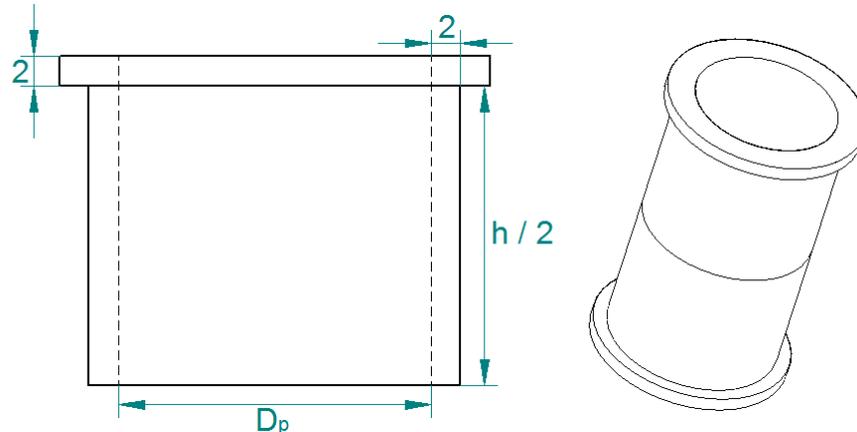
Figura 70. Configuración general de un buje.



Fuente: Design For Corrosión Control. [en línea] [citado 13 de mayo de 2011]. Disponible en Internet: <www.boeing.com/commercial/...07/corrosn.html>.

Se deben diseñar bujes especiales (a medida). A continuación se muestra el buje en aluminio diseñado para aislar los pernos en las diferentes sujeciones entre vigas estructurales.

Figura 71. Configuración general para los bujes.



Fuente: Autores.

Donde:

D_p = Diámetro de perno.

h = Altura del buje (determinada por el diámetro externo de la viga estructural).

Como se observa el buje es modular y se compone de dos piezas iguales, una para la parte superior y la otra para la parte inferior.

Se ha optado, además, por una alternativa que sugiere Boeing⁴² para el control de la corrosión, aplicando una capa de pintura con propiedades anticorrosivas sobre los bujes, llamada Primer. Las principales ventajas del Primer son el ahorro de peso sobre la estructura ya que no implica partes adicionales, inhibe la humedad sobre las superficies, actúa como sellador, previene las manchas en la superficie, entre otras.

Este Primer debe ser aplicado sobre la superficie del buje que se encuentre en contacto con el material compuesto y con las arandelas correspondientes del perno y la tuerca.

A continuación se describe una tabla de costos y disponibilidad en el mercado de los diferentes Primer más utilizados.

Tabla 31. Comparación de Primers.

Nombre Comercial	Características	Costo Galón
WASH PRIMER DupontCorlar 13550S	<ul style="list-style-type: none"> ● Excelente resistencia a la corrosión. ● Proporciona adhesión. ● Resistencia al Skydrol⁴³ ● Recomendable para usar con aluminio, aleaciones de aluminio o acero. ● Compatible con la mayoría de resinas epoxicas. 	\$65000 con gastos de envío.
WASH PRIMER P60GJ10/R07KJ56 Sherwin Williams	<ul style="list-style-type: none"> ● Secado rápido. ● Libre de plomo. ● Excelente adherencia. ● Útil en superficies no ferrosas como aluminio, latón, cobre, fibra de vidrio. ● En superficies ferrosas tiene gran estabilidad sobre: lámina galvanizada, acero inoxidable, hoja de lata. ● Puede ser recubierto con acabados de uno y de dos componentes como: epóxidos, poliuretano, vinílicos de hule clorado, lacas y esmaltes. ● Debe ser recubierto en 4 horas como máximo. 	\$75000 con gastos de envío.

Tabla 31. (Continuación)

⁴² Design For Corrosión Control. [en línea] [citado 13 de mayo de 2011]. Disponible en Internet: <www.boeing.com/commercial/...07/corrosn.html>.

⁴³Fluido hidráulico con amplias aplicaciones en la aviación, resistente al fuego.

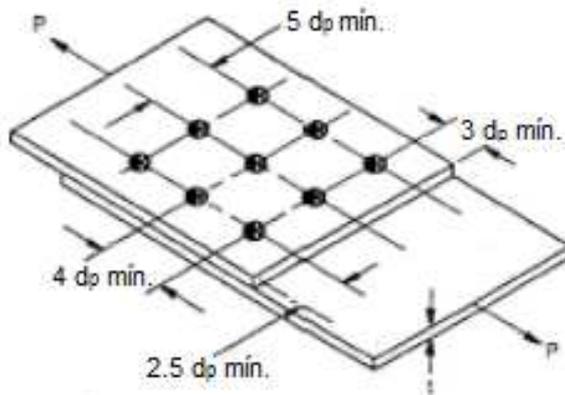
Nombre Comercial	Características	Costo Galón
WASH PRIMER PINTUCO	<ul style="list-style-type: none"> • Acondicionador de superficies metálicas en envases separados: el componente A es un producto vinílico con cromato de zinc y el componente B, es una solución ácida. • Es de gran utilidad en la mejora de la adherencia de las bases anticorrosivas sobre aluminio, antimonio, estaño, galvanizados en frío, hojalata y metales ferrosos muy pulidos. • La utilización de este acondicionador no reemplaza en ningún caso la aplicación de la pintura anticorrosiva. 	\$50000 ambos componentes por ½ galón.

Fuente: Autores.

En este orden de ideas, se utilizará Dupont Corlar 13550S Corrosion Resistant Epoxy Primer, alternativa comercial compatible con el aluminio y sus aleaciones.⁴⁴

Para concluir, se desea determinar la posición de los agujeros con respecto al borde de la lámina y los espaciamientos correspondientes entre agujeros, de acuerdo a la siguiente figura.

Figura 72. Distancias generales de sujetadores en láminas de materiales compuestos.



Fuente: Op. cit. Composite Laminate Mechanics. p. 203.

$$a) D_b = 3 * d_p$$

Ecuación 19.

⁴⁴DUPONT. Dupont Corlar 13550S Corrosion Resistant Epoxy Primer.[PDF] [en línea] [citado 13 de mayo de 2011]. Disponible en Internet: < pc.dupont.com/dpc/en/.../TDS_13550S_Aviation_Finishes.pdf>. p. 1.

$$b) D_{ep} = 4 * d_p$$

Donde:

D_b = Distancia al borde.

D_{ep} = Distancia entre pernos.

D_p = Diámetro de agujero. (Se debe tomar en cuenta el buje).

$$= 1.25 + 0.4$$

$$= 1.65 \text{ cm}$$

Reemplazando en la ecuación 19, se obtienen los siguientes resultados.

$$a) D_b = 3 * 1.25$$

$$D_b = 3.75 \text{ cm}$$

$$b) D_{ep} = 4 * 1.25$$

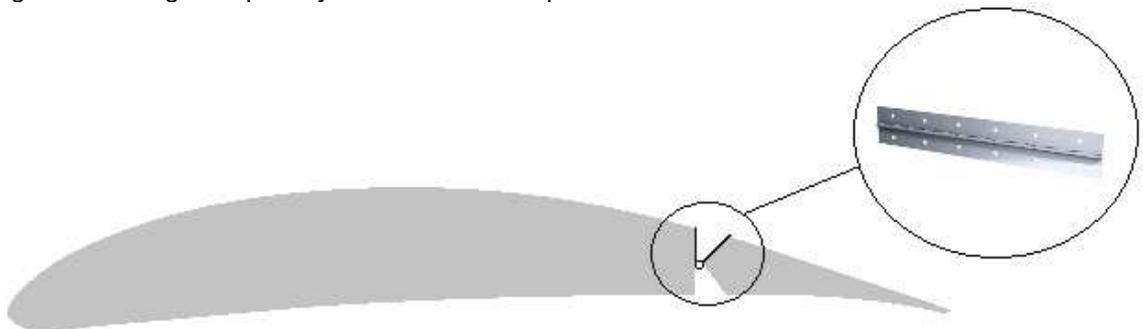
$$D_{ep} = 5 \text{ cm}$$

Ecuación 19.

4.2.3.3 Sujeción de las superficies de control. El presente proyecto no contempla el diseño ni análisis de las superficies de control. Este numeral, sólo sugiere una manera de cómo hacer la sujeción de las superficies de control.

Debido a la gran envergadura de las superficies de control, se sugiere que se sujeten a la estructura mediante bisagras tipo piano, que son bisagras de muy larga longitud, fuertes y resistentes. Además, pueden cortarse a la medida necesaria con unas tijeras o con una sierra de metal. Esta bisagra cumple dos funciones principales: además de ser el medio de sujeción a la superficie sustentadora, le otorga la funcionalidad a la superficie de control, de abarcar el rango de deflexión posee.

Figura 73. Bisagra de piano y ubicación en la superficie de control.



Fuente: Autores.

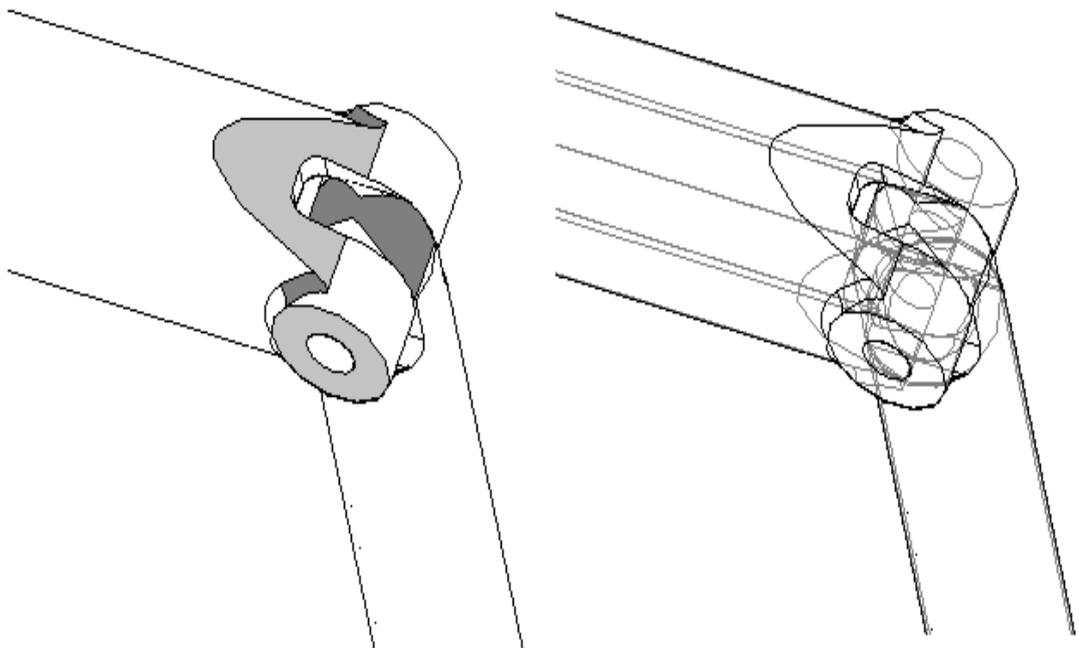
De este modo, características específicas como el material de la bisagra debe ser determinado mediante el análisis de esfuerzos producidos en el accionamiento de la superficie de control desde cabina.

4.2.3.4 Sujeción de vigas laterales. Las vigas laterales estarán sujetas a través de pernos a las vigas de los extremos de la superficie alar superior e inferior. Para esta conexión se definió un acople por medio de un eje donde estará el perno de sujeción.

Este punto estructural representa un punto crítico ya que debe ser una intersección lo suficientemente fuerte, debido a esto se determinó un perno de las mismas dimensiones que en las sujeciones entre vigas estructurales (12.5mm) con el objetivo de conservar una buena área de contacto con la viga más vulnerable, es decir, la viga lateral cuyo diámetro es de 30mm. De lo contrario a medida que el área de contacto disminuye los esfuerzos aumentan; como consecuencia se puede generar una falla porque, bajo estas condiciones, la estructura se encuentra sometida a altos esfuerzos donde el material no es suficiente para el requerimiento.

De esta manera, la figura a continuación (Fig. 74, pág. 91), muestra la disposición de esta intersección estructural.

Figura 74. Conexión de las alas laterales.



Fuente: Autores.

4.2.4 Configuración del material compuesto. Establecer las propiedades mecánicas de un material compuesto supone dos tipos de análisis. El primero se establece con la teoría de las mezclas en el cual se determinan las propiedades del material compuesto dependiendo de las proporciones de volumen y características mecánicas de los materiales que lo conforman (fibra y matriz); a este análisis se le llama Teoría Micromecánica. El segundo análisis estudia apropiadamente el comportamiento de esfuerzos y deformaciones en un laminado dependiendo de las propiedades de las capas que lo constituyen, su espesor y la dirección de las fibras; éste procedimiento se llama Teoría Macromecánica.

En este punto, es importante mencionar que la fuerza de arrastre no se tendrá en cuenta dentro del análisis estructural, ya que dicha fuerza representa tan sólo el 0.3% de la fuerza de sustentación en el ala superior y el 15% en el ala inferior.

Para el diseño de las vigas estructurales se va a utilizar una fibra de carbono unidireccional de referencia C3000⁴⁵, que de acuerdo con la teoría de compatibilidad⁴⁶ de Martin Hollmann debe ser usada como matriz una resina epóxica, la resina *colrepx6090*. Las tablas 32 y 33 muestran las propiedades fundamentales de cada constituyente (matriz y fibra correspondientemente).

Tabla 32. Propiedades mecánicas de la matriz – Resina Epóxica COLREPOX6090

MATRIZ (RESINA EPÓXICA COLREPOX6090)			
Propiedad	ID	Valor	Unidad
Densidad	ρ_m	1100	kg/m ³
Modulo de elasticidad	E_m	3000	MPa
Modulo de elasticidad cortante	G_m	4200	MPa
Relación de Poisson	U	0,38	-
Resistencia a la tensión	F_{mt}	35	Mpa
Resistencia a la compresión	F_{mc}	100	Mpa
Resistencia al cortante	F_{ms}	13,78	MPa
Modulo de compresión transversal	K_m	4528	MPa

Fuente: Autores.

⁴⁵ QUADCARBON. [cotización]. 2011.

⁴⁶ HOLLMANN, Martin. Composite Aircraft Design. First Edition. Martin Hollmann, 1983. p. 23.

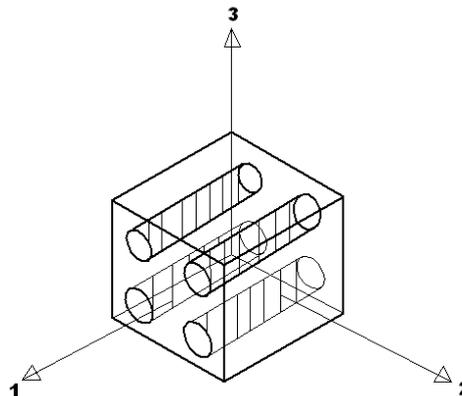
Tabla 33. Propiedades mecánicas de la fibra – Fibra de Carbono Unidireccional C3000

FIBRA (FIBRA DE CARBONO UNIDIRECCIONAL U.D. C3000)			
Propiedad	ID	Valor	Unidades
Densidad	ρ_f	1600	kg/m ³
Modulo de elasticidad longitudinal	E_{1f}	103.421	Mpa
Modulo de elasticidad transversal	E_{2f}	8273,7	MPa
Modulo de elasticidad cortante	G_{12f}	5000	MPa
Relación de Poisson longitudinal	U_{12f}	0,1	-
Resistencia a la tensión	F_{ft}	350	MPa
Relación de Poisson	U_f	0,1	-
Resistencia a la compresión	F_{fc}	150	MPa
Resistencia al cortante	F_{fs}	35	MPa
Ángulo de orientación	θ	0-90	grados

Fuente: Autores.

Antes de comenzar el análisis micromecánico es necesario hacer unas aclaraciones respecto a la nomenclatura debido a que los ejes de referencia deben direccionarse de acuerdo a la fibra que se va a utilizar; estos ejes reciben el nombre de 1, 2 y 3 donde para una fibra unidireccional, el eje número 1 es paralelo a la dirección de las fibras de refuerzo y los ejes número 2 y 3 son perpendiculares a estas. La siguiente figura ilustra claramente este enunciado.

Figura 75. Sistema coordenado en un material compuesto unidireccional.



Fuente: BARRERA BUITRAGO, Victor Guillermo; CARVAJAL PUCHE, Cristhian Rene. DESARROLLO Y VALIDACIÓN DE UN MODELO MATEMÁTICO PARA EL CÁLCULO DE PROPIEDADES MECÁNICAS DE MATERIALES COMPUESTOS. [Trabajo de Grado]. Bogotá: Universidad de San Buenaventura, 2009. p. 56.

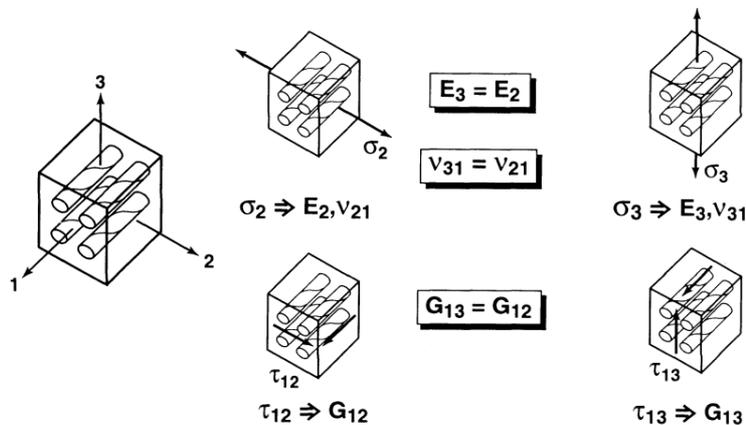
Siendo el material transversalmente isotrópico debido a su simetría física, se puede deducir algunas propiedades en las direcciones 2 y 3.

Tabla 34. Simplificación de propiedades en dirección transversal a la fibra.

PROPIEDAD	DIRECCIÓN 1	DIRECCIÓN 2	DIRECCIÓN 3
Módulo de elasticidad	E_1	E_2	$E_3=E_2$
	Plano 12	Plano 23	Plano 13
Módulo de elasticidad cortante	$G_{12}=G_{13}$	G_{23}	$G_{13}=G_{12}$
Relación de Poisson	$\nu_{12}=\nu_{13}$	ν_{23}	$\nu_{13}=\nu_{12}$

Fuente: Autores.

Figura 76. Simetría física de un refuerzo unidireccional.



Fuente: JONES, Robert. Mechanics of Composite Materials. Second Edition. Ann Arbor: Taylor & Francis Group, 1999. p. 73.

4.2.4.1 Análisis Micromecánico. Propiedades.

- **Densidad.** La densidad de un material compuesto se puede obtener bajo la siguiente ecuación.

$$\rho_c = \rho_m V_m + \rho_f V_f$$

Ecuación 20.⁴⁷

Donde:

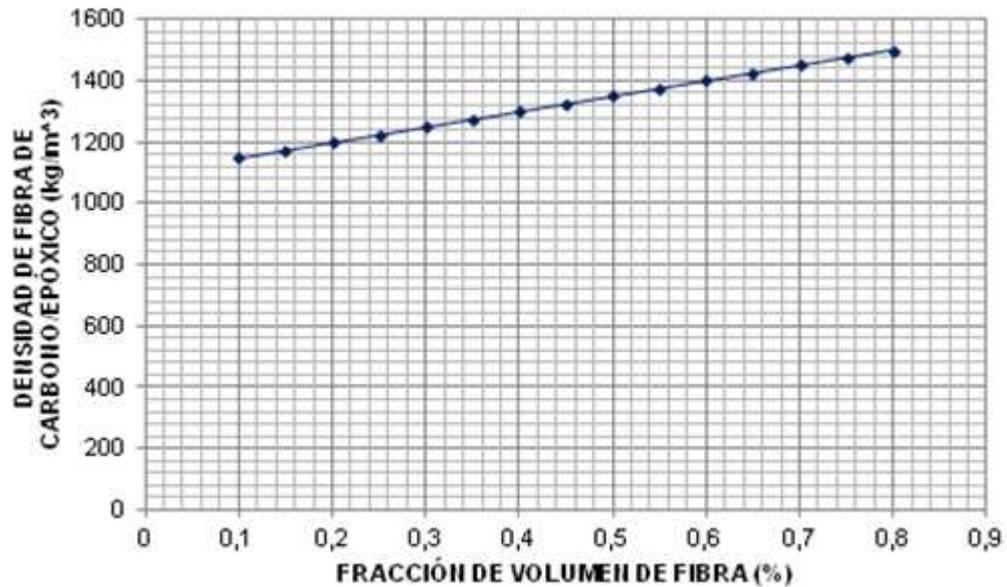
- ρ_c = Densidad del compuesto.
- ρ_m = Densidad de la matriz.
- ρ_f = Densidad de la fibra.
- V_m = Volumen de la matriz.
- V_f = Volumen de la fibra.

⁴⁷ "RULES OF MIXTURE FOR ELASTIC PROPERTIES". [en línea] PPT [citado el 02 de Octubre de 2011]. Disponible en Internet: < www.tech.plym.ac.uk/.../rules%20of%20mixture > Diapositiva 4.

Nota: La sumatoria de V_m y V_f debe dar uno (igual al 100%).

Reemplazando las respectivas variables para este caso particular del SUE-SUA, los resultados obtenidos son mostrados a continuación.

Figura 77. Densidad de material compuesto (Fibra de carbono/Epóxico)



Fuente: Autores.

- **Módulo de Elasticidad Longitudinal (E1).** La siguiente ecuación proporciona una buena aproximación, debido a que se asume que la adhesión entre fibra y matriz es perfecta, que las fibras son uniformes, paralelas y continuas; además que las cargas longitudinales producen igual deformación en la fibra y la matriz.

$$E_1 = E_m V_m + E_{1f} V_f \quad \text{Ecuación 21.}^{48}$$

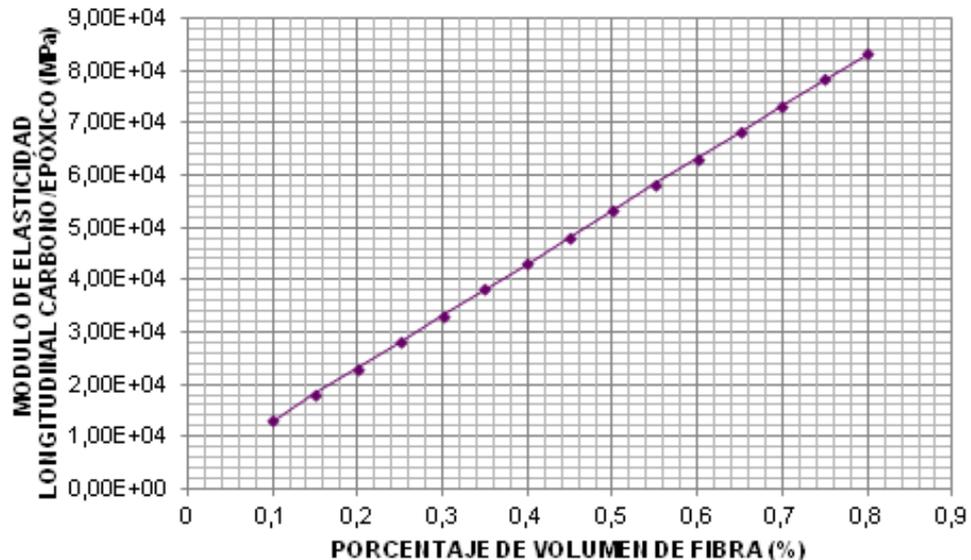
Donde:

- E_m = Módulo de elasticidad de la matriz.
- E_{1f} = Módulo de elasticidad longitudinal de la fibra.
- V_m = Volumen de la matriz.
- V_f = Volumen de la fibra.

Reemplazando las respectivas variables se obtienen los resultados mostrados en la figura 77.

⁴⁸ Op. cit. "RULES OF MIXTURE FOR ELASTIC PROPERTIES". Diapositiva 13.

Figura 78. Módulo de elasticidad longitudinal del material compuesto (Fibra de carbono/Epóxico)



Fuente: Autores.

- Módulo de Elasticidad Transversal (E2).** Para poder hallar esta propiedad se debe tener en cuenta que los esfuerzos no son iguales entre la matriz y las fibras ya que depende de la interacción que existe entre las fibras adyacentes. Se debe tener en cuenta la relación de Poisson, la cual proporciona la razón entre la elongación longitudinal y la deformación transversal, propiedad fundamental para relacionar el comportamiento entre las fibras adyacentes.

Dada la ecuación de Ekvall⁴⁹ se puede determinar lo siguiente:

$$a) E_2 = \frac{E_{2f} E'_m}{V_f E'_m + V_m E_{2f} (1 - U_m^2)}$$

$$b) E'_m = \frac{E_m}{(1 - U_m^2)}$$

Ecuación 22.⁵⁰

Donde:

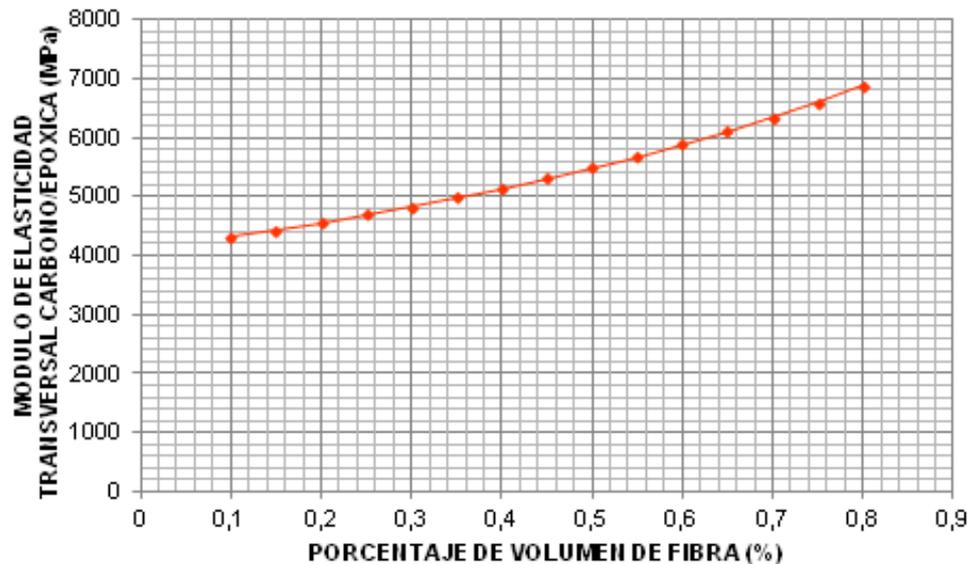
- E_{2f} = Módulo de elasticidad transversal de la fibra.
- V_m = Volumen de la matriz.
- V_f = Volumen de la fibra.
- U_m^2 = Relación de Poisson de la matriz.
- E_m = Módulo de elasticidad de la matriz.

⁴⁹ JONES, Robert. Mechanics of Composite Materials. Second Edition. Ann Arbor: Taylor & Francis Group, 1999. p. 135.

⁵⁰ Op. cit. "RULES OF MIXTURE FOR ELASTIC PROPERTIES". Diapositiva 25.

Los resultados obtenidos se observan a continuación.

Figura 79. Módulo de elasticidad transversal del material compuesto (Fibra de carbono/Epóxico)



Fuente: Autores.

- **Relaciones de Poisson (U_{12} , U_{21} y U_{23}).**

- a) **Relación de Poisson longitudinal.**

$$U_{12} = V_f U_{12f} + V_m U_m \quad \text{Ecuación 23.}^{51}$$

Donde:

- U_{12f} = Relación de Poisson longitudinal de la fibra.
- V_f = Volumen de la fibra.
- V_m = Volumen de la matriz.
- U_m = Relación de Poisson de la matriz.

- b) **Relación de Poisson transversal.**

$$U_{21} = \frac{E_{2f}}{E_{1f}} U_{12} \quad \text{Ecuación 24.}^{52}$$

⁵¹ BARRERA BUITRAGO, Víctor Guillermo; CARVAJAL PUCHE, Cristhian Rene. DESARROLLO Y VALIDACIÓN DE UN MODELO MATEMÁTICO PARA EL CÁLCULO DE PROPIEDADES MECÁNICAS DE MATERIALES COMPUESTOS. [Trabajo de Grado]. Bogotá: Universidad de San Buenaventura, 2009. p. 59.

⁵² *Ibíd.*

Donde:

E_{2f} = Módulo de elasticidad transversal de la fibra.

E_{1f} = Módulo de elasticidad longitudinal de la fibra.

U_{12} = Relación de Poisson longitudinal.

c) Relación de Poisson del compuesto.

$$a) U_{23} = 1 - \frac{E_{2f}}{2K_2} - 2U_{12}^2 \frac{E_{2f}}{E_{1f}}$$

$$b) K_2 = \frac{(K_{2f} + G_m)K_m + (K_{2f} - K_m)G_m V_f}{(K_{2f} + G_m) - (K_{2f} - K_m)V_f}$$

Ecuación 25.⁵³

$$c) K_m = \frac{E_m}{2(1+U_m)(1-2U_m)}$$

Donde:

E_{2f} = Módulo de elasticidad transversal de la fibra.

U_{12} = Relación de Poisson 12 del compuesto.

E_{1f} = Módulo de elasticidad longitudinal de la fibra.

K_{2f} = Módulo de compresión transversal de la fibra

K_m = Módulo de compresión transversal de la matriz.

G_m = Módulo de elasticidad cortante de la matriz.

V_f = Volumen de la fibra.

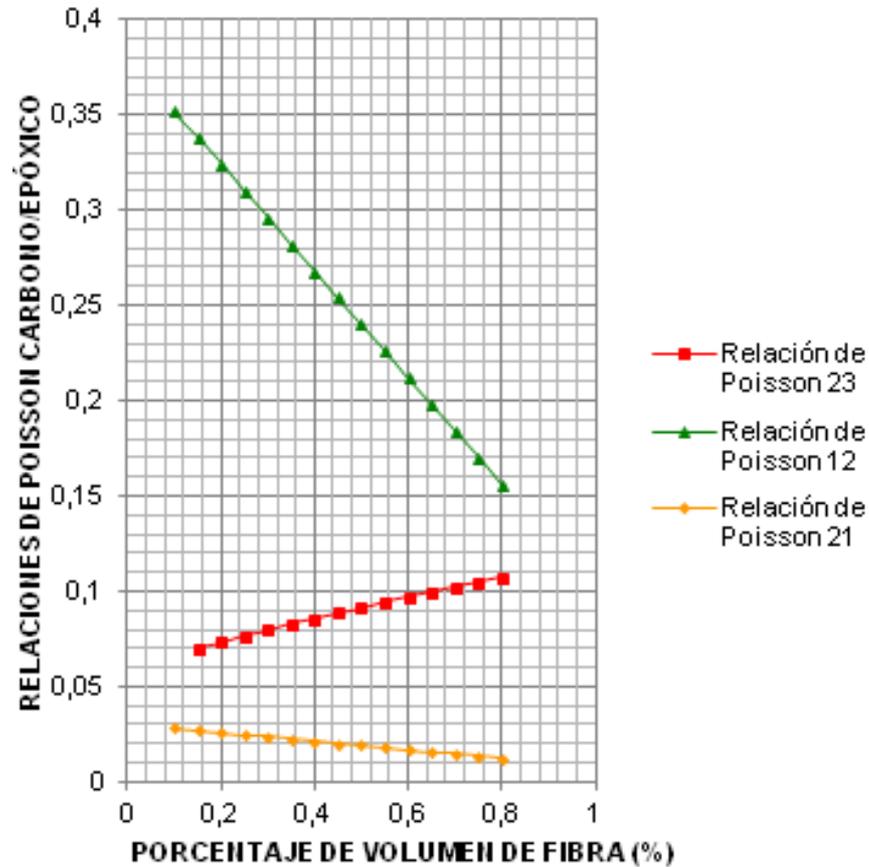
E_m = Módulo de elasticidad de la matriz.

U_m = Relación de Poisson de la matriz.

Reemplazando las variables en las anteriores ecuaciones, se obtuvieron los resultados mostrados a continuación.

⁵³ Ibíd. p. 58 – 59.

Figura 80. Relación de Poisson del material compuesto carbono/epóxico.



Fuente: Autores.

- **Módulo de elasticidad cortante longitudinal (G₁₂).** Para poder hallar esta propiedad se debe asumir que el esfuerzo cortante al cual están sometidos la fibra y la matriz es igual pero sus respectivas deformaciones son diferentes. Este módulo se puede obtener mediante la siguiente ecuación.

$$G_{12} = \frac{G_{12f}G_m}{V_fG_m + V_mG_{12f}}$$

Ecuación 26.⁵⁴

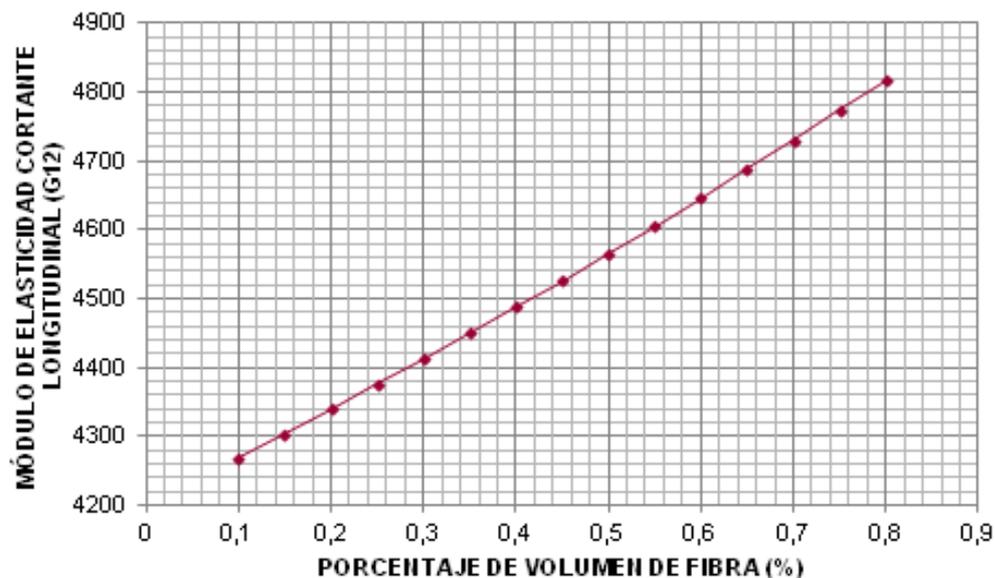
Donde:

- G_{12f} = Módulo de elasticidad cortante de la fibra.
- G_m = Módulo de elasticidad cortante de la matriz.
- V_m = Volumen de la matriz.
- V_f = Volumen de la fibra.

⁵⁴ Op. cit. BARRERA BUITRAGO, Víctor Guiller; CARVAJAL PUCHE, Crishian Rene. p. 58.

De esta manera reemplazando se obtiene el siguiente resultado.

Figura 81. Módulo de elasticidad cortante longitudinal (Fibra de carbono/Epóxico).



Fuente: Autores.

- **Módulo de elasticidad cortante transversal (G23).** La siguiente ecuación nos proporciona el resultado de esta propiedad, solamente aplica para materiales transversalmente isotrópicos como la fibra unidireccional.

$$G_{23} = \frac{E_{2f}}{2(1 + U_{23})} \quad \text{Ecuación 27.}^{55}$$

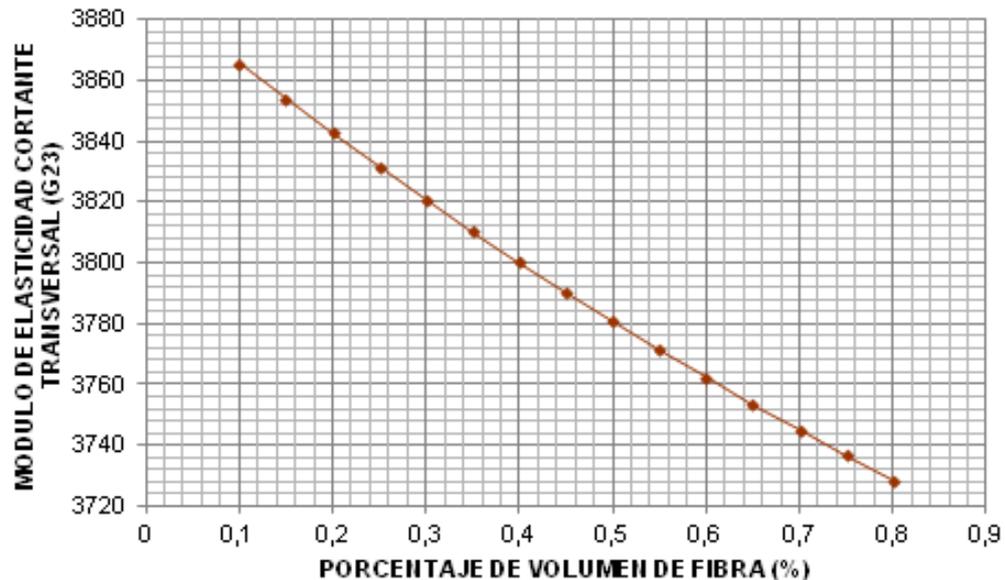
Donde:

- E_{2f} = Módulo de elasticidad transversal de la fibra.
- U_{23} = Relación de Poisson del material compuesto.

Reemplazando las respectivas variables, los resultados obtenidos se muestran en el siguiente gráfico.

⁵⁵ Op. cit. BARRERA BUITRAGO, Víctor Guiller; CARVAJAL PUCHE, Crithian Rene. p. 58.

Figura 82. Módulo de elasticidad cortante transversal del material compuesto (Fibra de carbono/Epóxico)



Fuente: Autores.

4.2.4.2 Análisis Micromecánico. Resistencia de una lámina compuesta. La segunda parte del análisis micromecánico proporciona valiosa información respecto a la resistencia de una lámina en material compuesto sometida a diferentes tipos de carga debido a que dependiendo de estas los procesos y mecanismos de falla varían con y entre sus constituyentes. Con los cálculos presentados a continuación es posible determinar dos consecuencias importantes; la primera de ellas es conocer cual componente falla primero y la segunda proporciona el valor exacto de la deformación del compuesto para poder hallar el respectivo factor de seguridad y tomar decisiones útiles respecto al mejor diseño de la SUE-SUA.

- **Resistencia a la tensión longitudinal.** Vale la pena mencionar que una carga de tensión se caracteriza por someter al cuerpo a la acción de fuerzas en sentidos opuestos aumentando su elongación; en el caso de la fibra unidireccional se dice que es longitudinal porque actúan en el mismo sentido de orientación de las fibras.

Para poder determinar la resistencia del material compuesto es necesario conocer cuál de sus materiales constituyentes fallará primero bajo dicha carga; ya que la deformación última está estrictamente relacionada con esto. Dicho comportamiento se puede determinar a través de las siguientes expresiones.

$$\epsilon u_{ft} = \frac{F_{ft}}{E_{1f}} \quad \text{Ecuación 28.}^{56}$$

$$\epsilon u_{mt} = \frac{F_{mt}}{E_m} \quad \text{Ecuación 29.}^{57}$$

Donde:

- ϵU_{ft} = Deformación última de la fibra a tensión.
- F_{ft} = Resistencia a la tensión de la fibra.
- E_{1f} = Módulo de elasticidad longitudinal de la fibra.
- ϵU_{mt} = Deformación última de la matriz a tensión.
- F_{mt} = Resistencia a la tensión de la matriz.
- E_m = Módulo de elasticidad de la matriz.

Reemplazando con las respectivas constantes dadas en las tablas 32 y 33, se obtienen los siguientes resultados:

$$\epsilon u_{ft} = \frac{F_{ft}}{E_{1f}} \quad \text{Ecuación 28.}$$

$$\epsilon u_{ft} = 0.0033$$

$$\epsilon u_{mt} = \frac{F_{mt}}{E_m} \quad \text{Ecuación 29.}$$

$$\epsilon u_{mt} = 0.011$$

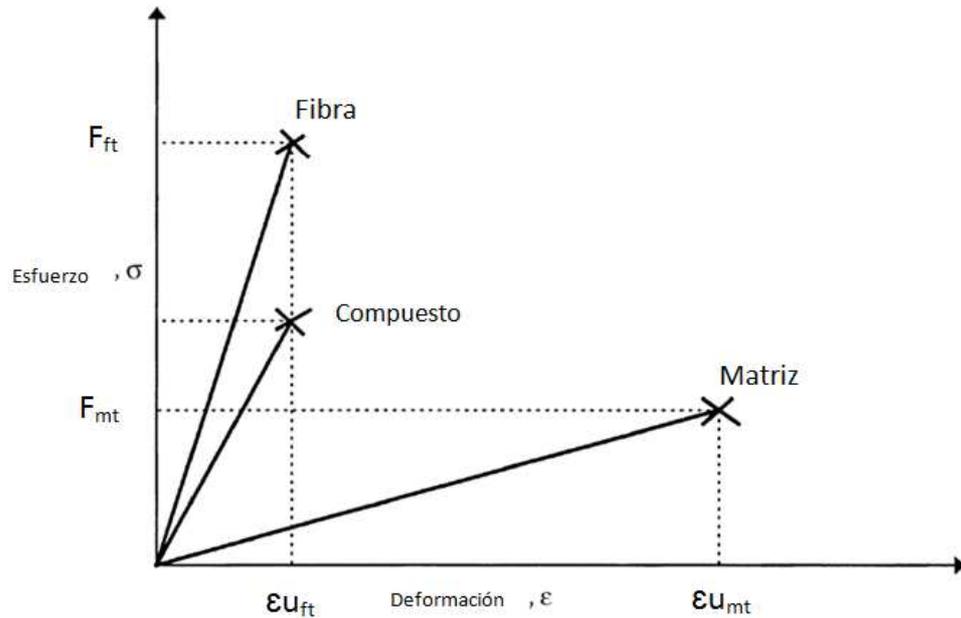
Siendo $\epsilon u_{ft} < \epsilon u_{mt}$, se puede concluir que la deformación que ocurre primero es la de las fibras, constituyente que fallará primero en el material compuesto, la deformación longitudinal del material compuesto alcanzará la deformación última de las fibras y por lo tanto fallará bajo una carga de tensión longitudinal.

La resistencia a la tensión longitudinal del compuesto se define a través del siguiente modelo matemático. En la figura 82 se pueden observar los planteamientos que se siguen para obtener la dicha conclusión.

⁵⁶ KAW, Autar K. Mechanics of Composite Materials. Second Edition. Taylor & Francis Group, 2006. p. 272.

⁵⁷ *Ibíd.*

Figura 83. Curva Esfuerzo-Deformación para un compuesto unidireccional bajo una carga de tensión longitudinal a lo largo de las fibras.



Fuente: KAW, Autar K. Mechanics of Composite Materials. Second Edition. Taylor & Francis Group, 2006. p. 272.

Así, el modelo matemático asume que la fibra y la matriz son isotrópicas, homogéneas y linealmente elásticas hasta alcanzar la falla; además que la deformación última de la matriz es mayor que la de la fibra, ubicando este caso dentro de los materiales compuestos de matriz polimérica.

