

---

---

# INSTITUTO POLITÉCNICO NACIONAL

*“La técnica al Servicio de la Patria”*

Escuela Superior de Ingeniería Mecánica y Eléctrica  
UP Ticoman.

*“Análisis de esfuerzos del ala para el avión  
ultraligero “Heeka””*

**TESINA**

Que para obtener el título profesional de:

**INGENIERO EN AERONÁUTICA.**

Presenta: David Omar Gonzalez Leyte.

Asesor: Ing. Adelaido Ildelfonso Matías Domínguez.

México, Distrito Federal.

Diciembre 2013



**INSTITUTO POLITÉCNICO NACIONAL**  
**ESCUELA SUPERIOR DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA**  
**UNIDAD TICOMÁN**


QUE PARA OBTENER EL TÍTULO DE: INGENIERO EN AERONÁUTICA  
POR LA OPCIÓN DE TITULACIÓN: SEMINARIO  
DEBERÁ PRESENTAR: EL C. PASANTE:  
**GONZALEZ LEYTE DAVID OMAR**

**“ANÁLISIS DE ESFUERZOS DEL ALA DEL AVIÓN ULTRALIGERO  
HEEKA”**

CAPÍTULO I INTRODUCCIÓN  
CAPÍTULO II ANTECEDENTES Y CONCEPTOS TEÓRICOS  
CAPÍTULO III MODELADO Y RECREACIÓN DEL DISEÑO  
CAPÍTULO IV ANÁLISIS ESTRUCTURAL  
CAPÍTULO V ESTUDIO DE RESULTADOS Y CONCLUSIONES

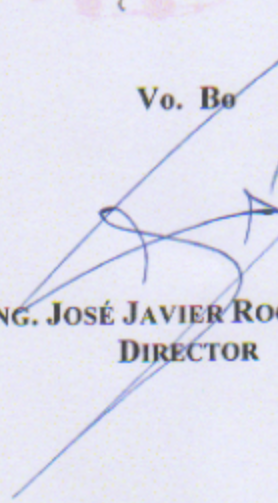
México, DF., a 16 de diciembre de 2013.

**A S E S O R**

  
**ING. ADELAIDO ILDEFONSO MATÍAS DOMÍNGUEZ**

Vo. Bo



  
**ING. JOSÉ JAVIER ROCH SOTO**  
**DIRECTOR**

**I. P. N.**  
**ESCUELA SUPERIOR DE**  
**INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA**  
**UNIDAD TICOMÁN**  
**DIRECCIÓN**





## Índice.

Índice.....	2
Índice de Figuras.....	4
Índice de Ecuaciones.....	5
Índice de Tablas.....	5
Dedicatoria.....	6
Agradecimientos.....	7
Objetivo.....	8
Justificación.....	8
Alcance.....	8
Objetivos particulares.....	9
I. Introducción.....	9
II. Antecedentes y conceptos teóricos.....	10
2.1 Historia de las Aeronaves.....	10
2.1.1 Primeros Conceptos.....	10
2.1.2 Primer Vuelo en Avión.....	14
2.1.3 Aviación en épocas de guerra.....	15
2.1.4 Desarrollo de la Aviación Civil.....	18
2.1.5 Vuelos Supersónicos.....	19
2.1.6 Actualidad.....	20
2.2 Clasificación de las aeronaves.....	22
2.3 Estructuras del Avión.....	25
2.3.1 Fuselaje.....	25
2.3.2 Ala.....	26
2.4 Tipos de Carga.....	27
2.4.1 Cargas Aerodinámicas.....	27
2.4.2 Cargas Inerciales.....	27
2.4.3 Cargas de la Planta Motriz.....	28
2.4.4 Fatiga.....	28
2.5 Teoría de Esfuerzos.....	29



2.5.1	Ecuaciones de Estado o Relación Esfuerzo/Deformación.....	29
2.5.2	Conceptos de Energía Específica de Deformación.....	30
2.5.3	Teoría del Esfuerzos Normal Máximo.....	31
2.5.4	Teoría de Deformación Normal Máxima.....	31
2.5.5	Teoría del Esfuerzo Cortante Máximo.....	32
2.5.6	Von Mises (Energía de Distorsión Máxima).....	33
2.6	Elemento Finito.....	35
2.7	CAD (Computer Aided Design, Diseño Asistido por Computadora).....	37
III.	Modelado y Recreación del Diseño.....	38
3.1	Modelado en CAD, CATIA V5R21.....	40
3.2	Pieza 1, Costillas.....	43
3.3	Pieza 2, Viga Delantera.....	43
3.4	Pieza 3, Viga Trasera.....	44
3.5	Pieza 4, Separadores Transversales.....	44
3.6	Pieza 5, Tensores Diagonales.....	45
3.7	Pieza 6, Piel.....	45
3.8	Ensamble Final (Sin la Piel).....	46
3.9	Ensamble Final (Con la Piel).....	47
IV	Análisis Estructural.....	48
4.1	Determinación de las Cargas.....	48
4.2	Análisis Estático Estructural.....	51
4.2.1	Condiciones de Análisis, Estudio en CAE ANSYS/Workbench [Fig 38].....	51
4.2.2	Resultados del Análisis.....	53
V	Estudio de Resultados y Conclusiones.....	56
5.1	Resultados Obtenidos a Partir del Análisis de ANSYS/Workbench.....	56
5.1.1	Esfuerzos Von Mises.....	56
5.1.2	Deformación Total.....	57
5.1.3	Esfuerzos Cortantes.....	57
5.2	Conclusiones.....	58
	Bibliografía.....	59
	Anexos.....	60



## Índice de Figuras.

Figura 1 Bocetos de máquinas voladoras de Da Vinci.....	11
Figura 2 Representación de la demostración del globo Montgolfier. ....	12
Figura 3 Diseño conceptual de Henson.....	13
Figura 4 Recreación del modelo de Stringfellow. ....	13
Figura 5 Avión de los hermanos Wright.....	14
Figura 6 Aviones de la Primer Guerra Mundial. ....	15
Figura 7 Accidente del dirigible Hindenburg.....	16
Figura 8 Primer avión con motor a reacción.....	17
Figura 9 Boeing 737 actualmente usado por la flota de Aeromexico.....	19
Figura 10 Concorde de British Airways para vuelos comerciales supersónicos.....	20
Figura 11 Airbus A-380 de Lufthansa. ....	20
Figura 12 Boeing 787 Dreamliner.....	21
Figura 13 Clasificación de acuerdo al tipo de sustentación. ....	22
Figura 14 Sección transversal del Fuselaje de un avión Embraer. ....	25
Figura 15 Vista Lateral del "Heeka".....	38
Figura 16 Vista Frontal del "Heeka". ....	39
Figura 17 Vista de la Semiala del "Heeka". ....	39
Figura 18 Interfaz de CATIA para el Ensamble 1. ....	40
Figura 19 Interfaz de CATIA para el Ensamble 2. ....	40
Figura 20 Información del Perfil GA(W)-1.....	41
Figura 21 Render del modelo final del ala (borde de ataque). ....	42
Figura 22 Render del modelo final del ala (borde de salida). ....	42
Figura 23 Render Costillas.....	43
Figura 24 Render Viga Delantera. ....	43
Figura 25 Render Viga Trasera. ....	44
Figura 26 Render Separadores Transversales. ....	44
Figura 27 Render Tensor Diagonal. ....	45
Figura 28 Render Piel. ....	45
Figura 29 Render Ensamble Vista Isométrica.....	46
Figura 30 Ensamble Vista Normal al Plano XY.....	46
Figura 31 Ensamble con la Piel, Vista Normal al Plano XY. ....	47
Figura 32 Ensamble Final con la Piel, Vista Isométrica. ....	47
Figura 33 Análisis CFX Condiciones de frontera.....	48
Figura 34 Mallado para el análisis de fluidos. ....	49
Figura 35 Distribuciones de presiones en la sección transversal del ala. ....	49
Figura 36 Velocidad del flujo a través del perfil.....	50
Figura 37 Vectores de Velocidad a través del perfil.....	50
Figura 38 Modelo Importado a ANSYS (Piel oculta).....	51



Figura 39 Mallado del ensamble. ....	51
Figura 40 Condición de sujeción sobre las vigas de la estructura. ....	52
Figura 41 Vinculación Entre el Análisis de Fluidos y el Análisis Estructural. ....	52
Figura 42 Distribución de presión sobre el ala (Carga importada). ....	53
Figura 43 Distribución de esfuerzos de Von Mises. ....	53
Figura 44 Deformación Total en el ala. ....	54
Figura 45 Distribución de Esfuerzos Cortantes. ....	54
Figura 46 Escala de Esfuerzos en la estructura del ala. ....	56
Figura 47 Escala de Deformaciones a lo largo del ala. ....	57
Figura 48 Escala del Esfuerzo Cortante a través del ala. ....	57

## Índice de Ecuaciones.

Ecuación 1 Deformación .....	29
Ecuación 2 Deformaciones en los ejes principales y deformación angular. ....	30
Ecuación 3 Modulo Cortante.....	30
Ecuación 4 Energía en función del esfuerzo y la deformación.....	30
Ecuación 5 Resistencia a la Fluencia. ....	31
Ecuación 6 Para esfuerzos biaxiales. ....	32
Ecuación 7 Esfuerzos cortantes principales. ....	32
Ecuación 8 Energía de deformación unitaria. ....	33
Ecuación 9 Energía de deformación total. ....	34
Ecuación 10 Energía de deformación a tensión simple. ....	34
Ecuación 11 Esfuerzo total de Von Mises. ....	34
Ecuación 12 Factor de Seguridad .....	55
Ecuación 13 Esfuerzo Permisible.....	56
Ecuación 14 Margen de Seguridad.....	56

## Índice de Tablas.

Tabla 1 Producción de aviones de guerra conforme al año.....	18
Tabla 2 Propiedades Mecánicas del Al 6061-T6.....	55
Tabla 3 Propiedades Mecánicas del Nylon (Piel). ....	55



## Dedicatoria.

A mis padres, Rosa Martha y Raymundo, por su invaluable amor y entrega.

A mis hermanos, Osmar y Didier, por su apoyo, tiempo y afecto.

A Melissa, la mujer más maravillosa que conozco, por ser tú.



## Agradecimientos.

A Dios, por bendecirme con una familia hermosa, unos amigos esplendidos y darme tantas cosas día a día.

A mi asesor, M. en C. Adelaido, por su paciencia, chistes ocurrentes y sus múltiples materias que me ayudaron a tener un interés por la carrera.

A mis mejores amigos, Pablo, Carlos y Emelie, gracias por sus incontables noches de desvelo, consejos, malos, pésimos y muy buenos, pero sobre todo por su inmenso cariño.

A mis hermanos (de otra madre), Wenceslao (Wences), Leopoldo (Leo), Juan Carlos (JC), Jaime (Jimmy), Juan (El Juan) y Denise, por ayudarme incontables veces, por sus risas, llantos y alegría, por hacer mi trayecto en la universidad único.

A Sughey, por enseñarme a ver todo desde otro punto de vista, a luchar y hacer siempre lo que quieres, a nunca rendirme, por ese fugaz tiempo, porque la recuerdo autentica.

Y a todos los que directa o indirectamente estuvieron en este tiempo, que forman parte de mi pasado, le dan vida a mi presente y esperanza a mi futuro.





## Objetivo.

Analizar los esfuerzos generados por una carga en la estructura del ala y su repercusión en el empotre de la misma.

## Justificación.

Los ultraligeros son una subclasificación de las aeronaves, donde de acuerdo con el FAR 23 para considerarse ultraligero o ultraliviano monoplace, su peso no debe exceder las 750 lb, son aeronaves de bajas velocidades, dentro de sus atractivos esta su fácil mantenimiento, bajo costo de mantenimiento y sencillez de operación, ya sea para actividades recreativas, de observación, vigilancia o como fumigadores.

El ala en las aeronaves es un elemento estructural crítico y primordial que debe ser analizado y estudiado de forma precisa y a detalle. Es en este elemento que se genera la sustentación para la aeronave siendo así el principio que permite que todos los otros elementos vuelen. Debido a lo anterior la unión que existe entre el ala y el fuselaje es sometida a diversas cargas y es preciso conocer los esfuerzos que ahí se concentran durante el vuelo.

De acuerdo con lo antes planteado, este proyecto busca analizar los esfuerzos que se generan en el ala, con condiciones específicas al diseño del ala, con el objetivo de determinar qué cantidad de esfuerzo debe soportar dicha parte de la estructura y así saber bajo qué condiciones es posible operar el ala sin que exista un riesgo de falla.

## Alcance.

En el contexto de este documento se presenta el diseño, la obtención de datos y parámetros de funcionamiento para un diseño conceptual de un ala de un avión ultraligero. Realizando el análisis estático del modelo propuesto, análisis teórico estático así como análisis numérico. El análisis dinámico y de vibraciones se deja para futuros proyectos.



## Objetivos particulares.

Obtener resultados de análisis que sustenten si existe la posibilidad de que soporte la cantidad de esfuerzos a la que está sometido.

Conclusiones útiles para poder determinar bajo qué condiciones estaría sometido el empotre de nuestra ala.

Proporcionar los antecedentes para futuro uso de estos resultados en otras investigaciones.

### I. Introducción.

El uso de aeronaves como medio de transporte presenta un alza en la actualidad, siendo la industria pionera en el desarrollo de nuevas tecnologías. Para comprender el proceso de diseño de las aeronaves hay que conocer la aplicación concreta que tendrán (militar, comercial, transporte, ultraligeras, utilitarias, etc). De acuerdo con lo anterior, se tiene un sector en la aviación que abarcara el diseño, es posible delimitar las condiciones que presentará la propuesta, como lo son dimensiones, presentaciones y complejidad del mismo.

Se ha establecido como meta el estudio del sector de los ultraligeros, estos pueden ser de manufactura casera o pertenecientes a una producción industrial, cuyas características de adapten a la clasificación del tipo de aeronaves del FAR 23 (Federal Aviation Regulation, USA) o su equivalencia para la autoridad europea JAR (Joint Aviation Requirements, UE). Para este tipo de aeronaves en concreto la regulación suele ser menor pero no inexistente, organismos como la FAA (Federal Aviation Administration, USA).

El impacto económico de dichas aeronaves es muy amplio, ya que sus aplicaciones abarcan sectores económicos muy amplios, por ejemplo transporte, reconocimiento, fumigación y recreación. Atractivos por su bajo consumo de combustible y sencilla operación, a pesar de manejar un rango de velocidades bajo y condiciones estrictas con respecto a condiciones ambientales y certificación de los pilotos.



Enfocando el esfuerzo del trabajo al estudio de las aeronaves ultraligeras y en particular al tipo de ala fija, un elemento crítico en el proceso del diseño es el ala misma, el elemento estructural encargado de proporcionar la elevación y sustentación de los demás componentes, siendo así el elemento clave para el vuelo.

Las herramientas tecnológicas permiten hacer un análisis muy preciso y cercano a la realidad de los elementos que se desean estudiar, herramientas como lo son CATIA V5R21 para el modelado en CAD y ANSYS Workbench para la parte de análisis de fluidos y estudios estáticos estructurales CAE, actualizan el estudio de los diseños planteados con anterioridad haciéndolos más exactos.

La propuesta del diseño del ala del Heeka fue establecida en 1985 por estudiantes de la UP Ticoman, hoy en día es posible analizar su diseño con herramientas computacionales modernas y conocer de manera concreta la distribución de esfuerzos y deformaciones existentes en el ala.

## II. Antecedentes y conceptos teóricos.

### 2.1 Historia de las Aeronaves.

#### 2.1.1 Primeros Conceptos.

Ubicados en el siglo XVIII, en el año 1783. En ese período Pilatre Rozier y el marqués de Arlandes hicieron su primera ascensión en globo el cual fue construido por los hermanos Montgolfier. Esto se refiere a las aeronaves más livianas que el aire, es decir a sistemas de vuelo que cuentan como forma de elevación gases calientes en una bolsa impermeable, siendo la diferencia entre la densidad del aire (mayor) a la del gas calentado (menor) logrando la elevación del globo.

Si se trata del vuelo de máquinas más pesadas que el aire movidas por su propia potencia el inicio de los vuelos es mucho más reciente. Todo comenzó con el invento de los hermanos Wright los que en el año 1903 lograron elevarse con una máquina planeadora equipada con un pequeño motor de explosión.

La historia de la aviación puede ser remontada a Leonardo da Vinci. El genio de da Vinci lo llevó a transitar por varios caminos de la ciencia y el arte encontrándose con el caso particular del vuelo. A él se le atribuyen los primeros estudios que merecen el título de trabajos científicos sobre el vuelo. Además a da Vinci se le consignan varios estudios e inventos sobre máquinas voladoras entre las que podemos nombrar el principio de funcionamiento del helicóptero como así también el diseño elemental de esta máquina.

También pensó en una máquina voladora movida por la fuerza humana basándose en el mecanismo de los pájaros [Fig 1].

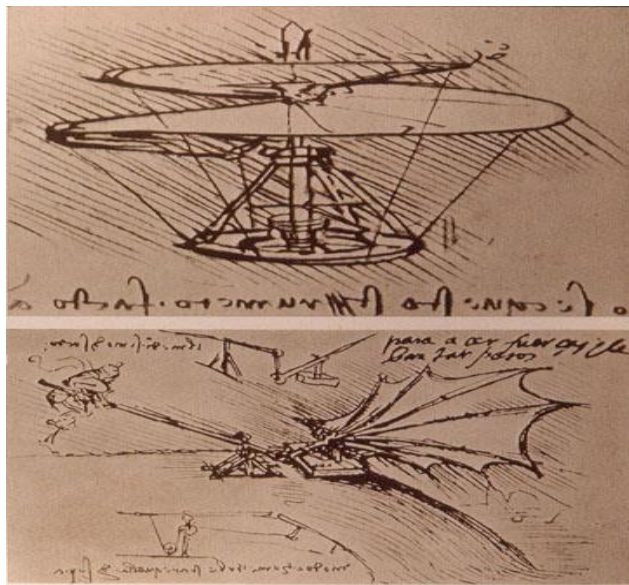


Figura 1 Bocetos de máquinas voladoras de Da Vinci.

Pero no fue hasta el año 1782 donde, en Francia, los hermanos Montgolfier elevan un pequeño globo el cual estaba fabricado de tela de seda e inflado con humo producido por la combustión de lana y paja húmeda. El globo tenía una capacidad de 20 metros cúbicos, se elevó 300 m y permaneció flotando en el aire por el término de diez minutos. Viendo el resultado de su experimento realizaron otra demostración pública el 5 de junio de 1783 con un globo de mayor volumen ascendiendo hasta los dos kilómetros y medio [Fig 2]. Los resultados fueron tan alentadores que el 17 de septiembre de 1783 soltaron un globo en presencia de la familia real, del globo pendía una canasta en la cual enviaron animales los que regresaron a tierra sin inconvenientes.

Hasta aquí los globos eran cautivos y no tenían forma de ser controlados o dirigidos, en los años venideros se trabajó en ese tema llegándose a tener control sobre éstos. Estos avances en el control de la dirección dio paso al diseño de lo que serían los futuros dirigibles que tuvieron gran difusión en los albores del siglo veinte.

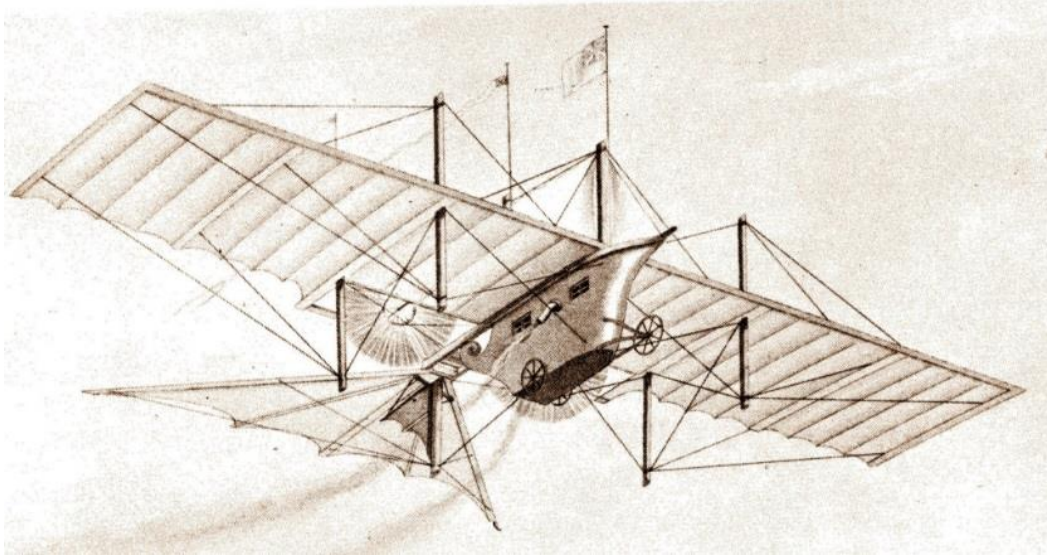


*Figura 2 Representación de la demostración del globo Montgolfier.*

Hubo varias personas que tomaron estas ideas. Un inglés Cayley en 1809. El gran cambio provocado por Cayley en su concepto de helicóptero es que este hombre había pensado que la maquina no debía ser propulsada por fuerza humana sino por alguna fuerza producida por expansión brusca. Es decir tenía la premonición del uso de los motores de explosión o alternativos.

