



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y

MECÁNICA

CARRERA DE INGENIERÍA Y MECÁNICA

TRABAJO DE TITULACIÓN PREVIO A LA OBTENCIÓN DEL TÍTULO

DE INGENIERO MECÁNICO

TEMA:

**“MODELACIÓN COMPUTACIONAL Y DETERMINACIÓN DE
PROPIEDADES MECÁNICAS DEL PERFIL ALAR DEL AVIÓN DA-20-C1
DE LA FUERZA AÉREA ECUATORIANA.”**

AUTORES:

CAPT. TEC. AVC. YÁNEZ MERCHÁN, PEDRO DANIEL

TNTE. TEC. AVC. CRIOLLO CALDERÓN, LINKER GONZALO

DIRECTOR:

MSC. ABATTA JÁCOME, LENIN RÓMULO

SANGOLQUÍ

2019



DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y MECÁNICA

CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA

CERTIFICACIÓN

Certifico que el trabajo de titulación ***“MODELACIÓN COMPUTACIONAL Y DETERMINACIÓN DE PROPIEDADES MECÁNICAS DEL PERFIL ALAR DEL AVIÓN DA-20-C1 DE LA FUERZA AÉREA ECUATORIANA.”***, fue realizado por los señores ***Yáñez Merchán, Pedro Daniel y Criollo Calderón, Linker Gonzalo***, el mismo que ha sido revisado en su totalidad, analizado por la herramienta de verificación de similitud de contenido; por lo tanto cumple con los requisitos teóricos, científicos, metodológicos y legales establecidos por la Universidad de Fuerzas Armadas ESPE, razón por la cual me permito acreditar y autorizar para que lo sustente públicamente.

Sangolquí, 08 de Julio de 2019.

Director del trabajo de titulación

Msc. Lenin Rómulo Abatta Jácome

C.C. 1723180707



DEPARTAMENTO DE ENERGÍA Y MECÁNICA

CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA

AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD

Yo, *Yánez Merchán, Pedro Daniel* y Yo, *Criollo Calderón, Linker Gonzalo*, declaramos que el contenido, ideas y criterios del trabajo de titulación: ***“MODELACIÓN COMPUTACIONAL Y DETERMINACIÓN DE PROPIEDADES MECÁNICAS DEL PERFIL ALAR DEL AVIÓN DA-20-C1 DE LA FUERZA AÉREA ECUATORIANA.”***, son de nuestra autoría y responsabilidad, cumpliendo con los requisitos teóricos, científicos, técnicos, metodológicos y legales establecidos por la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, respetando los derechos intelectuales de terceros y referenciando las citas bibliográficas.

Consecuentemente el contenido de la investigación mencionada es veraz.

Sangolquí, 08 de Julio de 2019.

Autores

Pedro Daniel Yánez Merchán

C.C. 1712037140

Linker Gonzalo Criollo Calderón

C.C. 1716259187



DEPARTAMENTO DE ENERGÍA Y MECÁNICA

CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA

AUTORIZACIÓN

Yo, *Yánez Merchán, Pedro Daniel* y Yo, *Criollo Calderón, Linker Gonzalo*, autorizamos a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE publicar el trabajo de titulación: ***“MODELACIÓN COMPUTACIONAL Y DETERMINACIÓN DE PROPIEDADES MECÁNICAS DEL PERFIL ALAR DEL AVIÓN DA-20-C1 DE LA FUERZA AÉREA ECUATORIANA.”***, en el Repositorio Institucional, cuyo contenido, ideas y criterios son de nuestra responsabilidad.

Sangolquí, 08 de Julio de 2019.

Autores

Pedro Daniel Yánez Merchán

C.C. 1712037140

Linker Gonzalo Criollo Calderón

C.C. 1716259187

Dedicatoria

El presente trabajo de titulación lo dedicamos principalmente a Dios, por ser la inspiración y guía durante toda la carrera para poder obtener nuestro título de Ingeniero Mecánico.

A nuestros padres, por su amor, trabajo y sacrificio en todos estos años, gracias a ustedes hemos logrado llegar hasta aquí y convertirnos en lo que somos. Ha sido el orgullo y el privilegio de ser sus hijos lo que nos motiva a seguir hacia adelante.

A nuestras familias por su apoyo constante en cada paso que hemos dado durante la carrera ya que sin su ayuda y soporte no hubiésemos podido alcanzar la meta propuesta, han sido un aliento invaluable para llegar al objetivo de convertirnos en Ingenieros Mecánicos.

Agradecimientos

Expresamos un profundo agradecimiento a nuestras familias, soporte moral que nos ha proporcionado su ayuda de inicio a fin en este camino y con quienes cada esfuerzo vale la pena compartirlo.

Agradecemos a la Fuerza Aérea Ecuatoriana por la oportunidad de especializarnos en el ámbito de la ingeniería, por la confianza al entregarnos la beca de estudios y por la ayuda proporcionada durante toda la carrera.

A todas las personas que nos han apoyado durante toda la carrera y han hecho que este trabajo se realice con éxito, en especial a aquellos que nos abrieron las puertas y compartieron sus conocimientos.

Índice de Contenidos

Certificación	i
Autoría de Responsabilidad	ii
AUTORIZACIÓN.....	iii
Dedicatoria	iv
Agradecimientos.....	v
Resumen	xviii
Abstract	xix
Capítulo1 Generalidades	1
1.1 Introducción	1
1.2 Antecedentes	2
1.3 Hipótesis.....	4
1.4 Objetivos	5
1.4.1 Objetivo General	5
1.4.2 Objetivos Específicos.....	5
1.5 Justificación e Importancia.....	5
1.6 Alcance.....	7
Capítulo 2	9
Marco Teórico	9
2.1 Historia de la avioneta DA20-C1	9

	vii
2.2 Evolución de las alas	10
2.3 Materiales compuestos en la Industria Aeronáutica.....	12
2.3.1 Fibra de Vidrio	13
2.3.2 Fibra de carbono.....	14
2.3.3 Fibra de boro	14
2.4 Métodos de simulación.....	15
2.4.1 Dinámica de fluidos computacionales CFD.....	15
2.4.2 Análisis de elementos finitos FEA.....	17
2.5 Software utilizado	18
Capítulo 3	20
Caracterización de las propiedades mecánicas de la superficie de sustentación.....	20
3.1 Elaboración de probetas	20
3.1.1 Probetas para ensayo de tracción.	21
3.1.2 Probetas para ensayo de flexión.	22
3.1.3 Probetas para ensayo de dureza.....	24
3.1.4 Probetas para ensayo de compresión.....	25
3.1.5 Probetas para determinar la densidad.....	25
3.2 Realización de ensayos mecánicos.....	27
3.2.1 Ensayo de tracción.	27
3.2.2 Ensayo de flexión.....	29
3.2.3 Ensayo de dureza.....	33

	viii
3.2.4 Ensayo de compresión.....	34
3.2.5 Determinación de la densidad	36
3.3 Determinación de propiedades mecánicas.	38
Capítulo 4 Reconstrucción digital del perfil alar.	49
4.1 Descripción del ala	49
4.1.1 Superficie de sustentación. (Revestimiento del ala).....	50
4.1.2 Viga	51
4.1.3 Costilla de raíz.....	52
4.1.4 Larguero interno posterior.....	53
4.1.5 Larguero externo posterior.	53
4.1.6 Costillas	54
4.2 Dimensiones de la aeronave.....	54
4.3 Perfil Wortmann FX 63-137	57
4.4 Modelamiento CAD de la geometría del ala.	58
Capítulo 5	65
Simulación de Fluidos Computacional CFD.....	65
5.1 Requisitos y restricciones.....	66
5.2 Pre análisis.....	68
5.2.1 Ecuación de la continuidad promedio de Reynolds	68
5.2.2 Ecuaciones de Navier-Stokes promedio de Reynolds (RANS)	70
5.2.3 Modelo de turbulencia de viscosidad Eddy.....	71

	ix
5.2.4 Modelo de turbulencia K - Epsilon	72
5.2.5 Dominio y condiciones de frontera.....	74
5.2.6 Estrategia de solución numérica.....	75
5.3 Geometría	76
5.4 Mallado.....	77
5.4.1 Calidad de la malla.....	80
5.5 Configuración del modelo.....	81
5.6 Solución numérica.....	84
5.7 Resultados	85
5.7.1 Coeficiente de sustentación.....	85
5.7.2 Coeficiente de resistencia.....	86
5.7.3 Velocidad	87
5.7.4 Presión.....	88
5.8 Verificación y validación	89
5.8.1 Verificación.....	89
5.8.2 Validación	90
Capítulo 6	93
Análisis Tensional	93
6.1 Requisitos y restricciones.....	94
6.1.1 Fuerza de sustentación	94
6.1.2 Máximo peso de despegue.	95

	x
6.1.3 Cargas traslacionales	96
6.1.4 Fuerza de resistencia	97
6.1.5 Empuje	98
6.2 Pre-análisis	99
6.2.1 Modelo matemático.....	99
6.2.2 Dominio y condiciones de frontera	100
6.3 Geometría	103
6.4 Mallado.....	103
6.4.1 Calidad de la malla.....	104
6.5 Configuración del modelo.....	106
6.6 Resultados	107
6.6.1 Deformación total.....	107
6.6.2 Deformación en la viga	108
6.6.3 Tensiones equivalentes en el ala.	109
6.6.4 Esfuerzos equivalentes en la superficie de sustentación	110
6.7 Verificación.....	110
6.7.1 Verificación.....	110
6.7.2 Validación	111
6.8 Confiabilidad.....	113
Capítulo 7	115
Conclusiones y recomendaciones.....	115

	xi
7.1 Conclusiones	115
7.2 Recomendaciones.....	118
Lista de referencias.....	120

Lista de figuras

Figura 1. Partes del ala.....	12
Figura 2. Método de volúmenes de control.....	16
Figura 3. Mediciones del Ala del avión DA-20 C1	20
Figura 4. Corte de las Probetas	21
Figura 5. Probetas para ensayo de tracción plana.....	22
Figura 6. Configuración Estándar de 3 puntos.....	23
Figura 7. Probetas para ensayo de flexión	24
Figura 8. Probetas para determinar la densidad	26
Figura 9. Accesorios y probeta para ejecutar ensayos de tracción plana.....	27
Figura 10. Probeta colocada en la máquina para ensayo de tracción plana y rotura por momento de torsión en la probeta.	28
Figura 11. Probeta colocada en la máquina para ensayo de tracción plana con orificios para su acople.	28
Figura 12. Probeta despegada de su acople.....	29
Figura 13. Probeta colocada en el puente para ensayo de flexión en 3 puntos.....	30
Figura 14. Resultado del ensayo de flexión	31
Figura 15. Ejemplo de corte de probetas para ensayo de flexión.....	32
Figura 16. Calibración de la máquina para realizar ensayo de dureza.....	33
Figura 17. Probeta colocada para realizar indentación.	33
Figura 18. Ejemplo de datos que entrega la máquina en ensayos de dureza.	34

Figura 19. Probeta colocada para ensayo de compresión.	35
Figura 20. Resultados del ensayo de compresión.	36
Figura 21. Probeta colocada en la balanza digital.	37
Figura 22. Datos de medición de densidad.	37
Figura 23. Resultados de propiedades mecánicas del material compuesto.	41
Figura 24. Cálculo del módulo de elasticidad.	43
Figura 25. Cálculo del Esfuerzo Último de Compresión Plana.	44
Figura 26. Cálculo de la densidad del material compuesto.	45
Figura 27. Propiedades mecánicas de varios materiales.	47
Figura 28. Estructura del ala.	50
Figura 29. Ubicación de luces de posición.	51
Figura 30. Fijación Viga principal al fuselaje.	52
Figura 31. Vista lateral de la costilla de raíz.	53
Figura 32. Posición de las costillas.	54
Figura 33.(a). Vista frontal DA-20 C1.	55
Figura 33 (b). Vista superior DA-20 C1.	56
Figura 33 (c). Vista lateral DA-20 C1.	56
Figura 33 (d). Vista superior del ala.	56
Figura 34 Perfil FX 63-137.	58
Figura 35. Cajón del ala avión DA-20 C1.	59
Figura 36. Curvas proyectadas sobre puntos.	61

	xiv
Figura 37. Modelamiento del wingtip.....	61
Figura 38 Modelamiento de la viga tipo “I”	62
Figura 39. Posición de las costillas del ala.....	63
Figura 40. Ensamble del ala, vista interior.....	63
Figura 41. Ensamble del ala.....	64
Figura 42. Proceso de simulación CFD.....	65
Figura 43. Velocidad de crucero estructural máxima.	66
Figura 44. Condiciones de frontera.....	75
Figura 45. Perfil alar Fx 63-137.....	76
Figura 46. Volumen de control y cuadrantes	77
Figura 47. Mallado inicial.....	77
Figura 48. Dimensionamiento de malla	78
Figura 49.a Mallado estructurado	79
Figura 49.b Malla alrededor del perfil Fx 63-137.....	79
Figura 50.a Calidad ortogonal.....	80
Figura 50.b Calidad relación de aspecto	80
Figura 51. Modelo de viscosidad	82
Figura 52. Velocidad del fluido	83
Figura 53. Configuración del modelo	83
Figura 54. Método de solución numérica.....	84
Figura 55. Convergencia.....	85

