

DISEÑO PRELIMINAR DE UN VEHÍCULO AEREO NO TRIPULADO: REVISIÓN DE SISTEMAS MECÁNICOS Y ANÁLISIS ESTRUCTURAL

Juan M. Salum, Mauro S. Maza y Luis M. Soria Castro
Córdoba, Argentina

Universidad Nacional de Córdoba, Facultad de Ciencias Exactas, Físicas y Naturales
Email: juan.salum@mi.unc.edu.ar

RESUMEN

El diseño de aeronaves puede dividirse en tres etapas: diseño conceptual, diseño preliminar y diseño detallado. En este trabajo se aborda parte del diseño preliminar de una aeronave destinada al despacho de cargas pequeñas y frágiles con alcance determinado. Las actividades incluyen la revisión y el detallado de soluciones propuestas durante la etapa de diseño conceptual para sistemas fundamentales como despegue, aterrizaje, y liberación de la carga útil. Se presenta, además, el rediseño de las ubicaciones de los componentes del fuselaje basado en los resultados del análisis previamente mencionado. Como actividad complementaria, se incluye un análisis estructural básico del ala considerando las cargas ajustadas según el rediseño con el objetivo de servir de base para optimizaciones que consideren el cuerpo completo y maniobras complejas.

Palabras clave: VANT; UAV; DISEÑO PRELIMINAR; ANÁLISIS ESTRUCTURAL

INTRODUCCIÓN

El presente trabajo forma parte de un proyecto general que abarca el proceso de diseño de un vehículo aéreo no tripulado (VANT) desde la concepción inicial hasta los planos de construcción del primer prototipo. Los requerimientos del cliente para el VANT incluyen la capacidad de transportar un objeto frágil de hasta medio kilogramo a una distancia de 15 kilómetros, utilizando materiales disponibles localmente y de bajo costo.

El proceso de diseño se divide en tres etapas: diseño conceptual, diseño preliminar y diseño detallado. El presente proyecto se enmarca en la etapa de diseño preliminar, donde se analiza una configuración elegida y se definen aspectos técnicos más concretos.

El trabajo se divide en dos partes principales. La primera parte se enfoca en la evaluación y reformulación de propuestas y soluciones previas, y la segunda parte se centra en el análisis estructural del ala del VANT.

METODOLOGÍA

La metodología con la que se desarrolla el trabajo se basa en la investigación y desarrollo del tema tratado, teniendo siempre como objetivo converger el diseño del VANT con los requerimientos del cliente. Para ello se subdivide el proyecto en dos partes principales:

Evaluación y Reformulación de Propuestas. En esta etapa se hace un repaso de las soluciones propuestas en la etapa anterior (diseño conceptual), con el objetivo de proponer mejoras, en caso de ser necesario, e incrementar el nivel de detalle del proyecto general. Se hace hincapié en sistemas fundamentales de la aeronave, como el despegue, aterrizaje y liberación de carga útil.

Análisis Estructural. Aquí se analiza el ala, presentando conceptos técnicos, cargas a las que se somete el ala durante el vuelo, partes que la conforman y materiales empleados. Se realiza una simulación numérica para verificar la resistencia del ala.

RESULTADOS Y DISCUSIÓN

Sistema de Despegue. La propuesta inicial a la que se llegó durante el diseño conceptual era el uso de una catapulta elástica; sin embargo, el diseño y el método de fabricación de la misma no cumplían de forma eficiente los requerimientos económicos y de simplicidad solicitados por el cliente. Por esto se propone una alternativa que consiste en el uso de bandas elásticas en un lanzamiento que en la

bibliografía se lo conoce como *Bungie Launch* o *Hi-Start* [2]. El sistema consiste en una línea elástica fija a una plataforma en un extremo, y a un gancho del VANT en otro. La línea con tensión puede ser provista mediante materiales elásticos tales como cuerdas bungee o bandas elásticas tubulares, entre otros. El despegue puede dividirse en tres fases o etapas: lanzamiento, comienzo del ascenso y preliberación (**Figura 1**).