No solamente maquinas con el sistema de rotores como los helicópteros se pensaron, sino que aparecieron ideas considerando mecanismos que poseían alas como las había pensado da Vinci. En 1843 otro Ingles de apellido Henson pensó en una aeronave de madera con una amplia ala de 30 m de largo por 10 de ancho [Fig 3], cubierto de seda, de esta colgaba un fuselaje y hacia atrás se extendía la cola que tenía 15 metros de largo.





*Figura 3 Diseño conceptual de Henson.*

Stringfellow, este hombre llegó a construir un modelo de aeroplano que contaba con una diminuta máquina de vapor y que pesaba alrededor de cuatro kilos, siendo propulsado por una pequeña máquina de vapor [Véase Figura4]. Era un monoplano movido por dos hélices propulsoras que llegó a realizar vuelos de hasta cuarenta metros de distancia al aire libre. Veinte años después de este logro construyó un triplano que pesaba dieciséis kilos, dotado por su correspondiente máquina de vapor de un tercio de CV el cual también logró volar.



*Figura 4 Recreación del modelo de Stringfellow.*

### 2.1.2 Primer Vuelo en Avión.

El 17 de diciembre de 1903 Wilbur y Orville Wright logran volar de manera indudable, sostenida, dirigida y propulsada por su propia potencia, un aparato más pesado que el aire. El aeroplano estaba equipado con un motor de explosión semejante al de los automóviles de la época, de cuatro cilindros, pero más liviano cuya particularidad era de haber sido construido por Orville. El motor estaba refrigerado por agua, pesaba unos 63 kilos y entregaba una potencia de 16 CV, accionando dos hélices que giraban en sentido opuesto, por medio de cadenas de bicicleta.

El aparato era un biplano de 12 metros de envergadura y un total de 50 metros cuadrados de superficie, las alas presentaban un borde de ataque rígido y flexible en la parte posterior. No contaba con un estabilizador horizontal con lo cual el control longitudinal se realizaba corrigiendo la actitud con el timón de profundidad. Carecía de ruedas, sólo tenía patines y la dirección en guiñada se realizaba por medio de dos timones. Para el despegue se utilizaba un sistema de rieles de 24 m de largo en donde se montaba el avión y a éste se vinculaba a un peso de 700 Kg el cual era elevado a 6 m de altura para darle el impulso inicial [Fig 5].

Luego de elevarse unos tres metro y haber recorrido unos 40 metros la máquina se detuvo un tanto bruscamente pero sin sufrir daño. Un segundo intento que logró batir la marca anterior llegando a recorrer una distancia de 65 metros. Un tercer intento, luego que el viento había disminuido de intensidad, volvieron a hacer otro vuelo el cual tuvo problemas al momento de despegar por la baja velocidad del viento pero que permitió, una vez elevada la máquina, permanecer en el aire un minuto y recorrer una distancia de 300 metros. La sucesión de logros fue importante, entre estos podemos mencionar la permanente superación en las distancias alcanzadas y los tiempos de permanencia en vuelo, lograr mayores velocidades y nuevos diseños de motores, entre otros.



*Figura 5 Avión de los hermanos Wright.*

### 2.1.3 Aviación en épocas de guerra.

No mucho después de haber sido inventado, el avión pasó a ser usado en servicios militares. El primer país que usó aviones con ese propósito fue Bulgaria, en ataques sobre posiciones otomanas durante la Primera Guerra de los Balcanes.

Durante la Primera Guerra Mundial se usaron aviones en misiones de ataque, defensa y de reconocimiento. Los Aliados y las Potencias Centrales hicieron un uso extensivo de los aviones. La tecnología relacionada con la aviación avanzó rápidamente debido a la guerra. Al principio de ésta, los aviones apenas podían cargar con el piloto, pero después de muchas mejoras, fue posible añadir a un pasajero adicional. Los ingenieros crearon motores más potentes, y se fabricaron aeronaves cuya aerodinámica era sensiblemente mejor que el de las de antes de la guerra. Como comparación, al inicio de la guerra los aviones no superaban los 110 km/h, sin embargo al finalizar la contienda, muchos ya alcanzaban los 230 km/h [Fig 6].

También se extendió el uso de hidroaviones, usándolos para misiones de reconocimiento en el mar, para poder captar fotografías de las fuerzas navales enemigas y para bombardear submarinos enemigos.



*Figura 6 Aviones de la Primer Guerra Mundial.*

En el período de entreguerras se desarrolló toda la tecnología relacionada con la aviación, realizándose importantes avances en el diseño de aviones, y siendo el momento en el que comenzaron a operar las primeras líneas aéreas. Los aviones empezaron a sustituir la madera por el metal de manera generalizada. También los motores experimentaron un gran incremento de potencia. Esta serie de avances tecnológicos, junto con el creciente impacto socio-económico que los aviones pasaron a tener, hicieron que el periodo entreguerras sea considerado como la era de oro de la aviación. Todo esto fue posible en parte, gracias a la gran cantidad de aviones y pilotos que quedaban después de la Primera Guerra Mundial.



En 1929, la tecnología relacionada con los dirigibles avanzó de manera notable, llegando a realizar un Zeppelin el primer viaje alrededor del mundo, a los mandos de Ferdinand von Zeppelin. En esos años, los dirigibles eran usados por numerosas líneas aéreas de Europa, y en los años 30 se iniciaron las primeras rutas trasatlánticas, que tuvieron gran éxito. La era de los dirigibles terminó en 1937 cuando el dirigible Hindenburg sufrió un accidente en Lake Hurst (Nueva Jersey, Estados Unidos), en el que murieron 35 personas [Fig 7]. El suceso ocurrió debido a que el dirigible estaba lleno de hidrógeno, un gas altamente inflamable. Después de este acontecimiento, la gente dejó de usar los dirigibles, a pesar de que tal accidente fue el único sucedido en este tipo de aeronaves.



*Figura 7 Accidente del dirigible Hindenburg.*

Los avances en la ciencia de la aerodinámica permitieron a los ingenieros desarrollar aeronaves cuyo diseño interfiriera lo menos posible en el vuelo del avión. Los equipamientos de control y las cabinas de los aviones también mejorarían de una manera considerable. A su vez, las mejoras en la tecnología de las radiocomunicaciones permitían el uso de equipamientos de este tipo en los aviones, así los pilotos podían recibir instrucciones de vuelo desde equipos en tierra, y también se podrían comunicar pilotos de distintas aeronaves entre sí. El piloto automático también comenzó a usarse en los años 30, lo que permitió a los pilotos tomarse cortos periodos de descanso en vuelos de larga duración.

El motor a reacción comenzó a ser desarrollado en Inglaterra y Alemania en estos años. El británico Frank Whittle patentó un diseño de una turbina a reacción en 1930, y desarrolló un motor que podía ser usado para fines prácticos al final de la década. El alemán Hans von Ohain patentó su versión de motor a reacción en 1936, y comenzó a desarrollar una máquina semejante. A punto de terminar la Segunda Guerra Mundial, Alemania empleaba los primeros aviones de reacción y fabricaba una serie de Messerschmitt Me 262, el primer caza a reacción de la historia [Fig 8].



*Figura 8 Primer avión con motor a reacción.*

Los años de la Segunda Guerra Mundial se caracterizaron por un drástico crecimiento en la producción de aviones, y por el gran desarrollo de la tecnología relacionada con la aviación. Durante el conflicto se desarrollaron los primeros bombarderos de larga distancia, el primer avión de reacción de uso práctico y el primer caza con reactores. Al inicio de la guerra, los cazas podían alcanzar velocidades máximas de 480 km/h y volar a una altura de 9.000 pies. Al finalizar la guerra, después de todas las investigaciones y desarrollos realizados por ambos bandos, los cazas estaban volando a 640 km/h y muchos alcanzaban los 12.000 pies de altura. Los alemanes también crearon los primeros misiles balísticos de larga distancia, el V-1 y el V-2. Los bombarderos de larga distancia fueron los que causaron más impacto en el transcurso de la guerra, ya que los cazas a reacción comenzaron a operar al final de la guerra.



Tabla 1 Producción de aviones de guerra conforme al año.

Tipo de avión	Año 1940	Año 1941	Año 1942	Año 1943	Año 1944	Año 1945	Unidades totales
Bombarderos muy pesados	0	0	4	91	1.147	2.657	3.899
Bombarderos pesados	19	181	2.241	8.695	3.681	27.874	42.691
Bombarderos medios	24	326	2.429	3.989	3.636	1.432	11.836
Bombarderos ligeros	16	373	1.153	2.247	2.276	1.720	7.785
Aviones de combate	187	1.727	5.213	11.766	18.291	10.591	47.775
Aviones de reconocimiento	10	165	195	320	241	285	1.216
Aviones de transporte	5	133	1.264	5.072	6.430	3.043	15.947
Aviones de entrenamiento	948	5.585	11.004	11.246	4.861	825	34.469
Aviones de enlace	0	233	2.945	2.463	1.608	2.020	9.269
<b>Total anual</b>	<b>1.209</b>	<b>8.723</b>	<b>26.448</b>	<b>45.889</b>	<b>42.171</b>	<b>50.447</b>	<b>174.887</b>

#### 2.1.4 Desarrollo de la Aviación Civil.

Las empresas fabricantes de aviones pasaron a crear modelos especialmente diseñados para el transporte de pasajeros y, durante los primeros años después de la guerra, las líneas aéreas usaron aviones militares modificados para uso civil, o versiones derivadas de los mismos. También realizaron rutas transoceánicas, pero para éstas necesitaban hacer escalas para reabastecerse de combustible. Los vuelos transoceánicos necesitaban de motores más potentes, que ya existían en 1945 en forma de turbinas a reacción, pero estos, en ese momento todavía consumían demasiado combustible y con ellas un avión solo podría recorrer pequeñas distancias.

Se desarrollaron motores turbohélices, que eran propulsores capaces de generar más de 3000 Hp. Estos motores comenzarían a ser empleados en aviones capaces de transportar entre 75 y 110 pasajeros entre las ciudades de Nueva York y París sin escalas y a una velocidad de crucero de más de 500 km/h.

En cuanto al primer avión de reacción de carácter comercial de la historia de la aviación, fue el De Havilland Comet de fabricación británica. El Comet comenzó su uso como avión de pasajeros en 1952, siendo capaz de volar a 850 km/h, y con una cabina presurizada. Boeing lanzó el Boeing 707 en 1958. Los ingenieros que desarrollaron el modelo, dedicaron especial empeño en que los errores que se habían cometido en el De Havilland Comet no se dieran en el 707. Los modelos a reacción Douglas DC-8 y Convair 880 fueron lanzados algunos años después.

Se produjeron un total de 1.010 unidades, convirtiendo a la Boeing desde entonces, en el mayor fabricante de aviones del mundo. El Boeing 737 [Fig 9], cuya producción fue iniciada en 1964 es el avión para transporte de pasajeros más producido y popular de la historia, con más de 6 mil aviones producidos, el modelo continúa en producción, gracias a todas las mejoras y variantes producidas.



*Figura 9 Boeing 737 actualmente usado por la flota de Aeromexico.*

### 2.1.5 Vuelos Supersónicos.

El estadounidense Charles Yeager se convirtió en la primera persona en sobrepasar la velocidad del sonido, el 4 de octubre de 1947, pilotando un Bell X-1 bautizado como "Glamorous Glennis". Los primeros aviones supersónicos para uso civil fueron creados a finales de los años 60. El primer avión supersónico comercial del mundo fue el soviético Tupolev Tu-144, que realizó su primer vuelo el 31 de diciembre de 1968. El Concorde [Fig 10], fabricado por un consorcio franco-británico, hizo su primer vuelo dos meses después. El Tu-144 comenzó sus primeros vuelos de pasajeros en 1977, pero por causa de problemas operacionales, dejó de ser utilizado como avión para el transporte de personas al año siguiente. En cuanto al Concorde, realizó sus primeros vuelos comerciales en 1976, sirviendo en rutas transatlánticas. Ambas aeronaves han sido, hasta el momento, las únicas aeronaves supersónicas comerciales que se han desarrollado.



*Figura 10 Concorde de British Airways para vuelos comerciales supersónicos.*

#### 2.1.6 Actualidad.

El 27 de abril de 2005, el Airbus A380 [Fig 11] voló por primera vez, y el 25 de octubre de 2007, con la realización de su primer vuelo comercial entre Singapur y Sídney, se convirtió en el mayor avión comercial de pasajeros del mundo, superando al Boeing 747, que había ostentado ese récord desde que realizó su primer vuelo en 1969. Pero aun así, el A380 es superado en tamaño por el Antonov An-225, que realizó su primer vuelo el 21 de diciembre de 1988, y desde entonces es el mayor avión de la historia.



*Figura 11 Airbus A-380 de Lufthansa.*

El 19 de diciembre de 2009, después de dos años de retraso, el Boeing 787 [Fig 12] realiza su primer vuelo en las instalaciones que la compañía tiene en el aeropuerto de Paine Field (Everett, Washington, Estados Unidos), convirtiéndose en el primer avión comercial fabricado principalmente con materiales compuestos. El avión utiliza un 20% menos de combustible que cualquier otro avión de su tamaño en misiones similares. Empleando dos motores GE-90, con la tecnología más avanzada actualmente en la rama de los motores a reacción, reduciendo el consumo de combustible, la emisión de gases nocivos y la contaminación por ruido. Se considera la aeronave comercial con mayor tecnología y más eficiente de la actualidad.



*Figura 12 Boeing 787 Dreamliner.*

## 2.2 Clasificación de las aeronaves.

Aeronave se define como lo siguiente: es cualquier vehículo capaz de navegar por el aire o en general por la atmosfera de un planeta. Siendo un vehículo el medio de locomoción que permite el traslado de un lugar a otro.

Las aeronaves pueden ser clasificadas de acuerdo con las siguientes categorías:

1. Por su aplicación.
2. Por su medio de sustentación.
3. Por su tamaño y peso.
4. Por su tipo de motor.
5. Por las características externas.
6. Por la carrera de despegue y de aterrizaje.

De acuerdo con lo anterior, es posible clasificar los aviones de la siguiente manera de acuerdo con su medio de sustentación.

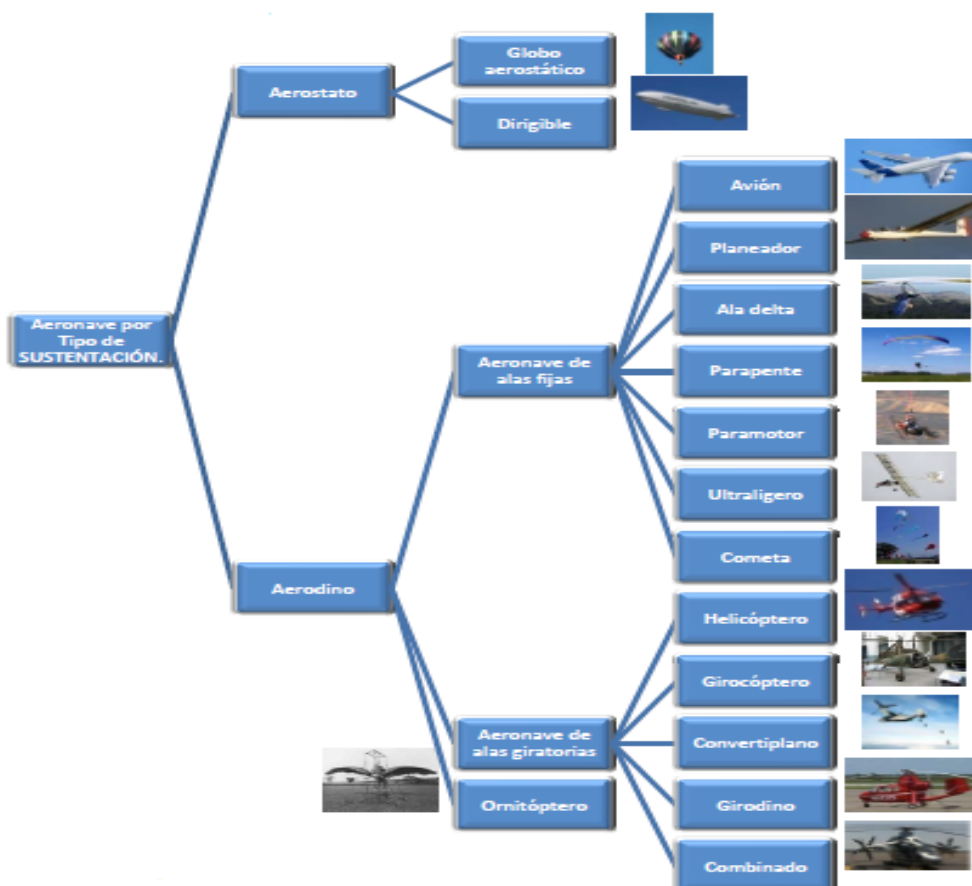


Figura 13 Clasificación de acuerdo al tipo de sustentación.



Donde los además es posible encontrar diversas subclasificaciones dentro de las aeronaves de ala fija, como se enlista a continuación:

1. Configuración alar por número de planos.

1.1. Configuración alar: Según el número de alas:

- Monoplano: Un ala.
- Sesquiplano: Un ala y media.
- Biplanos: Dos alas.
- Triplanos: Tres alas.
- Quadruplano: Cuatro alas.
- Multiplano: Varias alas.

2. La posición del ala.

2.1. Configuración de la ubicación espacial del ala con respecto al fuselaje.

Ala baja - fija a la parte baja del fuselaje.....



Ala media - fija a la parte media del fuselaje.....



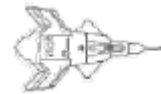
Ala alta - fija a la parte alta del fuselaje.....



Ala parasol - Por encima del fuselaje.....



Ala en Tandem- Dos alas una detrás de otra.....



3. Configuración alar de acuerdo a la forma.

Forma geométrica del ala.

Recta o rectangular:.....



De flecha variable:.....



Trapezoidal:.....



Elíptica:.....



De doble flecha:.....



En flecha:.....



Delta:.....



En doble flecha:.....



Doble delta:.....



Ojival:.....



En flecha invertida:.....



Canard:.....



4. Por la forma del empenaje.

4.1. Geometría y ubicación de los estabilizadores.

Estándar.....



En forma de «T».....



En forma de cruz.....



Con dos estabilizadores verticales.....



Con tres estabilizadores verticales.....



En forma de «V».....



## 2.3 Estructuras del Avión.

### 2.3.1 Fuselaje.

El fuselaje es el cuerpo estructural del avión, de figura fusiforme, que aloja a los posibles pasajeros y carga, junto con los sistemas y equipos que dirigen el avión. Se considera la parte central por que a ella se acoplan directamente o indirectamente el resto de partes como las superficies aerodinámicas, el tren de aterrizaje y el elemento propulsor. En aviones monomotores el fuselaje contiene al motor y la cabina del piloto; sirve también de soporte a las alas y estabilizadores; y lleva el tren de aterrizaje. En aviones con múltiples motores el fuselaje no acopla los motores sino que van dispuestos en barquillas o mástiles, sobre o bajo las alas, o en la cola.

Su forma obedece a una solución de compromiso entre una geometría suave con poca resistencia aerodinámica y ciertas necesidades de volumen o capacidad para poder cumplir con sus objetivos. El fuselaje variará entonces dependiendo de las tareas que el avión va a desempeñar. Mientras que un avión comercial buscará un promedio entre volumen de carga y aerodinámica; un caza militar buscará un fuselaje completamente aerodinámico, que le permita realizar maniobras a altas velocidades sin sufrir deterioros estructurales y permita los cambios radicales de direcciones, es decir fomente la inestabilidad.

En aviones comerciales la sección recta del fuselaje tenderá a ser circular para aliviar las cargas de presurización de la cabina, ya que de esta forma la presión se reparte de igual manera por todo el interior. Gran parte del volumen estará dedicado a la cabina de pasajeros cuya disposición variará según diversos factores (duración del vuelo, política de la aerolínea, salidas de emergencia...). La mercancía o carga se suele albergar en las bodegas del avión situadas en la parte inferior del avión. En aviones cargueros exclusivamente la forma del fuselaje dependerá de la carga que se vaya a transportar y se acomodará en función de la mercancía y su salida/entrada de la aeronave, disponiendo en el fuselaje de puertas o accesos especiales para la carga y descarga.

En la construcción del fuselaje intervienen numerosos factores de diseño, aerodinámica, cargas estructurales y funciones de la aeronave.