Figura 56. Coeficiente de sustentación	86
Figura 57. Coeficiente de resistencia	87
Figura 58. Perfil de velocidad	88
Figura 59. Perfil de presión.....	89
Figura 60. Coeficiente de sustentación en túnel de viento.....	90
Figura 61. Fuerza de sustentación.....	92
Figura 62. Cargas en vuelo.....	94
Figura 63. Cargas traslacionales	96
Figura 64. Empuje.....	98
Figura 65. Designación de materiales en la simulación.....	101
Figura 66. Ingreso de propiedades de nuevo material.....	103
Figura 67 Controles del mallado.....	104
Figura 68.a Calidad ortogonal.....	104
Figura 68.b Calidad aspecto.....	105
Figura 69. Mallado del Ala DA20-C1.....	105
Figura 70. Establecimiento de espesores	106
Figura 71. Configuración del modelo	107
Figura 72. Deformación Total.....	108
Figura 73. Deformación Total.....	108
Figura 74. Esfuerzos equivalentes en el ala	109
Figura 75. Esfuerzos equivalentes en la superficie de sustentación.....	110

Figura 76. Tabla de Campana de Gauss..... 114

Lista de Tablas

Tabla 1. <i>Datos de probetas para ensayos de flexión</i>	30
Tabla 2. <i>Carga máxima aplicada en sentido longitudinal y transversal</i>	32
Tabla 3. <i>Datos de probetas para ensayos a compresión</i>	35
Tabla 4. <i>Dureza Vickers del material compuesto</i>	46
Tabla 5. <i>Dimensiones del avión DA-20C1</i>	55
Tabla 6. <i>Dimensiones del ala</i>	60
Tabla 7. <i>Atmósfera estándar internacional</i>	67
Tabla 8. <i>Validación de la simulación</i>	91
Tabla 9. <i>Cálculos manuales</i>	91
Tabla 10. <i>Cargas a las que se somete el ala</i>	100
Tabla 11. <i>Materiales para la simulación</i>	101
Tabla 12. <i>Propiedades del material para la simulación</i>	102
Tabla 13. <i>Verificación</i>	111
Tabla 14. <i>Datos para el cálculo de la confiabilidad</i>	113

Resumen

El estudio consiste en la modelación computacional y determinación de propiedades mecánicas del perfil alar del avión DA20-C1 de la Fuerza Aérea Ecuatoriana; en el que se han realizado los ensayos destructivos del material compuesto que está construida la superficie de sustentación, y a su vez se efectuó el modelamiento computacional del perfil alar que comprende tanto del análisis de fluidos computacionales CFD y el análisis tensional por el análisis de elementos finitos. Dentro del análisis del material compuesto tipo sándwich se realizaron los ensayos de flexión, compresión, dureza, densidad y prueba de la mecha, con normativa ASTM, de donde se calcularon e interpretaron las propiedades mecánicas del material. Por otro lado, luego de finalizar el modelamiento computacional, se obtuvieron las tensiones máximas que soporta el material en la superficie de sustentación, y la deflexión máxima que se efectúa en la punta de ala de la aeronave. Concluyendo que, luego de comparar los esfuerzos máximos que soporta el material en condiciones de vuelo crítico, el material ha sido construido con un factor de seguridad que duplica la exigencia tensional al que se ve sometido; además que, la deflexión máxima que sufre el material se encuentra dentro del límite elástico en el que ha sido diseñado; siendo los resultados de este estudio los parámetros de entrada para un futuro diseño de materiales compuestos dentro de la aviación militar ecuatoriana.

PALABRAS CLAVE:

- **MATERIALES COMPUESTOS**
- **PROPIEDADES MECÁNICAS**
- **ANÁLISIS TENSIONAL DE ELEMENTOS FINITOS FEA**
- **ANÁLISIS DE FLUIDOS COMPUTACIONALES CFD**

Abstract

The study consists of computational modeling and determination of mechanical properties of the wing profile of the DA20-C1 aircraft; in which the destructive tests of the composite material that the support surface is constructed have been carried out, and in turn the computational modeling of the wing profile, which includes both CFD computational fluid analysis and stress analysis by finite element analysis. Within the analysis of the sandwich composite material, the tests of bending, compression, hardness, density and wick test were performed, with ASTM standards, from which the mechanical properties of the material were calculated and interpreted. Additionally, after finishing the computational modeling, the maximum stress supported by the material on the support surface was obtained, and the maximum deflection that takes place at the wing tip of the aircraft. Concluding that, after comparing the maximum stresses supported by the material under critical flight conditions, the material has been built with a safety factor that duplicates the tensional demand to which it is subjected; in addition, that the maximum deflection suffered by the material is within the elastic limit in which it has been designed; the results of this study being the input parameters for a future design of composite materials within the Ecuadorian military aviation.

KEYWORDS:

- **COMPOSITE MATERIALS**
- **MECHANICAL PROPERTIES**
- **FINITE ELEMENT ANALYSIS FEA**
- **COMPUTATIONAL FLUID ANALYSIS CFD**

Capítulo1

Generalidades

1.1 Introducción

La aviación ha incursionado en el empleo de materiales compuestos para optimizar el rendimiento de las aeronaves, es por tal motivo que la Fuerza Aérea Ecuatoriana adquiere como parte de su flota los aviones DA-20 C1, mismos que están fabricados con materiales compuestos, lo que ha ocasionado un inconveniente al buscar mantener la flota operando en su totalidad, ya que al depender de la tecnología extranjera para reparaciones o cambios de partes en caso de daños hay que esperar los tiempos definidos por la empresa fabricante o la asignación presupuestaria requerida. Es por esto que se analiza el ala del avión DA-20 C1 de la Fuerza Aérea Ecuatoriana mediante el análisis de presiones CFD, análisis tensional CAE y caracterización mecánica de las propiedades del material del perfil alar, con lo cual se busca obtener las propiedades mecánicas requeridas para en un futuro poder replicar el material bajo normativa y estándares internacionales que avalen un trabajo de ingeniería y que permita a su vez realizar reparaciones estructurales en nuestro país.

El enfoque experimental de la investigación se lleva a cabo de manera planificada, estructurada y estandarizada, en base a los resultados obtenidos y análisis estadístico, siguiendo las siguientes etapas:

- Recopilación de información, manual de la aeronave, libros, publicaciones, proyectos de grado de años anteriores, referente a materiales compuestos; además, normas y estándares

vigentes relacionados con ensayos mecánicos. Lo descrito anteriormente tiene como objetivo definir una base teórica de trabajo, para el posterior análisis de resultados.

- Modelamiento computacional del perfil alar por medio de datos normalizados de perfiles alares.
- Simulación CFD del perfil alar de la avioneta DA20-C1 y análisis de presiones en condiciones de vuelo críticas.
- Análisis tensional de la superficie de sustentación CAE con relación al efecto de las fuerzas que soporta el ala.
- Selección de las probetas para la realización de los ensayos mecánicos de acuerdo con la normativa pertinente.
- Fabricación de probetas en base a los diseños realizados y ensayo de estas.
- Análisis las propiedades mecánicas de las diferentes probetas mediante los resultados de los ensayos de tracción, flexión y dureza.
- Establecimiento de conclusiones y recomendaciones del proyecto.

1.2 Antecedentes

La optimización en el empleo de materiales para la aviación ha sido de gran importancia desde sus inicios, pues una aeronave que sea construida con materiales robustos o pesados requiere de mayor potencia por parte de los motores para generar un empuje suficiente que le permita sustentarse en el aire, interfiriendo directamente en el rendimiento de la aeronave y ocasionando costos de operación elevados debido al gran consumo de combustible y desgaste de sus componentes.

La aviación se ha visto en la obligación de evolucionar muy rápidamente para poder solventar estos problemas que afectan directamente la operación y en el ámbito militar mucho más ya que, las aeronaves que son construidas para cumplir con operaciones militares están sujetas a mayores esfuerzos y cargas producto de las acrobacias y maniobras que realizan en cada vuelo.

La Fuerza Aérea Ecuatoriana (FAE) adquiere aeronaves DA-20 en el año 2011 para reemplazar a los aviones A-150 Aerobat y continuar con la misión de formar pilotos militares; los mismos que no están elaborados únicamente por aleaciones metálicas, sino que ciertos componentes son contruidos por materiales compuestos, por tal motivo se crea la necesidad de realizar investigación sobre las propiedades mecánicas de los materiales que se están empleando en su construcción.

En función de las operaciones que ejecuta la Fuerza Aérea Ecuatoriana (FAE), los trabajos con materiales compuestos se han visto limitados únicamente a realizar reparaciones menores, o en el peor de los casos cuando los daños son mayores a depender necesariamente de la tecnología extranjera para reparaciones o reemplazo de partes dañadas, pues la industria aeronáutica ecuatoriana no ha explotado la investigación sobre materiales compuestos, por lo cual no existe información científica que sustente el comportamiento de las partes frente a diversas condiciones mecánicas o físicas.

Los principales daños que se dan son aquellos producidos por objetos extraños conocidos como FOD (Foreign Object Damage), mismos que se dan por el impacto en la superficie de la aeronave ocasionando en ciertos casos daños menores que pueden ser atendidos con presteza y en otros casos

daños mayores, estos últimos han ocasionado un grave problema para la institución pues las aeronaves han tenido que estar paradas de operación por un amplio periodo de tiempo ya que hay que esperar que la casa fabricante atienda el pedido de reemplazo de partes o de reparación mayor para los componentes dañados.

Existe interés institucional por incursionar en la investigación enfocada en el área de materiales compuestos, por tal motivo la FAE en conjunto con ESPE-INNOVATIVA y el Departamento de Ciencias de la Energía y Mecánica de la Universidad de Fuerzas Armadas ESPE, han planteado el proyecto: “Análisis del Estado Límite de Resistencia de Componentes de Aeronaves de Combate, reparados con Materiales Compuestos.”, mismo que pretende ampliar el tipo de reparaciones menores a otro tipo de reparaciones de mayor complejidad en estas aeronaves, por tal razón el Proyecto de Grado “Modelación computacional y determinación de propiedades mecánicas del perfil alar del avión DA-20-C1 de la Fuerza Aérea Ecuatoriana.”, será de utilidad como complemento del mismo, cuyos resultados contribuirán al proyecto interinstitucional de materiales compuestos.

1.3 Hipótesis

La carga tensional a la que se encuentran expuestos los componentes del ala del avión DA20-C1, debido a las fuerzas generadas en un vuelo en condiciones críticas, requiere de un material compuesto en la superficie de sustentación que posea las propiedades mecánicas adecuadas para soportar sus efectos.

1.4 Objetivos

1.4.1 Objetivo General

Analizar el ala del avión DA20-C1 de la Fuerza Aérea Ecuatoriana mediante el análisis de presiones CFD, análisis tensional CAE y caracterización mecánica de las propiedades del material del perfil alar.

1.4.2 Objetivos Específicos

- Establecer las propiedades mecánicas del material compuesto del perfil del ala del avión DA20-C1 mediante los ensayos de tracción, compresión, flexión, y dureza.
- Realizar el modelamiento geométrico computarizado del perfil alar mediante el diseño CAD del ala basado en perfiles estandarizados.
- Analizar por el método de dinámica de fluidos computacionales (CFD) el perfil alar modelado.
- Analizar por el método de ingeniería asistida por computador (CAE) el estado tensional de la superficie de sustentación.

1.5 Justificación e Importancia

El desarrollo del presente Proyecto de Grado está alineado directamente con los objetivos del Proyecto de Investigación “Análisis del Estado Límite de Resistencia de Componentes de Aeronaves de Combate, reparados con Materiales Compuestos”; ejecutado en forma conjunta por la Fuerza Aérea Ecuatoriana y la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE; como parte de los proyectos militares en apoyo a la defensa. Con esta premisa, se justifica la realización del estudio

debido a que no existe al momento información de ingeniería con respecto al desarrollo, diseño y análisis de materiales compuestos en el ámbito aeronáutico; al contrario, a lo largo del tiempo, la Fuerza Aérea Ecuatoriana ha sido un consumidor de la industria aeronáutica mundial; es por ello que se busca tener los inicios y las bases de estudio para poder ser productores de materiales compuestos, tanto de productos aeronáuticos, como de soluciones en el mantenimiento y reparaciones estructurales de componentes de aeronaves.

Hasta la fecha no se ha realizado por parte de la Fuerza Aérea Ecuatoriana, ningún estudio de los perfiles alares; y al poseer de primera mano el acceso a diferentes tipos de equipos de vuelo, lo que busca este proyecto es analizar el perfil alar de la avioneta DA20-C1, desde varias perspectivas: Primero la búsqueda de la correcta geometría correspondiente al perfil alar en estudio, desde un punto de partida referencial a las superficies de sustentación estandarizadas a nivel mundial; y con ello realizar el CAD que permita la simulación en las otras instancias. Segundo, realizar un análisis para la determinación de presiones CFD, a partir de la geometría establecida, en la búsqueda de simular situaciones de vuelo en condiciones críticas, con ello se pueden determinar las fuerzas y tensiones que interactúan con el ala, y tercero analizar las propiedades del material, mediante ensayos destructivos. Todo este procedimiento de experimentación, podría ser migrado a cualquier tipo de componente de una aeronave, constituyéndose también como un punto de referencia de investigación, en la búsqueda de agregar valor a los productos y componentes aeronáuticos.

El conjunto de datos obtenidos en la experimentación mediante ensayos destructivos y no destructivos, se constituirá la base para el diseño y mejora de materiales compuestos que igualen, o mejoren las características de los mismos, y que puedan ser utilizados con las garantías que

proporciona la ingeniería en el mantenimiento, reparación y desarrollo de estructuras, partes y componentes de las aeronaves.

