



**UNIVERSIDAD NACIONAL AUTÓNOMA
DE MÉXICO**

FACULTAD DE INGENIERÍA

**OPTIMIZACIÓN ESTRUCTURAL DEL ALA
PARA EL PLANEADOR ASK 18 A ESCALA
1:3.85**

T E S I S

**QUE PARA OBTENER EL TÍTULO DE:
INGENIERO MECÁNICO**

P R E S E N T A:

KRISTIAN ULYSES FLORES AVIÑA

DIRECTOR DE TESIS:

**Dr. FERNANDO VELÁZQUEZ VILLEGAS
2015**



AGRADECIMIENTOS

A MI FAMILIA

Les agradezco especialmente a mis Padres Tere y Ulyses, a mi hermano Alexis por todo el apoyo incondicional que me han brindado, porque siempre fueron los que me mantuvieron a flote, otorgándome su apoyo incondicional, no solamente a lo largo de mi vida sino también en mi carrera profesional, en su desarrollo para cumplir todas mis metas.

A mis Abuelas Tere y Alicia, a mis tíos Alicia, Jaime y Lupita, Carlos y Martha, a mis queridas primas que siempre me brindaron su apoyo, estuvieron a mi lado en todo momento.

A la Facultad De Ingeniería y a la UNAM

Por haberme otorgado tanto conocimiento en mi formación académica. A la DGEI por haberme otorgado la oportunidad y el apoyo en el programa de “Movilidad Estudiantil”, ya que gracias a las experiencias adquiridas en este programa surgió el tema de esta tesis.

A la DGAPA-UNAM

Por el apoyo dado para la realización de este trabajo a través de los proyectos PAPIME PE104315 Fortalecimiento del proceso enseñanza-aprendizaje del comportamiento mecánico de los materiales por medio de TIC y PAPIIT IN113315 Mecánica computacional y optimización como línea de investigación en el diseño mecánico.

RESUMEN

Este trabajo de tesis presenta el diseño óptimo de las costillas estructurales para el ala del modelo a escala del planeador ASK 18, además del análisis y cálculo de los casos de carga a los que se encuentra sometida una aeronave, así como una propuesta de metodología de diseño aplicable a las alas de cualquier aeroplano. Los objetivos son proponer un procedimiento para el análisis de las cargas que actúan sobre las alas de un planeador de aerodelismo modelo ASK 18, encontrar una propuesta de diseño óptimo para las costillas que constituyen el ala de este planeador y con la ayuda de la optimización estructural poder mejorar la relación resistencia-peso de todo el sistema de alas, así como también las propiedades aerodinámicas del planeador reduciendo el peso de este sistema.

Uno de los enfoques de este trabajo también es comprobar que debido a la forma cónica del ala, cada costilla que la conforma, se encuentra bajo condiciones diferentes de carga, aunque todas estén bajo el mismo estado de vuelo y por lo tanto la optimización topológica de cada costilla debe ser sensiblemente diferente. Este enfoque es novedoso pues en el diseño convencional de este tipo de estructuras no se ha tomado en cuenta esta dependencia de la geometría con las condiciones de operación.

ÍNDICE

1.	Introducción.....	1
1.1	Antecedentes del trabajo	1
1.2	Objetivos del Proyecto	2
1.3	Estado del Arte.....	3
1.3.1	Historia De Los Planeadores.....	4
1.3.4	Aeromodelismo	6
1.3.5	Método de Construcción de Ala para Planeadores a Escala	7
2.	Aerodinámica del planeador ASK 18	11
2.1	Principios del vuelo sin Propulsión.....	11
2.2	Parámetros de Ala.....	16
3.	Cálculo de Casos de Carga.....	19
3.1	Velocidad Crucero.....	19
3.2	Velocidad en Stall	26
4.	Optimización.....	33
4.1	Tipos de Optimización.....	33
4.1.1	Optimización de tamaño.....	33
4.1.2	Optimización de Forma.....	33
4.1.3	Optimización Topológica	34
4.2	Optimización Topológica del Ala para el Planeador a escala ASK 18.....	36
5.	Resultados y Discusión.....	42
6.	Conclusiones.....	52
7.	Bibliografía.....	55

LISTA DE FIGURAS

Fig. 1.1 ASK 21 Tripulado (Schleicher. (2006), ASK 21[Fotografía].SITIO WEB: HTTP://WWW.ALEXANDER-SCHLEICHER.DE/GALERIE/MODELLBAU-ECKE/)	3
Fig. 1.2 Planeador de los Hermanos Wright (Olanson, 2010)	4
Fig. 1.3 ASK 18 Tripulado [Schleicher. (2006). ASK 21[Fotografía].Sitio Web: HTTP://WWW.ALEXANDER-SCHLEICHER.DE/GALERIE/MODELLBAU-ECKE/]	5
Fig. 1.4 Molde para costillas (Arancuan, Construcción en madera, Sitio Web: http://www.aracuan.com.ar/costillasdemad.htm)	7
Fig. 1.5 Sistema Geodésico (Arancuan, Construcción en madera, Sitio Web: http://www.aracuan.com.ar/costillasdemad.htm)	8
Fig. 1.6 Costilla con huecos redondos (Arancuan, Construcción en Madera, Sitio Web: http://www.aracuan.com.ar/costillasdemad.htm)	9
Fig. 1.7 Forma de Construcción Combinada (Arancuan, Construcción en madera, Sitio Web: http://www.aracuan.com.ar/costillasdemad.htm)	9
Fig. 1.8 Ejemplo de manufactura 1	10
Fig. 1.9 Ejemplo de sujeción	10
Fig. 1.10 Ejemplo de Manufactura 2	10
Fig. 2.1 Fuerzas en un planeador	11
Fig. 2.2 Resultado de la interacción fuerzas de un ala en movimiento (Cadete, 2011)	12
Fig. 2.3 Polar de Velocidades	15
Fig. 2.4 Planos del ASK 18 Escala 1:3.85 (Schleicher, 2006)	17
Fig. 2.5 Medidas del Modelo ASK 18 a escala 1:3.85	18
Fig. 3.1 Diagrama de Velocidad Crucero (M. A. Sitek and F. L. V. Blunt , 1940)	19
Fig. 3.2 Comparación de la distribución de presiones con las fuerzas aerodinámicas	20
Fig. 3.3 Datos de la distribución de presiones en crucero en la sección L0	22
Fig. 3.4 Distribución de Presiones a lo largo del Perfil en la sección L0	23
Fig. 3.5 Distribución de presiones a lo largo del perfil en la sección L9	23
Fig. 3.6 Comportamiento en curvas de nivel en el caso de velocidad crucero	24
Fig. 3.7 Presión Homogénea en las superficies del Perfil	25
Fig. 3.8 Presión homogénea Dividida en 5 secciones de las superficies del Perfil, sección L0	25
Fig. 3.9 Punto de Stall, Máxima Sustentación	26
Fig. 3.10 Triangulo de Velocidades	28
Fig. 3.11 Polar de Velocidades	29
Fig. 3.12 Datos de distribución de presiones en estado de stall para la sección L0	31
Fig. 3.13Comportamiento en curvas de nivel para velocidad en condición de Stall	31

Fig. 3.14 Distribución de Presión Homogénea en la sección L0.....	32
Fig. 3.15 Distribución de presiones dividida homogéneamente en 5 secciones	32
Fig. 4.1 Tipos de Optimización Estructural (Olanson, 2010).....	34
Fig. 4.2 Vista general del flujo de trabajo (Olanson, 2010).....	36
Fig. 4.3 Modelo CAD solido del Ala.....	37
Fig. 4.4 Modelo CAD para elementos cascarón del ala.....	38
Fig. 4.5 Mallado de la costilla L9.....	39
Fig. 5.1 1° Iteración de la costilla L0.....	42
Fig. 5.2 1° Iteración costilla L3 a la mitad del ala	43
Fig. 5.3 1° Iteración de la última costilla L9	43
Fig. 5.4 Costilla L1 Caso de carga Presión Homogénea.....	45
Fig. 5.5 Costilla L1 Caso de carga presión homogéneamente distribuida en las 5 superficies.....	45
Fig. 5.6 Optimización con los diferentes polímeros.....	49

LISTA DE TABLAS

Tabla 2.1 Medidas del modelo ASK 18 Escala 1:3.85	18
Tabla 3.1 Números de Reynolds a Velocidad Crucero	21
Tabla 3.2 Números de Reynolds a Velocidad en Stall	30
Tabla 4.1 Materiales Utilizados para el dominio de No Diseño.....	41
Tabla 4.2 Materiales para Superficie del Ala y para el Elemento de Sujeción.....	41
Tabla 5.1 Comparación entre la Optimización antes y después del Factor de Homogeneización	44
Tabla 5.2 Comparación de Resultados entre <i>Compliance</i> y <i>Compliance</i> Ponderada.....	47
Tabla 5.3 Costillas Optimizadas en CAD.....	48
Tabla 5.4 Comparación entre el diseño original de las costillas y el optimizado	50

1. INTRODUCCIÓN

1.1 ANTECEDENTES DEL TRABAJO

La razón para la realización de este proyecto nació a partir de lo aprendido y la experiencia en los cursos de Métodos Numéricos para Aerodinámica y Aerodinámica de Perfiles en la Universidad Técnica de Braunschweig gracias a la oportunidad de estudiar un año de estancia estudiantil por el programa de Movilidad Estudiantil ofrecido por la Facultad de Ingeniería.

En mi estancia en esa universidad realicé el proyecto del estudio y mejoramiento aerodinámico del modelo a escala 1:3.8 del planeador ASK 18, como evaluación final de la asignatura Aerodinámica de Perfiles. La meta principal de ese proyecto fue obtener un análisis aerodinámico completo del planeador, naciendo esto gracias a que este modelo es relativamente viejo y se encuentra fuera de circulación en el mercado y no se cuentan con registros ni estudios acerca de él como modelo a escala. Al finalizar el estudio aerodinámico del planeador, se debían hacer mejoras en él sin modificar radicalmente la apariencia del mismo, es decir, solamente era válido modificar los perfiles aerodinámicos utilizados tanto para el ala como para el nivelador de altura, así como la utilización de más de un perfil en el ala, aplicando un ángulo de torsión en la misma, etc., solo por nombrar algunas de las múltiples opciones que se podían tomar en cuenta para la realización de esta tarea.

Teniendo esto en mente, al final se decidió modificar solamente el perfil aerodinámico en el ala, y con esto modificar también el perfil en el nivelador de altura. Siguiendo esta decisión se realizó un estudio para poder elegir perfiles candidatos ya existentes en los catálogos NACA, EPPLER, HQ y SD que satisficieran relativamente las necesidades de diseño que se habían considerado, y después con lo que se aprendido en clase aplicarlo para optimizar dichos perfiles, con el fin de satisfacer todos los requerimientos y metas que se decidieron al principio del proyecto.

Tanto en mi vida estudiantil como privada, siempre tuve la curiosidad acerca del funcionamiento y operación de la Aviación, por lo tanto a partir de que se me otorgó la oportunidad de estudiar y aprender esta rama de la ingeniería en el año de intercambio en la TU Braunschweig, decidí completar el trabajo hecho y descrito anteriormente con la optimización estructural solamente de las costillas del ala de este mismo modelo, debido a que ya se contaba con todo el estudio aerodinámico necesario para poder calcular casos de carga para poder ejecutarlo, y con esto dejar una prueba del conocimiento adquirido en la oportunidad que me fue otorgada.

1.2 OBJETIVOS DEL PROYECTO

El ala es la principal superficie que genera fuerza de sustentación en un aeroplano. Existen dos metas que por sí mismas y por la naturaleza que las rige son mutuamente conflictivas al momento de buscar encontrar una concordancia en el proceso de diseño, estas razones son la parte de aerodinámica y la mejora estructural. Sin embargo una va de la mano de la otra ya que al momento de modificar alguna de estas características, invariablemente se ve afectada la otra.

Este trabajo tiene como alcance proponer un procedimiento de diseño para las costillas utilizadas para construir las alas del planeador a escala ASK 18, con esto marcar una pauta de cómo poder atacar este problema de diseño contando ya de antemano los cálculos aerodinámicos del mismo, es decir tratando ambos aspectos pertenecientes al diseño general de un aeroplano por separado, y así poder encontrar una concordancia a ellos de manera más rápida y efectiva con ayuda de la versatilidad de la herramienta de optimización estructural.

En el procedimiento de diseño se implementará una rutina de optimización estructural a las costillas solamente, con la cual se busca obtener un patrón topológicamente óptimo. Debido a que las condiciones de carga en cada caso de costilla son diferentes, se espera que la topología de cada costilla óptima sea diferente, lo cual contrasta con el diseño tradicional de estas. Con esto se obtendrá un diseño con una relación de resistencia-peso superior que permitirá al aeroplano

tener un mejor desempeño en vuelo sin afectar el trabajo de optimización aerodinámica previamente hecho.

1.3 ESTADO DEL ARTE

Un velero planeador o un planeador simplemente es una aeronave de notable superficie alar, carente de motor. Las fuerzas de Sustentación y Arrastre son generadas únicamente de la fuerza resultante general aerodinámica. Al igual que los demás planeadores como parapentes o alas delta, se comparte la práctica del vuelo libre. Este tipo de aeronaves se emplea en el deporte de vuelo a vela o volovelismo, aunque también son utilizados para propósitos militares o de investigación. El vuelo sin motor implica tanto la elevación con corrientes de viento, así como planear con la mínima pérdida de altura.

Los planeadores ya en el estado de vuelo, deben alcanzar las corrientes de aire, esto para que la aeronave alcance la magnitud de fuerza de sustentación tal que lo permita planear a la altura necesaria. Aeroplaneadores modernos tienen una relación de planeo de entre 1:30 y 1:60, con esto tiene 1[km] de pérdida de altura en un ambiente de viento tranquilo, es decir, sin cambios tanto de dirección como velocidad del viento.



FIG. 1.1 ASK 21 TRIPULADO (SCHLEICHER. (2006), ASK 21[FOTOGRAFIA].SITIO WEB: [HTTP://WWW.ALEXANDER-SCHLEICHER.DE/GALERIE/MODELLBAU-ECKE/](http://www.alexander-schleicher.de/galerie/modellbau-ecke/))

1.3.1 HISTORIA DE LOS PLANEADORES

Los primeros acercamientos fueron en los años 200 a.C. en China, con globos llenos de aire caliente y cometas, en ese entonces los expertos militares propusieron que esas cometas podrían ser utilizadas para observar al enemigo desde el aire, después esto se registran algunos intentos cercanos de planeadores hechos por el monje Benedictino Eilmer de Malmesbury, el cual voló 200 metros, antes de estrellarse y causarle heridas severas (White, 1961). El diseño de los aeroplaneadores data desde el año 1490 cuando Leonardo da Vinci dibujó sus primeras suposiciones acerca de cómo debería de verse un artefacto que tuviera la capacidad de volar, el cual se inspiró en la anatomía de las alas de un murciélago. Después en el año 1799, el ingeniero inglés Sir George Cayley quien fue uno de diseñadores que empezaron a comprender los principios de las fuerzas actuantes durante el vuelo, desarrolló un planeador con un ala de superficie de 300 [ft²]. A principios de los años noventa los hermanos Wright construyeron planeadores, utilizando superficies móviles, para el control de la aeronave (Culick, F. E. C.; H. R. Jex, 1985).

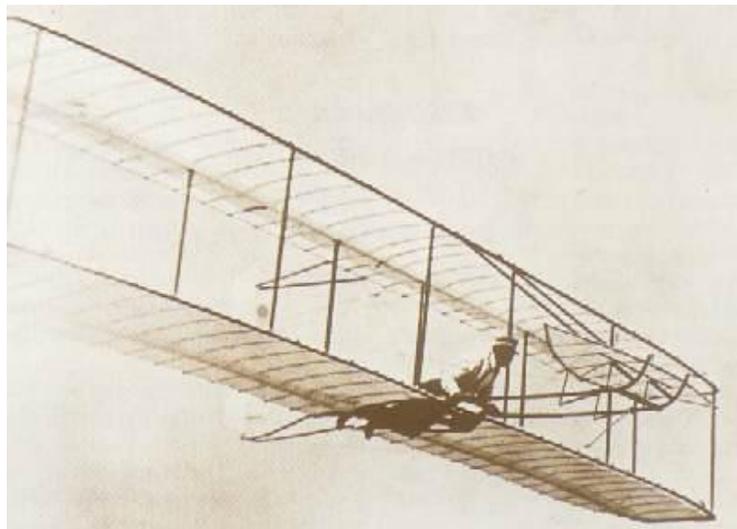


FIG. 1.2 PLANEADOR DE LOS HERMANOS WRIGHT (OLANSON, 2010)

Después de la primera guerra mundial los planeadores eran construidos para los propósitos individuales de Alemania y Estados Unidos. Para Alemania, fue necesario la construcción de planeadores debido a que después de la primera guerra

mundial se le fue prohibida la manufactura, así como el vuelo de aeroplanos con motor, con esto se entusiasmó el desarrollo de este tipo de aeronaves llevándolos a hoy en día a tener las mejores compañías en el ramo a nivel mundial. El desarrollo de los planeadores además del ámbito militar, también desarrolló un ambiente de competitividad deportiva, llevando esto desde el año 1930 a nuestro tiempo como su principal desempeño y aplicación.