Figura 14 Sección transversal del Fuselaje de un avión Embraer.



### 2.3.2 Ala.

El ala es la superficie que proporciona la fuerza sustentadora principal del avión. La estructura interna está constituida por largueros, atizadores y costillas. El larguero es el componente estructural principal que recorre el ala longitudinalmente desde el encastre (donde el ala se une al fuselaje) hasta la punta del ala. Soporta las cargas principales del ala en vuelo y tierra. Estas auténticas “vigas” del ala están construidas en aleaciones de aluminio de alta resistencia y suele haber sólo dos o tres por ala.

Las costillas son elementos transversales del ala y también transversales a los largueros. Cumplen dos funciones: dar forma y curvatura al contorno del ala, y añadir rigidez y resistencia al conjunto.

Los atizadores refuerzan toda la estructura, situados de forma longitudinal a través de las costillas, proporcionan la superficie suficiente para unir con remaches la chapa de revestimiento del ala.

La carga que soportan estas estructuras es una fuerza mientras que el esfuerzo es una fuerza que deforma un material. El peso es una carga por ejemplo. El avión soporta numerosas cargas y es deber del piloto conocer sus límites estructurales. Aunque los fabricantes suelen dar un margen de seguridad aún mayor que la carga límite especificada para cada aeronave, experimentando cargas mayores de las especificadas pueden surgir fallos estructurales importantes e incluso roturas.



## 2.4 Tipos de Carga.

### 2.4.1 Cargas Aerodinámicas.

Son las cargas a las que se ve sometido el avión por la acción del aire o el flujo. Este flujo o la acción del aire varía cuando realizamos maniobras en él (descensos, ascensos, virajes, derrapes, resbales...), las llamadas cargas de maniobra; o cuando experimentamos ráfagas de aire, vientos racheados, turbulencias... las cargas por ráfagas de aire; y cargas originadas por el movimiento de los alerones, estabilizadores... las cargas por desplazamiento de superficies de control de vuelo. Los aviones deben soportar estas cargas aerodinámicas en su campo operacional. Al desplazar las superficies de control, modificamos sustancialmente la distribución de presión alrededor de la superficie aerodinámica. Dependiendo de la velocidad a la que vaya el avión y la magnitud del desplazamiento la carga varía. Hay dos efectos típicos producidos por este desplazamiento de las superficies de control: la inversión de alerones y el flameo.

La inversión de alerones se produce en aviones comerciales a altas velocidades. Cuando pretendemos inclinar el avión usando los alerones, el esfuerzo que tienen que hacer es tan alto al estar situados en el extremo del ala (momento máximo), que se genera un esfuerzo de torsión y el ala se retuerce, oponiéndose al movimiento del alerón, produciéndose un efecto contrario al deseado. Para resolver el problema, a altas velocidades hacemos uso de los spoilers, (aunque algunos aviones montan alerones interiores), abriendo unos y cerrando otros. Usando los spoilers el esfuerzo y momento es menor; y el ala no tiende torcerse porque están situados más cerca de la misma. El Flameo es el caso opuesto, produciéndose oscilaciones violentas al entrar en pérdida local los alerones.

### 2.4.2 Cargas Inerciales.

Las cargas de inercia se deben a la resistencia que opone todo cuerpo a la aceleración. Estas cargas se dan por todo el avión. El ala, por ejemplo, al pesar, se opone a la aceleración creando carga de inercia y cierto esfuerzo de torsión. La fuerza de inercia es la que actúa sobre la masa cuando un cuerpo está sometido a una aceleración y sólo es detectable por lo que está ligado a ese sistema acelerado. La fuerza inercial sólo son observables en sistemas de referencia no inerciales, es decir acelerados, y para un observador situado en ellos parecen ser tan reales como las restantes fuerzas (las llamadas Fuerzas Reales, originadas en interacciones). Un observador situado en un sistema en reposo no las detecta ni precisa de su existencia para aplicar la física de Newton a la explicación del fenómeno.





### 2.4.3 Cargas de la Planta Motriz.

Cargas causadas por el sistema de propulsión: En general los motores están unidos al fuselaje por bancadas o mástiles. Estos elementos estructurales son los que soportan la carga más elemental, la propia tracción y la transmiten al resto del avión; además de la carga de inercia (el propio peso de los motores). El sistema de propulsión impone por sí mismo cargas de tracción o empuje; de inercia; cargas giroscópicas (originadas por el cambio de plano de rotación de los elementos giratorios del motor); cargas impuestas por el par motor y por paradas súbitas del motor.

### 2.4.4 Fatiga.

Si las cargas antes estudiadas se producen de forma reiterada y continuada, aparece la fatiga, que resulta ser un deterioro interno del material. La fatiga estructural de un componente o sistema se mide en ciclos. Una estructura tiene un determinado número de ciclos, si ése número de ciclos rebasa el admisible se producirá un fallo estructural por fatiga. El fallo estructural por fatiga también se puede dar si los esfuerzos a los que está sometida la estructura son excesivos y superan los admisibles u operativos.

El fuselaje soporta una carga continuada: la carga de presurización; al ser continuada se produce fatiga. Cada vez que se presuriza la cabina y se despresuriza se completa un ciclo de presurización. Llegado un número "x" de ciclos, el fuselaje debe ser revisado para que no presente fallos, dado que ha rebasado el número de ciclos admisibles. Contra mayor sea el esfuerzo al que esté sometida una pieza, menor será el número de ciclos que pueda soportar; mientras que si el esfuerzo de trabajo está por debajo de un cierto nivel, el número de ciclos es mucho mayor, en principio infinito. Sin embargo, por seguridad, todas las piezas tienen un número de ciclos máximo.

La fatiga puede ser de dos clases: mecánica y térmica. La fatiga mecánica se origina por las vibraciones de las piezas, y por los esfuerzos físicos que soportan los aviones en servicio. La fatiga térmica tiene su origen en los motores. El enfriamiento y calentamiento de las piezas produce contracciones y dilataciones en los materiales. Esos esfuerzos continuados pueden fatigar a los elementos sometidos a dichos cambios de temperatura, produciendo grietas en partes vitales del mismo. Por ello los motores deben ser revisados cada tantos ciclos (encendido y apagado del motor). En los motores turbo reactores tiene especial importancia este tipo de fatiga, ya que el enfriamiento y calentamiento es más repetido y continuado, alcanzando mayores temperaturas.

## 2.5 Teoría de Esfuerzos.

### 2.5.1 Ecuaciones de Estado o Relación Esfuerzo/Deformación.

Considerando un paralelepípedo en el espacio sujeto a un estado de esfuerzos y a una variación de temperatura  $\Delta T$ . Debido a que aquel cuerpo se considera linealmente elástico, se puede usar el principio de superposición y la deformación final no depende del orden de la aplicación de los esfuerzos y la temperatura.

Suponiendo que dicho cuerpo está sometido a un esfuerzo triaxial. De la ley de Hooke lineal  $\sigma = E\varepsilon$ ; Esfuerzo es igual a Modulo de Young por deformación; y de la relación de Poisson  $\nu = -\varepsilon_t/\varepsilon_l$ ; es igual a Deformación transversal entre la Deformación lineal), cuyo valor varía entre 0.25 y 0.33, podemos obtener la deformación total en cada uno de los tres ejes. Además, la variación de temperatura produce una deformación térmica en todas direcciones, igual a  $\varepsilon = \alpha\Delta T$ , donde  $\alpha$  es el coeficiente de expansión térmica cuyo valor depende del material.

$$\varepsilon_x = \frac{\sigma_x}{E} + (-\nu\varepsilon_y - \nu\varepsilon_z) + \alpha\Delta T$$
$$\varepsilon_x = \frac{1}{E} + [(\sigma_x - \nu(\sigma_y - \sigma_z))] + \alpha\Delta T$$

*Ecuación 1 Deformación*

Por otro lado, el esfuerzo cortante induce solo deformaciones cortantes y no hay deformaciones adicionales longitudinales. La relación esfuerzo deformación cortante está dado por  $\tau = G\gamma$  (Esfuerzo cortante igual a el Modulo de elasticidad al corte por la Deformación angular). El cambio de temperatura no produce deformación cortante debido a que la expansión térmica libre no produce distorsión angular en un material isotrópico.

Por lo tanto, de acuerdo a lo expuesto anteriormente encontramos la Ley de Hooke tridimensional, donde las deformaciones están en función de los esfuerzos:

$$\varepsilon_x = \frac{1}{E} + [(\sigma_x - \nu(\sigma_y - \sigma_z))] + \alpha\Delta T$$
$$\varepsilon_y = \frac{1}{E} + [(\sigma_y - \nu(\sigma_x - \sigma_z))] + \alpha\Delta T$$
$$\varepsilon_z = \frac{1}{E} + [(\sigma_z - \nu(\sigma_x - \sigma_y))] + \alpha\Delta T$$

$$\gamma_{xy} = \frac{\tau_{xy}}{G}; \gamma_{yz} = \frac{\tau_{yz}}{G}; \gamma_{zx} = \frac{\tau_{zx}}{G}$$

*Ecuación 2 Deformaciones en los ejes principales y deformación angular.*

Donde las constantes G, E y  $\nu$  se relacionan con la ecuación.

$$G = \frac{E}{2(1 + \nu)}$$

*Ecuación 3 Modulo Cortante.*

### 2.5.2 Conceptos de Energía Específica de Deformación.

La energía específica de deformación en un punto de un sólido sujeto a un estado de tensión cualquiera, es una función tanto de las tensiones actuantes como de las deformaciones. En los capítulos anteriores ya hemos analizado el valor de la energía de deformación por unidad de volumen para algunos casos simples:

$$u = \frac{1}{2} \sigma \epsilon$$

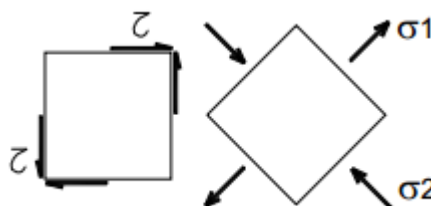
$$u = \frac{1}{2} \tau \gamma$$

*Ecuación 4 Energía en función del esfuerzo y la deformación.*

Las expresiones anteriores surgen de la consideración del comportamiento del material como elástico lineal, es decir, que vale la Ley de Hooke. En el caso más general de un estado triple tendremos que considerar la energía específica de deformación correspondiente a cada tensión. Si en un cuerpo sometido a tensiones consideramos un elemento diferencial en una determinada posición, la energía de deformación por unidad de volumen correspondiente al mismo deberá mantenerse si lo suponemos rotado.

Si tenemos un prisma elemental sometido a corte puro, sabemos que a  $45^\circ$  de esa posición nos encontraremos que el elemento estará sometido a tensiones de tracción y compresión, las que en valor absoluto serán iguales entre sí e iguales a la tensión tangencial. Si evaluamos la energía de deformación por unidad de volumen en ambos casos obtendremos:

$$G = \frac{E}{2(1 + \nu)}$$





De esta manera hemos encontrado la relación existente entre E, G, y  $\nu$ , relación de la que ya habíamos hablado anteriormente.

### 2.5.3 Teoría del Esfuerzos Normal Máximo.

La teoría del esfuerzo normal máximo establece que la falla suele ocurrir siempre que uno de los tres esfuerzos principales sea igual a la resistencia. Si suponemos que se ordenan los tres esfuerzos principales para cualquier estado de esfuerzo, en la forma:

$$\sigma_1 > \sigma_2 > \sigma_3$$

Luego esta teoría pronostica que la falla ocurre siempre que:

$$\sigma_1 = St \text{ o bien } \sigma_3 = -Sc$$

Donde:

$\sigma_1$  = Esfuerzo principal máximo.

$\sigma_3$  = Esfuerzo principal mínimo.

St = Resistencia a la tensión.

Sc = Resistencia a la compresión.

### 2.5.4 Teoría de Deformación Normal Máxima.

La teoría de la deformación máxima, también conocida como teoría de Saint – Venant se aplica solo en la gama de esfuerzos elásticos. Esta teoría señala que ocurre la fluencia cuando la mayor de las tres deformaciones principales se hace igual a la deformación correspondiente a la resistencia de fluencia.

Si se supone que las resistencias de fluencia en tensión y en compresión son iguales, entonces las deformaciones causadas por los esfuerzos pueden hacerse iguales a la deformación correspondiente a la resistencia de fluencia de tal manera que:

$$\sigma_1 - \nu(\sigma_2 + \sigma_3) = \pm Sy$$

$$\sigma_2 - \nu(\sigma_1 + \sigma_3) = \pm Sy$$

$$\sigma_3 - \nu(\sigma_1 + \sigma_2) = \pm Sy$$

*Ecuación 5 Resistencia a la Fluencia.*

Donde:

$\sigma_1, \sigma_2, \sigma_3$  = Esfuerzos principales.

$\nu$  = Modulo de Poisson.

$S_y$  = Resistencia a la cedencia (fluencia).

Si uno de los tres esfuerzos principales vale cero y los dos restantes se designan como  $\sigma_a$  y  $\sigma_b$ , para esfuerzos biaxiales, el criterio de fluencia se escribe como:

$$\sigma_a - \nu\sigma_b = \pm S_y$$

$$\sigma_b - \nu\sigma_a = \pm S_y$$

*Ecuación 6 Para esfuerzos biaxiales.*

Donde:

$\sigma_a$  = Esfuerzo principal máximo.

$\sigma_b$  = Esfuerzo principal mínimo.

#### 2.5.5 Teoría del Esfuerzo Cortante Máximo.

La teoría del esfuerzo cortante máximo afirma que se inicia la fluencia siempre que en cualquier elemento el esfuerzo cortante máximo se vuelve igual al esfuerzo cortante máximo en una probeta a tensión, cuando es el espécimen empieza a ceder.

Si se ordenan los esfuerzos principales normales como en  $\sigma_1 > \sigma_2 > \sigma_3$ , entonces la teoría del cortante máximo anticipa que la fluencia ocurrirá siempre que:

$$\tau_{max} \geq S_y/2 \text{ o bien } \sigma_1 - \sigma_2 \geq S_y$$

Nótese que esta teoría señala asimismo que la resistencia de fluencia en cortante está dada por la ecuación:

$$S_{cy} = 0.5 S_y$$

Si se analizará esta teoría en tres dimensiones se tendrían tres esfuerzos cortantes principales que son:

$$\tau_{1/2} = \frac{\sigma_1 - \sigma_2}{2}; \tau_{2/3} = \frac{\sigma_2 - \sigma_3}{2}; \tau_{1/3} = \frac{\sigma_1 - \sigma_3}{2}$$

*Ecuación 7 Esfuerzos cortantes principales.*





Donde:

$\tau(1/2)$ ;  $\tau(2/3)$ ;  $\tau(1/3)$  = Esfuerzos principales cortantes.

De la ecuación anterior indica que la falla es previsible cuando alguno de estos tres esfuerzos cortantes es máximo. Las componentes de estos esfuerzos reciben el nombre de componentes hidrostáticas porque son iguales, si llega a suceder que son iguales a cero, entonces los tres esfuerzos cortantes valdrían cero y no podría haber fluencia sin importar las magnitudes de los esfuerzos hidrostáticos. Por lo tanto, las componentes hidrostáticas no tienen efecto alguno en el tamaño del círculo de Mohr, sino que meramente sirven para desplazarlo según el eje del esfuerzo normal. Por esta razón, el criterio de fluencia del estado de esfuerzos general puede representarse por medio de un cilindro hexagonal regular oblicuo.

#### 2.5.6 Von Mises (Energía de Distorsión Máxima).

La teoría de la energía de la deformación máxima anticipa que la falla causada por fluencia ocurre cuando la energía de deformación total en un volumen unitario iguala o excede el valor de la energía de deformación en el mismo volumen correspondiente a la resistencia de fluencia en tensión, o bien compresión.

La energía de deformación almacenada en un volumen unitario cuando se aplica uniaxialmente a la resistencia de fluencia, se puede determinar a partir de la siguiente ecuación.

$$U_s = \frac{S_y^2}{2E}$$

*Ecuación 8 Energía de deformación unitaria.*

Donde:

$U_s$  = Energía de deformación unitaria ocasionada por esfuerzos  $S_y$ .

$S_y$  = Resistencia de cedencia.

$E$  = Modulo de elasticidad.

Con la ayuda de las relaciones de esfuerzo – deformación triaxiales, se obtiene la energía de deformación total en una unidad de volumen sometida a esfuerzos combinados y es:

$$U_{\sigma} = \frac{E_1 \sigma_1}{2} + \frac{E_2 \sigma_2}{2} + \frac{E_3 \sigma_3}{2}$$

$$U_{\sigma} = \frac{1}{2E} [\sigma_1^2 + \sigma_2^2 + \sigma_3^2 - 2\vartheta(\sigma_1 \sigma_2 + \sigma_2 \sigma_3 + \sigma_3 \sigma_1)]$$

*Ecuación 9 Energía de deformación total.*

La teoría de la energía de distorsión se originó a partir de la observación de que los materiales dúctiles, sometidos a esfuerzos hidrostáticos (de igual tensión o compresión), tenían resistencias de fluencia muy superiores a los valores obtenidos por el ensayo a tensión simple. Así se postuló que la fluencia no era, de ninguna manera, un fenómeno de tensión o compresión simples, sino más bien que estaba relacionada de algún modo con la distorsión (o deformación angular) del elemento esforzado.

Expresado con palabras, la teoría de la energía de la distorsión anticipa que la fluencia se producirá siempre que la energía de distorsión en una unidad de volumen sea igual a la energía de distorsión en el mismo volumen cuando se le someta a esfuerzos uniaxial hasta el valor de la resistencia de fluencia.

En el caso de un ensayo a tensión simple,  $\sigma_1 = \sigma$ ,  $\sigma_2 = \sigma_3 = 0$ , por lo tanto, la energía de distorsión es:

$$U_d = \frac{1 + \vartheta}{3E} \sigma^2$$

*Ecuación 10 Energía de deformación a tensión simple.*

El criterio se obtiene igualando nuestras ecuaciones anteriores y despejando al esfuerzo para finalmente quedar como:

$$\sigma = \left[ \frac{(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_1 - \sigma_3)^2}{2} \right]^{1/2}$$

*Ecuación 11 Esfuerzo total de Von Mises.*

En consecuencia, se prevé que ocurrirá fluencia cuando  $\sigma \geq S_y$ .

Donde:

$\sigma$  = Esfuerzo de Von Mises, en honor al doctor, R. Von Mises, quién contribuyó al desarrollo de la teoría.



## 2.6 Elemento Finito.

Al efectuar una clasificación de las estructuras, suelen dividirse en discretas o reticulares y continuas. Las primeras son aquéllas que están formadas por un ensamblaje de elementos claramente diferenciados unos de otros y unidos en una serie de puntos concretos, de tal manera que el sistema total tiene forma de malla o retícula. La característica fundamental de las estructuras discretas es que su deformación puede definirse de manera exacta mediante un número finito de parámetros, como por ejemplo las deformaciones de los puntos de unión de unos elementos y otros. De esta manera el equilibrio de toda la estructura puede representarse mediante las ecuaciones de equilibrio en las direcciones de dichas deformaciones.

Hasta la llegada del Método de los Elementos Finitos (MEF), los sistemas continuos se abordaban analíticamente, pero por esa vía sólo es posible obtener solución para sistemas con geometría muy sencilla, y/o con condiciones de contorno simples. También se han utilizado técnicas de diferencias finitas, pero éstas plantean problemas cuando los contornos son complicados.

Consideremos un elemento finito cualquiera, definido por un número de nudos  $n$ . Para facilitar la exposición se supondrá un problema de elasticidad plana. Un punto cualquiera del elemento tiene un desplazamiento definido por un vector  $u$ . Los nudos del elemento tienen una serie de grados de libertad, que corresponden a los valores que adopta en ellos el campo de desplazamientos, y que forman el vector denominado  $\delta$ .

Las funciones de interpolación son habitualmente polinomios, que deben poderse definir empleando las deformaciones nodales del elemento. Por lo tanto se podrán usar polinomios con tantos términos como grados de libertad tenga el elemento. Las funciones de interpolación están definidas únicamente para el elemento, y son nulas en el exterior de dicho elemento. Estas funciones tienen que cumplir determinadas condiciones.



### Tipos de elementos Finitos:

**Elemento Barra.** Es el tipo de elemento más común, cuando se combina con elementos del mismo tipo, describen estructuras como las armaduras y marcos. Cuando se combinan con elementos de otro tipo como los elementos placa, forman estructuras atiesadas.

**Elemento Placa.** Son los elementos básicos, placas delgadas cargadas en su propio plano (la condición de esfuerzo plano), y podemos tener elementos triangulares y cuadriláteros. Muchas formas son factibles en esta clase de elementos, que generalmente sirve a un propósito específico.

**Elementos Sólidos.** Estos elementos son generalizaciones tridimensionales de elementos de esfuerzo plano. El tetraedro y el hexaedro son las formas más comunes de los elementos tridimensionales, y forman parte esencial para los modelos analíticos de problemas de mecánica de sólidos y estructuras.