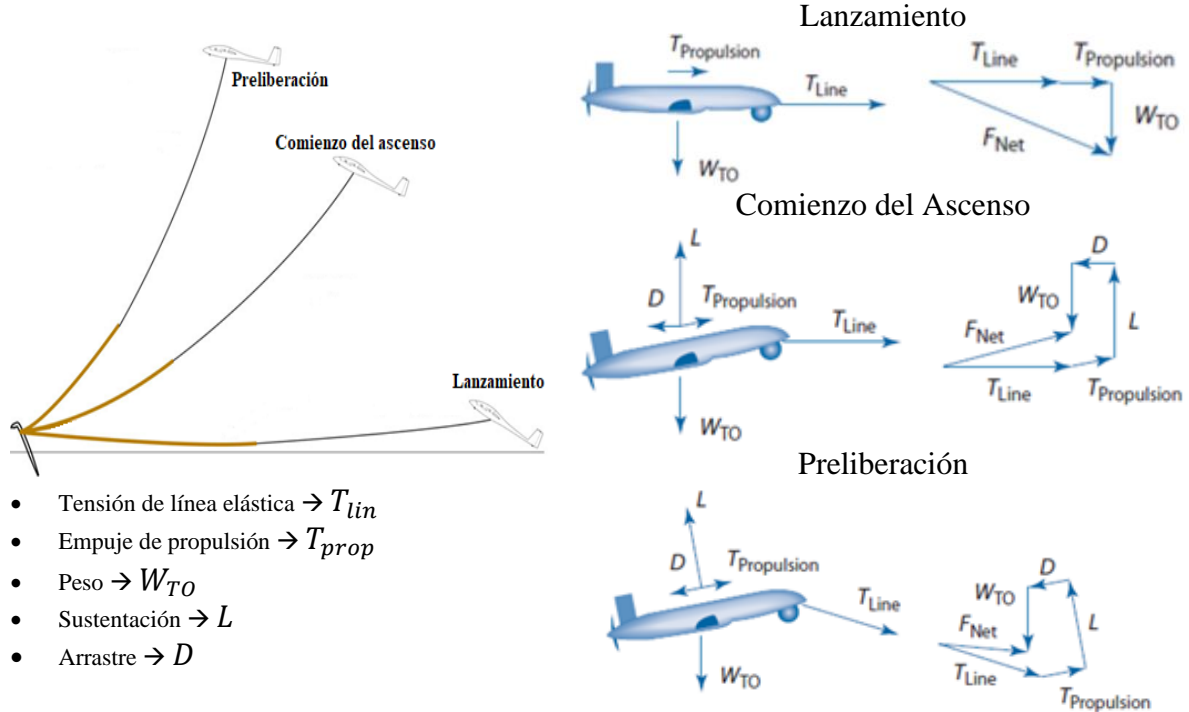


Figura 1. Etapas del despegue Hi-Start

Teniendo en cuenta el comportamiento de las fuerzas actuantes durante estas fases de despegue y la variación de energía cinética y potencial que se produce durante este proceso se estima el valor de la constante elástica k como

$$k = 2 \frac{W_{TO}}{\Delta X^2} \left(\frac{|\Delta V|^2}{2g} + \Delta h \right) \quad (1)$$

siendo ΔX la deformación de la banda elástica, ΔV la variación de velocidad requerida, g la aceleración de la gravedad, y Δh diferencia de altura entre la primera y última fase del despegue [2]. En la **Tabla 1** se presentan los datos empleados y el resultado obtenido de la *ecuación 1*.

Tabla 1. Constante elástica necesaria para el lanzamiento Hi-Start

| | |
|-----------------------|-----------------------|
| W_{TO} | 39,8 N |
| ΔV | 12 m/s |
| g | 9,81 m/s ² |
| ΔX | 9 m |
| Δh | 7 m |
| k | 14,08 N/m |

Sistema de Aterrizaje. Durante la etapa de diseño conceptual se planteó como método de aterrizaje para el VANT el uso de un paracaídas, y se realizó la selección del mismo. En esta etapa se mantuvo esta decisión, por lo que fue posible ahondar en detalles tales como tipo de sistema de despliegue del paracaídas y los componentes necesarios para llevar a cabo el aterrizaje.

Debido su simplicidad y bajo costo se propone un sistema de despliegue pasivo mediante el uso de un bolso de despliegue empleado para empacar y contener el paracaídas principal. El proceso de despliegue consiste en la apertura de una escotilla que libera un paracaídas piloto (o pilotín) que fácilmente es

arrastrado por la corriente de aire y ayuda a la extracción de la bolsa del paracaídas principal que, una vez liberada, permite el despliegue del paracaídas principal y así el aterrizaje del VANT (**Figura 2**).