1.3.3 HISTORIA DEL PLANEADOR ASK 18

El ASK 18 es un planeador que fue construido por la empresa alemana llamada Alexander Schleicher GmbH, fue diseñado con el propósito de servir como un planeador escuela para pilotos inexperimentados, es por eso que tenía un diseño simple y robusto, tanto como una excelente maniobrabilidad.

La primera aparición del planeador ASK 18 fue en el año 1974, fue diseñado por el ingeniero Rudolf Keiser y fue el último planeador que utilizó el método tradicional de construcción, mientras que las aeronaves contemporáneas a ese tiempo ya contaban con estructuras de fibra de vidrio, debido a su poco éxito en el mercado solo se construyeron 48 ejemplares y después fue descontinuado.

El fuselaje se mantuvo idéntico a un predecesor Ka8 usando un marco tubular soldado de acero con la cubierta en lona. Las alas eran provenientes del diseño del Ka6E pero con una envergadura de 16 [m] de largo, manufacturadas son solo una viga de madera, la cola fue escogida a partir del modelo Ka10.



FIG. 1.3 ASK 18 TRIPULADO [SCHLEICHER. (2006). ASK 21[FOTOGRAFÍA].SITIO WEB: [HTTP://WWW.ALEXANDER-SCHLEICHER.DE/GALERIE/MODELLBAU-ECKE/](http://www.alexander-schleicher.de/galerie/modellbau-ecke/)]

Especificaciones generales:

- Tripulación: 1
- Largo: 6.00 [m]
- Envergadura: 16.00 [m]
- Altura: 1.68 [m]
- Área del Ala: 13 [m²]
- Razón de Aspecto: 19.7

Desempeño:

- Velocidad Máxima: 200 [km/h]
- Máxima razón de planeo: 34
- Razón d descenso: 0.62 [m/s]

1.3.4 AEROMODELISMO

Debido a lo mencionado anteriormente acerca de la iniciativa que hubo acerca del ámbito deportivo, también llevó al desarrollo de réplicas a escala de aeronaves ya existentes o incluso desarrolladas e innovadas por los mismos miembros apasionados de este deporte. El campo que mayormente es de interés del aeromodelismo son los modelos diseñados con el fin de hacer un recorrido aéreo, estos modelos, algunas veces también están inspirados en aeronaves reales a escala 1:1, lo cual debido a la reducción de escala de tamaño a la que se desea tener debe tomarse en cuenta el modelo del número de Reynolds, el cual determina cómo reaccionará el modelo con el flujo másico de aire a su alrededor. La geometría del modelo real puede permanecer idéntica con el modelo a escala pero se deben de tomar en cuenta las situaciones antes mencionadas.

1.3.5 MÉTODO DE CONSTRUCCIÓN DE ALA PARA PLANEADORES A ESCALA

Para la construcción de alas en planeadores a escala existen dos formas básicas: las costillas armadas y las costillas de hoja de madera, los cuales se describen a continuación.

- **Costillas Armadas.**

Para la construcción de este tipo de costillas existen dos sistemas: el clásico y el geodésico.

Método Clásico

El sistema clásico de construcción de costillas se realiza con varillas con pequeñas y delgadas capas de madera, como reforzamiento en las juntas. Esta técnica es la más resistente y liviana a la fecha desde el año 1903, año en el cual fue implementada.

En el primer paso de este proceso de manufactura se deben construir escantillones que servirán como molde para colocar las varillas en la zona deseada dentro del área del perfil, así como se muestra en la figura.

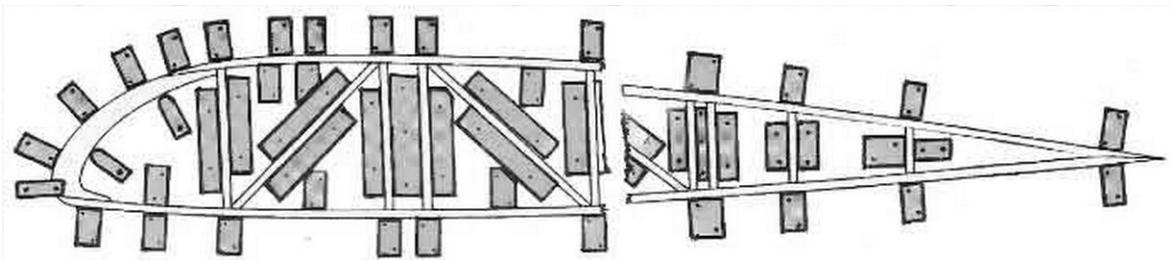


FIG. 1.4 MOLDE PARA COSTILLAS (ARANCUAN, CONSTRUCCIÓN EN MADERA, SITIO WEB: [HTTP://WWW.ARACUAN.COM.AR/COSTILLASDEMAD.HTM](http://www.aracuan.com.ar/costillasdemad.htm))

Después de haber decidido el ordenamiento de las varillas, se les pegan los pequeños pedazos de lámina de madera en las uniones de las carillas, como refuerzo.

Sistema Geodésico

El sistema geodésico de construcción es similar al anterior, con la diferencia que para este no son necesarias las láminas de madera para reforzar, provocando que sea un diseño más ligero. En este caso se necesita utilizar una varilla más gruesa para confirmar el marco del perfil ya que se le debe labrar una ranura para que se puedan ensamblar las varillas que conformarán la costilla.

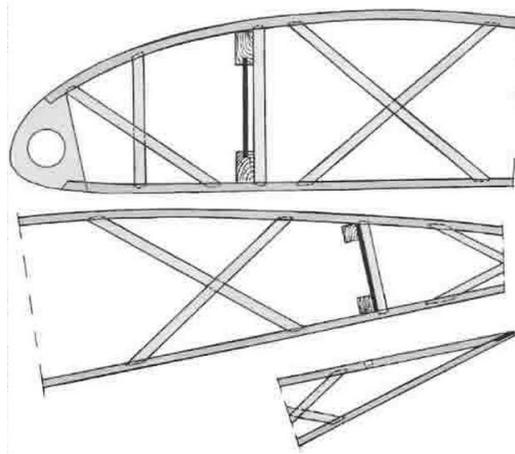


FIG. 1.5 SISTEMA GEODÉSICO (ARACUAN, CONSTRUCCIÓN EN MADERA, SITIO WEB:
[HTTP://WWW.ARACUAN.COM.AR/COSTILLASDEMAD.HTM](http://www.aracuan.com.ar/costillasdemad.htm))

- **Costillas de Terciada**

Este tipo de diseño de costillas puede subdividirse en dos grupos: costillas caladas y costillas combinadas.

Costillas Caladas

Estas costillas son muy sencillas de manufacturar, cortadas directamente de una hoja de madera y posteriormente haciendo una reducción de peso mediante huecos.

Contrario a los tipos de construcciones anteriormente mencionadas, éste no requiere de un molde, las costillas se cortan directamente de la hoja de madera con ayuda de un plano previamente dibujado.

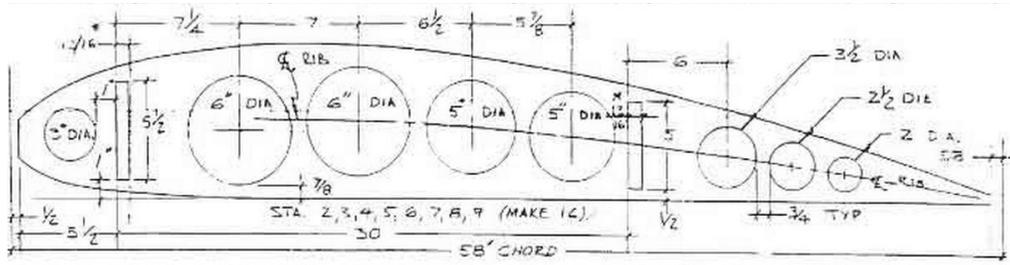


FIG. 1.6 COSTILLA CON HUECOS REDONDOS (ARACUAN, CONSTRUCCIÓN EN MADERA, SITIO WEB: [HTTP://WWW.ARACUAN.COM.AR/COSTILLASDEMAD.HTM](http://www.aracuan.com.ar/costillasdemad.htm))

Después del corte del perfil aerodinámico en la hoja de madera, se procede a hacer los huecos con ayuda de máquina herramienta y así poder reducir el peso por costilla.

Costillas Combinadas

Este caso de costillas es una fusión de costillas armadas con las costillas caladas de una hoja de madera.

La construcción de estas costillas se comienza con el corte del perfil en la lámina de madera, en secciones diferentes las cuales representarían el alma del perfil, después se preparan las varillas que conectarán las secciones de perfil.

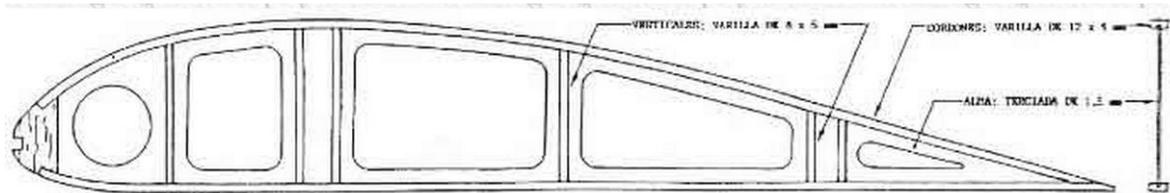


FIG. 1.7 FORMA DE CONSTRUCCIÓN COMBINADA (ARACUAN, CONSTRUCCIÓN EN MADERA, SITIO WEB: [HTTP://WWW.ARACUAN.COM.AR/COSTILLASDEMAD.HTM](http://www.aracuan.com.ar/costillasdemad.htm))

Las configuraciones de construcción antes mencionadas se pueden aplicar el mismo proceso de manufactura para diversos materiales, así como plásticos de alta resistencia que con características mecánicas similares a las de la madera, pero con la ventaja de que el peso de estos es menor. Los procedimientos de manufactura de costillas más utilizados con plásticos son el de Costillas Caladas y el de Costillas Combinadas, gracias a la versatilidad de fabricación que tiene este tipo de materiales.

Al mismo tiempo decidir el de proceso de manufactura de las costillas, se debe elegir un elemento de rigidez a lo largo del ala, el cual conectará las costillas entre sí y con el fuselaje. El tipo de conectores que se puede utilizar es muy versátil, a continuación se muestran algunas posibilidades que se pueden encontrar en el mercado.



FIG. 1.8 EJEMPLO DE MANUFACTURA 1

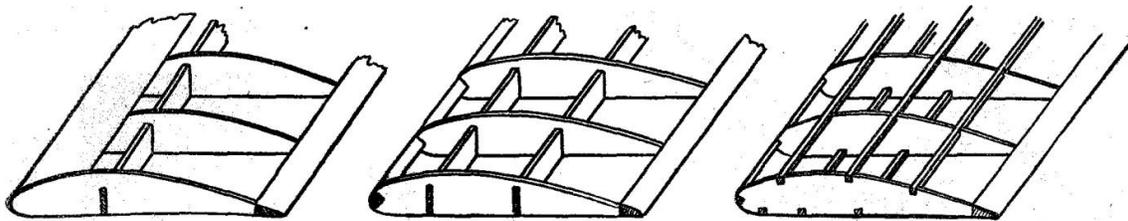


FIG. 1.9 EJEMPLO DE SUJECIÓN



FIG. 1.10 EJEMPLO DE MANUFACTURA 2

2. AERODINÁMICA DEL PLANEADOR ASK 18

En este capítulo se describirán los parámetros geométricos del ala del planeador a escala ASK 18, así como también conceptos básicos de mecánica de vuelo a bajas velocidades sin propulsión. Esto con el fin de presentar un trasfondo conciso, para después poder fundamentar de una mejor manera los casos de carga que se eligieron para el análisis de optimización estructural.

2.1 PRINCIPIOS DEL VUELO SIN PROPULSIÓN

Los principios de vuelo para planeadores son los mismos para todas las aeronaves; estas son las acciones de las fuerzas sobre todo el vehículo que lo pueden mantener transportándose en el aire. Se le llama planeador a la aeronave que se encuentra en equilibrio, cuando todas las fuerzas actuantes en el Centro de Gravedad se compensan unas a las otras, tanto en magnitud como en sentido. Las fuerzas que actúan sobre un avión se muestran en la siguiente figura.



FIG. 2.1 FUERZAS EN UN PLANEADOR

Las fuerzas producidas debido al flujo de aire alrededor del avión actúan tanto como en el Punto de Presiones (C.P.) como en el Centro de Gravedad (C.G.) del avión y estas cambian según a las posiciones relativas de dichos puntos, por lo tanto todas las partes del avión contribuyen ya sea a la fuerza de Sustentación o como a las de Arrastre o a ambos. Sin embargo, las alas son las responsables de la creación de la mayor parte de la fuerza de Sustentación. Para generar sustentación,

el flujo de aire debe moverse a cierta velocidad y dirección en relación con el ala así como se representa en la figura de abajo, donde α es el ángulo de ataque entre la cuerda del perfil y la velocidad de flujo libre V_∞ . R es la resultante de la aerodinámica, la cual su componente vertical y al mismo tiempo perpendicular al flujo es la fuerza L de Sustentación y la componente horizontal paralela al flujo es la fuerza D de Arrastre. La fuerza resultante se manifiesta como la diferencia de presión de aire y velocidad de flujo, en las dos superficies del ala. Una región de alta velocidad y baja presión es generada en la superficie superior del ala y la región donde se ocurre alta presión a baja velocidad se encuentra en la superficie inferior del ala. La fuerza resultante puede ser dividida en su componente axial y normal a la cuerda del perfil aerodinámico, N y A respectivamente.

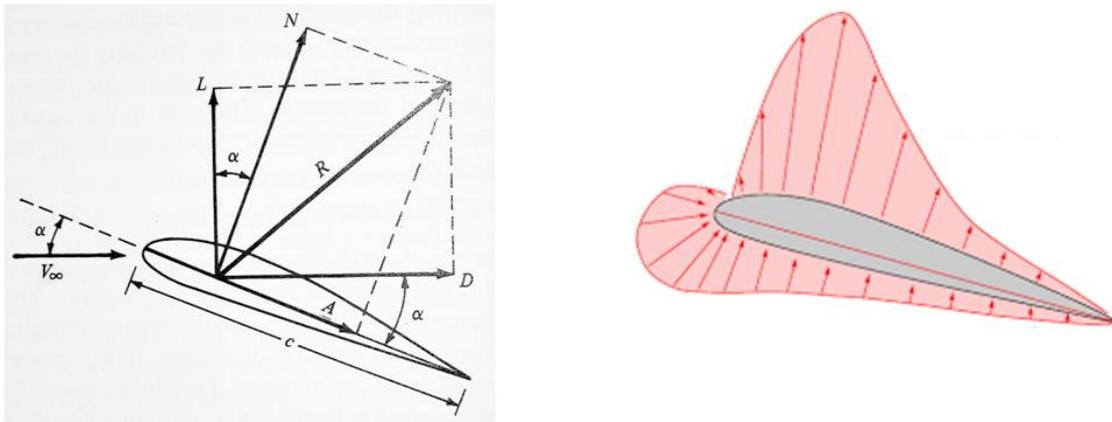


FIG. 2.2 RESULTADO DE LA INTERACCIÓN FUERZAS DE UN ALA EN MOVIMIENTO
(CADETE, 2011)

El total de las fuerzas axiales y normales por unidad de envergadura son obtenidas mediante la integración de la presión y el esfuerzo cortante desde el borde delantero (BD) al borde trasero (BT) del perfil aerodinámico (Anderson, 2001).

$$N = - \int_{BD}^{BT} (p_s \cos \alpha + \tau_s \sin \alpha) ds_s + \int_{BD}^{BT} (p_i \cos \alpha + \tau_i \sin \alpha) ds_i \quad (2.1)$$

$$A = \int_{BD}^{BT} (-p_s \sin \alpha + \tau_s \cos \alpha) ds_s + \int_{BD}^{BT} (p_i \sin \alpha + \tau_i \cos \alpha) ds_i \quad (2.2)$$

Donde los sufijos s y i son para referenciar las superficies superior e inferior del perfil, respectivamente. Entonces las fuerza de Sustentación y de Arrastre totales se obtienen relacionando L y D con A y N a través del ángulo de ataque α , por lo tanto:

$$L = N \cos \alpha - A \sin \alpha \quad (2.3)$$

$$D = N \sin \alpha - A \cos \alpha \quad (2.4)$$

En aerodinámica, los coeficientes de Sustentación y de Arrastre están definidos de la siguiente manera:

$$C_L = \frac{L}{q_\infty S} \quad (2.5)$$

$$C_D = \frac{D}{q_\infty S} \quad (2.6)$$

donde q_∞ se refiere a la presión dinámica que es definida como $q_\infty = (1/2) \rho V_\infty^2$, la cual ρ es la densidad del aire y V_∞ es la velocidad del flujo de aire alrededor del ala.

Existen otras dos cantidades adimensionales útiles son el coeficiente de presiones y el coeficiente de fricción en la pared del perfil.