**Sólidos Axisimétricos.** En este tipo de elementos tanto el tipo de carga como la geometría, usualmente son axisimétricos, y son aplicables a diversos tipos de problemas de ingeniería como tanques de acero, rotores, pistones, flechas, escapes de coches por mencionar algunos.



## 2.7 CAD (Computer Aided Design, Diseño Asistido por Computadora).

Consiste en especificar las propiedades y cualidades relevantes del sistema a diseñar. Es el núcleo del proceso de diseño. El ingeniero concibe un modelo de sistema que satisface las especificaciones. El modelo deberá documentarse. La mayor parte de las cosas que se fabrican tienen algún tipo de representación gráfica natural, que se utiliza como descripción 'formal' del elemento a construir. Por ese motivo, antes de pasar al proceso de construcción se deben generar gran cantidad de 'planos' (o descripciones gráficas en general). El conjunto de documentos generados debe ser suficiente para describir el modelo, con el suficiente detalle como para permitir la fabricación de prototipos, con los que validar el diseño. El proceso de diseño sigue un esquema iterativo, en el que el diseñador trata de encontrar un diseño que satisfaga unos determinados requerimientos, explorando posibilidades, siguiendo un ciclo de propuesta - valoración.

El Diseño Asistido por Computador (CAD) como la "aplicación de la informática al proceso de diseño". Puntualizando la definición, entenderemos por Sistema CAD, un sistema informático que automatiza el proceso de diseño de algún tipo de ente, para descartar, como sistemas CAD las aplicaciones que incidan tan solo en algún aspecto concreto del proceso de diseño. El desarrollo de un sistema CAD se basa en la representación computacional del modelo. Esto permite realizar automáticamente el dibujo de detalle y la documentación del diseño, y posibilita la utilización de métodos numéricos para realizar simulaciones sobre el modelo, como una alternativa a la construcción de prototipos.

El ciclo de diseño utilizando un sistema CAD se ve afectado, tan solo, por la inclusión de una etapa de simulación entre la creación del modelo y la generación de bocetos. Esta simple modificación supone un ahorro importante en la duración del proceso de diseño, ya que permite adelantar el momento en que se detectan algunos errores de diseño.

En tiempos actuales en la ingeniería usamos herramientas de este tipo para poder modelar piezas complejas y acercar los diseños a nuevas tecnologías de análisis, si bien la mayor parte de estos programas ya cuentan con una herramienta que a su vez realiza análisis de elemento finito, eso constituye otro tipo de clasificación, el CAE.



### III. Modelado y Recreación del Diseño.

El modelo de ala que se está modelando surge del diseño, en 1985, del avión “Heeka”, que a partir de un seminario de actualización con opción a titulación, como el que actualmente me encuentro cursando, proponen el completo diseño del avión, donde todo el capítulo VI está especialmente dedicado al apartado de la estructura, ala, empenaje y fuselaje. Para nuestro interés se tomó el ala y llevar el diseño del ala a un análisis moderno involucrando herramientas modernas como lo es el Software de CAD y CAE. El modelo del ultraligero construido en escala real se encuentra actualmente en el hangar de la ESIME UP Ticoman [Fig 15].

El diseño del avión cuenta con las siguientes características:

Alargamiento: 8.2

Envergadura: 11.457 m.

Velocidades de diseño: Velocidad de nunca exceder: 123.3 km/hr; Velocidad máxima: 73.7 km/hr; Velocidad Crucero: 70.4 km/hr; Velocidad de desploma: 43.7 km/hr.

Peso Vacio: 115 kg; Peso máximo: 210.

Carga Util: 95 kg; Carga Alar: 14.4 kg/m<sup>2</sup>.



Figura 15 Vista Lateral del "Heeka".

El hangar de la ESIME UP Ticoman cuenta con diversas aeronaves [Fig 16].



*Figura 16 Vista Frontal del "Heeka".*

Proyectos de titulación llevados a modelos de escala real se pueden observar [Fig 17].



*Figura 17 Vista de la Semiala del "Heeka".*

### 3.1 Modelado en CAD, CATIA V5R21.

La herramienta de Software seleccionada es CATIA, que forma parte de los desarrolladores Dassault Systemes, mismos autores de SolidWorks [Fig 18].

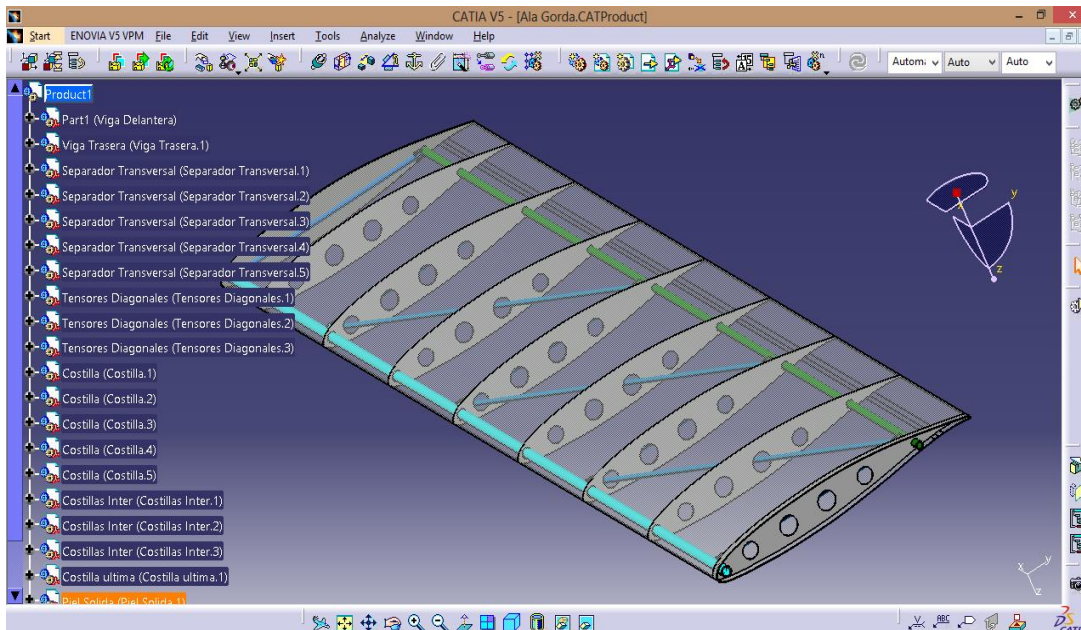


Figura 18 Interfaz de CATIA para el Ensamble 1.

La interfaz de CATIA varía dependiendo el modulo que se esté empleando [Fig 19].

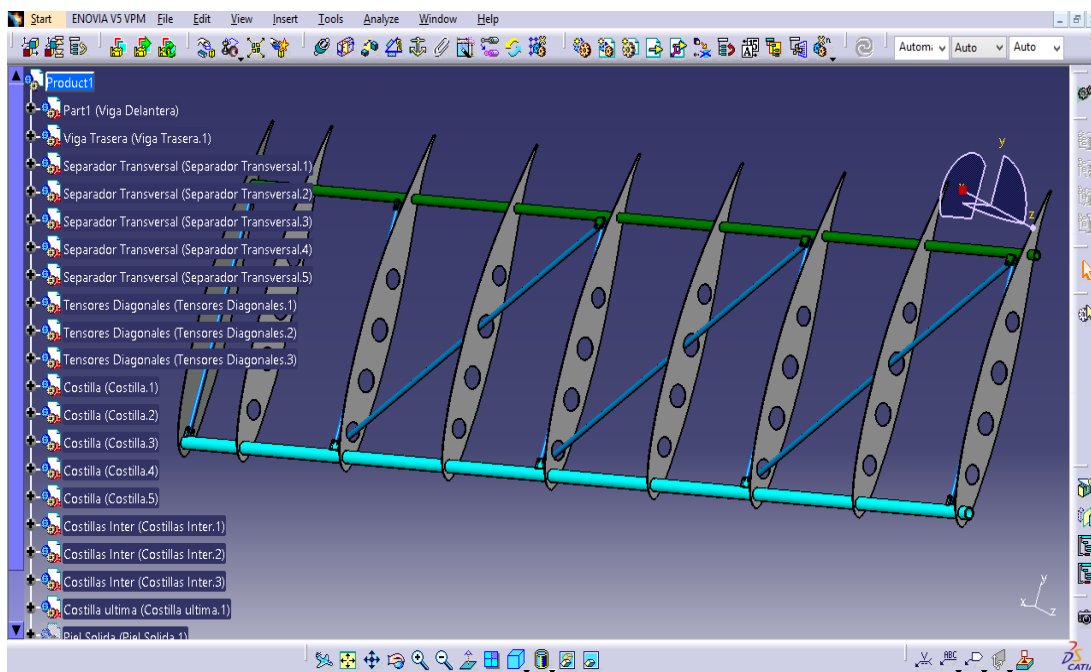
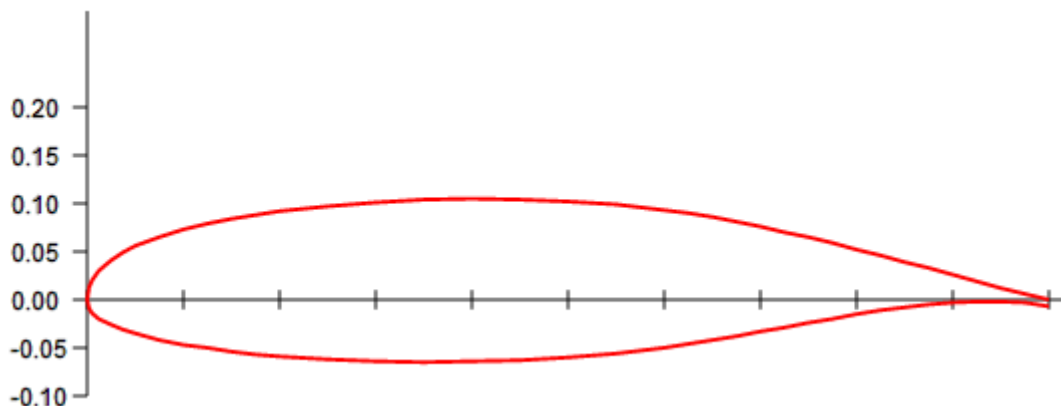


Figura 19 Interfaz de CATIA para el Ensamble 2.

### Información del Perfil.

Las costillas cuentan con un perfil alar, la siguiente información puede ser encontrada en cualquier base de dato de internet que contenga información de perfiles alares, o en ingles AirFoil, para hacer su búsqueda más sencilla [Fig 20].

## NASA/LANGLEY LS(1)-0417 (GA(W)-1) AIRFOIL



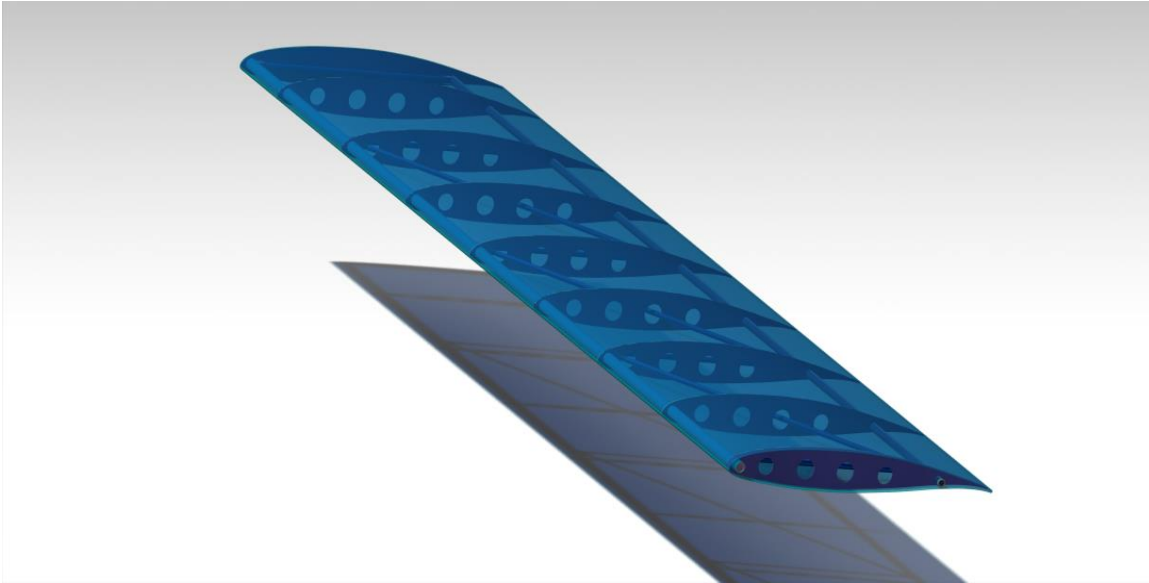
<b>Thickness:</b>	17.0%
<b>Camber:</b>	2.3%
<b>Trailing edge angle:</b>	16.5°
<b>Lower flatness:</b>	21.3%
<b>Leading edge radius:</b>	3.2%

<b>Max <math>C_L</math>:</b>	1.62
<b>Max <math>C_L</math> angle:</b>	11.5
<b>Max L/D:</b>	37.237
<b>Max L/D angle:</b>	7.0
<b>Max L/D <math>C_L</math>:</b>	1.337
<b>Stall angle:</b>	-0.5
<b>Zero-lift angle:</b>	-4.5

Figura 20 Información del Perfil GA(W)-1

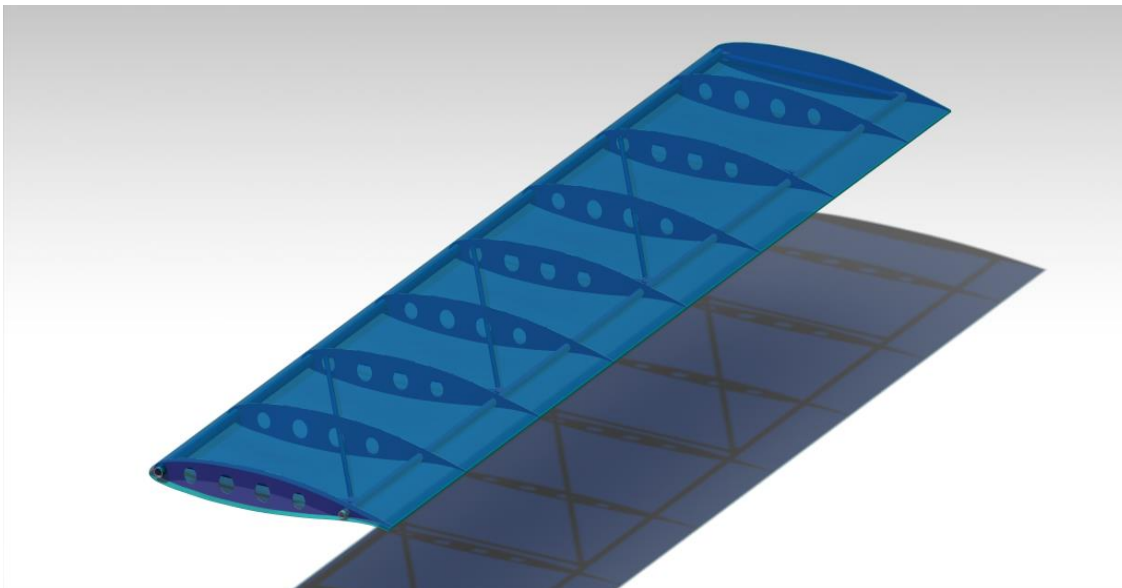


La estructura alar del “Heeka” cuenta con 9 costillas que le dan forma a la semiala y proporcionan uniformidad a la piel, 3 tensores diagonales, 5 separadores transversales, además de 2 vigas, delantera y trasera. [Fig 21].



*Figura 21 Render del modelo final del ala (borde de ataque).*

Los Render dan una idea de cómo podría verse el modelo en la realidad [Fig 22].



*Figura 22 Render del modelo final del ala (borde de salida).*



### 3.2 Pieza 1, Costillas.

Por parte de las costillas 8 de ellas cuentan con 4 aligeramientos a lo largo de superficie, mientras que la última costilla no tiene aligeramientos y es completamente sólida. Cuentan con un orificio para que las vigas pasen a través de estos [Fig 23].

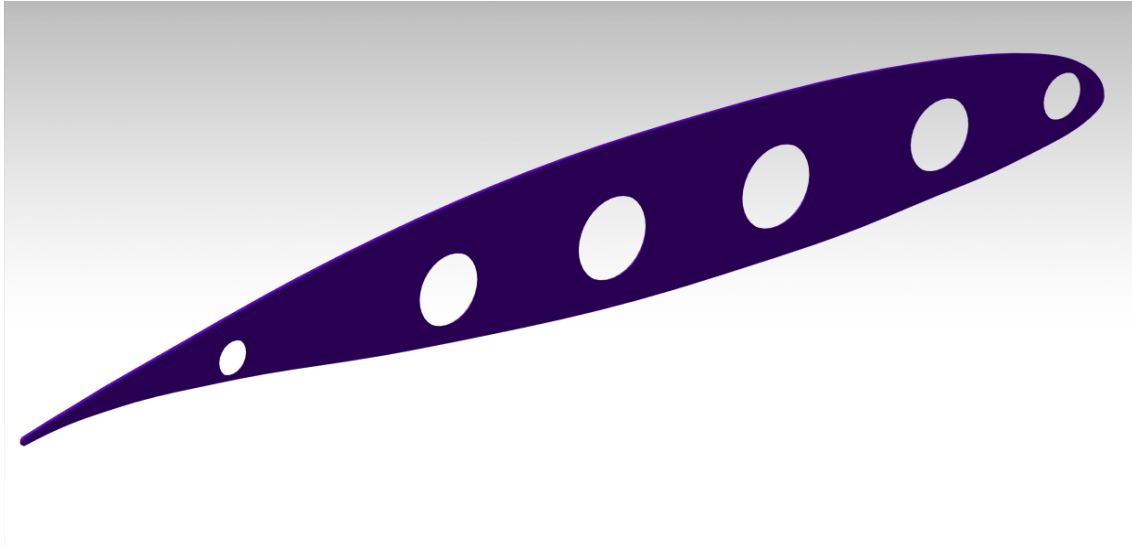


Figura 23 Render Costillas.

### 3.3 Pieza 2, Viga Delantera.

La viga delantera cuenta con una sección transversal circular, es decir que es un tubo hueco cilíndrico, con 5 sujeciones, 3 dobles y 2 simples [Fig 24].

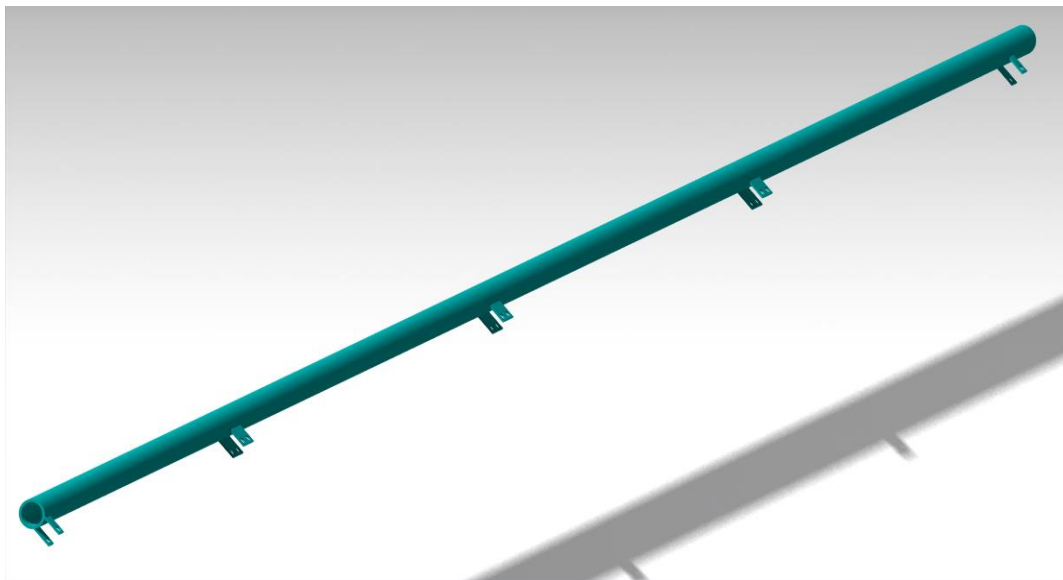


Figura 24 Render Viga Delantera.

### 3.4 Pieza 3, Viga Trasera.

De la misma forma que su contra parte, la viga trasera es un tubo cilíndrico hueco, y 5 sujeciones que se alinean con las de la viga delantera [Fig 25].