Esta línea de investigación, radica en elevar las capacidades logísticas que se tienen para el mantenimiento de las aeronaves de la Fuerza Aérea Ecuatoriana; basados en que la obtención, análisis y manejo de datos son la principal arma de desarrollo en el advenimiento de la era de la información y el conocimiento; al ser netamente usuarios de los productos aeronáuticos de varias empresas alrededor del mundo, nos ha hecho dependientes tecnológicos de sus avances y descubrimientos, devengando económicamente cuantiosas sumas de dinero, por hacer uso de sus estudios, servicios y prestaciones. Debido a esto, la importancia de este proyecto, se enfoca en proporcionar los datos obtenidos en el análisis de las propiedades del material compuesto que conforma el perfil alar, y su relación con las cargas a las que se encuentra sometido; constituyéndose como un estudio relevante y clave para el desarrollo de nuevas tecnologías en materiales, y diseño de aeronaves, basados en los datos y conclusiones investigadas.

1.6 Alcance

La delimitación espacial del proyecto; se define en la comprobación geométrica de la superficie alar mediante la comparación del perfil estandarizado, análisis de presiones CFD, análisis tensional mediante CAE y caracterización mecánica del material por medio de ensayos destructivos monotónicos del perfil del ala de la aeronave DA20-C1; el mismo que fue dado de baja de la Fuerza Aérea Ecuatoriana, con fines de investigación, y que se encuentre en el hangar del CICTE para su estudio y análisis.

Para identificar la variación, se realizarán los ensayos de tracción, compresión, flexión, dureza y el análisis de propiedades que de ellos se derivan, utilizando estándares nacionales e internacionales, en diferentes partes del ala, basándose en los parámetros recogidos por el manual de mantenimiento de la aeronave, en búsqueda de determinar las características estáticas del material.

Capítulo 2

Marco Teórico

2.1 Historia de la avioneta DA20-C1

El desarrollo de la aeronave DA20 data en los años 90's, con la iniciativa de ingenieros austriacos y canadienses de presentar un diseño efectivo del avión con prometedores parámetros de rendimiento, alcanzando el primer vuelo de la avioneta en 1993. Esta aeronave opera entre propietarios privados y escuelas de aviación alrededor del mundo; generando un gran prestigio por sus altos niveles de seguridad, y buenos parámetros de vuelo para el entrenamiento; alcanzando un techo de operación de 4000 metros y una distancia máxima de vuelo de 1015 kilómetros (Diamond Aircraft Industries Inc, 2012).

La Fuerza Aérea Ecuatoriana, en el año 2012 realiza la adquisición de doce avionetas de entrenamiento básico con su respectivo soporte logístico y capacitación, para operar en la Escuela de Aviación Militar “Cosme Rennella B.”, ubicada en la ciudad de Salinas en la Península de Santa Elena; y utilizada para el entrenamiento de cadetes que realizan el curso de vuelo previo a la graduación como oficiales pilotos.

La aeronave DA20-C1 es un avión monomotor de doble asiento y ala baja diseñados por Diamond Aircraft para el entrenamiento de vuelo. Este modelo es fabricado en Ontario, Canadá; la aeronave está certificada en la categoría de utilitario y consta con los permisos de operación otorgados por la FAR 23 y CAR 523 en Estados Unidos y Canadá respectivamente. (Wayback Machine, 2010).

El modelo “C-1” es también llamado “Eclipse”, el mismo que es propulsado por un motor Continental IO-240-B de 125 hp; motor recíproco a hélice que genera el empuje necesario para el vuelo de la aeronave. (Diamond Aircraft Industries Inc, 2012).

2.2 Evolución de las alas

Se denomina ala a un cuerpo aerodinámico formado por una estructura, compuesta por un perfil aerodinámico o perfil alar envolviendo a una viga o largueros y que es capaz de generar una diferencia de presiones entre su cara superior (extradós) y su cara inferior (intradós) al desplazarse por el aire, lo que produce la fuerza ascendente de sustentación que mantiene al avión en vuelo. El ala típica también utiliza el principio de acción y reacción generando una fuerza cuya componente vertical contrarresta al peso. El ala compensará por tanto el peso del avión y a su vez generará una resistencia. (NASA, 2009).

El ala es el principal componente de un avión, su principal función es asegurar la sustentación, que compensa al peso. Esto hace que el avión pueda mantener un vuelo estable. Pero al ser una estructura bastante grande, la evolución tecnológica de los aviones ha hecho que adquiera una serie de nuevas funciones aparte de mantener el vuelo. El ala es diseñada basándose en criterios de actuaciones en vuelo, es decir la velocidad de diseño, el coeficiente de planeo, la carga útil, la maniobrabilidad del avión, todo ello implica consideraciones de diseño estructural y finalmente factores de diseño global del avión.

Los primeros aviones fueron construidos con la configuración alar de biplano donde dos alas eran unidas entre sí mediante tirantes y rigidizadores. Los motivos de esta configuración eran debidos a

problemas estructurales, no era posible tener una estructura lo suficientemente resistente como para aguantar toda la sustentación que necesitaba el avión usando solamente un ala, era necesario minimizar el tamaño del ala (y por tanto los esfuerzos estructurales) y por lo que se necesitó aumentar su número para hacer que el avión volara (TuDelf, 2016). Esta configuración se mantuvo durante mucho tiempo hasta la aparición de los aviones monoplano gracias a un avance en la ciencia de materiales y de estructuras.

Las configuraciones actuales de aviones suelen ser de una sola ala y construcción semi-monocasco. El ala se diseña para poder resistir por ella misma todos los esfuerzos que se puede encontrar durante el vuelo y realiza varias funciones como el alojamiento de luces, combustibles, y componentes de la aeronave. (TuDelf, 2016)

Los aviones monoplano tienen diversas configuraciones posibles. Bien pueden tener el ala baja donde la misma va a la altura del fuselaje inferior, lo que mejora la maniobrabilidad de la aeronave, es la más usada en aviones comerciales de pasajeros. Otra ala tradicional es el ala alta, donde el ala está instalada en la parte superior del fuselaje, configuración ideal para mejorar las condiciones de planeo del avión y también el ala media, típica de los cazas militares. La estructura del cajón del ala más utilizada en la actualidad está compuesta por revestimientos, largueros, larguerillos y costillas como se muestra en la figura 1.

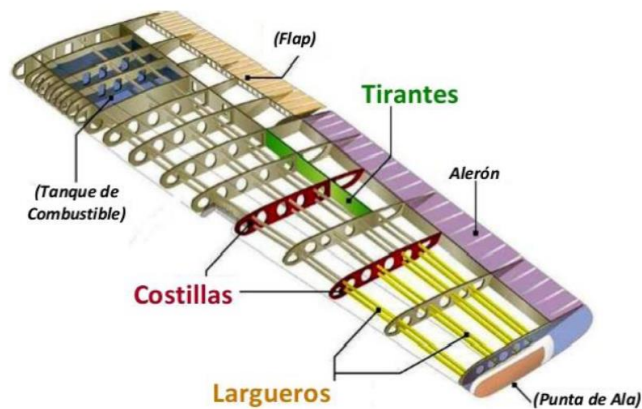


Figura 1. Partes del ala.
Fuente: (Chun-Yung, 2002)

2.3 Materiales compuestos en la Industria Aeronáutica.

El uso de materiales compuestos para su aplicación en la industria aeronáutica se ha expandido rápidamente en los últimos años. Sin embargo, prácticamente en todos sus aspectos, el uso de estos materiales involucra una tecnología distinta a la usada con los metales. Estos materiales son intrínsecamente diferentes, tanto en procesos de manufactura, diseño estructural y desempeño en servicio, particularmente considerando la causa y naturaleza del daño que pueden soportar.

La razón principal para el uso de este tipo de materiales en aviación, se debe al buen desempeño mecánico en relación al peso, comparado con los materiales metálicos. Los más usados en este ámbito son: la fibra de vidrio, fibra de carbono, fibra de boro y kevlar; y los mismos pueden ser contruidos en matriz polimérica o en matriz rígida como son el uso de espumas rígidas o esponjas. Los materiales compuestos son laminados a partir de varias capas de fibras ubicadas en diferentes ángulos de inclinación, dependiendo de las propiedades mecánicas a buscar en una matriz que

constituye el medio de unión para cada una de ellas. Estos materiales son por naturaleza anisotrópicos, sin embargo, existen diferentes configuraciones de los mismos que permiten que tengan otro tipo de comportamientos mecánicos.

La importancia de la utilización de los materiales compuestos en la industria aeronáutica se da, porque al ser una combinación de materiales puede alcanzar a tener resistencias mayores a las de una aleación metálica, y a su vez al ser más livianos permiten tener un mejor rendimiento de las aeronaves y por lo tanto un menor consumo de combustible, optimizando la potencia que generan los motores, traduciéndose en disminución de costos operacionales.

El empleo de los materiales compuestos en la industria aeronáutica ha generado un gran avance en función de los beneficios que estos proporcionan, como son, mejor capacidad para moldeo, reducción del peso, mayor resistencia a la corrosión y a la fatiga, y por lo tanto un menor requerimiento de mantenimiento.

De acuerdo a los estudios realizados en función de la optimización de costos de operación, se ha podido determinar que las ventajas de reducción de peso y costos de mantenimiento han disminuido hasta un 25% lo cual le permite tener a las aeronaves más autonomía de vuelo.

A continuación, se describe a los materiales compuestos más utilizados en la industria aeronáutica y algunas de sus aplicaciones:

2.3.1 Fibra de Vidrio

Este es el material compuesto más común, el cual es fabricado a partir de fibras de vidrio incrustadas en una matriz de resina, la misma que fue empleada para la construcción del avión

Boeing 707, el cual se emplea en la aviación comercial, usualmente se lo utiliza para la construcción de superficies de sustentación de alas o controles de vuelo.

2.3.2 Fibra de carbono

Este es un material elaborado de átomos de carbono y una matriz de epoxy, el cual tiene un gran valor debido a que su peso es ligero, de acuerdo a “Carbon Fiber Composites”, el transbordador espacial creado por la NASA emplea fibra de carbono en su estructura. Se indica que este material proporciona prestaciones de alto costo, además esta fibra permite resistencia al calor, por lo cual es muy importante el empleo en aeronaves militares, las cuales se comportan en condiciones especiales de vuelo.

2.3.3 Fibra de boro

Estos materiales compuestos fueron empleados para la construcción de aviones militares como el F-14 y F-15, debido a su pequeño diámetro que varía entre 100 y 140 micrómetros (Pérez & Sánchez, 2014), la fibra de boro tiene una alta rigidez de flexión lo cual limita su uso en partes pequeñas, esto lo distingue de la fibra de carbono, debido a que su diámetro más pequeño permite tener mayor flexibilidad.

2.4 Métodos de simulación

2.4.1 Dinámica de fluidos computacionales CFD.

De acuerdo a sus siglas en inglés CFD significa “Computational Fluid Dynamics” o en español Dinámica de Fluidos Computacional, se basa en la simulación numérica de fluidos, transferencia de calor, entre otros fenómenos relacionados al tema.

El análisis CFD combina dos áreas de conocimiento que son la Mecánica de Fluidos y el Cálculo Numérico. Las ecuaciones aplicables en CFD son relacionadas de acuerdo al tipo de flujo y sus condiciones de densidad, presión, temperatura y velocidad. Los métodos de discretización más difundidos son el método de las diferencias finitas, el método de los elementos finitos y el método de los volúmenes finitos, siendo este último el más utilizado en Dinámica de Fluidos Computacional. Con esos métodos, se intercambia el dominio continuo por un dominio discreto, donde un conjunto de volúmenes de control es utilizado para representar el dominio original. (Figura 2)

Este método resuelve las ecuaciones respectivas de cada modelo resolviendo las mismas para cada volumen de control, por lo cual se genera un sistema de ecuaciones que se resuelve numéricamente, para lo cual se aplica distintos paquetes computacionales que permiten solucionar problemas relacionados con fluidos de manera rápida y precisa.

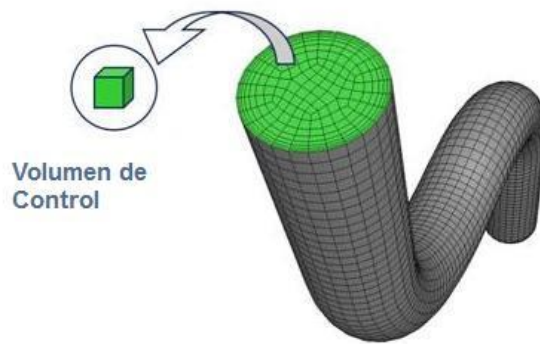


Figura 2. Método de volúmenes de control

Fuente: (Lomax, 2012)

El número de volúmenes de control que se empleará para el análisis será definido por medio del estudio de convergencia de malla, es decir, se analiza el mismo caso con refinamientos diferentes de mallas y se comparan los resultados. Cuando el resultado entre dos refinamientos de malla no sufre una gran alteración (o cambia muy poco), se dice que se ha alcanzado la convergencia de malla.

Una vez generada la malla se procede a configurar de manera física el modelo, las condiciones de frontera y el solver. Posterior se resuelve el sistema de ecuaciones a través de un proceso iterativo, hasta alcanzar la convergencia, es decir que los resultados entre dos iteraciones consecutivas están entre los límites definidos por el usuario.

Por último, se procede a un post procesamiento de los datos, en el que se muestran los resultados de la simulación y se validan a los mismos mediante bases de datos con estudios relacionados al tema, o se verifica mediante la comparación con resultados esperados o cálculos manuales.