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{q_\infty} \quad (2.7)$$

$$C_\tau = \frac{\tau}{q_\infty} \quad (2.8)$$

El objetivo principal del estudio de la aerodinámica es hacer el vuelo más eficiente, y la eficiencia de un planeador puede medirse como máximo alcance o máximo

desempeño, para entender estos conceptos debemos suponer al planeador en equilibrio de fuerzas.

$$D - W \sin \gamma = 0 \quad (2.9)$$

$$L - W \cos \gamma = 0 \quad (2.10)$$

donde γ es el ángulo de inclinación del camino de vuelo con respecto a la horizontal del avión. Si dividimos estas ecuaciones entre sí mismas obtenemos una relación entre las fuerzas de Sustentación y de Arrastre con el ángulo antes mencionado, esta relación nos arroja un ángulo de vuelo negativo, como se esperaría en el vuelo por planeo, por lo tanto si se asume que este ángulo es negativo, la expresión resulta en la siguiente. Este ángulo γ también es llamado como ángulo de planeo (Radespiel, 2009).

$$\tan \gamma = \frac{1}{\frac{L}{D}} \quad (2.11)$$

Esta relación demuestra que el vuelo al planear es totalmente independiente al peso de la aeronave, solamente es dependiente del ángulo de inclinación; por lo tanto, la relación máxima de L/D será cuando se presente un ángulo más agudo.

Alcance de planeo: El alcance de planeo, R , corresponde a la máxima distancia que puede viajar el planeador, durante el planeo al descenso. Asumiendo una altitud inicial h_1 y la altitud h_2 con respecto al piso, este alcance se calcula a partir de la siguiente ecuación.

$$R = \frac{h_1 - h_2}{\tan \gamma} = \frac{L}{D} (h_1 - h_2) \quad (2.12)$$

Aquí la relación de L/D es llamada como la relación de planeo. Otro término importante es la “velocidad de vuelo”, la cual corresponde a la velocidad que va hacia delante la cual provee de la mejor relación de planeo. Para encontrar esta

velocidad se requiere de graficar la polar de velocidades del avión, esta gráfica nos muestra la relación entre la velocidad de pique y la velocidad horizontal del avión.

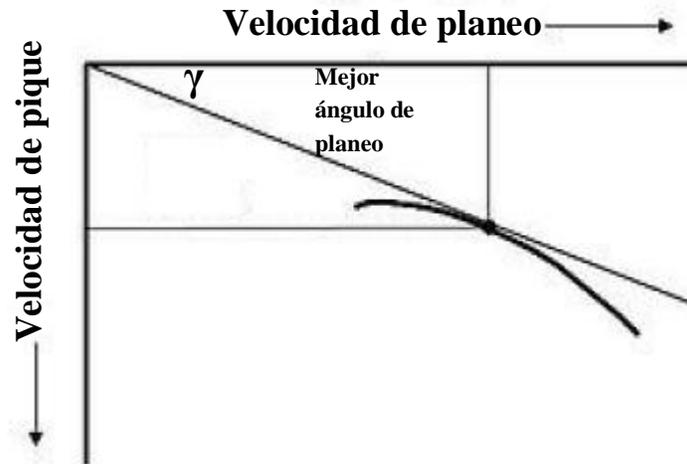


FIG. 2.3 POLAR DE VELOCIDADES

El mejor ángulo de planeo se refiere al ángulo mínimo con el cual se puede obtener la mejor relación entre la fuerza de Sustentación y la de Arrastre (T. Brenner).

Desempeño de planeo: Para lograr la máxima duración de vuelo al planear, el ángulo de planeo se debe mantener al mínimo, por lo tanto también se mantiene al mínimo la velocidad de pique. Matemáticamente esta velocidad se determina de la siguiente forma:

$$V_S = \sqrt{\frac{W}{1/2 \rho S} \frac{C_D}{C_L^{3/2}}} \quad (2.13)$$

La tasa que rige a la velocidad de pique es el $C_D/C_L^{3/2}$ que, al mismo tiempo, es dependiente del peso de la aeronave (W) y el área alar (S). Por lo tanto, para maximizar el desempeño hay que minimizar esta tasa.

2.2 PARÁMETROS DE ALA

Las características físicas del planeador ASK 18 a escala 1:3.85 diseñado y manufacturado por la compañía ROKE Modelle serán descritas en esta parte del capítulo. Este planeador es un modelo dirigido a radio control, no contiene propulsión alguna, el radio control es utilizado para el movimiento de alerones y superficies de control, esto con el fin de poder dirigirlo durante el vuelo.

Datos técnicos del modelo:

- Envergadura: 4150 [mm]
- Largo total: 1810 [mm]
- Altura total: 440 [mm]
- Perfil aerodinámico para el fuselaje: SD7030 modificado (optimizado aerodinámicamente para el trabajo hecho en la TU Braunschweig)
- Área Alar: 106 [dm²]
- Perfil aerodinámico del ala: E 193
- Masa del modelo: 5800 [gr]
- Envergadura del nivelador de altura: 725[mm]
- Área del nivelador de altura: 10.5 [dm²]
- Perfil aerodinámico del nivelador de altura: NACA 0006 modificado (Optimizado aerodinámicamente el trabajo hecho en la TU Braunschweig)

Para hacer el estudio aerodinámico se consiguieron los planos de construcción para este modelo a escala, de los cuales se obtuvieron más características físicas del aeroplano, necesarias para el análisis aerodinámico y después a lo que concierne a este trabajo el análisis estructural para la optimización de las alas.

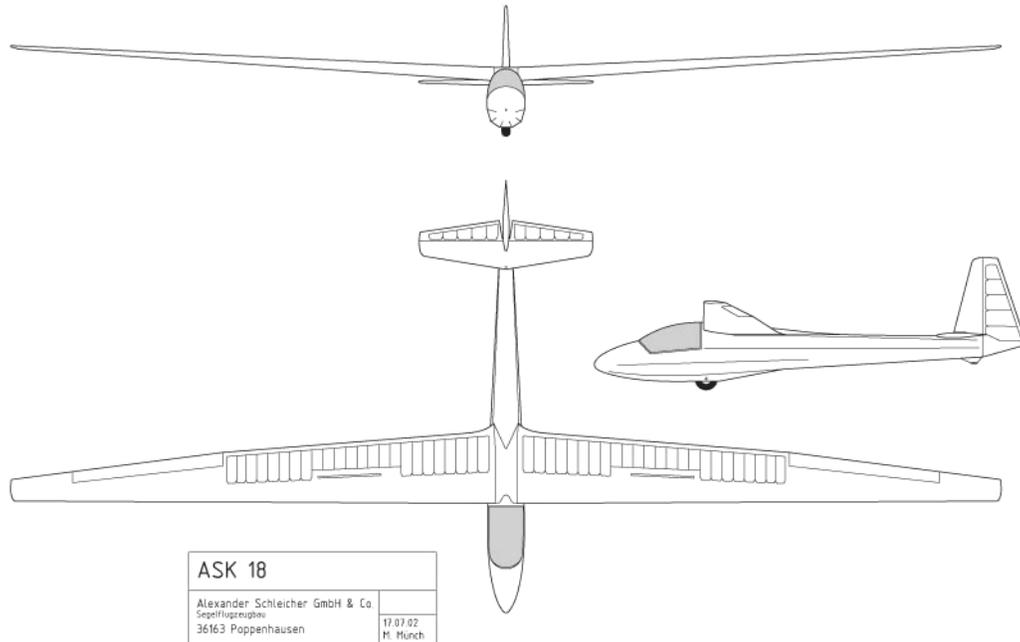


FIG. 2.4 PLANOS DEL ASK 18 ESCALA 1:3.85 (SCHLEICHER, 2006)

Debido a que la característica principal de las alas del modelo ASK 18 es que es un ala trapezoidal, se tomaron las medidas pertinentes de los planos para poder caracterizar esta ala y así proceder a su estudio aerodinámico.

Se seleccionaron zonas importantes en el ala, las cuales son donde cambia el ángulo de flecha y el largo de cuerda en cada una de estas secciones.

Los datos que se obtuvieron de los planos encontrados de las 10 secciones de ala mostrada en la figura anterior, las medidas fueron las siguientes.

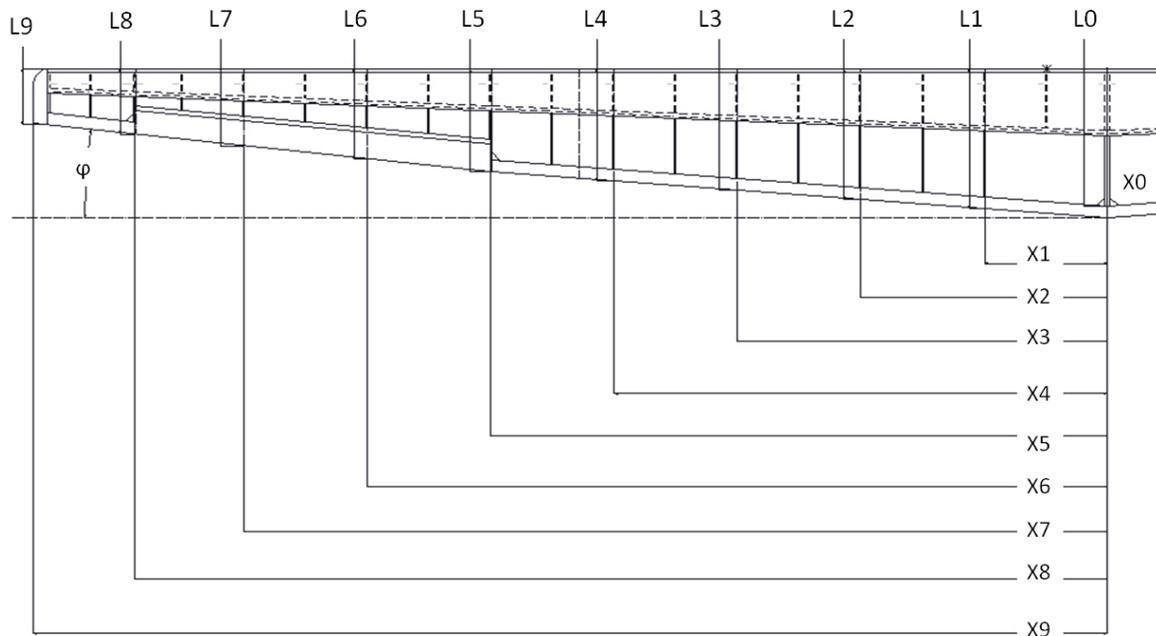


FIG. 2.5 MEDIDAS DEL MODELO ASK 18 A ESCALA 1:3.85

Tabla 2.1 Medidas del modelo ASK 18 Escala 1:3.85

Modelo 1:3.85			
$\phi = 6.75^\circ$ ángulo de flecha positivo			
L0	0	x0	322
L1	237	x1	302
L2	476	x2	282
L3	715	x3	262
L4	1020	x4	237
L5	1194	x5	222
L6	1431	x6	194
L7	1670	x7	166
L8	1881	x8	141
L9	2075	x9	121

Las medidas que se anotan en la Tabla 2.1 se expresan en milímetros, las **L** representa la posición de las costillas a lo largo del ala con referencia al fuselaje y las **X** el largo de la cuerda del perfil que está inscrito en cada parte del ala.

3. CÁLCULO DE CASOS DE CARGA

En este capítulo se hablara de cómo se decidieron y calcularon los casos de carga para el análisis de las costillas que conforman al ala para el modelo del planeador ASK 18, y para la posterior aplicación de una metodología de optimización topológica. Los casos de carga que se escogieron para el análisis en este caso fueron los siguientes, en cada apartado de estos se explicara el porqué se tomaron estas condiciones de carga.

3.1 VELOCIDAD CRUCERO

En términos de una aeronave cualquiera, ya sea un planeador o un avión comercial, la velocidad crucero es el momento en el que el avión no requiere de fuerza de empuje para seguir avanzando en el aire, es decir, este momento es cuando el trayecto de vuelo cuenta con eficiencia máxima ya que no se requiere de combustible para generar empuje y así poder seguir avanzando, ya que el empuje necesario se genera a partir de la misma fuerza aerodinámica resultante.

Ahora para un planeador es muy importante alcanzar esta velocidad en vuelo, debido a que no existe ningún tipo de aparato que genere una fuerza de propulsión que haga avanzar al planeador a través del aire, se debe procurar que este estado se logre por el mayor tiempo posible.

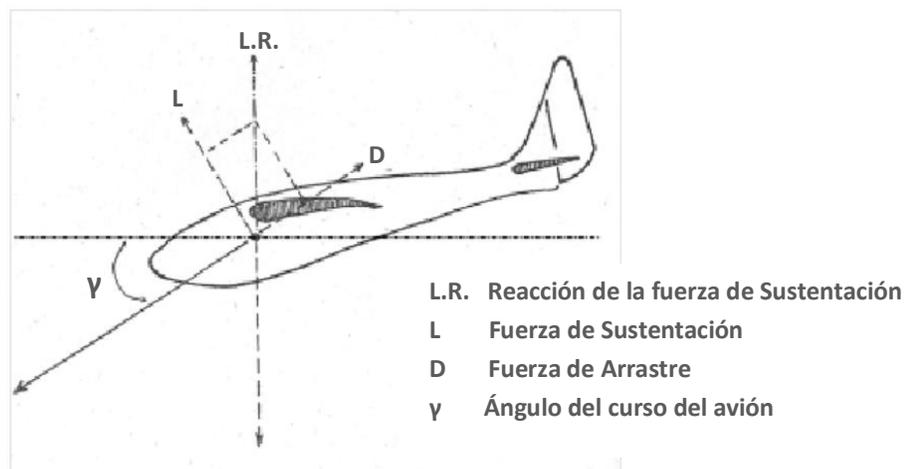


FIG. 3.1 DIAGRAMA DE VELOCIDAD CRUCERO (M. A. SITEK AND F. L. V. BLUNT , 1940)

Debido a que en este estado se va a encontrar el planeador la mayoría del tiempo, se eligió como unos de los casos de carga a estudiar en el ala. Además, en este estado fue en el que se implemento la optimización aerodinámica del perfil de ala y del controlador de altura, con esto se pudieron hacer los cálculos para la distribución de presiones en cada sección de ala que se seleccionó, las mismas que se mencionan en el capítulo anterior. Esta velocidad fue estimada a través de la literatura consultada acerca de modelos a escala de aeroplanos, la velocidad que se determino a razón de la envergadura del modelo fue de **10 [m/s]** (Simons, 1994).

Se tomo como caso de estudio la distribución de presiones a lo largo del perfil en cada sección del ala debido a que tanto como la fuerza de Sustentación como de Arrastre son consecuencia de esta. En la teoría de aerodinámica para aeroplanos se idealizan estas cargas como cargas puntuales en el Centro de Presiones para su mejor estudio y comprensión, pero en la realidad lo que provoca que la aeronave despegue y se mantenga en el aire es un cambio de presiones en la superficie del perfil, así como se explico en el capítulo anterior.

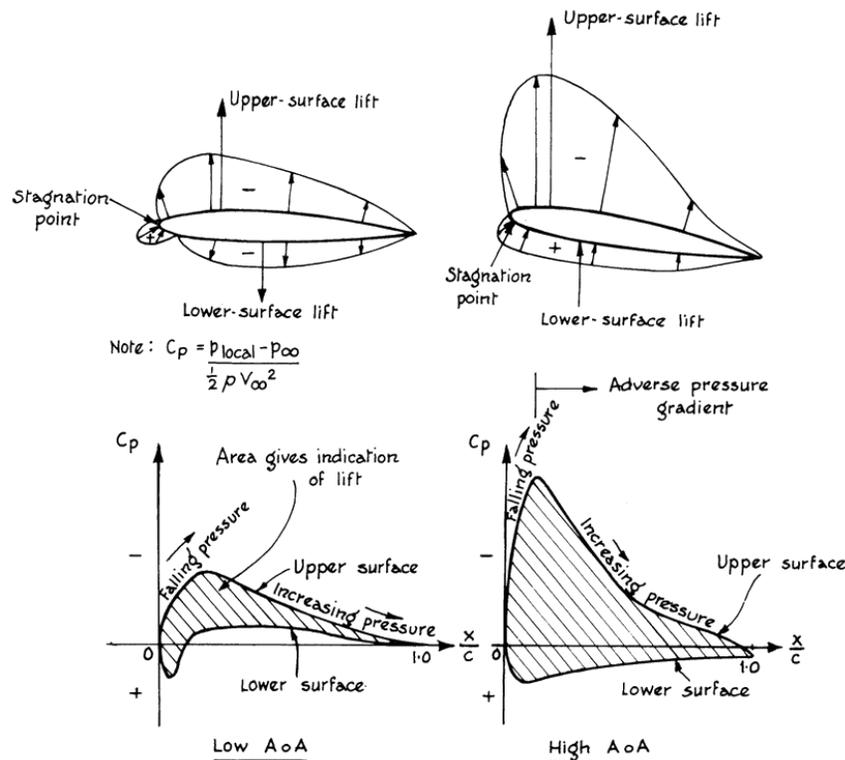


FIG. 3.2 COMPARACIÓN DE LA DISTRIBUCIÓN DE PRESIONES CON LAS FUERZAS AERODINÁMICAS

Para determinar los valores numéricos de la presión a lo largo del perfil, fue necesaria la ayuda del software XFLR5. Este software es especializado para cálculos aerodinámicos.