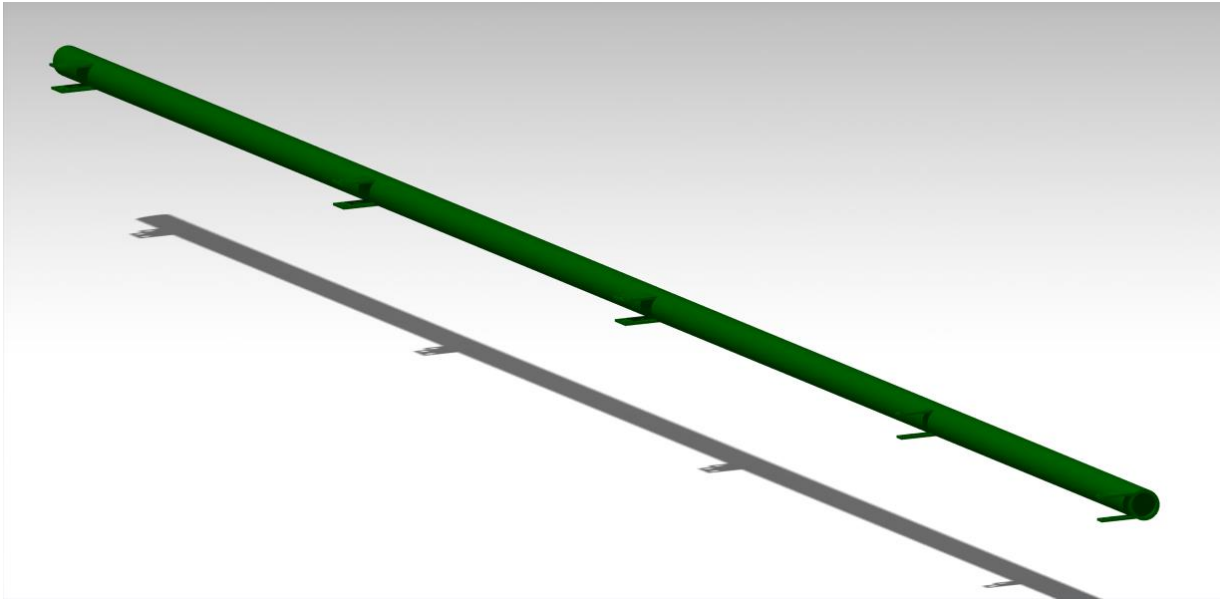


Figura 25 Render Viga Trasera.

### 3.5 Pieza 4, Separadores Transversales.

Los separadores transversales unen las vigas en sus sujeciones, 5 en total para conformar la estructura del “Heeka” [Fig 26].

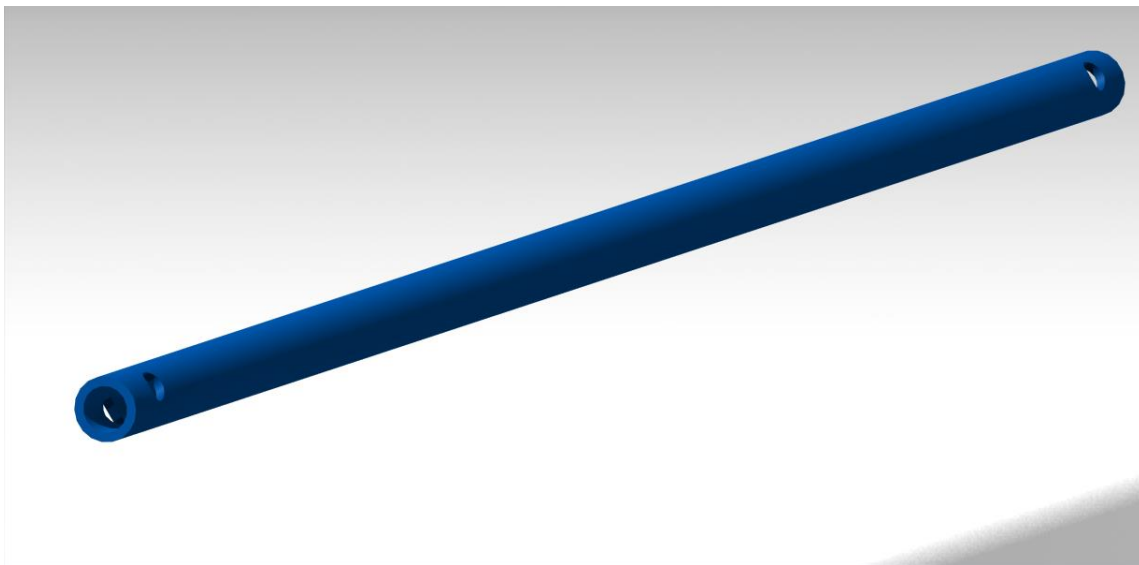


Figura 26 Render Separadores Transversales.

### 3.6 Pieza 5, Tensores Diagonales.

Los tensores diagonales que forman un total de 3 unidades para nuestra estructura, reducen los posibles momentos que se puedan presentar [Fig 27].

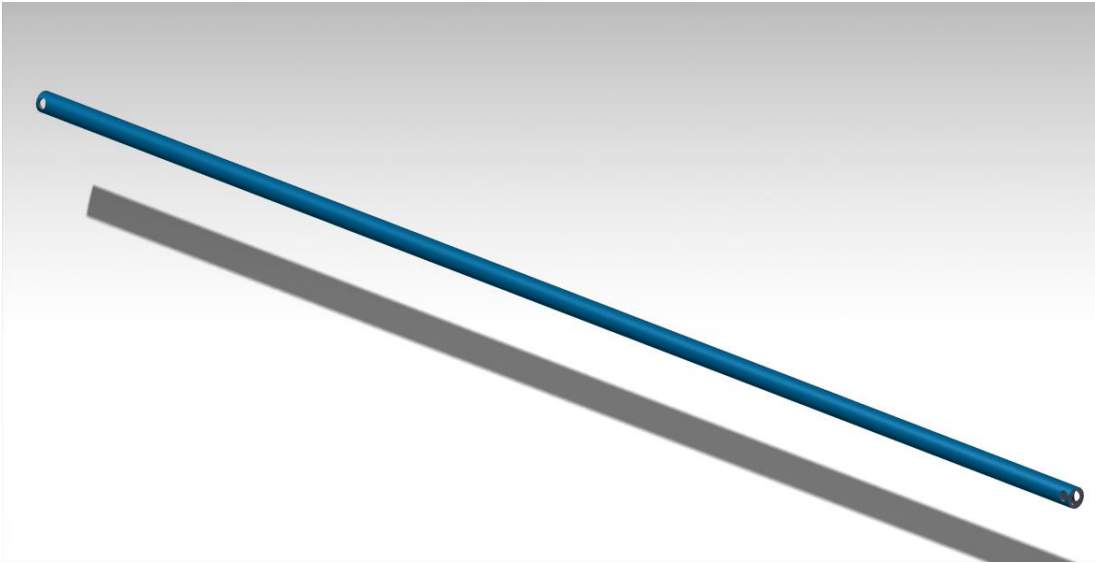


Figura 27 Render Tensor Diagonal.

### 3.7 Pieza 6, Piel.

La piel envuelve a toda la estructura y transfiere las cargas aerodinámicas a la estructura, siendo esta de Nylon y un espesor muy delgado [Fig 28].

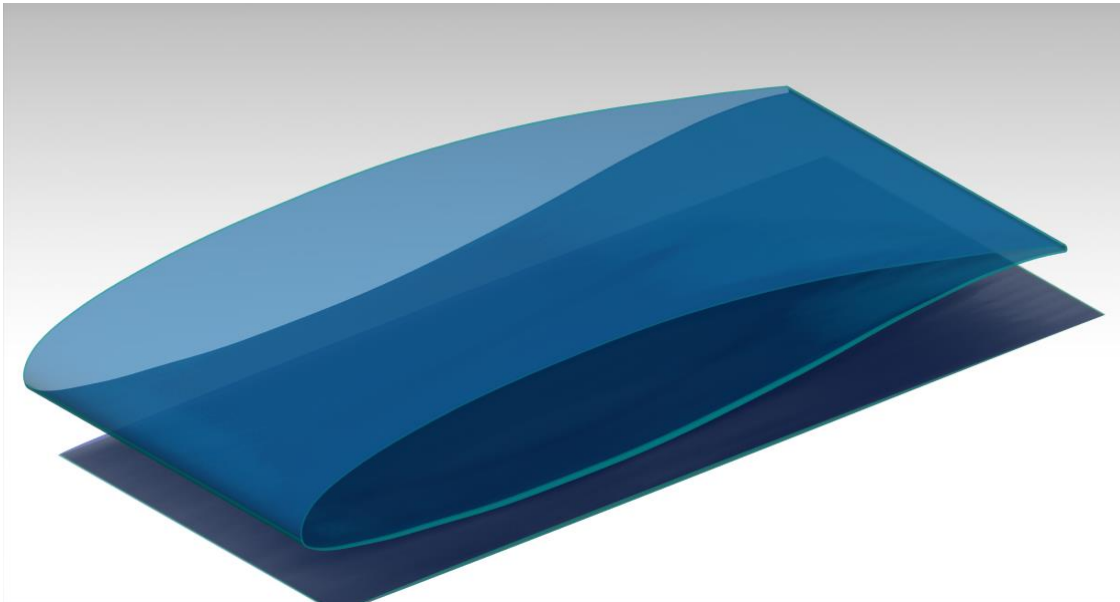


Figura 28 Render Piel.

### 3.8 Ensamble Final (Sin la Piel).

Finalmente una vez ensamblado todo, es posible visualizar (ocultado la piel para poder apreciar las estructuras internas) la configuración de armadura [Fig 29].

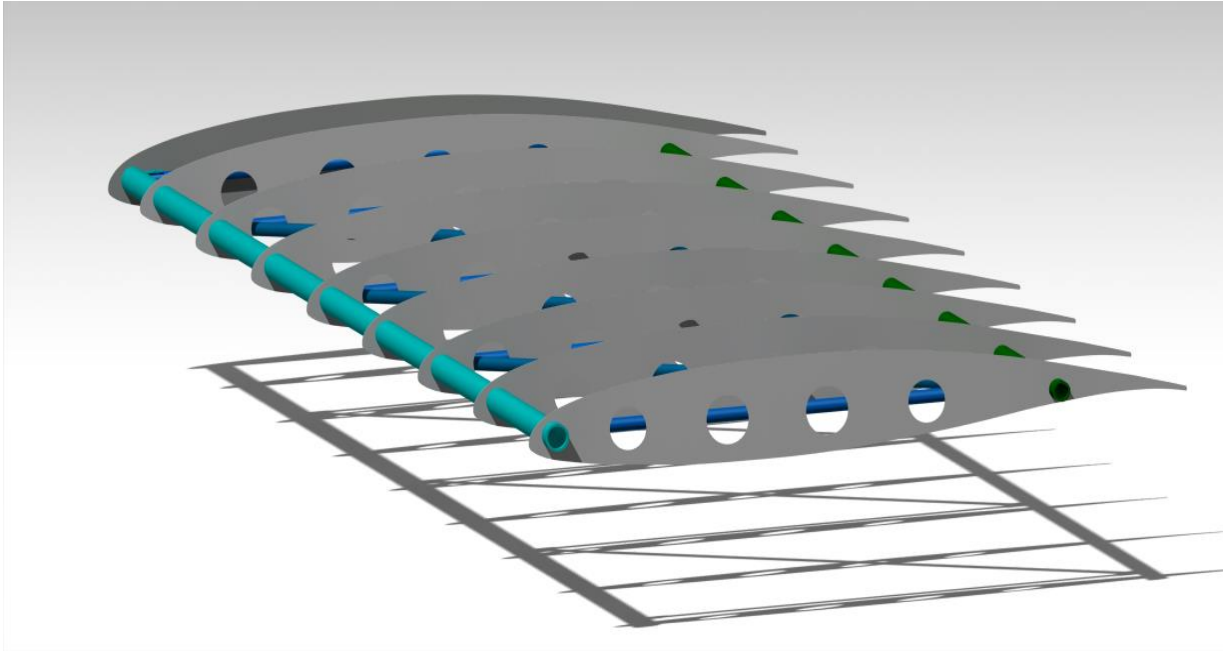


Figura 29 Render Ensamble Vista Isométrica.

La estructura interna es una combinación de una armadura con un marco [Fig 30].

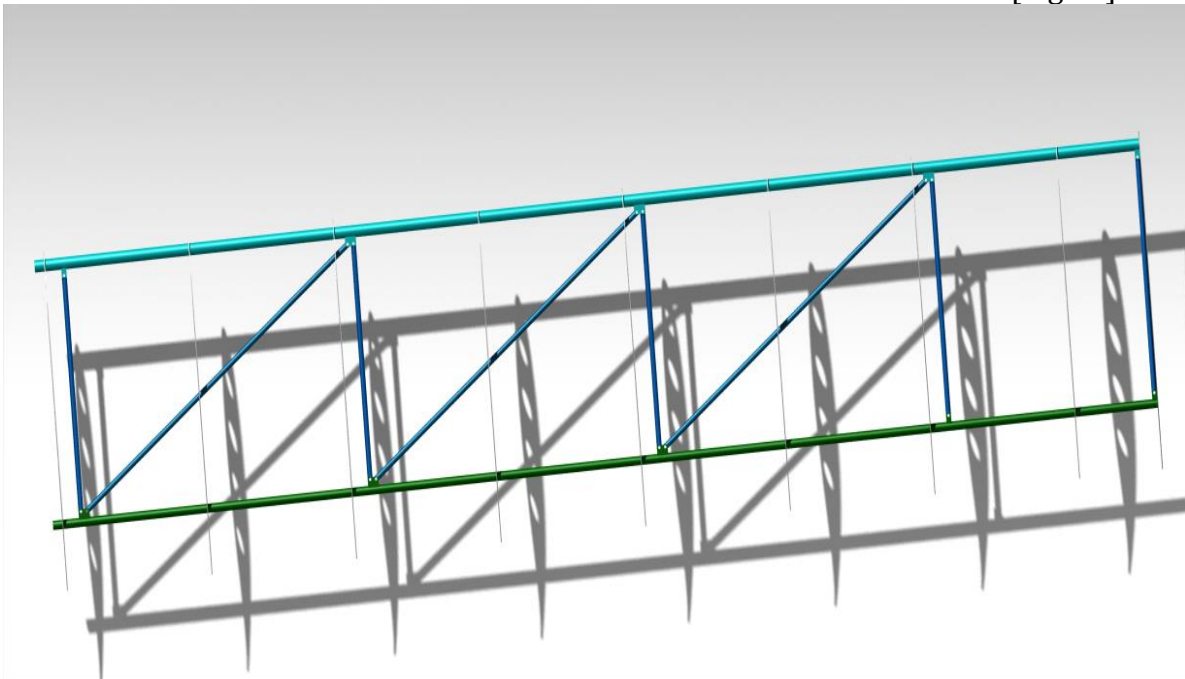
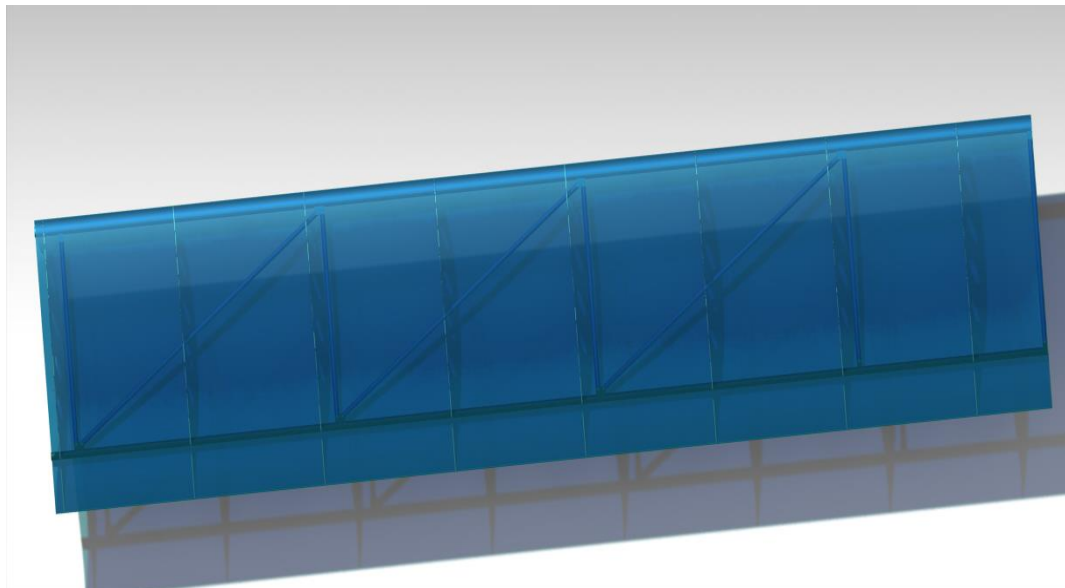


Figura 30 Ensamble Vista Normal al Plano XY.

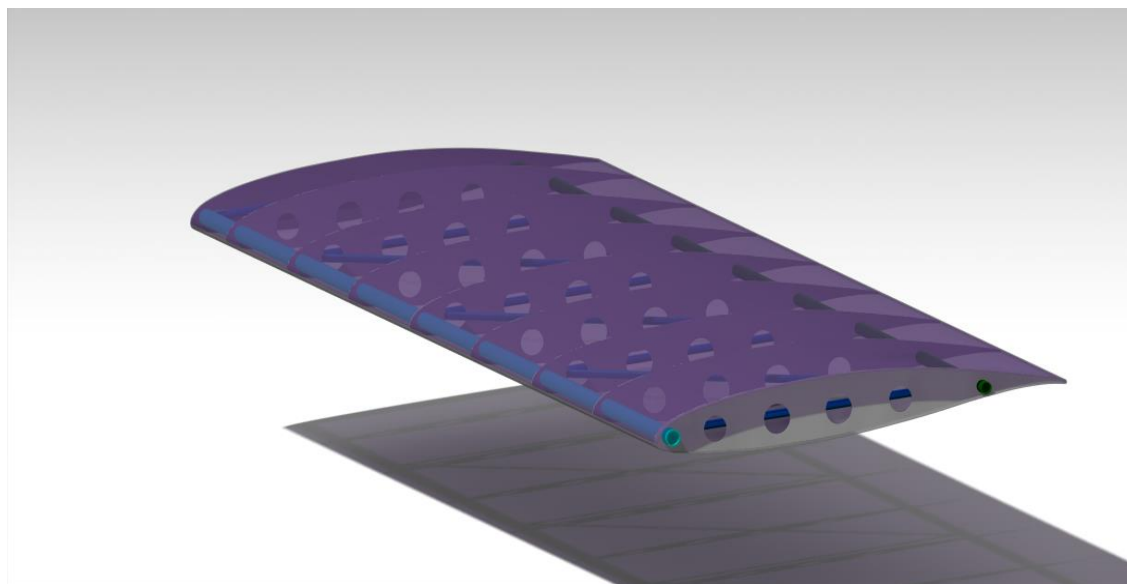
### 3.9 Ensamble Final (Con la Piel).

La piel alberga todas las estructuras y le da la forma que toda la gente conoce, en este caso la piel se muestra en transparencia simulando lo delgado del material (Nylon), y su forma se adapta a la de los perfiles alares [Fig 31].



*Figura 31 Ensamble con la Piel, Vista Normal al Plano XY.*

La transparencia de la piel puede ser manipulada desde la interfaz de CATIA [Fig 32].



*Figura 32 Ensamble Final con la Piel, Vista Isométrica.*

Nota: Los draftings de cada una de las piezas serán incluidas en el apartado de Anexos.

## IV Análisis Estructural.

### 4.1 Determinación de las Cargas.

Haciendo uso de las herramientas de Software de análisis de fluidos como lo es ANSYS, Workbench, en su módulo de CFX, podemos establecer las condiciones adecuadas para el análisis de cargas aerodinámicas a las cuales ésta sometida nuestra estructura.

Se busca recrear las condiciones generadas en un túnel de viento, manipulando las diferentes variables y sometiendo a la geometría de interés a dicho estudio. Simulando así las condiciones reales y dando resultado aproximados muy exactos. Las condiciones de frontera, simulan el ambiente de un túnel de viento [Fig 33].