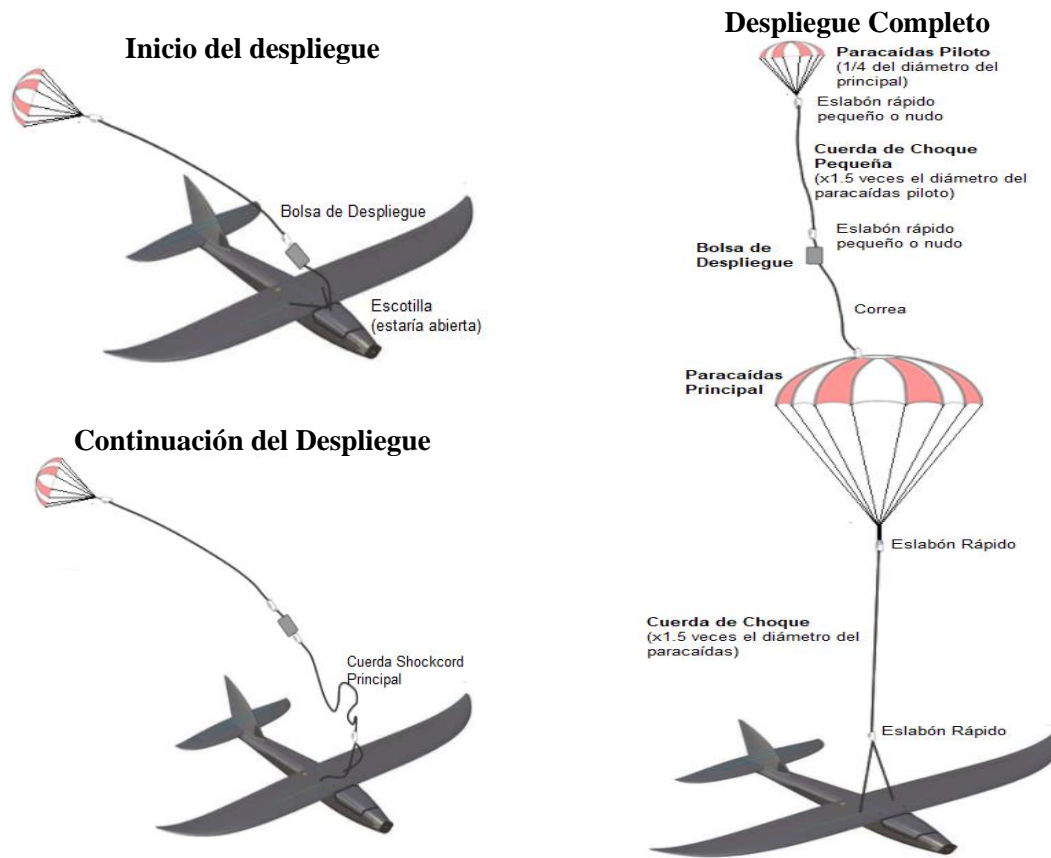


Figura 2. Sistema de despliegue pasivo

En base a los datos del paracaídas elegido se calculan las dimensiones mínimas necesarias para el bolso de despliegue, empleando el método propuesto por los fabricantes de estos componentes [3], el cual consiste en determinar el volumen, V , del bolso en base a un factor de densidad, f , según el método empleado para empaquetar el paracaídas, y de acuerdo también al peso de este último, W , como

$$V = \frac{W}{f} \quad (2)$$

En base a los datos del paracaídas seleccionado y al factor de densidad sugerido por el fabricante [3] se obtiene el volumen que ocupa el bolso de despliegue

Tabla 2. Volumen del bolso de despliegue

| | |
|-----|-------------------------|
| W | 300 g |
| f | 0,315 g/cm ³ |
| V | 952,4 cm ³ |

Con este dato se trabajó en conjunto con el área de integración de sistemas para proponer un nuevo layout de componentes internos del fuselaje que permita albergar dentro del mismo el bolso de despliegue. La distribución propuesta se puede apreciar en la **Figura 3**.