El ala del modelo ASK 18 tiene forma cónica con un ángulo de flecha hacia adelante, lo cual provoca que existan diferentes longitudes de cuerda del perfil a lo largo de la misma, resultando esto que cada sección del ala tenga un valor en magnitud diferente en la distribución de presiones que presenta, con el software XFLR5 se calculo para cada caso la distribución de C_p (Coeficiente de presión) en cada punto del perfil, esto de manera unidimensional, tomando como datos de entrada los números de Re en cada sección del ala (Schmidt, 1929).

Tabla 3.1 Números de Reynolds a Velocidad Crucero

		Re@10[m/s]
L0	322	210048.793
L1	303	197116.544
L2	283	184113.234
L3	263	171110.036
L4	237	154413.549
L5	223	145275.768
L6	195	126713.726
L7	166	108294.484
L8	142	92216.9009
L9	121	78957.6547

Los números de Reynolds que se muestran en la tabla anterior fueron calculados con base en la siguiente ecuación:

$$Re = \frac{Lx * V_{\infty}}{\nu} \quad (3.1)$$

donde Lx es la longitud de la cuerda para cada sección, V_{∞} es la velocidad del planeador y ν es la viscosidad cinemática del aire.

Para definir la forma geométrica del perfil se utilizaron 200 puntos, esto a razón de obtener los puntos necesarios para obtener, tanto como una buena definición de la figura del perfil, como también poder obtener una mejor relación entre los datos que se obtienen del *software* a los que se podrían presentar en un caso real.

Al estado de velocidad crucero al que se encuentra el planeador es en un valor entre el rango de 2° a 3° de ángulo de ataque, este valor varia debido a los cambios en dirección del viento y a la pericia que tenga el piloto para controlar el avión, pero en razones académicas se tomo el valor de 2.5° y así solo manejar un solo banco de datos, además los resultados entre la variación de ángulo de ataque tienen una variación menor de 5%, el cual no es significativo para la magnitud de los resultados que se obtuvieron.

Ahora se mostraran los datos de la distribución de presión para la costilla pegada al fuselaje, en la sección L0, la que se encuentra en la última posición del ala y toda la distribución visto como curvas de nivel a lo largo del ala.

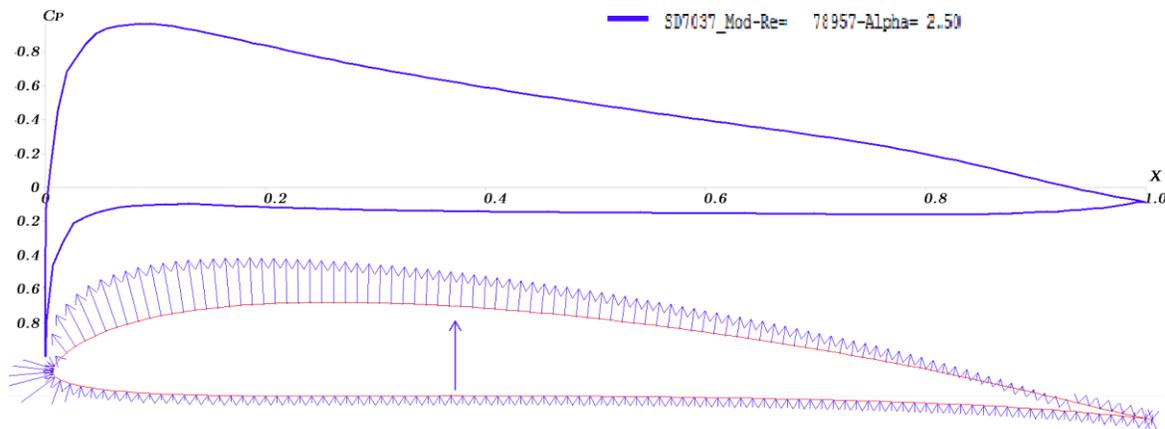


FIG. 3.3 DATOS DE LA DISTRIBUCIÓN DE PRESIONES EN CRUCERO EN LA SECCIÓN L0

El gráfico se encuentra representado en el eje de las abscisas el C_p y el de las ordenadas la cuerda unitaria del perfil X_{Chord} calculado a un número de Reynolds igual a 210.048×10^3 , posteriormente con la ayuda de la definición del Coeficiente de Presión, se obtuvo la magnitud y dirección de la presión sobre la superficie superior, como la inferior de cada sección de ala, esto es debido a que el software XFLR5 solo arroja resultados en términos a dimensionales en este tipo de análisis.

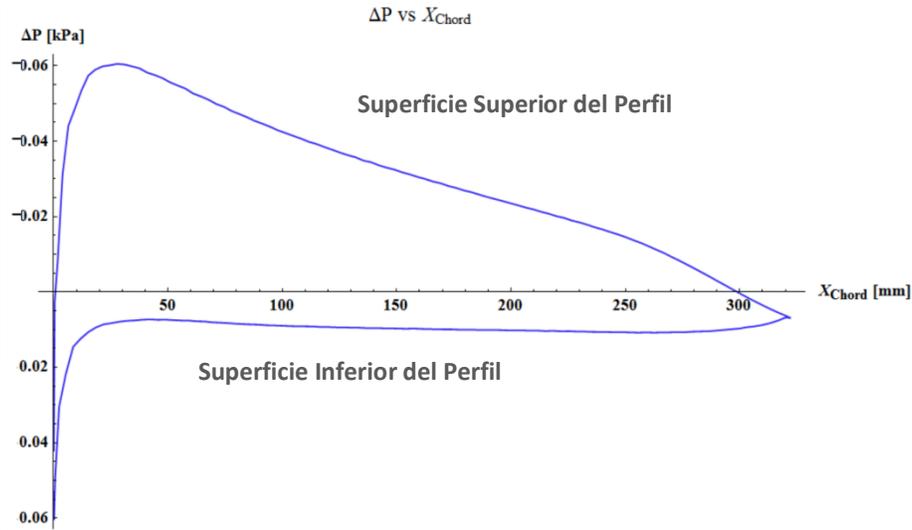


FIG. 3.4 DISTRIBUCIÓN DE PRESIONES A LO LARGO DEL PERFIL EN LA SECCIÓN L0

Este gráfico es la representación de en magnitud y dirección del caso de carga que estamos estudiando, en específico para el perfil aerodinámico utilizado, cabe remarcar que el eje de las abscisas se debe posicionar con los números negativos en el primer cuadrante ya que así se puede observar de una mejor manera el fenómeno que realiza el flujo de aire alrededor de un perfil aerodinámico, explicado a mayor detalle en la Fig. 3.2.

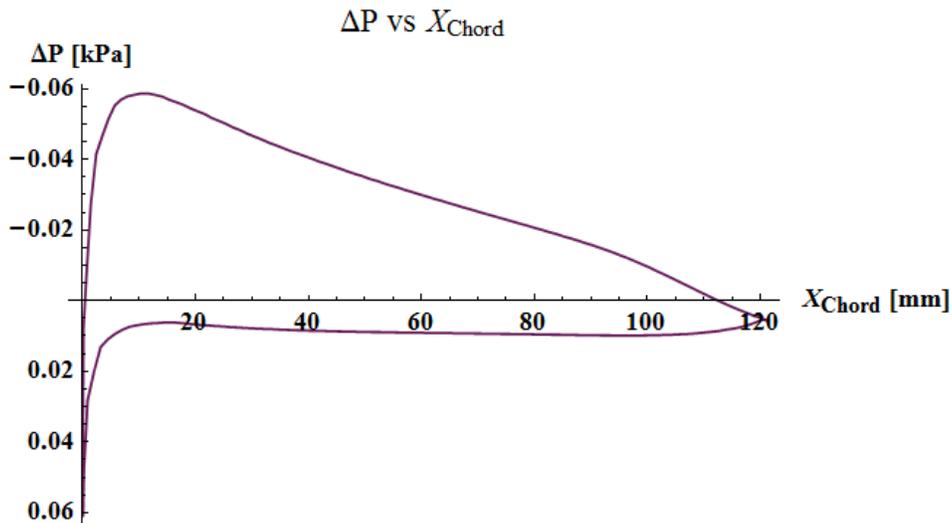


FIG. 3.5 DISTRIBUCIÓN DE PRESIONES A LO LARGO DEL PERFIL EN LA SECCIÓN L9

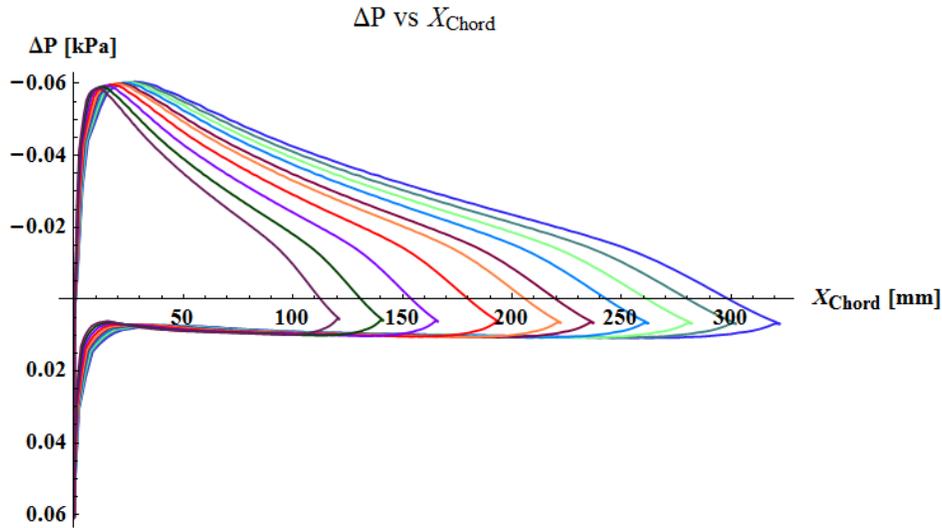


FIG. 3.6 COMPORTAMIENTO EN CURVAS DE NIVEL EN EL CASO DE VELOCIDAD CRUCERO

Como se puede observar en el gráfico anterior, el comportamiento en todas las secciones del ala es similar, solo existe una pequeña variación en magnitud entre cada una, esto resulta en una vista 3D una superficie de la carga distribuida sobre el ala. Debido que todas las secciones tienen diferentes longitudes de cuerda, esto como resultado a los diferentes números de Reynolds a lo largo del ala. En el caso de que estudiáramos un ala rectangular común, no tendríamos mayor variación a lo largo del ala veríamos la misma distribución de presiones y sería un caso uniforme de carga.

Para el análisis de este caso, debido a que se tienen los valores de presión en 200 puntos sobre las superficies del perfil para cada sección, se tomaron dos aproximaciones para simular el fenómeno verdadero. El primer acercamiento fue tomar una presión homogénea sobre el perfil en cada sección, calculando para esto la presión promedio de todos los valores calculados tanto de la superficie superior como también para la superficie inferior. En la imagen siguiente se muestra el gráfico de la presión en la sección de ala más cercana al fuselaje L0, este procedimiento se hizo en todas las secciones del ala que son casos de estudio, en la cual la sección sombreada en color naranja representa la presión promedio de la superficie superior, y la sección sombreada en color lila es la presión perteneciente a la superficie inferior.

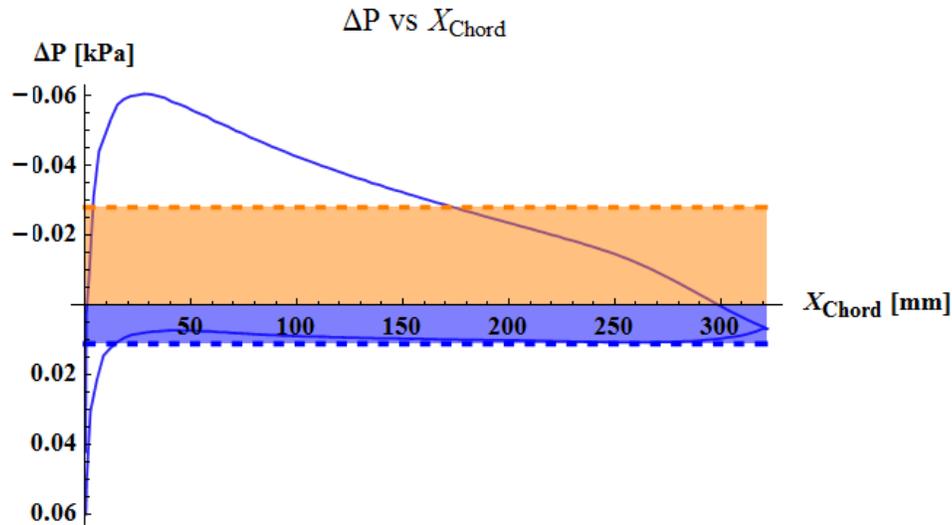


FIG. 3.7 PRESIÓN HOMOGÉNEA EN LAS SUPERFICIES DEL PERFIL

Posteriormente, para tener un acercamiento mayor a la condición de solicitaciones reales al caso de carga a velocidad crucero que estamos considerando ahora, se dividieron las superficies del perfil en cinco zonas, cada una tendrá una presión promedio local homogénea en esa área y con esto lograr una mejor aproximación al caso real.

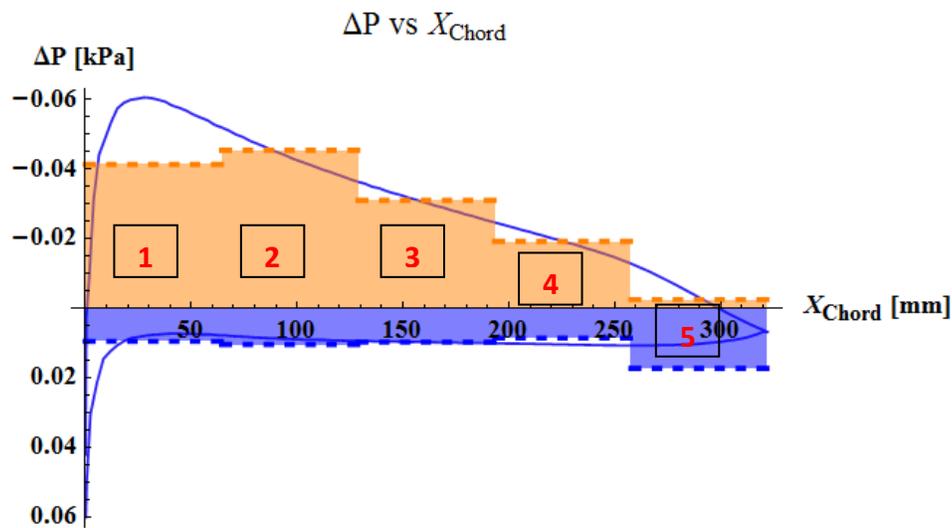


FIG. 3.8 PRESIÓN HOMOGÉNEA DIVIDIDA EN 5 SECCIONES DE LAS SUPERFICIES DEL PERFIL, SECCIÓN L0

En la imagen de arriba se muestran las secciones de perfil y la presión correspondiente a esa zona. Después de analizar el comportamiento de la presión homogéneamente y probar con diferentes de secciones divididas en la superficie del

perfil se llegó a tomar cinco como decisión final ya que no se presentaba un mayor cambio al utilizar un mayor número de secciones, además de representar mayor tiempo en la configuración de las condiciones de frontera en la aplicación del Método por Elementos Finitos.

3.2 VELOCIDAD EN STALL

La condición para que un aeroplano se mantenga en el aire o que simplemente despegue es que las alas generen suficiente fuerza de Sustentación a un determinado ángulo de ataque, aunado a esta definición existe un estado crítico en el cual el ángulo de ataque crece, a cierto punto donde la fuerza de Sustentación comienza a decrecer. El ángulo en donde esto ocurre es el *ángulo de ataque crítico*, éste ángulo crítico es dependiente de la geometría del perfil, la superficie alar, configuración de las alas y otros factores del aeroplano el cual se esté analizando. Este ángulo de ataque se encuentra en un rango de 8° hasta 20° grados según las características antes mencionadas además del flujo de aire y velocidad del mismo al que se encuentre. El ángulo de ataque crítico es el punto en el cual las alas del aeroplano generan la máxima cantidad de fuerza de Sustentación, cuando este ángulo se sobre pasa la fuerza de sustentación comienza a caer dramáticamente hasta llegar a ser nula en muy poco tiempo.

Dependiendo en el diseño del aeroplano, Stall puede exponerse a propiedades extremadamente adversas de balance y control, en especial en prototipos y en modelos.