Dicho planteamiento se expresa en la siguiente ecuación.

$$F_{1t} = F_{ft}V_f + E_m\epsilon_{uft}V_m \quad \text{Ecuación 30.}^{58}$$

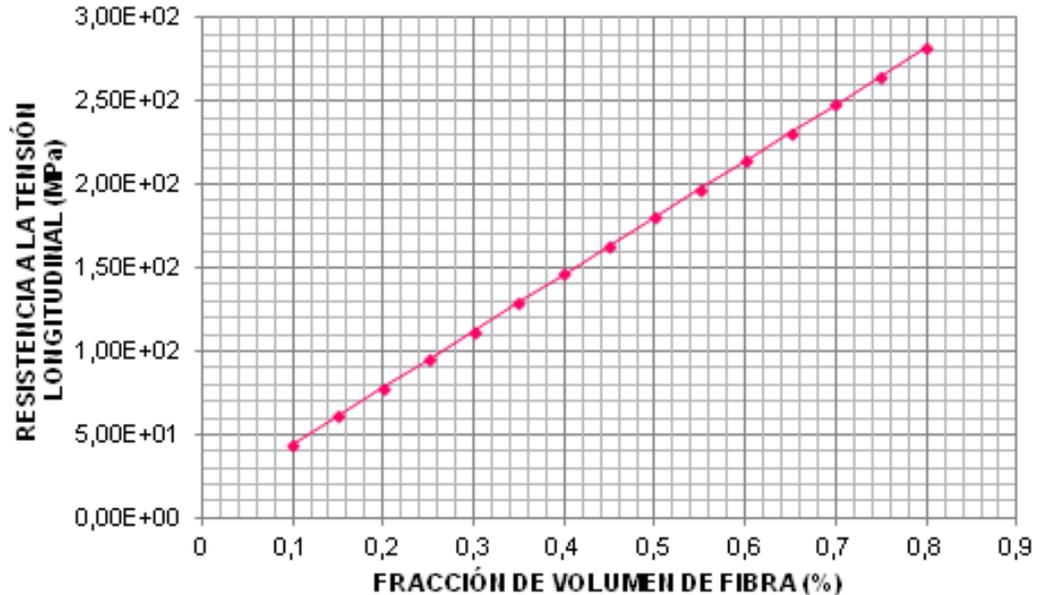
Donde:

- F_{1t} = Resistencia última a tracción longitudinal.
- F_{ft} = Resistencia a la tensión de la fibra.
- V_f = Volumen de la fibra.
- E_m = Módulo de elasticidad de la matriz.
- ϵ_{uft} = Deformación última de la fibra a tensión.
- V_m = Volumen de la matriz.

Reemplazando en la ecuación anterior; los resultados obtenidos son mostrados a continuación.

⁵⁸ Op. cit. KAW, Autar K. p. 272.

Figura 84. Resistencia última a tensión longitudinal del material compuesto (Fibra de carbono/Epóxico).



Fuente: Autores.

- **Resistencia a la tensión transversal.** En este caso la carga de tensión actúan a noventa grados (90°) respecto a la dirección en la que se encuentran ubicadas las fibras. Una carga de tensión transversal es la más crítica en una fibra unidireccional debido a que representa altas concentraciones de esfuerzos y deformaciones. Para poder encontrar la resistencia de una lámina a la tensión transversal se plantea un modelo matemático que tiene en cuenta no solo las propiedades de los constituyentes, sino también aspectos geométricos de la fibra y disposiciones de algunas leyes que intervienen en resistencia de materiales; estos aspectos son importantes ya que contemplan diferentes variables que afectan la influencia de la carga sobre la lámina compuesta.

El modelo matemático asume que existe una perfecta adhesión entre la matriz y las fibras ya que si esto no sucede, los esfuerzos transversales en el compuesto deben eliminarse de inmediato. Además, tanto la fibra como la matriz están regidas por la ley de Hook, no existen esfuerzos residuales y finalmente, la disposición geométrica de las fibras es uniforme.

Para poder encontrar la resistencia de la lámina compuesta se puede hacer uso de la siguiente expresión.

$$F_{2t} = E_2 \left[\frac{d}{s} \frac{E_m}{E_{1f}} + \left(1 - \frac{d}{s} \right) \right] \epsilon u_{mt}$$

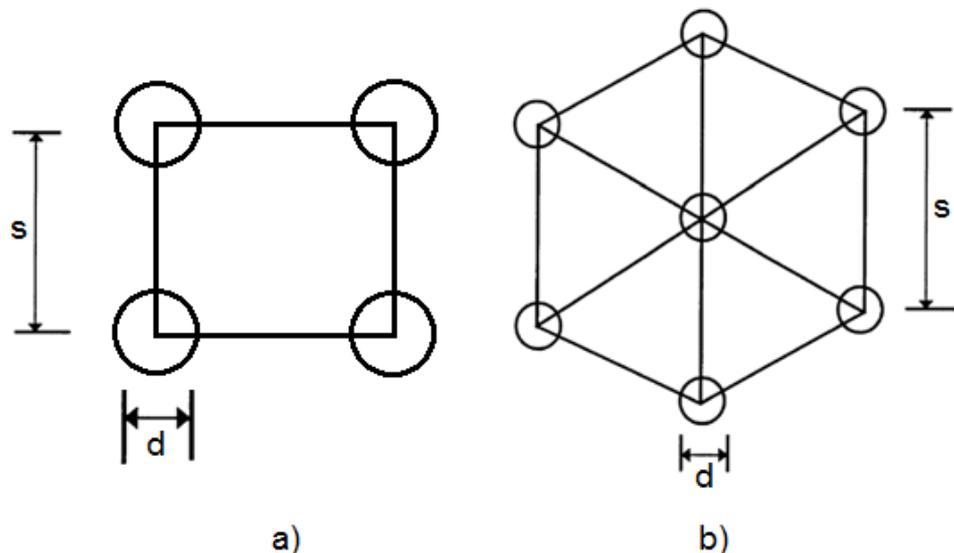
Ecuación 31.⁵⁹

Donde:

- E_2 = Módulo transversal del compuesto.
- E_m = Módulo de elasticidad de la matriz.
- E_{1f} = Módulo de elasticidad longitudinal de la fibra.
- ϵu_{mt} = Deformación última de la matriz a tensión.
- $\frac{d}{s}$ = Relación geométrica de la fibra.

La relación de la disposición geométrica de las fibras está definida por el diámetro de las fibras (d) y el espaciamento entre ellas (s); lo cual depende de cómo el fabricante manufactura la fibra. Existen dos patrones de empaque comunes como lo son el cuadrado y el hexagonal; la figura que se muestra a continuación, proporciona una idea visual de cómo están dispuestas las fibras en cada patrón de empaque.

Figura 85. Espaciamento fibra a fibra in (a) Patrón de empaque geométrico cuadrado y (b) Patrón de empaque geométrico hexagonal.



Fuente: KAW, Autar K. Mechanics of Composite Materials. Second Edition. Taylor & Francis Group, 2006. p. 225.

Cada uno de ellos tiene su propia expresión para determinar la relación d/s ; sin embargo vale la pena mencionar que el patrón de empaque hexagonal

⁵⁹ Op. cit. KAW, Autar K. p. 287.

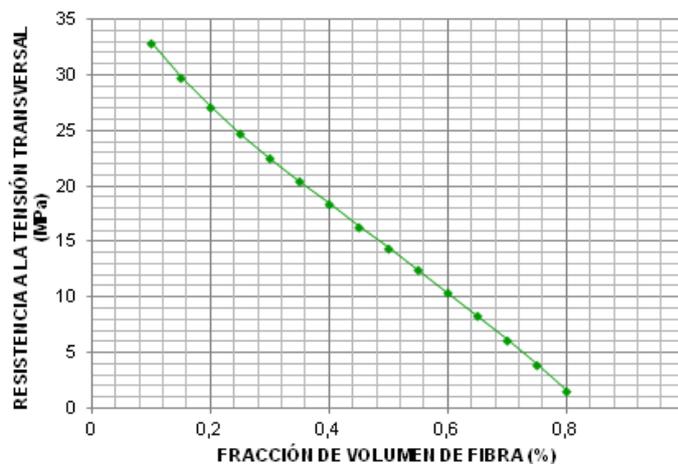
proporciona una fracción de volumen de fibra del 90.69%; esta fracción de volumen de fibra no es de uso práctico en diseños de características críticas como lo es el SUE – SUA, ya que las fibras se tocan unas con otras formando superficies donde la matriz no puede impregnar adecuadamente las fibras proporcionando fallas en el material compuesto por manufactura de las partes.

Dada esta característica las fibras utilizadas en diseños aeronáuticos son las que disponen de un patrón de empaque cuadrado, dicha disposición tiene la siguiente expresión para hallar la relación d/s.

$$\frac{d}{s} = \sqrt{\frac{4V_f}{\pi}} \quad \text{Ecuación 32.}^{60}$$

Reemplazando las respectivas variables en la ecuación 31, para este caso particular de la SUE-SUA, los resultados obtenidos se muestran a continuación.

Figura 86. Resistencia última a tensión transversal del material compuesto (Fibra de carbono/Epóxico).

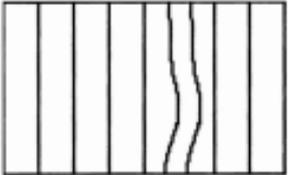
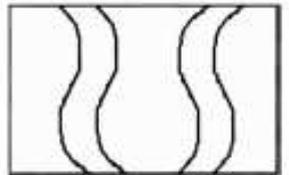
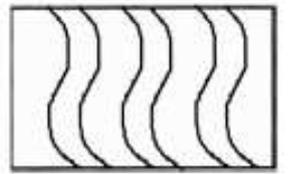
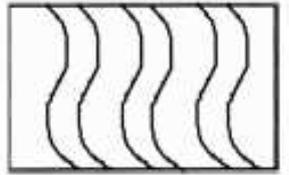


Fuente: Autores.

- **Resistencia a la compresión longitudinal.** La resistencia a la compresión longitudinal no puede ser dada por el esfuerzo a la compresión longitudinal de los materiales constituyentes debido a que existen tres modos de falla diferentes mostrados a continuación.

⁶⁰ Op. cit. KAW, Autar K. p. 224.

Tabla 35. Modos de falla de una lámina unidireccional bajo una carga de compresión longitudinal.

	Falla	Características
Fractura		Fractura de matriz y/o adhesión fibra-matriz debido a deformaciones transversales en la matriz o en la adhesión.
Micro Pandeo		Micro pandeo de modo extensional (las fibras se arrugan de manera desordenada).
		Micro pandeo por cortante.
Cortante		Falla de las fibras por cortante

Fuente: KAW, Autar K. Mechanics of Composite Materials. Second Edition. Taylor & Francis Group, 2006. p. 278.

El modo de falla bajo el cual se va a evaluar la resistencia a la tensión longitudinal es aquel que relaciona el micro-pandeo de modo extensional o cortante ya que según Autar K. Kaw, es el “modo de falla más probable en materiales compuestos de matriz polimérica”⁶¹ como lo es la resina epóxica ya que se asume que existe un espaciamiento irregular de las fibras causando una falla prematura en áreas ricas en matriz, que no existe un perfecto alineamiento de las fibras ni una perfecta adhesión entre las fibras y la matriz y finalmente que no se toma en cuenta la mayor relación de Poisson entre la fibra y la matriz; estos hechos hacen que se encuentre en una condición crítica, por lo cual es ideal para el diseño, ya que se evalúan las condiciones más peligrosas otorgando criterios en la toma de decisiones que proporcionen mayor seguridad.

El modelo matemático plantea que la resistencia a la compresión longitudinal está definida por la siguiente ecuación.

⁶¹ KAW, Autar K. Mechanics of Composite Materials. Second Edition. Taylor & Francis Group, 2006. p. 280.

$$a) F_c^1 = 2 \left[V_f + (1 - V_f) \frac{E_m}{E_{1f}} \right] \sqrt{\frac{V_f E_m E_{1f}}{3(1 - V_f)}}$$

$$b) F_c^2 = \frac{G_m}{1 - V_f}$$

Ecuación 33.⁶²

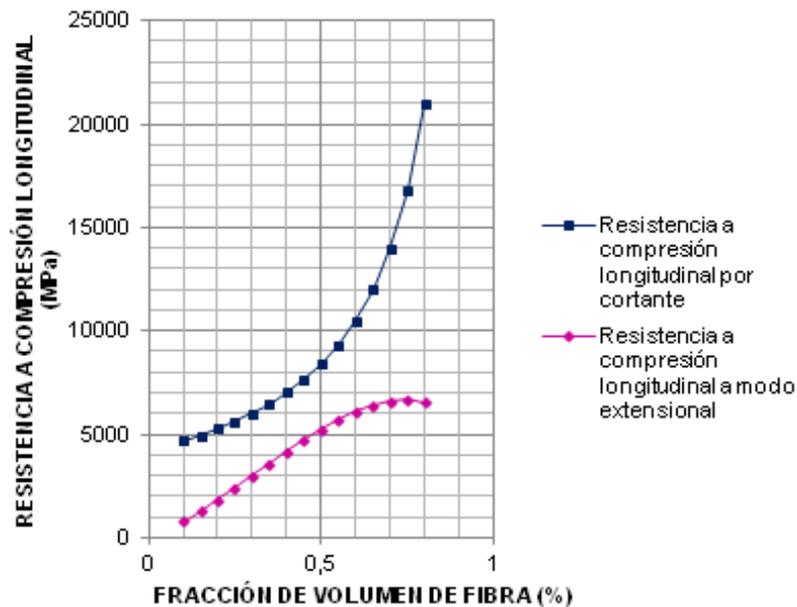
$$c) F_{1c} = \min [F_c^1, F_c^2]$$

Donde:

- F_c^1 = Resistencia a compresión longitudinal fuera de fase.
- E_m = Módulo de elasticidad de la matriz.
- E_{1f} = Módulo de elasticidad longitudinal de la fibra.
- F_c^2 = Resistencia a compresión longitudinal en fase o por cortante.
- G_m = Módulo de elasticidad cortante de la matriz.
- F_{1c} = Resistencia a la compresión longitudinal.

De esta manera reemplazando en las ecuaciones descritas anteriormente, se obtienen los siguientes resultados.

Figura 87. Resistencia última a compresión longitudinal del material compuesto (Fibra de carbono/Epóxico)



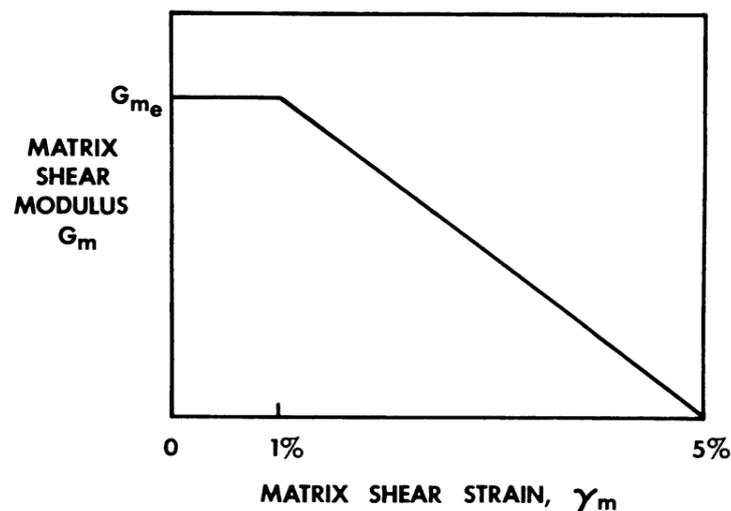
Fuente: Autores.

⁶² JONES, Robert. Mechanics of Composite Materials. Second Edition. Ann Arbor: Taylor & Francis Group, 1999. p. 178.

La ecuación 33c indica que se debe elegir el valor mínimo entre las dos gráficas mostradas en la figura 86. Esto se debe a que la gráfica de resistencia a compresión longitudinal por cortante describe una alta resistencia a este comportamiento desde los 5000MPa hasta los 20000MPa, niveles de esfuerzo que según el autor Robert M.Jones en su libro "*Mechanics of composite materials*" no pueden ser obtenidos por un material compuesto de carbono/epóxico, ya que un material compuesto con un esfuerzo de 6000MPa excede el 5% de deformación. Bajo estas condiciones la matriz se deforma plásticamente, por lo tanto la estructura pierde su integridad estructural.

Para poder elegir adecuadamente el rango en donde es posible trabajar sin ningún tipo de riesgo se debe realizar una aproximación del comportamiento inelástico del material compuesto a través de la ecuación 33b, modificando el módulo cortante constante por uno que varía entre el 1% y el 5% de deformación como se muestra en la siguiente gráfica.

Figura 88. Variación del módulo cortante de la resina con la deformación cortante.



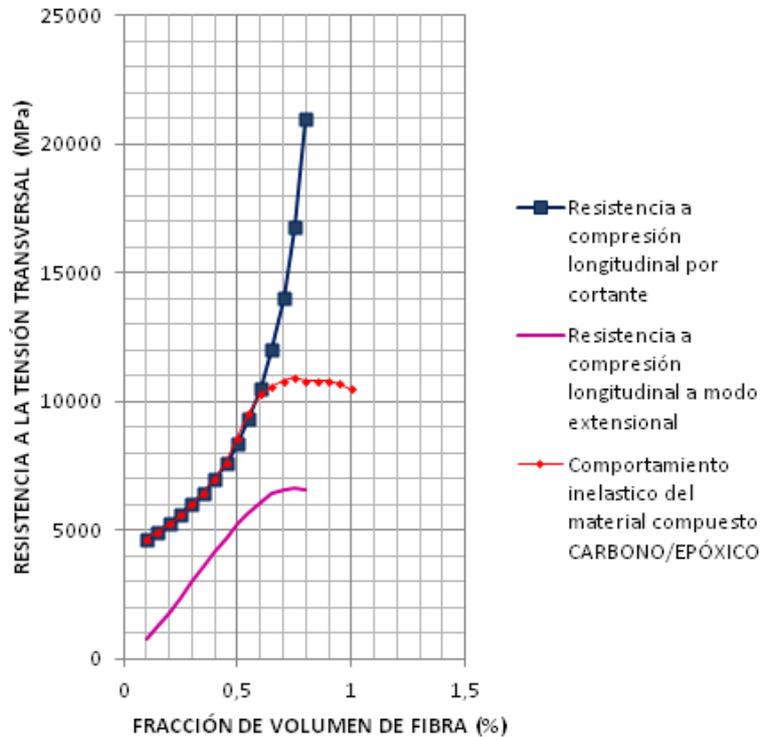
Fuente: JONES, Robert. *Mechanics of Composite Materials*. Second Edition. Ann Arbor: Taylor & Francis Group, 1999. p. 181.

A través de la siguiente ecuación se puede obtener la gráfica del comportamiento inelástico y posteriormente se muestra la relación con la resistencia última a la compresión longitudinal.

$$\mathfrak{S}_{IN} = 187818V_f^5 - 475291V_f^4 + 402448V_f^3 - 130620V_f^2 + 22951V_f + 3334,6 \quad \text{Ecuación 34.}^{63}$$

⁶³ DOW AND ROSEN. *Mechanics of Composite Materials*. Second Edition. Ann Arbor: Taylor & Francis Group, 1999. p. 156.

Figura 89. Comportamiento inelástico de la matriz.



Fuente: Autores.

La gráfica proporciona una restricción para el posterior procedimiento de diseño en los laminados, ya que el rango seguro de las láminas se encuentra desde el 10% hasta el 60% del volumen de la fibra. A partir de allí la integridad estructural del laminado no es confiable, por lo tanto se debe elegir relaciones de mezclas dentro del rango mencionado.

- **Resistencia a la compresión transversal.** En una fibra unidireccional la resistencia a la compresión es baja debido a las imperfecciones que puedan existir entre la interface de adhesión entre la fibra y la matriz, lo cual causa una compresión del material, una falla cortante en la matriz o la ruptura de la fibra. El modelo que se utiliza toma en cuenta la deformación última de la matriz a compresión definida bajo la siguiente ecuación.

$$\epsilon u_{mc} = \frac{F_{mc}}{E_m}$$

Ecuación 35.⁶⁴

Donde:

F_{mc} = Resistencia a la compresión de la matriz.

⁶⁴ Op. cit. KAW, Autar K. p. 289.

E_m = Módulo de elasticidad de la matriz.

Finalmente la resistencia a compresión transversal se puede definir de la siguiente manera.

$$F_{2c} = E_2 \left[\frac{d}{s} \frac{E_m}{E_{2f}} + \left(1 - \frac{d}{s} \right) \right] \varepsilon u_{mc}$$

Ecuación 36.⁶⁵

Donde:

E_2 = Módulo transversal del compuesto.

E_m = Módulo de elasticidad de la matriz.

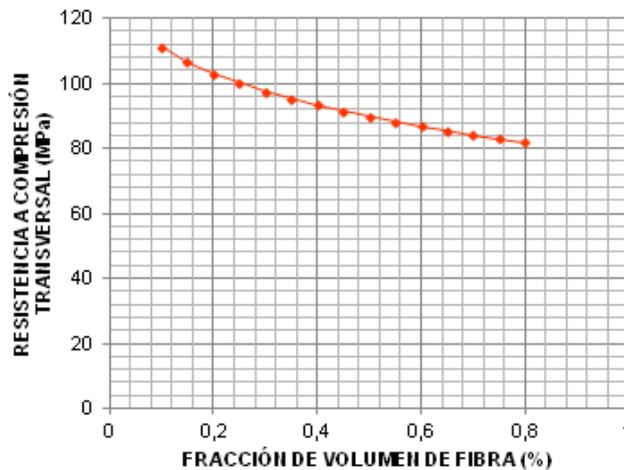
E_{2f} = Módulo de elasticidad transversal de la fibra.

εu_{mc} = Deformación última de la matriz a compresión.

$\frac{d}{s}$ = Relación geométrica de la fibra.

Reemplazando nuevamente en las ecuaciones anteriores, se obtienen los siguientes resultados.

Figura 90. Resistencia última a compresión transversal del material compuesto (Fibra de carbono/Epóxico).



Fuente: Autores.

- **Resistencia al cortante.** Una fuerza cortante es aquella que actúa paralela a la sección transversal de la viga que se va a trabajar. La concentración de estos esfuerzos puede causar fallas cortantes en la matriz o desprendimiento entre la fibra y la matriz. El modelo matemático que se plantea a continuación asume que los esfuerzos cortantes son iguales en la fibra y en la matriz y que dichos esfuerzos están dados por la falla de la matriz.

⁶⁵ Ibíd.

Lo primero que se debe encontrar es la deformación última de la matriz a cortante; variable que está definida bajo la siguiente ecuación.

$$\varepsilon u_{ms} = \frac{F_{ms}}{G_m} \quad \text{Ecuación 37.}^{66}$$

Donde:

- εu_{ms} = Deformación última de la matriz a cortante.
- F_{ms} = Resistencia al cortante de la matriz.
- G_m = Módulo de elasticidad cortante de la matriz.

Finalmente la resistencia al cortante está representada por la siguiente expresión.

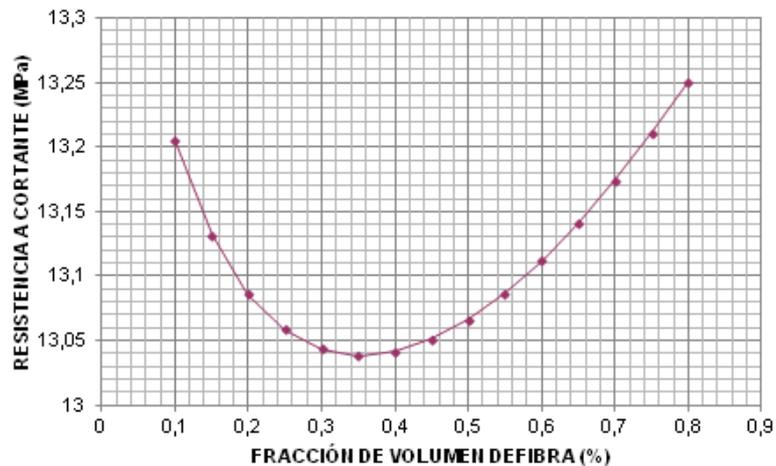
$$F_6 = G_{12} \left[\frac{d}{s} \frac{G_m}{G_{12f}} + \left(1 - \frac{d}{s} \right) \right] \varepsilon u_{ms} \quad \text{Ecuación 38.}^{67}$$

Donde:

- G_{12} = Módulo de elasticidad cortante del compuesto.
- G_m = Módulo de elasticidad cortante de la matriz.
- G_{12f} = Módulo de elasticidad cortante de la fibra.
- $\frac{d}{s}$ = Relación geométrica de la fibra.

Reemplazando las respectivas variables en la ecuación 38, los resultados obtenidos son relacionados en la gráfica a continuación:

Figura 91. Resistencia última al cortante del material compuesto (Fibra de carbono/Epóxico).



Fuente: Autores.

⁶⁶ Op. cit. KAW, Autar K. p. 293.

⁶⁷ *Ibíd.*

4.2.4.3 Análisis Macromecánico. El análisis macromecánico tiene como principal objetivo trasladar las propiedades del compuesto desde sus ejes locales 1, 2 y 3; a los ejes globales de la estructura x, y, z, encontrar las propiedades del laminado y finalmente la dirección de las diferentes capas que lo conforman.

Primero se debe determinar el valor de la deflexión máxima deseada para las alas; dependiendo de ello se establecerá el valor del módulo de elasticidad del material que garantice el cumplimiento de dicha deflexión. Es importante mencionar que en estas aeronaves la deflexión alar es de gran importancia debido a la longitud de la envergadura; es común que las HPA's presenten grandes deflexiones en sus alas. Si las alas de estas aeronaves fueran totalmente rígidas serían más pesadas.

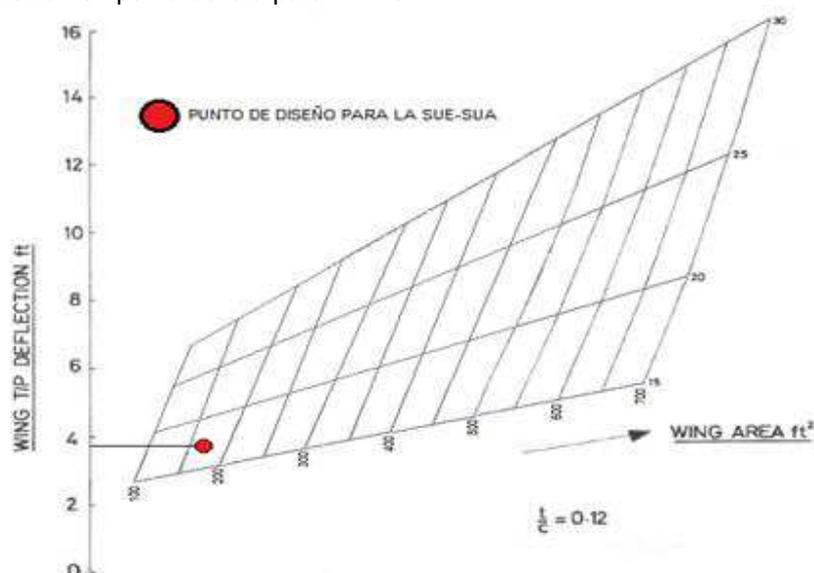
La *Royal Aeronautical Society* realiza una aproximación para determinar la deflexión en la punta del ala, de acuerdo a las constantes presentadas en la siguiente tabla.

Tabla 36. Constantes geométricas para el análisis de la deflexión en la punta.

Constante	ID	Valor
Espesor (m)	t	0.066
Cuerda (m)	c	0.55
Superficies alar (m ²)	S	14.65
Relación "Aspect ratio"	AR	17.3

Fuente: Autores

Figura 92. Deflexión en punta del ala para HPA's.



Fuente: The Structural Design and Construction of Man Powered Aircraft. [PDF] [en línea] [citado el 20 de noviembre de 2011]. Disponible en Internet: < <http://library.propdesigner.co.uk/toucan.pdf>>.

De acuerdo a la figura 91 se puede concluir que la deflexión en la punta del ala es de aproximadamente 1.20 m. a estructura.

Con ayuda del análisis de deflexión debido a la flexión dado por T.H.G Megson en su libro '*Aircraft Structures for Engineering Students*' es posible conocer una ecuación que relacione la deflexión con el módulo de elasticidad.

$$\xi'' = \frac{M}{E * I} \quad \text{Ecuación 39.}^{68}$$

Donde:

- ξ = Deflexión en las alas.
- M = Momento flector causado por la fuerza de sustentación.
- E = Módulo de elasticidad del material.
- I = Momento de inercia de la sección transversal.

Se debe tener en cuenta que para hacer uso de esta ecuación es necesario asumir y recordar ciertas condiciones dadas a continuación:

- El momento del cual depende la deflexión es un momento distribuido ya que la carga que lo genera presenta este comportamiento; es necesario hallar una ecuación que permita conocer dicho momento en cualquier parte de la estructura, de acuerdo a las siguientes ecuaciones.

$$a) m_{(y)x} = \left[\int_0^x w(x) dx \right] * \bar{x} \quad \text{Ecuación 40.}^{69}$$

$$b) \bar{x} = \frac{\int_0^x x * dA}{\int_0^x dA} \quad \text{Ecuación 41.}^{70}$$

Donde:

- $m_{(y)x}$ = Momento distribuido generado por la fuerza de sustentación.
- $w(x)$ = Carga de sustentación distribuida.
- \bar{x} = Centroide de área de la figura.
- x = Distancia en el eje x de la figura.
- dA = Área de la figura.

⁶⁸ MEGSON, T.H.G. Aircraft Structures for Engineering Students. Fourth Edition, ELSEVIER, 2007, pág. 470.

⁶⁹ Op. cit. ALLEN, David. p. 159.

⁷⁰ APENDICE 1: CENTROIDES DE ÁREA [en línea] PDF [citado el 03 de Noviembre de 2011]. Disponible en Internet: < aramos.ublog.cl/archivos/1310/apendice_1.pdf >.

Para solucionar las ecuaciones anteriores se deben referenciar las figuras 19, 20 y 21, a las que por medio de Microsoft Excel se les otorgó una ecuación que describe la distribución de carga a las cuales se les debe hallar la coordenada X del centroide. Ver Anexo E.

Tabla 37. Ecuaciones de distribución de *lift* sobre la superficie alar.

Superficie Alar	Ecuación L(x) = w(x)
Ala superior	$-38.96 x^6 + 487.6 x^5 - 2278.3 x^4 + 4855.6 x^3 - 4639.8 x^2 + 1526.5 x + 6790.1$
Ala inferior	$-54.978 x^6 + 744.16 x^5 - 3808.4 x^4 + 8868.1 x^3 - 8156.5 x^2 - 791.89x + 9576$
Ala lateral	$27.169 x^2 - 85.174 x + 21.767$

Fuente: Autores.

Tabla 38. Ecuaciones de la coordenada x del centroide de las figuras.

Superficie Alar	Ecuación \bar{x}
Ala superior	$\frac{4x}{3\pi}$
Ala inferior	$\frac{2x(2 + \pi)}{3(1 + 2\pi)}$
Ala lateral	$0,448275862x$

Fuente: Autores.

Realizando el respectivo manejo matemático se obtienen las ecuaciones del momento distribuido:

Tabla 39. Ecuaciones de distribución de *lift* sobre la superficie alar.

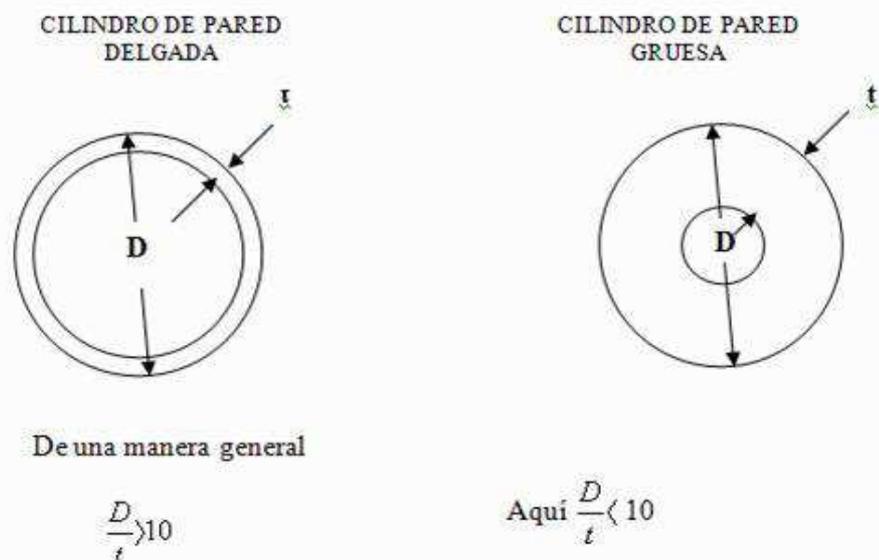
Superficie Alar	Ecuación $m_y(x)$
Ala superior	$-\frac{22.26}{3\pi}x^8 + \frac{325,064}{3\pi}x^7 - \frac{1822,4}{3\pi}x^6 + \frac{4855}{3\pi}x^5 - \frac{618,32}{3\pi}x^4 + \frac{3052}{3\pi}x^3 + \frac{27160}{3\pi}x^2$
Ala inferior	$-\frac{15,70(2 + \pi)}{3(1 + 2\pi)}x^8 + \frac{248,05(2 + \pi)}{3(1 + 2\pi)}x^7 - \frac{1523,36(2 + \pi)}{3(1 + 2\pi)}x^6 + \frac{4434,05(2 + \pi)}{3(1 + 2\pi)}x^5$ $-\frac{5437,66(2 + \pi)}{3(1 + 2\pi)}x^4 - \frac{791,89(2 + \pi)}{3(1 + 2\pi)}x^3 - \frac{19152(2 + \pi)}{3(1 + 2\pi)}x^2$
Ala lateral	$4,05972069x^4 - 19,09072414x^3 + 9,757620688x^2$

Fuente: Autores.

- Respecto al momento de inercia⁷¹ es necesario conocer el radio interno de la sección transversal de las vigas ya que si se realiza el análisis solo con el diámetro externo el momento de inercia disminuye porque se entienden como un cilindro macizo (cuyo momento de inercia es menor que un cilindro hueco). Esto representa sobredimensionamiento en la estructura porque el módulo de elasticidad del material requerido sería muy alto.

Para poder determinar el rango entre el cual el espesor de pared es aceptable dependiendo de los requerimientos de este diseño se acude a la diferencia que se establece en mecánica de materiales para el trabajo con cilindros; clasificándolos como de pared gruesa o delgada que se muestra a continuación.

Figura 93. Cilindro de pared delgada y gruesa.



Fuente: Cálculo de recipientes a presión de pared delgada. [en línea] [citado el 13 de Octubre de 2011]. Disponible en Internet: < <http://www.plusformacion.com/Recursos/r/Calculo%C2%A0recipientes-presion-pared-delgada#diferencia>>.

Reemplazando los diámetros externos establecidos anteriormente se deduce que para las alas superiores e inferiores el valor del espesor debe ser menor a 4,5mm y el de las alas laterales menor a 30mm; por lo cual dichas vigas son cilindros de pared delgada, conveniente para este diseño porque se debe recordar la restricción de peso que se debe cumplir. En este orden de ideas se determinó un valor de diseño que respete el rango establecido.

⁷¹ Variable que determina la capacidad de rigidez de la figura; es decir, así como la inercia es la tendencia de un objeto a permanecer en reposo o continuar en movimiento, el momento de inercia es la tendencia del objeto a permanecer girando en torno a sus ejes principales.

Tabla 40. Espesor de pared de las vigas alares.

Ala Superior	Ala Inferior	Ala Lateral
0.003 m	0.004 m	0.002 m

Fuente: Autores.

Finalmente con la ecuación 13, se puede encontrar el momento de inercia.

Tabla 41. Momento de inercia de las vigas alares.

Ala Superior	Ala Inferior	Ala Lateral
$1.4036E^{-6} \text{ m}^4$	$1.75E^{-6} \text{ m}^4$	$17.32E^{-9} \text{ m}^4$

Fuente: Autores.

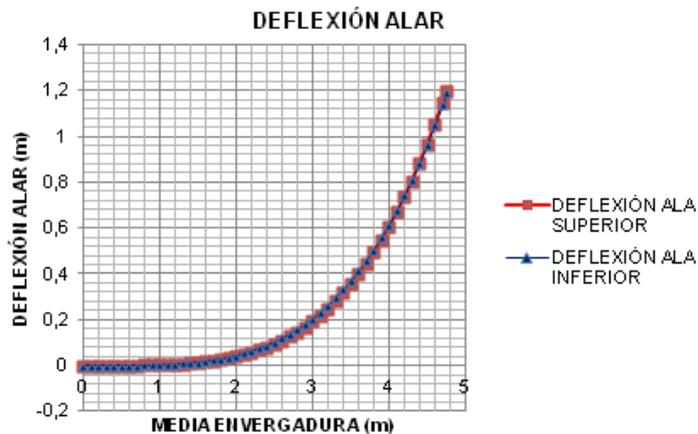
Continuando con la teoría de deflexión de Megson, se puede encontrar el módulo de elasticidad a través del despeje de la ecuación 39. Realizando la doble integración y despejando se obtiene:

$$E = \frac{m_y(x)}{\xi * I} \quad \text{Ecuación 42.}$$

Para poder conocer el módulo de elasticidad necesario que cumpla con la deflexión de diseño se debe tener en cuenta que la ecuación de momento distribuido se evalúa en la punta del ala, es decir, en 4,75m.

Además, es importante aclarar que tanto en el ala superior como la inferior se quiere cumplir con la misma deflexión de punta de ala (cómo se muestra en la siguiente figura), por lo tanto el valor de 1,20m se conserva para los análisis.

Figura 94. Deflexión de punta de ala.

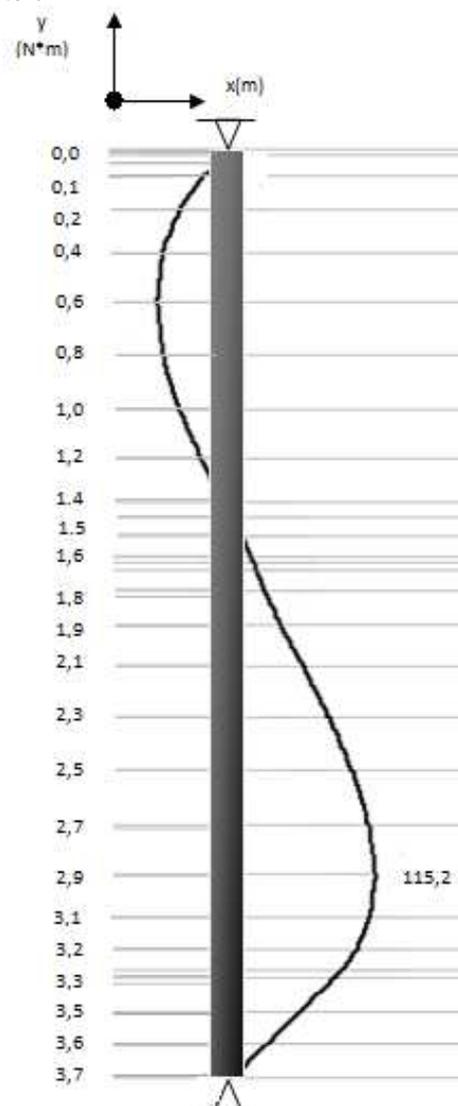


Fuente: Autores.

Sin embargo para el ala lateral no se puede asumir esto mismo ya que presenta dos puntos de anclaje en cada una de sus puntas, además una deflexión de esas magnitudes representaría peligro de falla. Para ello se asume que la deflexión en esta ala no supera 0,20m.

Otro aspecto importante para poder diseñar el ala, es conocer en donde se presenta esta máxima deflexión (de esta manera hallar el punto para evaluarlo en la ecuación de momento respectiva); para ello se realizó una simulación del comportamiento de esta viga en el *software* MD-SOLID y los resultados se muestran a continuación:

Figura95. Deflexión del ala lateral.



Fuente: Autores.

Reemplazando en la ecuación 42, se obtiene el módulo de elasticidad requerido para cada viga alar como lo muestra la siguiente tabla.

Tabla 42. Módulos de elasticidad transversal requeridos para el diseño.

Ala Superior	Ala Inferior	Ala Lateral
72000 MPa	64000 MPa	34000 MPa

Fuente: Autores.

Teniendo este módulo de referencia es necesario realizar un proceso iterativo a través de la ecuación de ponderación que establece Martin Hollmann y las gráficas del análisis micromecánico, con el objetivo de buscar la combinación de capas apropiada que cumplan este módulo.

$$E_l = \frac{\sum_{k=1}^n (E_k * t_k)}{\sum_{k=1}^n t_k}$$

Ecuación 43.⁷²

Donde:

- E_l = Módulo de elasticidad del laminado (Transversal)
- n = Número total de capas
- E_k = Módulo de elasticidad de cada capa (Transversal)
- t_k = Espesor de cada capa
- Σ = Símbolo de sumatoria

En este punto se puede concluir que:

- En el ala superior se utilizarán veinte capas con una relación de mezcla 50/50⁷³ y en el ala inferior se utilizarán siete capas que tengan una relación de mezcla 50/50 y diez capas con una relación de 40/60. Finalmente para las alas laterales se utilizará diez capas con relación de mezcla 50/50.

El siguiente paso es poder establecer las propiedades del laminado, este procedimiento se realiza a través de la ecuación 43. Vale la pena mencionar que aunque la ecuación se encuentra escrita para módulo de elasticidad, Martin Hollmann aclara que “las propiedades de un laminado se pueden establecer con esta misma metodología”⁷⁴, reemplazando la propiedad que se quiera analizar. Así se puede obtener las siguientes propiedades en cada una de las superficies sustentadoras.

⁷² HOLLMANN, Martin. Composite Aircraft Design. First Edition. Martin Hollmann, 1983. p. 61.

⁷³ El primer número es el porcentaje de volumen de la fibra y el siguiente es aquel que corresponde a la matriz.

⁷⁴ HOLLMANN, Martin. Composite Aircraft Design. First Edition. Martin Hollmann, 1983. p. 60.

Tabla 43. Propiedades del laminado ala superior

Propiedad	ID	Valor	Unidades
Densidad	ρ_l	1773,3	kg/m ³
Modulo de elasticidad longitudinal	E_{1l}	698822	Mpa
Modulo de elasticidad transversal	E_{2l}	71999,9	MPa
Modulo de elasticidad cortante	G_{12l}	59967,5	MPa
Relación de Poisson longitudinal	U_{12l}	1,2	
Relación de Poisson transversal	U_{21l}	0,25	
Módulo de elasticidad cortante transversal	G_{23l}	49661,3	MPa

Fuente: Autores.

Tabla 44. Propiedades del laminado ala inferior

Propiedad	ID	Valor	Unidades
Densidad	ρ_l	1608,3	kg/m ³
Modulo de elasticidad longitudinal	E_{1l}	561079	Mpa
Modulo de elasticidad transversal	E_{2l}	64000	MPa
Modulo de elasticidad cortante	G_{12l}	55212,1	MPa
Relación de Poisson longitudinal	U_{12l}	1,10	
Relación de Poisson transversal	U_{21l}	0,25	
Módulo de elasticidad cortante transversal	G_{23l}	46485,3	MPa

Fuente: Autores.