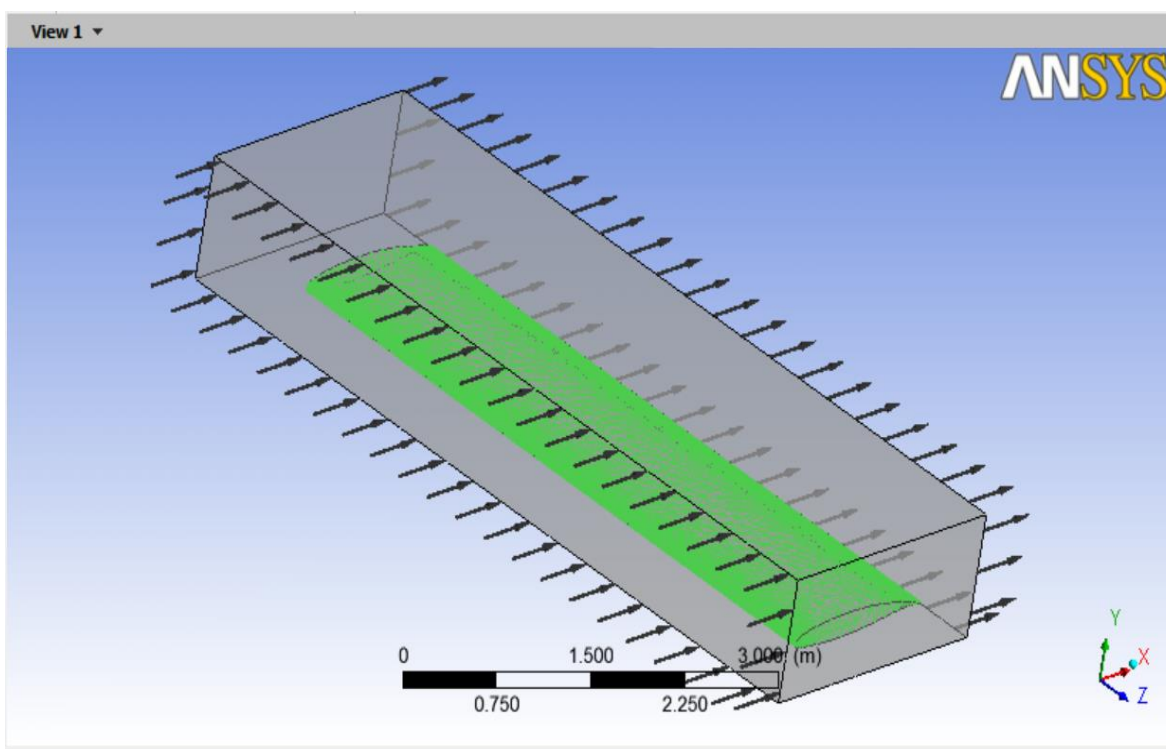


Figura 33 Análisis CFX Condiciones de frontera.



Una vez establecidas las condiciones del análisis, el mallado del modelo mediante elementos finitos que permitan establecer valores en cada uno de los nodos y elementos generados, siendo así la calidad del mallado representará la precisión de los resultados [Fig 34].

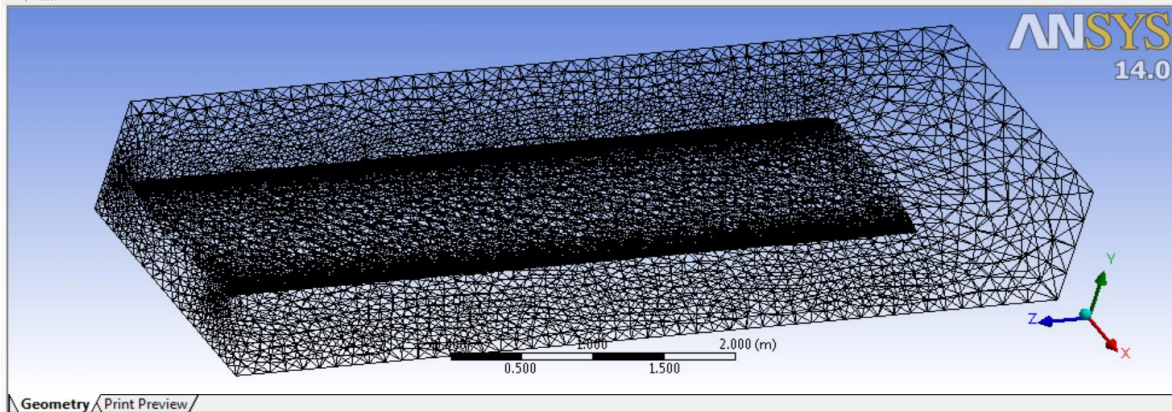


Figura 34 Mallado para el análisis de fluidos.

Las condiciones son obtenidas del análisis propuesto para el diseño original de este avión, "Heeka", en el Proyecto de Diseño de un Avión Ultraligero, Capítulo IV, donde se obtiene la envolvente de vuelo del avión. Se consideró para este estudio la velocidad fue la velocidad crucero.

Se obtienen la distribución de presiones en la superficie del ala, de esta manera obteniendo las cargas a las cuales estará sometida a la estructura [Fig 35].

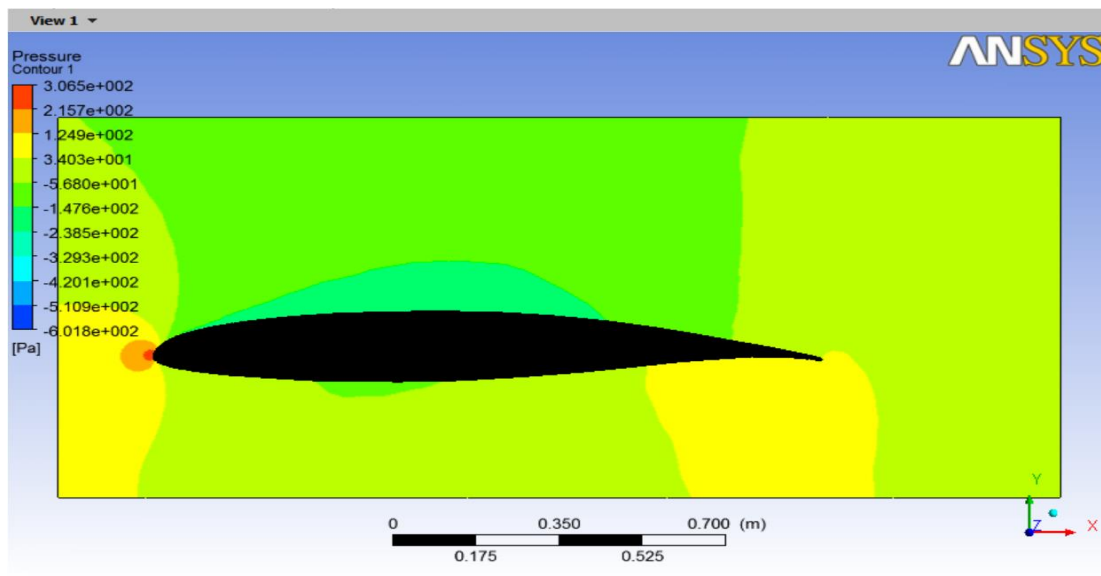


Figura 35 Distribuciones de presiones en la sección transversal del ala.

También se puede la variación en la velocidad del flujo en la superficie del perfil y los vectores de velocidad en el túnel de viento [Fig 36].

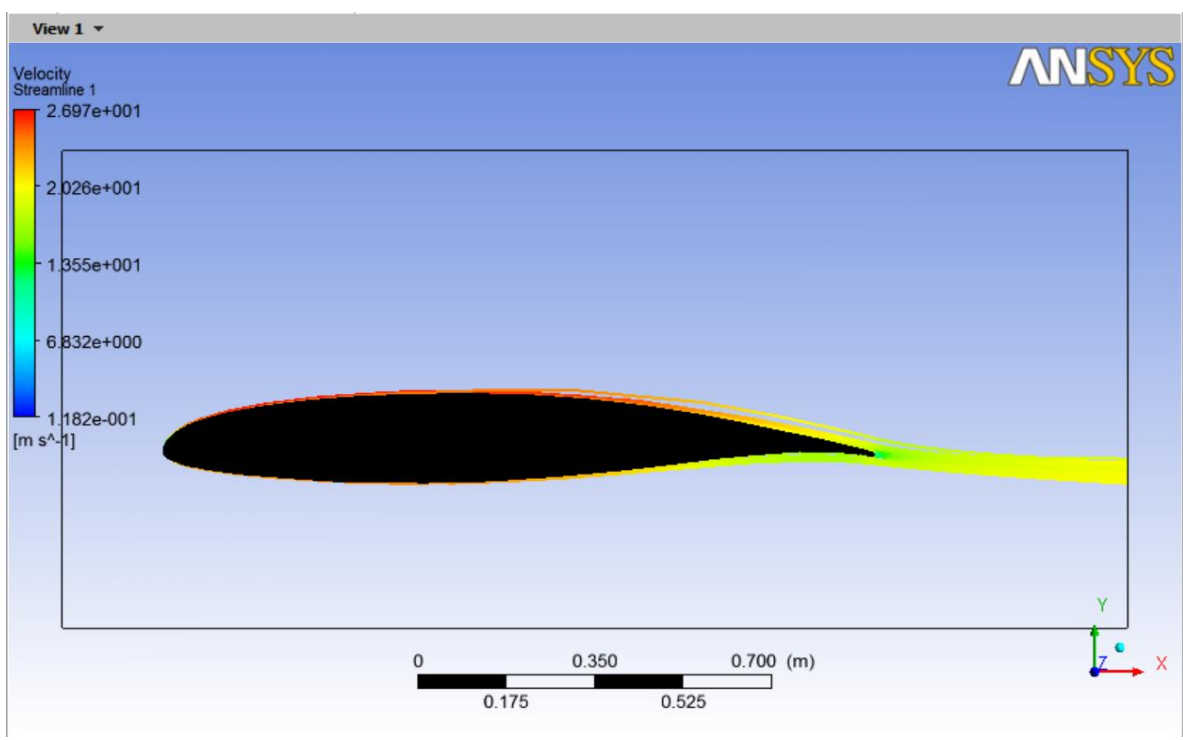


Figura 36 Velocidad del flujo a través del perfil.

Los vectores muestran la variación de la velocidad del flujo en el túnel [Fig 37].

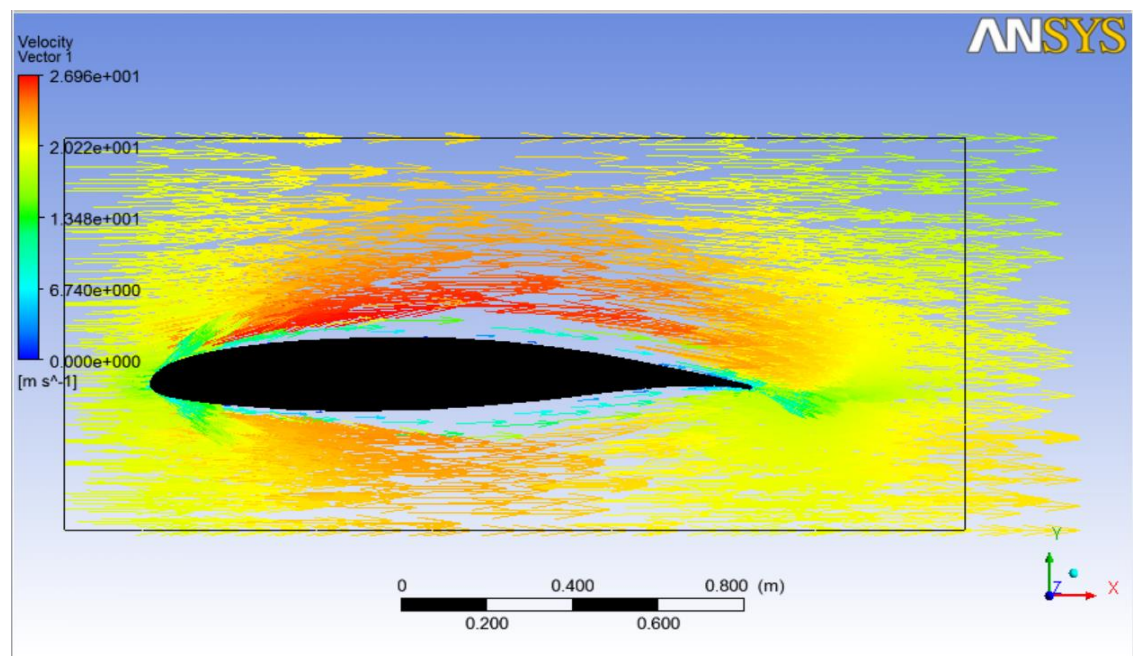


Figura 37 Vectores de Velocidad a través del perfil.

## 4.2 Análisis Estático Estructural.

### 4.2.1 Condiciones de Análisis, Estudio en CAE ANSYS/Workbench [Fig 38].

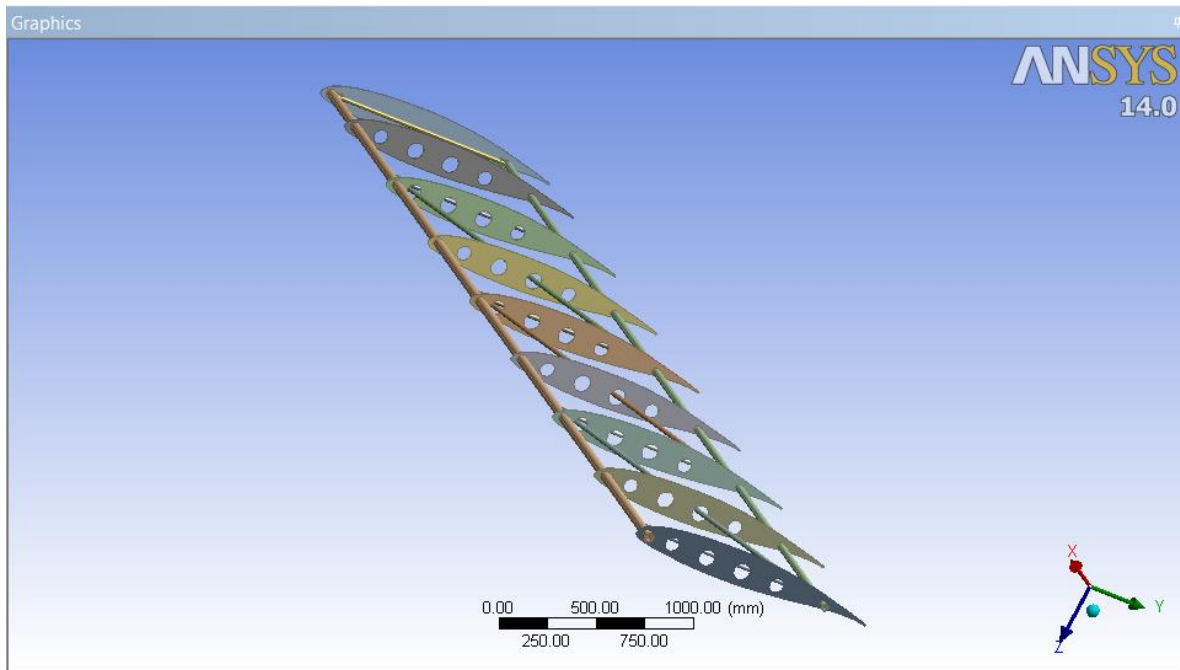


Figura 38 Modelo Importado a ANSYS (Piel oculta).

De la misma forma que en el análisis de fluidos es necesario crear un mallado con diversos elementos que permita conocer los resultados en toda la estructura. [Fig 39].

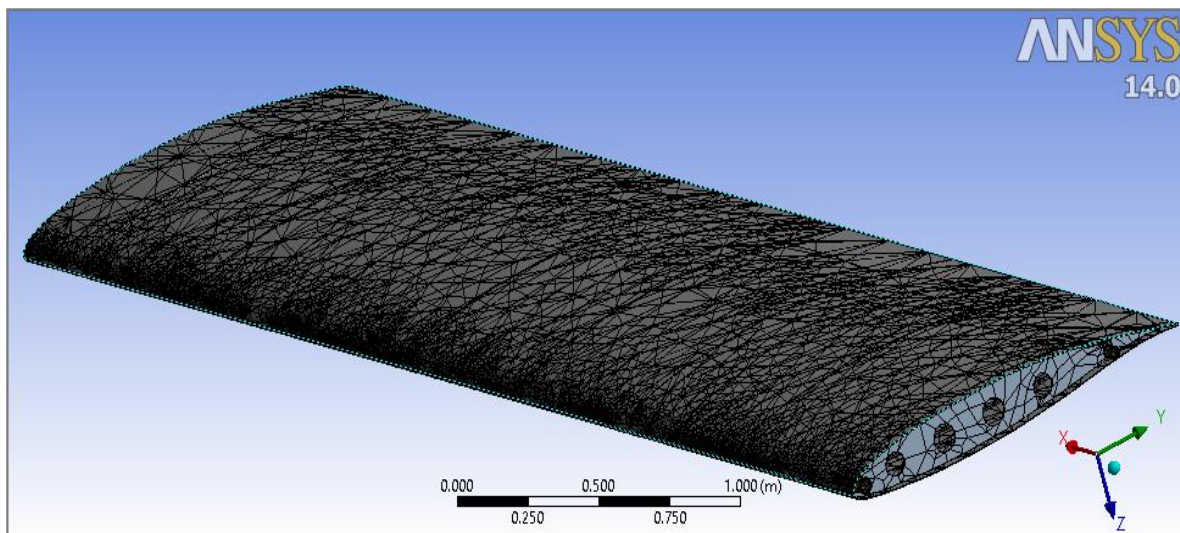


Figura 39 Mallado del ensamble.

Se aplican las restricciones que competen al tipo de sujeción, nuestra ala va empotrada al fuselaje del avión por medio de la Viga Trasera y Delantera, siendo así los únicos puntos de sujeción fijos con restricción plena de movimiento [Fig 40].

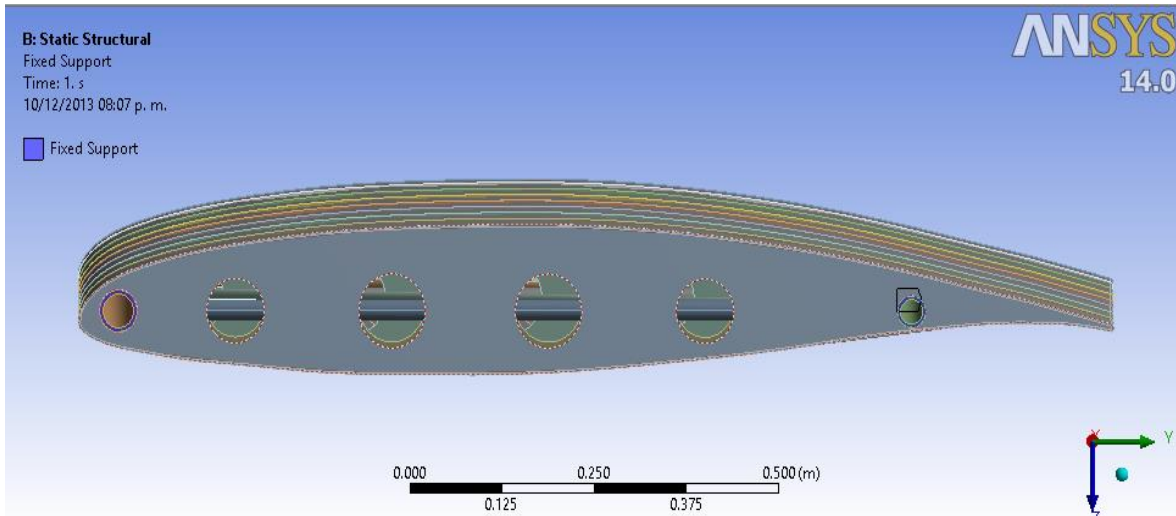


Figura 40 Condición de sujeción sobre las vigas de la estructura.

Una vez establecidas las condiciones podemos relacionar los resultados de las cargas aerodinámicas que actúan en nuestra estructura, relacionando los análisis de CFX con el análisis estructural [Fig 41].

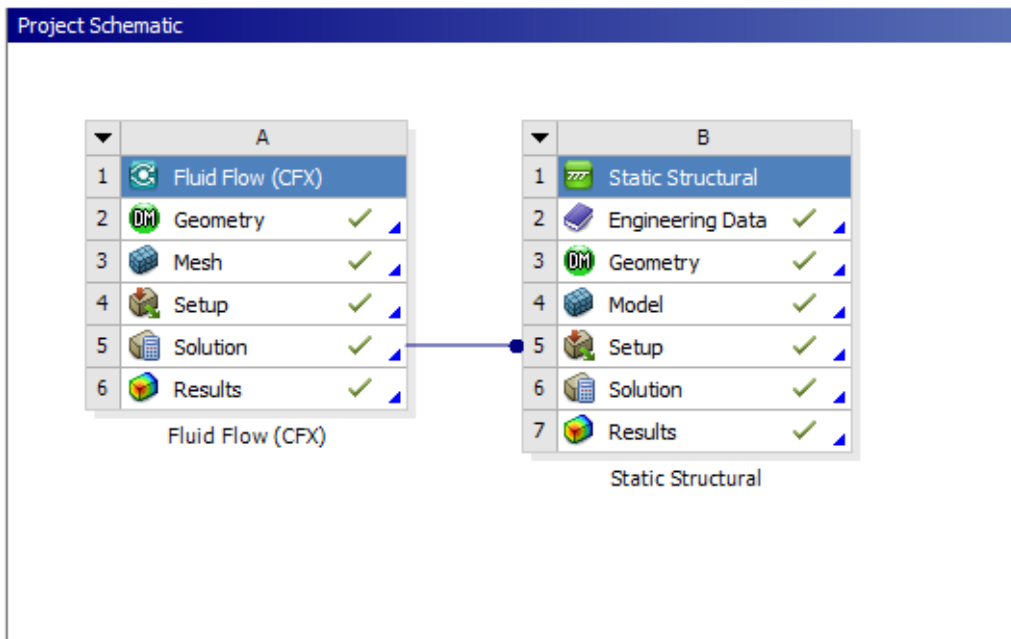


Figura 41 Vinculación Entre el Análisis de Fluidos y el Análisis Estructural.