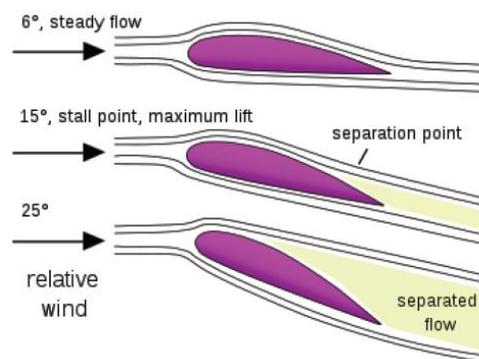


FIG. 3.9 PUNTO DE STALL, MÁXIMA SUSTENTACIÓN

En un aeroplano con ala fija puede entrar en la condición de Stall en cualquier momento, en cualquier maniobra de cabeceo de la nariz o a cualquier velocidad, sin embargo mayormente el estado de Stall se encuentra presente en las maniobras de despegue y de aterrizaje, debido a la baja velocidad que estos presentan y por ende se necesita un mayor ángulo de ataque para crear la suficiente fuerza de Sustentación para elevar el aeroplano o para lograr un aterrizaje suave y preciso.

La condición de Stall no depende directamente de la velocidad del aeroplano. No obstante, a una velocidad menor se requiere de un ángulo de ataque más pronunciado para producir la fuerza aerodinámica equivalente a que si el aeroplano viajara a mayor velocidad. Así como la velocidad del avión decrece, en algún momento el ángulo de ataque requerido se acercará al ángulo de ataque crítico, a esta velocidad alcanzada se le llama *velocidad de Stall*, un avión viajando a esta velocidad no puede elevarse, y un avión volando a una velocidad mayor no puede para de descender. A cualquier intento de incrementar el ángulo de ataque sin incrementar la velocidad, resultara en estado de Stall.

Como se menciona en los párrafos anteriores, el estado de ángulo de ataque crítico y velocidad de Stall son críticos en el diseño de un aeroplano, ya que conllevan a esto de mayor magnitud de sollicitaciones a las alas, es por esa razón por la cual se decidió estudiar este caso de carga, además del citado anteriormente como parámetros de diseño de las alas para el modelo ASK 18.

Para el cálculo de este estado de vuelo se necesitó de los datos del C_L y C_D , del caso del ala en 3D, ya que como se menciono anteriormente la condición que estamos estudiando depende tanto del perfil aerodinámico utilizado en el ala, como también de la geometría de la misma. Estos datos de los coeficientes de Sustentación y de Arrastre en 3D fueron calculados con la ayuda del software XFLR5, estos datos son necesarios para poder calcular el grafico de la polar de velocidades del modelo ASK 18 y con esto poder determinar por un lado el ángulo de ataque mínimo al punto de Stall, tanto como la velocidad de Stall para conseguir los valores de entrada de este estado de vuelo.

Para lograr esto se dibujo el ala en al software XFLR5, con las medidas mencionadas en el capitulo anterior, y teniendo como datos de entrada un rango de números de Reynolds del 50×10^3 al 230×10^3 de 5×10^3 en 5×10^3 , esto para poder tener un rango de datos con los cuales el software pueda calcular los datos en 3D ya que lo único que sabemos con certeza acerca de este modelo de aeroplano es la velocidad crucero, así que partir de esta nos basaremos para poder calcular el caso de Stall,

Con los datos que se obtuvieron del programa se pude calcular la velocidad de planeo y de pique del planeador, las cuales al ser graficadas se obtiene un mapa de velocidades a diferentes casos.

La siguiente imagen explica el triangulo de velocidades de un avión en condición de planeo, posteriormente se mostraran las ecuaciones para calcular las velocidades antes mencionadas.

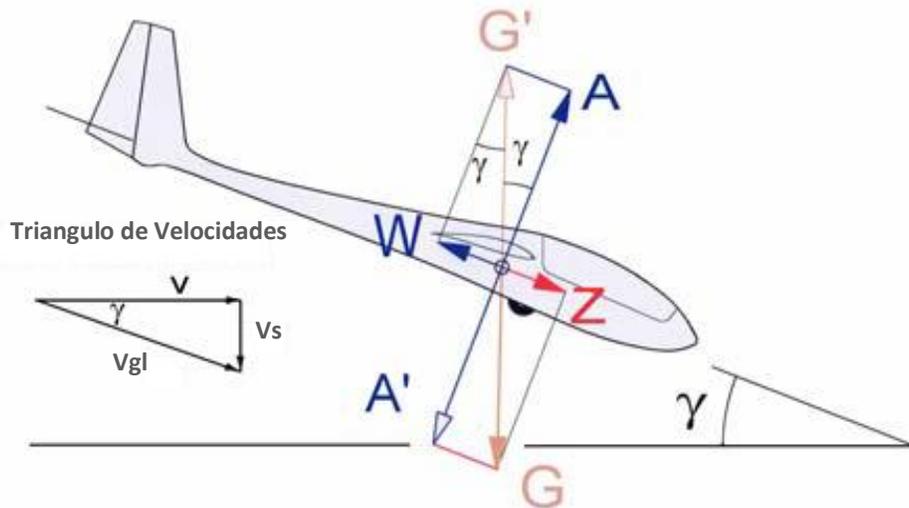


FIG. 3.10 TRIANGULO DE VELOCIDADES

La imagen anterior muestra cuando un avión se encuentra en maniobra de descenso, como se menciono anteriormente la condición de Stall puede ocurrir al momento de despegue o al aterrizaje, en estas dos circunstancias la velocidades de vuelo son similares, es por eso que para aplicar la rutina de optimización se recurrió solo a tener el caso de ir en despegue, ya que es en donde se crea la mayor fuerza

de sustentación, en comparación con la maniobra de aterrizaje. Las ecuaciones para poder calcular las velocidades características de V_s y V_{gl} son las siguientes.

$$V_s = \frac{C_D}{C_L^{3/2}} \sqrt{\frac{2 * m * g}{\rho * S}} \quad (3.2)$$

$$V_{gl} = V_s \frac{C_L}{C_D} \quad (3.3)$$

Donde, tanto en la velocidad de planeo, como en la velocidad de pique respectivamente el C_D es el coeficiente de Arrastre, el C_L el coeficiente de Sustentación, m es la masa del avión, g es la aceleración de la gravedad, ρ es la densidad del aire y S es la superficie alar (Cadete, 2011).

De estas ecuaciones se determinó el gráfico de la polar de velocidades, de donde se obtuvo que la velocidad de Stall se encuentra alrededor de **8.081 [m/s]** y el ángulo donde aparece la condición de punto de Stall es a los 10° de ángulo de ataque.

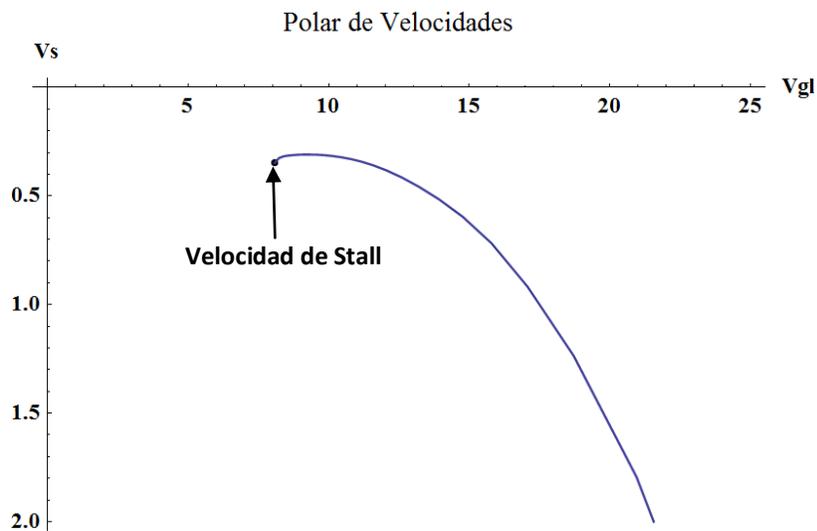


FIG. 3.11 POLAR DE VELOCIDADES

El punto señalado en la polar de velocidades, representa la velocidad en la condición de Stall, éste se identifica como el punto más bajo de la grafica, debido a que fue calculado con el ángulo de ataque mayor posible para calcular los coeficientes de C_L y de C_D del ala completa.

De igual manera que en el caso de velocidad crucero, se cálculo el número de Reynolds a esta velocidad para cada sección de interés del ala y a partir de estos números característicos del sistema se precedió a calcular la distribución de presiones en cada sección de ala. Se mostrara tal cual como en el caso anterior, la sección del ala más cercana al fuselaje y la representación en curvas de nivel para este caso de carga.

Tabla 3.2 Números de Reynolds a Velocidad en Stall

		Re@8[m/s]
L0	322	168039.034
L1	302	157693.235
L2	282	147290.587
L3	262	136888.029
L4	237	123530.839
L5	222	116220.614
L6	194	101370.981
L7	166	86635.5873
L8	141	73773.5207
L9	121	63166.1238

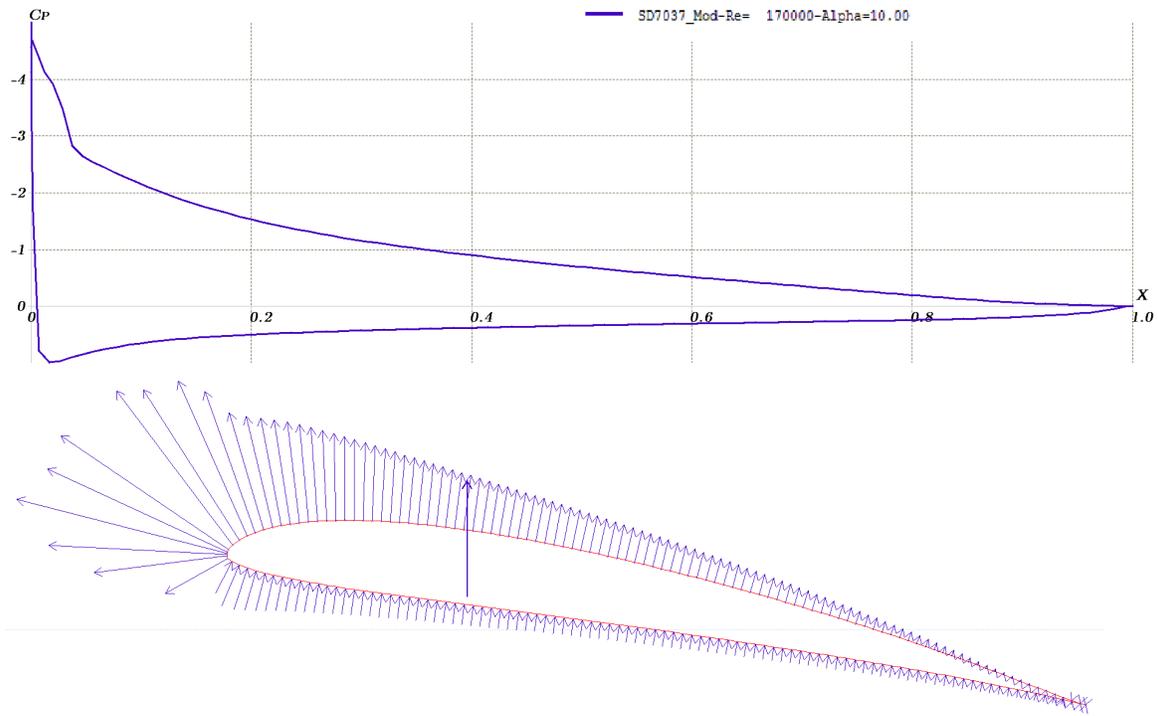


FIG. 3.12 DATOS DE DISTRIBUCIÓN DE PRESIONES EN ESTADO DE STALL PARA LA SECCIÓN L0

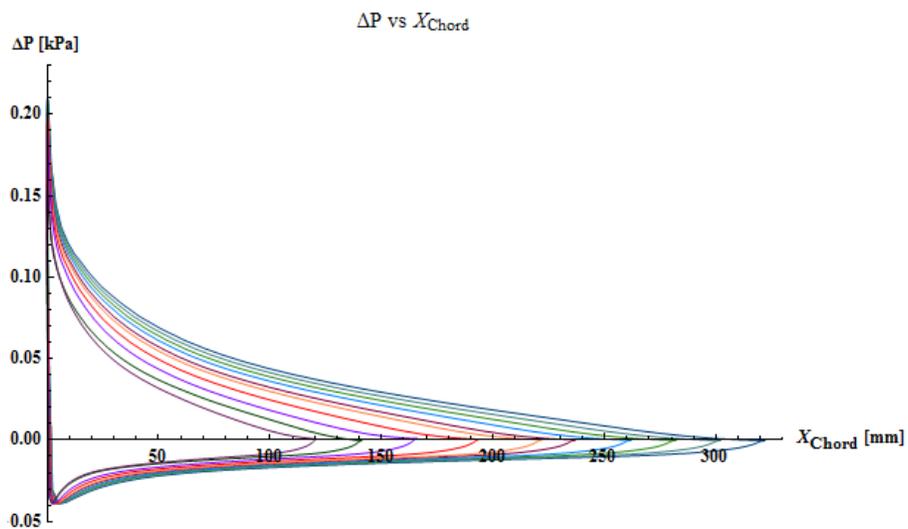


FIG. 3.13 COMPORTAMIENTO EN CURVAS DE NIVEL PARA VELOCIDAD EN CONDICIÓN DE STALL

Como podemos apreciar en las imágenes, el comportamiento de la distribución de presión es totalmente diferente que en el caso de velocidad crucero, debido a que en la condición de Stall se genera más fuerza de Sustentación, así como se explicó al principio de este apartado.

Tal cual como en el caso anterior, se tomaron dos subcasos carga el de la Presión homogénea promedio para cada superficie de las secciones de ala que se señalaron en el primer apartado del capítulo, la cual se representa en la imagen siguiente.

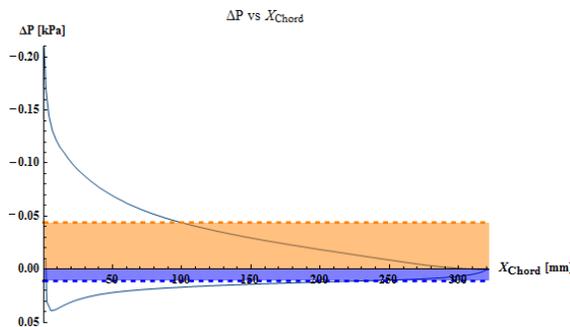


FIG. 3.14 DISTRIBUCIÓN DE PRESIÓN HOMOGÉNEA EN LA SECCIÓN L0

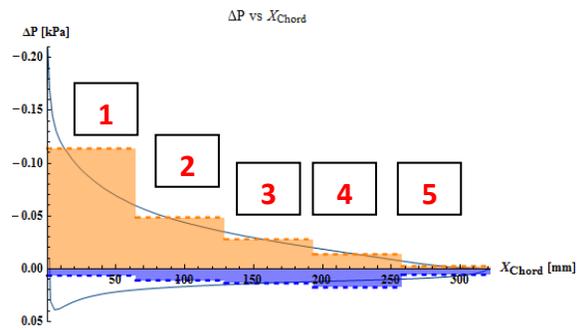


FIG. 3.15 DISTRIBUCIÓN DE PRESIONES DIVIDIDA HOMOGÉNEAMENTE EN 5 SECCIONES

El otro subcaso fue la división en cinco secciones de las superficies superior e inferior para cada sección del ala, la figura 3.15 muestra el ordenamiento de presiones anteriormente explicado.

Los casos de carga definidos en este capítulo, son las condiciones en las cuales el aeroplano debe presentar su mejor funcionamiento y desempeño, por lo tanto es de mucha importancia tomarlas en cuenta en cualquier diseño, ya sea un aeroplano dedicado a aerodelismo o ya sea para un avión comercial. No obstante, también se deben tomar en cuenta los objetivos específicos para cada aeroplano, por ejemplo en este caso debido a que es un planeador deportivo, es importante que se mantenga el mayor tiempo posible en el aire.

4. OPTIMIZACIÓN

El principio básico de optimización es encontrar la mejor solución posible bajo ciertas circunstancias (Singiresu, 1996). En este capítulo se presentarán tanto como algunos aspectos y conceptos básicos acerca de optimización estructural, como también la configuración de la rutina de optimización topológica que se elaboró en el software HyperMesh con el apartado de Optistruct.

4.1 TIPOS DE OPTIMIZACIÓN

4.1.1 OPTIMIZACIÓN DE TAMAÑO

Este tipo de optimización es la más simple de la optimización estructural. La geometría de la estructura es conocida y el objetivo es ajustar el tamaño y medidas de cada componente de la estructura. En este caso como variables de diseño se tienen las medidas de los elementos estructurales (Klarbring, 2009), como por ejemplo el diámetro de tubo o espesor de pared de una viga, etc.

4.1.2 OPTIMIZACIÓN DE FORMA

Así como en la optimización topológica de la estructura es conocida con anterioridad cuando se utiliza optimización de forma; esta optimización no resultara en nuevos barrenos o nuevos cuerpos separados en el diseño. El cambio al momento de ejecutar la optimización de forma se verá reflejado a lo largo del espesor de los miembros estructurales, el diámetro de los barrenos, el radio de los filetes y en otras medias geométricas del diseño propuesto. La diferencia fundamental de la optimización de forma en comparación con la optimización topológica y de tamaño, es que en lugar de solo tener una sola variable de diseño, se pueden utilizar diferentes variables de diseño en la forma, de tal manera que se verán afectados varios elementos.