Tabla 45. Propiedades del laminado ala lateral

Propiedad	ID	Valor	Unidades
Densidad	ρ_l	837,4	kg/m ³
Modulo de elasticidad longitudinal	E_{1l}	330066	Mpa
Modulo de elasticidad transversal	E_{2l}	34000	MPa
Modulo de elasticidad cortante	G_{12l}	28318	MPa
Relación de Poisson longitudinal	U_{12l}	0,58	
Relación de Poisson transversal	U_{21l}	0,11	
Módulo de elasticidad cortante transversal	G_{23l}	23451	MPa

Fuente: Autores.

A través de la misma metodología se puede determinar la falla máxima del laminado con las configuraciones establecidas bajo las diferentes cargas; dicha información será tenida en cuenta en el momento de hallar el factor de seguridad a través del análisis de esfuerzo que se realizará en el capítulo de análisis

estructural. A continuación se muestran las resistencias de los laminados de las diferentes superficies sustentadoras.

Tabla 46. Resistencia del laminado ala superior.

Propiedad	ID	Valor	Unidades
Resistencia a la tensión longitudinal	F _{1t}	2364,4	MPa
Resistencia a la tensión transversal	F _{2t}	189,2	MPa
Resistencia a la compresión longitudinal	F _{1c}	68730,3	MPa
Resistencia a la compresión transversal	F _{2c}	1179,4	MPa
Resistencia al cortante	F ₆	171,6	MPa

Fuente: Autores.

Tabla 47. Resistencia del laminado ala inferior.

Propiedad	ID	Valor	Unidades
Resistencia a la tensión longitudinal	F _{1t}	1896,8	MPa
Resistencia a la tensión transversal	F _{2t}	212,5	MPa
Resistencia a la compresión longitudinal	F _{1c}	54370,7	MPa
Resistencia a la compresión transversal	F _{2c}	1131,5	MPa
Resistencia al cortante	F ₆	159,8	MPa

Fuente: Autores.

Tabla 48. Resistencia del laminado ala lateral.

Propiedad	ID	Valor	Unidades
Resistencia a la tensión longitudinal	F _{1t}	1117	MPa
Resistencia a la tensión transversal	F _{2t}	89,35	MPa
Resistencia a la compresión longitudinal	F _{1c}	32456	MPa
Resistencia a la compresión transversal	F _{2c}	556,9	MPa
Resistencia al cortante	F ₆	81	MPa

Fuente: Autores.

Una vez determinadas las diferentes propiedades del laminado, es necesario configurar la dirección de cada una de las capas que lo conforman; para tal fin es necesario conocer el módulo de elasticidad de la fibra unidireccional a diferentes ángulos de orientación de las fibras, Martin Hollmann determina la siguiente expresión para una fibra unidireccional con “*tetha*” (θ) desde cero hasta 90° grados.

$$E_l = \left(\frac{E_1 + E_0}{2} \right) + \left(\frac{E_1 - E_0}{2} \right) * \cos 4\theta \quad \text{Ecuación 44.}^{75}$$

⁷⁵ Op. cit. HOLLMANN, Martin. p. 59

Donde:

E_l = Módulo de elasticidad del laminado.

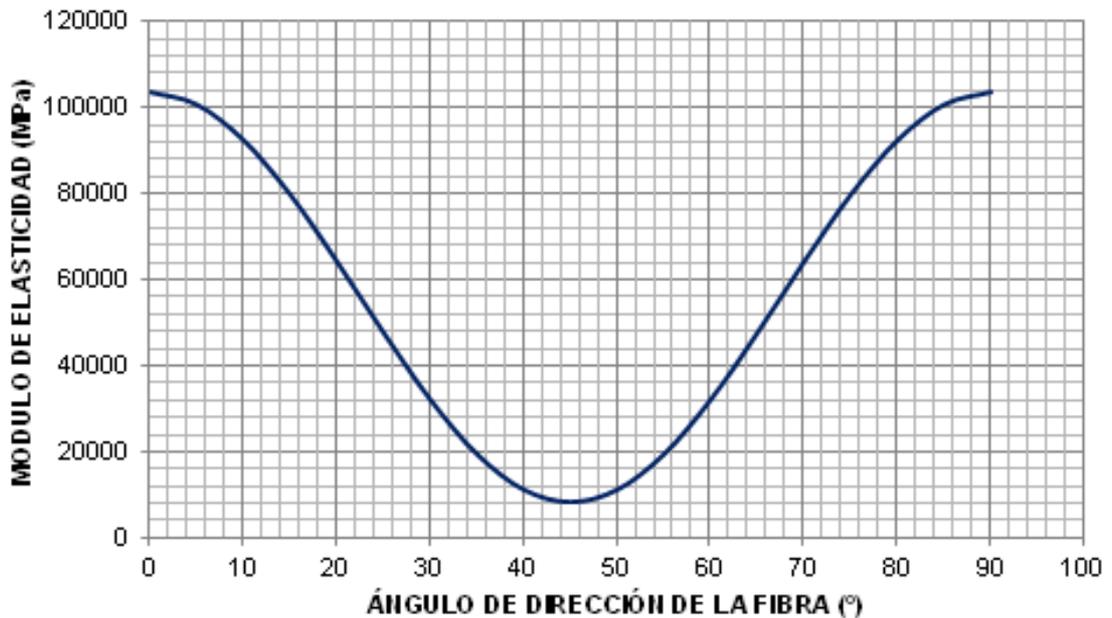
E_{1f} = Módulo de elasticidad longitudinal de la fibra.

E_0 = Módulo de elasticidad a 45° , el cuál para una fibra unidireccional es igual al módulo de elasticidad transversal de la fibra (E_{2f}).

θ = Ángulo de dirección de las fibras.

Reemplazando en la ecuación anterior, se obtiene el comportamiento de la fibra de acuerdo a su ángulo de dirección, tal como se muestra en la siguiente gráfica.

Figura 96. Módulo de elasticidad de la fibra unidireccional en diferentes direcciones.

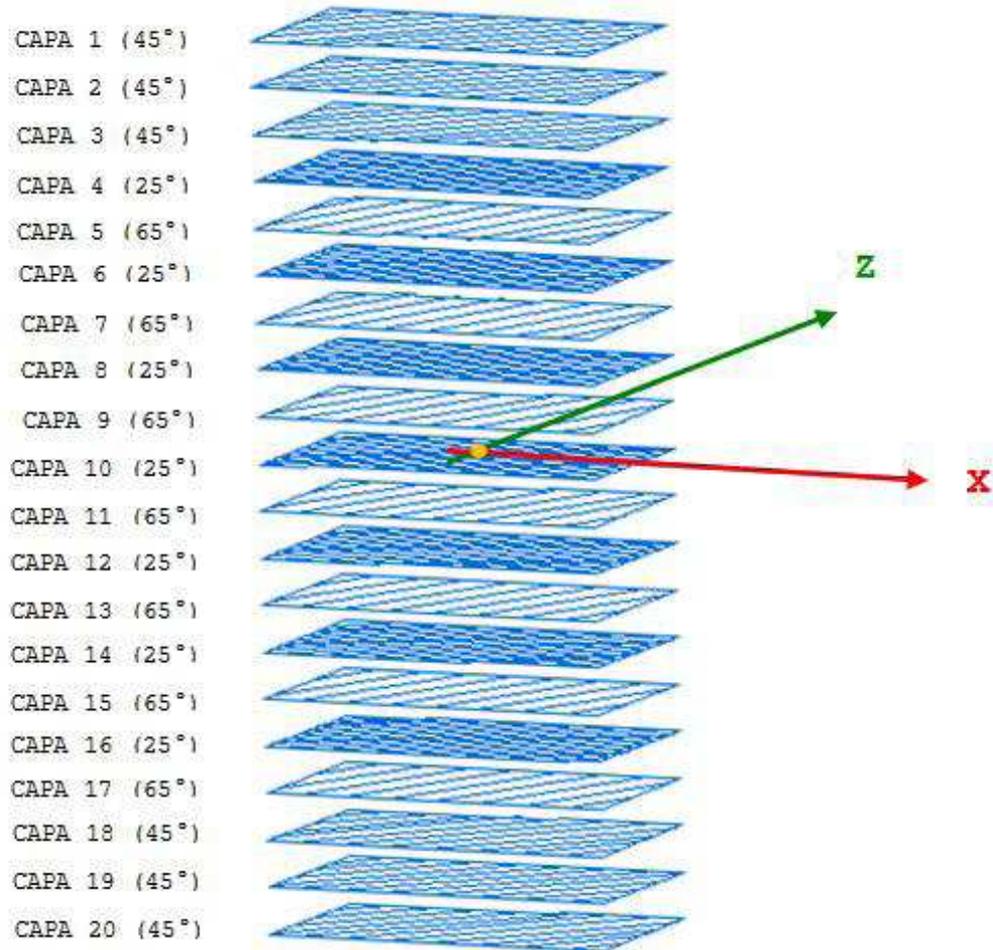


Fuente: Autores.

Teniendo en cuenta la gráfica anterior y tomando como valor de referencia el módulo de elasticidad longitudinal de cada laminado es posible configurar las capas que lo conforman ya que la sumatoria de estos debe cumplir con el valor de E_{l1} porque es con respecto a la dirección de las fibras, como se define el módulo longitudinal de una fibra unidireccional. Siguiendo esta metodología los laminados de cada una de las alas de la SUE – SUA, son los que se muestran a continuación.

Tabla 49. Configuración de capas del laminado del ala superior.

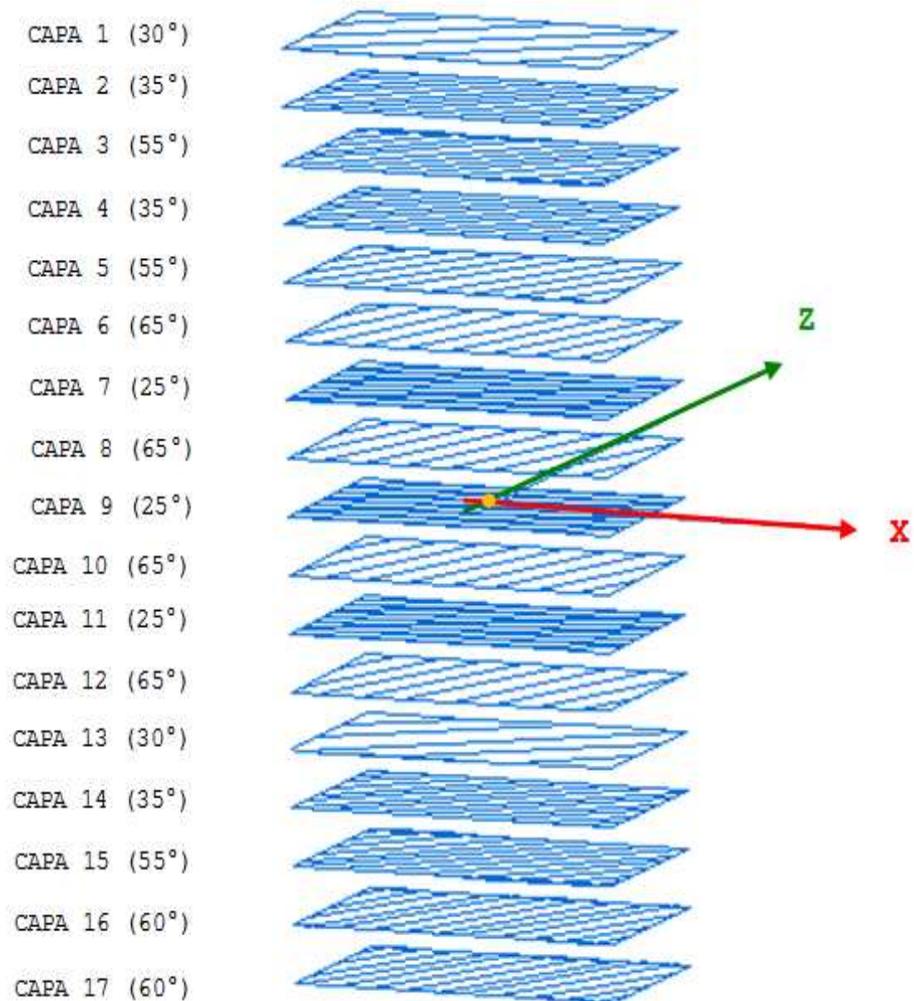
Número De Capas	Dirección (Grados)	Módulo (MPa)	Mezcla
6	45	8273,7	50/50
7	25	47588,7	
7	65	47588,7	
Módulo de Elasticidad Longitudinal del Laminado			699000 MPa
			↕
Σ MÓDULOS DE ELASTICIDAD DE LAS CAPAS			715884 MPa



Fuentes: Autores.

Tabla 50. Configuración de capas del laminado del ala inferior.

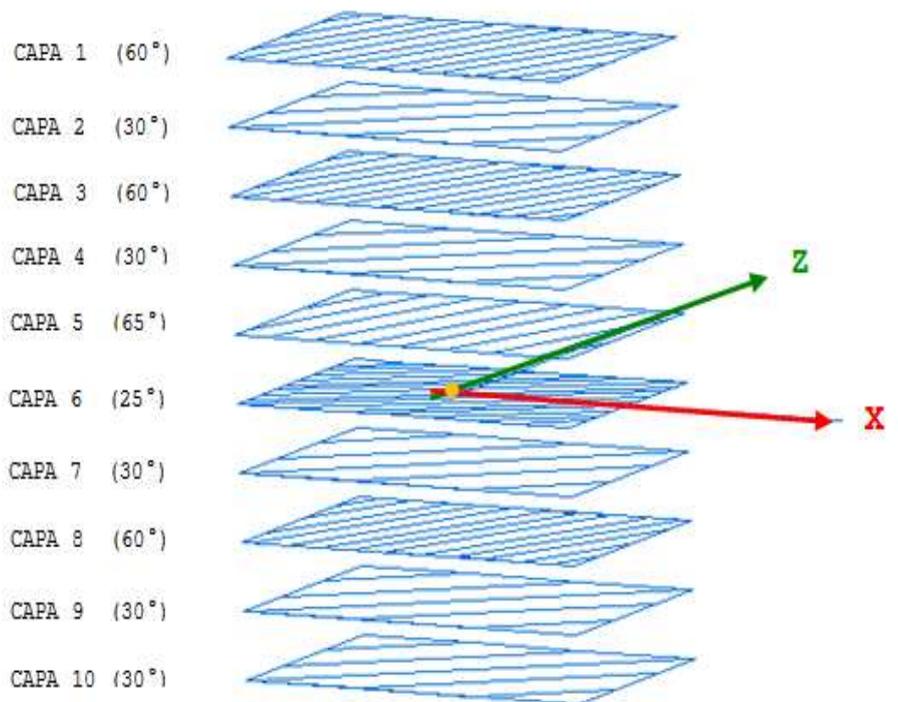
Número De Capas	Dirección (Grados)	Módulo (MPa)	Mezcla
2	30	32060,6	40/60
4	35	19405,9	
3	55	19405,5	
1	60	32060,6	
3	25	47588,7	50/50
4	65	47588,7	
Módulo de Elasticidad Longitudinal del Laminado			562000 MPa
			↕
Σ MÓDULOS DE ELASTICIDAD DE LAS CAPAS			565144 MPa



Fuentes: Autores.

Tabla 51. Configuración de capas del laminado del ala lateral.

Número De Capas	Dirección (Grados)	Módulo (MPa)	Mezcla
1	25	47588,7	50/50
5	30	32060,6	
3	60	32060,6	
1	65	47588,7	
Módulo de Elasticidad Longitudinal del Laminado			330066MPa
			↕
Σ MÓDULOS DE ELASTICIDAD DE LAS CAPAS			351662MPa



Fuentes: Autores.

La tercera conclusión que nos proporciona el análisis macromecánico es la relación de todas las propiedades de cada una de las capas en los ejes globales de la estructura que proporcionan esfuerzos y deformaciones globales. Para poder dar solución a esto se recurre a las diferentes matrices que relacionan propiedades locales y ángulos de dirección de cada capa, que luego serán tenidos en cuenta como un laminado.

La primera matriz a trabajar es la matriz de elasticidad, Q, la cual está definida de la siguiente manera:

$$Q = \begin{vmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{21} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{vmatrix} \quad \text{Matriz 1.}^{76}$$

Donde:

$$Q_{11} = \frac{E_1}{(1 - \nu_{12}\nu_{21})} \quad \text{Ecuación 45.}^{77}$$

$$Q_{22} = \frac{E_2}{(1 - \nu_{21}\nu_{12})} \quad \text{Ecuación 46.}^{78}$$

$$Q_{12} = \frac{\nu_{21}E_1}{(1 - \nu_{12}\nu_{21})} \quad \text{Ecuación 47.}^{79}$$

$$Q_{66} = G_{12} \quad \text{Ecuación 48.}^{80}$$

Dicha matriz define la ley generalizada de Hooke, a través de la cual se pueden hallar esfuerzos o deformaciones según sea el caso; cuyo procedimiento se detallará más adelante.

Reemplazando con las respectivas propiedades de cada capa y teniendo en cuenta las relaciones de mezclas se pueden concluir las siguientes matrices.

Tabla 52. Matrices de elasticidad para la superficie alar.

MEZCLA	MATRIZ DEFINIDA				
Ala Superior					
50/50	$Q_{sup50/50} =$	53446,28	1026,16	0	
		1026,16	5506,59	0	
		0	0	4565,21	
Ala Inferior					
50/50	$Q_{inf50/50} =$	53446,28	1026,16	0	
		1026,16	5506,59	0	
		0	0	4565,21	

⁷⁶ Op. cit. HOLLMANN, Martin. p. 67.

⁷⁷ Ibíd

⁷⁸ Ibíd.

⁷⁹ Ibíd.

⁸⁰ Ibíd.

Tabla 52. (Continuación)

MEZCLA	MATRIZ DEFINIDA			
Ala Inferior				
40/60	$Q_{inf40/60} =$	43449,6	931,5	0
		931,5	5164,2	0
		0	0	4487,1
Ala Lateral				
50/50	$Q_{inf50/50} =$	53446,28	1026,16	0
		1026,16	5506,59	0
		0	0	4565,21

Fuente: Autores.

La segunda matriz que se debe relacionar es la matriz $|\bar{Q}|_k$, en la cual se trasladan las propiedades locales de cada una de las capas a los ejes globales. Esta matriz se define de la siguiente manera.

$$|\bar{Q}|_k = \begin{vmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{vmatrix}_k$$

Matriz 2.⁸¹

Donde:

$$\bar{Q}_{11} = Q_{11}m^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66})m^2n^2 + Q_{22}n^4$$

Ecuación 49.⁸²

$$\bar{Q}_{22} = Q_{11}n^4 + 2(Q_{12} + 2Q_{66})m^2n^2 + Q_{22}m^4$$

Ecuación 50.⁸³

$$\bar{Q}_{66} = (Q_{11} + Q_{22} - 2Q_{12} - 2Q_{66})m^2n^2 + Q_{66}(m^4 + n^4)$$

Ecuación 51.⁸⁴

$$\bar{Q}_{12} = (Q_{11} + Q_{22} - 4Q_{66})m^2n^2 + Q_{12}(m^4 + n^4)$$

Ecuación 52.⁸⁵

$$\bar{Q}_{16} = (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})m^3n + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66})mn^3$$

Ecuación 53.⁸⁶

$$\bar{Q}_{26} = (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})n^3m + (Q_{12} - Q_{22} + 2Q_{66})nm^3$$

Ecuación 54.⁸⁷

Y $m = \cos\theta$;

$n = \sin\theta$;

$k = \text{Número de la lamina.}$

⁸¹ Op. cit. HOLLMANN, Martin. p. 69.

⁸² *Ibíd.*

⁸³ *Ibíd.*

⁸⁴ *Ibíd.*

⁸⁵ *Ibíd.*

⁸⁶ *Ibíd.*

⁸⁷ *Ibíd.*

Reemplazando las variables respectivas se pueden obtener las siguientes matrices para los ángulos de dirección de las capas.

Tabla 53. Matrices respectivas para la superficie alar, relacionando la dirección de las fibras.

MEZCLA	DIRECCION	MATRIZ DEFINIDA		
Ala Superior				
50/50	25°	$ \bar{Q} _{25^\circ} =$	$\begin{vmatrix} 39215,2 & 6694,8 & 13937,5 \\ 6694,8 & 8400,2 & 4424,4 \\ 13937,5 & 4424,4 & 10233,8 \end{vmatrix}$	$_{25^\circ}$
	65°	$ \bar{Q} _{65^\circ} =$	$\begin{vmatrix} 8400,2 & 6694,8 & 4424,4 \\ 6694,8 & 39215,2 & 13937,5 \\ 4424,4 & 13937,5 & 10233,8 \end{vmatrix}$	$_{65^\circ}$
	45°	$ \bar{Q} _{45^\circ} =$	$\begin{vmatrix} 19816,5 & 10686 & 11984,9 \\ 10686 & 19816,5 & 11984,9 \\ 11984,9 & 11984,9 & 14225,1 \end{vmatrix}$	$_{45^\circ}$
Ala Inferior				
50/50	25°	$ \bar{Q} _{25^\circ} =$	$\begin{vmatrix} 39215,2 & 6694,8 & 13937,5 \\ 6694,8 & 8400,2 & 4424,4 \\ 13937,5 & 4424,4 & 10233,8 \end{vmatrix}$	$_{25^\circ}$
50/50	65°	$ \bar{Q} _{65^\circ} =$	$\begin{vmatrix} 8400,2 & 6694,8 & 4424,4 \\ 6694,8 & 39215,2 & 13937,5 \\ 4424,4 & 13937,5 & 10233,8 \end{vmatrix}$	$_{65^\circ}$
40/60	30°	$ \bar{Q} _{30^\circ} =$	$\begin{vmatrix} 28477,9 & 6331,9 & 11406,9 \\ 6331,9 & 9335,2 & 5171,1 \\ 11406,9 & 5171,1 & 9887,5 \end{vmatrix}$	$_{30^\circ}$
	35°	$ \bar{Q} _{35^\circ} =$	$\begin{vmatrix} 24495,9 & 7289,7 & 11308,3 \\ 7289,7 & 11401,5 & 6679,9 \\ 11308,3 & 6679,9 & 10845,4 \end{vmatrix}$	$_{35^\circ}$
Ala Lateral				
50/50	25°	$ \bar{Q} _{25^\circ} =$	$\begin{vmatrix} 39215,2 & 6694,8 & 13937,5 \\ 6694,8 & 8400,2 & 4424,4 \\ 13937,5 & 4424,4 & 10233,8 \end{vmatrix}$	$_{25^\circ}$
	30°	$ \bar{Q} _{30^\circ} =$	$\begin{vmatrix} 34218,7 & 8272,7 & 14564,3 \\ 8272,7 & 10246,7 & 6197,7 \\ 14564,3 & 6197,7 & 11811,2 \end{vmatrix}$	$_{30^\circ}$
	60	$ \bar{Q} _{30^\circ} =$	$\begin{vmatrix} 10246,7 & 8272,7 & 14564,3 \\ 8272,7 & 34218,7 & 6197,7 \\ 14564,3 & 6197,7 & 11811,2 \end{vmatrix}$	$_{30^\circ}$
	65	$ \bar{Q} _{65^\circ} =$	$\begin{vmatrix} 8400,2 & 6694,8 & 4424,4 \\ 6694,8 & 39215,2 & 13937,5 \\ 4424,4 & 13937,5 & 10233,8 \end{vmatrix}$	$_{65^\circ}$

Fuente: Autores.

Finalmente la última matriz que se debe relacionar es la matriz A_{ij} en la cual se relacionan las propiedades de cada una de las capas como un laminado; la matriz está definida de la siguiente manera.

$$A_{ij} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} \\ A_{21} & A_{22} & A_{26} \\ A_{61} & A_{62} & A_{66} \end{bmatrix} \quad \text{Matriz 3.}^{88}$$

A través de la siguiente fórmula se determinan los diferentes términos de la anterior matriz.

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^n (\bar{Q}_{ij})_k * t_k \quad \text{Ecuación 55.}^{89}$$

Donde:

- t_k = Espesor de cada lámina.
- n = Número de capas.

Tabla 54. Matriz A_{ij} para la superficie alar.

Componente	Matriz				
Ala Superior	$A_{ij} =$	891	311	394,9	Matriz 3a.
		311	891	394,9	
		394,9	394,9	450,4	
Ala Inferior	$A_{ij} =$	994,9	339,1	446,3	Matriz 3b.
		339,1	934,3	424,3	
		446,3	424,3	513,1	
Ala Lateral	$A_{ij} =$	114,24	37,1	48,5	Matriz 3c.
		37,1	114,24	48,5	
		48,5	48,5	54,7	

Fuente: Autores.

4.3 ANÁLISIS ESTRUCTURAL

4.3.1 Estructura estáticamente indeterminada. Para el análisis estructural alar de la aeronave SUE-SUA, se debe partir del hecho que una configuración tipo 'Box-Wing', es estáticamente indeterminada. Se dice que una estructura es estáticamente indeterminada cuando ésta tiene más reacciones externas o fuerzas

⁸⁸ Op. cit. HOLLMANN, Martin. p. 70.

⁸⁹ Op. cit. HOLLMANN, Martin. p. 70.

internas que las que se pueden determinar con las ecuaciones de estática, las cuales definen que la sumatoria de fuerzas en los ejes principales (x y y), y la sumatoria de momentos son iguales a cero.

Un método efectivo para la resolución de este tipo de estructuras es por medio del trabajo virtual, el cual se basa en el principio de la conservación de la energía.

Para comenzar el análisis estructural por medio del trabajo virtual y para facilitar el desarrollo de este procedimiento es necesario convertir las fuerzas distribuidas sobre la superficie alar en fuerzas puntuales (resultantes). La magnitud de la fuerza resultante (F_R) es equivalente a la suma de todas las fuerzas del sistema. En este caso debe utilizarse la integración, puesto que hay un número 'infinito' de fuerzas paralelas (dF) actuando a lo largo de las vigas alares. Puesto que dichas cargas están actuando sobre un elemento (viga alar) de longitud dx , y que $w(x)$ es una fuerza por unidad de longitud, entonces en el punto x , $dF = w(x) dx = dA$. En otras palabras la magnitud dF se determina a partir del área dA , situada bajo la curva de carga.

$$F_R = \int_L w(x) dx = \int_A dA = A \quad \text{Ecuación 56.}^{90}$$

De aquí que, la magnitud de la fuerza resultante es igual al área total bajo el diagrama de carga $w = w(x)^{91}$, ecuaciones descritas en la tabla 37, para la superficie alar.

Las cargas resultantes y el lugar donde ésta actúa se determinan mediante las siguientes ecuaciones.

$$F_R = \int_L w(x) dx \quad \text{Ecuación 57.}^{92}$$

$$\bar{x} = \frac{\int_L x w(x) dx}{\int_L w(x) dx} \quad \text{Ecuación 58.}^{93}$$

Así, resolviendo las ecuaciones para cada superficie alar.

⁹⁰ FUERZAS DISTRIBUIDAS. Magnitud de la fuerza resultante. [PDF] [en línea]. Disponible en Internet: <<http://medusa.unimet.edu.ve/mecanica/bpim11/Distribuidas.PDF>>. p. 2.

⁹¹ *Ibíd.*

⁹² *Ibíd.*

⁹³ *Ibíd.*

Tabla 55. Fuerzas resultantes en la superficie alar.

Fuerzas Resultantes	
Ala Superior	$F_R = \int_0^{4.75} -38.96 x^6 + 487.6x^5 - 2278.3x^4$ $+ 4855.6x^3 - 4639.8x^2 + 1526.5x$ $+ 6790.1 dx$ $F_R = -5.5657x^7 + 81.2666x^6 - 455.66x^5 + 1213.9x^4$ $- 1546.6x^3 + 763.25x^2 + 6790.1x \Big _0^{4.75}$ $F_R = -303651.2413 + 933412.7912 - 1101815.694$ $+ 617955.7105 - 165752.0219$ $+ 17220.8281 + 32252.975$ <p style="text-align: center;">$F_R = 29623.3476 N$</p>
Ala Inferior	$F_R = \int_0^{4.75} -54.978 x^6 + 744.16 x^5 - 3808.4 x^4$ $+ 8868.1 x^3 - 8156.5 x^2 - 791.89x$ $+ 9576 dx$ $F_R = -7.854x^7 + 124.0266x^6 - 761.68x^5$ $+ 2217.025x^4 - 2718.8333x^3$ $- 395.945x^2 + 9576x \Big _0^{4.75}$ $F_R = -428495.4003 + 1424546.061 - 1841792.076$ $+ 1128612.949 - 291382.4626$ $- 8933.509 + 45486$ <p style="text-align: center;">$F_R = 28041.5621 N$</p>
Ala Lateral	$F_R = \int_0^{3.33} 27.169 x^2 - 85.174 x + 21.767 dx$ $F_R = 9.056x^3 - 42.587x^2 + 21.767x \Big _0^{3.33}$ $F_R = 334.4 - 472.24 + 72.48$ <p style="text-align: center;">$F_R = -65.36 N$</p>

Fuente: Autores.

Asimismo, Se determinaron los puntos en los cuales dichas fuerzas resultantes actúan.

Tabla 56. Puntos en los cuales las fuerzas actúan en la superficie alar.

Distancia	
Ala Superior	$\bar{x} = \frac{\int_0^{4.75} (-38.96x^7 + 487.6x^6 - 2278.3x^5 + 4855.6x^4 - 4639.8x^3 + 1526.5x^2 + 6790.1x) dx}{29623.3476 N}$ $\bar{x} = \frac{(-4.87x^8 + 69.6571x^7 - 379.7166x^6 + 971.12x^5 - 1159.95x^4 + 508.83x^3 + 3395.05x^2) _0^{4.75}}{29623.3476 N}$ $\bar{x} = \frac{(-1262053.711 + 3800324.287 - 4361353.022 + 2348231.7 - 590491.578 + 54532.265 + 76600.8156)}{29623.3476 N}$ $\bar{x} = \frac{65790.7566 N * m}{29623.3476 N}$ <p style="text-align: center;">$\bar{x} = 2.22 m$</p>
Ala Inferior	$\bar{x} = \frac{\int_0^{4.75} (-54.978x^7 + 744.16x^6 - 3808.4x^5 + 8868.1x^4 - 8156.5x^3 - 791.89x^2 + 9576x) dx}{28041.5621 N}$ $\bar{x} = \frac{(-6.8722x^8 + 106.3085x^7 - 634.7333x^6 + 1773.62x^5 - 2039.125x^4 - 263.9633x^3 + 4788x^2) _0^{4.75}}{28041.5621 N}$ $\bar{x} = \frac{(-1780921.05 + 5799936.753 - 7290426.587 + 4288729.207 - 1038050.036 - 28289.4418 + 108029.25)}{28041.5621 N}$ $\bar{x} = \frac{59008.0952 N * m}{28041.5621 N}$ <p style="text-align: center;">$\bar{x} = 2.104 m$</p>
Ala Lateral	$\bar{x} = \frac{\int_0^{3.33} 27.169 x^3 - 85.174 x^2 + 21.767x dx}{-65.36 N}$ $\bar{x} = \frac{6.792x^4 - 28.391x^3 + 10.883x^2 _0^{3.33}}{-65.36 N}$ $\bar{x} = \frac{835.169 - 1048.367 + 120.68}{-65.36 N}$

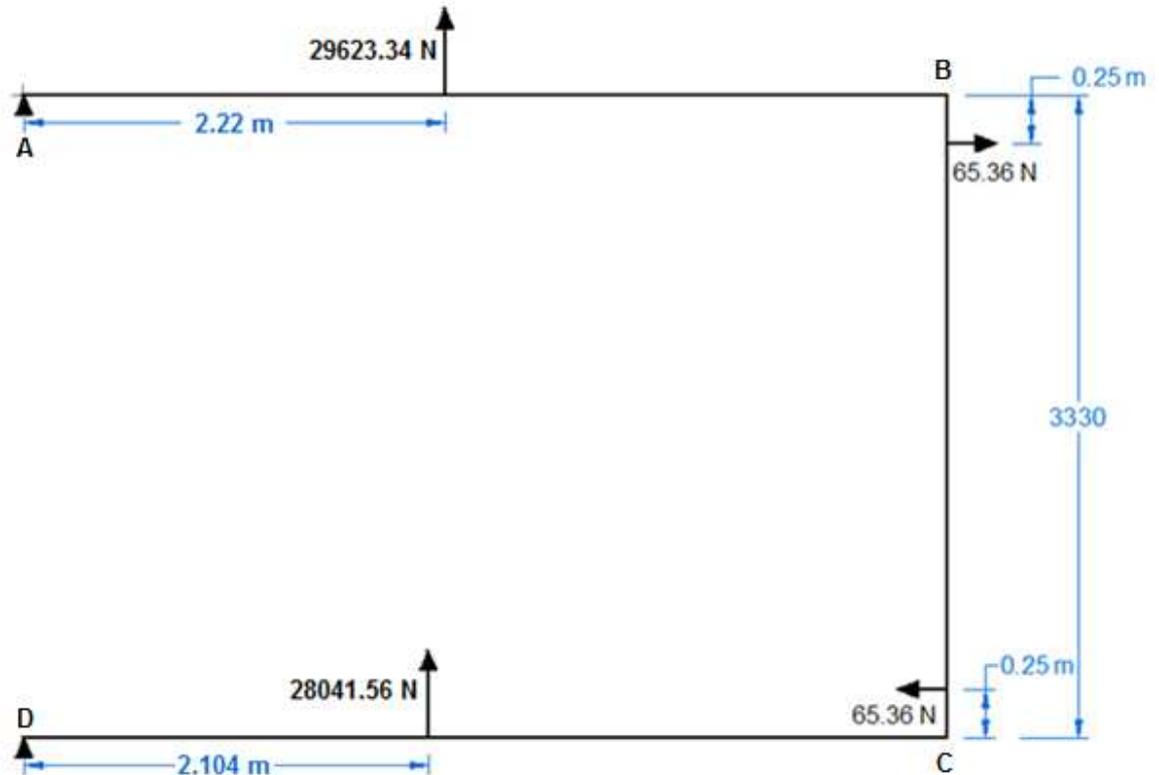
Tabla 56. (Continuación)

Distancia	
Ala Lateral	$\bar{x} = \frac{-92.518 \text{ N} \cdot \text{m}}{-65.36 \text{ N}}$
	$\bar{x} = 1.415 \text{ m}$

Fuente: Ibíd.

Con lo anterior se puede determinar la posición de las fuerzas de sustentación sobre la superficie alar. A continuación, se muestra esquemáticamente dicho posicionamiento.

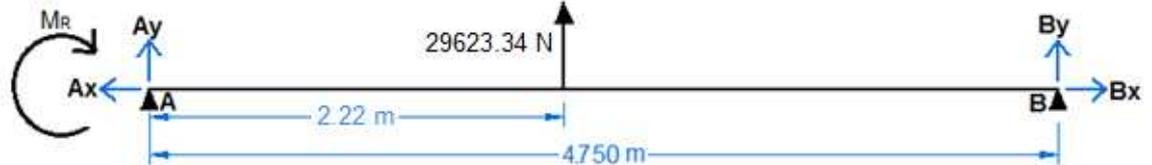
Figura 97. Disposición de las fuerzas resultantes de sustentación sobre la superficie alar.



Fuente: Autores.

Utilizando el trabajo virtual, se pueden determinar las reacciones y momentos de una serie de cuerpos rígidos conectados. El análisis estructural se hace por partes, iniciando con el de la viga alar superior. La siguiente figura muestra el diagrama de cuerpo libre de esta viga.

Figura 98. Diagrama de cuerpo libre para la viga alar superior.



Fuente: Ibíd.

En este punto, se pueden expresar las ecuaciones de estática de la siguiente manera.

$$\sum M_0 = 0$$

$$\sum M_A = (29623.34 * 2.22) + (By * 4.75) - M_{RA} = 0 \quad \text{Ecuación 59.}^{94}$$

$$\sum M_A = 65763.8148 + (By * 4.75) - M_{RA} = 0$$

$$\sum F_x = 0$$

$$\sum F_x = -Ax + Bx = 0 \quad \text{Ecuación 60.}^{95}$$

$$Ax = Bx$$

$$\sum F_y = 0$$

$$\sum F_y = Ay + By + 29623.34 = 0 \quad \text{Ecuación 61.}^{96}$$

En este punto, el sistema no tiene solución. En cuanto al trabajo virtual, la estructura tiene un grado de libertad y por lo tanto la ubicación de cada miembro puede especificarse utilizando la coordenada independiente Θ . Para comenzar se determinó que solamente el soporte A estaría fijo. Suponiendo que Θ experimenta un desplazamiento virtual positivo $d\Theta$ como se muestra en la siguiente figura.

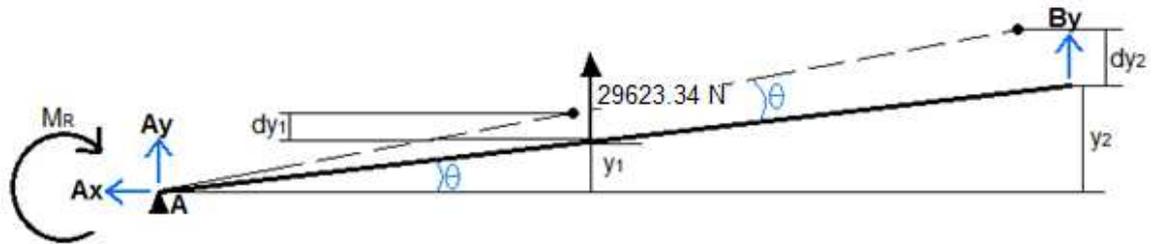
⁹⁴ HIBBELER, R.C. INGENIERÍA MECÁNICA. Estática. Ecuaciones de equilibrio. Séptima Edición. México. 1995.

p. 195.

⁹⁵ Ibíd.

⁹⁶ Ibíd.

Figura 99. Diagrama de cuerpo libre de la viga alar superior para el trabajo virtual.



Fuente: Autores.

Las coordenadas de posición y_1 y y_2 son paralelas a las líneas de acción de F_R y By . Los desplazamientos virtuales con respecto a θ estarían dados por las siguientes ecuaciones.

$$y_1 = 2.22 \operatorname{sen} \theta \text{ [m]} \quad \text{Ecuación 62.}^{97}$$

$$y_2 = 4.75 \operatorname{sen} \theta \text{ [m]} \quad \text{Ecuación 63.}^{98}$$

Así,

$$dy_1 = 2.22 \cos \theta * d \text{ [m]} \quad \text{Ecuación 64.}^{99}$$

$$dy_2 = 4.75 \cos \theta * d \text{ [m]} \quad \text{Ecuación 65.}^{100}$$

Aplicando la ecuación de trabajo virtual y dado que, los desplazamientos virtuales son positivos, M_R es opuesto a dy y de aquí que realice un trabajo virtual negativo, se obtiene lo siguiente.

$$\begin{aligned} dU &= 0 \\ -M_{RA} * d + F_R * dy_1 + By * dy_2 &= 0 \\ -M_{RA} * d + 29623.34 * (2.22 \cos \theta * d) + By * (4.75 \cos \theta * d) &= 0 \\ &= 0 \\ (-M_{RA} + 65763.8148 \cos \theta + By * 4.75 \cos \theta) * d &= 0 \\ -M_{RA} + 65763.8148 \cos \theta + By * 4.75 \cos \theta &= 0 \end{aligned} \quad \text{Ecuación 66.}^{101}$$

Para hallar este ángulo se puede utilizar el método de las fuerzas virtuales aplicado a vigas¹⁰², para determinar la pendiente de la tangente de un punto sobre la curva elástica de la viga.

⁹⁷ *Ibíd.* p. 526.

⁹⁸ *Ibíd.*

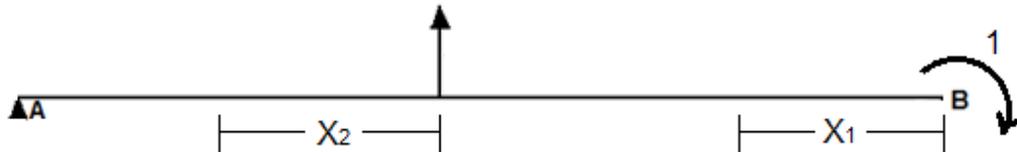
⁹⁹ *Ibíd.*

¹⁰⁰ *Ibíd.*

¹⁰¹ *Ibíd.*

Se desea determinar la pendiente del punto B, la cual se determina colocando un momento concentrado unitario virtual en B como se muestra en la siguiente figura, suponiendo además, que en B no hay un soporte.

Figura 100. Método de las fuerzas virtuales aplicado a la viga superior.

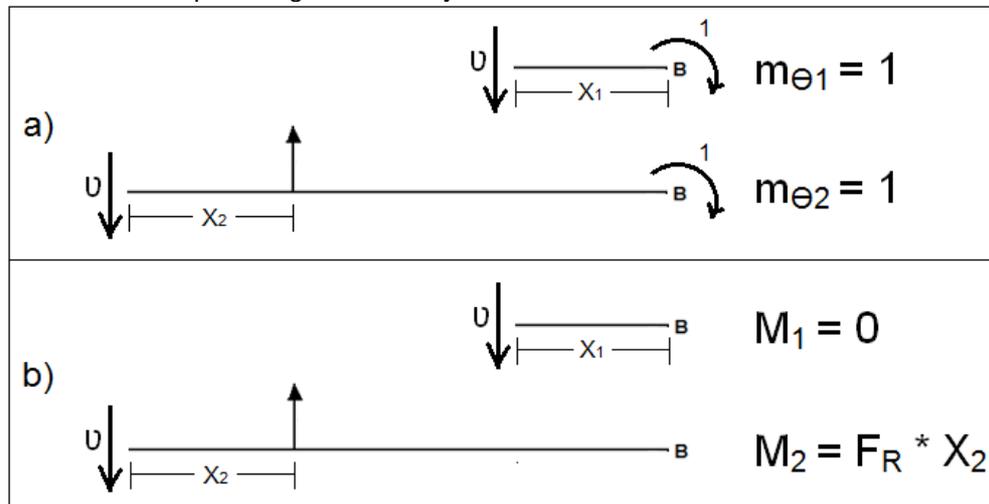


Fuente: Autores.

Asimismo, se seleccionaron dos coordenadas x para determinar la energía de deformación virtual de la viga. La coordenada x_1 es válida en el segmento entre el punto B y el punto de la F_R , y la coordenada x_2 es válida entre el punto donde actúa F_R y el punto A.

Los momentos internos virtuales m_θ dentro de cada uno de estos segmentos se calculan usando el método de las secciones, figura 100 a). Usando estas mismas coordenadas y el mismo método se hallaron los momentos internos reales M , figura 100 b).

Figura 101. Momentos para cargas virtuales y reales.



Fuente: Ibíd.

¹⁰² HIBBELER, R. C. MECÁNICA DE MATERIALES. MÉTODOS DE ENERGÍA. Ed. 3. México. 1997. p. 709.

Donde:

- m = Momentos virtuales que actúan sobre la viga.
- M = Momentos reales que actúan sobre la viga.
- = Fuerza * Distancia.