2.4.2 Análisis de elementos finitos FEA.

El análisis por elementos finitos (FEA, siglas en inglés de Finite Element Analysis) es una técnica de simulación por computador usada en ingeniería. Usa una técnica numérica llamada método de los elementos finitos (FEM).

En estas aplicaciones, el objeto o sistema se representa por un modelo geoméricamente similar que consta de múltiples regiones discretas simplificadas y conectadas, ecuaciones de equilibrio, junto con consideraciones físicas aplicables así como relaciones constitutivas, se aplican a cada elemento, y se construye un sistema de varias ecuaciones. El sistema de ecuaciones se resuelve para los valores desconocidos usando técnicas de álgebra lineal o esquemas no lineales, dependiendo del problema. Siendo un método aproximado, la precisión de los métodos FEA puede ser mejorada refinando la discretización en el modelo, usando más elementos y nodos. (Hastings, Juds, & Brauer, 2005).

Comúnmente se usa FEA en determinar los esfuerzos y desplazamientos en sistemas mecánicos. Es además usado de manera rutinaria en el análisis de muchos otros tipos de problemas, entre ellos Transferencia de calor, dinámica de fluidos, y electromagnetismo.

El análisis de elementos finitos, permite la construcción de diseños enteros, su refinación y la optimización de éstos antes de que el diseño sea manufacturado. Esta poderosa herramienta de diseño ha mejorado en gran forma, el estándar de diseños en ingeniería y la metrología del proceso del diseño en muchas aplicaciones industriales. (Hastings, Juds, & Brauer, 2005). La introducción del análisis de elementos finitos ha reducido el tiempo que se toma para llevar productos desde el concepto hasta la línea de producción. A través de la mejora de diseños de prototipos iniciales usando el análisis de elementos finitos se han acelerado, principalmente, las pruebas y el desarrollo. En resumen, los beneficios del análisis de elementos finitos son: una alta precisión, diseño

mejorado, y una mejor percepción de los parámetros críticos de diseño, cálculos tensionales, menos prototipos de hardware, y ciclo de diseño más rápido y económico.

Dentro de este estudio se emplea el análisis de elementos finitos para el cálculo del esfuerzo tensional producido en los componentes del ala, debido a las fuerzas producidas en condiciones de vuelo crítico, con la finalidad de obtener los desplazamientos producidos por el ala y las tensiones generadas tanto en la superficie de sustentación, como en sus componentes.

2.5 Software utilizado

Para realizar el modelamiento geométrico CAD del ala en estudio, se utiliza el software SolidWorks 2018, paquete informático que permite la realización de diseños tridimensionales, con la capacidad de producir formas complejas de sólidos y superficies. Por otro lado, para modificar las geometrías e introducirlas a la simulación de CFD y FEA, se lo hace mediante el complemento DesingModeler de ANSYS.

Uno de los softwares para la simulación en ingeniería es ANSYS, paquete informático que predice el comportamiento de diferentes objetos bajo un entorno real. Está desarrollado para funcionar bajo la teoría de elemento finito para estructuras y volúmenes finitos para fluidos. (Bhaskaran, 2019)

ANSYS está dividido en tres herramientas principales llamados módulos: pre-procesador (creación de geometría y mallado), procesador y post-procesador. Tanto el pre-procesador como el post-procesador están provistos de una interfaz gráfica. Este procesador de elemento finito para la solución de problemas mecánicos incluye: análisis de estructuras dinámicas y estáticas, análisis de transferencia de calor y fluidodinámica. Normalmente el uso de estas herramientas se utiliza simultáneamente logrando mezclar problemas y presentar resultados de varias ramas de la ingeniería.

Existen varios complementos previstos en ANSYS, de los cuales se explica los que han sido usados en el presente trabajo de titulación.

- ANSYS Fluent. Complemento ideal para el análisis de fluidos y la interacción con estructuras; posee un importante procesador que calcula ecuaciones de gobierno de acuerdo a diferentes modelos de comportamiento, condiciones reales y propiedades del flujo.
- ANSYS Static Structural. Este elemento constituye una herramienta ideal para analizar estructuras y su comportamiento cuando se encuentran sometidas a agentes externos que influyen en sus propiedades mecánicas y producen esfuerzos y deformaciones.
- ANSYS Mechanical. Auxiliar de ANSYS para generar elementos y volúmenes de control de altas calidades, que generen resultados confiables.

Capítulo 3

Caracterización de las propiedades mecánicas de la superficie de sustentación

3.1 Elaboración de probetas

Las distintas probetas se obtienen del ala derecha del avión DA-20 C1 de la Fuerza Aérea, por lo cual se debe definir previamente los ensayos aplicables al tipo de material con el cual está elaborada el ala, que en este caso es un material compuesto tipo sándwich con núcleo de espuma rígida.

Para el estudio de este material el conjunto de estándares que definen los tipos de ensayos a realizar son los ASTM, los cuales se han empleado para este estudio.

Para la obtención de las probetas se debe realizar las mediciones definidas en los estándares ASTM (Figura 3), para posterior ser cortadas y ensayadas (Figura 4).



Figura 3. Mediciones del Ala del avión DA-20 C1

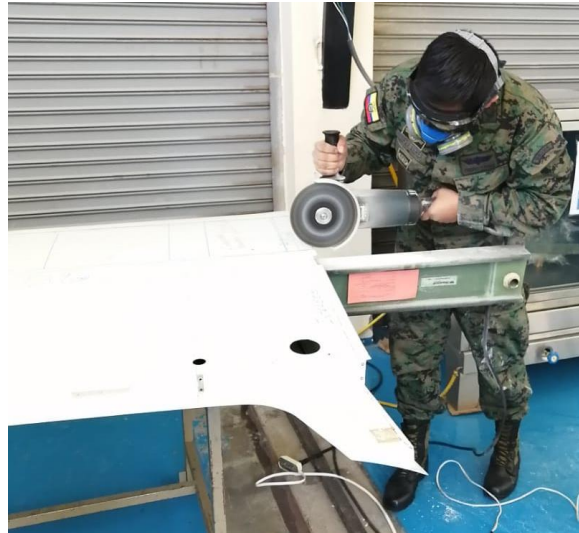


Figura 4. Corte de las Probetas

3.1.1 Probetas para ensayo de tracción.

El estándar adecuado para el ensayo de tracción plana en materiales compuestos tipo sándwich es el “**ASTM C297/C297M-16 Standard Test Method for Flatwise Tensile Strength of Sandwich Constructions**”, bajo este estándar se definen las dimensiones, cantidad de probetas a ensayar y los datos requeridos para realizar los ensayos como la velocidad del ensayo.

De acuerdo a lo que indica la ASTM C297/C297M-16 en la página 3, Sección 8, Subsección 8.1 y 8.2, se debe ensayar cinco (5) probetas para posterior realizar el análisis estadístico que determine la propiedad deseada, además la geometría de las probetas puede ser rectangular o circular que cumpla un área mínima en la superficie plana de 625 mm², para estos ensayos se considera una superficie rectangular de 25 mm de ancho por 25 mm de largo. (Figura 5).

La velocidad de avance para este ensayo se encuentra establecida en la ASTM C297/C297M-16 en la página 6, Sección 11, Subsección 11.6, en la cual indica una velocidad sugerida de 0.5 mm/min para que la falla se produzca en el lapso de 3 a 6 minutos.



Figura 5. Probetas para ensayo de tracción plana

3.1.2 Probetas para ensayo de flexión.

El estándar adecuado para el ensayo de flexión en materiales compuestos tipo sándwich es el **“ASTM C393/C393M-16 Standard Test Method for Core Shear Properties of Sandwich Constructions by Beam Flexure”**, bajo este se definen las dimensiones, cantidad de probetas a ensayar y los datos requeridos para realizar los ensayos como la velocidad de avance.

De acuerdo con lo que indica la ASTM C393/C393M-16 en la página 4, Sección 8, Subsección 8.1 y 8.2.1, se debe ensayar cinco (5) probetas para posterior realizar el análisis estadístico que determine la propiedad deseada, además la geometría de las probetas debe ser rectangular con un ancho de 75 mm y una longitud de 200 mm. (Figura 7)

La velocidad de avance para este ensayo se encuentra establecida en la ASTM C393/C393M-16 en la página 5, Sección 11, Subsección 11.4, en la cual indica una velocidad sugerida de 6 mm/min para que la falla se produzca en el lapso de 3 a 6 minutos.

La ubicación de la probeta para realizar el ensayo se encuentra en la ASTM C393/C393M-16 en la página 3, Sección 7, Subsección 7.2, en la cual establece que la configuración estándar para el ensayo es con tres puntos, es decir una viga simplemente apoyada con una carga en la parte central de la viga como se muestra en la Figura 3.4, la separación de los soportes de la viga será de 150 mm. (Figura 6)

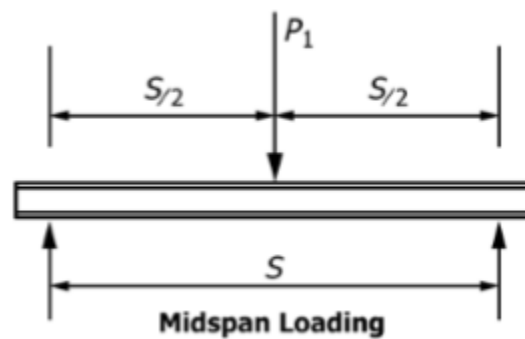


Figura 6. Configuración Estándar de 3 puntos
Fuente: ASTM C393/C393M-16

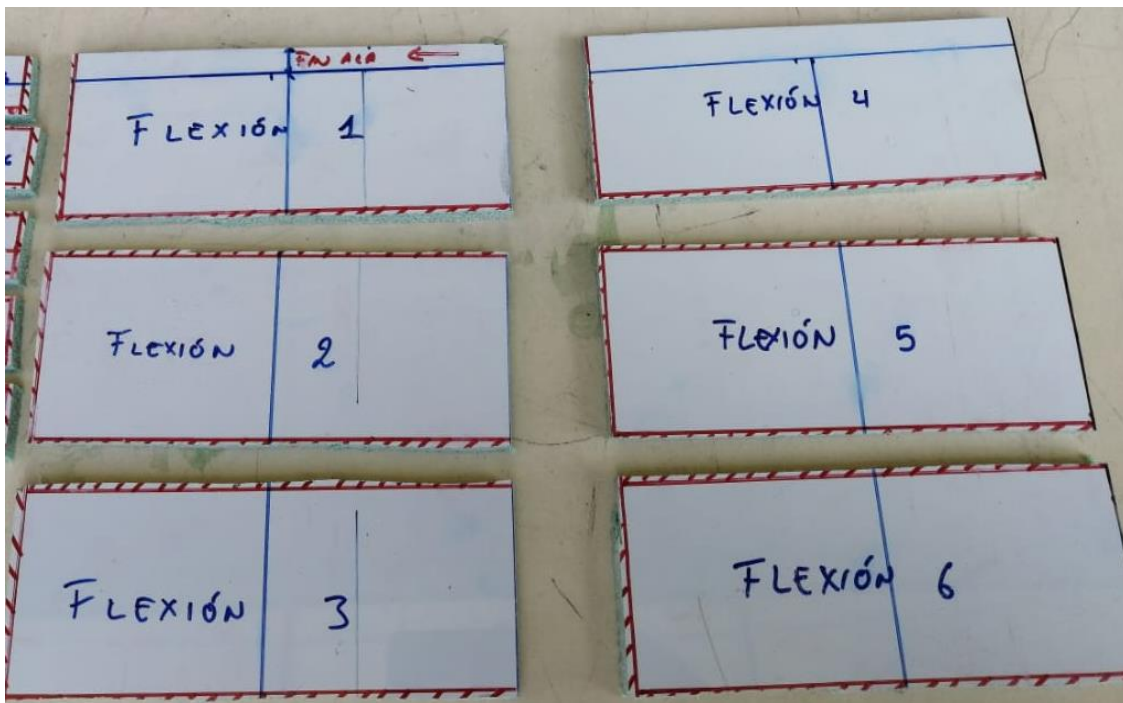


Figura 7. Probetas para ensayo de flexión

3.1.3 Probetas para ensayo de dureza.

El ensayo de dureza para los materiales compuestos no se encuentra definido, por lo cual se puede considerar los materiales que componen el material compuesto en estudio para identificar un estándar que pueda ser de utilidad para realizar este ensayo.

La fibra de vidrio al ser parte de las caras del material compuesto puede ser analizada su dureza bajo el estándar **“ASTM D2583 Standard Test Method for Indentation Hardness of Rigid Plastics by Means of a Barcol Impressor”**.

Para realizar este ensayo es necesario que las caras a ser indentadas se encuentren perpendiculares al indentador.

3.1.4 Probetas para ensayo de compresión

El estándar adecuado para el ensayo de compresión plana en materiales compuestos tipo sándwich es la “**ASTM C365/C365M-16 Standard Test Method for Flatwise Compressive Properties of Sandwich Cores**”, bajo este se definen las dimensiones, cantidad de probetas a ensayar y los datos requeridos para realizar los ensayos como la velocidad del ensayo.

De acuerdo a lo que indica la ASTM C365/C365M-16 en la página 3, Sección 8, Subsección 8.1 y 8.2, se debe ensayar cinco (5) probetas para posterior realizar el análisis estadístico que determine la propiedad deseada, además la geometría de las probetas puede ser rectangular o circular que cumpla un área de sección transversal que no exceda 10000 mm², para estos ensayos se considera una superficie rectangular de 25 mm de ancho por 25 mm de largo.

La velocidad de avance para este ensayo se encuentra establecida en la ASTM C365/C365M-16 en la página 4, Sección 11, Subsección 11.5, en la cual indica una velocidad sugerida de 0.5 mm/min para que la falla se produzca en el lapso de 3 a 6 minutos.