4.1.3 OPTIMIZACIÓN TOPOLÓGICA

La manera más general de optimización estructural es la optimización topológica. Así como las maneras de optimización antes mencionadas, la optimización topológica tiene el propósito de encontrar una distribución de material, la cual resulta en una forma y tamaños no son conocidos, es decir los parámetros geométricos no están definidos en este punto (Choi, 2005).

Del dominio de diseño dado, el propósito es encontrar una distribución de material óptima. Para resolver este problema, este es discretizado con la ayuda del método por elementos finitos. El resultado de este problema es separar qué elementos finitos representan material necesario para el diseño y cuáles no. Los resultados de un problema llamado 0-1, es decir si los elementos existen o no, en el cual es un integrador del problema para dos diferentes estados para cada elemento, a esto se le llama topología ISE (siglas en inglés **I**sotropic **S**olid or **E**mpy elements).

La siguiente imagen ayudara a una mejor explicación acerca de los tipos de optimización estructural que existen.

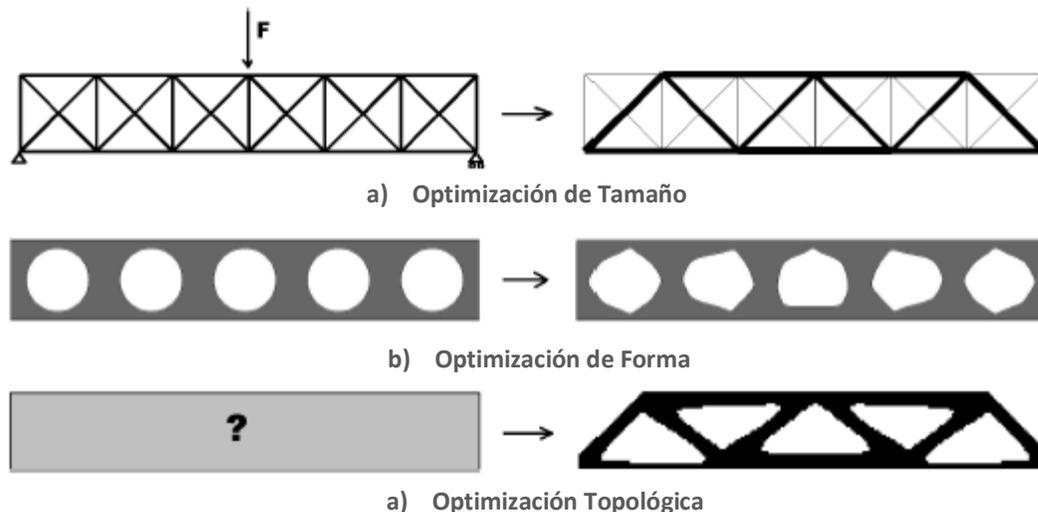


FIG. 4.1 TIPOS DE OPTIMIZACIÓN ESTRUCTURAL (OLANSON, 2010)

Las dos estrategias principales para la solución de estos problemas de optimización con un ISE es con los métodos de densidad y homogeneización; existen otras

metodologías con ayuda de los algoritmos ESO, pero estas no conciernen a este trabajo (Soboyejo, 2007).

- **Método de Densidad**

Para esta metodología se simplifica al establecer un valor de la densidad de cantidad de material entre 0 y 1, por ejemplo de 0% a 100% de densidad. Al hacer esta simplificación es posible usar un gradiente basado en los métodos de optimización para encontrar el mínimo de la función objetivo, la variable de diseño del problema de optimización es la densidad, la cual es una función que varía a lo largo del dominio de diseño. En la práctica esta metodología pudiera entenderse físicamente para un problema en 2D como la variación de espesores a lo largo de una placa de material.

- **Método de Homogeneización**

La idea principal de este método es que la densidad de cantidad de material introducida es representada esta como microestructura del material. Esto dirige al material hacia un material compuesto por un número infinito de huecos infinitamente pequeños y debido a esto se puede tener una variación de densidad de material en un rango entre 0% a 100%, algunos tipos comunes de microestructura utilizada son sólidos con huecos rectangulares o cuadrados y microestructura laminada. Al tener esta microestructura se puede calcular numéricamente la elasticidad de cada celda mediante la utilización del método por elementos finitos.

La optimización se realiza al igual que el método de densidad a partir del uso de algunos criterios, por ejemplo el esfuerzo de von Mises, para eliminar iterativamente elementos que no tengan mayor relevancia para el dominio de diseño, según al caso de solicitaciones en el que se encuentre (Huang, 2010).

4.2 OPTIMIZACIÓN TOPOLOGICA DEL ALA PARA EL PLANEADOR A ESCALA ASK 18

El *software* de mayor importancia para este trabajo fue Hypermesh como preprocesador para discretizar el problema de optimización, utilizando sobre todo la paquetería de optimización Optistruct, con la cual se llevaron a cabo la rutinas de optimización para el diseño de las costillas para las ala del planeador a escala ASK 18, seguido por HyperView para visualización y evaluación de resultados.

A continuación se mostrará una vista esquemática de cómo se llevó a cabo el flujo de trabajo con este software.

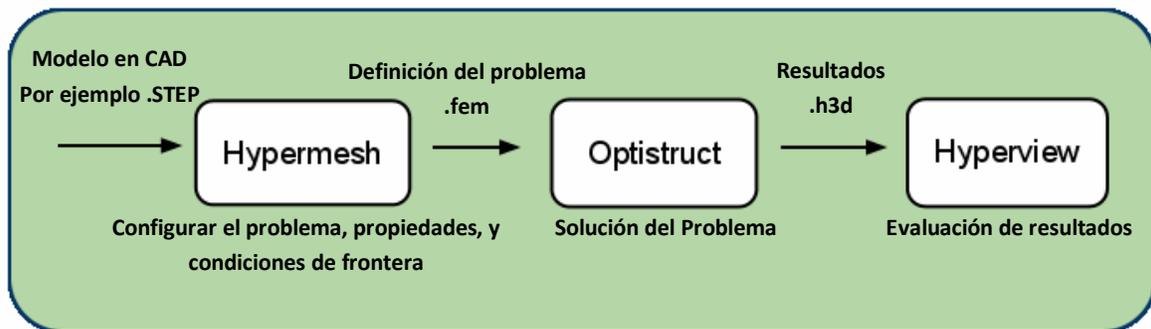


FIG. 4.2 VISTA GENERAL DEL FLUJO DE TRABAJO (OLANSON, 2010)

La paquetería de optimización Optistruct utiliza el método de homogeneización para realizar optimización estructural, resolviendo el problema de minimización de Compliance, función inversa a la rigidez de la estructura, o de las frecuencias principales como funciones de objetivo de optimización.

Para el caso de optimización que se realizó, se llevaron a cabo los siguientes pasos, los cuales son necesarios para cualquier análisis de optimización (Klarbring, 2009):

- Modelar en CAD
- Crear el modelo FE
- Definir las variables de diseño
- Definir objetivos de optimización
- Definir restricciones y/o respuestas

Para la realización del primer punto, con ayuda del software de diseño CATIA, se realizó el modelo las costillas que conformarían al ala. Este modelo sigue las secciones y medidas que se mostraron en los capítulos anteriores, además se eligió un medio de conexión entre las costillas y de sujeción con el fuselaje.

Como primera interacción se modeló un ala completamente sólida, marcando las zonas de las secciones en las cuales serían las posiciones para las costillas.

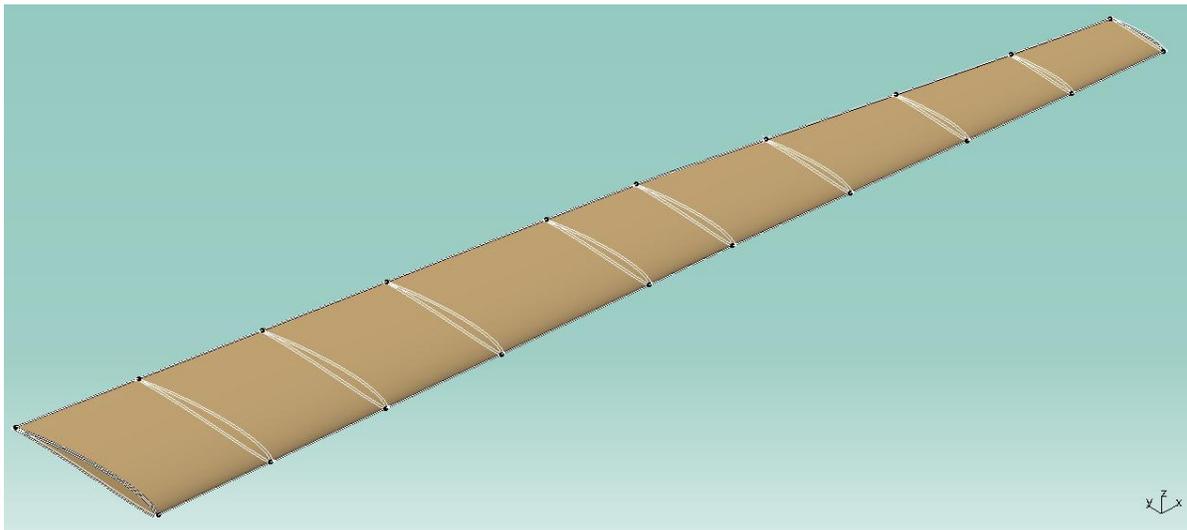


FIG. 4.3 MODELO CAD SÓLIDO DEL ALA

Este modelo se eligió sólido para poder al final obtener una geometría tanto como en las costillas como para la conexión entre ellas. Después se procedió a la realización del modelo por elementos finitos, y debido a los requerimientos de la geometría del ala, los elementos de la malla para el modelo por elementos finitos, se complicaba el modelo al obtener demasiados elementos, por lo tanto este problema sale un poco de los alcances de optimización topológica y se convierte en un problema de recursos computacionales.

Así que se tomó como siguiente iteración, atacar el problema con elementos 2D tipo Cascaron otorgándoles un espesor de 2[mm], en lugar de elementos sólidos represento una mejor opción, los cuales representan una muy buena aproximación al caso real, de la misma manera se modeló la superficie que recubre al ala. Para esta segunda iteración se eligió una sujeción por un lado para conectar todas las

costillas entre sí, y por el otro lado conectar el ala con el fuselaje, este componente se modeló como un elemento 1D tipo Viga.

A partir del estado del arte que se realizó, se tomó en cuenta solo contar con una sola viga en lugar de dos, y con esto poder reducir peso en el ala y logrando que las costillas tengan un rol más importante estructuralmente hablando, debido a que la misma estructura de las costillas deben de resistir el par ocasionado por las fuerzas aerodinámicas, haciendo estas costillas importantes para la rigidez torsional de toda la estructura del ala.

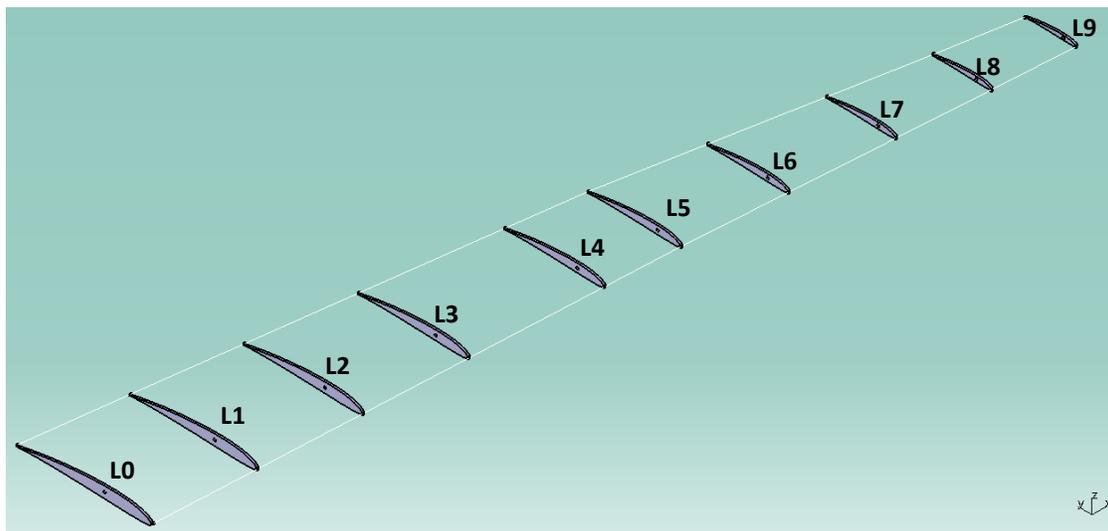


FIG. 4.4 MODELO CAD PARA ELEMENTOS CASCARÓN DEL ALA

A partir del modelo anterior se elaboró el modelo por elementos finitos, obteniendo elementos tipo cascarón para cada costilla que representa al ala.

Para el segundo punto, se realizó el modelo en elementos finitos con ayuda del software HyperMesh, en el cual se obtuvo una superficie media para cada costilla, y se creó la superficie superior e inferior de los perfiles, para que sobre de estos se pudieran aplicar las cargas calculadas en el capítulo anterior.

La malla utilizada para el modelo en FE fue con elementos combinados, es decir una malla con elementos TRIAS y QUADS a lo largo de la superficie del perfil de cada costilla, estos elementos tienen un tamaño de 0.3 [mm]. Este tamaño de malla fue elegido de manera que representara de mejor manera la geometría de los elementos estructurales, en este caso las costillas, y después de la metodología de optimización

se lograra una geometría con mejor definición, ya que como podemos recordar la decisión de los elementos que permanecen en el área de diseño y los que no, se hace por la comparación de cada elemento finito que se conforme al modelo.

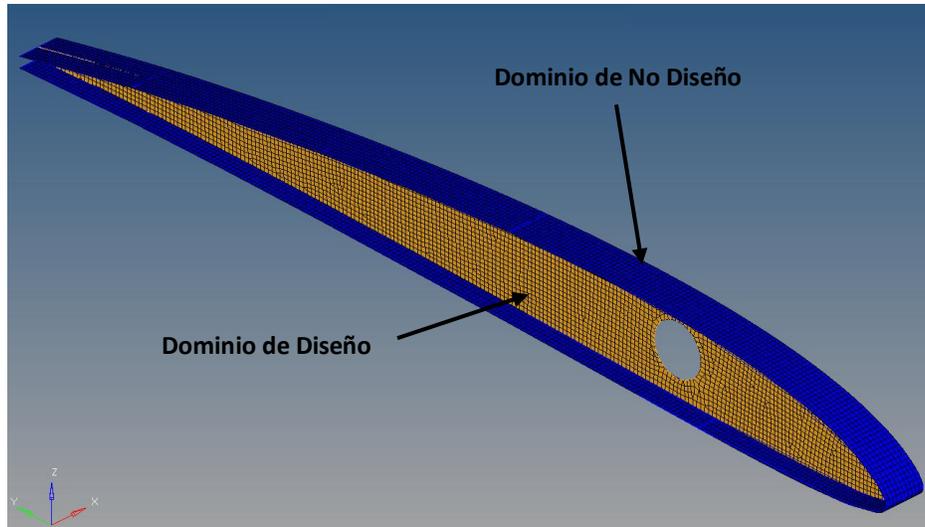


FIG. 4.5 MALLADO DE LA COSTILLA L9

La imagen anterior representa la costilla más alejada al fuselaje, aquí se puede observar que el tamaño de malla está justificado con respecto a las dimensiones de esta costilla, en este caso representa las costilla más pequeña de todas.

El siguiente paso que se realizó fue la definición de las variables de diseño, las cuales fueron la *Compliance* y Fracción de volumen por cada costilla, debido a que con esta metodología se busca encontrar un patrón estructural, el cual se debe mantener ligero y rígido, por lo tanto al minimizar estas dos funciones, donde la *Compliance* al ser inversamente proporcional a la rigidez y al mantener como límite un factor de fracción de volumen restante del diseño propuesto se puede lograr una nueva propuesta al diseño, las cuales se buscó minimizar para poder obtener un pre-diseño que cumpla todos los requerimientos para tener un buen desempeño para las condiciones de uso que tiene este planeador.

Para la siguiente fase de la configuración de la metodología de diseño para ese proceso, se definieron dominios de diseño y no diseño, es decir, se eligieron los componentes a los cuales se les aplicarían las funciones de diseño. El dominio de diseño para este caso fue el cuerpo de las costillas (la zona de color amarillo en la

imagen anterior) y el dominio de no diseño fue colocado como la superficie plástica que cubre al ala (la zona de color azul en la imagen anterior).

Para la fase final del proceso de configuración, se definieron las condiciones de frontera, con las cuales podríamos tener el problema de optimización completamente definido y listo para su ejecución.

Las condiciones de frontera esenciales fueron los casos de carga que se calcularon y mostraron en el capítulo anterior, estas cargas fueron aplicadas sobre el dominio de no diseño, es decir, sobre toda la superficie que cubre al ala tanto en la parte superior como inferior.