Aplicando la ecuación de trabajo virtual, ecuación 67, se halla la pendiente de B.

$$1 * B = \int \frac{m * M}{EI} dx \quad \text{Ecuación 67.}^{103}$$

$$1 * B = \int_0^L \frac{m_1 * M_1}{EI} dx + \int_0^L \frac{m_2 * M_2}{EI} dx$$

$$B = \int_0^L \frac{1 * 0}{EI} dx + \int_0^L \frac{1 * F_R * X_2}{EI} dx$$

$$B = \int_0^L \frac{F_R * X_2}{EI} dx$$

$$B = \frac{F_R}{EI} \int_0^L X dx$$

$$B = \frac{F_R * L^2}{2EI} \quad \text{Ecuación 68.}^{104}$$

Donde:

- L = Longitud de referencia (media envergadura).

Reemplazando las incógnitas en la ecuación 68 con referencia a las tablas 55, 41 y 42, se obtiene en siguiente resultado para el ala superior.

$$B = \frac{29623.34 * (4.75)^2}{2 * 7.2E10 * 1.4036E - 6}$$

$$B = \frac{668376.6088}{202118.4}$$

$$B = 3.3^\circ$$

Reemplazando este valor en la ecuación 66, y despejando M_R , se obtiene:

$$-M_{RA} + 65763.8148 \cos + By * 4.75 \cos = 0$$

$$-M_{RA} + 65763.8148 \cos 3.3 + By * 4.75 \cos 3.3 = 0$$

$$-M_{RA} + 65654.7663 + By * 4.7421 = 0$$

$$M_{RA} = 65654.7663 + By * 4.7421$$

¹⁰³ Op. cit. HIBBELER, R. C. MECÁNICA DE MATERIALES. p. 760.

¹⁰⁴ *Ibíd.*

Reemplazando el anterior término en la ecuación 59, se obtiene el esfuerzo By:

$$\begin{aligned}
 65763.8148 + (By * 4.75) - M_{RA} &= 0 \\
 65763.8148 + (By * 4.75) - (65654.7663 + By * 4.7421) &= 0 \\
 65763.8148 + (By * 4.75) - 65654.7663 - By * 4.7421 &= 0 \\
 65763.8148 + 0.0079By - 65654.7663 &= 0 \\
 0.0079By &= -109.0485 \\
 By &= -13803.6 \text{ N}
 \end{aligned}$$

El signo negativo quiere decir que el esfuerzo se aplica en dirección contraria a como se había estimado en la figura 97. A su vez, reemplazando el anterior resultado en la ecuación 61, se obtiene el esfuerzo Ay, como sigue:

$$\begin{aligned}
 Ay + By + 29623.34 &= 0 \\
 Ay - 13803.6 + 29623.34 &= 0 \\
 Ay - 13803.6 + 29623.34 &= 0 \\
 Ay &= -15819.73 \text{ N}
 \end{aligned}$$

Reemplazando nuevamente en la ecuación 66, se obtiene M_R .

$$\begin{aligned}
 M_{RA} &= 65654.7663 - 13803.6 * 4.7421 \\
 M_{RA} &= 65654.7663 - 65458.05 \\
 M_{RA} &= 196.71 \text{ N * m}
 \end{aligned}$$

Se utilizó el mismo procedimiento en el ala inferior, cuyas ecuaciones de equilibrio estarían dadas de la siguiente manera.

$$\begin{aligned}
 \sum M_0 &= 0 \\
 \sum M_D &= (28041.56 * 2.104) + (Cy * 4.75) - M_{RD} = 0 && \text{Ecuación 59.} \\
 \sum M_D &= 58999.4422 + (Cy * 4.75) - M_{RD} = 0
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 \sum F_x &= 0 \\
 \sum F_x &= -Dx + Cx = 0 && \text{Ecuación 60.} \\
 Dx &= Cx
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 \sum F_y &= 0 \\
 \sum F_y &= Dy + Cy + 28041.56 = 0 && \text{Ecuación 61.}
 \end{aligned}$$

$$dy_1 = 2.104 \cos * d \text{ [m]} \quad \text{Ecuación 64.}$$

$$dy_2 = 4.75 \cos * d \text{ [m]} \quad \text{Ecuación 65.}$$

$$dU = 0$$

$$-M_{RD} * d + F_R * dy_1 + Cy * dy_2 = 0$$

$$(-M_{RD} + 58999.44 \cos + Cy * 4.75 \cos) * d = 0 \quad \text{Ecuación 66.}$$

$$-M_{RD} + 58999.44 \cos + Cy * 4.75 \cos = 0$$

$$B = \frac{F_R * L^2}{2EI}$$

$$B = \frac{28041.56 * 4.75^2}{2 * 64000E6 * 1.75E - 6} \quad \text{Ecuación 68.}$$

$$B = \frac{632687.6975}{224000}$$

$$B = 2.824^\circ$$

Reemplazando se obtuvieron los siguientes resultados.

Tabla 57. Resultados obtenidos por medio del trabajo virtual, para el ala superior y el ala inferior.

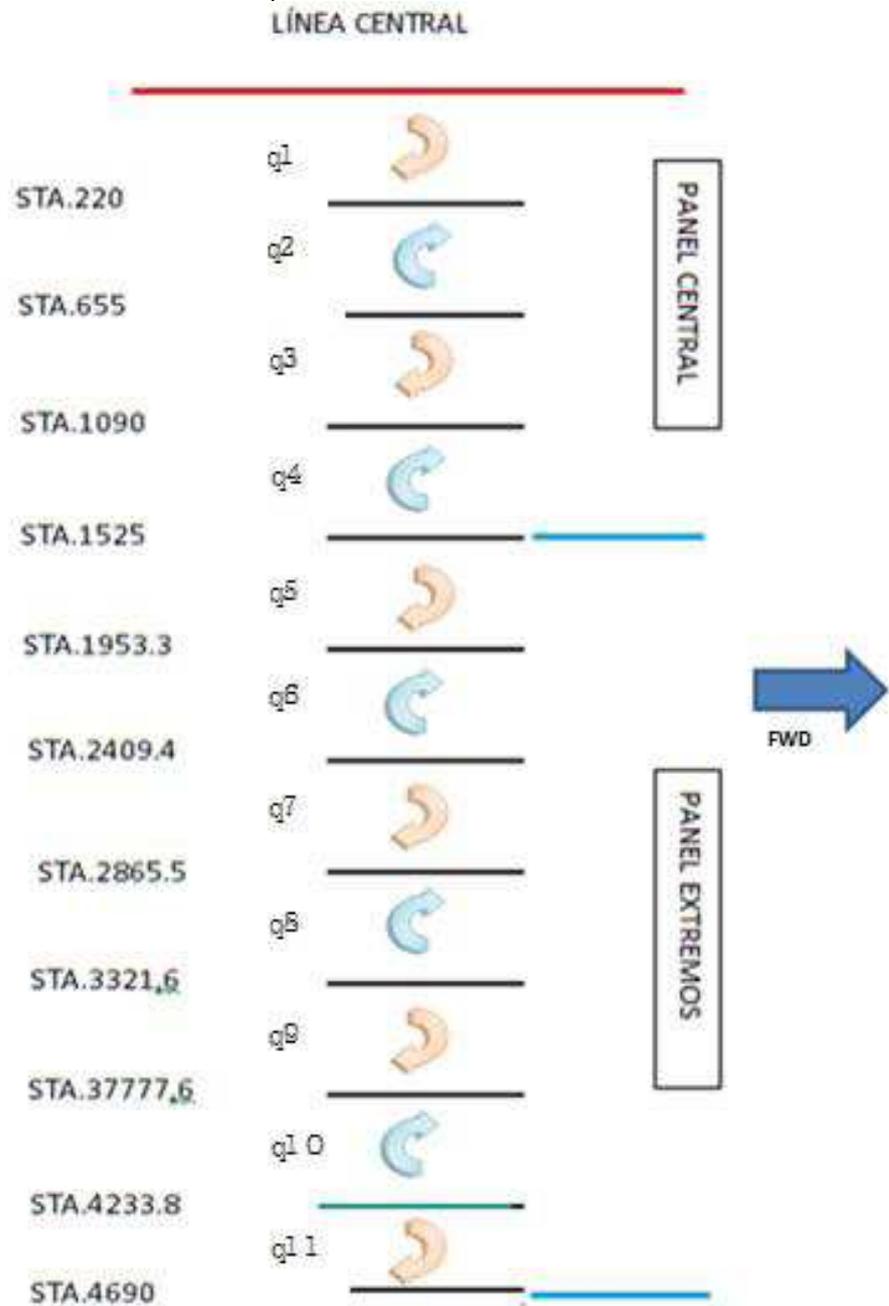
Incógnitas	Resultado
Ax	0 N
Ay	-15819.73 N
M _{RA}	196.71 N * m
Bx	0 N
By	-13803.6 N
Cx	0 N
Cy	-12353.82 N
Dx	0 N
Dy	-15687.73 N
M _{RD}	318.407 N * m

Fuente: Autores.

Para que el sistema se conservara, se suponen las cargas en el eje x como 0 N.

4.3.2 Análisis de la fuerza cortante en las alas. Para poder hallar la fuerza cortante que se presenta en las alas es necesario establecer un marco de referencia bajo el cual se pueda realizar el análisis. Cada una de ellas está dividida en la mitad, en donde supone un empotramiento, y las siguientes estaciones están dadas de acuerdo a la propuesta de diseño que se le realizó a las costillas. La figura 101 muestra el ejemplo para el ala superior; para las superficies restantes ver los planos correspondientes.

Figura 102. Distribución de costillas en ala superior.

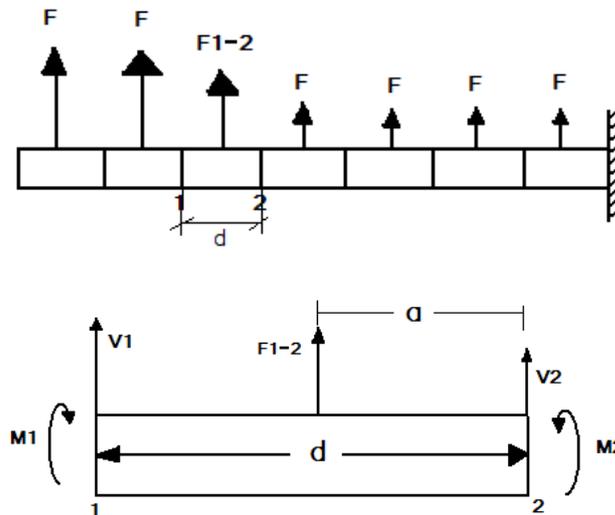


Uso de convenciones para posterior análisis de flujo cortante.

Fuente: Autores.

El procedimiento para el análisis cortantes de las alar se encuentra en tesis “DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO (UAV) NAVIGATOR X-02”, y se explica mediante la siguiente figura.

Figura 103. Cálculo de fuerza cortante.



Fuente: DOUSDEBES LLOREDA, C. GALINDO MEDINA, D. GIRALDO QUICEÑO, A. JIMÉNEZ SOLER, P. NEGRETE GUTIERREZ, J. RAMIREZ SANCHEZ, N. RODRIGUEZ, W. ROJAS CARRILLO, J. ZERRATO GAMBOA, C. DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO (UAV) NAVIGATOR X-02. [Trabajo de Grado]. Bogotá: Universidad de San Buenaventura, 2008. p. 335.

“La viga empotrada soporta un numero de cargas transversales F de diferentes magnitudes, a través del diagrama de cuerpo libre de las estaciones uno (1) y dos (2) se concluye que la fuerza cortante en la estación uno (1) es igual a la suma de las fuerzas que actúan al lado izquierdo de la estación uno (1). Considerando la estación dos (2) la fuerza cortante es igual a la fuerza cortante de la estación previa (1) más la suma algébrica de todas las fuerzas F que actúan entre la estación uno (1) y dos (2)”¹⁰⁵.

En la tabla 58 se muestran los cálculos para encontrar la fuerza cortante en cada una de las estaciones; la columna dos es la distancia desde la línea de empotramiento hasta cada una de las costillas; la columna tres muestra la carga distribuida aplicada en el centroide de cada una de las estaciones; esta fuerza se

¹⁰⁵ DOUSDEBES LLOREDA, C. GALINDO MEDINA, D. GIRALDO QUICEÑO, A. JIMÉNEZ SOLER, P. NEGRETE GUTIERREZ, J. RAMIREZ SANCHEZ, N. RODRIGUEZ, W. ROJAS CARRILLO, J. ZERRATO GAMBOA, C. DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO (UAV) NAVIGATOR X-02. [Trabajo de Grado]. Bogotá: Universidad de San Buenaventura, 2008. p. 335.

halla a través de la ecuación de distribución de cargas sobre el ala superior (tabla 37). En la columna cuatro y cinco se obtiene un promedio de la carga y el centroide para poder hallar la fuerza cortante para cada estación; luego en la columna 6 se concentra la carga distribuida entre cada estación en donde la línea de acción de la fuerza pasa por el centroide de la figura, la columna 7 muestra el centroide de de ΔP_y y finalmente en la columna 8 se muestra el valor de la carga cortante.

Ecuación columna 6

$$\Delta P_y = W_{a.v.} * \Delta x$$

Ecuación 69.¹⁰⁶.

Ecuación columna 8

$$V_y = \sum \Delta P_y$$

Ecuación 70.¹⁰⁷.

Tabla 58. Cálculo de la fuerza cortante V_y debido a la distribución de carga de sustentación.

1	2	3	4	5	6	7	8
ESTACIÓN	DISTANCIA (m)	CARGA DISTRIBUIDA (N/m)	W_{av} (N/m)	Δx (m)	ΔP_y (N/m)	d(m)	V_y (N)
0	0	6790					30223,36
1	0,22	6907,91	6848,95	0,22	1506,77	0,11	28716,59
2	0,655	6900,43	6904,17	0,435	3003,31	0,3305	25713
3	1,09	6723,91	6812,17	0,435	2963,29	0,441	22749,98
4	1,525	6717,43	6720,67	0,435	2923,49	0,441	19826,48
5	1,9533	6790	6753,71	0,4283	2892,61	0,4321	16933,87
6	2,4094	6741,89	6765,94	0,4561	3085,94	0,4371	13847,92
7	2,8655	6496,14	6741,89	0,4561	3074,97	0,451	10772,94
8	3,3216	6203,01	6349,57	0,4561	2896,04	0,451	7876,90
9	3,7777	6062,07	6132,54	0,4561	2797,05	0,451	5079,84
10	4,2338	5889,19	5975,636	0,4561	2725,4	0,451	2354,35
11	4,69	4432,408343	5160,80	0,4562	2354,357963	0,451	0

Fuente: Autores.

¹⁰⁶ Ibid. Pág. 337.

¹⁰⁷ Ibid. Pág. 337.

Para efectos del análisis se toma la máxima fuerza cortante soportada en el empotramiento. Los resultados obtenidos para cada estructura alar son los siguientes:

Tabla 59. Fuerza cortantes V_y debido a la distribución de carga de sustentación en las alas.

FUERZA CORTANTE (V_y)	
Ala Superior	30223 N
Ala Inferior	29202 N
Ala Lateral	-15,6 N

Fuente: Autores.

En este punto del análisis se pueden hallar esfuerzos y deformaciones estructurales a través de la teoría que plantea Martin Hollmann en donde las deformaciones pueden ser expresadas en términos de las cargas, ya que éstas pueden acomodarse dentro de una matriz que a partir de ahora se llamará N.

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} \\ A_{21} & A_{22} & A_{26} \\ A_{61} & A_{62} & A_{66} \end{bmatrix} * \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_{xy} \end{Bmatrix}$$

Matriz 4.¹⁰⁸

Donde:

- N_x = Fuerzas que actúan en la dirección x. Ver tabla 57.
- N_y = Fuerzas que actúan en la dirección y. Ver tabla 57.
- N_{xy} = Fuerzas cortantes. Ver tabla 58.
- A_{ij} = Matriz 3.

Realizando el respectivo manejo matemático se obtienen los siguientes resultados:

Tabla 60. Resultados de deformaciones estructurales.

	ε_x	ε_y	ε_{xy}	Magnitud
Ala Superior	-0,0005	-0,0008	0,0019	m/m
Ala Inferior	-0,0005	-0,0007	0,0016	m/m
Ala Lateral	-0,0001	-0,00019	0,0018	m/m

Fuente: Autores.

¹⁰⁸ Op. cit. HOLLMANN, Martin. p. 70.

Utilizando la ecuación que describe la ley generalizada de Hooke y planteada por Martin Hollmann, se pueden hallar los esfuerzos de la estructura a través de la siguiente expresión:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{21} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix} * \begin{Bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \varepsilon_{xy} \end{Bmatrix}$$

Matriz 5.¹⁰⁹

Donde:

- $|\sigma|$ = Matriz de esfuerzos estructurales.
- $|Q|$ = Matriz 1. Matriz de módulo de elasticidad.
- $|\varepsilon|$ = Matriz de deformación estructural.

Como esta expresión define los esfuerzos de la estructura, es necesario hacer uso de la matriz Q (Matriz 1) definida con las propiedades del laminado; de manera que reemplazando en las respectivas ecuaciones se obtiene.

Tabla 61. Matriz Q para el laminado de la superficie alar.

Componente	Matriz
Ala Superior	$Q = \begin{bmatrix} 3410543 & 860159,8 & 0 \\ 1107785 & 351390 & 0 \\ 0 & 0 & 59967 \end{bmatrix}$
Ala Inferior	$Q = \begin{bmatrix} 3045635 & 778051 & 0 \\ 1109365 & 347403 & 0 \\ 0 & 0 & 55212 \end{bmatrix}$
Ala Lateral	$Q = \begin{bmatrix} 401199 & 47781 & 0 \\ 61524 & 41327 & 0 \\ 0 & 0 & 54,7 \end{bmatrix}$

Fuente: Autores.

Reemplazando en la matriz 5 se obtienen los siguientes resultados.

Tabla 62. Resultados de esfuerzos de la estructura.

	σ_x	σ_y	τ_{xy}	MAGNITUD
Ala superior	-2544	-79,5	112	MPa
Ala inferior	-1930	-74,7	86	MPa
Ala lateral	-143	-87	51	MPa

Fuente: Ibíd.

¹⁰⁹ Ibíd.

El siguiente paso para concluir con la primera parte del análisis estructural es averiguar si el diseño propuesto cumple con el factor de seguridad, para tal fin es necesario hallar esfuerzos y deformaciones máximas; este procedimiento se realiza a través de las siguientes ecuaciones que el autor Autar k. Kaw plantea en su libro “*Mechanics of composite Materials*”.

El esfuerzo principal en la dirección normal está definido por:

$$\sigma_{m\acute{a}x,min} = \frac{\sigma_x + \sigma_y}{2} \pm \sqrt{\left(\frac{\sigma_x - \sigma_y}{2}\right)^2 + \tau_{xy}^2} \quad \text{Ecuación 71.}^{110}$$

El máximo esfuerzo cortante está definido por:

$$\tau_{m\acute{a}x} = \left(\frac{\sigma_x - \sigma_y}{2}\right)^2 + \tau_{xy}^2 \quad \text{Ecuación 72.}^{111}$$

La deformación principal está definida por:

$$\varepsilon_{m\acute{a}x,min} = \frac{\varepsilon_x + \varepsilon_y}{2} \pm \sqrt{\left(\frac{\varepsilon_x - \varepsilon_y}{2}\right)^2 + \left(\frac{\varepsilon_{xy}}{2}\right)^2} \quad \text{Ecuación 73.}^{112}$$

La máxima deformación cortante está definida por:

$$\gamma_{m\acute{a}x} = \sqrt{(\varepsilon_x - \varepsilon_y)^2 + \varepsilon_{xy}^2} \quad \text{Ecuación 74.}^{113}$$

Reemplazando los respectivos valores se obtienen los siguientes resultados.

Tabla 63. Esfuerzos y deformaciones máximas.

	NORMALES				CORTANTES	
	ESFUERZOS PRINCIPALES (MPa)		DEFORMACIONES PRINCIPALES (m/m)		ESFUERZO CORTANTE (MPa)	DEFORMACIÓN CORTANTE (m/m)
	σ MÁX	σ MIN	ε MÁX	ε MIN	$\tau_{m\acute{a}x}$	$\gamma_{m\acute{a}x}$
Ala superior	-2556,5	-74,43	-0,0016	0,0003	1241	0,0019
Ala Inferior	-1933,9	-70,72	-0,0014	0,0002	931,6	0,0016
Ala Lateral	-173,1	-56,1	-0,0010	0,0007	58,1	0,0018

Fuente: Autores.

¹¹⁰ KAW, Autar K. *Mechanics of Composite Materials*. Second Edition. Taylor & Francis Group, 2006. p. 116.

¹¹¹ *Ibíd.* Pág. 117.

¹¹² *Ibíd.* Pág. 118.

¹¹³ *Ibíd.* Pág. 119.

De esta manera se puede obtener el factor de seguridad de los componentes analizados bajo la ecuación 2. Es importante notar que el signo menos del esfuerzo máximo indica que es un comportamiento a compresión, por lo tanto el esfuerzo de material con el cual se ha de comparar remite a la resistencia longitudinal y transversal a compresión.

Reemplazando los respectivos valores, se obtiene.

Tabla 64. Factor de seguridad.

	RESISTENCIA LONGITUDINAL	RESISTENCIA TRANSVERSAL	RESISTENCIA CORTANTE
Ala Superior	8,1	1,48	1,48
Ala Inferior	8,5	1,7	1,7
Ala Lateral	5,1	3,2	1,48

Fuente: Autores.

A través de estos resultados podemos concluir que el diseño cumple con los requerimientos de seguridad por lo tanto el siguiente procedimiento es la optimización del ala inferior que todos los factores de seguridad dan superiores a 1.5.

4.3.3 Análisis de fuerza cortante a través de la piel. La teoría del patrón de cargas descrita en *“Aircraft Structures Design and Analysis”* de Michael Mohagheh concluye que en las superficies alares generalmente las fuerzas de flexión están soportadas a través de las vigas y que las fuerzas de torsión son soportadas a través de las costillas, el *“wing-box”* y/o la piel.

Como este diseño presenta características poco comunes dentro de las aeronaves convencionales es necesario realizar algunas aclaraciones pertinentes como:

- El criterio de diseño establecido desde el principio definía que todas las cargas estuvieran soportadas por la viga estructural, sin embargo, debido a que existe un momento torsor en la estructura es indispensable cuantificar el esfuerzo cortante que se presenta en los espaciamientos de las costillas. Este debe ser suficiente para soportar el esfuerzo.
- Normalmente existe un *“wing-box”* en el diseño de las costillas, sin embargo en el presente diseño no se tuvo en cuenta debido a la limitante de peso. Es por ello que se resolvió que las costillas fuesen manufacturadas en una pieza en espuma de poliuretano. En ese orden de ideas no existe flujo cortante dentro del perfil como el que presenta un diseño con *“wing-box”*.

Lo primero que debemos determinar es el momento torsor alrededor del eje x, dicho momento depende de características del perfil como son el centro de carga y el centro elástico del mismo.

Para encontrar el centro elástico se recurre a la siguiente ecuación:

$$X_{E.C} = \frac{\sum Ht^2 * x_t}{\sum Ht^2} \quad \text{Ecuación 75.}^{114}$$

Donde:

Ht = Altura de la viga.

xt = Posición del primer borde de la viga desde el borde de ataque.

NOTA = El símbolo de sumatoria se omite ya que en este diseño solo se tiene una viga.

Para cada una de las alas el centro elástico se muestra a continuación:

Tabla 65. Centro elástico de las alas.

	X_{E.C.} (m)
Ala Superior	0,203
Ala Inferior	0,203
Ala Lateral	0,1425

Fuente: Autores.

Lo siguiente es encontrar el centro de carga cuya distancia está definida por la siguiente ecuación:

$$X_{L.C} = \frac{(F_r * X_{c.p}) - (P * X_{c.m})}{F_r - P} \quad \text{Ecuación 76.}^{115}$$

Donde:

F_r = Fuerza resultante de sustentación.

X_{c.p} = Posición del primer borde de la viga desde el borde de ataque.

P = Peso de las alas.

X_{c.m} = Distancia al 25% de la cuerda.

¹¹⁴ DOUSDEBES LLOREDA, C. GALINDO MEDINA, D. GIRALDO QUICEÑO, A. JIMÉNEZ SOLER, P. NEGRETE GUTIERREZ, J. RAMIREZ SANCHEZ, N. RODRIGUEZ, W. ROJAS CARRILLO, J. ZERRATO GAMBOA, C. DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO (UAV) NAVIGATOR X-02. [Trabajo de Grado]. Bogotá: Universidad de San Buenaventura, 2008. p. 328.

¹¹⁵ Ibid. p. 327.

El centro de carga para las alas es:

Tabla 66. Centro elástico de las alas.

	X_{L.C.} (m)
Ala Superior	0,22
Ala Inferior	0,22
Ala Lateral	0,14

Fuente: Autores.

La tabla 67 muestra el procedimiento bajo el cual se obtiene el momento torsor a lo largo de la envergadura. Para efectos del análisis se toma el máximo momento torsor. En la columna 2 se muestra la distancia x, la cuál representa la distancia desde el centro de carga al centro elástico, la columna 3 representa una distancia promedio de la columna dos, la columna 4 es la multiplicación de ΔP_y (columna 6 tabla 58) y la distancia promedio y finalmente la columna 5 es el momento torsor en el ala. A continuación se muestra el ejemplo del ala superior, la misma metodología es usada para el cálculo en las dos alas restantes.

Tabla 67. Cálculo del momento torsor alrededor de x.

1	2	3	4	5
ESTACION	X (m)	X. PROMEDIO (m)	$\Delta P_z * x_{.pro}$	Mx (N*m)
0	0,023	0,023	34,69663479	695,9582648
1	0,023	0,023	69,15783695	661,26163
2	0,023	0,023	68,236335	592,103793
3	0,023	0,023	67,31975942	523,867458
4	0,023	0,023	66,60875689	456,5476986
5	0,023	0,023	71,0606427	389,9389417
6	0,023	0,023	70,80800808	318,878299
7	0,023	0,023	66,68765033	248,070291
8	0,023	0,023	64,40822398	181,3826406
9	0,023	0,023	62,76024304	116,9744166
10	0,023	0,023	54,2141736	54,2141736
11	0,023			0

Fuente: Autores.

El momento torsor debe evaluarse en los puntos críticos, es decir, se debe escoger el mayor, estos resultados para cada ala son:

Tabla 68. Momento torsor para cada una de las alas.

	m_x (N.m)
Ala Superior	695,9
Ala Inferior	673,3
Ala Lateral	-0,006

Fuente: Autores.

La teoría de flujo cortante que plantea David Allen da la siguiente ecuación como primer planteamiento para poder analizar los diferentes flujos cortantes que actúan a lo largo de las estaciones del ala.

$$m_x = (2A_i q_i) + (2A_i q_i) \quad \text{Ecuación 77.}^{116}$$

Donde:

- A_i = Área de la celda.
- q = Flujo cortante.
- i = Número de celdas con las cuales se va a trabajar.

Cómo a partir de dos celdas se convierte en un sistema estáticamente indeterminado es necesario plantear ecuaciones que permitan conocer los valores de los flujos cortantes. Para ello se utiliza la ecuación de compatibilidad definida por David Allen.

$$\theta_1 = \frac{1}{2A_i} \oint \frac{q_1}{G * t} ds - \oint \frac{q_2}{G * t} ds \quad \text{Ecuación 78.}^{117}$$

$$G = \frac{E}{2(1 + \nu)} \quad \text{Ecuación 79.}^{118}$$

Donde:

- A_i = Área de la celda.
- q_1 = flujo cortante sobre la primera celda.
- t = Espesor de la figura o parte que se lleva el flujo cortante.
- ds = Integral de línea.
- i = Número de celdas con las cuales se va a trabajar.
- G = Módulo cortante del material
- E = Módulo de elasticidad del material.

¹¹⁶ Op. cit. ALLEN, David. p. 65

¹¹⁷ Op. cit. ALLEN, David. p. 73

¹¹⁸ Op. cit. ALLEN, David. p. 73

U = Relación de Poisson del material.

Se debe tener en cuenta que cuando hay tres celdas en análisis, la ecuación de compatibilidad tiene en cuenta la sumatoria de los respectivos flujos; así aquellos que rotan en el mismo sentido se suman y aquellos que están en sentido contrario restan.

De esta manera el planteamiento para la tercera celda del ala superior es:

$$\theta_3 = \frac{1}{2A_i} \left(\oint \frac{q_2}{G * t} ds - \left(\oint \frac{q_1}{G * t} ds + \oint \frac{q_3}{G * t} ds \right) \right)$$

Siguiendo la misma metodología se deben plantear las 11 ecuaciones pertinentes a las celdas que conforman el ala superior. Para resolver el sistema se asume que todas las ecuaciones de compatibilidad son iguales es decir:

$$\theta_1 = \theta_2 = \theta_3 = \theta_i$$

Ecuación 80.¹¹⁹

Resolviendo el respectivo sistema para cada una de las alas se pueden obtener los siguientes resultados:

Tabla 69. Flujos cortantes a través de las celdas de las alas.

FLUJO CORTANTE (N/m)	ALA SUPERIOR	ALA INFERIOR	ALA LATERAL
q ₁	1261	-4,9	-0,0051
q ₂	1261	-4,9	-0,0051
q ₃	1261	4,9	-0,0051
q ₄	1261	580,2	-0,0051
q ₅	3905	580,2	-0,0051
q ₆	-3905	580,2	-0,0051
q ₇	-3905	-580,2	
q ₈	-3905	-580,2	
q ₉	-3905	-580,2	
q ₁₀	-3905	580,2	
q ₁₁	-3905	580,2	

Fuente: Autores.

Para poder evaluar si el espaciamiento de las costillas que se planteó en el diseño es el más apropiado, se debe encontrar el esfuerzo cortante que soporta la piel a través de la siguiente ecuación.

¹¹⁹ Op. cit. ALLEN, David. p. 84

$$\tau_{xs} = \frac{q}{t}$$

Ecuación 81.¹²⁰

Donde:

- q = Flujo cortante a través de la celda.
t = longitud de la placa donde se quiere evaluar.

Reemplazando los respectivos valores se obtiene los siguientes esfuerzos para cada ala:

Tabla 70. Esfuerzos cortantes soportados por la piel

ESFUERZO (MPa)	ALA SUPERIOR	ALA INFERIOR	ALA LATERAL
T _{xs1}	5731,8	-22,27	-0,0090
T _{xs2}	2898,8	-11,26	-0,0090
T _{xs3}	2898,8	-11,26	-0,0093
T _{xs4}	2898,8	1333,7	-0,0093
T _{xs5}	2898,8	943,4	-0,0090
T _{xs6}	8977	952,7	-0,0090
T _{xs7}	8977	-1429	
T _{xs8}	-8977	-1273	
T _{xs9}	-8977	1429	
T _{xs10}	-8977	1429	
T _{xs11}	-8977	1429	

Fuente: Autores.

Los anteriores esfuerzos son aquellos que la piel soporta debido al momento de torsión y a la carga cortante. Para asegurar que estos esfuerzos son permisibles se debe encontrar un esfuerzo cortante dado por las dimensiones de las celdas, características del material y un coeficiente de pandeo con el objetivo de garantizar un margen de seguridad positivo que evite cualquier inestabilidad estructural. En este análisis cada una de las celdas se asumen como placas planas y el esfuerzo crítico de pandeo por cargas cortantes está dado por la siguiente ecuación:

$$\tau_c = \left(\frac{\pi^2 * k_s * E}{12 * (1 - U^2)} * \left(\frac{t}{b} \right)^2 \right) * (10^{-3})$$

Ecuación 82.¹²¹

Donde:

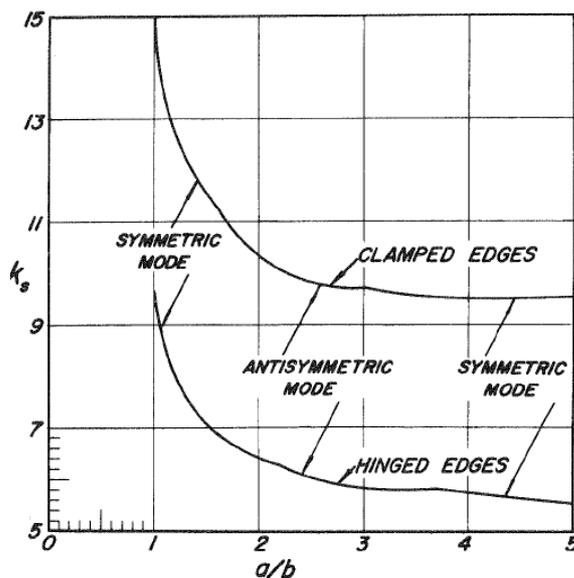
- E = Módulo de elasticidad del material.
U = Relación Poisson del material.

¹²⁰ Op. cit. ALLEN, David. p. 87

¹²¹ Op. cit. DOUSDEBES, C. p. 368.

- b = Dimensión más corta de la placa.
- t = Espesor de la placa
- k_s = Coeficiente de pandeo por cargas cortantes como función de a/b ; donde a es la dimensión más larga de la placa. Ver figura 103.

Figura 104. Coeficiente de pandeo por carga cortante para placas planas en función de a/b .



Fuente: Íbid. DOUSDEBES, C. p. 369.

Vale la pena mencionar que como la unión entre la piel y las costillas no son un sistema de bisagra, la gráfica con la cual se trabaja es la que se encuentra nombrada como “clamped edges”.

A continuación se reemplaza en la ecuación 82 y los valores que se obtienen son:

Tabla 71. Esfuerzo crítico de pandeo por cargas cortantes.

ESFUERZO (MPa)	ALA SUPERIOR	ALA INFERIOR	ALA LATERAL
τ_{c1}	25408	25,4	$6,015E^{-7}$
τ_{c2}	8422	8,4	$6,015E^{-7}$
τ_{c3}	8422	8,4	$6,015E^{-9}$
τ_{c4}	8550	33,6	$6,015E^{-9}$
τ_{c5}	34203	5,18	$6,015E^{-7}$
τ_{c6}	7238	4,97	$6,015E^{-7}$
τ_{c7}	7238	9,28	
τ_{c8}	7238	11,38	

Tabla 71. (Continuación)

ESFUERZO (MPa)	ALA SUPERIOR	ALA INFERIOR	ALA LATERAL
T_{c9}	7238	9,28	
T_{c10}	7238	9,28	
T_{c11}	7238	10,6	

Fuente: Autores.

Finalmente para poder establecer el margen de seguridad entre estos dos esfuerzos se utiliza la ecuación que plantea Martin Hollmann. El margen de seguridad debe ser igual o mayor a uno para garantizar que la piel va a soportar adecuadamente el valor de las fuerzas cortantes.

$$M.S = \frac{T_c}{(F.S * T_{xs})} - 1 \quad \text{Ecuación 83.}^{122}$$

Donde:

- T_c = Esfuerzo cortante crítico.
- T_{xs} = Esfuerzo cortantes soportados por la piel.
- F.S. = Factor de seguridad.

Los resultados se pueden visualizar en la siguiente tabla:

Tabla 72. Margen de seguridad para las celdas de cada una de las alas.

MARGEN DE SEGURIDAD	ALA SUPERIOR	ALA INFERIOR	ALA LATERAL
$M.S_1$	1,9	1,7	1
$M.S_{c2}$	1	1,4	1
$M.S_{c3}$	1	1,4	1
$M.S_{c4}$	1	1	1
$M.S_{c5}$	7	0,99	1
$M.S_{c6}$	1,5	0,99	1
$M.S_{c7}$	1,5	1	
$M.S_{c8}$	1,5	1	
$M.S_{c9}$	1,5	1	
$M.S_{c10}$	1,5	1	
$M.S_{c11}$	1,5	0,99	

Fuente: Autores.

Por medio de estos resultados se puede concluir que el espaciamiento propuesto es adecuado, ya que ningún margen de seguridad quedé por debajo de la unidad.

¹²² Op. cit. HOLLMANN, Martin. p. 74.

Se puede interpretar que en las primeras celdas el valor es alto ya que allí se asume un empotramiento y la distancia a la frontera es corta, por lo tanto existe una buena distribución de esfuerzos. Se recomienda en los paneles cuyos valores son muy cercanos a la unidad el comportamiento a través de larguerillos u otro medio que proporcione rigidez a las alas. En cuanto a las celdas cinco y seis del ala inferior se recomienda poner un refuerzo que distribuya mejor las cargas cortantes y finalmente en cuanto a la celda once del ala inferior se debe despreciar este valor ya que en el momento en que el alerón este ensamblado tomará mayor rigidez proporcionando un margen de seguridad adecuado.

4.3.4 Análisis de cortante sobre los pernos de sujeción y selección de material. Se predeterminó que los pernos de sujeción de la superficie alar tendrían un diámetro de 0.0125 m. Con el siguiente diagrama (figura 104) de cortantes presentado y con las siguientes ecuaciones se puede determinar el material adecuado para la fabricación de los pernos.

$$\tau = \frac{F}{A} = \frac{V}{A} \quad \text{Ecuación 84.}^{123}$$

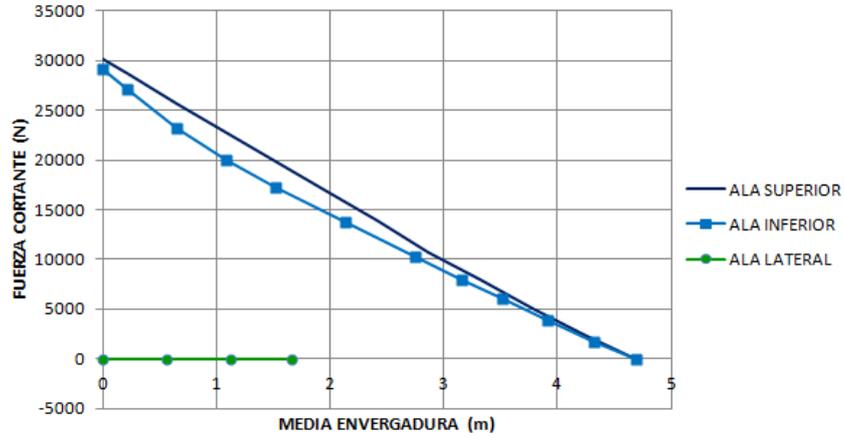
$$S.F. = \frac{T_y}{\tau_{supported}} \quad \text{Ecuación 2.}$$

Donde:

- V = Fuerza cortante.
- A = Área.
- T_y = Esfuerzo de fluencia.

¹²³ TENSIÓN CORTANTE. [en línea] [citado el 20 de noviembre de 2011]. Disponible en Internet: <http://es.wikipedia.org/wiki/Tensi%C3%B3n_cortante>.

Figura 105. Diagrama de cortantes para la superficie alar.



Fuente: Autores.

Transformando las ecuaciones anteriores se puede determinar lo siguiente:

$$\frac{V}{A} = \frac{T}{SF}$$

Despejando, se obtiene el esfuerzo adecuado del material que soporte las características de la fuerza cortante, el factor de seguridad, el factor de carga y el área establecida del perno de sujeción. Para este caso se deja dicho esfuerzo en función de la fuerza cortante.

$$\tau_{material} = \frac{V * SF}{A}$$

$$\tau_{material} = \frac{V * 1.5}{1.1309E - 4}$$

$$\tau_{material} = 13263 V$$

Ecuación 85.

Tabla 73. Esfuerzo cortante máximo del material para los pernos de sujeción.

	Ala Superior	Ala Inferior	Ala Lateral
V_{máx}	30223 N	29202.13 N	15.67 N
τ_{material}	400.847 MPa	387.307 MPa	207.83 kPa

Fuente: Autores.

Con el propósito de unificar un solo tipo de perno para toda la estructura alar, se tomó el mayor valor del esfuerzo cortante del material como referencia. De esta manera el esfuerzo de fluencia que debe soportar el material debe ser igual o mayor a 400 MPa.

De acuerdo a la base de datos, los pernos DIN – 960, están fabricados en acero o en acero cincado, los cuales no cumplen con la característica de resistencia deseada pues su resistencia a la fluencia es igual a 250 MPa. Por esta razón se recurrió a las aleaciones, encontrándose que el titanio además de cumplir con una excelente resistencia a la fluencia, también es bastante liviano en comparación con los aceros.

Tabla 74. El titanio comparado con otros metales.

Propiedad	Titanio	Acero Inoxidable	Aluminio 6061	Acero
Densidad (gr/cm ³)	4.62	7.9	2.7	7.9
Módulo de Young (GPa)	110	215	72	215
Fluencia (MPa)	930	207	280	250
Resistencia a la corrosión	++++	+++	+++	+
Precio	+++	++	++	+

Fuente: ¿Cómo se mide un tornillo? Propiedades del titanio. [en línea] [citado el 20 de noviembre de 2011]. Disponible en internet : <http://www.tornillosdetitanio.com/b2c/index.php?page=pp_apertura_page.php&dir=1&md=0&tip=1&url_=comosemideuntornillo.htm&cod=24>.

Como se observa el titanio es adecuado para el presente diseño ya que presenta una relación de peso / resistencia muy buena. En cuanto a la clasificación particular de este tipo de pernos se determinó el DIN – 912 M10x12.5x70 de titanio grado 5, como muestra la siguiente figura.

Figura 106. Perno de titanio M10x12.5x70.



Fuente: LOWDE TITANIUM. [en línea] [citado el 20 de noviembre de 2011]. Disponible en Internet: <http://www.tornillosdetitanio.com/b2c/index.php?page=pp_producto.php&md=0&ref=din912m10x125x70r35>.

5. VALIDACIÓN DE RESULTADOS

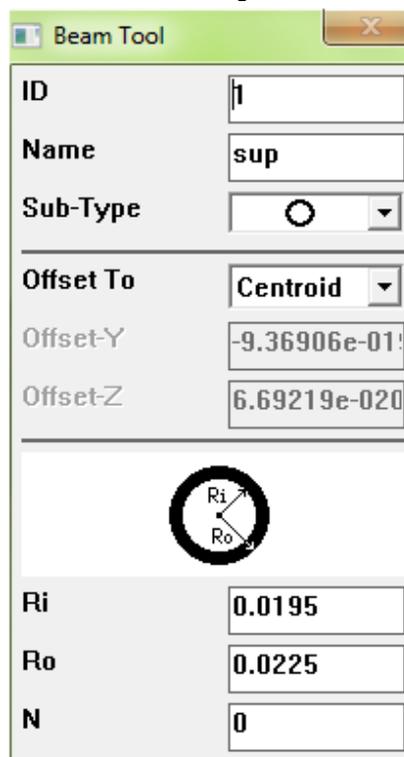
La validación de resultados se realizó por medio de ANSYS APDL, luego de la optimización del diseño, donde se establecieron las diferentes propiedades ortotrópicas de la fibra de carbono, y las propiedades del conjunto de sujeción de las vigas estructurales.