Para ejecutar el ensayo se debe realizar una precarga establecida en la ASTM C365/C365M-16 en la página 5, Sección 11, Subsección 11.8 y 11.9, en la cual define que esta debe ser de 45 N y la carga debe ser aplicada hasta que la deformación sea el 2% del espesor de la probeta.

3.1.5 Probetas para determinar la densidad.

El estándar adecuado para determinar la densidad en materiales compuestos tipo sándwich es la “**ASTM C271/C271M-16 Standard Test Method for Density of Sandwich Core Materials**”,

bajo este se definen las dimensiones, cantidad de probetas a ensayar y las fórmulas a emplear para estos cálculos.

De acuerdo a lo que indica la ASTM C271/C271M-16 en la página 2, Sección 8, Subsección 8.1 y 8.2, se debe ensayar cinco (5) probetas para posterior realizar el análisis estadístico que determine la propiedad deseada, además la geometría de las probetas debe ser rectangular o cuadrada en su sección transversal, el tamaño mínimo de las probetas debe ser de 300 mm de largo y 300 mm de ancho. (Figura 8).

Las medidas que se obtendrán con la balanza de acuerdo a la ASTM C271/C271M-16 en la página 3, Sección 11, Subsección 11.5, serán tomadas en gramos.

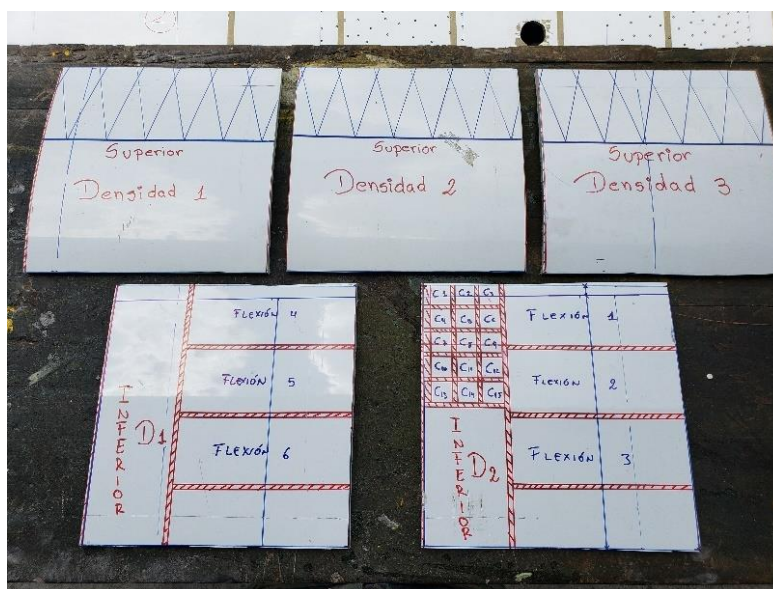


Figura 8. Probetas para determinar la densidad

3.2 Realización de ensayos mecánicos.

Los ensayos mecánicos se realizan en la máquina de ensayos universales “SHIMADZU AGS 50 KN 2016”, la cual tiene la facilidad de realizar con diferentes acoples los ensayos que para esta tesis son requeridos.

3.2.1 Ensayo de tracción.

Para la ejecución de este ensayo se elabora unos acoples con el objetivo que las agarraderas de la máquina puedan sostenerlos, como se muestra en la Figura 9, posterior se pega la probeta a los acoples con pegamento epoxico marca “ABRO”.



Figura 9. Accesorios y probeta para ejecutar ensayos de tracción plana

Al momento de ejecutar el ensayo en la máquina se presentan problemas, ya que los dos primeros acoples que no tienen el orificio al ser sujetados como se muestra en la Figura 10, generan un momento torsor, por lo cual la probeta se rompe al instante sin obtener ningún resultado favorable.



Figura 10. Probeta colocada en la máquina para ensayo de tracción plana y rotura por momento de torsión en la probeta.

Se coloca las probetas siguientes con el agujero para soporte como se muestra en la Figura 11, el cual funciona de mejor manera que las primeras dos probetas, en este ensayo se genera un inconveniente con todas las probetas ensayadas, ya que el pegamento utilizado soporta menos carga de tracción que la espuma del núcleo del material compuesto, por lo tanto no se puede obtener resultados válidos con este ensayo de tracción plana, debido a que la probeta se despega de sus acoples como se muestra en la Figura 12.

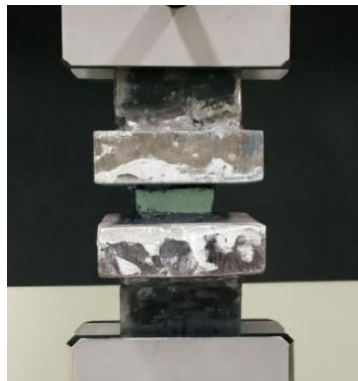


Figura 11. Probeta colocada en la máquina para ensayo de tracción plana con orificios para su acople.



Figura 12. Probeta despegada de su acople.

3.2.2 Ensayo de flexión.

Para la ejecución de estos ensayos se coloca un puente en la máquina de ensayos universales, los puntos de soporte para la viga se encuentran a una distancia de 150 mm entre ellos, de acuerdo con lo que indica el estándar y lo que está detallado en el punto 3.1.2 de este capítulo, además la probeta se la coloca con la pintura hacia arriba, ya que es en ese sentido en el que trabajan las cargas en la aeronave.

La ASTM C393/C393M-16 en la página 6, Sección 11, Subsección 11.9, establece que la carga debe ser aplicada hasta que exista el fallo o hasta que la deformación sea igual al espesor de la probeta.

Para este ensayo se consideran los siguientes parámetros, una velocidad de avance de 3 mm/min, debido a lo que indica el estándar, que la falla debe ser dentro de los 3 a 6 minutos, y en función

del espesor de 10 mm aproximadamente, se toma en consideración este parámetro para que el ensayo se detenga al alcanzar esta deformación. (Figura 13).

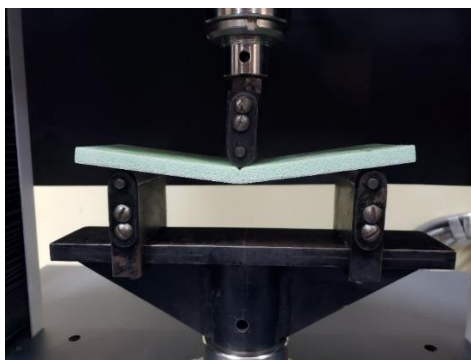


Figura 13. Probeta colocada en el puente para ensayo de flexión en 3 puntos.

Los ensayos se organizaron de acuerdo con lo que se indica en la Tabla 1, en el cual se puede observar las medidas de cada probeta:

Tabla 1.

Datos de probetas para ensayos de flexión.

Probetas	Largo (mm)	Ancho (mm)	Espesor (mm)	Observaciones
1	201	75,04	9,62	Segundo ensayo
2	201,1	75,72	9,62	Tercer ensayo
3	201,42	75,44	9,86	Cuarto ensayo
4	200,88	75,78	9,54	Quinto ensayo, ensayo anulado
5	200,1	75	9,72	Primer ensayo
6	201,06	75,22	9,76	Sexto ensayo

Después de realizar los cinco ensayos requeridos, se procede a procesar los resultados que entrega la máquina, (Figura 14), mismos que son procesados y emitido un informe, tal como se puede ver en el Anexo A - Resultados de ensayos de Flexión.

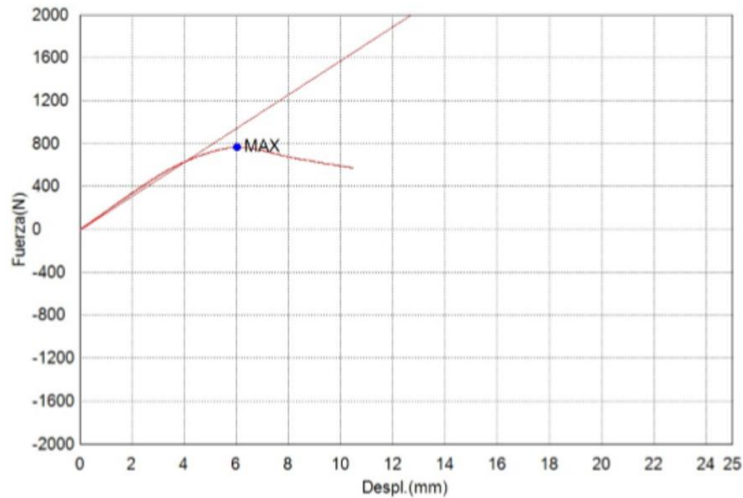


Figura 14. Resultado del ensayo de flexión

Las probetas para los ensayos de flexión se cortan en sentido transversal y longitudinal del ala del avión, como se puede ver en el ejemplo de la figura 15, con el propósito de determinar que las propiedades mecánicas son iguales en los dos sentidos.



Figura 15. Ejemplo de corte de probetas para ensayo de flexión

Los resultados de los ensayos de flexión se muestran a continuación en la tabla 2, donde se puede apreciar que la máxima fuerza aplicada es similar en los dos sentidos de corte.

Tabla 2.

Carga máxima aplicada en sentido longitudinal y transversal.

Ensayos en dirección longitudinal	Fuerza Máxima (N)	Ensayo en dirección transversal	Fuerza Máxima (N)
1	665.204	1	608.714
2	667.254	2	644.867
3	762.153	3	575.296
4	608.500	4	644.493
5	639.725	5	607.149

3.2.3 Ensayo de dureza.

Este ensayo se lo realiza en la máquina “DUROLINE – M MICROHARDNESS TESTER”, para lo cual se coloca la probeta en el microscopio, al ser de color blanco la pintura de la probeta se debe realizar una pintura con marcador permanente para que se pueda observar la indentación (Figura 17), se realiza el ensayo en el equipo previamente calibrado (Figura 16).



Figura 16. Calibración de la máquina para realizar ensayo de dureza.

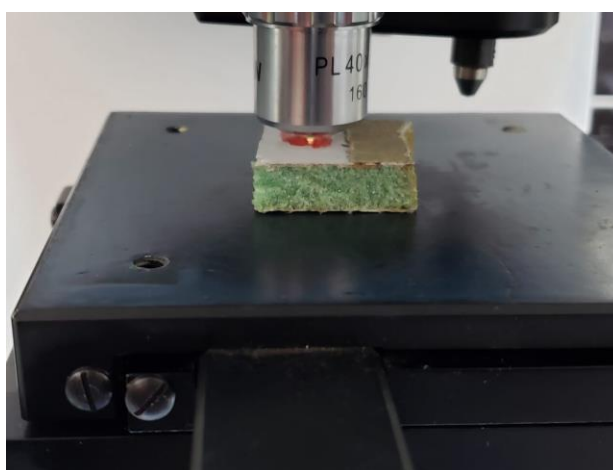


Figura 17. Probeta colocada para realizar indentación.

El ensayo de dureza empleado es el Ensayo Vickers, el cual tiene un penetrador con una pirámide de diamante con un ángulo base de 136° , para este ensayo se realizan 5 penetraciones diferentes, en las cuales se coloca la medición del ancho del diamante indentado y la máquina automáticamente entrega el resultado obtenido (Figura 18).



Figura 18. Ejemplo de datos que entrega la máquina en ensayos de dureza.

3.2.4 Ensayo de compresión

El ensayo se lo realiza bajo los parámetros definidos en el punto 3.1.4 de este capítulo, para lo cual se seleccionan cinco probetas, las mismas que se colocan en las bases para realizar ensayos de compresión como se muestra en la Figura 19.



Figura 19. Probeta colocada para ensayo de compresión.

Se realizan cinco ensayos de compresión, los mismos que se han organizado como se detalla en la Tabla 3.3 con las respectivas medidas.

Tabla 3.

Datos de probetas para ensayos a compresión.

Probetas	Largo (mm)	Ancho (mm)	Espesor (mm)	Área Sección Transversal
3	25,66	25,46	9,56	653,3036
5	25,86	25,9	9,46	669,774
6	26,04	25,88	9,62	673,9152
10	25,52	25,8	9,36	658,416
11	24,94	25,86	9,53	644,9484
13	25,75	25,81	9,48	664,6075

Después de realizar los cinco ensayos requeridos, se procede a procesar los resultados que entrega la máquina, (Figura 20) los mismos que son procesados y emitido un informe, tal como se puede ver en el Anexo B - Resultados de ensayos de Compresión.

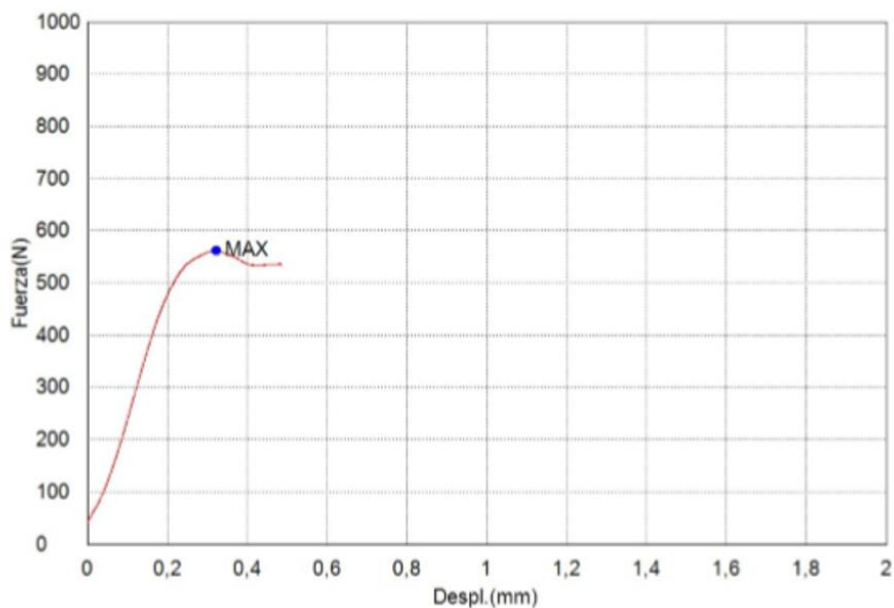


Figura 20. Resultados del ensayo de compresión.