Después de esto, se definieron las condiciones de contorno naturales, donde se tomaron dos casos, el primero fue una condición de restricción de desplazamiento y giro en todas las direcciones en la costilla más cercana, debido a que ahí es en donde se encuentra la sujeción entre la misma ala y el fuselaje; y en el otro caso se restringieron los desplazamientos y giros en todas las costillas, la razón de este caso se explicará detalladamente más adelante. Para conectar al modelo las condiciones que se acaban de explicar, se utilizó un elemento RB2, el cual cuenta con una rigidez infinita, por lo tanto así como las cargas o las restricciones que se le asignen se transmitirán enteramente a los nodos a los que esté conectado, en este caso a los que definen la sujeción en cada costilla.

Como parte de la configuración de esta metodología también se debe elegir un material, esto ya que el algoritmo de decisión de optimización topológica requiere de la densidad del material para determinar qué elementos permanecerán en el ordenamiento del nuevo diseño. Los materiales que se seleccionaron para llevar a cabo este proceso para el dominio de diseño fueron polímeros, con los cuales fuera posible la manufactura por impresión 3D, ya que se espera que la estructura topológica que dé como resultado sea complicada de manufacturar con otro tipo de método. En la siguiente tabla se muestran los polímeros y sus propiedades mecánicas.

Tabla 4.1 Materiales Utilizados para el dominio de No Diseño

Material	ABSplus	PC	ABS-PC
Densidad [g/cm ³]	1.04	1.20	1.10
Módulo de Elasticidad [GPa]	2.265	2.0	1.72
Esfuerzo Último [MPa]	36.0	52.0	30

Para los otros componentes que representan todo el sistema de las alas del planeador, refiriéndonos al elemento de sujeción que conecta a todas las costillas y la superficie que cubre al ala, también se eligieron polímeros para seguir con el concepto de bajar el peso del sistema. Los materiales que se eligieron para los componentes antes mencionados se enlistan en la siguiente tabla:

Tabla 4.2 Materiales para Superficie del Ala y para el Elemento de Sujeción

Material	PP	Nylamid
Componente	Superficie del Ala	Elemento de Sujeción
Densidad [g/cm ³]	0.910	1.16
Módulo de Elasticidad [GPa]	1.31	2.23
Esfuerzo Último [MPa]	40.0	-

5. RESULTADOS Y DISCUSIÓN

A continuación se mostrarán los resultados de la optimización topológica a los que convergió el método con la configuración que se mencionó en el capítulo anterior.

La primera configuración para la optimización estructural se realizó con el material ABSplus, con el primer caso de solo tener restricción de movimiento en la costilla más cercana al fuselaje simulando así una condición de empotramiento. Como resultado de esta iteración se tiene lo siguiente.

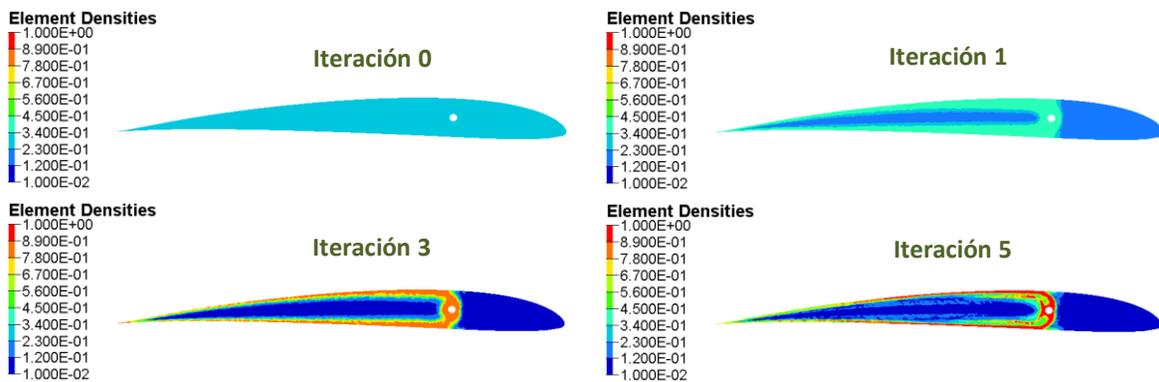


FIG. 5.1 1° ITERACIÓN DE LA COSTILLA L0

Como se puede observar con estas tres costillas, que es la más cercana al fuselaje, conforme avanzan las iteraciones y justo al momento de converger el método de optimización se dibuja un patrón en cada costilla en forma de C inversa, este patrón se encuentra con una mejor definición en la iteración 5, la iteración final. Sin embargo, este patrón topológicamente estructural pierde su continuidad y a partir de la costilla L3 empieza a difuminarse el patrón topológico y los elementos empiezan a posicionarse aleatoriamente, de tal modo que no se logra distinguir ningún patrón estructural.

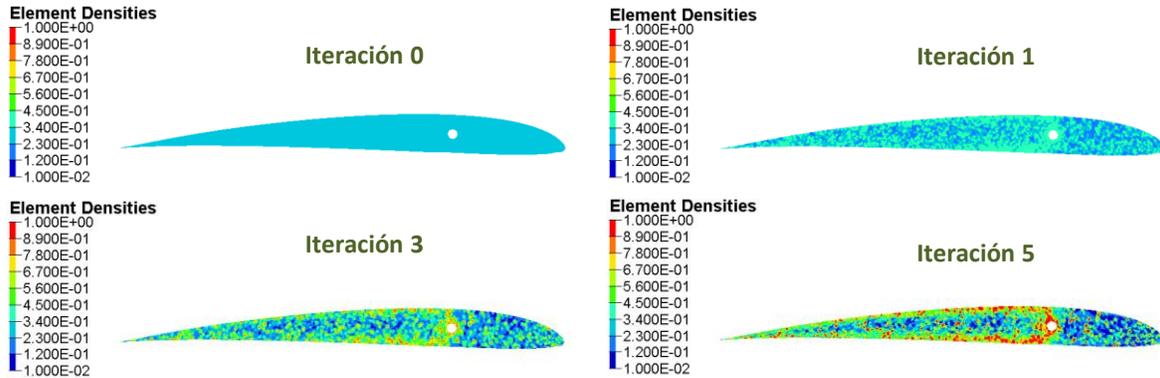


FIG. 5.2 1° ITERACIÓN COSTILLA L3 A LA MITAD DEL ALA

En las costillas subsecuentes se logra aun apreciar el mismo fenómeno, el cual se presentó para todos los casos de carga.

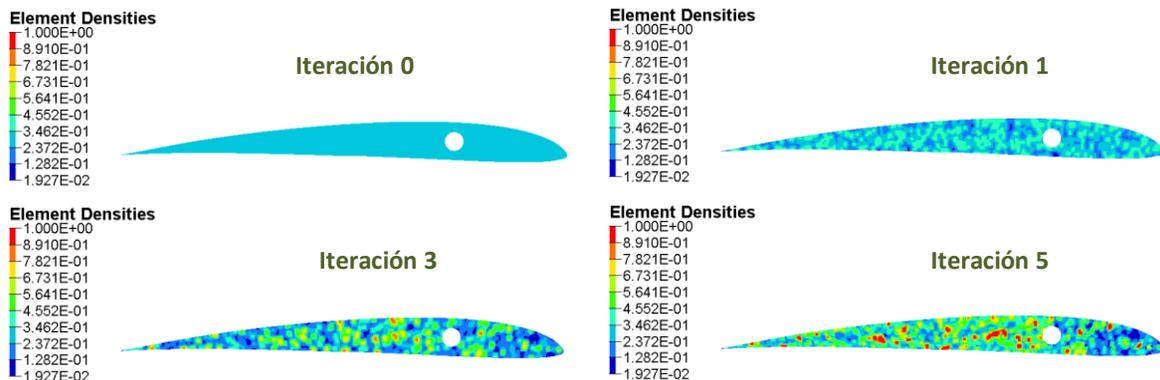


FIG. 5.3 1° ITERACIÓN DE LA ÚLTIMA COSTILLA L9

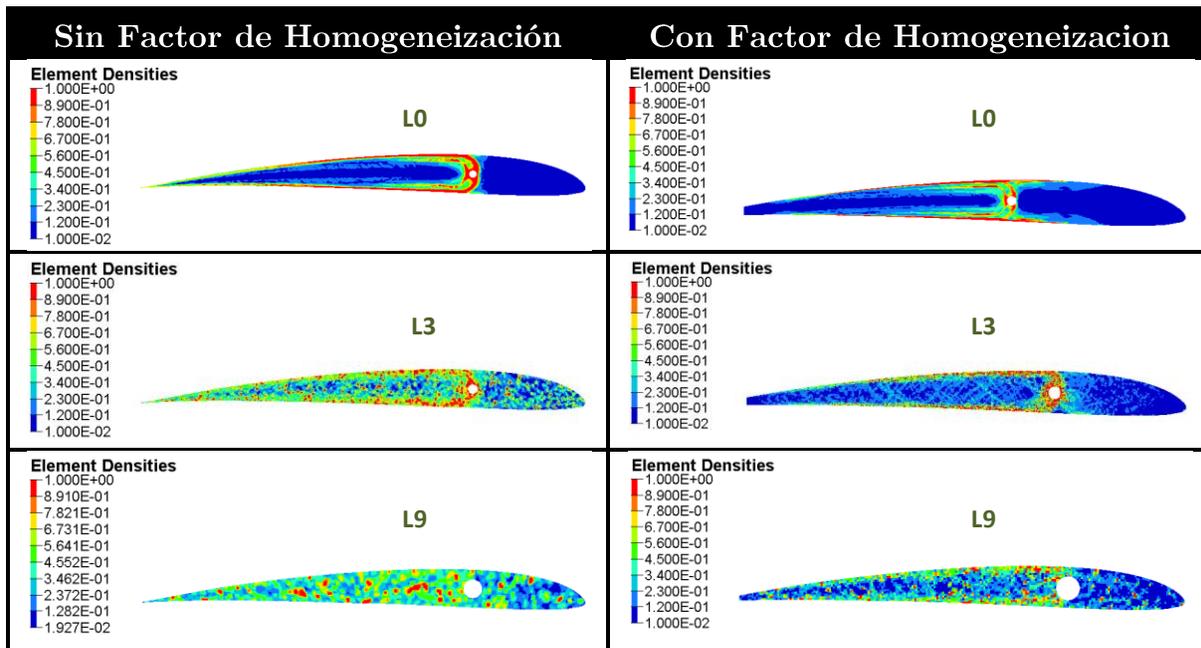
Este fenómeno se produce debido a que la única restricción de movimiento se encuentra en la primer costilla del ala y todas las demás se encuentran libres, todo el sistema comienza a comportarse como una viga en cantiléver, de modo que solamente las primeras costillas presentan esfuerzos y deformaciones a causa de las cargas a las que se encuentra sometido el sistema completo del ala. Debido a lo anterior, las otras costillas, a partir de la costilla L3, se comportan como un cuerpo rígido ya que solamente se desplazan siguiendo el movimiento permitido por el elemento de sujeción, producido por las fuerzas.

Aunque en las costillas finales del sistema no se presenta un patrón estructural debido a la optimización topológica, se observa que existe un patrón de optimización de tamaño, ya que el resultado obtenido la misma distribución de

material a lo largo de las costillas, pero con un adelgazamiento en el espesor de las mismas, alrededor de un 50% de adelgazamiento de las costillas.

Esta primera iteración se realizó con el caso de carga de velocidad Crucero con la carga de presión homogénea sobre las superficies superior e inferior para cada sección del ala, en las iteraciones posteriores, se aplicó un criterio de homogeneización de la densidad de cada elemento, para obtener un mejor promedio de los elementos finitos restantes más cercanos a la solución y los que queden dispersos definirlos de una mejor manera como espacio vacío y así poder tener una superficie optimizada con trazos más definidos y así poder obtener una propuesta de diseño más cercana a la estructura topológicamente optimizada.

Tabla 5.1 Comparación entre la Optimización antes y después del Factor de Homogeneización



Aplicando el factor antes mencionado, se puede apreciar que los resultados convergen a un patrón con más definición que el de la iteración anterior, no obstante, debido a la que este modelo al comportamiento de una viga en cantilever, en las últimas costillas siguen sin tener la definición esperada.

Para las siguientes iteraciones, ya con la modificación del factor de homogeneización, se comenzó con el caso de carga para velocidad Crucero y

velocidad en Stall con la presión homogénea, cada uno por separado ya que estos estados nunca sucederían al mismo tiempo en un vuelo normal. Cada uno de estos casos se utilizó como objetivo de optimización maximizar la rigidez de la estructura del ala con relación al caso de carga único que presenta, ya sea presión a velocidad Crucero o en Stall.

De igual manera se realizó el siguiente caso carga cuando la presión dividida homogéneamente en 5 secciones de las superficies del perfil, cada sección con una distribución homogénea de magnitud diferente, siguiendo el comportamiento de la distribución de presiones real a la que está expuesta el ala, obteniendo así un mejor acercamiento a la realidad.

Se puede observar que al contrario de las iteraciones anteriores las costillas ubicadas en la mitad para formar el ala, ya cuentan con mejor definición del patrón estructural. Sin embargo, en la última sección del ala aunque ya se puede percibir un patrón siguen apareciendo elementos aleatorios dentro del dominio de diseño.

Después de las iteraciones antes mostradas se ejecutó el otro caso carga con las divisiones de en las superficies, con la expectativa de obtener un diseño más apropiado para las condiciones de este aeroplano, complementando así el diseño que se mostró anteriormente. Los resultados acerca de la optimización estructural son del caso de velocidad en Stall con la carga distribuida homogéneamente sobre las cinco divisiones de las superficies de cada sección del ala.

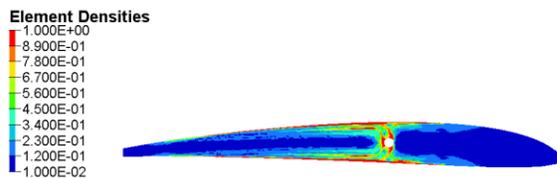


FIG. 5.4 COSTILLA L1 CASO DE CARGA PRESIÓN HOMOGÉNEA

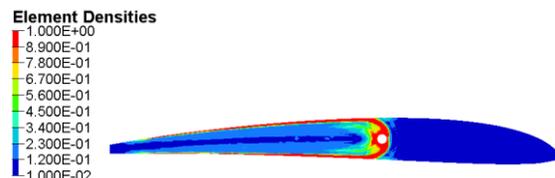


FIG. 5.5 COSTILLA L1 CASO DE CARGA PRESIÓN HOMOGÉNEAMENTE DISTRIBUIDA EN LAS 5 SUPERFICIES

En estos resultados se muestra un cambio en el patrón estructural, se muestra el de la primera costilla debido a que esta es la que se encuentra a una mayor sollicitación ya que se encuentra empotrada al fuselaje. Sucesivamente, los resultados obtenidos en el mismo caso de carga de la imagen que se encuentra a la

derecha se encuentra un patrón topológico análogo al que se muestra, aunque en la costilla que se encuentra más alejada del fuselaje sigue presentando elementos aleatorios, dispersos en todo el dominio de diseño, lo cual no logra poder otorgar un diseño totalmente definido.

Con esto el proceso de optimización estructural ha terminado, demostrando que los resultados obtenidos son razonables, a razón del fenómeno al que está sometida el ala, comparados con el estado de esfuerzos demuestran que la nariz de los perfiles no juegan un papel muy importante estructuralmente hablando, ya que al final la resultante de las fuerzas aerodinámicas se concentran en el C.P. (punto de presión) del la sección transversal del ala.

Para la siguiente iteración se cambiaron las condiciones de frontera naturales, en lugar de solo contar con una sola condición en la costilla empotrada al fuselaje, se implementó la misma restricción de movimiento en todas las costillas a lo largo del ala.

Estos cambios se realizaron en busca de obtener un diseño totalmente definido para cada costilla, aunado al caso a los dos casos de carga y así poder tomar una decisión a partir de los resultados de cuál será la propuesta de diseño final para cada costilla.

Debido a estos cambios, el número de iteraciones de convergencia del método se acrecentó notablemente a 55 iteraciones en lugar de 5 que eran en las que el método convergió con las configuraciones anteriores, teniendo como consecuencia una distribución topología muy diferente a las que se habían llegado con el mismo método, pero con diferentes condiciones de frontera naturales.

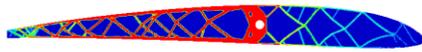
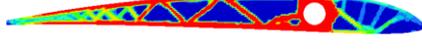
Con esto se realizó una prueba con los casos de carga por separado, continuando con el segundo caso de configuración de la distribución de presiones dividida homogéneamente en cinco secciones de las superficies del perfil, para cada sección del ala.

Con estos cambios se obtuvieron resultados muy diferentes a los reportados anteriormente; aparte de la forma de C invertida que se encontró en las estructuras

mostradas, se encontró un resultado tipo estructura de puente dentro de la sección de C invertida. Este tipo de estructura aumento rigidez tanto de la sección transversal del ala como del sistema en total, ocupando el material que sobraba como elementos dispersos. Los resultados del caso de carga del estado en velocidad en Stall y el de velocidad Crucero, convergieron en estructuras muy parecidas, solamente variaron en la posición de los elementos con una densidad menor al 15% con respecto a la total por costilla, así que solo se reportaran los resultados del caso en Stall, debido a que es el más representativo y en el sistema se más comprometido.