Una vez estableciendo la relación entre los análisis de fluidos y estructural, es posible observar la carga importada en la superficie de nuestra estructura [Fig 42].

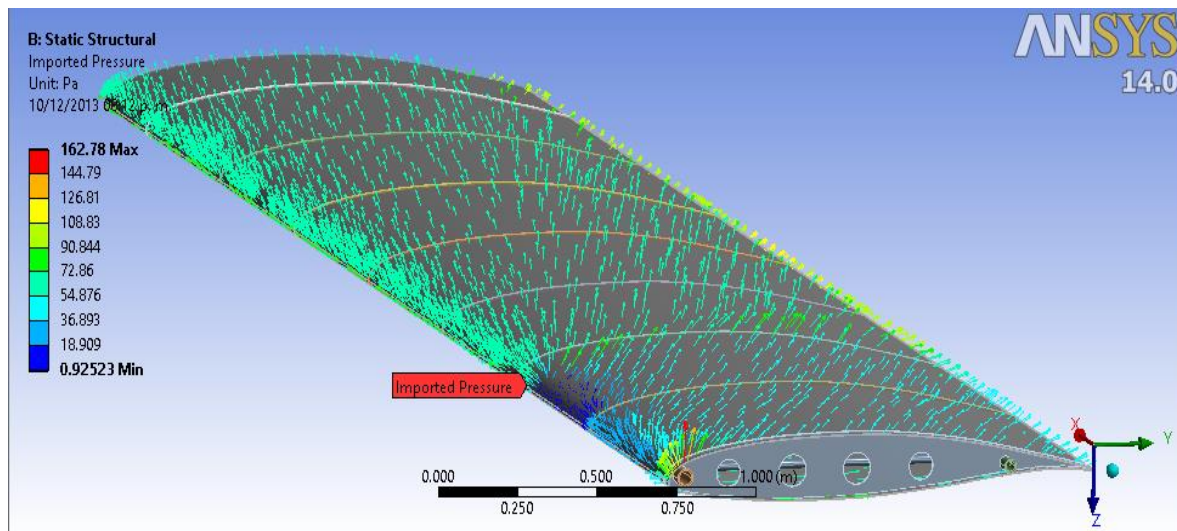


Figura 42 Distribución de presión sobre el ala (Carga importada).

#### 4.2.2 Resultados del Análisis.

##### 4.2.2.1 Esfuerzos de Von Mises.

Obteniendo la distribución de esfuerzos de Von Mises en toda la estructura podemos ver que estos se concentran en la unión de vigas con las costillas, además del borde de las vigas donde se presenta la condición de sujeción. El esfuerzo máximo que se presenta en la estructura es de  $1.6263 \times 10^8$  Pa [Fig 43].

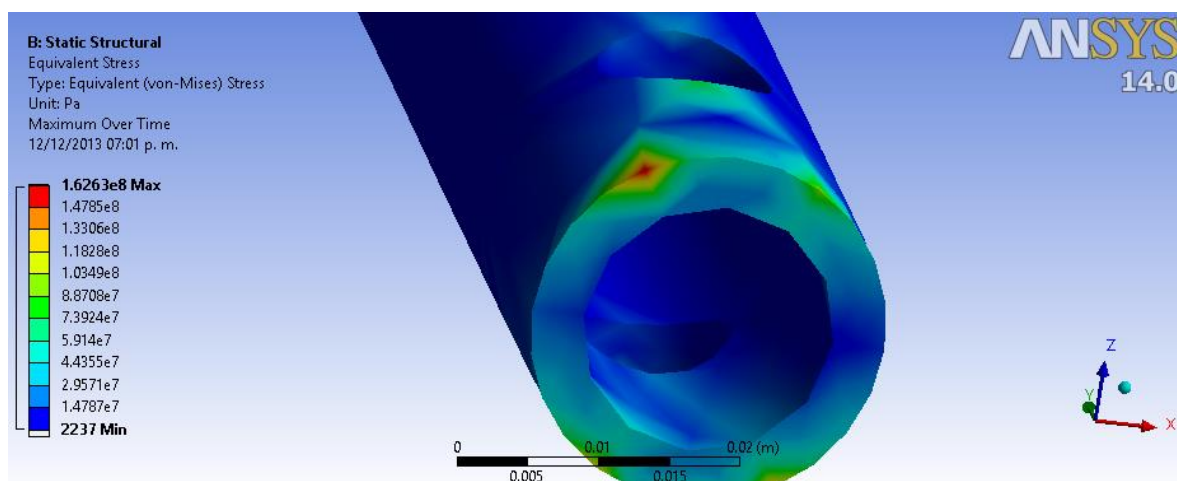


Figura 43 Distribución de esfuerzos de Von Mises.

#### 4.2.2.2 Deformación Total.

Es posible conocer la cantidad de deformación que sufre la estructura cuando es sometida al estado de esfuerzos presente, donde la deformación máxima ocurre en la punta del ala y tiene un valor de 5.98 centímetros [Fig 44].

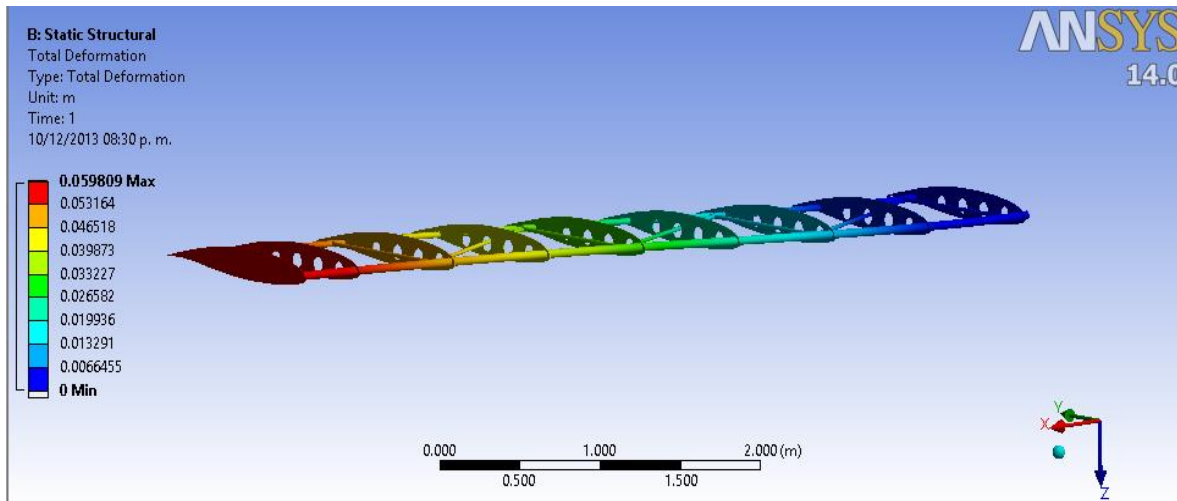


Figura 44 Deformación Total en el ala.

#### 4.2.2.3 Esfuerzos Cortantes.

Es importante conocer los esfuerzos cortantes que se ejerce y sus repercusiones que tiene en toda la estructura, principalmente en los tensores trasversales, en el hueco del tornillo. Donde el esfuerzo al corte más grande es de  $4.4796 \times 10^7$  Pa [Fig 45].

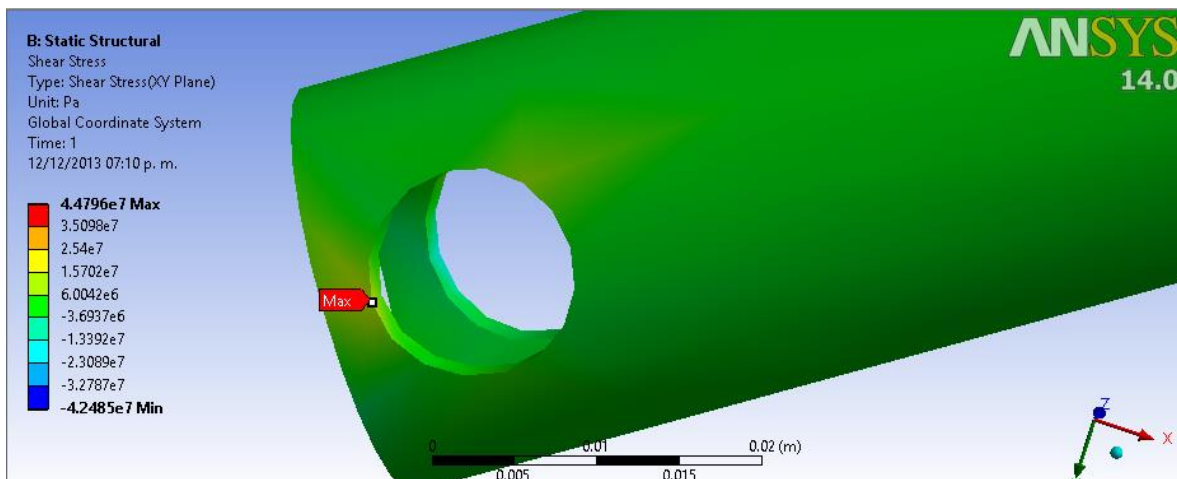


Figura 45 Distribución de Esfuerzos Cortantes.



#### 4.2.2.3 Propiedades de los Materiales.

Todos los componentes que forman al ala, tanto como para la piel en Nylon y la estructura se les asigno una aleación de aluminio Al 6061-T6 con las siguientes propiedades mecánicas [Tabla 2 y 3].

Tabla 2 Propiedades Mecánicas del Al 6061-T6.

Young's Modulus Pa	Poisson's Ratio	Bulk Modulus Pa	Shear Modulus Pa
6.9e+010	0.33	6.7647e+010	2.594e+010

Tabla 3 Esfuerzo de Cedencia y Esfuerzo Máximo del Al 6061-T6.

Initial Yield Stress Y Pa	Maximum Yield Stress Ymax Pa
2.9e+008	6.8e+008

Tabla 3 Propiedades Mecánicas del Nylon (Piel).

#### Nylon > Isotropic Elasticity

Young's Modulus psi	Poisson's Ratio	Bulk Modulus psi	Shear Modulus psi
1.2038e+005	0.28	91198	47024

Density	5.0578e-002 lbm in <sup>-3</sup>
---------	----------------------------------

#### 4.2.2.4 Factor de Seguridad.

El factor de seguridad, según el FAR 23 es de 1.5 sobre la carga máxima en aeronaves, este puede ser el esfuerzo seguro, cuyo valor nunca debe ser superado, para respetar el factor de seguridad, por lo tanto tenemos lo siguiente.

$$\sigma_s = \sigma_{max} * 1.5 = 1.6263e8 Pa * 1.5 = 2.4394e8 Pa \quad \sigma_{max} < \sigma_s$$

Ecuación 12 Factor de Seguridad

Donde:

$\sigma_s$  = Esfuerzo de Seguro, (el esfuerzo máximo presente por el factor de seguridad).

$\sigma_{max}$  = Esfuerzo máximo presente en la estructura, con estas condiciones de carga.

## V Estudio de Resultados y Conclusiones.

### 5.1 Resultados Obtenidos a Partir del Análisis de ANSYS/Workbench.

#### 5.1.1 Esfuerzos Von Mises.

De acuerdo con los resultados obtenidos por el estudio de las cargas aerodinámicas en nuestra estructura, sabemos que el valor del esfuerzo máximo calculado por el programa muestra que es de  $1.6263e8$  Pa, en uno de los tensores diagonales de la estructura. Una vez que se aplica el factor de seguridad, tenemos que el esfuerzo de Diseño quedará de la siguiente manera:

$$\sigma_d = \frac{\sigma_c}{1.5} = \frac{2.9e8}{1.5} = 1.9333e8 \text{ Pa.}$$

*Ecuación 13 Esfuerzo Permisible.*

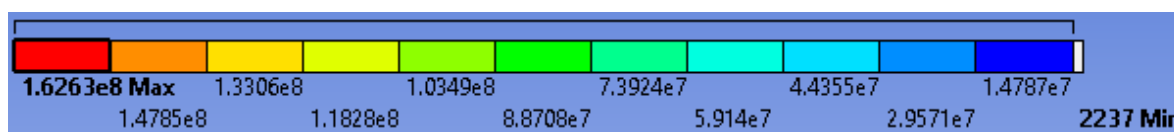
Donde:

$\sigma_d$  = Esfuerzo de Diseño.

$\sigma_c$  = Esfuerzo de Cedencia.

Por lo tanto tenemos que en el caso de los esfuerzos normales [Fig 46].

$$\sigma_{max} < \sigma_p \qquad 1.6263e8 \text{ Pa} < 1.9333e8 \text{ Pa}$$



*Figura 46 Escala de Esfuerzos en la estructura del ala.*

Para el margen de seguridad tenemos la siguiente formula:

$$\text{Margen de seguridad} = 1 - \frac{\sigma_{max}}{\sigma_p} = 1 - \frac{1.6263e8}{1.9333e8} = 0.1587$$

*Ecuación 14 Margen de Seguridad.*

Tenemos un margen de seguridad de 15.87%, que se considera aceptable para el diseño estructural y podemos decir que nuestra ala es segura.

### 5.1.2 Deformación Total.

La deformación máxima se sufre en la punta del ala, el lugar geométrico más alejado de las sujeciones (empotre) del ala con el fuselaje. Estas deformaciones son resultado de las cargas aplicadas y en un análisis dinámico podría ser analizado como modos de vibración, para nuestro caso (estático) únicamente aparece una deformación lineal a lo largo de la estructura. Donde la última costilla que delimita la geometría del ala presenta una deformación de 5.98 centímetros [Fig 47].

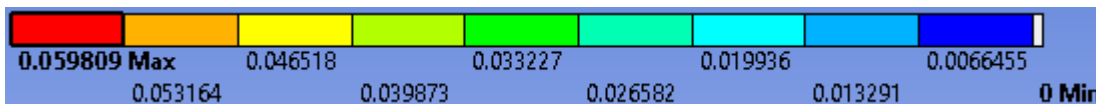


Figura 47 Escala de Deformaciones a lo largo del ala.

### 5.1.3 Esfuerzos Cortantes.

La distribución de estos esfuerzos aparenta ser muy constante a lo largo de toda la estructura y no presenta cambios drásticos entre etapas (De acuerdo con el número de estaciones que pueda tener el ala), donde sus mayores valores, tanto negativos como positivos, se presentan en puntos específicos de las vigas principales, trasera y delantera. Para el valor positivo máximo se presenta en la viga delantera de  $4.4796e7$  Pa y el valor negativo máximo se presenta en la viga trasera de  $-4.2485e7$  Pa [Fig 48].

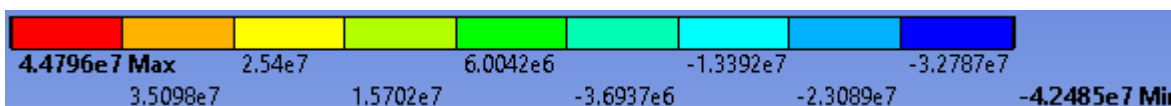


Figura 48 Escala del Esfuerzo Cortante a través del ala.



## 5.2 Conclusiones.

Bajo las condiciones en las cuales opera la aeronave, podemos afirmar que el diseño propuesto en 1985 para esta geometría de ala, cumple con las condiciones de seguridad para las cargas aerodinámicas a las cuales podría estar sometida, donde los esfuerzos permisibles no se ven rebasados por el estado de esfuerzos presente en la estructura. El diámetro de las vigas resulta de suma importancia para mantener las condiciones de esfuerzos de este estudio, el tener diámetros en los tubos más delgados podría comprometer la resistencia de la estructura de manera considerable.

Operando a una velocidad crucero, los cables tensores que se encuentran presentes en el prototipo físico, resultan innecesarios, ya que la simulación demuestra que la deformación no es muy significativa y el estado de esfuerzos se encuentra dentro del rango de lo permitido, por lo que estos podrían cumplir alguna otra función que no sea directamente relacionada con hacer más resistente a la estructura en general.

Tenemos que el margen de seguridad en nuestra estructura es de 15.87%, lo que nos permite asegurar que es una estructura segura que cumple con las condiciones de diseño adecuadas para estar presente en una aeronave.

Posibles mejoras:

El material empleado se considera ser muy liviano y resistente y fue seleccionado para cumplir con las metas de crear un avión ultraligero, considerar la posible implementación de materiales compuestos y el re-diseño del ala conservando las características necesarias para cumplir con los requerimientos del diseño aerodinámico, resulta de gran interés y un atractivo para la futura investigación de nuevos materiales en la industria de la aviación. De igual forma, efectuar comparaciones experimentales en pruebas de túnel de viento, pruebas de micro deformaciones y ensayos de tensión para contrastar los resultados obtenidos por medios analíticos para comparar que tan certeros pueden ser los resultados y cercanos a la realidad.



## Bibliografía.

- Adelaido I. Matias Domiguez, “*Analisis Estructural I*”, Instituto Politécnico Nacional, 1997
- Megson, THG. “*Aircraft Structures for Engineering Students*”, Ed. Arnold, USA, 1999.
- Riley, W. “*Engineering Mechanics Statics*”, John Wiley & sons, USA, 1996.
- Sechler, E. “*Airplane Structural Analysis and Design*”, John Wiley & sons, USA, 1942.
- Federal Air Regulation “*Par 103-Ultralight Aircraft*”, Washington, FAA, 1982.
- Hovey R.W,” *Ultralight Aircraft Design*”, Ed. Autor, 1976
- Von Mises R. *Theory of Flight*, New York, Dover, 1959.
- FAR 23
- Giomar Simanca Alvarez; Angel Fernandez Lastra; “*Teoría del Esfuerzo Cortante Máximo*”; Universidad de Pomplona, 2007.
- Bello Olvera, Oscar Elí, “*Diseño Conceptual de un Avión Ultraligero de 6 Plazas Desde una Perspectiva de Diseño Industrial*”, Instituto Politécnico Nacional, 2010.
- Mireles Palomares, Roberto Alberto; “*Teorías de Falla y sus Aplicaciones*”, Universidad Autónoma de Nuevo León, 1992.
- Juan Tomás Cilagüeta Lizarza, “*Método de los Elementos Finitos para Análisis Estructural*”, Universidad de Navarra, 2000.

### Tesis:

- Castro Angulo, Moctezuma Tizoc, “*Proyecto de Diseño de un Avión Ultraligero Capítulo IV*”, Instituto Politécnico Nacional, 1985.
- Bravo García Eduardo, “*Proyecto de Diseño de un Avión Ultraligero Capítulo V*”, Instituto Politécnico Nacional, 1985.