En primer lugar se debió establecer el tipo de sistemas de unidades en el *ANSYS Command* como: */units, SI* (sistema internacional). Posteriormente se determinaron los siguientes parámetros:

<i>Preferences</i>	<i>Structural h Method</i>
<i>Element type</i>	<i>Beam 188 structural 3D</i>

Se desea hacer la simulación con las vigas alares superior, inferior y lateral, (media superficie alar) y ya que cada una de estas presenta características dimensionales diferentes, las que se pueden establecer mediante la opción: *Preprocessor / Sections / Beam / Common Sections*.

Figura 107. Herramienta de dimensionamiento de vigas.



Fuente: Autores. ANSYS APDL.

Donde:

- ID Es la opción en que se le otorga la numeración al componente.
- Name Se le otorga el nombre correspondiente al componente, en este caso 3 nombres: sup, inf, y lat.
- Ri Radio interno de la viga correspondiente.
- Ro Radio externo de la viga correspondiente.

Tabla 75. Variables para el dimensionamiento de vigas alares.

Variable	Ala Superior	Ala Inferior	Ala Lateral
ID	1	2	3
Name	sup	inf	lat
Ri	0.0195	0.0185	0.013
Ro	0.0225	0.0225	0.015

Fuente: Autores.

Posteriormente se consideraron las propiedades del laminado con menos características de resistencia mecánica, pues si la estructura resiste bajo este criterio, quiere decir que resistirá con características mecánicas más elevadas, que se presentan sobre el laminado de la superficie alar inferior, de acuerdo a la siguiente tabla.

Tabla 76. Propiedades de entrada para ANSYS APDL. (Fibra de carbono).

Propiedad	
Módulo de Young X (MPa)	43200
Módulo de Young Y (MPa)	5134.62
Módulo de Young Z (MPa)	43200
Relación de Poisson XY	0.268
Relación de Poisson YZ	0.0886
Relación de Poisson XZ	0.268
Shear Modulus Gxy (MPa)	4487.18
Shear Modulus Gyz (MPa)	3800.15
Shear Modulus Gxz (MPa)	4487.18

Fuente: Autores.

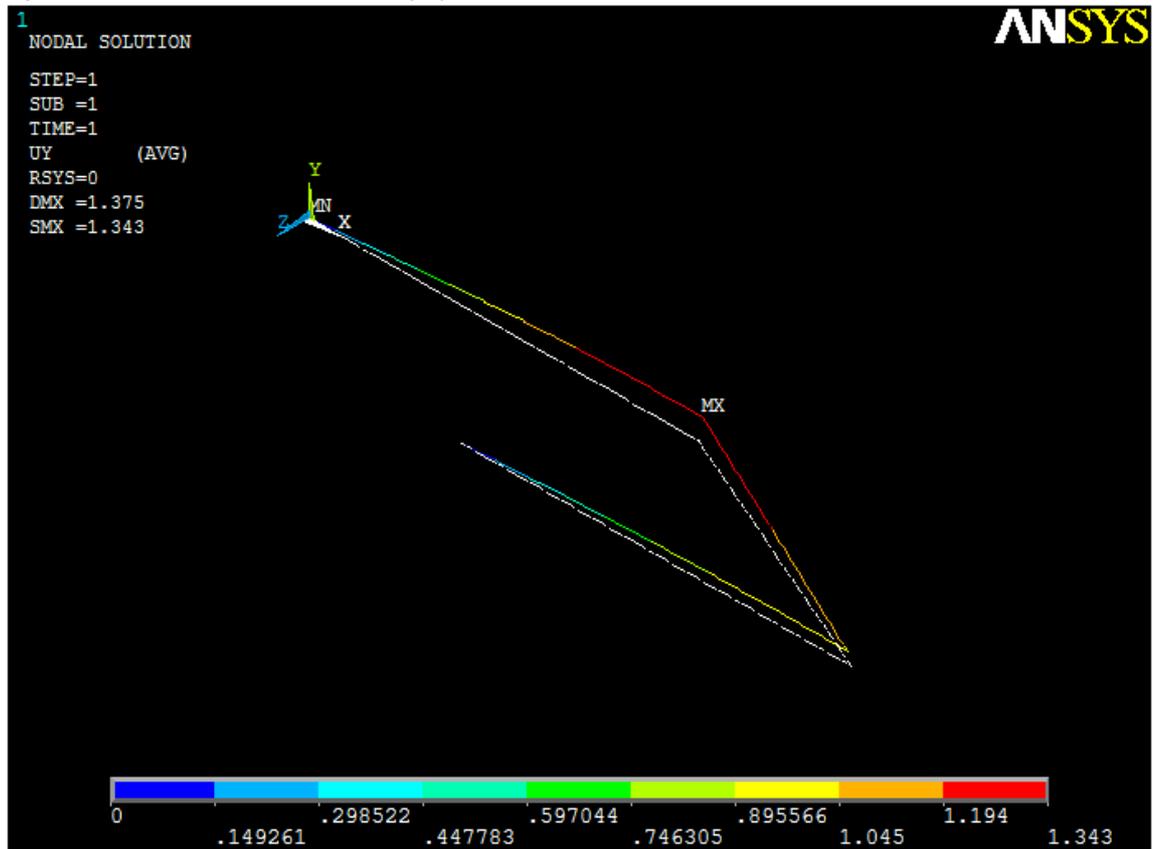
Las propiedades del material se determinaron de la siguiente forma: *Preprocessor / Material Props / Material Models / Structural / Linear / Elastic / Orthotropic*. (Para este tipo de elemento no se requieren constantes reales */Real Constants*).

Con lo anteriormente establecido se realizó el modelamiento (*Modeling*) de las vigas mediante puntos de referencia (*keypoints*) y líneas. Además se establecieron los puntos sobre los cuales actúan las fuerzas externas de sustentación y de arrastre con el comando *Booleans*.

Se realizó el enmallado respectivo. En este punto se debe tener en cuenta que de acuerdo a la tabla 75 se debe otorgar las respectivas atribuciones de malla: *Preprocessor / Meshing / Mesh Attributes / Default Attribs/ SECNUMS*. Con el enmallado de la estructura se colocaron las fuerzas de sustentación y de arrastre respectivos sobre la estructura.

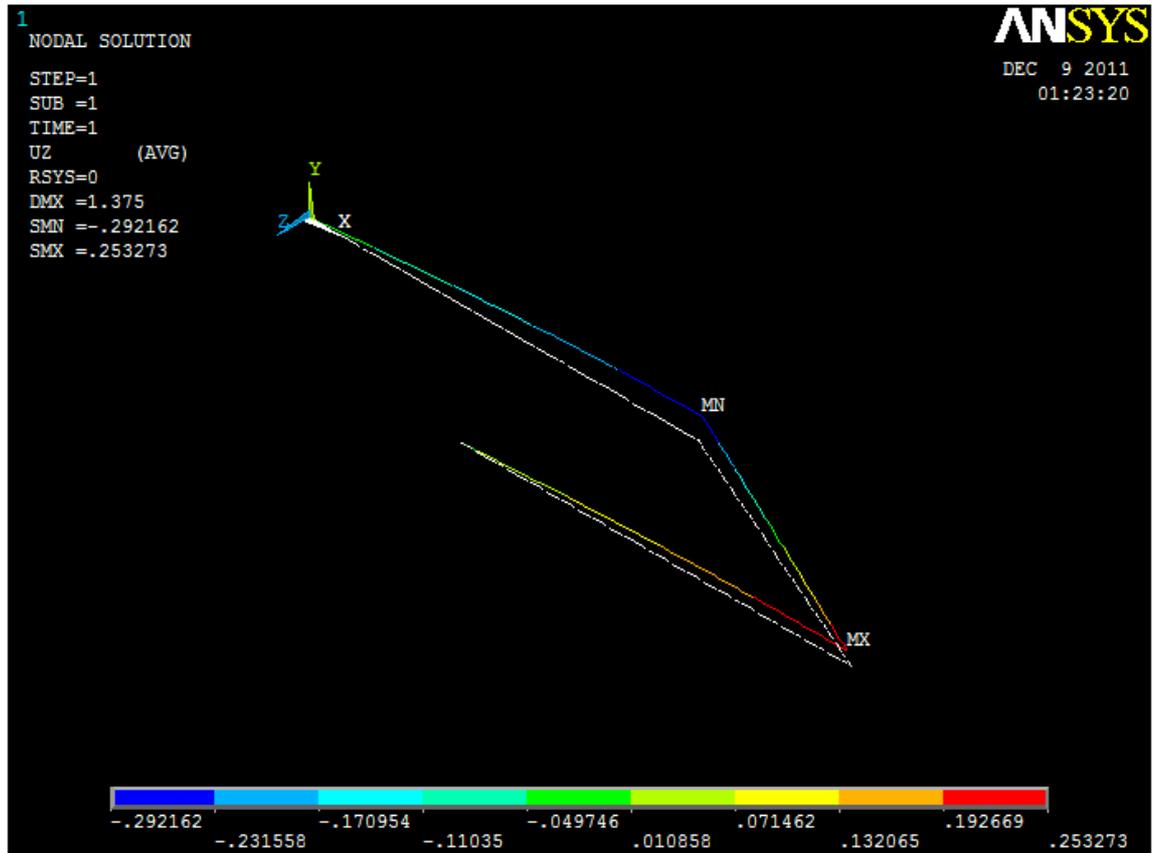
Solucionando el modelo de análisis, a continuación se muestran los resultados más relevantes para la validación del análisis estructural previo.

Figura 108. Desplazamiento en el eje y.



Fuente: Autores. ANSYS APDL.

Figura 109. Desplazamiento en el eje z.

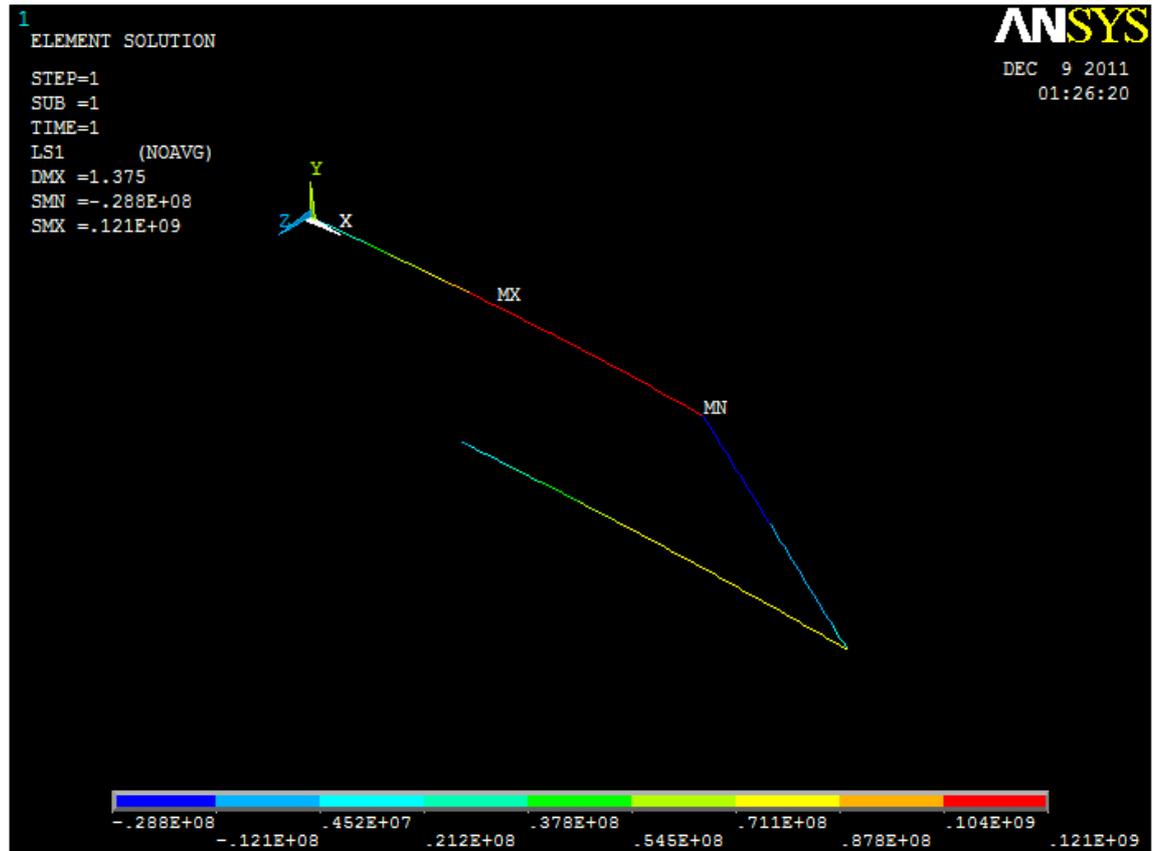


Fuente: Autores. ANSYS APDL.

Se observa una deflexión alar del conjunto en dirección 'y' de 1.343 m, sobrepasando el límite predeterminado de 1.2 m. Esto se debe a que el material es menos rígido al poseer módulos de elasticidad menores con respecto a los del ala superior y a los del ala lateral, lo que hace que las vigas sean más vulnerables a presentar grandes deflexiones.

El factor de seguridad puede hallarse mediante los esfuerzos presentes en la estructura, donde el esfuerzo máximo es de 121 MPa. Reemplazando en la ecuación 2, se obtiene un factor de seguridad de 3, para la superficie del ala en general, un valor razonable, teniendo en cuenta las diferencias de los factores de seguridad de los diferentes componentes de la superficie alar. Véase tabla 64.

Figura 110. Esfuerzos sobre la superficie alar.



Fuente: Autores. ANSYS APDL.

5.1. CRITERIO DE FALLA

Debido a la naturaleza ortotrópica de los materiales compuestos, existen diferentes modos de falla del material, algunos relacionados con la falla de los constituyentes y otros relacionados con la interfase.

En las fibras pueden ser considerados dos modos de falla diferentes: el primero relacionado con una carga a tracción, y el segundo relacionado con una carga a compresión. Ya que la fibra no suele mostrar deformación plástica, donde su falla está relacionada con un fenómeno de redistribución de esfuerzos a fibras vecinas, el micro pandeo progresivo de las fibras tiene lugar hasta que las fibras se rompen.

Respecto a la matriz, la micro fisuración es el modo principal de falla. Esto equivale a grietas de la matriz paralelas a la dirección de la fibra, que aparecen debido a los esfuerzos de tracción o compresión, y esfuerzo cortante. La presencia

de estas grietas hace que la lámina pierda sus propiedades en la dirección transversal.

Para la interfase fibra-matriz, el modo de falla más común es llamado *debonding*; que equivale a la pérdida de adhesión y un deslizamiento relativo entre la fibra y la matriz. Si las propiedades de la interfase se pierden, la transmisión de carga desde la matriz a las fibras no se efectúa correctamente, lo que se traduce en una pérdida de características mecánicas del compuesto.

“Los criterios de falla considerados para los compuestos son criterios de tensión límite. Son utilizados para determinar el estado límite de tensión a partir del cual el compuesto sufre daño o falla. Se puede considerar que un criterio de falla permite estimar cuando un material rompe dado un cierto estado de tensiones. Existen distintos criterios. Esta gran variedad de soluciones es indicativa de que todos los criterios tienen alguna carencia que hace imposible generalizarlos para todos los materiales compuestos, en todas sus aplicaciones o para cualquier estado de carga.”¹²⁴

De acuerdo al documento referenciado anteriormente para un compuesto epoxi de fibra de carbono el criterio de falla llamado Tsai-Hill es el que mejor se aproxima a los datos obtenidos experimentalmente. Aún así, a la hora de evaluar la falla para un compuesto en particular, lo mejor es que sabiendo el tipo de fibra y el tipo de matriz del compuesto, tratar de conseguir datos experimentales y ver qué criterio se acerca mejor.

El criterio de Tsai-Hill fue desarrollado para materiales compuestos ortotrópicos, de tal manera que se relacionó la teoría de la distorsión¹²⁵, con los parámetros básicos de resistencia (F_1 , F_2 , F_6). De acuerdo al criterio de Tsai-Hill, la falla en el material compuesto ocurre si:

$$\frac{(\sigma_1)^2}{(F_1)^2} - \frac{\sigma_1\sigma_2}{(F_1)^2} + \frac{(\sigma_2)^2}{(F_2)^2} + \frac{(\sigma_6)^2}{(F_6)^2} = 1 \quad \text{Ecuación 86.}^{126}$$

La envolvente de falla está descrita cuando el esfuerzo cortante sea $\sigma_6 = 0$.

$$\frac{(\sigma_1)^2}{(F_1)^2} - \frac{\sigma_1\sigma_2}{(F_1)^2} + \frac{(\sigma_2)^2}{(F_2)^2} = 1$$

¹²⁴ ANÁLISIS DE LOS CRITERIOS DE FALLA APLICADOS A LOS LAMINADOS COMPUESTOS. [PDF] [en línea] [citado el 18 de noviembre de 2011]. Disponible en Internet:

<<http://materias.fi.uba.ar/mlc/monografias/MLC-MOLINIER.pdf>>. p. 1.

¹²⁵ Teoría manejada como criterio de falla para metales dúctiles isotrópicos, como por ejemplo von Mises.

¹²⁶ FALLA DE LOS MATERIALES COMPUESTOS LAMINADOS. [PDF] [en línea] [citado el 18 de noviembre de 2011]. Disponible en Internet:

<<http://www.utp.edu.co/php/revistas/ScientiaEtTechnica/docsFTP/16360113-118.pdf>>. p. 5.

Para realizar la gráfica de la envolvente de falla es necesario expresar el esfuerzo transversal σ_2 en función del esfuerzo longitudinal σ_1 , realizando el respectivo despeje con la fórmula cuadrática.

$$\sigma_2 = \frac{\sigma_1 F_2^2 \pm \sqrt{\sigma_1^2 F_2^4 - 4F_1^2 \sigma_1^2 F_2^2 + 4F_1^4 F_2^2}}{2F_1^2} \quad \text{Ecuación 87.}^{127}$$

Donde:

$$\begin{aligned} F_1 &= F_{1t} = F_{1c} \\ F_2 &= F_{2t} = F_{2c} \\ 0 < \sigma_1 < F_{1t} \\ F_{1c} < \sigma_1 < 0 \end{aligned}$$

El signo positivo (+) delimita la parte superior de la gráfica de la envolvente y el signo negativo (-) la parte inferior.

Tabla 76. Variables para la envolvente del criterio Tsai-Hill. (MPa)

Propiedad	Ala Superior	Ala Inferior*		Ala Lateral
F_{1t}	180	180	146	180
F_{2t}	14.405	14.405	18.39	14.405
F_{1c}	5232.31	5232.31	4159.086	5232.31
F_{2c}	89.787	89.787	93.3	89.787

*El ala inferior posee el doble de variables ya que presenta dos tipos de mezclas: 50/50 y 40/60 respectivamente.

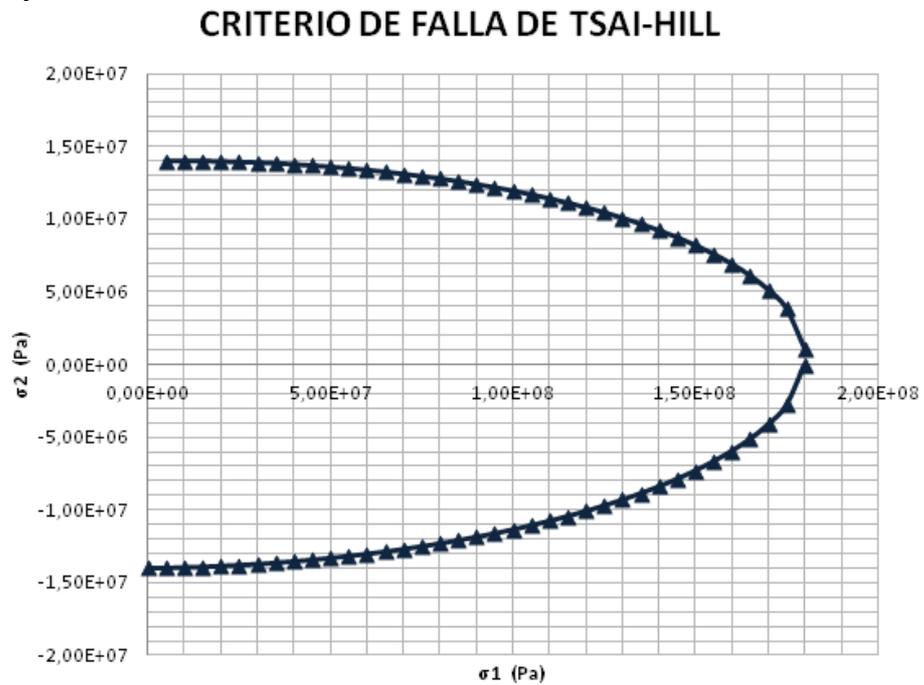
Fuente: Autores.

Con lo anterior se pueden obtener las gráficas de envolventes correspondientes para cada tipo de mezcla, tal como se observa en la siguiente figura.

¹²⁷ FALLA DE LOS MATERIALES COMPUESTOS LAMINADOS. [PDF] [en línea] [citado el 18 de noviembre de 2011]. Disponible en Internet:

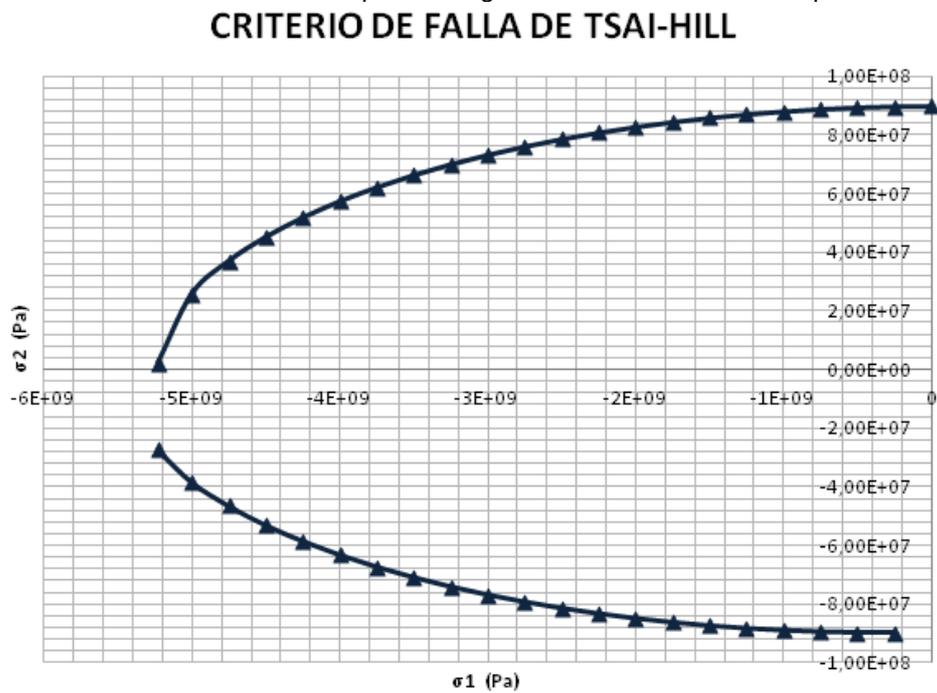
<<http://www.utp.edu.co/php/revistas/ScientiaEtTechnica/docsFTP/16360113-118.pdf>>. p. 5.

Figura 111. Envoltente de falla Tsai-Hill para las vigas con mezcla 50/50 a tensión. Ala superior, ala inferior y ala lateral.



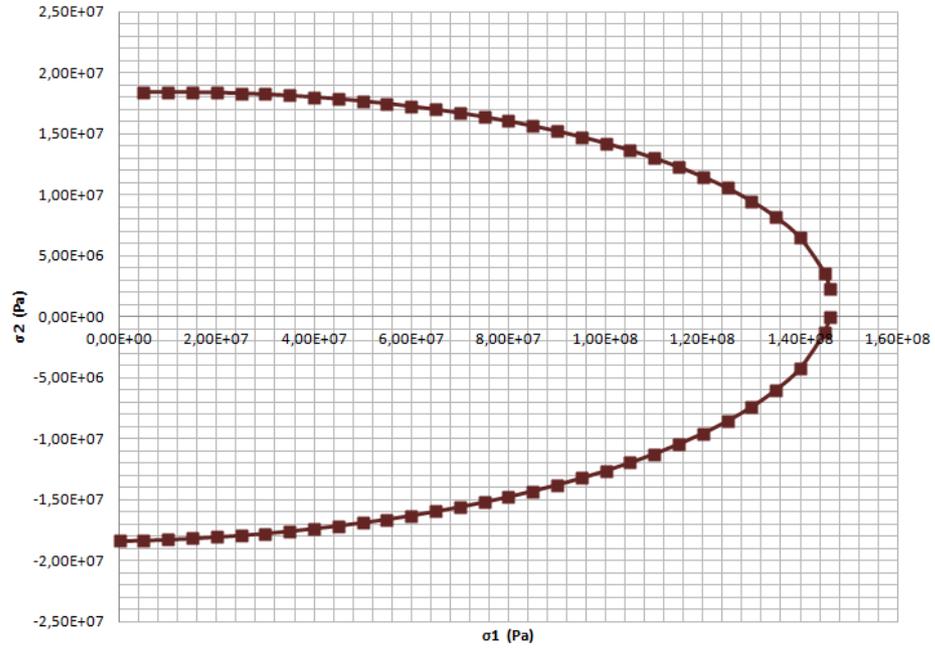
Fuente: Autores.

Figura 112. Envoltente de falla Tsai-Hill para las vigas con mezcla 50/50 a compresión. Ala inferior.



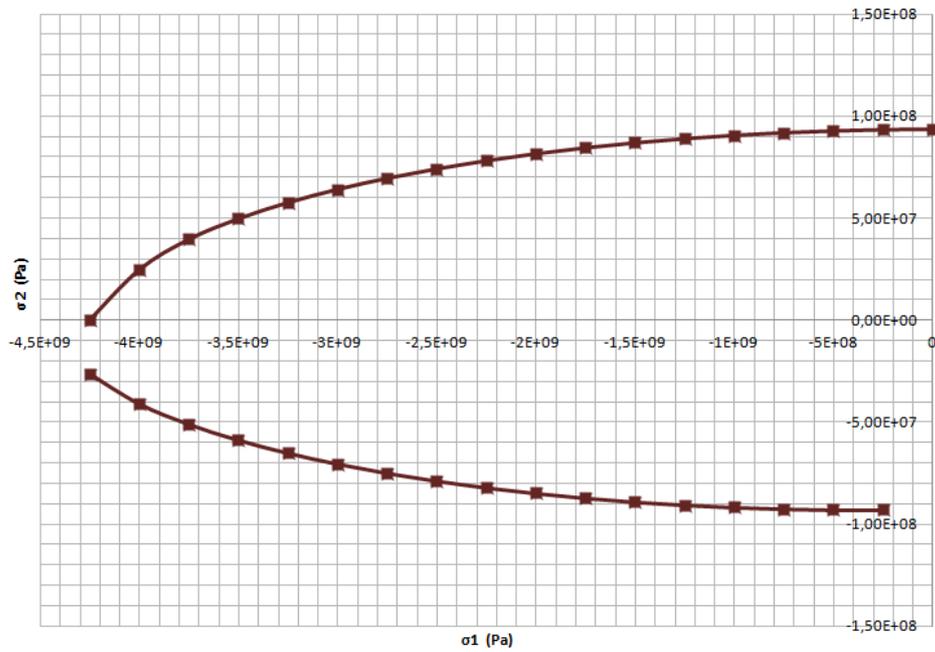
Fuente: Ibíd.

Figura 113. Envoltente de falla Tsai-Hill para las vigas con mezcla 40/60 a tensión. Ala inferior.
CRITERIO DE FALLA DE TSAI-HILL



Fuente: Ibíd.

Figura 114. Envoltente de falla Tsai-Hill para las vigas con mezcla 40/60 a compresión. Ala inferior.
CRITERIO DE FALLA DE TSAI-HILL



Fuente: Ibíd.

En conclusión, la falla del material compuesto ocurre cuando σ_2 o σ_6 definan un punto sobre o fuera del contorno de la envolvente de falla. De acuerdo a esto, los resultados obtenidos por medio del análisis estructural se encuentran dentro de la envolvente de Tsai-Hill. Es decir que el diseño alar cumple con las características de seguridad necesarias para la competencia.

5.2 PESO DE LA SUPERFICIE ALAR

El peso de la superficie alar con todos sus componentes es de 19.8 Kg. Es importante mencionar que a pesar que no se cumplieron los 18 kg de peso predeterminado al comienzo de la investigación, se puede tener un margen de error permisible.

6. CONCLUSIONES

6.1 CONCLUSIONES GENERALES.

- El análisis estructural de un diseño es fundamental porque determina si un proyecto es viable y seguro. Durante todo el procedimiento se trabaja con variables críticas, tales como los materiales o uniones entre piezas, las cuales deben diseñarse con los recursos disponibles cumpliendo con altos parámetros de confiabilidad.
- Para poder diseñar estructuralmente un proyecto es necesario conocer todos los requerimientos preliminares ya que proporcionan información importante a cerca de las limitaciones que se deben cumplir. Sin embargo vale la pena mencionar que estos requerimientos pueden modificarse si y solo si se comprueba, a través del análisis, que el diseño no es viable.
- El uso de materiales compuestos es una buena alternativa para la industria aeronáutica, ya que a través de ellos es posible realizar estructuras de alta resistencia, disminuyendo el peso y aumentando el rendimiento. El principal inconveniente radica en los costos ya que aumentan considerablemente a causa de la manufactura, el mantenimiento y las reparaciones necesarias.
- El análisis de materiales compuestos es un procedimiento complejo porque depende significativamente de las propiedades que tengan los constituyentes; esto implica que no se pueden tomar decisiones sin estudios y/o análisis previos, ya que aunque existen comportamientos que parecen obvios, la interacción entre los constituyentes puede alterar los resultados significativamente como es el caso de la falla a compresión longitudinal.
- Crear una buena metodología para el análisis mecánico de materiales compuestos facilita significativamente el análisis estructural de un diseño, ya que permite entender a cabalidad el procedimiento de falla del laminado. De esta manera se direccionan apropiadamente las capas para evitar o prolongar al máximo la falla producida bajo la carga más crítica.
- La integridad estructural de un elemento en materiales compuesto se asegura con el conocimiento apropiado en compatibilidad de materiales, porcentajes de mezcla y modos de fallo de ambos constituyentes. Otro aspecto importante es identificar el material más vulnerable a la falla para poder implementar actividades de mantenimiento y protección al mismo.

6.2 DISEÑO ESTRUCTURAL Y CONFIGURACIÓN DE LA SUE-SUA.

- El diseño tipo “*BOX-WING*” involucra algunas consideraciones diferentes respecto a una aeronave convencional, tales como, la distribución de cargas en las cuatro superficies alares, la mutua interferencia entre ellas y con el fuselaje. Estos argumentos adicionales modifican significativamente los esfuerzos, las deformaciones y deflexiones de la estructura; razón por la cuál es necesario diseñarlas con un adecuado factor de seguridad.
- El primer paso para diseñar una pieza en materiales compuestos es definir apropiadamente el perfil de misión de la misma, ya que dependiendo de esto se eligen adecuadamente la dirección de las capas que conforman el laminado para que proporcionen una mayor resistencia de la requerida en los tres ejes.
- La viga circular que se eligió en la configuración alar de la SUE – SUA es adecuada en cuanto al soporte de cargas de flexión y torsión, como se esperaba con el criterio de diseño seleccionado. Tiene ventajas adicionales en cuanto a facilidad de ensamble y simplificación de cálculos en el análisis.

El problema radica en su proceso de manufactura ya que es costoso por sus requerimientos de planta y herramientas.

- El diseño del perfil con una estructura tipo sándwich es adecuado en cuanto al soporte de cargas cortantes, ya que otorga alta resistencia asegurando baja torsión a través del ala y como consecuencia las fallas por cargas cortantes son mínimas.
- El diseño del “*BOX-WING*” es aerodinámicamente eficiente ya que disminuye el drag inducido, consumiendo menos potencia y disminuyendo costos operacionales. En la SUE – SUA se presenta un inconveniente por la gran distancia del gap ya que estructuralmente se debe asegurar estabilidad a través de vigas que mantengan la estructura estática en la posición en la cual fue diseñada, y esto afecta significativamente el peso de la aeronave.
- El mylar para la piel de la estructura alar es muy adecuado, ya que es capaz de resistir altos cortantes con grandes espaciamentos de las costillas sin generar pandeo. Una ventaja adicional es su bajo coeficiente de dilatación térmica ya que garantiza un comportamiento estable de las cargas a pesar de condiciones climáticas extremas.
- Cuando se trabaja con una fibra unidireccional es importante garantizar el factor de seguridad requerido en la dirección transversal, siendo las fuerzas más críticas en este tipo de materiales. A través de las otras direcciones siempre se

tendrá un factor de seguridad más alto garantizando la estabilidad estructural en todos los ejes.

- El margen de seguridad en el espaciamiento entre costillas aumenta cuando éste es más pequeño ya que la placa se hace más rígida disminuyendo el esfuerzo cortante bajo el cual está sometida.

6.3 ANÁLISIS ESTRUCTURAL Y SIMULACIONES

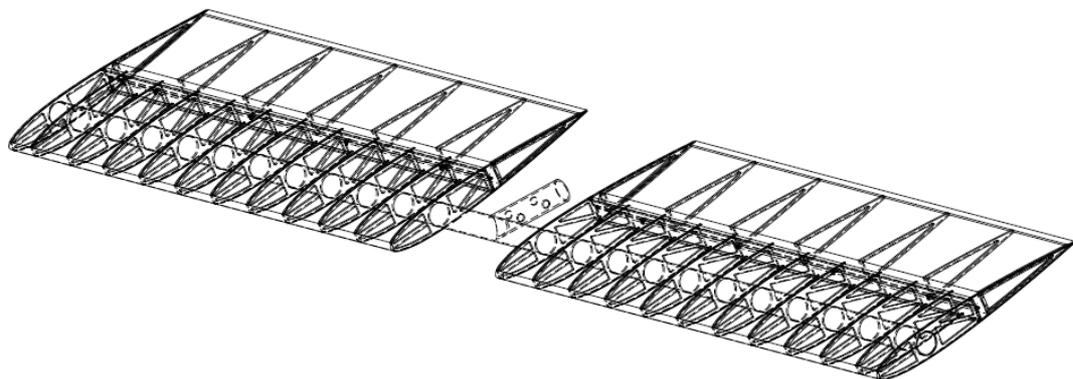
- La validación por medio de elementos finitos es una buena herramienta de análisis para todo ingeniero; sin embargo, al tratar con materiales compuestos, se corre el riesgo de que este análisis no sea suficientemente satisfactorio debido a la cantidad de variables que intervienen en su comportamiento mecánico.
- La selección apropiada de parámetros de análisis como por ejemplo la malla es indispensable para obtener resultados satisfactorios.
- La discrepancia entre el análisis manual y los resultados por medio de software, se debe a las restricciones que se tomen a través del procedimiento correspondiente (tales como la acción de la gravedad y el peso (W) del sistema o componente).

7. RECOMENDACIONES

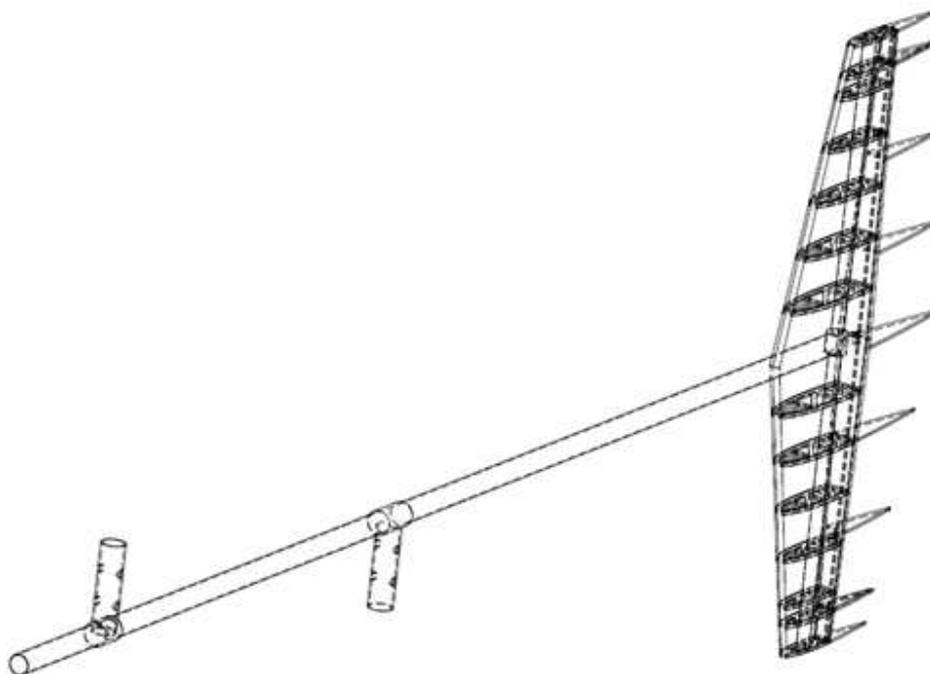
- El diseño y análisis estructural de materiales compuestos debe estar siempre ligado a pruebas empíricas. Esto otorgaría un margen de error más pequeño y una mejor caracterización mecánica de estos materiales tan impredecibles.
- Para próximos diseños de aeronaves de propulsión humana se recomienda utilizar un factor de carga más pequeño, pues en promedio, los factores de carga de aeronaves de propulsión humana se encuentran en un rango de 1.5 a 2. El rango otorgado para la aeronave SUE-SUA fue de 3.3, lo que conllevaría a un posible sobredimensionamiento de piezas y componentes de la aeronave, directamente relacionado con el aumento de peso, y consecuentemente a un rediseño de la aeronave.
- Si se tiene planeada la futura construcción de una aeronave de propulsión humana, es aconsejable realizar un diseño convencional (monoplano) en materiales compuestos, sería un buen comienzo para el entendimiento no solo de la parte estructural de estas aeronaves, sino posiblemente también otorgue valioso conocimiento en otro campos como la estabilidad y la aerodinámica.
- Se sugiere como tema de investigación, el modelo matemático para fibras de compuestos bidireccionales, ya que si se hubiera tenido un conocimiento claro acerca de esto, seguramente el diseño sería más liviano.
- La deflexión del ala inferior afecta la integridad estructural de la aeronave; por tal motivo, se recomiendan dos opciones: diseñar un modelo de cables sujetadores o cintas de kevlar (comúnmente utilizadas en HPA's) o bien, contar con asistencia en el despegue y aterrizaje para evitar daños en la estructura.
- Se recomienda realizar pruebas en cuanto a la fabricación de vigas tubulares de gran longitud en material compuesto.
- Se recomienda rediseñar la altura del gap ya que representa un riesgo en la estructura de la aeronave y el piloto. Además de representar altos costos por su gran envergadura.
Aeronaves exitosas en la competencia han tenido diseños convencionales y aquellos que conservan la estructura tipo "BOX-WING" tienen un gap pequeño. De esta manera se ensambla el fuselaje de una manera más segura.

- Conservando el presente diseño se realizan las siguientes propuestas en cuanto a la configuración estructural. Vale la pena mencionar que se les debe analizar primero para validar la geometría y el material seleccionado.

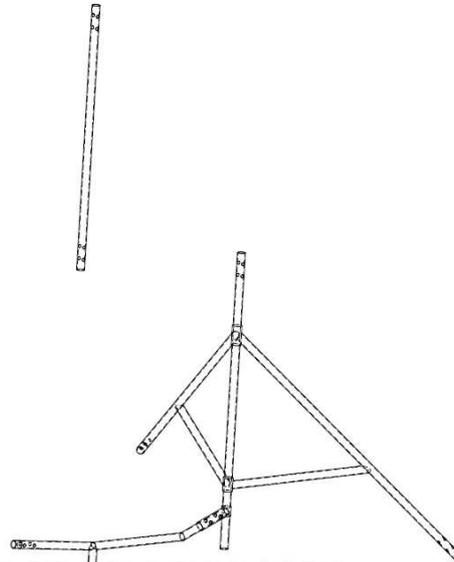
CANARD



ESTABILIZADOR VERTICAL

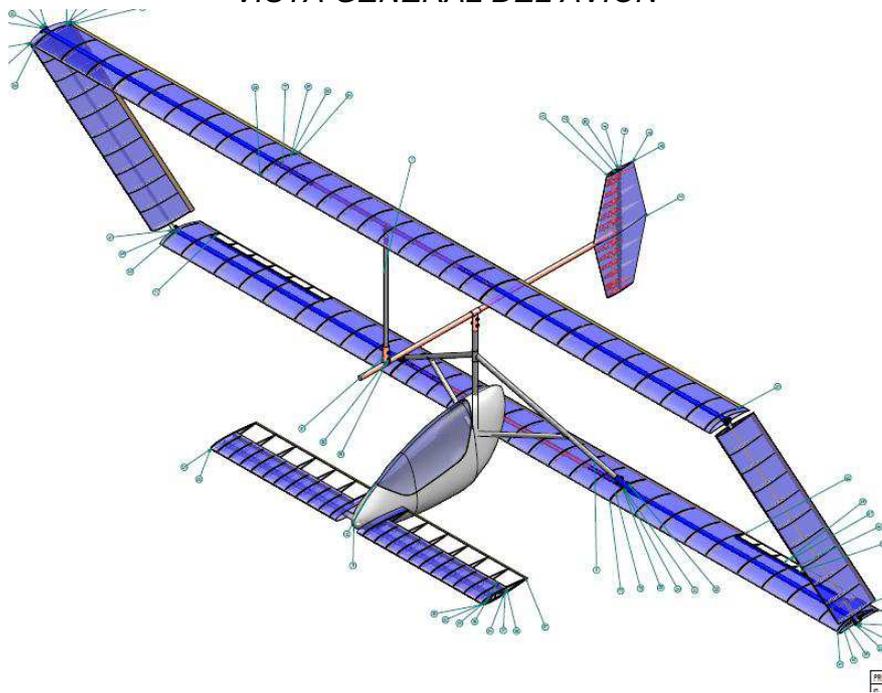


VIGAS DE CONEXIÓN INTERMEDIAS ALA INFERIOR Y SUPERIOR Y FUSELAJE



EDGE ACADEMIC COPY

VISTA GENERAL DEL AVIÓN



BIBLIOGRAFÍA

ABARIS TRAINING: ESTRUCTURAS AVANZADAS DE MATERIALES COMPUESTOS, FABRICACIÓN, REPARACIÓN Y DAÑOS. Abaris Training Resources Inc. 1997.

ALLEN, David H. INTRODUCTION TO AEROSPACE STRUCTURAL ANALYSIS. United States of America. John Wiley & Sons. 1985.

ANDERSON, Jhon D. Aircraft performance and design. Third Edition. United States of America. McGraw Hill. 1999.

ANSYS. Ansys Fluent, [en línea]. Disponible en Internet: <<http://www.ansys.com/products/fluid-dynamics/fluent/>>

ANSYS. Documentation for ANSYS Workbench. [en línea]. Disponible en Internet: <<http://www.kxcad.net/ansys/ANSYS/workbench/index.htm>>

BARRERA BUITRAGO, Victor Guillermo; CARVAJAL PUCHE, Cristhian Rene. DESARROLLO Y VALIDACIÓN DE UN MODELO MATEMÁTICO PARA EL CÁLCULO DE PROPIEDADES MECÁNICAS DE MATERIALES COMPUESTOS. [Trabajo de Grado]. Bogotá: Universidad de San Buenaventura, 2009.