3.2.5 Determinación de la densidad

Para la ejecución de este ensayo se emplean las cinco probetas y se utiliza una balanza digital, la misma que puede realizar sus mediciones en gramos y en libras, además se ejecutan cuatro mediciones por probeta.

La balanza se nivela sobre la mesa para que las mediciones sean reales y exactas, posterior se encera la balanza y se coloca la probeta para poder obtener sus mediciones. (Figura 21)



Figura 21. Probeta colocada en la balanza digital.

Al realizar los ensayos se obtienen los datos mostrados en la Figura 22.

RESULTADOS OBTENIDOS					
Probeta 1	Peso (g)	Peso (lb)	Probeta 2	Peso (g)	Peso (lb)
Ensayo 1	296	0,655	Ensayo 1	306	0,675
Ensayo 2	296	0,655	Ensayo 2	306	0,675
Ensayo 3	296	0,655	Ensayo 3	306	0,675
Ensayo 4	296	0,655	Ensayo 4	306	0,675
Dimensiones (mm)			Dimensiones (mm)		
Largo	298,5		Largo	301	
Ancho	300		Ancho	299,5	
Probeta 3	Peso (g)	Peso (lb)	Probeta 4	Peso (g)	Peso (lb)
Ensayo 1	298	0,657	Ensayo 1	297	0,655
Ensayo 2	298	0,657	Ensayo 2	297	0,655
Ensayo 3	298	0,657	Ensayo 3	297	0,655
Ensayo 4	298	0,657	Ensayo 4	297	0,655
Dimensiones (mm)			Dimensiones (mm)		
Largo	298,95		Largo	299,5	
Ancho	299		Ancho	299	
Probeta 5	Peso (g)	Peso (lb)			
Ensayo 1	298	0,657			
Ensayo 2	298	0,657			
Ensayo 3	298	0,657			
Ensayo 4	298	0,657			
Dimensiones (mm)					
Largo	298,9				
Ancho	299				

Figura 22. Datos de medición de densidad.

3.3 Determinación de propiedades mecánicas.

Una vez obtenidos los resultados de los ensayos como se indica anteriormente en este capítulo se procede a realizar los cálculos para obtener las propiedades mecánicas para caracterizar el material compuesto.

Empleando el ensayo de flexión se obtienen datos de Fuerza Máxima, Deformación, Deformación unitaria, empleando el estándar ASTM C393/C393M-16 en la página 6, Sección 13, Subsección 13.2, se utilizan las siguientes ecuaciones para los cálculos:

$$F_s^{ult} = \frac{P_{max}}{(d + c)b} \quad (1)$$

Donde:

F_s^{ult} Esfuerzo último de corte del núcleo en MPa

P_{max} Máxima fuerza antes de la falla en N

t Espesor nominal de las caras en mm

d Espesor del sandwich en mm

c Espesor del núcleo en mm

b Ancho del sánduche en mm

$$\sigma = \frac{P_{max}S}{2t(d + c)b} \quad (2)$$

Donde:

σ Esfuerzo en las caras en MPa

P_{max} Máxima fuerza antes de la falla en N

<i>S</i>	<i>Longitud entre soportes en mm</i>
<i>t</i>	<i>Espesor nominal de las caras en mm</i>
<i>d</i>	<i>Espesor del sandwich en mm</i>
<i>c</i>	<i>Espesor del núcleo en mm</i>
<i>b</i>	<i>Ancho del sánduche en mm</i>

Para el cálculo del Coeficiente de Poisson se emplea la Regla de las Mezclas para materiales compuestos, la misma que hace una relación entre el material del núcleo y el material de las caras, empleando en su ecuación la fracción volumétrica.

La regla de las mezclas para este caso de estudio se la emplea con la siguiente ecuación, obtenida de *Fundamentos de la Mecánica de los materiales compuestos*. (Pérez & Sánchez, 2014)

$$\nu^c = \nu^f * v^f + \nu^m * v^m \quad (3)$$

Donde:

ν^c *Módulo de Poisson del compuesto*

ν^f *Módulo de Poisson de la fibra*

v^f *Fracción Volumétrica de la fibra*

ν^e *Módulo de Poisson de la matriz*

v^e *Fracción Volumétrica de la matriz*

La fracción volumétrica de la fibra y de la matriz se obtienen dividiendo el volumen de la fibra o de la matriz, para el volumen total del material compuesto.

Los datos de módulo de Poisson de la fibra y de la matriz se toman de fichas técnicas de los materiales que componen este material compuesto, que en este caso son fibra de vidrio y espuma rígida Divinycell H250, como se puede observar en el Anexo C – Fichas técnicas de Materiales Utilizados, para este análisis se toman en consideración el volumen de las fibras y del material matriz para obtener mediante la división de estos valores para el volumen total del compuesto, nos dé como resultado las fracciones volumétricas, obteniendo los valores que se pueden apreciar en la tabla 3.4.

El módulo de corte se lo calcula con la siguiente ecuación, la cual se puede aplicar debido a que se ha podido determinar que las propiedades mecánicas son las mismas si se analiza las probetas en dos sentidos diferentes de las fibras, es decir longitudinal y transversalmente:

$$G = \frac{E}{2(1 + \nu)} \quad (4)$$

Donde:

G *Módulo de corte*

E *Módulo de elasticidad*

ν *Coefficiente de Poisson*

Los resultados se obtienen empleando las ecuaciones indicadas anteriormente, y se presentan en la Figura 23:

Viga a Flexión								
CÁLCULOS		Probeta 1	Probeta 2	Probeta 3	Probeta 4	Probeta 5	Probeta 6	VALOR PROMEDIO
Esfuerzo último de corte del núcleo	Fs ult	0,491651	0,498429	0,564205	0,440285	Anulado	0,46936	0,492785 Mpa
Máxima Fuerza (N)	Pmax	665,204	667,254	762,153	608,5	Anulado	639,725	
Espesor caras (mm)	t	0,7	0,7	0,7	0,7	Anulado	0,7	
Espesor del sánduche (mm)	d	9,72	9,62	9,62	9,86	Anulado	9,76	
Espesor del núcleo (mm)	c	8,32	8,22	8,22	8,46	Anulado	8,36	
Ancho del sánduche (mm)	b	75	75,04	75,72	75,44	Anulado	75,22	
ESFUERZO EN LAS CARAS (MPa)	σ	52,67691	53,40313	60,4505	47,17334	Anulado	50,2881	52,798393 Mpa
Espesor caras (mm)	t	0,7	0,7	0,7	0,7	Anulado	0,7	
Máxima Fuerza (N)	Pmax	665,204	667,254	762,153	608,5	Anulado	639,725	
Longitud entre soportes (mm)	S	150	150	150	150	Anulado	150	

CÁLCULO DE MÓDULO DE CORTE

Módulo de corte (MPa)	G	504,1699	519,824	751,2688	466,7871		643,641	577,13816 Mpa
Coefficiente de Poisson Compuesto	v	0,388477	0,388358	0,388358	0,388641	Anulado	0,38852	0,3884716
Módulo de Elasticidad (Mpa)	E	1400,057	1443,403	2086,06	1296,399	Anulado	1787,42	1602,6684 Mpa

CÁLCULO DEL COEFICIENTE DE POISSON

Coefficiente de Poisson Compuesto	v	0,388477	0,388358	0,388358	0,388641	Anulado	0,38852	0,3884716
Coefficiente de Poisson Fibra Vidrio	vf	0,32	0,32	0,32	0,32	Anulado	0,32	
Coefficiente de Poisson Epoxy	ve	0,4	0,4	0,4	0,4	Anulado	0,4	
Espesor caras (mm)	t	0,7	0,7	0,7	0,7	Anulado	0,7	
Espesor del sánduche (mm)	d	9,72	9,62	9,62	9,86	Anulado	9,76	
Espesor del núcleo (mm)	c	8,32	8,22	8,22	8,46	Anulado	8,36	
Ancho del sánduche (mm)	b	75	75,04	75,72	75,44	Anulado	75,22	
Volumen del Compuesto (mm ³)	Vc	109350	108282,7	109264	111575,8	Anulado	110122	
Volumen de la Fibra (mm ³)	Vf	7875	7879,2	7950,6	7921,2	Anulado	7898,1	
Fracción Volumétrica Fibra	vf	0,144033	0,14553	0,14553	0,141988	Anulado	0,14344	
Volumen de la Matriz (mm ³)	Ve	93600	92524,32	93362,76	95733,36	Anulado	94325,9	
Fracción Volumétrica Matriz	ve	0,855967	0,85447	0,85447	0,858012	Anulado	0,85656	

Figura 23. Resultados de propiedades mecánicas del material compuesto.

Para el cálculo del módulo de elasticidad se emplea las siguientes ecuaciones, tomando en consideración que no debe existir deformación del material, es decir trabaja el material en el rango elástico:

$$E = \frac{FL^3}{48I\delta} \quad (5)$$

Donde:

E Módulo de elasticidad en MPa

F Fuerza máxima aplicada en el límite elástico en N

L Longitud entre soportes en mm

I Inercia de la viga en mm⁴

δ Deformación en el límite elástico en mm

$$I_o = \frac{bh^3}{12} \quad (6)$$

Donde:

I_o Inercia en mm⁴

b Base de la sección transversal en mm

h Altura de la sección transversal en mm

Debido a que las fibras se encuentran fuera del centro de gravedad del material compuesto se aplica el Teorema de Steiner, en el cual se complementa el cálculo de la Inercia con el desplazamiento desde el centro de gravedad del material compuesto, hasta el centro de gravedad de las caras, empleando la ecuación que se presenta a continuación:

$$I = I_o + A * d^2 \quad (7)$$

Donde:

I Inercia compensada en mm⁴

I_o Inercia inicial en mm⁴

A Área de la sección transversal en mm²

d Distancia desde el centro de gravedad del material compuesto hasta el centro de gravedad de las caras en mm

Un ejemplo de cálculo se presenta a continuación para el cálculo de la inercia de la fibra de vidrio con la compensación de la multiplicación del área por la distancia del centro de gravedad del material a ser analizado, hacia el centro de gravedad de todo el material compuesto:

$$b = 75 \text{ mm}$$

$$h = 0.7 \text{ mm}$$

$$d = 4.51 \text{ mm}$$

$$I = \frac{75\text{mm} * (0.7\text{mm})^3}{12} + (75\text{mm} * 0.7\text{mm}) * (4.51\text{mm})^2$$

$$I = 1069.99 \text{ mm}^4$$

Los resultados obtenidos del módulo de elasticidad del material se presentan en la Figura 24:

Viga a Flexión									
CÁLCULOS		Probeta 1	Probeta 2	Probeta 3	Probeta 4	Probeta 5	Probeta 6	VALOR PROMEDIO	
Módulo de Elasticidad (Mpa)	E	1400,057	1443,403	2086,06	1296,399	Anulado	1787,42	1602,6684	Mpa
Fuerza (N)	F	400	400	500	400	Anulado	400		
Deformación (mm)	δ	3,5	3,5	3	3,6	Anulado	2,7		
Inercia	mm ⁴	5739,563	5567,2	5617,649	6026,306	Anulado	5827,76		
Longitud (mm)	L	150	150	150	150	Anulado	150		
Espesor caras (mm)	t	0,7	0,7	0,7	0,7	Anulado	0,7		
Espesor núcleo (mm)	c	8,32	8,22	8,22	8,46	Anulado	8,36		
Ancho del sánduche (mm)	h	75	75,04	75,72	75,44	Anulado	75,22		

Figura 24. Cálculo del módulo de elasticidad.

Mediante el ensayo de compresión plana definido en la ASTM C365/C365M-16 en la página 5, Sección 13, Subsección 13.1, se aplica la ecuación presentada a continuación, misma que permite calcular el esfuerzo último de compresión.

$$F_z^{fcu} = \frac{P_{max}}{A} \quad (8)$$

Donde:

F_z^{fcu} Esfuerzo último de compresión plana en MPa

P_{max} Máxima fuerza antes de la falla en N

A Área de sección transversal en mm²

Los resultados obtenidos del esfuerzo último de compresión plana se presentan en la Figura 25:

Compresion Plana								
CÁLCULOS		Probeta 1	Probeta 2	Probeta 3	Probeta 4	Probeta 5	VALOR PROMEDIO	
Esfuerzo último de compresion plan	Fz fcu	2,576532	2,379551	2,33897	2,34835	2,178631	2,364405	Mpa
Máxima Fuerza (N)	Pmax	632,048	582,123	585,922	560,943	517,813		
Area de seccion transversal (mm2)	A	245,3096	244,6356	250,505	238,867	237,6782		

Figura 25. Cálculo del Esfuerzo Último de Compresión Plana.