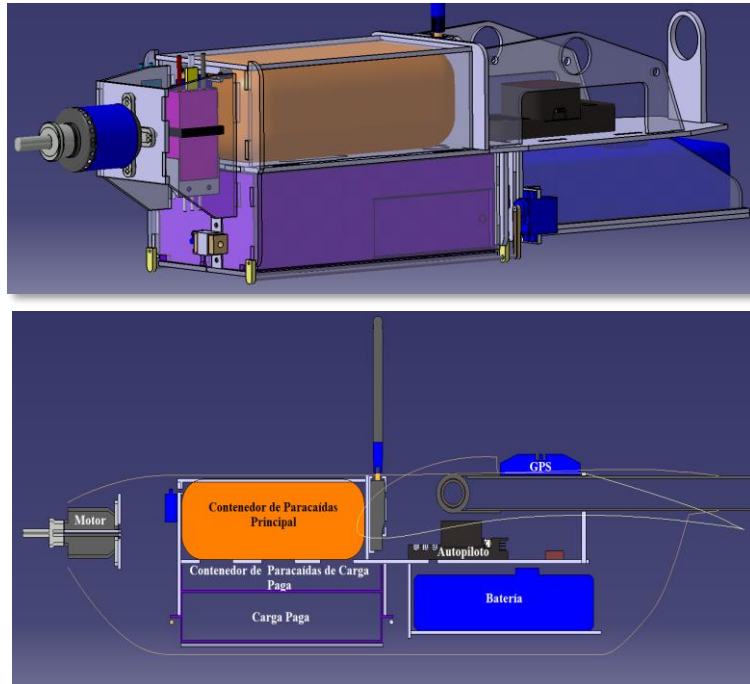


Figura 3. Distribución de componentes internos

Liberación de Carga Paga. Originalmente se propuso un módulo contenedor para albergar y proteger la carga que se desea entregar, fabricado en plástico mediante impresión 3D, con el objetivo de que sea liviano, económico y de fácil reparación y/o reemplazo. Contando, además, con un sistema de paracaídas propio que permita desacelerar el descenso de la carga una vez que esta fue liberada. Con base en estas consideraciones se propuso un diseño inicial de dicho contenedor, el cuál puede apreciarse en la **Figura 4**.

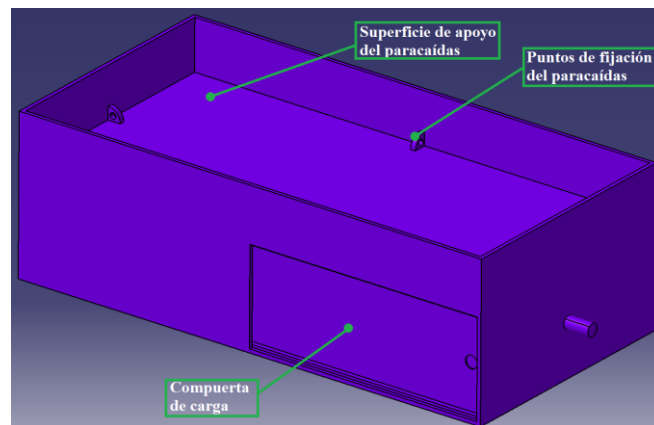


Figura 4. Contenedor de carga paga

En cuanto al mecanismo de liberación del contenedor de carga paga, se planteó una propuesta que puede ser apreciada en la **Figura 5**. Allí se observa que el contenedor se sujeta mediante dos pines laterales y un par de compuertas inferiores. El proceso de liberación se llevaría a cabo en tres etapas. En primera instancia, una vez que el VANT se encuentre en posición para desplegar la carga, se abren las compuertas, lo que se lleva a cabo mediante dos servos que hacen girar 90° las varillas que actúan como bisagras para las compuertas. Luego se libera completamente el contenedor mediante la energización de dos pequeños solenoides que retraen los pestillos que sostienen los pines del módulo. Finalmente, los servos cierran las compuertas de la bahía de carga para que el VANT inicie su regreso.

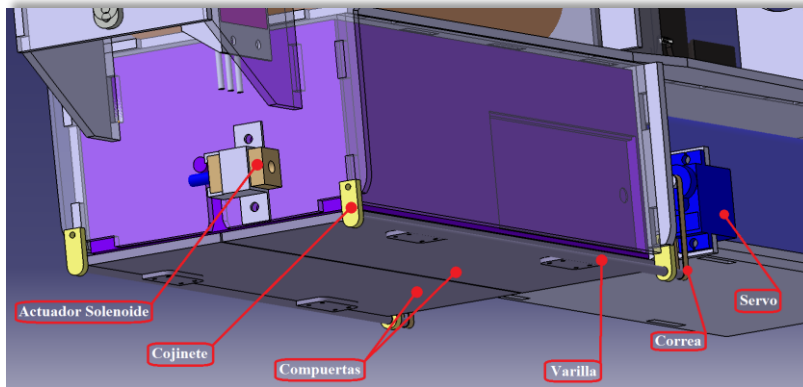
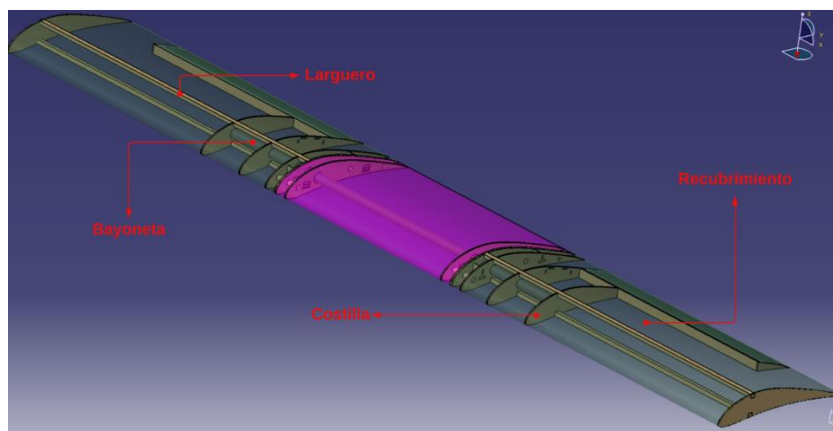
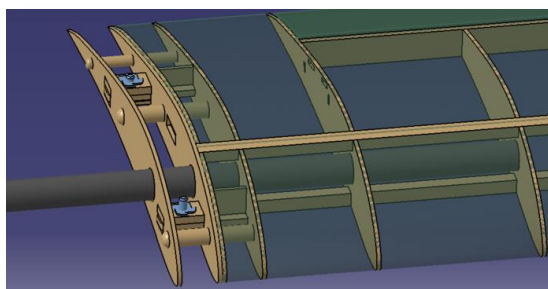