CSHYDE.COM. Your source for High-Performance Tapes, Films & Fabrics. [en línea]. Disponible en Internet: <<http://www.cshyde.com>>

COMPOSITE LAMMINATE MECHANICS AND DESIGN OF COMPOSITE STRUCTURES, SANDWICH PANELS & JOINTS. Chapter #5 – Structural Joints. [PDF].

DESIGN AND ANALISYS OF COMPOSITE STRUCTURAL JOINTS. ANNEX O. Which is Best: A Bolted or Bonded Patch?. [PDF].

DIARIO EL LITORAL. Avances en tecnología de materiales. [en línea]., Disponible en Internet: <<http://www.ellitoral.com/index.php/diarios/2009/07/24/politica/POLI-08.html>>

DOUSDEBES LLOREDA, C. GALINDO MEDINA, D. GIRALDO QUICEÑO, A. JIMÉNEZ SOLER, P. NEGRETE GUTIERREZ, J. RAMIREZ SANCHEZ, N. RODRIGUEZ, W. ROJAS CARRILLO, J. ZERRATO GAMBOA, C. DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO (UAV) NAVIGATOR X-02. [Trabajo de Grado]. Bogotá: Universidad de San Buenaventura, 2008.

EMORY, Chris. The Iron Butterfly: a human power aircraft for sport. Virginia Polytechnic Institute and State University. Unites States of America. 2005.

GENERAL PLASTICS MANUFACTURING COMPANY. Last A-Foam FR7100 Rigid Polyurethane Foam. [en línea]. Disponible en Internet: <<http://www.generalplastics.com>>

HIBBELER, R. C. MECÁNICA DE MATERIALES. MÉTODOS DE ENERGÍA. Ed. 3. México. 1997.

HOLLMAN, Martin. Composite Aircraft Design. United States of America. 1983.

HUMAN POWER FLIGHT. [en línea]. Disponible en Internet: <<http://www.humanpoweredflying.propdesigner.co.uk>>

HUMAN POWERED AIRCRAFT GROUP AT VIRGINIA TECH. THE IRON BUTTERFLY. A Human Powered Aircraft for Sport. [en línea]. Disponible en Internet: <http://www.dept.aoe.vt.edu/~mason/Mason_f/HPAFinalRptS06.pdf>

INGECIBER. Soluciones ANSYS. [en línea]. Disponible en Internet: <<http://www.ingeciber.com/productos/ansys.php>>

INSTITUTO MADRILEÑO DE ESTUDIOS AVANZADOS. Materiales compuestos: una tecnología madura. [en línea]. Disponible en Internet: <<http://www.materiales.imdea.org/Eventos/Noticias/Noticia/materiales/compuestos/tecnologia/madura/tabid/1328/itemid/1067/type/noticia/Default.aspx>>

INTERNATIONAL HUMAN POWERED VEHICLE ASSOCIATION. [en línea]. Disponible en Internet: <<http://www.ihpva.org/hparchive.htm>>

INTRODUCCIÓN A LAS ESTRUCTURAS SANDWICH. [en línea]. Disponible en Internet: <<http://ocw.uc3m.es/mecanica-de-medios-continuos-y-teoria-de-estructuras/elasticidad-resistencia-de-materialesii/material-de-clase-1/materiales-compuestos/capitulo7.pdf>>

JONES, Robert. Mechanics of Composite Materials. Second Edition. Ann Arbor: Taylor & Francis Group, 1999.

KAW, Autar K. Mechanics of Composite Materials. Second Edition. Taylor & Francis Group, 2006.

MARISKONE. Materiales compuestos y sus propiedades. [en línea]. Disponible en Internet: <<http://www.mariskone.com/materiales/>>

MATERIALES AERONÁUTICOS. [en línea]. Disponible en Internet: <<http://www.seelowe.4thperrus.com/IIIGM-12oclockhigh/Materiales%20Aeronauticos.htm>>

MATERIALES Y SUS PROPIEDADES. [en línea]. Disponible en Internet: <<http://www.frbb.utn.edu.ar/carreras/materias/elementosdemaquinas/apendice-04.pdf>>

MEDINA, Jorge O. Universidad de los Andes. Facultad de Arquitectura y Diseño. Venezuela. [en línea]. Disponible en Internet: <<http://webdelprofesor.ula.ve/arquitectura/jorgem/principal/guias/esfdef.pdf>>

MEGSON, T.H.G. Aircraft Structures for Engineering Students. Fourth Edition, ELSEVIER, 2007.

MOULTON, Ron. Human powered aircraft. [en línea]. Disponible en Internet: <<http://www.raes.org.uk>>

MYLAR POLYESTER FILM. Physical-Thermal Properties. [en línea]. Disponible en Internet: <http://usa.dupontteijinfilms.com/informationcenter/downloads/Physical_And_Thermal_Properties.pdf>

PLASTICBAGES INDUSTRIAL. Propiedades técnicas del nylon. [en línea]. Disponible en Internet: <<http://www.plasticbages.com/caracteristicasnylon.html>>

PEER, Frank. Human Power Flying, -Velair. [en línea]. Disponible en Internet: <<http://www.skytec-engineering.de/hpa.htm>>

PROPIEDADES MECÁNICAS DE LOS MATERIALES. [en línea]. Disponible en Internet: <<http://www.unalmed.edu.co/~cpgarcia/mecanicas.PDF>>

QUIMINET. ¿Qué son los materiales compuestos?. [en línea]. Disponible en Internet: <http://www.quiminet.com/ar2/ar_%255CS%25C1a%25E7%25BA%252F%25E1.htm>

RAYMER, Daniel P. Aircraft Design: A Conceptual approach. Washington. Education Series. 2002.

REINO UNIDO. ROYAL AERONAUTICAL SOCIETY. Regulations and Conditions for The Kremer International Marathon Competition. [en línea]. Disponible en Internet: <<http://www.raes.org.uk>>

ROBERTSON, Cameron. Structural Characterization, Optimization, and Failure Analysis of a Human –Powered Ornithopter. [en línea]. Disponible en Internet:

<https://tspace.library.utoronto.ca/bitstream/1807/18847/11/Robertson_Cameron_D_200911_MASc_thesis.pdf>

ROPER, Chris. HUMAN Power Flying, -The true flights. [en línea]. Disponible en Internet: <<http://www.humanpoweredflying.propdesigner.co.uk/html/flights.html>>

SLIDEBOOM. Propiedades de los materiales. [en línea]. Disponible en Internet: <<http://www.slideboom.com/presentations/75417/propiedades-de-los-materiales>>

THE UNIVERSITY OF ADELAIDE. Human Powered Aircraft. [en línea]. Disponible en Internet: <<http://personal.mecheng.adelaide.edu.au/~marjom01/Aeronautical%20Engineering%20Projects/2006/group6.pdf>>

TOBÓN, Conde Juan Sebastián. Diseño preliminar de una aeronave de propulsión humana para la competencia Kremer en la categoría maratón [Trabajo de Grado]. Bogotá: Universidad de San buenaventura. Facultad de Ingeniería; 2009.

UNIVERSIDAD DE MIT. AVL. [en línea]. Disponible en: <<http://web.mit.edu/drela/Public/web/avl/>>

UNIVERSIDAD NACIONAL DE MEDELLÍN. Propiedades mecánicas de los materiales. [en línea]. Disponible en Internet: <<http://www.unalmed.edu.co/~cpgarcia/mecanicas.PDF>>

VIRGINIA TECH, Human Powered Aircraft Team. [diapositivas].

VON Misses, Richard. Theory of flight. Toronto, Canada. Dover Publication. 2001.

WIKIPEDIA. [en línea]. Disponible en Internet: <<http://es.wikipedia.org>>

YOUTUBE. [en línea]. Disponible en Internet: <<http://www.youtube.com>>

ANEXOS

ANEXO A. REGULACIONES Y CONDICIONES DE LA “KREMER INTERNATIONAL MARATHON COMPETITION”

THE ROYAL AERONAUTICAL SOCIETY

Human Powered Flight

A prize of 50,000 pounds is offered for the first successful controlled flight over a specified Marathon course in one hour under the following Regulations and Conditions laid down by the Human Powered Aircraft Group Committee of the Royal Aeronautical Society. The competition will be conducted by the Royal Aero Club of the United Kingdom, which is an active member of the FAI, and in accordance with the General Section and Section 2 of the Sporting Code of the Federation Aeronautique Internationale (FAI).

The competition is to be known as the KREMER INTERNATIONAL MARATHON COMPETITION. On behalf of the Society's Council, the Human Powered Aircraft Group Committee of the Society are the 'Organisers' of the competition. The Regulations and Conditions of the Competition are as follows:

COMPETITION REGULATIONS AND CONDITIONS.

1. GENERAL

The competition is for the successful completion of a flight over an approved course within the United Kingdom in a specified time of ONE hour or less. The prize of 50,000 pounds will be awarded to the first person who fulfils the Regulations and Conditions to the satisfaction of the Organisers.

2. PRIZES AND TROPHY

In addition to the 50,000 pound prize a trophy will be presented to the winner. The trophy will be engraved with the winners name and country of origin.

3. ELIGIBILITY

The competition is international and is open to individuals or teams from any part of the world. It will be governed by the Sporting Code of the FAI and these Regulations and Conditions.

4. CONDITIONS OF ENTRY

4.1 Aircraft

- (a) The aircraft shall be a heavier than air machine and the use of lighter than air gases shall be prohibited.
- (b) The aircraft shall be propelled entirely by human power. No device for the storage or supply of energy may be used.
- (c) Any mechanical or electrical system of the aircraft shall be designed, in such a way, as to produce no undue hazard to the crew or persons in the vicinity of the aircraft.
- (d) No drugs or stimulants, including oxygen, shall be permitted. In this respect each entrant flying as a crew member must take such tests as approved by the UK Sports Council and after any successful attempt at the competition.
- (e) No part of the aircraft shall be jettisoned during any part of the flight, including take-off and landing.
- (f) The aircraft shall be controlled only by the airborne crew of the aircraft.

4.2 Crew

- (a) The crew shall be those in the aircraft during the takeoff and flight. There shall be no limit to their number.
- (b) No member of the crew shall be permitted to leave the aircraft at any time of the flight, including the take-off and landing.
- (c) With the exception of one wing tip handler to assist in stabilising the aircraft prior to take off, only the crew may approach the aircraft prior to and during any competition flights.

4.3 Ground and Weather Conditions.

- (a) There shall be no restrictions regarding wind strength or general weather conditions, other than the need for adequate visual observation and unrestricted observation for the Official Observers.
- (b) The take-off and flight will be made from an agreed location which will be free from adjacent buildings or other large objects which could impart significant disturbance or deflection of the air.

4.4 The Course

(a) The Course (see diagram) shall be around two turning points which shall not be less than 4051 metres apart and will be clearly marked. The Course will include the take-off and landing runs and the 'completed flight' includes both the take-off and the landing.

(b) All parts of the aircraft shall be flown outside each turning point.

(c) The course may be flown in either direction.

(d) A line, defined as the Course Datum Line, will be set at right angles to the line joining the turning points and approximately midway between them. The Course Datum Line, which will not be less than 50 metres or exceed 150 metres in length will be suitably marked. Following its take-off and initial climb, the aircraft must be observed to cross the Course Datum Line and around both turning points at a height not less than the Aircraft Clearance Height.

(e) The height, defined as the Aircraft Clearance Height, shall be not less than 5 metres above the ground to the lowest point of the aircraft as measured with the aircraft in horizontal flight.

(f) Prior to take-off, the aircraft will be at rest and positioned so that the nose of the aircraft is at the Course Datum Line. The flight shall start from rest and, subsequent to take-off, the aircraft shall be flown at a height not less than the Aircraft Clearance Height on the 10 occasions it will cross the Course Datum Line as well as at the turning points. The timing of the flight will commence when the nose of the aircraft crosses the Course Datum Line. The timing of the flight shall end when the nose of the aircraft crosses the Course Datum Line at the completion of the final circuit. The elapsed time is recorded. The flight is complete when the pilot lands the aircraft and brings it to rest to the satisfaction of the Official Observers. Landings which result in damage to the aircraft shall be declared non-flights and cannot be accepted as flights for the purposes of this Competition.

(g) The total flight time for this competition is the 'elapsed time'.

(h) The aircraft must be in continuous flight over the course. The completed flight will comprise the takeoff climb, two circuits of the outer course, a third circuit which shall be a Figure-of-Eight circuit, followed by two circuits of the outer course, all combined to form the 'Marathon Course'.

4.5 Observation

(a) Every official attempt shall be observed by official observers appointed by the Royal Aero Club of the United Kingdom.

(b) The agreed course and the timing of the flight shall be conducted by its observers in accordance with the provisions of the Sporting Code of the FAI, and these Regulations and Conditions.

(c) The flight shall be observed throughout the entire flight.

(d) The timing of the flight shall commence when the nose of the aircraft crosses the Course Datum Line. It shall end when, having completed the course, the nose of the aircraft crosses the Course Datum Line.

(e) Total flight times of one hour or less will be declared official provided that the flight has been completed to the satisfaction of the Official Observers. Only then will the Official Observers submit the attempt for ratification to the Organisers.

5. APPLICATIONS FOR ENTRY

5.1 Entry forms shall be obtained from and returned to the Secretary, Human Powered Aircraft Group Committee, The Royal Aeronautical Society, 4 Hamilton Place, London W1V 0BQ, United Kingdom.

5.2 Each application and completed entry form shall contain an application for official observation and a signed statement that the entrant and crew members are willing to undertake medical tests for drugs.

5.3 The entrant shall undertake to abide by the Regulations and Conditions relating to this competition and to the official observation of all competition flights by the entrant.

5.4 Each entrant shall include a declaration of all arrangements made for the sponsorship of the competitor where applicable. All subsequent arrangements or changes to those arrangements for sponsorship shall be notified to the Organisers without delay and before any competition flights take place.

5.5 The entrant shall be responsible for all expenses incurred in connection with transportation of the competition aircraft to the United Kingdom and to the competition site. The entrant will be responsible for all expenses relating to storage of the aircraft before and after any competition flights. The entrant shall undertake to defray all expenses incurred in the official observation of all competition flights.

5.6 The entrance fee for non-sponsored entrants shall be 100 pounds or equivalent, made payable to The Royal Aeronautical Society at the time of entry, and is non-returnable. The entrance fee for sponsored entrants will be advised to the sponsoring organisation for payment.

5.7 Final notice of the proposed time and date of any attempt requiring official observation shall be sent in writing to the Organisers and the Royal Aero Club at least thirty days before the proposed date. This time is required to arrange for official observation. Applications will be considered in order of receipt.

5.8 The final notice of an official attempt must be accompanied by a further sum of 100 pounds, or equivalent. Payable as above.

5.9 A FAI Sporting Licence will be required by all pilots taking part in this competition. Application Forms may be obtained from National Aero Clubs, including the Royal Aero Club, in the United Kingdom or from the RAeS for nationals of countries not represented by the FAI.

6. GENERAL CONDITIONS

6.1 Insurance

Such insurance must be approved by the Organisers and evidence that the entrant has taken out, on behalf of himself, pilots and crew, representatives and employees, and his sponsors.. if any, adequate insurance (to a combined limit of at least 750,000 pounds and including insurance against third party liability), and indemnify The Royal Aeronautical Society and the Royal Aero Club of the United Kingdom. Against any claim of any kind whatsoever arising out of or in connection with the entrants participation in the competition. Such insurance should also cover the Society and its members and employees. Evidence that such Insurance has been effected must be produced to the Official Observers and the Organisers, before every attempt, and each entry shall include such an indemnity.

6.2 Sponsorship

The sponsorship of competitors by industrial, commercial or governmental agencies is permitted. No advertising material may be carried on the aircraft or displayed in connection with the competition except as first agreed between the Organisers and the Sponsor(s).

6.3 Jurisdiction

In any question or dispute regarding the acceptance of entrants, eligibility of entrants, pilot and crew, the aircraft, the course, sponsorship or official attempts, the decision of the organisers shall be final. The award of the prize shall require the approval of the Society's Council

6.4 Ratification of Claim.

Any entrant establishing an official time of One hour or less is eligible to be considered by the 'Organisers' for ratification as the winner of the competition. For this purpose the entrant shall supply satisfactory documentary and other evidence, such as video film, in support of the claim of compliance with these Regulations and Conditions. The entrant is responsible for seeing that this evidence includes the Official Observers signed reports and other information as required under the provisions of the FAI Sporting Code.

6.5 Interpretation of Regulations and Conditions.

The interpretation of these Regulations and Conditions or any of the Regulations and Conditions hereafter issued, shall rest with the Society's Council on the recommendation of the Organisers. The entrant shall be solely responsible to the Official Observers for due observance of these Regulations and Conditions and shall be the person with whom the Official Observers will deal in respect of any question arising out of this competition.

ANEXO B. COEFICIENTES AERODINÁMICOS HALLADOS POR MEDIO DE AVL PARA CONDICIÓN DE VUELO RECTO Y NIVELADO CON RÁFAGA.

Tabla B1. Coeficientes para el ala inferior.

LOWER WING						
j	Yle	Chord	cl	cd	L	D
1	0,0195	0,55	0,8517	-0,1611	9491,27	-1795,54
2	0,1731	0,55	0,8430	-0,1282	9394,09	-1429,12
3	0,4698	0,55	0,7197	-0,0309	8020,24	-334,13
4	0,8895	0,55	0,5974	0,0017	6657,08	18,72
5	1,4035	0,55	0,5302	0,0101	5909,08	112,33
6	1,9768	0,55	0,4983	0,0128	5553,36	142,64
7	2,5703	0,55	0,5031	0,0123	5606,58	137,29
8	3,1819	0,55	0,5007	0,0124	5580,11	138,18
9	3,7657	0,55	0,4814	0,0136	5364,36	151,56
10	4,2423	0,55	0,4342	0,0160	4839,24	178,30
11	4,5682	0,55	0,3348	0,0173	3731,07	192,57
12	4,7896	0,55	0,1406	0,0107	1566,42	119,46

Fuente: AVL

Tabla B2. Coeficientes para el ala superior.

UPPER WING						
j	Yle	Chord	cl	cd	L	D
25	0.0203	0.55	0,6169	0,0022	6875,51	24,96
26	0.1808	0.55	0,6165	0,0022	6871,05	24,96
27	0.4908	0.55	0,6126	0,0029	6827,37	32,10
28	0.9292	0.55	0,6119	0,0028	6819,35	31,20
29	1.4661	0.55	0,6062	0,0034	6755,15	38,34
30	2.0650	0.55	0,5969	0,0044	6651,74	49,03
31	2.6850	0.55	0,5837	0,0057	6504,63	63,30
32	3.2839	0.55	0,5638	0,0075	6283,53	83,80
33	3.8208	0.55	0,5311	0,0102	5918,90	113,22
34	4.2592	0.55	0,4732	0,0137	5273,43	152,45
35	4.5692	0.55	0,3639	0,0161	4055,59	179,20
36	4.7297	0.55	0,1505	0,0103	1676,98	115,01

Fuente: Ibíd.

Tabla B3. Coeficientes para alas laterales.

SIDE WING						
j	Yle	Chord	cl	cd	L	D
49	4.75	0.55	0,0056	0	4,03	0
50	4.75	0.55	0,0263	0	18,95	0
51	4.75	0.55	0,0126	0	9,10	0
52	4.75	0.55	-0,0057	0	-4,14	0
53	4.75	0.55	-0,0215	-0,0001	-15,49	-0,11
54	4.75	0.55	-0,0362	-0,0003	-26,09	-0,23
55	4.75	0.55	-0,0508	-0,0005	-36,63	-0,40
56	4.75	0.55	-0,0661	-0,0008	-47,36	-0,63
57	4.75	0.55	-0,0807	-0,0012	-58,12	-0,86
58	4.75	0.55	-0,0880	-0,0008	-63,42	-0,63
59	4.75	0.55	-0,0699	0	-50,34	0
60	4.75	0.55	-0,0175	0	-12,61	0

Fuente: Ibíd.

Tabla B4. Coeficientes para el canard.

CANARD						
j	Yle	Chord	cl	cd	L	D
73	0.0083	0.66	-0,5620	-0,0272	286,99	13,92
74	0.0742	0.66	-0,5259	-0,0453	268,53	23,16
75	0.2015	0.66	-0,4722	-0,0349	241,12	17,85
76	0.3815	0.66	-0,3612	-0,0183	184,46	9,35
77	0.6019	0.66	-0,2454	-0,0084	125,32	4,32
78	0.8477	0.66	-0,1588	-0,0037	81,12	1,91
79	1.1023	0.66	-0,1013	-0,0016	51,75	0,85
80	1.3481	0.66	-0,0644	-0,0008	32,92	0,40
81	1.5685	0.66	-0,0408	-0,0003	20,83	0,16
82	1.7485	0.66	-0,0249	-0,0001	12,74	0,08
83	1.8758	0.66	-0,0135	0	6,90	0,04
84	1.9417	0.66	-0,0043	0	2,20	0

Fuente: Ibíd.

Tabla B5. Coeficiente para el estabilizador vertical.

VERTICAL				
j	Yle	Chord	cl	cd
97	0.0000	0.5694	0.0000	0.0000

Tabla B5. (Continuación)

VERTICAL				
j	Yle	Chord	cl	cd
98	0.0000	0.5885	0.0000	0.0000
99	0.0000	0.6335	0.0000	0.0000
100	0.0000	0.7062	0.0000	0.0000
101	0.0000	0.7953	0.0000	0.0000
102	0.0000	0.8946	0.0000	0.0000
103	0.0000	0.8946	0.0000	0.0000
104	0.0000	0.7953	0.0000	0.0000
105	0.0000	0.7062	0.0000	0.0000
106	0.0000	0.6335	0.0000	0.0000
107	0.0000	0.5885	0.0000	0.0000
108	0.0000	0.5694	0.0000	0.0000

Fuente: Ibíd.

ANEXO C. DISTRIBUCIÓN DE PRESIONES ALREDEDOR DEL PERFIL AERODINÁMICO ALAR.

Tabla C1. Distribución de presiones (Pa) en el perfil FX76MP-120.

x/c	Intrados		Extrados	
	Cp	P	Cp	P
0	0,704545	186026,5	0	101325
0,05	0	101325	-0,570455	32744,01
0,1	0,113636	114986,5	-0,818182	2961,883
0,15	0,204545	125915,7	-1,068182	-27093,5
0,2	0,247727	131107,1	-1,147727	-36656,5
0,25	0,295455	136845,1	-1,218182	-45126,7
0,3	0,313636	139030,8	-1,218182	-45126,7
0,35	0,331818	141216,7	-1,218182	-45126,7
0,4	0,343182	142582,9	-1,197727	-42667,6
0,45	0,361364	144768,7	-1,147727	-36656,5
0,5	0,368182	145588,4	-1,140909	-35836,9
0,55	0,386364	147774,3	-1,113636	-32558,1
0,6	0,386364	147774,3	-1,068182	-27093,5
0,65	0,406818	150233,3	-0,954545	-13431,9
0,7	0,429545	152965,6	-0,806818	4328,08
0,75	0,454545	155971,1	-0,570455	32744,01
0,8	0,463636	157064	-0,431818	49411,17
0,85	0,5	161435,8	-0,295455	65804,94
0,9	0,522727	164168,1	-0,193182	78100,36
0,95	0,534091	165534,3	-0,138636	84657,96
1	0,747727	191217,9	-0,570455	32744,01

Fuente: Autores.

Tabla C2. Distribución de presiones (Pa) en el perfil NACA 0009.

x/c	Intrados		Extrados	
	Cp	P	Cp	P
0	0,258762	132433,77	0,258762	132433,77
0.0125	0	101325	0	101325
0,025	-0,206185	76537,11	-0,206185	76537,11
0.05	-0,27835	67861,32	-0,27835	67861,32
0.075	-0,293814	66002,2	-0,293814	66002,2
0.1	-0,309278	64143,11	-0,309278	64143,11

Tabla C2. (Continuación).

x/c	Intrados		Extrados	
	Cp	P	Cp	P
0.15	-0,30103	65134,7	-0,30103	65134,7
0.2	-0,27835	67861,32	-0,27835	67861,32
0.25	-0,262886	69720,43	-0,262886	69720,43
0.3	-0,249484	71331,64	-0,249484	71331,64
0.4	-0,195876	77776,48	-0,195876	77776,48
0.5	-0,154639	82734,05	-0,154639	82734,05
0.6	-0,113402	87691,63	-0,113402	87691,63
0.7	-0,077319	92029,58	-0,077319	92029,58
0.8	-0,030927	97606,9	-0,030927	97606,9
0.9	0,036082	105662,83	0,036082	105662,83
0.95	0,097938	113099,25	0,097938	113099,25
1	0,229896	128963,45	0,229896	128963,45

Fuente: Autores.

ANEXO D. COORDENADAS PARA LOS PERFILES ALARES.

Figura D1. Perfil aerodinámico FX76MP-120.



Fuente: Op. cit. TOBÓN CONDE, Juan Sebastián. p. 171.

Tabla D1. Coordenadas para el perfil aerodinámico FX76MP-120.

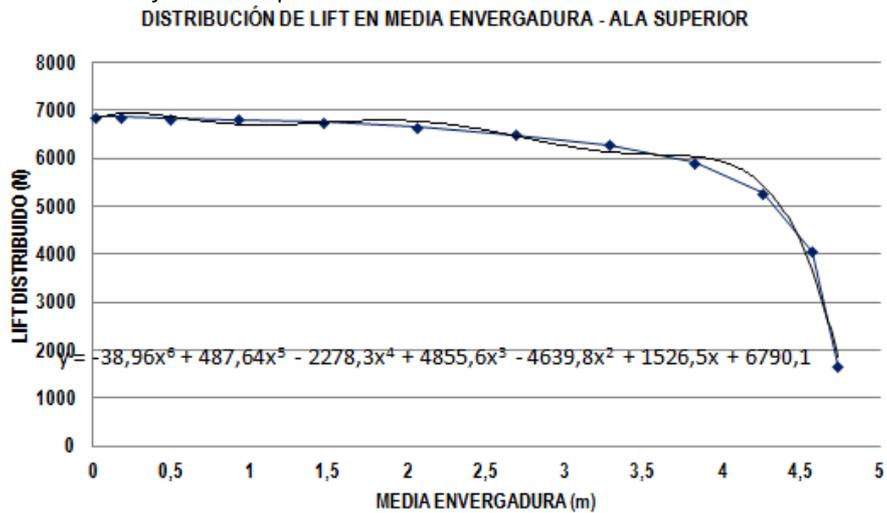
x/c	
1,000	0,00094
0,950	0,01980
0,900	0,03612
0,800	0,06862
0,700	0,09930
0,600	0,12102
0,500	0,13252
0,400	0,13535
0,300	0,12934
0,200	0,11275
0,150	0,09927
0,100	0,08116
0,075	0,06948
0,050	0,05487
0,025	0,03606
0,01125	0,02262
0,000	0,000

x/c	
0,01125	-0,01110
0,025	-0,01393
0,050	-0,01423
0,075	-0,01260
0,100	-0,01043
0,150	-0,00535
0,200	-0,00024
0,300	0,00859
0,400	0,01519
0,500	0,01961
0,600	0,02227
0,700	0,02359
0,800	0,02344
0,900	0,01791
0,950	0,01126
1,000	-0,00081

Fuente: Ibíd.

ANEXO E. CENTROIDES Y MOMENTOS DISTRIBUIDOS

Figura E1. Distribución de *lift* del ala superior.



Fuente: Autores.

$$M(x) = w(x) * \bar{X}$$

$$\bar{X} = \frac{4L}{3\pi}$$

$$w(x) = -5.565x^7 + 81.266x^6 - 455.6x^5 + 1213.75x^4 - 1546.33x^3 + 763x^2 + 6790x$$

$$M(x) = \frac{-22.26}{3\pi}x^8 + \frac{325.064}{3\pi}x^7 - \frac{1822.4}{3\pi}x^6 + \frac{4855}{3\pi}x^5 + \frac{6185.32}{3\pi}x^4 + \frac{3052}{3\pi}x^3 + \frac{27160}{3\pi}x^2$$

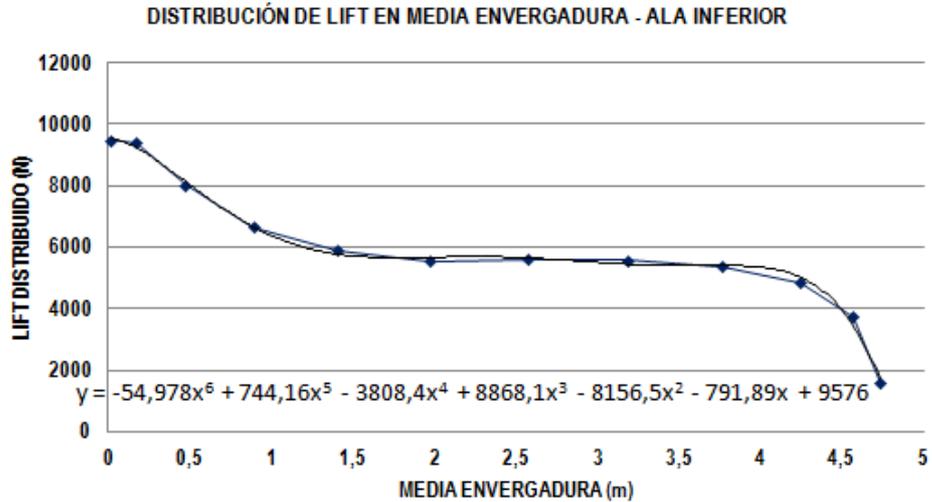
DEFLEXION

$$EJ_{XX}\delta = 2.361859355x^8 + 34.49036161x^7 - 193.3626455x^6 + 515.1314991x^5 - 656.2828351x^4 + 323.8272575x^3 + 2881.765503x^2$$

$$EI_{XX}\delta = -0.262428817x^9 + 4.342952x^8 - 27.62323507x^7 + 85.58524985x^6 - 131.256567x^5 + 80.95681438x^4 + 460.588502x^3 + C_1$$

$$EI_{XX}\delta = -0.026242881x^{10} + 0.4790328x^9 - 3.452904389x^8 + 12.26503569x^7 - 21.8760945x^6 + 16.19136288x^5 + 240.1471253x^4 + C_2$$

Figura E2. Distribución de lift del ala inferior.



Fuente: Autores.

$$M(x) = w(x) * \bar{X}$$

$$\bar{X} = \frac{\sum x_i * A_i}{\sum A_i} = \frac{\left[\left(\frac{L}{3}\right) * \left(\frac{LF}{2}\right)\right] + \left[\left(\frac{4L}{3\pi}\right) * \left(\frac{\pi LF}{4}\right)\right]}{\left(\frac{LF}{2}\right) + \left(\frac{\pi LF}{4}\right)} = \frac{\frac{L^2F}{6} + \frac{\pi L^2F}{3}}{\frac{LF + 2\pi LF}{2}} = \frac{\frac{2L^2F + \pi L^2F}{3}}{\frac{LF + 2\pi LF}{2}}$$

$$= \frac{4L^2F + 2\pi L^2F}{3LF + 6\pi LF}$$

$$= \frac{4X^2F + 2\pi X^2F}{3XF + 6\pi XF} = \frac{2X(2 + \pi)}{3(1 + 2\pi)}$$

$$w(x) = -7.854x^7 + 124.0266667x^6 - 761.68x^5 + 2217.025x^4 - 2718.833333x^3 - 395.945x^2 + 9576x$$

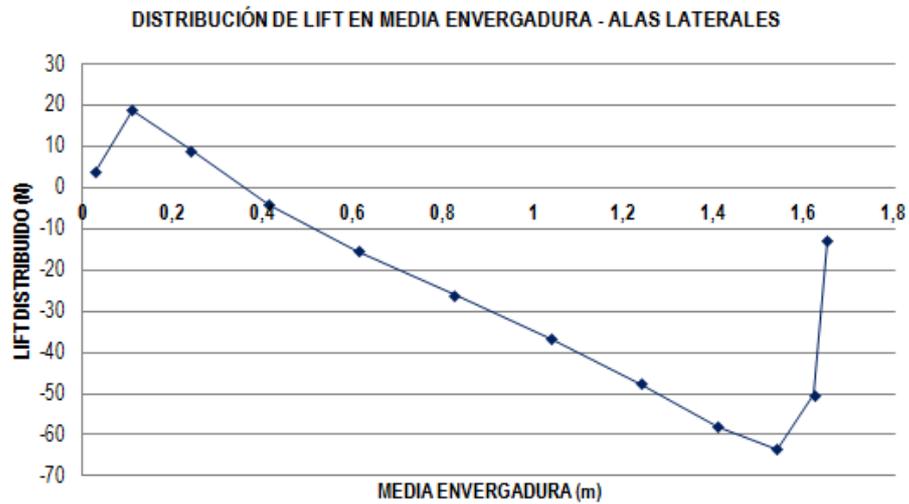
$$M(x) = \frac{-15.708x^8(2 + \pi)}{3(1 + 2\pi)} + \frac{248.0533334x^7(2 + \pi)}{3(1 + 2\pi)} - \frac{1523.36x^6(2 + \pi)}{3(1 + 2\pi)} + \frac{4434.05x^5(2 + \pi)}{3(1 + 2\pi)} - \frac{5437.6666666x^4(2 + \pi)}{3(1 + 2\pi)} - \frac{791.89x^3(2 + \pi)}{3(1 + 2\pi)} + \frac{19152x^2(2 + \pi)}{3(1 + 2\pi)}$$

DEFLEXION

$$EI_{XX}\delta = \frac{-(2 + \pi)}{1 + 2\pi} * 0.581777x^9 + \frac{(2 + \pi)}{1 + 2\pi} * 10.135555x^8 - \frac{(2 + \pi)}{1 + 2\pi} * 22540952x^7$$

$$\begin{aligned}
& + \frac{(2 + \pi)}{1 + 2\pi} * 296.336x^6 - \frac{(2 + \pi)}{1 + 2\pi} * 362.511111x^5 - \frac{(2 + \pi)}{1 + 2\pi} * 65,990833x^4 \\
& \quad + \frac{(2 + \pi)}{1 + 2\pi} * 2128x^3 \\
EI_{XX}\delta = & -\frac{(2 + \pi)}{1 + 2\pi} * 0.058177x^{10} + \frac{(2 + \pi)}{1 + 2\pi} * 1.748395x^9 - \frac{(2 + \pi)}{1 + 2\pi} * 9.067619x^8 + \\
& \frac{(2 + \pi)}{1 + 2\pi} * 35.190887x^7 - \frac{(2 + \pi)}{1 + 2\pi} * 60.418510x^6 - \frac{(2 + \pi)}{1 + 2\pi} * 13.198166x^5 + \frac{(2 + \pi)}{1 + 2\pi} \\
& \quad * 532x^4
\end{aligned}$$

Figura E3. Distribución de lift del ala lateral.



Fuente: Autores.

$$M(x) = w(x) * \bar{X}$$

$$\begin{aligned}
\bar{X} = \frac{\sum x_i * A_i}{\sum A_i} &= \frac{\left[\left(\frac{X}{3} \right) \left(\frac{XF}{2} \right) 3 \right] + \left[\left(\frac{X}{2} \right) (XF)(2) \right] + \left[\left(\frac{X}{2} \right) \left(\frac{4XF}{3} \right) \right]}{\left[\left(\frac{XF}{2} \right) 3 \right] + [(XF)(2)] + \left[\left(\frac{4XF}{3} \right) \right]} \\
&= \frac{\left[\left(\frac{X^2F}{6} \right) 3 \right] + \left[\left(\frac{X^2F}{2} \right) 2 \right] + \left[\frac{4X^2F}{6} \right]}{\frac{3XF}{2} + 2XF + \frac{4XF}{3}} = \frac{\frac{13X^2F}{6}}{\frac{29XF}{6}} = \frac{78X}{179} = 0.498275X
\end{aligned}$$

$$w(x) = 9.0563X^3 - 42.587X^2 + 21.767X$$

$$M(x) = 4.05972069X^4 - 19.09072414X^3 + 9.757620688X^2$$

DEFLEXIÓN

$$EI_{XX}\delta = 0.81194413X^5 - 4.77268103X^4 + 3.25254022X^3$$

HUMAN POWER AIRCRAFT SUE - SUA

**REQUERIMIENTOS TÉCNICOS PARA
LA FABRICACIÓN DE LA SUPERFICIE ALAR**

HUMAN POWER AIRCRAFT SUE - SUA

**REQUERIMIENTOS TÉCNICOS PARA
LA FABRICACIÓN DE LA SUPERFICIE ALAR**

**CAPÍTULO 1
VIGAS ESTRUCTURALES**



A. Materiales Necesarios

- Mandriles de duraluminio de 4 m de longitud. (Se encuentran de diámetros desde 6 mm hasta 250 mm).

B. Herramientas Necesarias

- Lija No. 180 para lijado en húmedo y en seco.
- Lija No. 220 para lijado en húmedo y en seco.
- Lija No. 500 para lijado en húmedo y en seco.
- Esponjilla.
- Tricloroetileno.
- AIRTECH Release all #18.
- Horno.

C. Preparación y Procedimiento

- Se debe remover todas las imperfecciones del tubo de duraluminio, limpiándolo y puliéndolo con la lija No. 180, en húmedo.
- Pula el tubo nuevamente con la lija No. 220 y termine el pulido con la lija No. 500. Finalice con una esponjilla fina en húmedo con un poco de detergente.
- Desengrase el tubo usando el tricloroetileno u otro desengrasante comercial. (Realice este procedimiento en una zona abierta o con bastante ventilación).
- Deje el tubo por 20 minutos para la evaporación apropiada de los solventes del desengrasante.
- Sostenga el tubo en el montaje giratorio. Aplique una primera capa de AIRTECH Release all #18 u otro agente liberador apropiado libre de silicona. (Es importante utilizar guantes de protección para prevenir la contaminación del agente liberador).
- Deje secar de 15 a 20 minutos y luego aplique una segunda capa del agente liberador.
- Hornee el tubo con la segunda capa del agente liberador a una temperatura de 130 °C durante 1 hora.
- Deje enfriar el tubo y aplique una última capa del agente liberador y nuevamente hornee el tubo a 130 °C por 1 hora.
- El mandril está ahora preparado (liberado) para la aplicación de la fibra de carbono. Esto impedirá que la fibra se adhiera al mandril.

ADVERTENCIA 1: Prevenga totalmente el contacto del agente liberador con el material compuesto, esto causaría la falla eventual del compuesto por deslaminación.

ADVERTENCIA 2: Siga adecuadamente el procedimiento y las precauciones; de no hacerlo, corre el riesgo de arruinar tanto el mandril como la viga de fibra de carbono.



A. Materiales Necesarios

- Fibra de carbono unidireccional C3000.
- Resina epóxica Colrepox 6090.
- Lámina de plástico en relieve.

B. Herramientas Necesarias

- Espátula de plástico.

C. Preparación y Procedimiento

- a. Corte una lámina de plástico de longitud correspondiente a la longitud de la viga que se requiera fabricar y con ancho igual al de la referencia de la fibra de carbono. Con esto se pretende aislar la fibra.
- b. Pegue sobre la mesa de trabajo la lámina de plástico con cinta en todo su alrededor.
- c. Desenrolle la fibra de carbono sobre la lámina de plástico.
- d. Mida apropiadamente la relación entre la resina y el endurecedor.
- e. Mezcle bien y esparza sobre la fibra lo más uniformemente posible. La espátula hace que este procedimiento sea fácil y rápido. (Se recomienda usar resinas con sistema de curado a alta temperatura).
- f. Al usar este tipo de resinas, se debe curar cada parte en un horno. Las partes serán mejores, más resistente y livianas.
- g. Al terminar de aplicar la resina sobre la fibra, se coloca sobre esta, otra lámina de plástico, la cual se pega nuevamente sobre la mesa de trabajo.
- h. Se repite el mismo procedimiento para la aplicación de la resina. (Se realiza tantas veces sea necesario, de acuerdo a las piezas que se quieran fabricar).

RECOMENDACIÓN 1: Para mayor información se sugiere ver el siguiente video <http://www.youtube.com/watch?v=9_tDQTgdsCg>.

RECOMENDACIÓN 2: Para ahorrar tiempo se recomienda realizar los cortes justos de las piezas que se quieran realizar en cuanto a número de capas y dirección de las fibras.



A. Materiales Necesarios

- Fibra de carbono PrePeg.
- Tubo liberado de duraluminio.

B. Herramientas Necesarias

- Tijeras o cortadora especial para compuestos.
- Horno.
- Caladora con cuchilla para materiales compuestos.
- Taladro vertical con broca para materiales compuestos.
- Prensa para el área de trabajo del taladro vertical.

C. Preparación y Procedimiento

- a. Sostenga el tubo en el montaje giratorio.
- b. Cree un sistema con el cual se pueda calentar el tubo durante la aplicación de la fibra. Véase Recomendación 1.
- c. Corte láminas de fibra con las dimensiones que se requieran y comience a girarlas sobre el mandril, siempre teniendo en cuenta el número de capas, la dirección de las fibras y la longitud de la viga estructural.
- d. Cuando termine de colocar las capas, debe curarse nuevamente el conjunto del tubo de duraluminio y el de fibra de vidrio. Asegúrese mediante cálculos pertinentes que la temperatura de curado sea la indicada para que el tubo se dilate la dimensión del diámetro interno de la viga estructural.
- e. Deje enfriar el conjunto.
- f. La extracción del mandril se hace manualmente, y puede que sea necesario más de 2 personas para este procedimiento.
- g. Para hacer corte de la longitud de la viga, realice una marca del corte. Lleve la viga a la mesa de trabajo y realice el corte previamente marcado utilizando la caladora.
- h. Verifique que con el corte no se hayan desprendido fibras ni capas del material compuesto.
- i. Para realizar perforaciones debe colocar la prensa del taladro vertical, ajustando el centro punto del taladro a la distancia deseada. Verifique las dimensiones.
- j. Perfore con el centro punto a una profundidad aproximada de 1 mm.
- k. Cambie el centro punto por la broca adecuada para materiales compuestos.
- l. Verifique que la broca esté adecuadamente centrada.
- m. Perfore la viga con un agujero pasante. Verifique que el agujero no presente desprendimiento o deterioro en las fibras del material compuesto.

RECOMENDACIÓN 1: Las vigas estructurales pueden ser fabricadas por empresas especializadas en materiales compuestos. Es importante mencionar que es una alternativa muy costosa pero mucho más precisa. Para mayor información se sugiere ver el siguiente video <<http://www.youtube.com/watch?v=cMMhwTEeYIAg>>.

HUMAN POWER AIRCRAFT SUE - SUA

**REQUERIMIENTOS TÉCNICOS PARA
LA FABRICACIÓN DE LA SUPERFICIE ALAR**

**CAPÍTULO 2
COSTILLAS ALARES**



A. Materiales Necesarios

- Bloques de espuma de poliuretano A-Foam 7103.

B. Herramientas Necesarias

- Máquina CNC. Es importante que la máquina tenga la capacidad de modelar componentes más grandes a 0.5 m de longitud.