# Anexos.



D

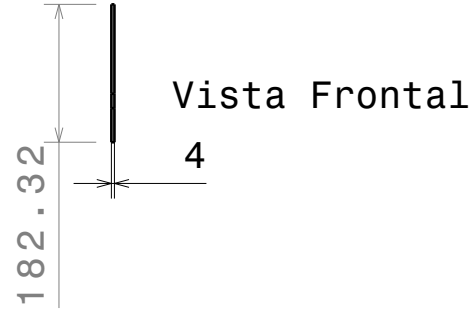
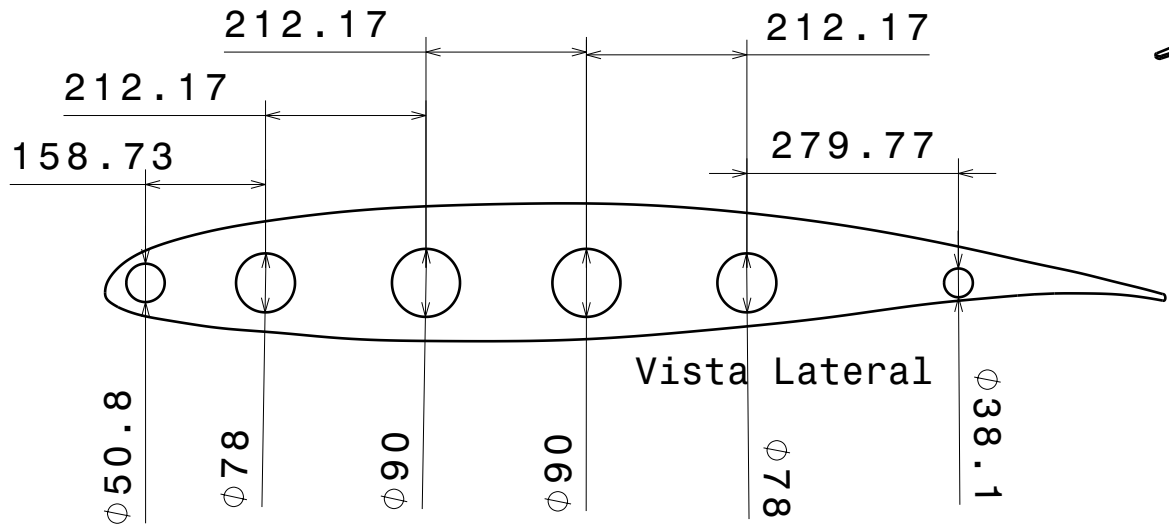
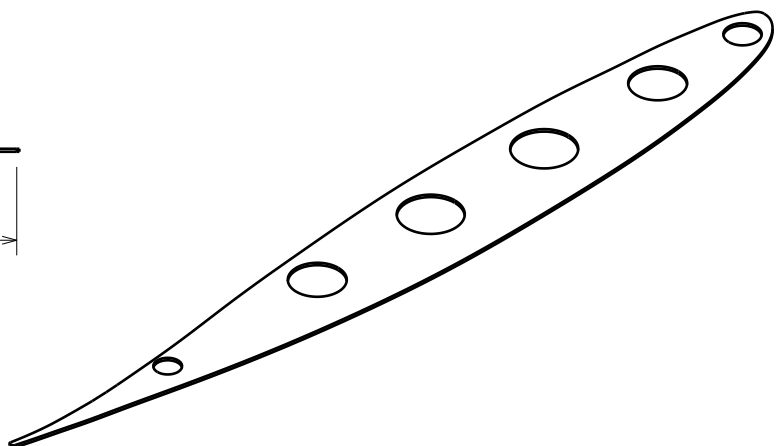
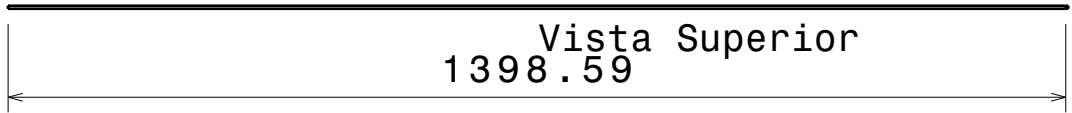
C

B

A

4

4



3

3

2

2

1

1

Modelado por: David O Gonzalez L	
Fecha 11/12/2013	
Asesor Ing. Adelaido M. D.	
Fecha 11/12/2013	
Tamaño: <b>A4</b>	
Escala (mm) 1:10	Material Al 6061-T6

Análisis de esfuerzos del ala para el avión ultraligero "Heeka"		I	-
		H	-
IPN ESIME		G	-
		F	-
Costilla		E	-
		D	-
Hoja: 1/5		C	-
		B	-
		A	-

This drawing is our property; it can't be reproduced or communicated without our written agreement.

D

A

D

C

B

A

4

3

2

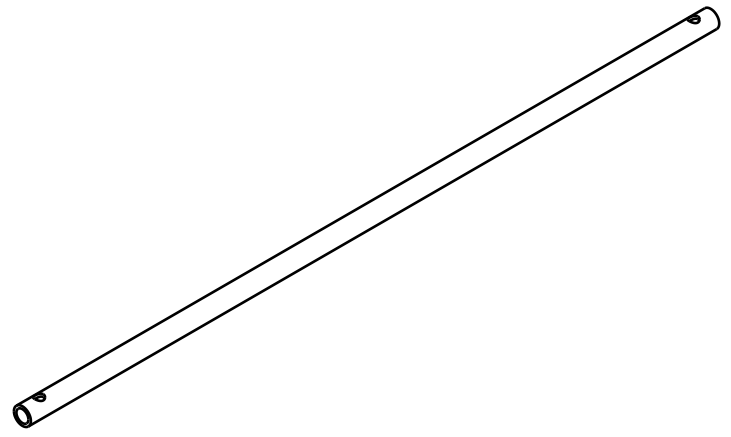
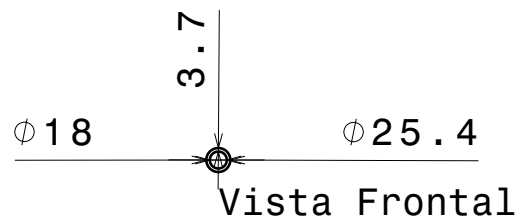
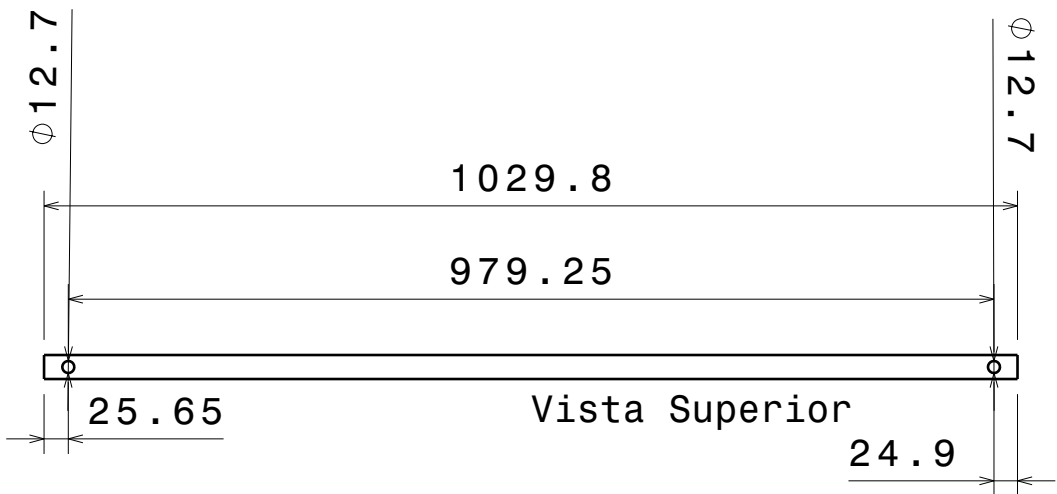
1

4

3

2

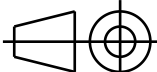
1



Modelado por:  
David O Gonzalez L  
Fecha:  
11/12/2013

Asesor:  
Ing. Adelaido M. D.  
Fecha:  
XXX

Tamaño  
**A4**



Escala (mm)  
**1:8**

Material:  
Al 6061-T6

Análisis de esfuerzos del ala para el avión ultraligero "Heeka"

**IPN ESIME**

Pieza  
**Separador Transversal**

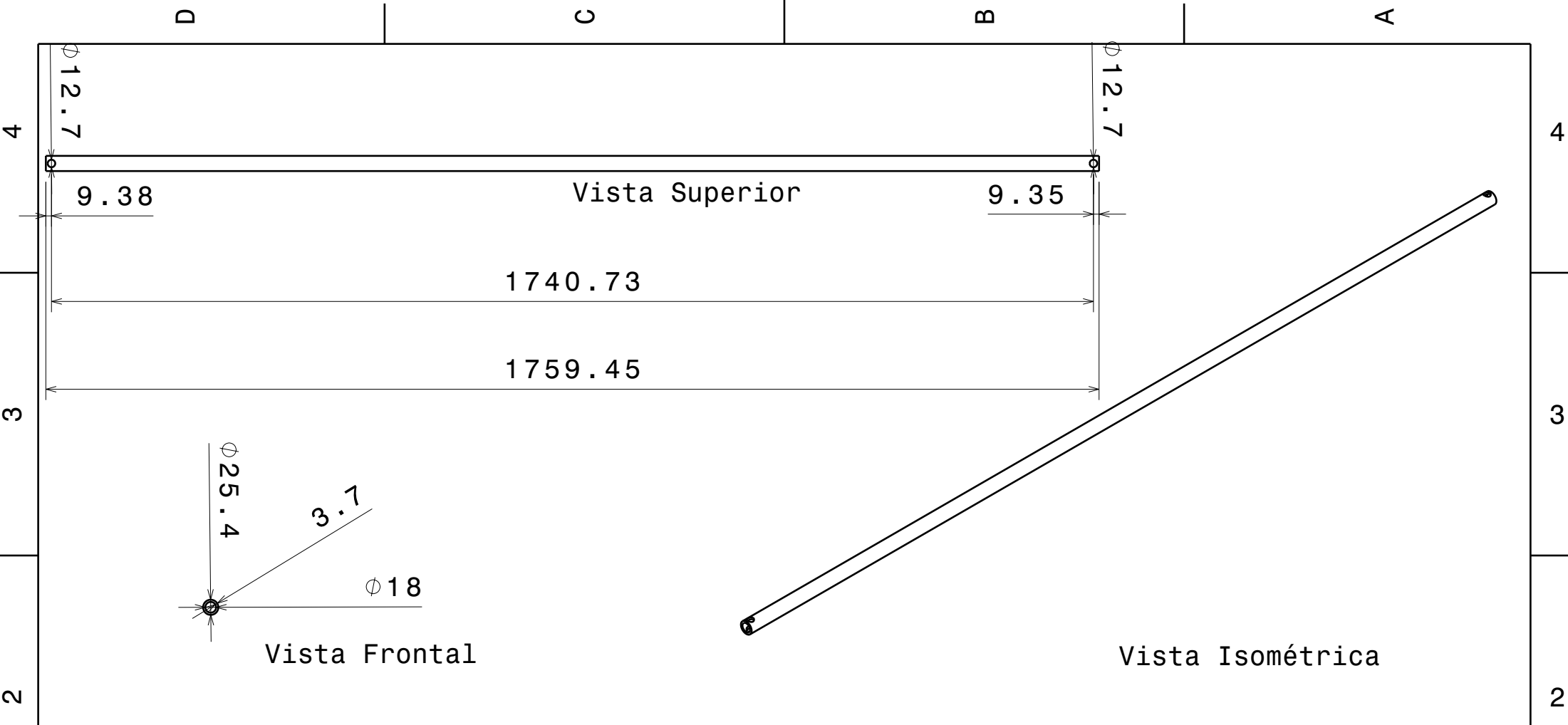
Hoja  
**2/5**

I	-
H	-
G	-
F	-
E	-
D	-
C	-
B	-
A	-

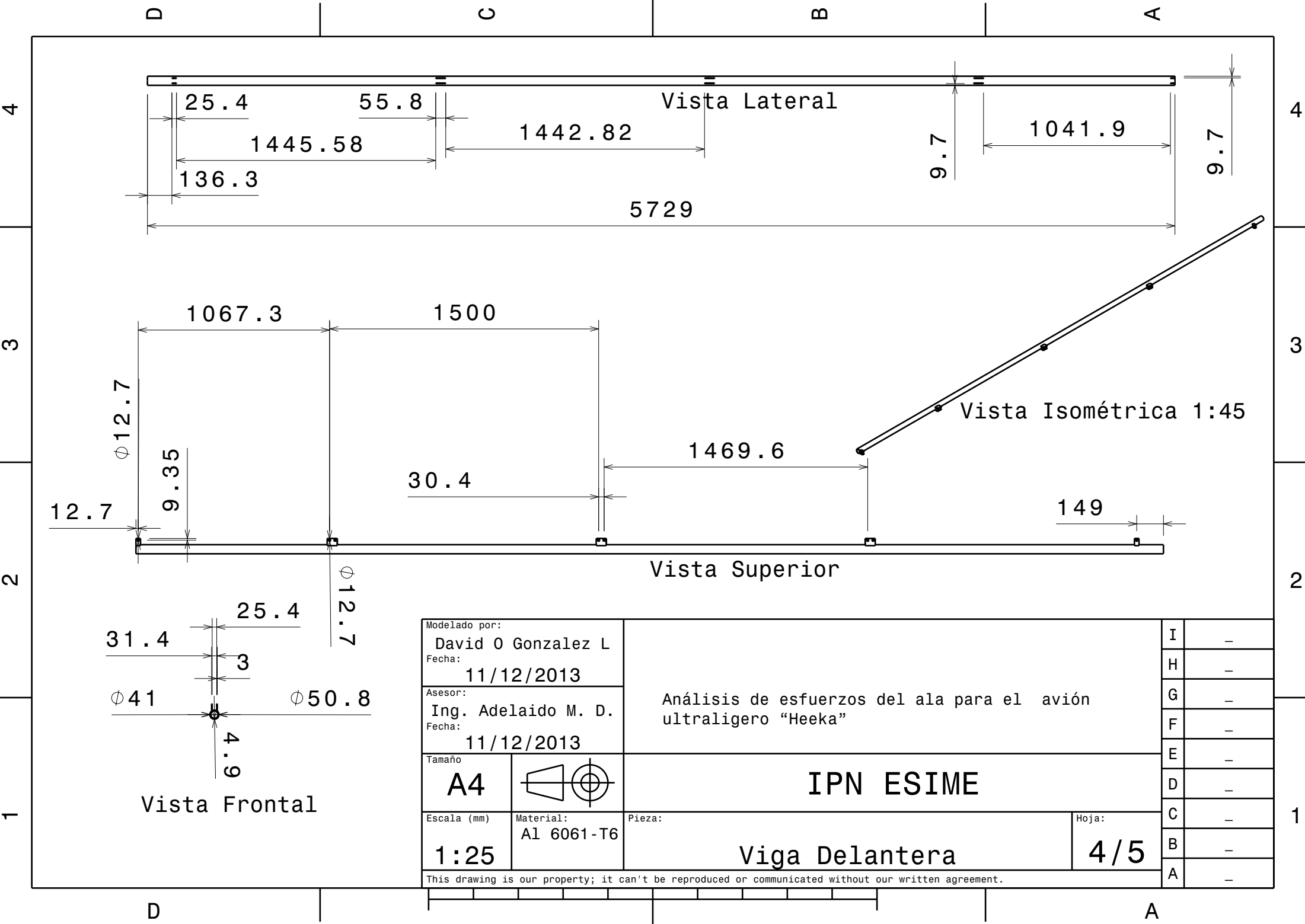
This drawing is our property; it can't be reproduced or communicated without our written agreement.

D

A



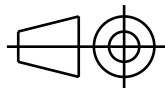
Modelado por: <b>David O Gonzalez L</b>		Análisis de esfuerzos del ala para el avión ultraligero "Heeka"	I	-
Fecha: <b>11/12/2013</b>			H	-
Asesor: <b>Ing. Adelaido M. D.</b>		IPN ESIME	G	-
Fecha: <b>11/12/2013</b>			F	-
Tamaño <b>A4</b>		<b>Tensores Diagonales</b>	E	-
Escala (mm) <b>1:9</b>	Material: <b>Al 6061-T6</b>		D	-
Pieza:		<b>3/5</b>	C	-
Hoja			B	-
This drawing is our property; it can't be reproduced or communicated without our written agreement.			A	-



Modelado por:  
**David O Gonzalez L**  
 Fecha:  
**11/12/2013**

Asesor:  
**Ing. Adelaido M. D.**  
 Fecha:  
**11/12/2013**

Tamaño  
**A4**



Escala (mm)  
**1:25**

Material:  
**Al 6061-T6**

Análisis de esfuerzos del ala para el avión ultraligero "Heeka"

**IPN ESIME**

Pieza:

**Viga Delantera**

Hoja:  
**4/5**

I	-
H	-
G	-
F	-
E	-
D	-
C	-
B	-
A	-

This drawing is our property; it can't be reproduced or communicated without our written agreement.

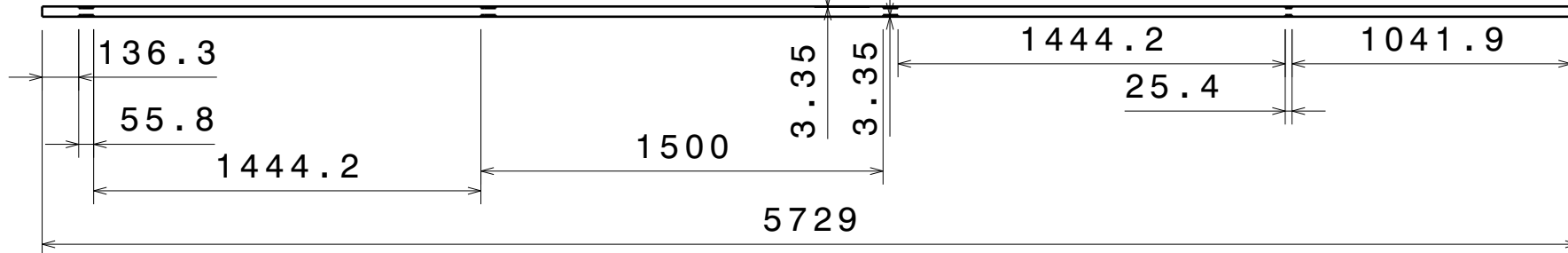
D

C

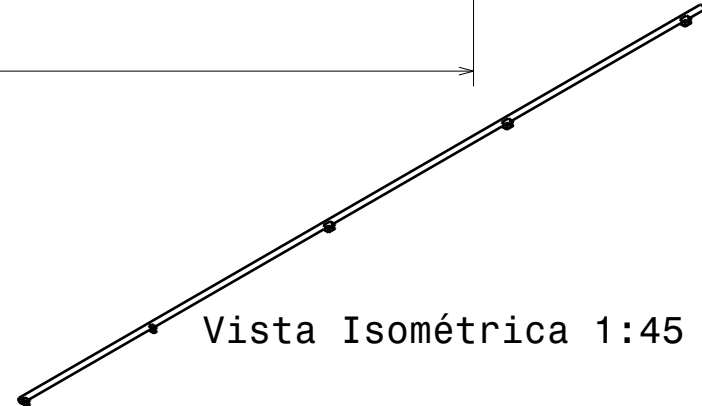
B

A

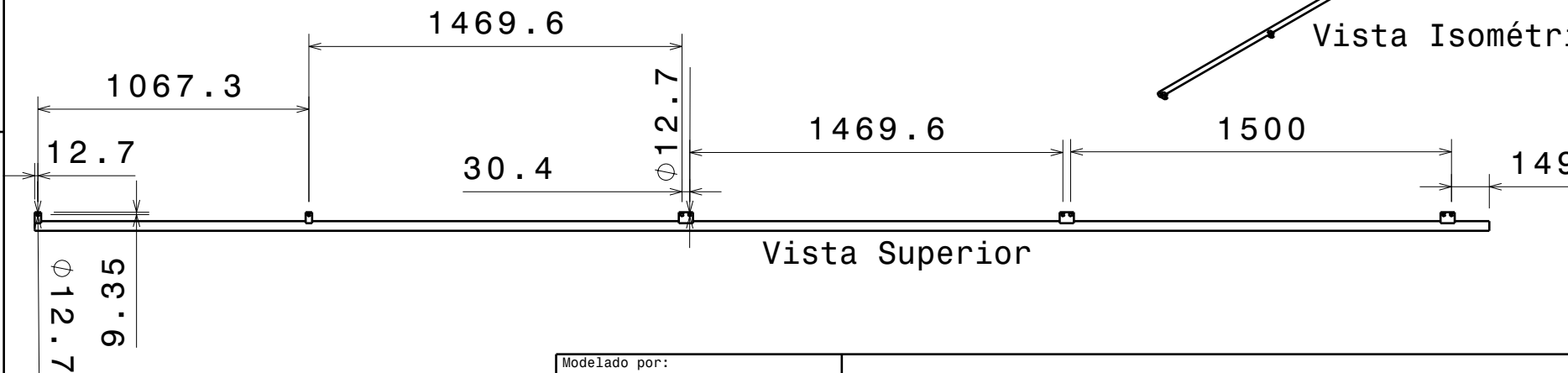
### Vista Lateral



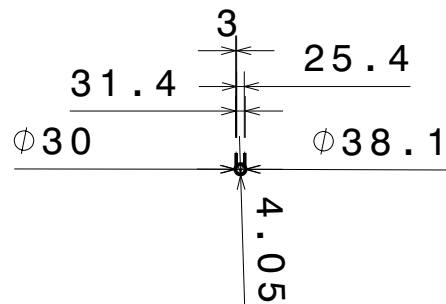
### Vista Isométrica 1:45



### Vista Superior



### Vista Frontal



Modelado por: <b>David O Gonzalez L</b>	
Fecha: <b>11/12/2013</b>	
Asesor: <b>Ing. Adelaido M. D.</b>	
Fecha: <b>11/12/2013</b>	
Tamaño: <b>A4</b>	
Escala (mm): <b>1:25</b>	Material: <b>Al 6061-T6</b>

Análisis de esfuerzos del ala para el avión ultraligero "Heeka"		I	-
		H	-
		G	-
		F	-
		E	-
<b>IPN ESIME</b>		D	-
		C	-
		B	-
Pieza: <b>Viga Trasera</b>		A	-
Hoja: <b>5/5</b>			

This drawing is our property; it can't be reproduced or communicated without our written agreement.

D

A