Figura 5. Mecanismo de liberación de carga paga

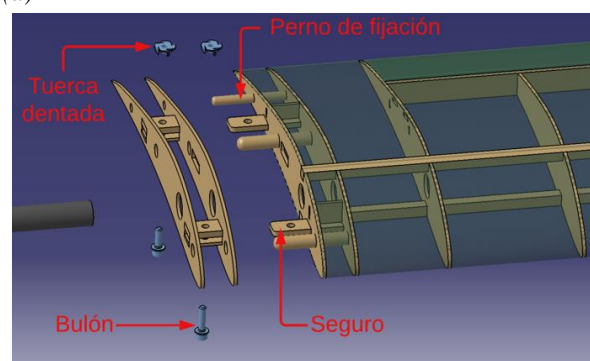
Análisis Estructural. La estructura alar del VANT bajo desarrollo fue diseñada previamente por el área de diseño conceptual. Consiste en una planta alar subdividida en tres partes, una fija al fuselaje, que será llamada *parte fija*, y otras dos removibles, *semialas removibles*. En cuanto a los componentes estructurales se tienen, como se puede apreciar en la **Figura 6 (a)**, un par de largueros, una bayoneta tubular, costillas y el recubrimiento. La estructura alar de la parte fija posee 2 costillas en cada uno de sus extremos, donde conecta con las semialas, las cuales, a su vez, cuentan con un total de 5 costillas cada una. En las **Figuras 6 (b) y (c)** se observa un detalle de la zona de unión entre una semiala removible y la parte fija. Las costillas en la unión cuentan con una serie de ranuras que sirven tanto para contener a los *pernos localizadores*, como para posicionar a los seguros, por los que luego pasarán los *pernos de fijación* en conjunto con sus respectivas *tuercas dentadas*. Es a través de estos pernos, seguros y bulones que se logra que las costillas raíz trabajen en conjunto, formando así la unión entre las particiones del ala del VANT.



(a)



(b)



(c)

Figura 6. Componentes estructurales

En el presente trabajo se emplea el Método de Elementos Finitos (MEF) para analizar la resistencia del ala. Si bien existen distintos paquetes de software capaces de realizar este tipo de análisis, aquí se utiliza *ANSYS Mechanical*.

El primer paso del modelado del sistema es definir los materiales que se planea emplear en la estructura. Cabe recalcar que los componentes estructurales internos (largueros, costillas, seguros y pernos) son de madera contrachapada, también conocida como *plywood*, a excepción de la bayoneta, que es de fibra de carbono, y, por último, el recubrimiento, que es fabricado en material compuesto. ANSYS cuenta con un catálogo en su módulo de *Engineering Data*, en el que figuran los materiales requeridos en este trabajo y sus propiedades (*plywood*, fibra de carbono y compuesto de fibra de vidrio con resina epoxi). Es sabido que las propiedades de estos materiales, en particular de los fabricados in situ, como el compuesto del recubrimiento, dependen fuertemente del proceso de fabricación, las instalaciones y el nivel de capacitación y la experiencia del personal. Como en esta etapa del proceso estos datos son desconocidos, los valores propuestos en la librería de ANSYS se consideran una buena primera aproximación.