C. Preparación y Procedimiento

- Para mecanizar las costillas alares se debe programar la máquina CNC con las correspondientes coordenadas y características dimensionales de las costillas alares; principalmente las coordenadas del perfil aerodinámico. Anexo D del documento "ANÁLISIS ESTRUCTURAL, SELECCIÓN DE LA CONFIGURACIÓN ESTRUCTURAL Y SELECCIÓN DE MATERIALES DE LA AERONAVE DE PROPULSIÓN HUMANA SUE-SUA PARA LA COMPETENCIA INTERNACIONAL KREMER EN LA CATEGORÍA MARATÓN" (ala superior e inferior) y para el ala lateral véase el libro "THEORY OF WINGS SECTIONS" de Abbott.
- Una vez se tenga el perfil aerodinámico, es necesario programar las coordenadas de los agujeros de aligeramiento y el agujero para la viga alar.
- Por último corte el borde de ataque y borde de salida de acuerdo a las dimensiones del diseño estructural.



A. Materiales Necesarios

- Costillas en espuma de poliuretano A-Foam 7103.
- Lámina de plywood de 0.8 mm de espesor.
- Bordes de ataque y bordes de salida en balsa.
- Coverite.
- Adhesivo epóxico.

B. Herramientas Necesarias

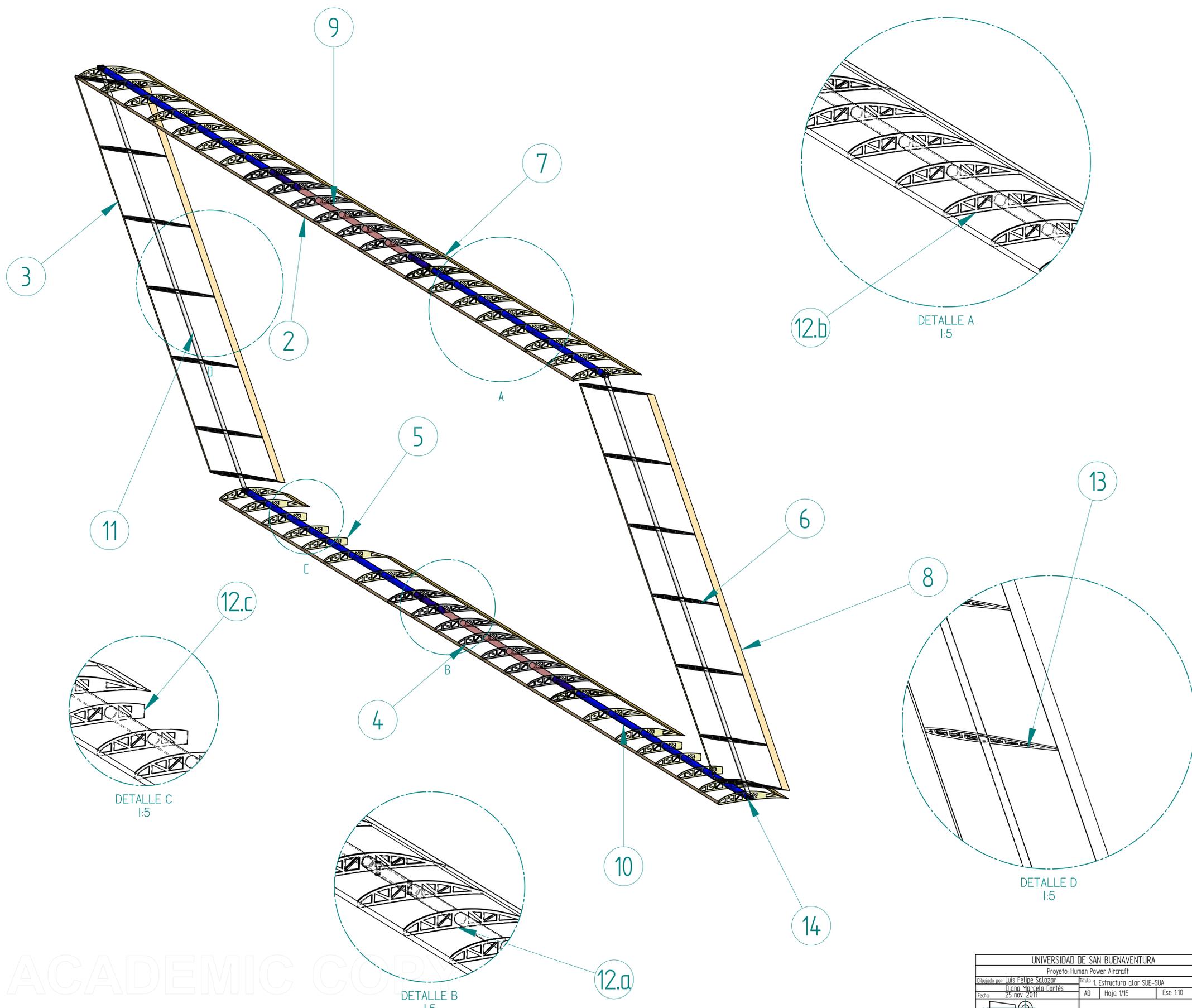
- Lija.
- Brocha.
- Plancha para mylar.
- Bisturí.
- Regla.

C. Preparación y Procedimiento

- a. El balsa y el plywood adhieren a la costilla de poliuretano con el pegamento epóxico.
- b. Corte tiras de plywood de 6 mm de ancho, con una longitud igual a la de los extrados e intrados. Ayúdese con la regla y el bisturí.
- c. Adhiera estas tiras sobre las superficies correspondientes, aplicando el pegamento epóxico con una brocha o pincel.
- d. Lije si es necesario para crear una superficie más fina.
- e. Realice el mismo procedimiento para los bordes de ataque y bordes de salida fabricados en balsa.
- f. El coverite es especialmente utilizado para la adhesión del mylar sobre las costillas alares.

RECOMENDACIÓN 1: Para mayor información véase el documento “ANÁLISIS ESTRUCTURAL, SELECCIÓN DE LA CONFIGURACIÓN ESTRUCTURAL Y SELECCIÓN DE MATERIALES DE LA AERONAVE DE PROPULSIÓN HUMANA SUE-SUA PARA LA COMPETENCIA INTERNACIONAL KREMER EN LA CATEGORÍA MARATÓN”. p. 79 - 82.

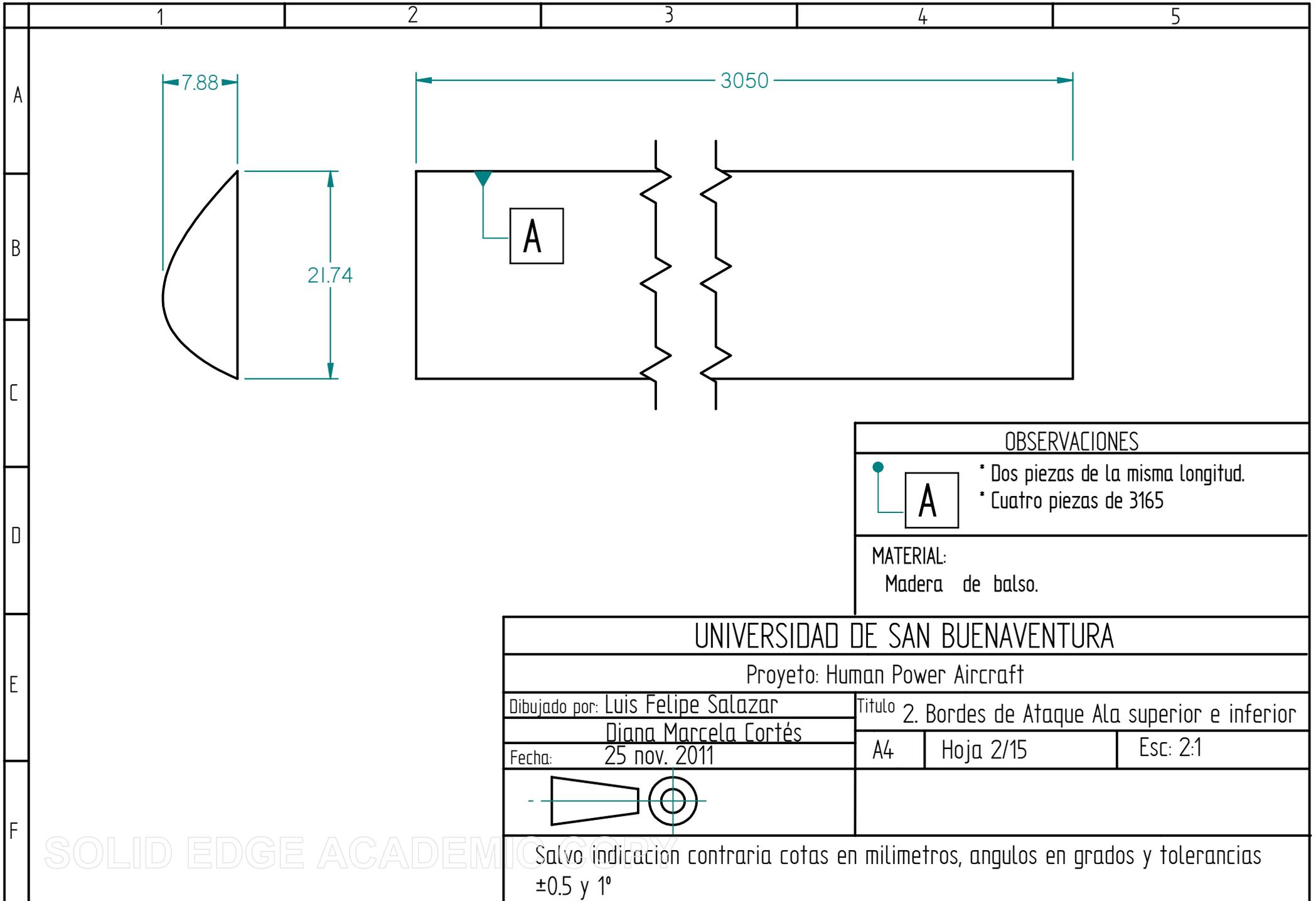
PLANOS



PIEZAS ESTRUCTURA ALAR SUE-SUA		
NUMERO DE PIEZAS	TITULO	CANTIDAD
2	Borde de ataque ala superior e inferior	6
3	Borde de ataque ala lateral	2
4	Castillas ala superior e inferior	42
5	Castillas alerones	6
6	Castillas ala lateral	14
7	Borde de salida ala superior e inferior	8
8	Borde de salida ala lateral	2
9	Viga paneles centrales	2
10	Viga paneles extremos	4
11	Viga paneles alas laterales	2
12.a	Panel central	2
12.b	Panel extremos ala superior	2
12.c	Panel extremos ala inferior	2
13	Panel ala lateral	2
14	Bujes	12

SOLID EDGE ACADEMIC COPY

UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA			
Proyecto: Human Power Aircraft			
Dibuja por: Luis Felipe Salazar Fecha: 25 nov. 2011	Título: 1. Estructura alar SUE-SUA AD	Hoja: 1/15	Esc: 1:10
Salvo indicación contraria cotas en milímetros, ángulos en grados y tolerancias ±0.5 y 1°			



SOLID EDGE ACADEMIC COPY

1

2

3

4

5

A

B

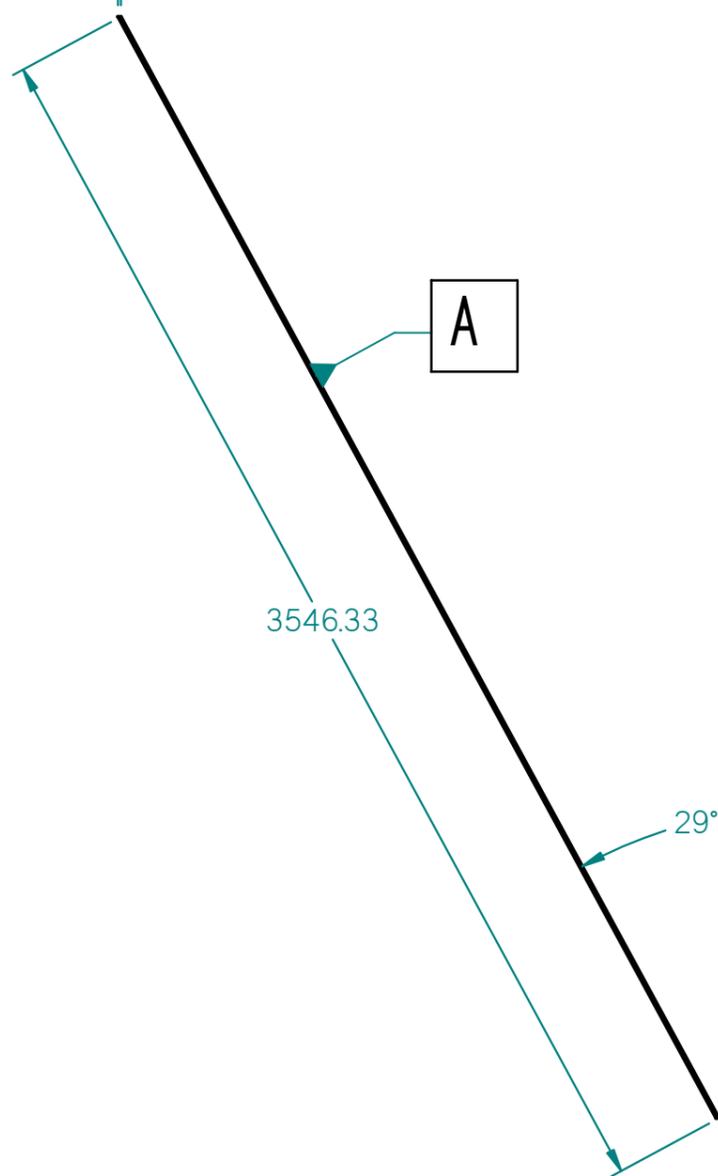
C

D

E

F

8.35



3546.33

29°

A

18.14



3116

OBSERVACIONES



* Dos piezas de la misma longitud.

MATERIAL:
Madera de balso.

UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA

Proyecto: Human Power Aircraft

Dibujado por: Luis Felipe Salazar

Titulo 3. Borde de Ataque Ala lateral

Diana Marcela Cortés

Fecha: 25 nov. 2011

A3

Hoja 3/15

Esc: 1:20



Salvo indicacion contraria cotas en milímetros, angulos en grados y tolerancias ±0.5 y 1°

SOLID EDGE ACADEMIC COPY

A

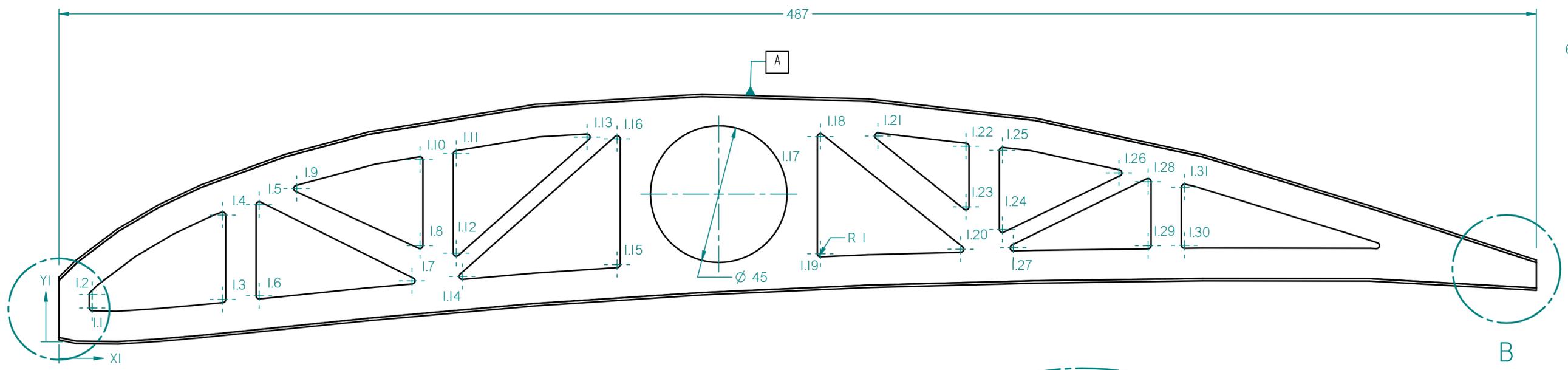
B

C

D

E

F

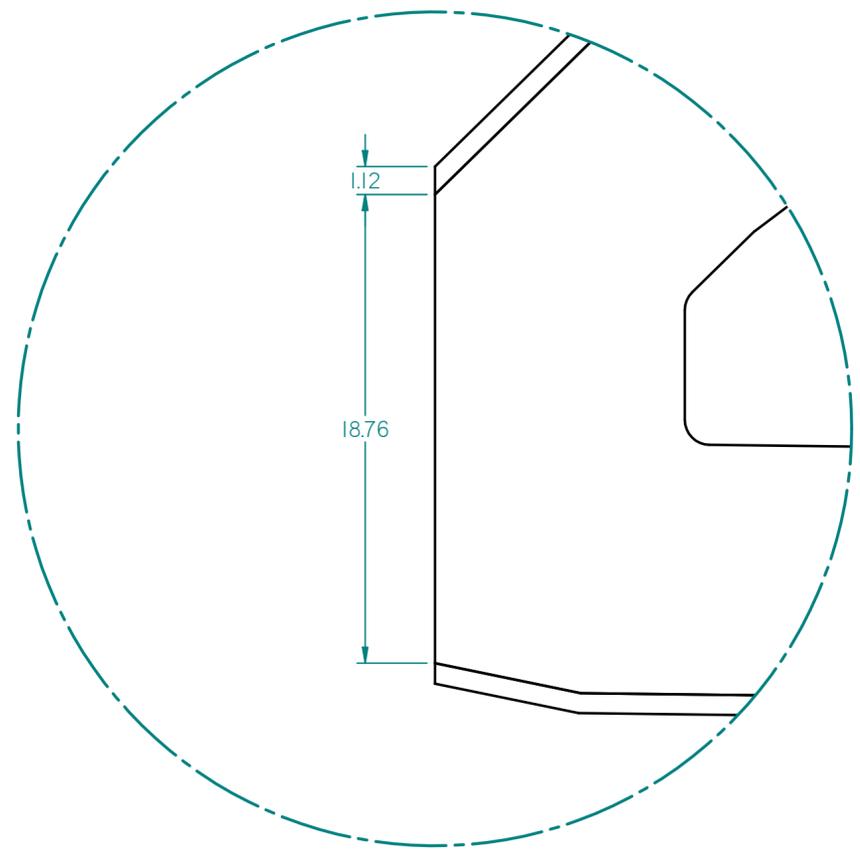


A Tabla de Agujeros

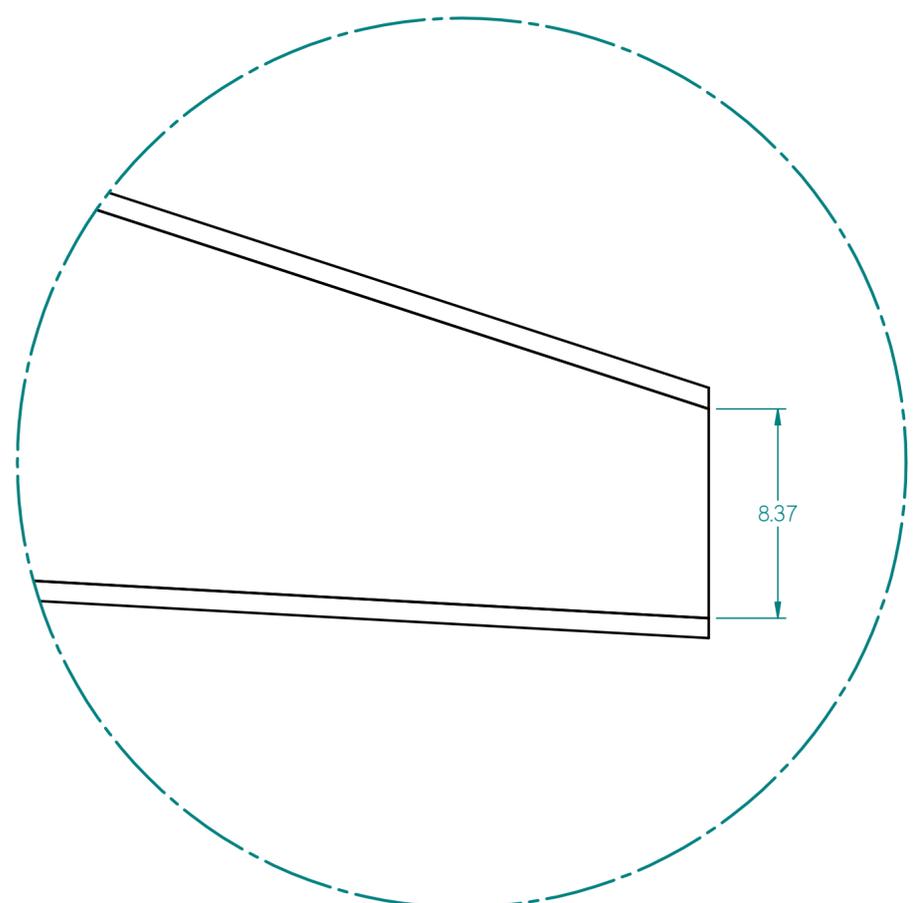
Agujero	X	Y
1.1	11	11,15
1.2	11	15,53
1.3	54	13,91
1.4	54	41,69
1.5	66	45,13
1.6	66	15,12
1.7	116,38	20,05
1.8	119	31,67
1.9	78,38	50,49
1.10	119	59,94
1.11	131	61,93
1.12	131	29,16
1.13	174,09	67,41
1.14	132,93	21,51
1.15	184	25,4
1.16	184	66,85
1.17	217,5	48,61
1.18	251	67,55
1.19	251	28,96
1.20	297,25	30,46
1.21	269,94	67,74
1.22	299	64,4

Tabla de Agujeros

Agujero	X	Y
1.23	299	44,44
1.24	311	36,96
1.25	311	63,02
1.26	349,4	55,6
1.27	314,56	30,92
1.28	359	52,72
1.29	359	31,61
1.30	371	31,77
1.31	371	50,91



DETALLE A
5:1



DETALLE B
5:1

OBSERVACIONES
 * 42 piezas de las mismas dimensiones
MATERIAL:
 Espuma de poliuretano A-foam FR7103
 Recubrimiento de plywood en lamina 300X121

UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA

Proyecto: Human Power Aircraft

Dibujado por: Luis Felipe Salazar	Titulo 4. Costilla ala superior e inferior.	
Fecha: 25 nov. 2011	A2	Hoja 4/15
Esc: 1:1		

Salvo indicacion contraria cotas en milímetros, angulos en grados y tolerancias ±0.5 y 1°

ACADEMIC COPY

A
B
C
D
E
F

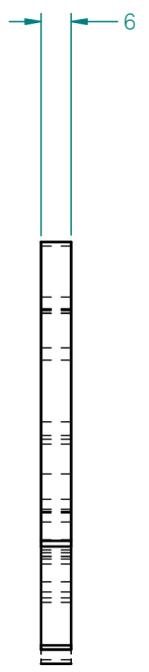
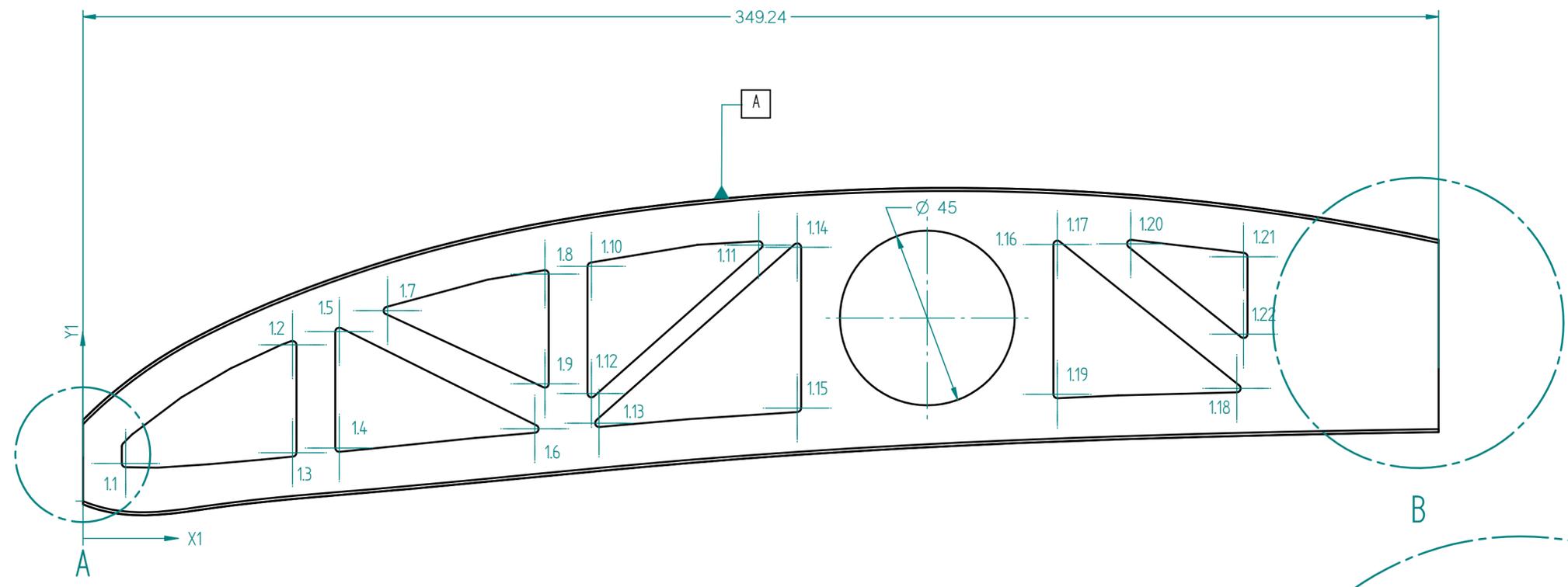
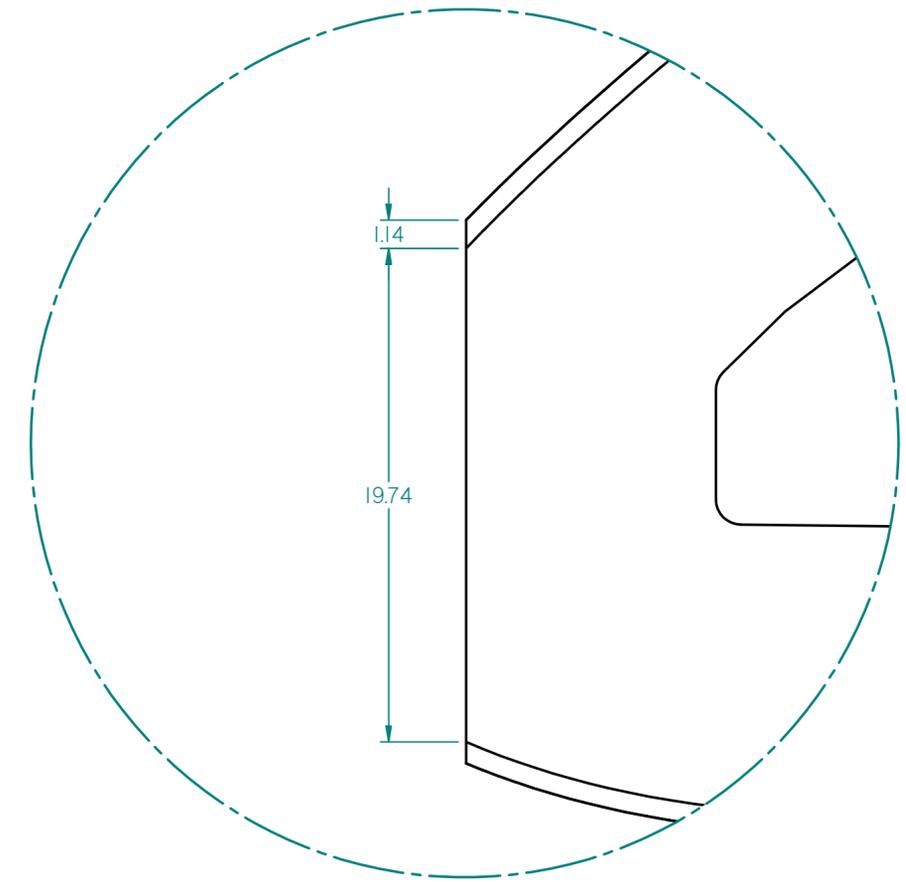
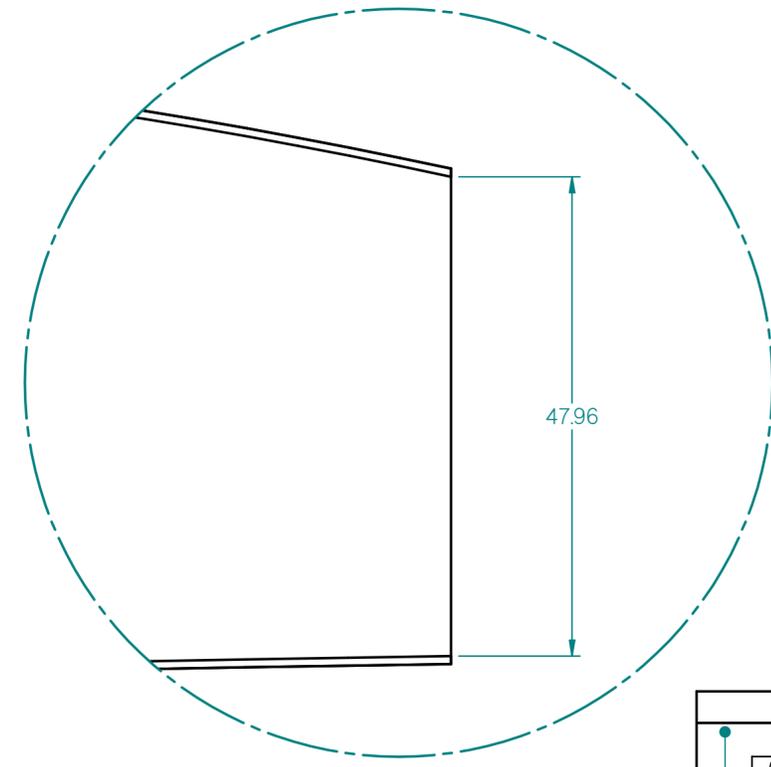


Tabla de Agujeros		
Agujero	X	Y
1.1	11	9,7
1.2	54	40,25
1.3	54	12,46
1.4	66	13,68
1.5	66	43,68
1.6	116,38	18,61
1.7	78,44	49,06
1.8	119	58,49
1.9	119	30,22
1.10	131	60,48
1.11	174,09	65,97
1.12	131	27,72
1.13	132,93	20,07
1.14	184	65,4
1.15	184	23,95
1.16	217,5	47,16
1.17	251	66,1
1.18	297,25	29,02
1.19	251	27,51
1.20	269,94	66,29
1.21	299	62,95
1.22	299	42,99



DETALLE A
5:1



DETALLE B
2:1

OBSERVACIONES
 * 6 piezas con las mismas dimensiones.
MATERIAL:
 Espuma de poliuretano A-foam FR7103
 Recubrimiento de plywood en lamina 300X121

UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA		
Proyecto: Human Power Aircraft		
Dibujado por: Luis Felipe Salazar	Titulo 5. Costilla Alerones - Ala inferior	
Fecha: 25 nov. 2011	A2	Hoja 5/15
Esc: 1:1		
Salvo indicacion contraria cotas en milímetros, angulos en grados y tolerancias ±0.5 y 1°		

A

B

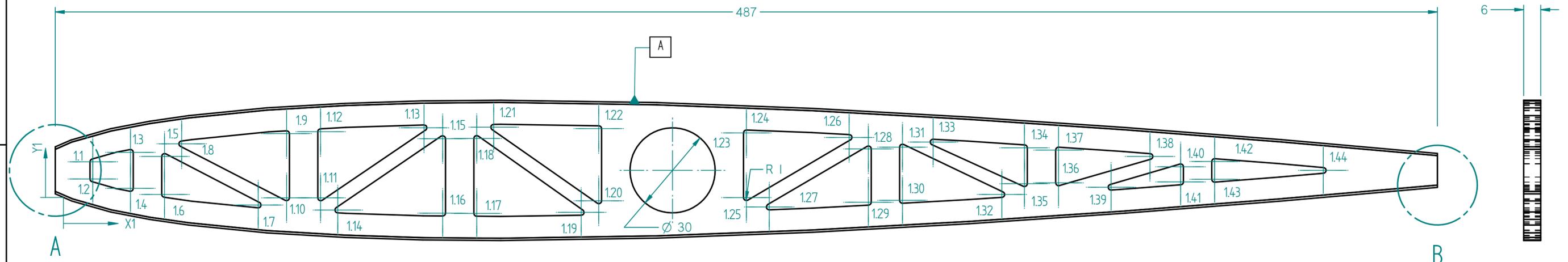
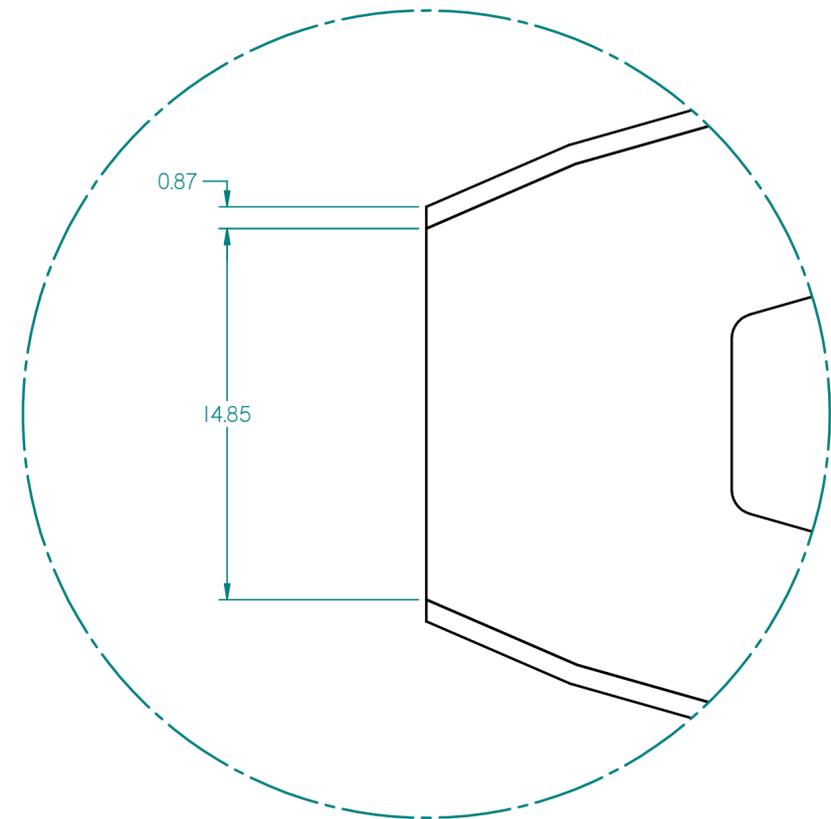
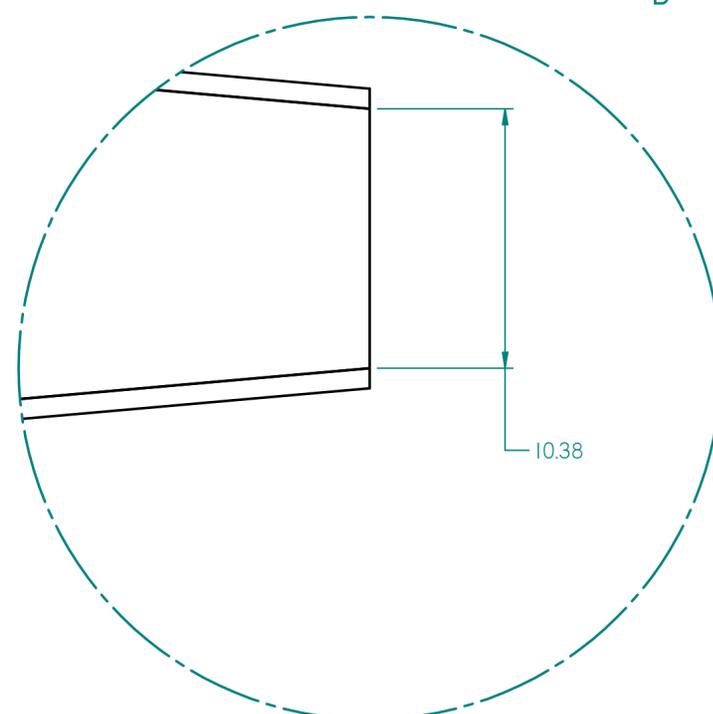


Tabla de Agujeros		
Agujero	X	Y
1.1	10,35	12,57
1.2	10,35	6,51
1.3	23,63	15,89
1.4	23,63	3,18
1.5	35,63	14,46
1.6	35,63	1,05
1.7	68,63	-2,67
1.8	41,69	18,89
1.9	78,63	22,48
1.10	78,63	-0,13
1.11	90,63	-0,16
1.12	90,63	23,18
1.13	127,05	24,57
1.14	96,68	-4,45
1.15	133,63	20,74
1.16	133,63	-5,55
1.17	145,63	-5,64
1.18	145,63	20,8
1.19	182,43	-5,29
1.20	188,63	-1,2
1.21	151,61	24,77
1.22	188,63	24,27
1.23	214,63	9,54
1.24	240,63	22,76
1.25	240,63	-0,08
1.26	276,85	21,16
1.27	248,69	-3,38

Tabla de Agujeros		
Agujero	X	Y
1.28	283,63	17,13
1.29	283,63	-1,71
1.30	295,63	-1,05
1.31	295,63	17,74
1.32	330,66	1,02
1.33	306,42	19,53
1.34	338,63	17,52
1.35	338,63	4,83
1.36	350,63	5,13
1.37	350,63	16,72
1.38	382,85	14,45
1.39	369,12	3,6
1.40	393,63	10,81
1.41	393,63	5,46
1.42	405,63	12,68
1.43	405,63	6,4
1.44	443,88	9,54



DETALLE A
5:1



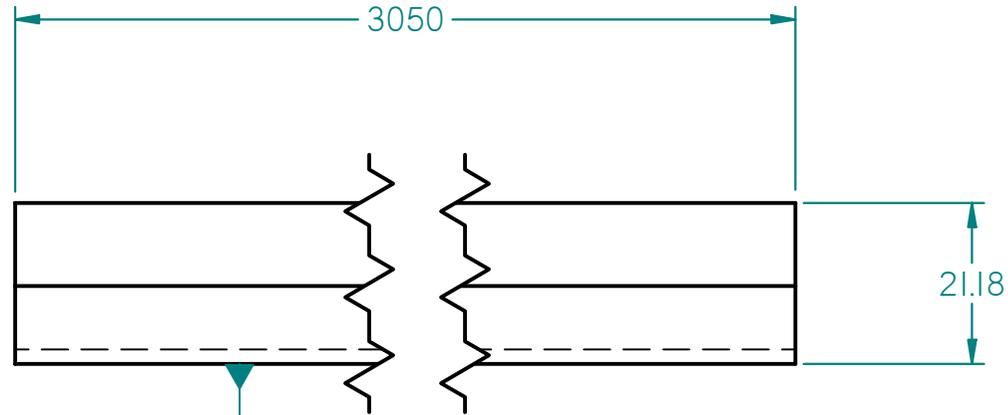
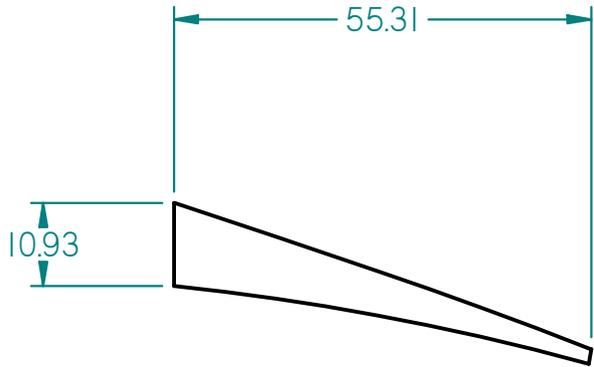
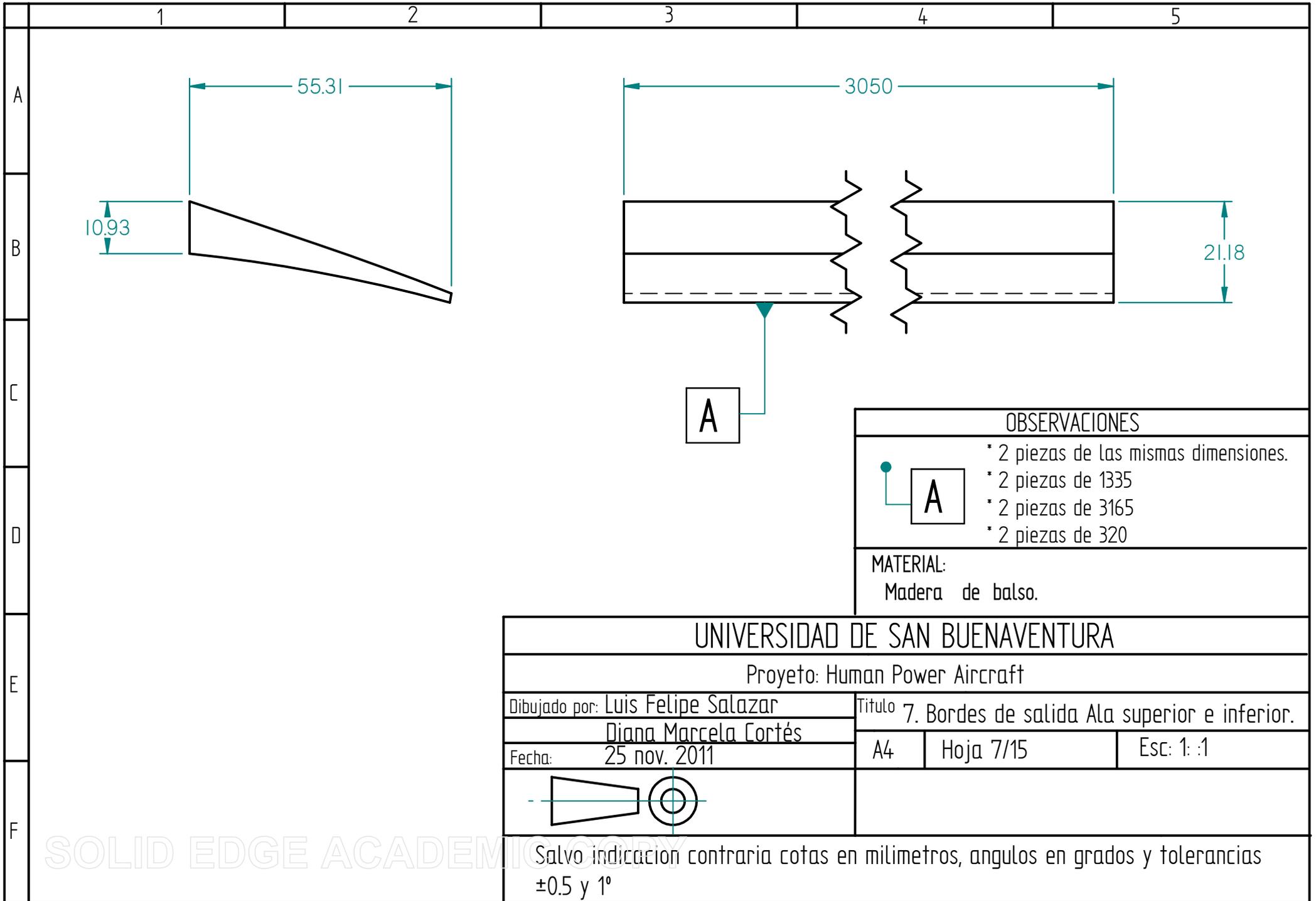
DETALLE B
5:1

OBSERVACIONES	
	* 14 piezas con las mismas dimensiones
MATERIAL: Espuma de poliuretano A-foam FR7103 Recubrimiento de plywood en lamina 300X121	

UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA		
Proyecto: Human Power Aircraft		
Dibujado por: Luis Felipe Salazar	Titulo 6. Costilla Ala lateral	
Fecha: 25 nov. 2011	A2	Hoja 6/15
		Esc: 1:1
Salvo indicacion contraria cotas en milímetros, angulos en grados y tolerancias ±0.5 y 1°		

F

ACADEMIC COPY



A

OBSERVACIONES	
	* 2 piezas de las mismas dimensiones.
	* 2 piezas de 1335
	* 2 piezas de 3165
	* 2 piezas de 320
MATERIAL: Madera de balso.	

UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA		
Proyecto: Human Power Aircraft		
Dibujado por: Luis Felipe Salazar	Titulo 7. Bordes de salida Ala superior e inferior.	
Diana Marcela Cortés	A4	Hoja 7/15
Fecha: 25 nov. 2011	Esc: 1: :1	

SOLID EDGE ACADEMIC COPY Salvo indicacion contraria cotas en milímetros, angulos en grados y tolerancias ±0.5 y 1°

A

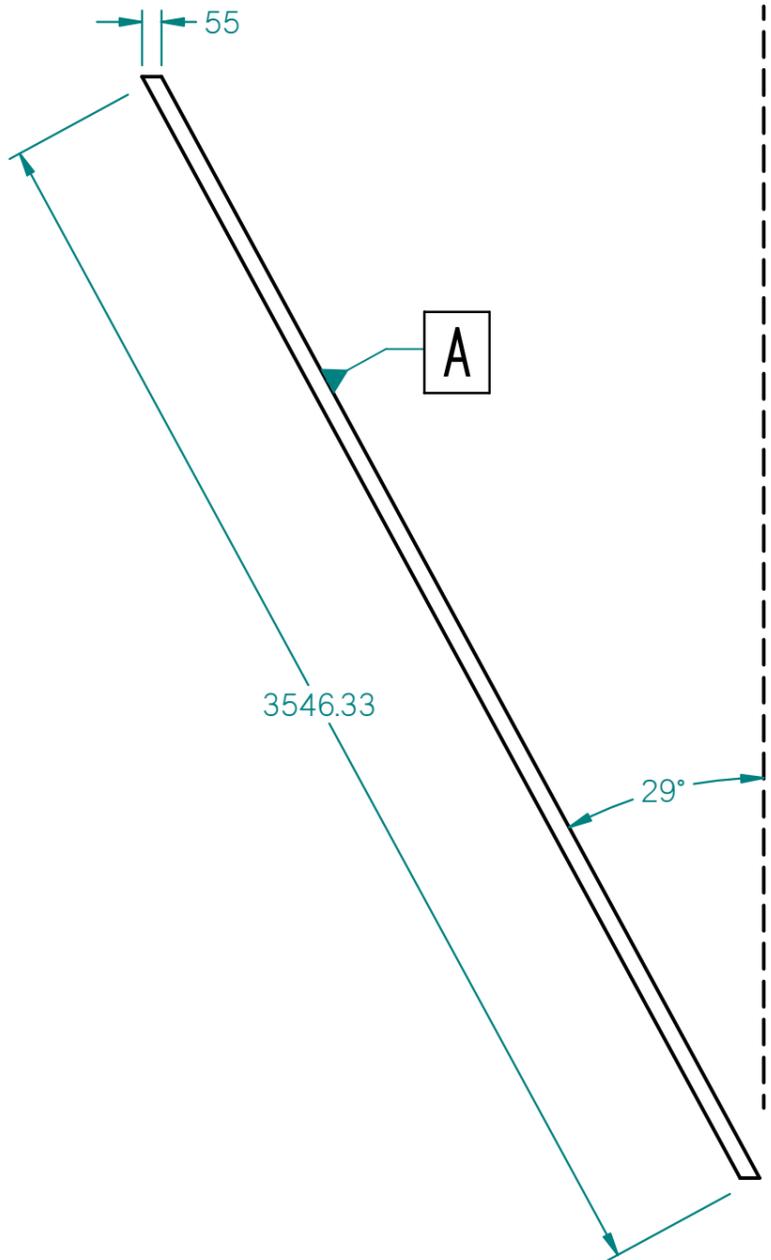
B

C

D

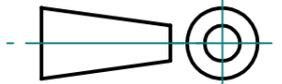
E

F

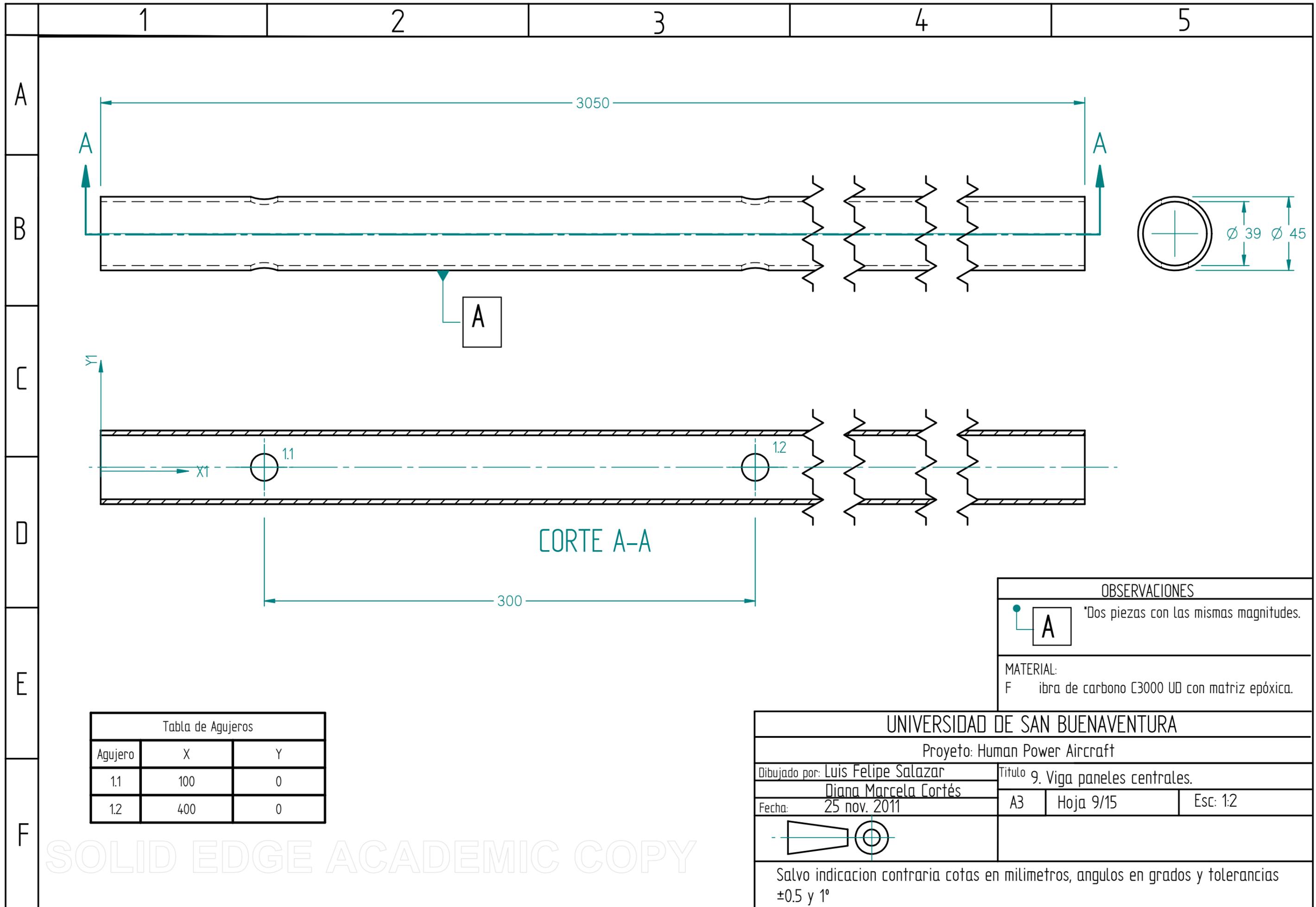


OBSERVACIONES	
A	* Dos piezas de la misma longitud.
MATERIAL: Madera de balso.	

UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA		
Proyecto: Human Power Aircraft		
Dibujado por: Luis Felipe Salazar	Titulo 8. Borde de salida Ala Lateral	
Diana Marcela Cortés	A3	Hoja 8/15
Fecha: 25 nov. 2011	Esc: 1:20	



Salvo indicacion contraria cotas en milímetros, angulos en grados y tolerancias ± 0.5 y 1°



1

2

3

4

5

A

B

C

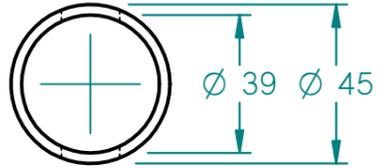
D

E

F

3050

A



Ø 39

Ø 45

Y1

X1

1.1

1.2

CORTE A-A

300

OBSERVACIONES

A *Dos piezas con las mismas magnitudes.

MATERIAL:
F fibra de carbono C3000 UD con matriz epóxica.

Tabla de Agujeros		
Agujero	X	Y
1.1	100	0
1.2	400	0

UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA

Proyeto: Human Power Aircraft

Dibujado por: Luis Felipe Salazar

Titulo 9. Viga paneles centrales.

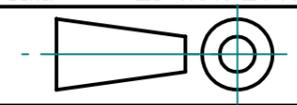
Diana Marcela Cortés

Fecha: 25 nov. 2011

A3

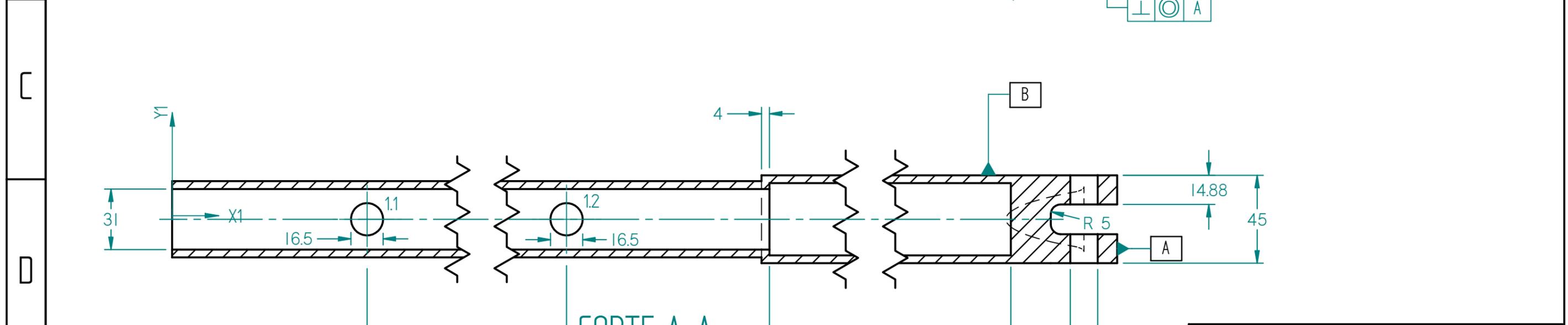
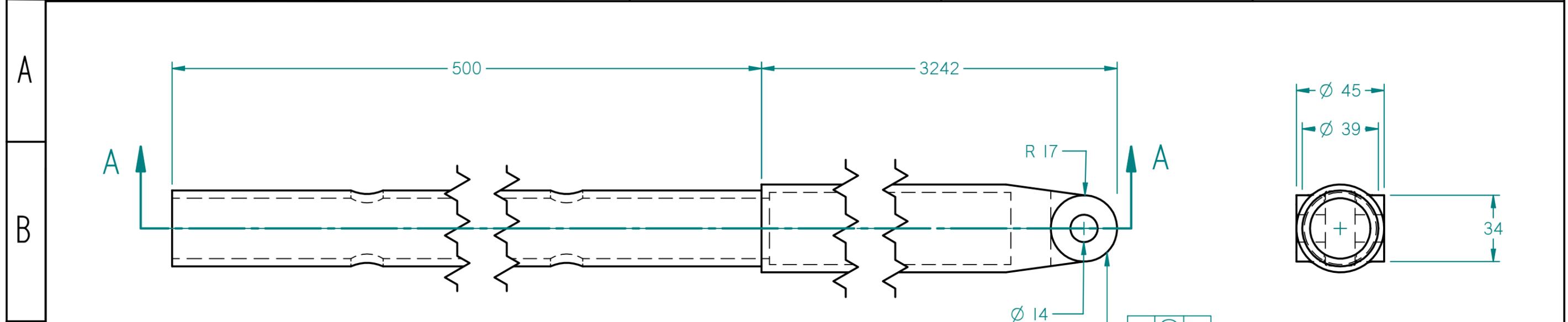
Hoja 9/15

Esc: 1:2



Salvo indicacion contraria cotas en milímetros, angulos en grados y tolerancias ±0.5 y 1°

SOLID EDGE ACADEMIC COPY



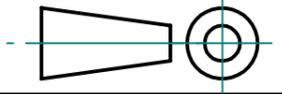
CORTE A-A

OBSERVACIONES
 * Cuatro piezas con las mismas dimensiones

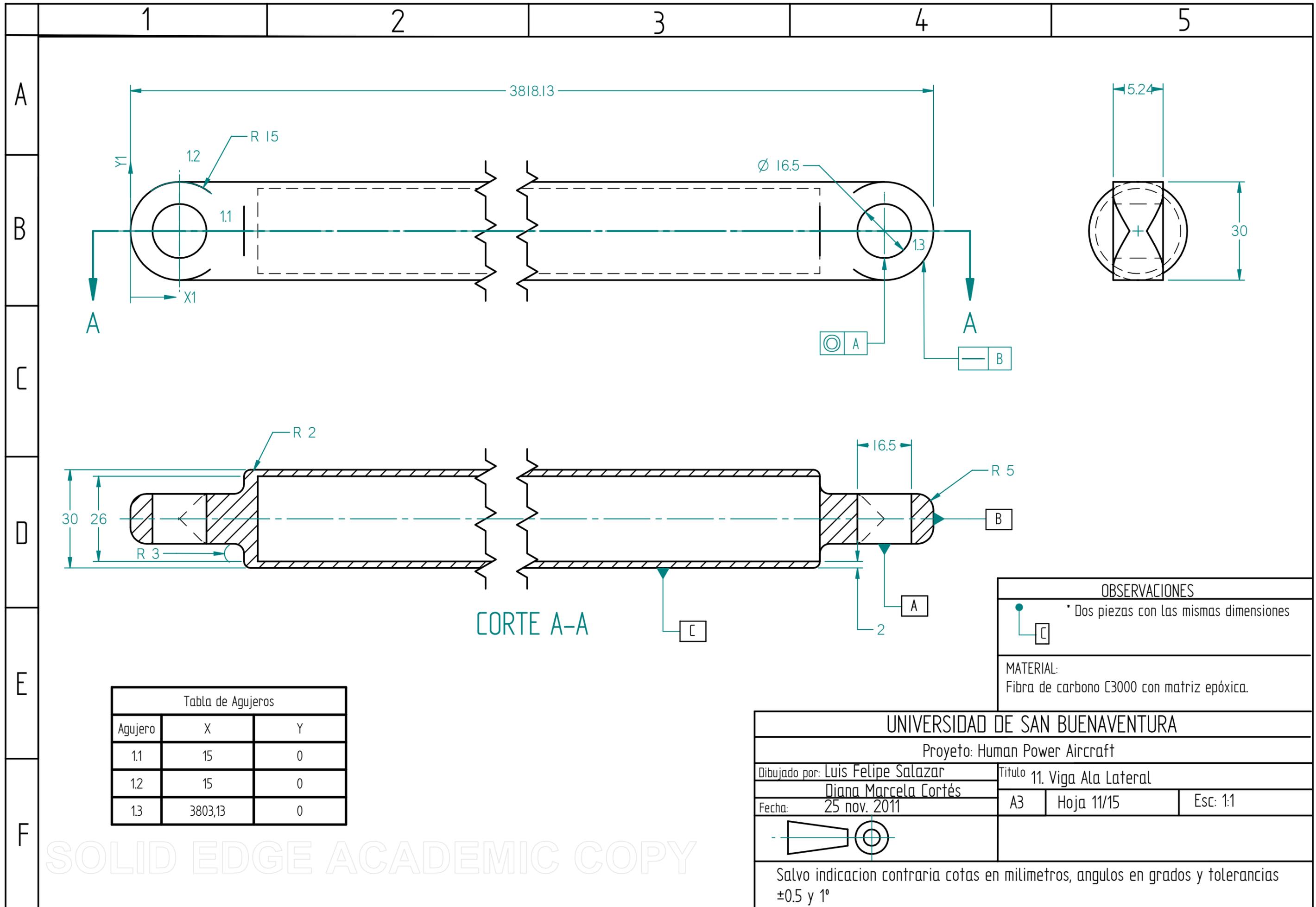
MATERIAL:
 Fibra de carbono C3000 con matriz epóxica.

Tabla de Agujeros		
Agujero	X	Y
1.1	100	0
1.2	400	0

UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA		
Proyecto: Human Power Aircraft		
Dibujado por: Luis Felipe Salazar	Titulo 10. Viga paneles extremos.	
Diana Marcela Cortés	A3	Hoja 10/15
Fecha: 25 nov. 2011	Esc: 1:2	



Salvo indicacion contraria cotas en milímetros, angulos en grados y tolerancias ± 0.5 y 1°



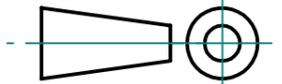
CORTE A-A

OBSERVACIONES
 * Dos piezas con las mismas dimensiones

MATERIAL:
 Fibra de carbono E3000 con matriz epóxica.

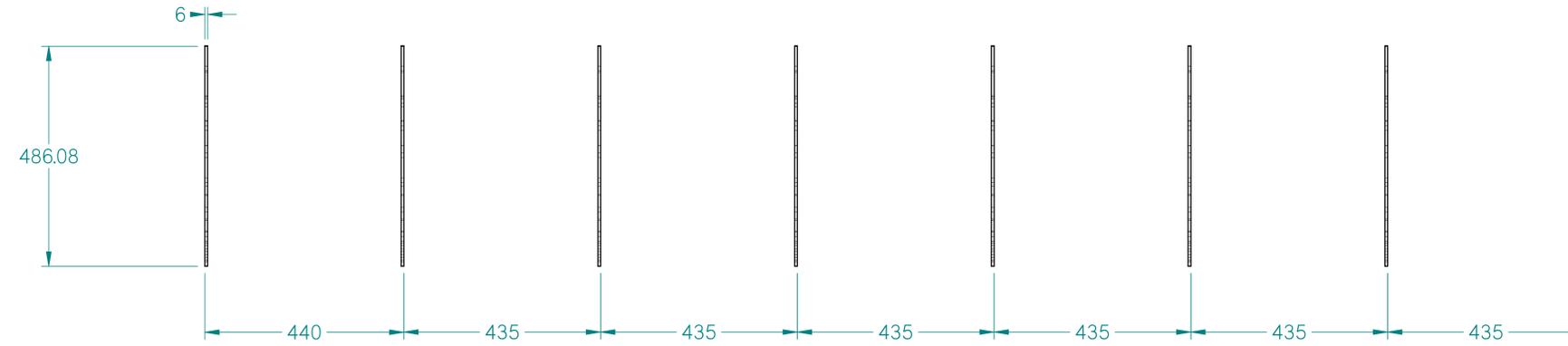
Tabla de Agujeros		
Agujero	X	Y
1.1	15	0
1.2	15	0
1.3	3803,13	0

UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA		
Proyecto: Human Power Aircraft		
Dibujado por: Luis Felipe Salazar	Titulo 11. Viga Ala Lateral	
Diana Marcela Cortés	A3	Hoja 11/15
Fecha: 25 nov. 2011	Esc: 1:1	



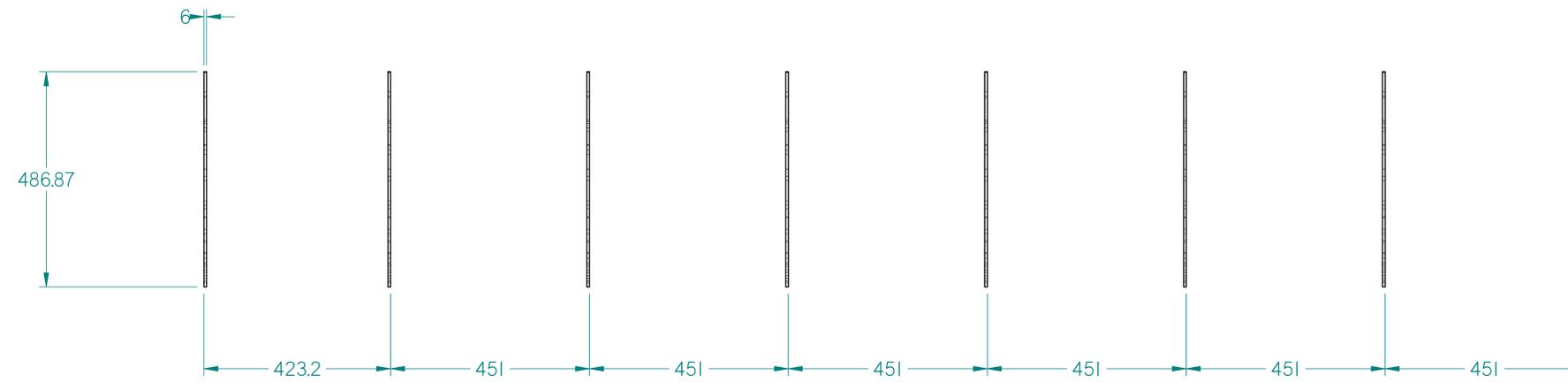
Salvo indicacion contraria cotas en milímetros, angulos en grados y tolerancias ± 0.5 y 1°

a) PANEL CENTRAL ALA SUPERIOR E INFERIOR.



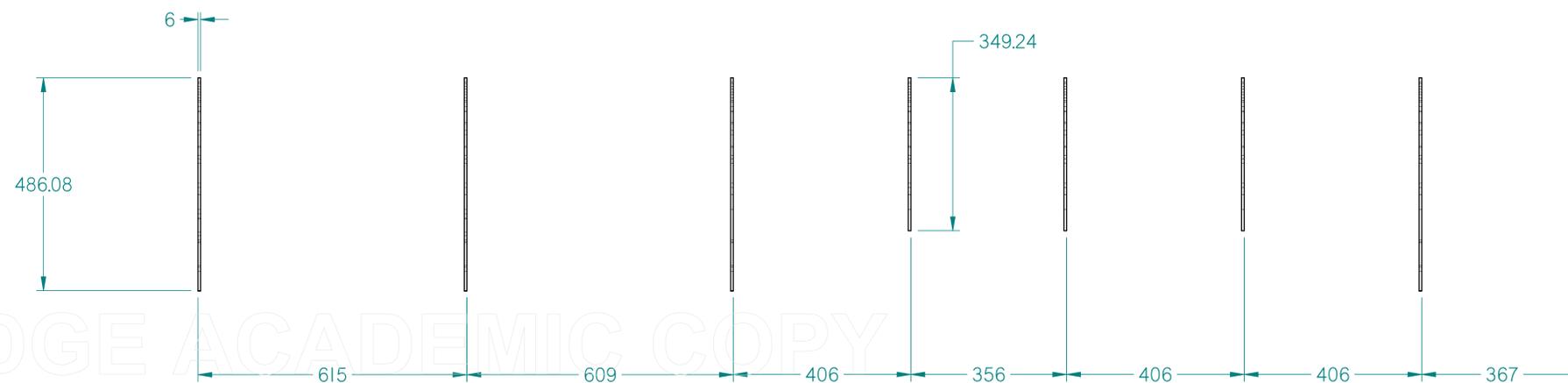
A

b) PANEL EXTREMOS ALA SUPERIOR



B

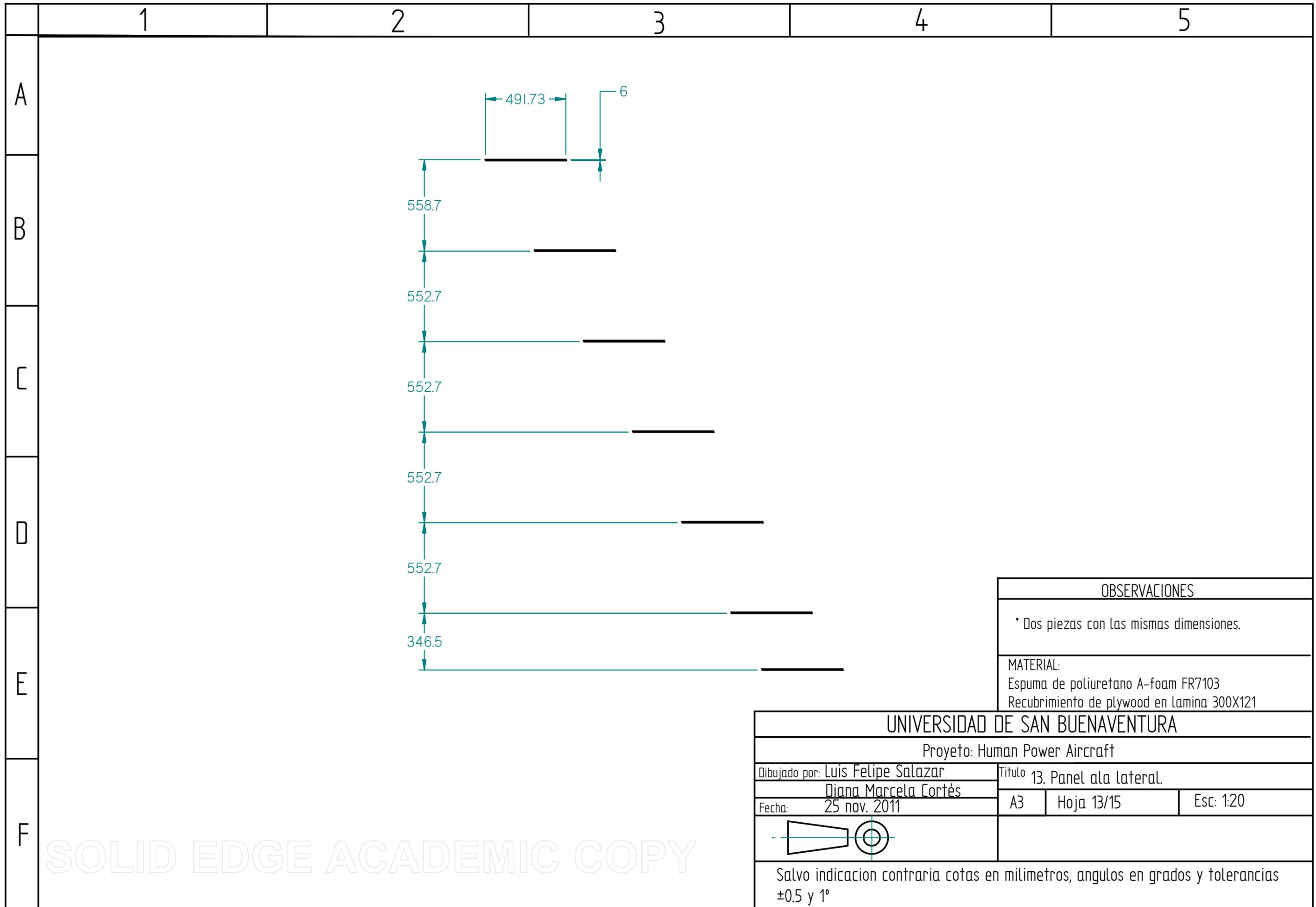
c) PANEL EXTREMOS ALA INFERIOR



C

OBSERVACIONES	
A	* Dos piezas con las mismas dimensiones.
B	* Dos piezas con las mismas dimensiones.
C	* Dos piezas con las mismas dimensiones (Izquierdo y Derecho).
MATERIAL: Espuma de poliuretano A-foam FR7103 Recubrimiento de plywood en lamina 300X121	
UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA Proyecto Human Power Aircraft	
Dibuja por: Luis Felipe Salazar Fecha: 25 nov. 2011	Título: 12.a) Panel central ala superior e inferior. 12.b) Panel extremos ala superior. 12.c) Panel extremos ala inferior.
	AD Hoja 12/15 Esc: 15
Salvo indicación contraria cotas en milímetros, ángulos en grados y tolerancias ±0.5 y 1°	

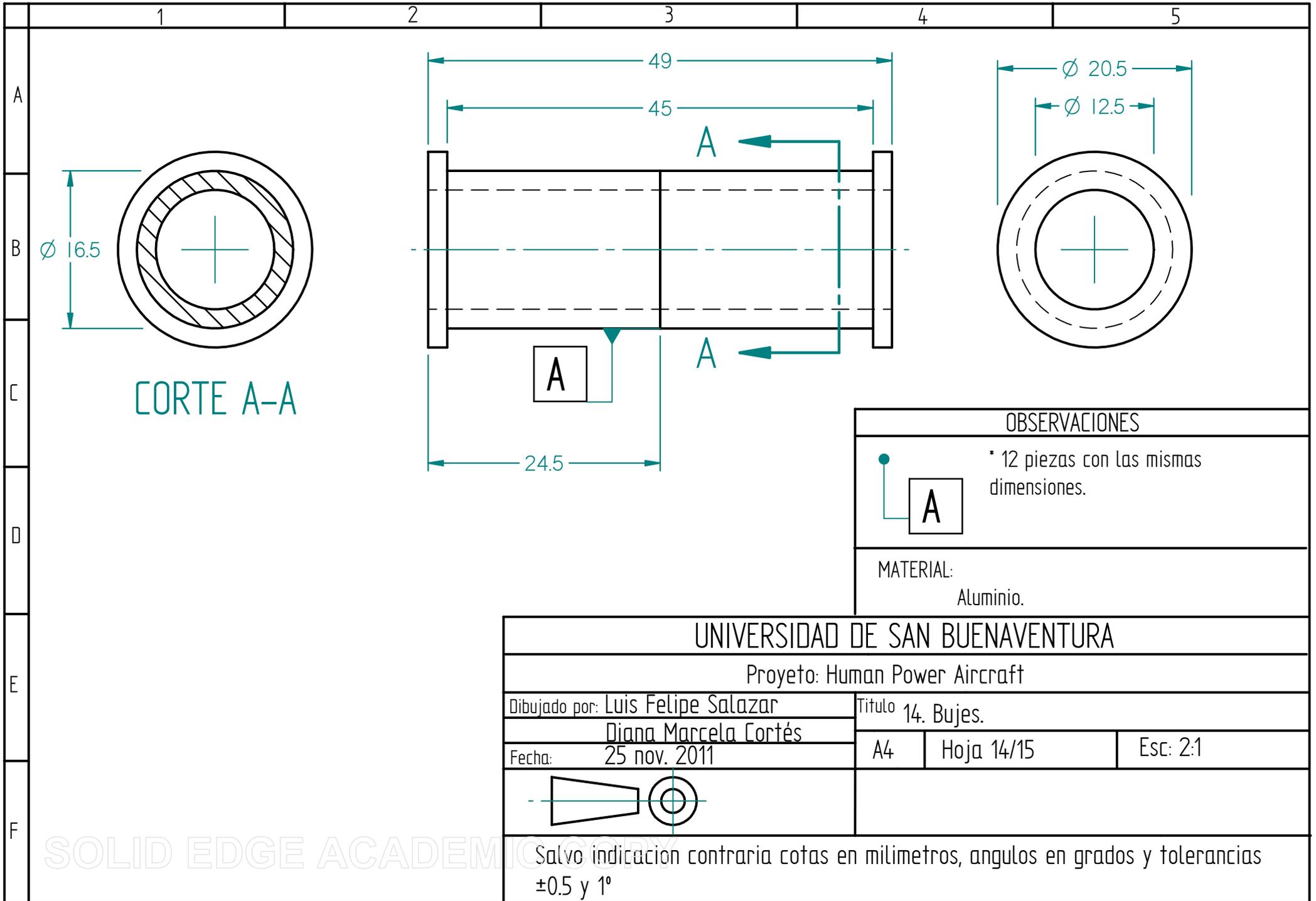
SOLID EDGE ACADEMIC COPY



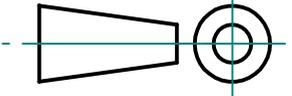
OBSERVACIONES		
* Dos piezas con las mismas dimensiones.		
MATERIAL: Espuma de poliuretano A-foam FR7103 Recubrimiento de plywood en lamina 300X121		

UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA			
Proyecto: Human Power Aircraft			
Dibujado por: Luis Felipe Salazar		Titulo 13. Panel ala lateral.	
Diana Marcela Cortés		A3	Hoja 13/15
Fecha: 25 nov. 2011		Esc: 1:20	
Salvo indicacion contraria cotas en milímetros, angulos en grados y tolerancias ±0.5 y 1°			

SOLID EDGE ACADEMIC COPY

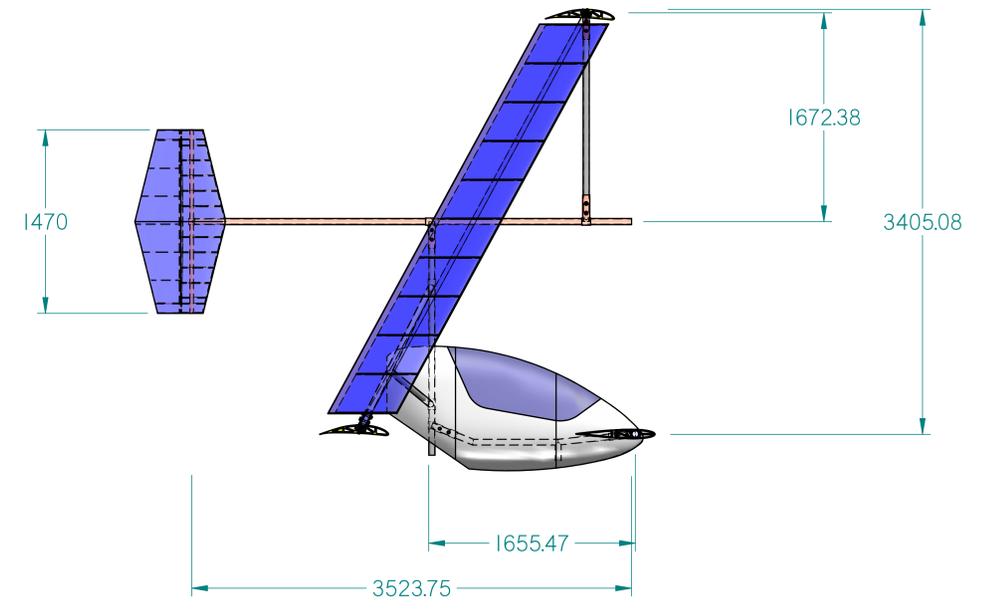
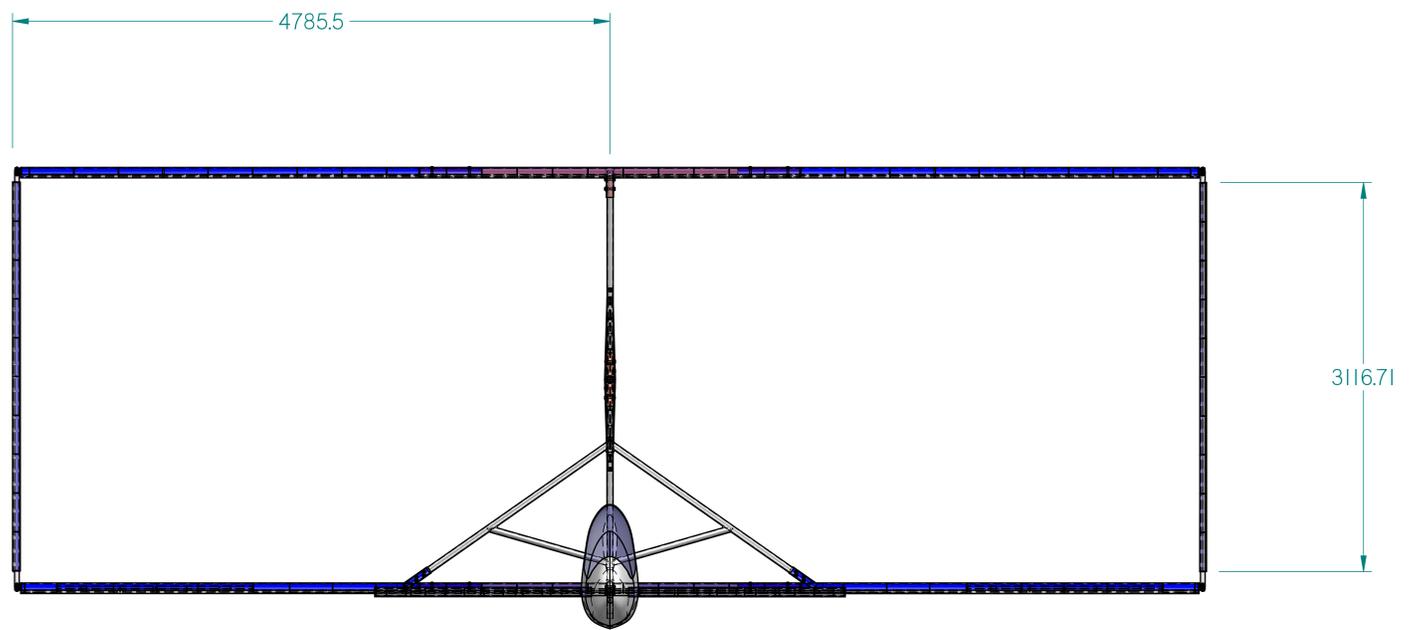
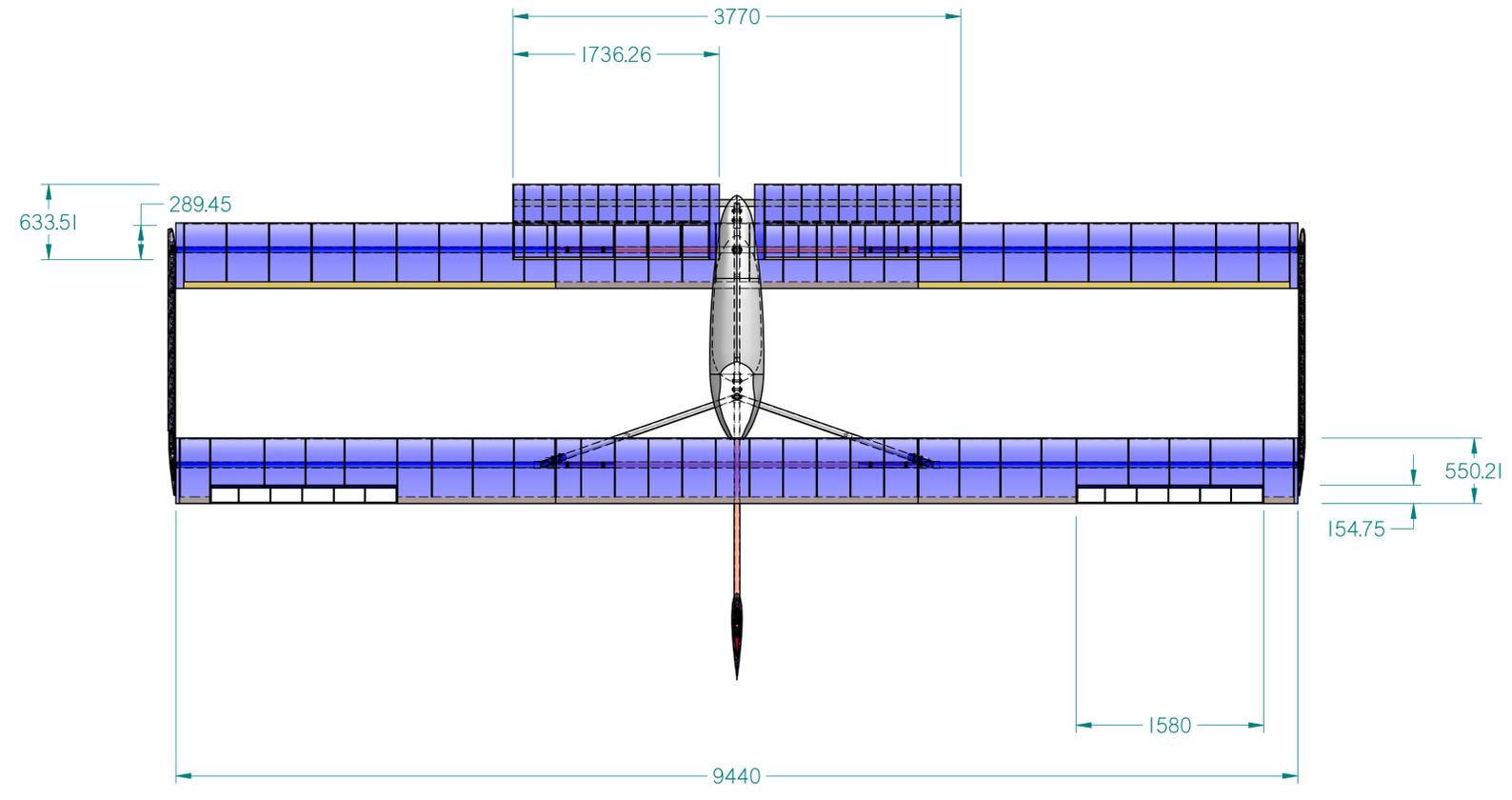


OBSERVACIONES	
	* 12 piezas con las mismas dimensiones.
MATERIAL: Aluminio.	

UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA		
Proyecto: Human Power Aircraft		
Dibujado por: Luis Felipe Salazar		Titulo 14. Bujes.
Diana Marcela Cortés		
Fecha: 25 nov. 2011	A4	Hoja 14/15
		Esc: 2:1

SOLID EDGE ACADEMIC COPY

Salvo indicacion contraria cotas en milímetros, angulos en grados y tolerancias ± 0.5 y 1°



SOLID EDGE ACADEMIC COPY

UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA		
Proyecto: Human Power Aircraft		
Dibuja: Luis Felipe Salazar Fecha: 25 nov. 2011	Título: Vistas principales de la aeronave SUE-SUA AD Hoja 15/15	Esc: 120
Salvo indicación contraria cotas en milímetros, ángulos en grados y tolerancias ±0.5 y 1°		