El cálculo de la densidad del material se lo aplica de acuerdo a la ASTM C271/C271M-16 en la página 3, Sección 13, Subsección 13.1, mediante la siguiente ecuación:

$$d_{SI} = \frac{1000000 * W}{l * w * t} \quad (9)$$

Donde:

d_{SI} Densidad en kg/mm³

W Masa en g

l Longitud en mm

w Ancho en mm

t Espesor en mm

Los resultados obtenidos de estos ensayos se presentan en la Figura 26:

Ensayos	Peso (g)	Densidad (kg/m ³)	Densidad Promedio
Probeta 1	296	344,3141634	347,596 kg/m ³
Probeta 2	306	353,5793321	
Probeta 3	298	347,2764113	
Probeta 4	297	345,475458	
Probeta 5	298	347,3345037	

Figura 26. Cálculo de la densidad del material compuesto.

El cálculo de la dureza, como se indicó anteriormente lo entrega directamente la máquina Duroline-M Microhardness Tester, datos que se presentan en la siguiente Tabla 3.9:

Tabla 4.*Dureza Vickers del material compuesto.*

DUREZA VICKERS			
Ensayos	Distancia 1 (μm)	Distancia 2 (μm)	Dureza (HV)
1	51.61	52.62	17.1
2	51.07	50.39	18.1
3	51.31	52.54	17.2
4	52.78	51.49	17.1
5	52.35	51.33	17.3
Valor Promedio de Dureza			17.36

El valor de dureza que se presenta en la tabla 3.8, es el valor que se obtiene en la superficie superior del ala, la cual se encuentra con pintura de color blanco.

Los valores obtenidos de las propiedades mecánicas que se han descrito anteriormente la podremos observar a continuación:

- Esfuerzo último de corte del núcleo de 0.4927 MPa.
- Coeficiente de Poisson del material compuesto igual a 0.3884
- Esfuerzo en las caras del material es 52.798 MPa
- Módulo de corte del material es 577.14 MPa

- Módulo de elasticidad es 1602.67 MPa.
- Esfuerzo último de compresión plana es 2.364 MPa
- Densidad del material es 347.596 kg/m³.
- Dureza Vickers del material es de 17.36 HV

A partir de estos resultados se compara con otros materiales las propiedades mecánicas obtenidas como se puede observar en la Figura 27.

COMPARACIÓN CON OTROS MATERIALES							
ORDEN	DESCRIPCIÓN	MATERIAL COMPUUESTO AVIÓN DA-20 C1	ACERO A36	ALEACIONES DE ALUMINIO	POLIETILENO DE ALTA DENSIDAD	POLIESTIRENO TIPO V	MADERA CHONTA
1	Esfuerzo último de corte del núcleo (MPa).	0,4927					
2	Coefficiente de Poisson	0,3884	0,27	0,33	0,46	0,4	
3	Esfuerzo en las caras del material (MPa)	52,798	400	440		40	122
4	Módulo de corte del material (MPa)	577,14	77000	26300	50	200	
5	Módulo de elasticidad (MPa)	1602,67	200000	70000	1000	0,0072	15000
6	Esfuerzo último de compresión plana (MPa)	2,364	400	410		0,114	100
7	Densidad del material (kg/m ³)	347,596	7860	2700	970	48	1100
8	Dureza	17,36 HV	170 HB	140 HB	4 HB	20 HB	

Figura 27. Propiedades mecánicas de varios materiales.

Al comparar los datos obtenidos con los otros materiales se puede identificar que el material compuesto del avión DA-20 C1, es más liviano que las aleaciones de aluminio o el acero, que son comunes en la industria aeronáutica, por lo tanto se valida la premisa en la cual se indica que el material compuesto permite una reducción de costos de operación y de optimizar el rendimiento de la aeronave, además con los datos obtenidos se puede identificar que el material se acerca a una rigidez de un poliestireno, lo cual nos indica que al ser elaborado con la fibra de vidrio, este material se vuelve más susceptible a una rotura al aplicar esfuerzos cortantes, a diferencia de un acero o una aleación de aluminio, además el módulo de Young se acerca al del Polietileno de alta densidad, indicando que el material puede llegar a comportarse en el rango plástico como un polímero, estos

resultados permiten corroborar que el material compuesto mejora las propiedades mecánicas de los materiales utilizados comúnmente y además se los puede variar en función del requerimiento, dependiendo del procedimiento para la fabricación del mismo.

Tomando en consideración los parámetros analizados, se comprueba que el material es óptimo para ser empleado en aviación, y así llegar al objetivo de los avances tecnológicos, que es mejorar el rendimiento de las aeronaves para reducción de costos de operación proporcionando seguridad a las operaciones aéreas.

Capítulo 4

Reconstrucción digital del perfil alar.

4.1 Descripción del ala

Para reconstruir digitalmente el ala del avión DA20-C1 se describe a la misma en su contexto y en la relación que tiene con el avión.

Esta aeronave es un monoplano de ala baja, monomotor, de dos asientos; tiene un par de alas en voladizo de material compuesto construida de polímeros reforzados con fibra, lo que hace que su estructura sea muy resistente pero ligera.

El ala en voladizo está configurada como un sándwich semi-monocasco. Tiene una viga en forma de "I" con patines hechos de fibra de carbono y alma de fibra de vidrio. El ala izquierda y el ala derecha se adhieren al fuselaje mediante pernos de fijación. Tres pernos sujetan cada ala al fuselaje. Los alerones y los flaps son accionados eléctricamente y se adhieren al borde posterior del ala.

La piel del ala que constituye la superficie de sustentación, es un sándwich de polímero reforzado con fibra de vidrio (GFRP) con un núcleo de espuma rígida. Cada ala tiene costillas de GFRP distribuidas a lo largo de su envergadura.

Las molduras rígidas de GFRP dan resistencia a la estructura y también sostienen las palancas de control o rodamientos de los flaps y alerones. Los componentes son unidos entre sí mediante resinas. La figura 4.1 muestra la estructura del ala.

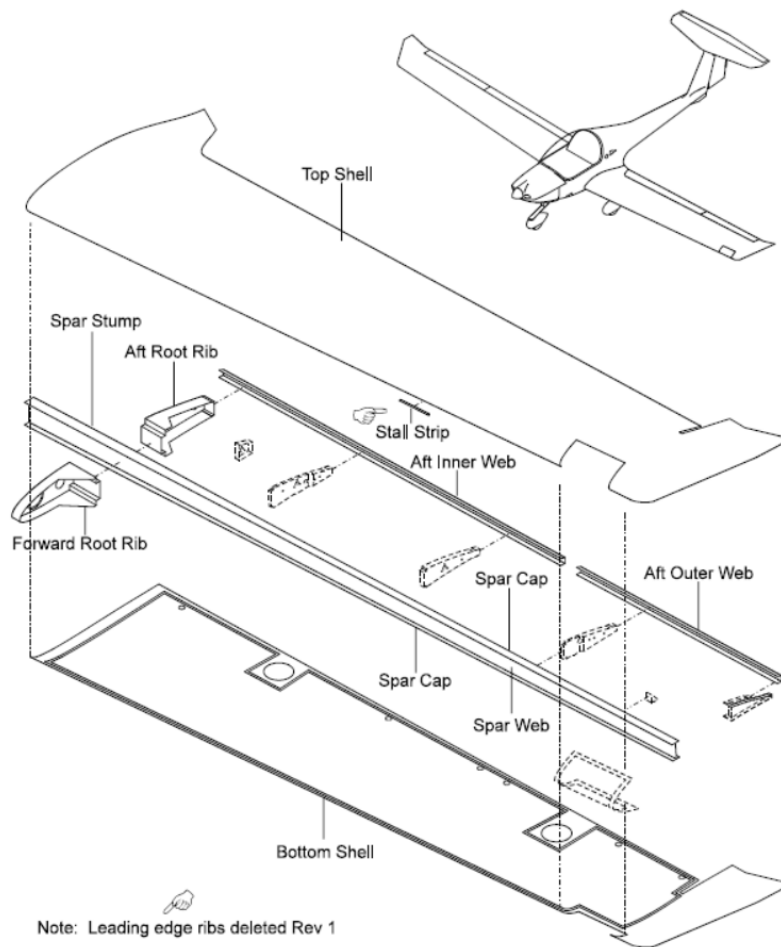


Figura 28. Estructura del ala.

Fuente: (Diamond Aircraft Industries Inc., 2013)

El ala tiene las siguientes partes principales:

4.1.1 Superficie de sustentación. (Revestimiento del ala)

Cada ala tiene revestimiento superior e inferior; cada revestimiento tiene pieles de GFRP con un núcleo de espuma rígida. Las pieles tienen muchas capas de fibra de vidrio, algunas áreas tienen más capas para dar mayor resistencia, las fibras de vidrio se encuentran a $\pm 45^\circ$ del eje lateral. (Diamond Aircraft Industries Inc., 2013).

El ala tiene en su extremo un wing tip (para evitar la creación de vórtices). El extremo posterior de la punta del ala tiene un montaje para el conjunto de luces de posición. Ver figura 29.

La cubierta inferior de ambas alas tiene orificios de inspección que son paneles de acceso debajo del flap y del alerón. Además, tiene un orificio de acceso a los pernos de fijación del ala al fuselaje.

El borde delantero exterior de ambas carcasas en el ala izquierda tiene un recorte para las luces de aterrizaje y de taxeo. Ver figura 29

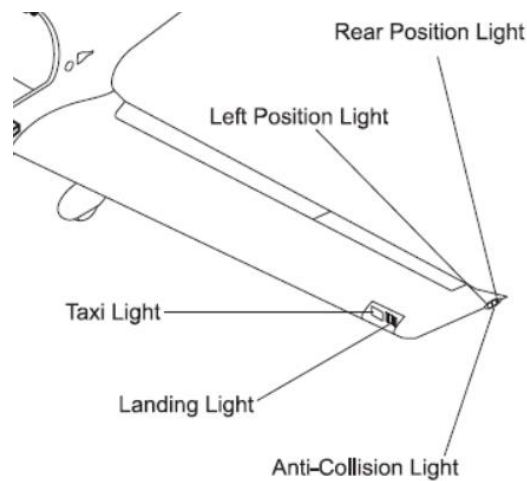


Figura 29. Ubicación de luces de posición
Fuente: (Diamond Aircraft Industries Inc., 2013)

4.1.2 Viga

El ala tiene una viga tipo “I”. El patín de la viga está constituido de fibra de carbono. El número de capas de fibras de carbono disminuye desde la raíz hasta la punta del ala, generando una sección variable.

La viga tiene un alma de material GFRP con núcleo de espuma rígida, que se unen al patín de la viga mediante filetes de GFRP. En la raíz de la viga se encuentra una zona reforzada tanto de

GFRP como de fibra de carbono en dónde se encuentran los orificios para empernar el ala al fuselaje, como se muestra en la figura 30

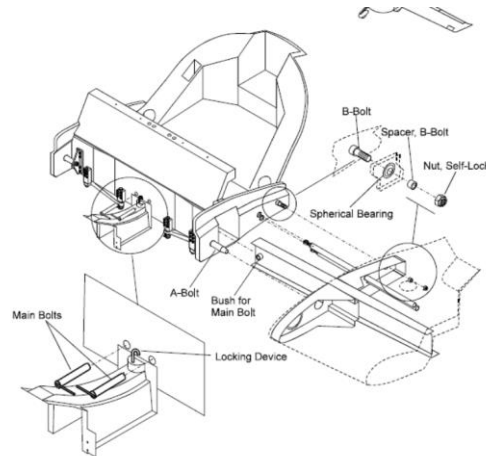


Figura 30. Fijación Viga principal al fuselaje
Fuente (Diamond Aircraft Industries Inc., 2013)

4.1.3 Costilla de raíz

La costilla de la raíz tiene una parte delantera y una parte trasera. Ambas partes son molduras rígidas de GFRP con muchas capas de fibra de vidrio, estas capas unen la costilla de la raíz a la viga principal.

La costilla de la raíz delantera tiene una perforación para el perno en A, como se muestra en la figura 4.4; el perno en A está a una pequeña distancia delante de la viga y está diseñado para transmitir las cargas de elevación a la estructura del fuselaje.

La parte posterior de la costilla tiene una perforación para el perno B, el mismo que transmite algunas cargas de elevación y cargas laterales a la estructura del fuselaje; la ubicación del mismo se muestra en la figura 31.

Además, la costilla de raíz tiene otras perforaciones que permiten: el cruce de elementos eléctricos, cableado de tomas de presión estática y dinámica y los cables de control para los flaps y alerones.

Ver figura 31

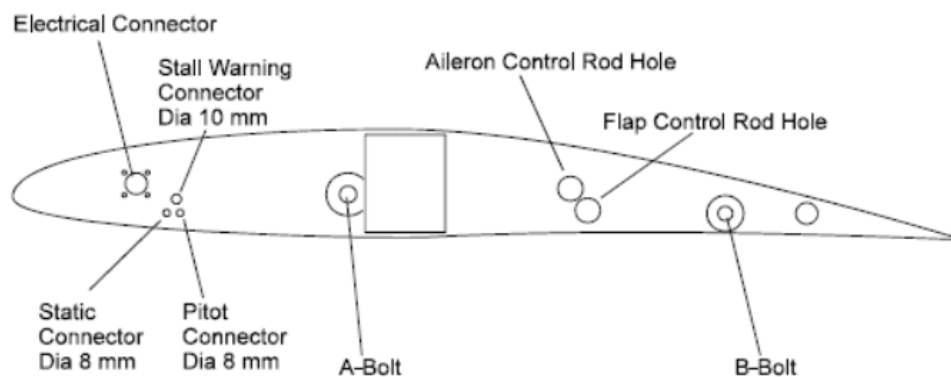


Figura 31. Vista lateral de la costilla de raíz

Fuente: (Diamond Aircraft Industries Inc., 2013)

4.1.4 Larguero interno posterior.

Este larguero interno posterior cierra la parte trasera del ala, está construido de material rígido de GFRP; en este se sujetan las bisagras y anclajes de movimiento para los flaps. Este larguero va desde la costilla de la raíz hasta el extremo exterior del flap.