El siguiente paso consiste en el modelado geométrico, el cual consiste en simplificar los componentes de la estructura con la finalidad de que el modelo sea capaz de consumir menor cantidad de recursos computacionales a la vez que brinda resultados cercanos a la realidad. En la **Figura 7** se puede apreciar el resultado del modelado geométrico y la simplificación de los componentes de la semiala. En este caso, los largueros se representaron con elementos de viga, mientras que las costillas y el recubrimiento fueron tratados con elementos de lámina y, finalmente, se utilizaron elementos de sólido para los componentes de unión.

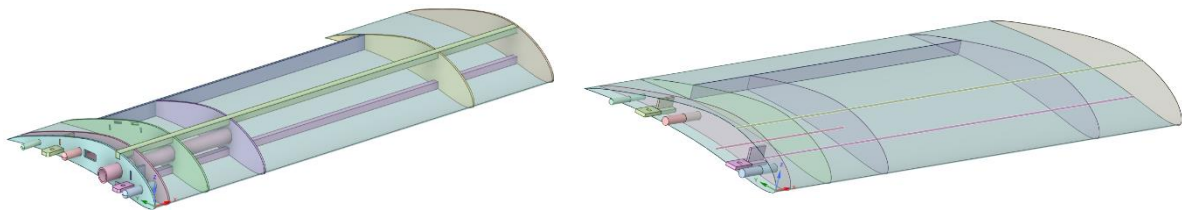


Figura 7. Resultados del modelado geométrico

El tercer paso es el mallado, el cual es muy importante si se desea obtener resultados útiles desde el punto de vista ingenieril. Para el desarrollo del presente proyecto se emplea una estrategia de mallado conocida como seccionamiento geométrico, que consiste en dividir a la pieza en geometrías más sencillas que se van mallando individualmente siguiendo cierto orden, con el objetivo de obtener un mallado de la mayor calidad posible. La malla resultante se puede apreciar en la **Figura 8**.

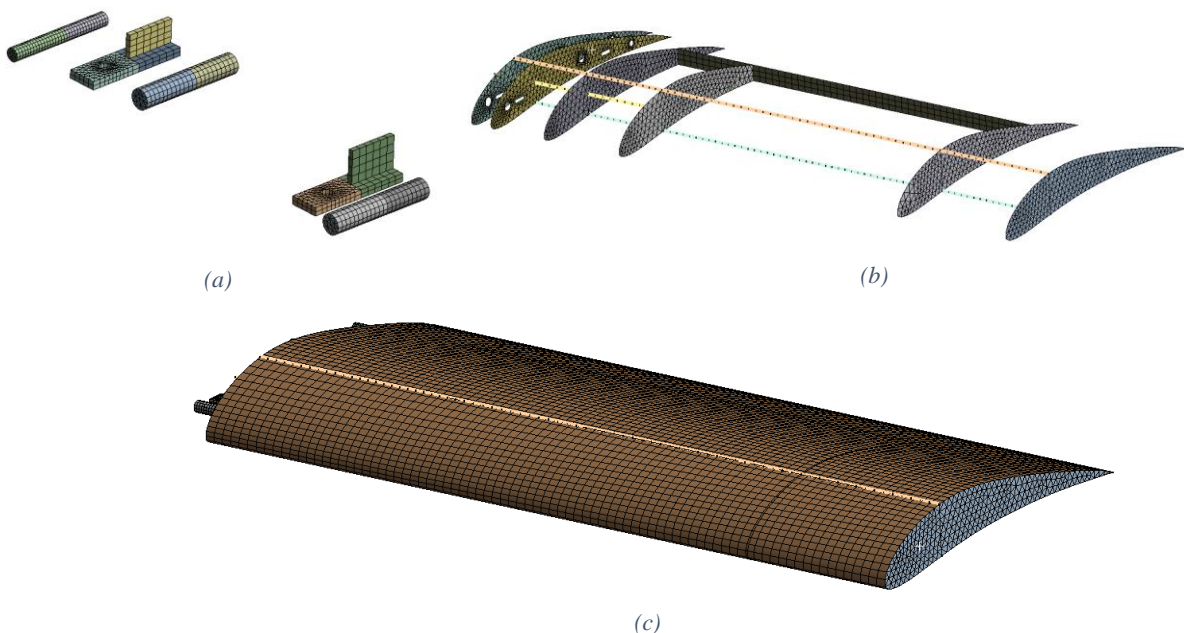


Figura 8. Malla del modelo

Finalmente se deben aplicar las condiciones de borde, que definen los apoyos de la estructura, y las cargas a las que está sometida la misma; en este caso se utilizan cargas correspondientes a la situación de vuelo recto y nivelado, con un factor de carga igual a 1. Estas cargas se importan al modelo como una distribución de presiones (**Figura 9**).