Con estas condiciones se tomó en cuenta también utilizar una variante del la función objetivo de maximización de la rigidez de la estructura total del ala, y esta variante se la ponderación *Compliance*, valor inverso a la rigidez, sobre los dos casos de carga que se aplicaron para el estudio de esta metodología. Lo que hace esta variante es evaluar el estado de rigidez de los dos casos por separado y después hacer una valoración en relación al estado de esfuerzos que este caso representa y así poder decidir qué elementos son necesarios para que el dominio de diseño resulte en una estructura topológicamente optimizada.

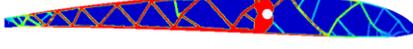
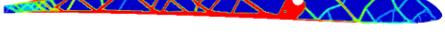
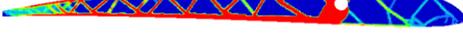
Tabla 5.2 Comparación de Resultados entre *Compliance* y *Compliance* Ponderada

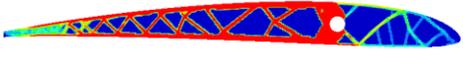
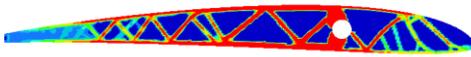
Función Objetivo		
Perfil	<i>Compliance</i> Simple	<i>Compliance</i> Ponderada
L0	<p>Element Densities</p> <ul style="list-style-type: none"> 1.000E+00 8.900E-01 7.800E-01 6.700E-01 5.600E-01 4.500E-01 3.400E-01 2.300E-01 1.200E-01 1.000E-02 	<p>Element Densities</p> <ul style="list-style-type: none"> 1.000E+00 8.900E-01 7.800E-01 6.700E-01 5.600E-01 4.500E-01 3.400E-01 2.300E-01 1.200E-01 1.000E-02 
L5	<p>Element Densities</p> <ul style="list-style-type: none"> 1.000E+00 8.900E-01 7.800E-01 6.700E-01 5.600E-01 4.500E-01 3.400E-01 2.300E-01 1.200E-01 1.000E-02 	<p>Element Densities</p> <ul style="list-style-type: none"> 1.000E+00 8.900E-01 7.800E-01 6.700E-01 5.600E-01 4.500E-01 3.400E-01 2.300E-01 1.200E-01 1.000E-02 
L9	<p>Element Densities</p> <ul style="list-style-type: none"> 1.000E+00 8.900E-01 7.800E-01 6.700E-01 5.600E-01 4.500E-01 3.400E-01 2.300E-01 1.200E-01 1.000E-02 	<p>Element Densities</p> <ul style="list-style-type: none"> 1.000E+00 8.900E-01 7.800E-01 6.700E-01 5.600E-01 4.500E-01 3.400E-01 2.300E-01 1.200E-01 1.000E-02 

Los últimos resultados con la variante de ponderación de *Compliance* se tomaron como la propuesta definitiva para el diseño, toma en cuenta ambos casos críticos de carga y toma una decisión de donde el material es realmente necesario estructuralmente hablando para satisfacer ambos estados de sollicitación. En la tabla anterior, así como en todos los resultados anteriores, se exponen solo tres casos de costillas de los diez que se calcularon, debido a que los patrones de estos perfiles son representativos de las secciones de ala donde se encuentran ubicados, por ejemplo L5 se encuentra en la sección intermedia del ala y L9 se encuentra en la última sección del ala. Las otras siete secciones aunque son análogas a las expuestas aquí no significan que sean exactamente idénticas, debido a que cada una tiene características específicas de carga en magnitud, debido a esto son cualitativamente diferentes entre sí.

A estos resultados expuestos se les realizó un post-procesamiento para tener un modelo definitivo en CAD a cada costilla.

Tabla 5.3 Costillas Optimizadas en CAD

Adaptación en CAD de las costillas optimizadas		
L0		
L1		
L2		
L3		
L4		
L5		

L6		
L7		
L8		
L9		

Todas las costillas optimizadas estructuralmente modeladas en CAD tienen un espesor de 2[mm]. Para lograr la adaptación se eligieron solo los trazos transversales de <1[mm] de espesor que dibujo el patrón topológico. Al llegar a estos resultados, se siguió utilizando esta metodología con los otros materiales que se propusieron en el capítulo anterior, esto para buscar otras alternativas de material y al mismo tiempo para averiguar si se podrían mejorar las estructuras topológicas a las que ya había convergido el método.

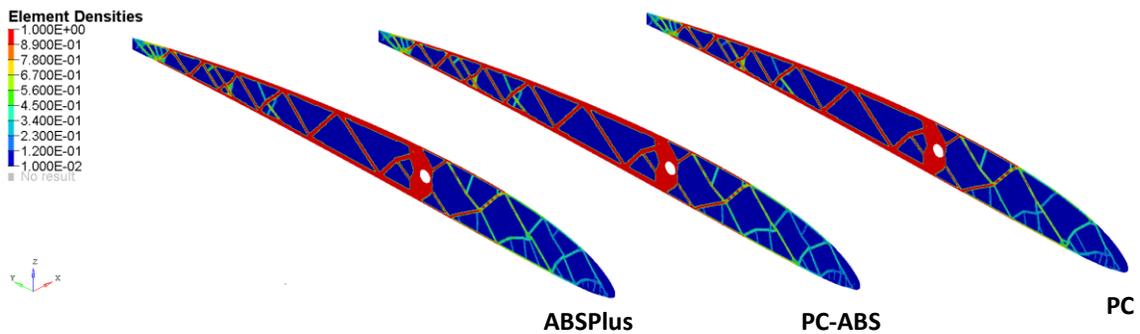


FIG. 5.6 OPTIMIZACIÓN CON LOS DIFERENTES POLÍMEROS

La optimización con estos polímeros, realmente no se obtuvo ningún patrón sustancialmente diferente a lo que ya se había decidido como diseño definitivo, debido a que los valores de densidad de estos polímeros son muy parecidos, así que las topologías que resultaron después de la optimización con cada material fueron muy similares entre sí.

Consecutivamente, se realizaron análisis por elementos finitos para cada una de las costillas con estructura optimizada. Estos análisis fueron ejecutados con modelos en 3D costilla por costilla, ya que debido al espesor de pared de algunas de las costillas transversales se requerían de elementos de 0.3 [mm] el número total de elementos por costilla ascendía a más de un millón.

Tabla 5.4 Comparación entre el diseño original de las costillas y el optimizado

Comparación del Diseño comercial contra el Diseño Optimizado		
Perfil	<i>Sin Optimizar [MPa]</i>	<i>Optimizado [MPa]</i>
L0	<p>Element Stresses (2D & 3D)(vonMises)</p>	<p>Element Stresses (2D & 3D)(vonMises)</p>
L5	<p>Element Stresses (2D & 3D)(vonMises)</p>	<p>Element Stresses (2D & 3D)(vonMises)</p>
L9	<p>Element Stresses (2D & 3D)(vonMises)</p>	<p>Element Stresses (2D & 3D)(vonMises)</p>

En la tabla anterior se puede observar que la distribución de esfuerzos en el diseño original de las costillas se concentra en la zona donde se encuentra el elemento de sujeción, siguiendo hasta la parte posterior hasta llegar a la cola del perfil. Después, en las costillas con la estructura optimizada cabe señalar que la distribución de esfuerzos se encuentra mejor distribuida, de tal manera que la magnitud de estos esta homogeneizada por toda el ala, además de mejorar las zonas de de concentración de esfuerzo desapareciéndolas casi por completo.

Cabe recalcar que con la estructura del diseño original la magnitud del esfuerzo máximo calculado en el es de 7.22×10^{-2} [MPa], tomando en cuenta que este es calculado para la costilla más cercana al fuselaje, ahora para la estructura optimizada de esta misma costilla se encontró un esfuerzo máximo en cantidad de 2.04×10^{-2} [MPa], esto significa que se logro reducir la magnitud casi en un 70%,

además de hacer esta distribución mas homogénea a lo largo del ala. Aunque el diseño optimizado de las costillas tiene un mejor desempeño estructuralmente es bastante robusto, teniendo así que el esfuerzo máximo calculado está muy por debajo del esfuerzo último del material, no obstante se logro una reducción de peso bastante considerable.

La reducción de peso en toda el ala fue de un 70.89%, lo cual quiere decir que las propiedades aerodinámicas del ala misma se verán beneficiadas, tanto en la creación de la fuerza de Sustentación, como minimizar la velocidad de caída del avión, no se contabilizó la magnitud con la cual se mejoraron las propiedades aerodinámicas del aeroplano, debido a que esa parte del mejoramiento no está en los alcances de este proyecto.

Aunque las propiedades mecánicas de los polímeros se ven atenuadas cerca de un 30% cuando el método de manufactura que se utiliza es el prototipado 3D, las costillas siguen estando muy por debajo de la magnitud de esfuerzo último que se reporta.

6. CONCLUSIONES

Los alcances de este trabajo están establecidos en encontrar una estructura topológicamente optimizada para las costillas del planeador a escala ASK 18, las cuales fueran tan rígidas que pudieran soportar todos los casos de carga que se encuentra el sistema alar completo, y al mismo tiempo fuera lo más liviano posible, esto para mejorar el desempeño aerodinámico del aeroplano.

Se empezó el desarrollo de este trabajo con la intención de encontrar la optimización topología de cada costilla, bajo las condiciones de vuelo que se calcularon previamente y lo que resulto de esto es que el algoritmo de optimización, debido a que depende principalmente del camino de esfuerzos que se encuentra a través de las costillas y al mismo tiempo del elemento de sujeción que las conecta entre sí; no convergía a ningún patrón estructural ya que el ala se comporta como una viga en voladizo de sección transversal irregular, de modo que fue necesario forzar al algoritmo a converger a un resultado, introduciendo restricciones de movimiento en cada costilla y así poder obtener una distribución del material restante en las costillas que solamente se desplazaban siguiendo el movimiento natural de las fuerzas aerodinámicas. Así que como conclusión se llega a que el algoritmo depende al 100% de la comprensión del problema y de la configuración del mismo para poder obtener resultados coherentes en la aplicación y realizar las pruebas suficientes hasta alcanzar el resultado deseado, el cual fue el cumplimiento del objetivo de realizar la optimización estructural de cada costilla del planeador ASK 18 con las características deseadas de reducción de volumen y rigidez. Esto se logro después de más veinte iteraciones de la metodología expuesta en este trabajo.

La conclusión con mayor peso en este proyecto es que se demostró que cada costilla cuenta con una topología estructural diferente y única entre las demás, ya que aunque las cargas que actúan sobre cada costilla son de la misma índole y representan exactamente al mismo fenómeno, en magnitud y distribución son únicas, lo cual queda plasmado en las diez costillas optimizadas completamente

diferentes una de la otra. Con esto se redujo el peso del sistema de alas hasta un 70.89% del original, sin comprometer la rigidez de las alas.

Hablando de la metodología de optimización, se llegó a la conclusión a que la configuración y el algoritmo que se utilizó para llevar a cabo este análisis dependen totalmente de la densidad del material con el cual se quiere realizar la optimización, ya que como se pudo observar en con los otros polímeros de impresión en 3D, los resultados son sensiblemente diferentes entre sí, pero cuantitativamente con un parecido bastante pronunciado, lo que nos lleva a proponer como trabajo futuro a adentrarnos en la búsqueda de otro tipo de materiales o técnicas de manufactura, con las cuales se pudiera obtener una variante de los resultados expuestos en este trabajo.

Este método de diseño para las costillas del ala es muy cercano a la realidad, basado en la operación de cada una de la secciones del ala; se esperaría un buen desempeño al momento de realizar la validación física de éste, sin embargo en la industria no se desarrolla, ni diseñan las costillas d de este modo, ya que repercute directamente en los costos de manufactura al realizar por separado cada costilla con su rutina de manufactura específica. Para poder aplicar los conceptos citados en esta tesis en la industria aeroespacial para aviones comerciales, lo mejor sería realizar un estudio de validación de desempeño de la aeronave con respecto a los costos de manufactura y con esto poder decidir que esta configuración de diseño es factible para realizarse, no obstante para la industria de aeromodelismo en este trabajo se presenta un análisis de optimización del ala con tres diferentes polímeros imprimibles en 3D y se llegó a la conclusión de que debido que las densidades de los polímeros para el uso de impresoras 3D poseen en lo general un 10% de semejanza en magnitud, el diseño optimizado mostrara la misma semejanza en la topología estructural para cada caso, esto es importante mencionarlo ya que se puede implementar la misma metodología de optimización, sin importar el polímero que se quiera utilizar, es decir, se podría utilizar un polímero de bajo costo y con esto compensar el costo de manufactura con el desempeño de un ala con una ligereza y rigidez optima.

En lo aprendido con este trabajo de tesis, por parte de recursos computacionales se llego a la conclusión de que los elementos tipo Cascaron son la mejor elección para un problema de este tipo, en el cual se modela una superficie con espesor constante, ya que representan una aproximación del 98% con respecto al mismo modelo con elementos Sólidos, además de significar en un ahorro de recursos computacionales al momento de que el tiempo de computo se ve reducido en un cuarto del tiempo, que si se hubiera hecho el modelo con elementos Sólidos.

Con el aprendizaje general adquirido al realizar este proyecto es un hecho a que las metodologías de optimización ayudan al entendimiento de todos los aspectos que se deben tomar en cuenta para el proceso de diseño de un prototipo, de cualquier tipo no solo de aeroplanos, y así tener un perspectiva más amplia del concepto en el cual se va a trabajar. Por lo tanto, personalmente pienso que las bases de conocimiento y habilidades adquiridas al realizar este proyecto de tesis, en el campo de la optimización estructural serán habilidades muy valiosas para los proyectos que realice en el futuro.

Como trabajo futuro se recomendaría primeramente realizar la validación física del diseño propuesto en este trabajo, llevando a cabo la manufactura del sistema de alas, con las adaptaciones pertinentes para poder instalar la instrumentación necesaria, con esto observar el comportamiento del modelo en un túnel de viento. Siguiendo el trabajo de optimización, proponer una metodología para ahora optimizar el ordenamiento y cantidad de costillas necesarias para obtener una configuración de ala optima, tanto en la estructura del costillar, como en el ordenamiento de las mismas, ya que en el alcance de este trabajo se tomó en cuenta un número fijo de costillas, de las cuelas la posición y número se eligieron en base a la geometría del ala. Consiguientemente podría sugerir la aplicación de materiales compuestos y ayudados con las herramientas de optimización que cuenta el software HyperMesh poder encontrar un ordenamiento óptimo de laminación para algún material compuesto, por ejemplo Fibra de Carbono o de Vidrio, con esto lograr un impacto mayor para la relación resistencia-peso.

7. BIBLIOGRAFÍA

- [1] Anderson, J. D. (2001). *Fundamentals of Aerodynamics*. Mc Graw Hill, third edition.
- [2] Cadete, B. J. (2011). *Aero-Structural Optimization of Sailplane Wings, Tesis*. Lisboa, Portugal: Universidad de Lisboa.
- [3] Choi, K. K. (2005). *Structural Sensitivity Analysis and Optimization*.
- [4] Culick, F. E. C.; H. R. Jex. (1985). *Aerodynamics, stability and controls of the Wriqth Flyer: an Engineering Perspective*.
- [5] *Flugwissen, Capitulo4. Aerodynamik d. Flugzeugs & Flugmechanik, Skript*.
- [6] Grundmann, P. D.-I. *Flugmechanik*. Technische Universität Dresden.
- [7] Huang, X. (2010). *Structural and Multidisciplinary Optimization*.
- [8] KAUFMANN, M. (2008). *Cost/Weight Optimization of Aircraft Structures, Tesis*. Stockholm, Sweden.
- [9] Klarbring, A. (2009). *An Introduction to Structural Optimization*. ccc: Springer Science+Bussines Media B.V.
- [10] Lutz, T. (2008). *Profilentwurf*. Stuttgart: Universität Stuttgart.
- [11] M. A. Sitek and F. L. V. Blunt . (1940). *Gliding and Soaring*. Alliance Press .
- [12] Olanson, A. (2010). *Methodology for Topology and Shape, Tesis*. University of Chalmers.
- [13] Radespiel, D. I. (2009). *Berechnungsmethoden in der Aerodynamik*. Braunschweig: TU Braunschweig.
- [14] Sadraey, M. *Wing Design*.

- [15] Schmidt, H. (1929). *Aerodynamik des Fluges. Eine Einführung in die mathematische Tragflächentheorie.*
- [16] Simons, M. (1994). *Model Aircraft Aerodynamics.* Biddels Ltd.
- [17] Singiresu, R. S. (1996). *Engineering Optimization- Theory and Practice.*
- [18] Soboyejo, W. O. (2007). *Advanced structural materials : properties, design optimization, and applications.*
- [19] T. Brenner, U. F. *Berechnung Der Geschwindigkeitspolare Von RC Segelflugmodellen.*
- [20] White, J. L. (1961). *A case of study of the technological innovation: Eilmer of Malmesbury, an eleventh century aviator.*