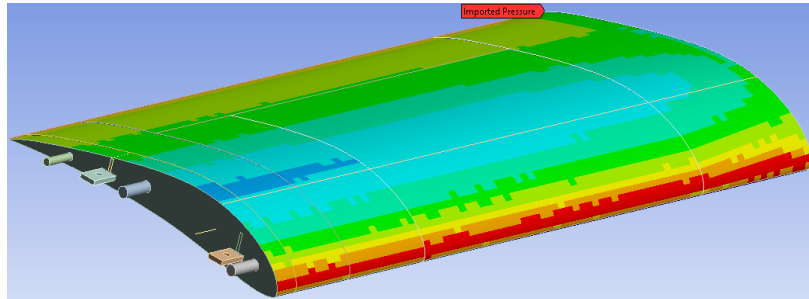
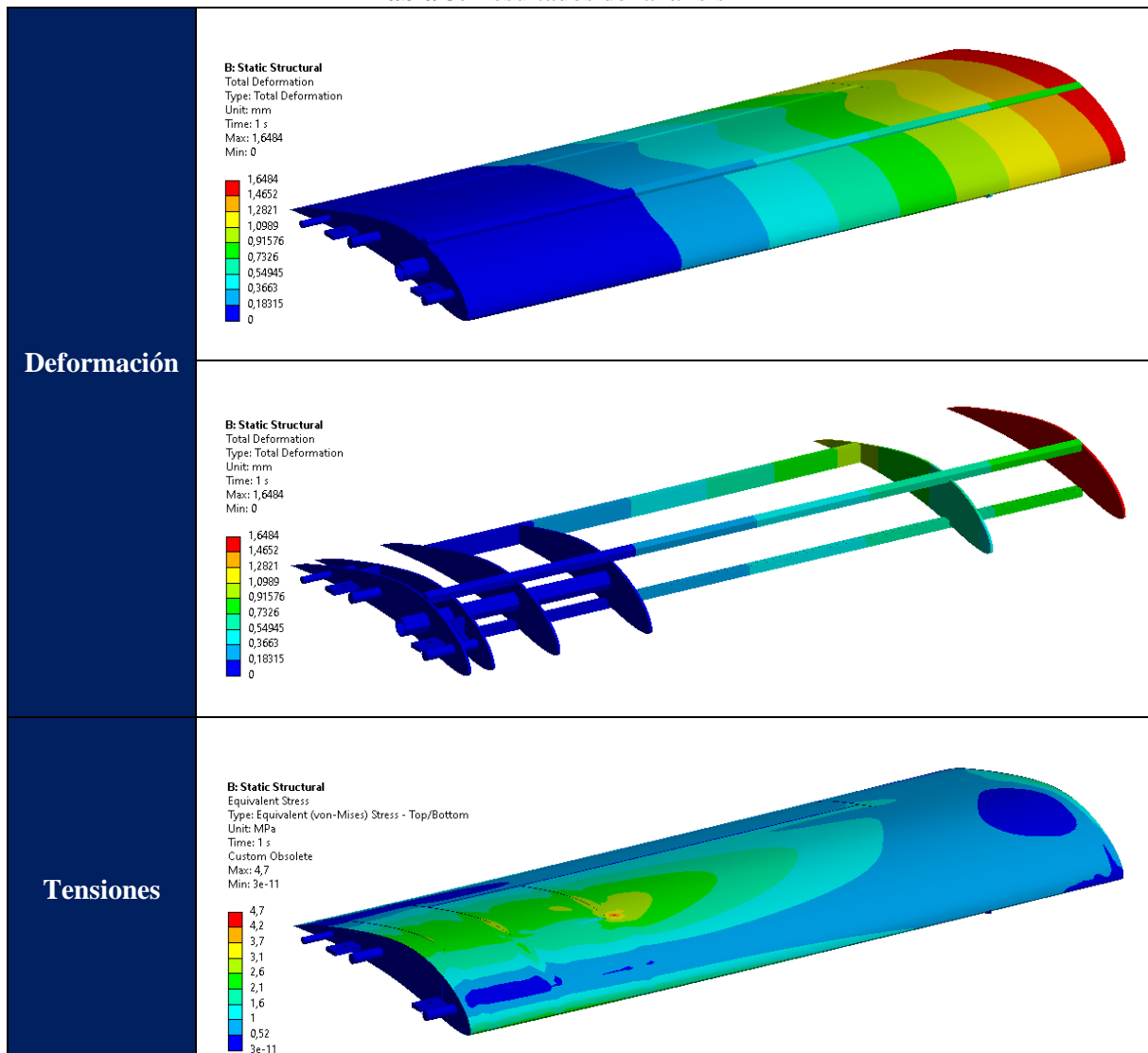
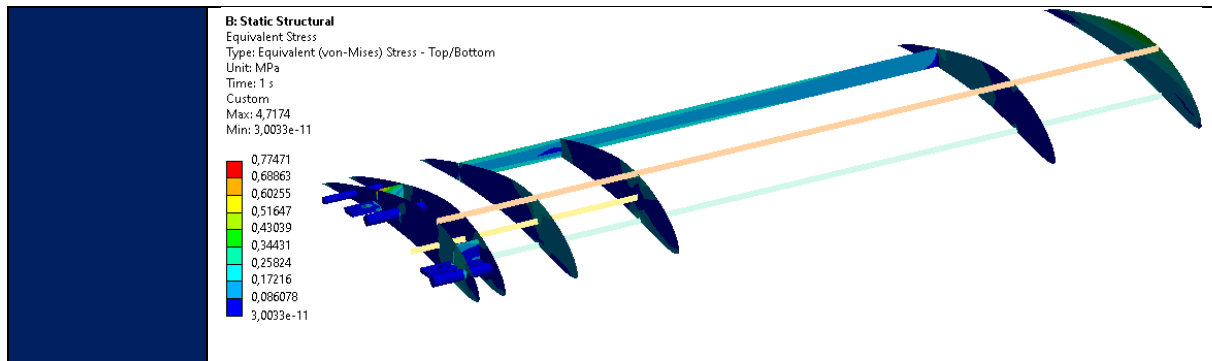


Figura 9. Distribución de presiones sobre la semiala

Una vez que se ha finalizado el modelado geométrico de la estructura, se ha mallado la misma y se han definido las condiciones de contorno y las cargas a las que está sometida, es momento de obtener los resultados los cuales pueden apreciarse en la **Tabla 3**.

Tabla 3. Resultados del análisis FEM





Analizando los valores de los resultados obtenidos se puede apreciar que la deformación es muy pequeña comparada con las dimensiones de la semiala; para mostrar esto se calcula el cociente de la envergadura de la semiala (830mm) con la deformación máxima obtenida ($1,64\text{mm}$) y se obtiene un valor muy elevado, de 506 . Por otro lado, la tensión máxima se da en la zona de la raíz de la semiala y tiene un valor aproximado de $4,2\text{MPa}$, en base a esto, el factor de seguridad (FS) que presenta el software, indica que la estructura se encuentra sobredimensionada, al menos, en un 250% de la resistencia requerida por la norma de la OTAN (FS igual a 6 para el caso más crítico [1]).

CONCLUSIONES

El presente trabajo no presenta innovaciones científicas, sino más bien pretende proponer soluciones tecnológicas que se ajustan a una necesidad y requerimientos de un cliente, acordes a la etapa en la que se encuentra el proyecto desarrollo de un VANT.

A partir de lo presentado puede observarse la importancia de dividir el trabajo de diseño en etapas con complejidad creciente y de la participación conjunta de distintos miembros que aporten miradas variadas sobre un mismo tema.

Durante la etapa correspondiente a este trabajo (diseño preliminar) se conservaron algunas soluciones propuestas por el equipo que realizó la etapa anterior (diseño conceptual). Para estas soluciones fue posible avanzar sobre los detalles de implementación. Por otro lado, la reevaluación de los resultados del diseño conceptual hizo notar la necesidad de modificar algunas propuestas, las que fueron reemplazadas por opciones más acordes a los requerimientos del cliente. Sobre estas últimas fue posible atacar también los detalles de diseño, siempre proponiendo modificaciones sobre la base de un intercambio fluido con los encargados de otras áreas (como aerodinámica y sistemas). Además, fue posible avanzar sobre el análisis estructural de las semialas, lo que representa un avance hacia la última etapa de diseño (diseño detallado).

REFERENCIAS

1. *Aircraft Systems Airworthiness Requirements* (1 ed.). NATO Standardization Agency.
2. Gundlach, J. (2014). *Designing Unmanned Aircraft Systems*. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Incorporated.
3. *Parachute Manufacturers for Drones, UAV, Rockets, ¡Research | Fruity Chutes!* (2019). Fruity Chutes. <https://fruitychutes.com/>
4. Sadraey, M. H. (2020). *Design of Unmanned Aerial Systems*. Wiley.