4.1.5 Larguero externo posterior.

El larguero externo posterior cierra la parte trasera del ala frente al alerón, es de material rígido de GFRP, en el que se hacen montajes para los soportes tipo bisagra de los alerones. El larguero va desde el extremo exterior del flap hasta el extremo exterior del alerón.

4.1.6 Costillas

Existen cuatro pequeñas costillas a lo largo del ala, las mismas que sirven como puntos de apoyo de la superficie de sustentación, y al mismo tiempo sirven como soportes y guías para los mecanismos de los flaps y alerones. Se sujetan a la viga y a los largueros y están moldeados en una delgada capa de GFRP. Estas costillas se encuentran ubicadas como se muestra en la figura 32.

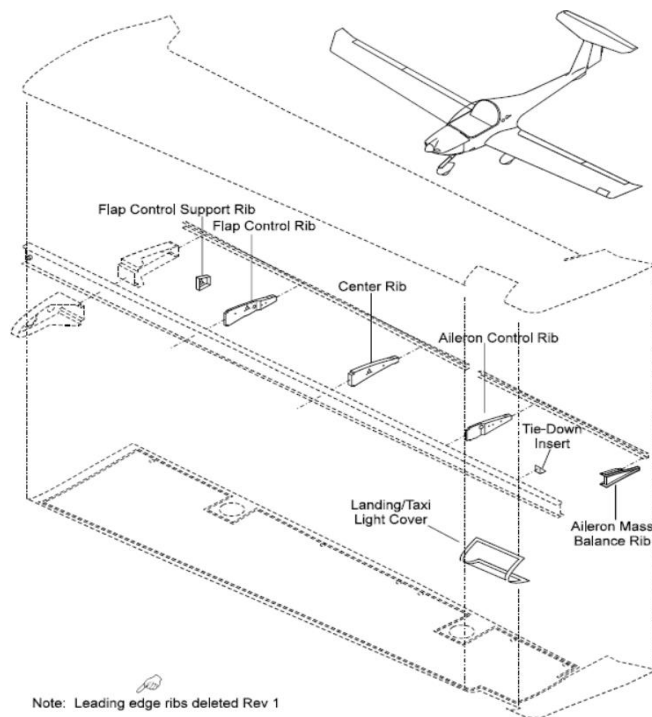


Figura 32. Posición de las costillas
Fuente: (Diamond Aircraft Industries Inc., 2013)

4.2 Dimensiones de la aeronave

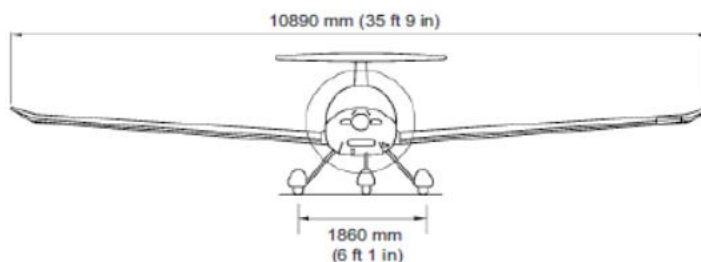
Es necesario para el presente estudio, conocer las dimensiones generales de la aeronave, que han sido recogidas del Manual de Mantenimiento del avión DA-20-C1. Estas medidas permitirán formar el cajón del ala adecuado para el diseño CAD del ala del avión. (Tabla 4.1).

Tabla 5.*Dimensiones del avión DA-20C1*

DIMENSIONES DEL AVIÓN DA-20C1	
Envergadura	10.89 m
Altura nominal	2.16 m
Longitud	7.24 m
DIMENSIONES DEL ALA	
Perfil alar	Wortmann FX 63-137
Superficie alar	11.6 m ²
Ángulo Diedro	4°
Ángulo de Incidencia	3°
Aspect Ratio	10

Fuente: (MGM, 2013, 06-00-00, pag. 2)

Las dimensiones generales de la aeronave se muestran en las figuras 33 desde diferentes vistas del avión.

**Figura 33.(a).** Vista frontal DA-20 C1.

Fuente: (Diamond Aircraft Industries Inc., 2013)

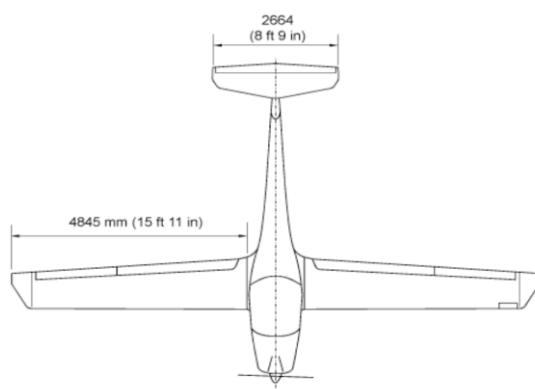


Figura 33 (b). Vista superior DA-20 C1.
Fuente: (Diamond Aircraft Industries Inc., 2013)

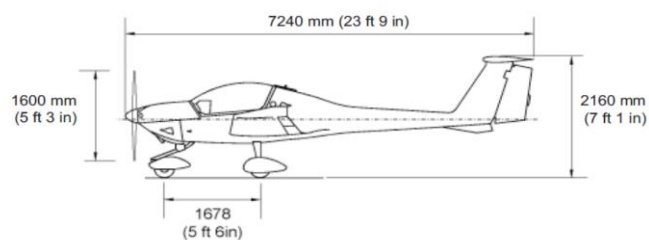


Figura 33 (c). Vista lateral DA-20 C1.
Fuente: (Diamond Aircraft Industries Inc., 2013)

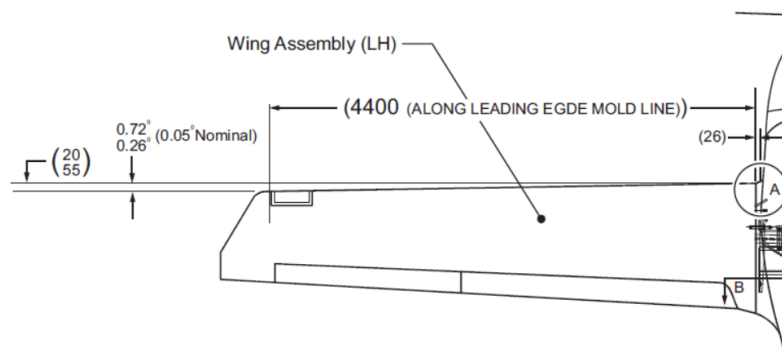


Figura 33 (d). Vista superior del ala
Fuente: (Diamond Aircraft Industries Inc., 2013)

4.3 Perfil Wortmann FX 63-137

Dentro del desarrollo aeronáutico a nivel mundial, se han desarrollado perfiles alares en base a diversas normativas y experimentaciones en túneles de viento, los mismos que constituyen una fuente de información primaria en la búsqueda del perfil correspondiente a la aeronave en estudio.

En la década de los 60's el alemán Franz Xaver Wortmann desarrollo la familia de perfiles FX, identificando con las letras FX seguido de dos números que representan el año de diseño, un guión y cuatro números que representan la relación entre la curvatura máxima en porcentaje. Es decir, para el perfil FX 63 -137, 63 fue el año en el que fue diseñado el perfil y 137 representa la curvatura máxima en porcentaje, en otras palabras el espesor máximo del perfil es del 13.7%.

Teniendo el perfil aerodinámico del ala en estudio, existen bases de datos en las que se puede obtener los puntos referenciales de la geometría. En este caso se investigó la base de datos del departamento de ingeniería aeroespacial de la Universidad de Illinois de donde se obtuvieron en formato “.dat” los puntos de la curvatura del perfil fx 63-137; estos puntos servirán como referencia del perfil alar para el presente estudio, estos puntos se presentan en el Anexo D.

Cabe recalcar que el perfil alar establecido tiene como patrón referencial una cuerda equivalente de un metro; por lo que es necesario escalar nuestro perfil a la realidad en la que opera el avión.

Además, se debe tener en cuenta el estrechamiento del ala, lo que quiere decir que para formar un adecuado cajón del ala se deben escalar este perfil FX 63-137 tanto en la raíz del ala como en sus extremos. Estos puntos son escalados según las medidas de la cuerda de la raíz.

A continuación se muestra el gráfico de la curva del perfil FX 63-137 en su raíz. (Figura 34)

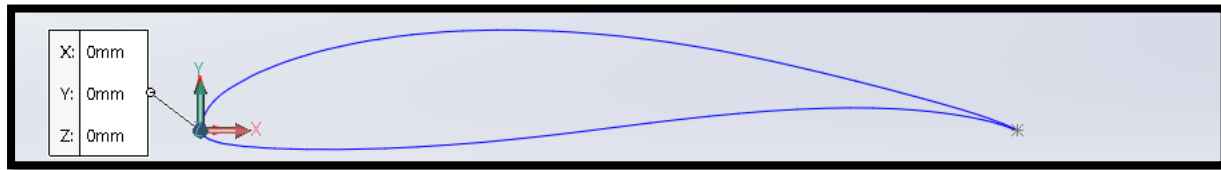


Figura 34 Perfil FX 63-137

4.4 Modelamiento CAD de la geometría del ala.

Utilizando los datos proporcionados por el Manual de Mantenimiento de la aeronave, complementado con el escaneo tridimensional del ala, y por mediciones realizadas en el ala objeto de estudio, se realizó la estimación del cajón del ala, el mismo que será utilizado para escalar los perfiles del ala, al mismo tiempo que será el punto referencial para el modelamiento computacional de la misma.

Se explica a continuación la metodología taxativa con el que se creó el CAD del ala.

1. Tomar como referencia principal a los puntos del perfil alar suministrados por la base de datos del departamento de ingeniería aeroespacial de la UICI (Anexo C).
2. Medir la cuerda raíz de ala, la cuerda final y la cuerda del fin del wing tip.
3. Realizar la medición de la sección de la viga, tanto en la raíz, como en el final del ala.
4. Medir la distancia de las costillas con respecto a la raíz.
5. Tomar en cuenta el ángulo diedro y el ángulo de incidencia del manual del avión. Además, también tomar en cuenta la envergadura del ala
6. Escanear el wing tip del ala.
7. Elaborar el cajón del ala por dónde se va a proyectar el perfil alar.

8. Recubrir el perfil alar desde la raíz, hasta el fin del ala sobre las líneas guías del cajón del ala.
9. Proyectar puntos desde el escaneo tridimensional hacia el cajón del ala sobre planos referenciales entre el inicio y final del wing tip; tanto en el borde de ataque como en el borde de salida.
10. Recubrir el wing tip desde el final del ala, hasta el fin del mismo sobre las curvas guías generadas en el punto 9.
11. Generar el sólido de la viga extruyendo su sección inicial, hasta la sección final por toda la envergadura del ala.
12. Ubicar las costillas a la distancia especificada.
13. Ensamblar el CAD del ala.

Las medidas para elaborar el cajón del ala se muestran a continuación en la figura 35.

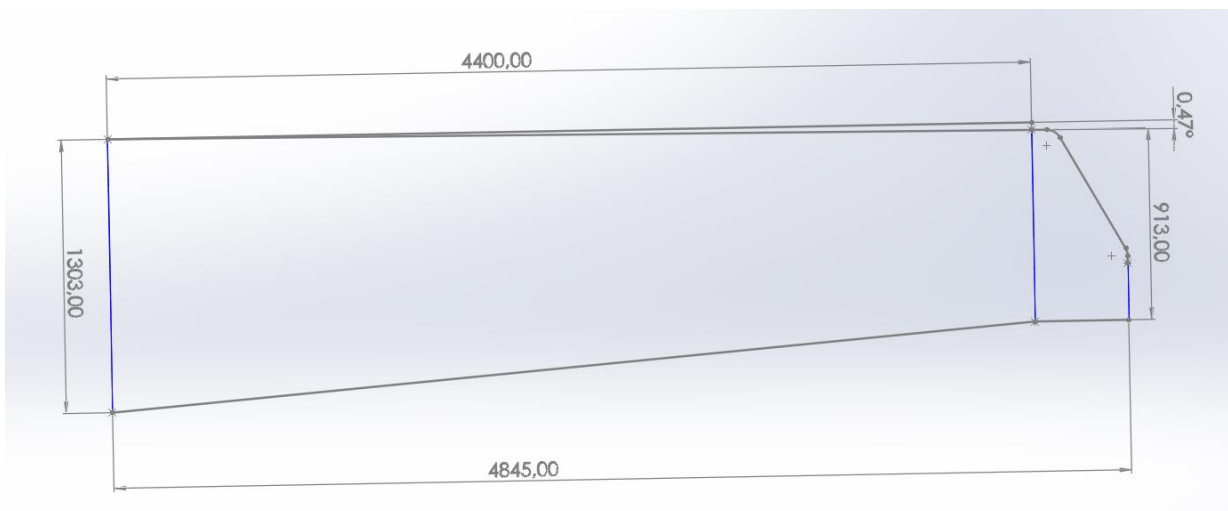


Figura 35. Cajón del ala avión DA-20 C1

Con lo expuesto y realizado se tienen las siguientes dimensiones establecidas para el modelamiento CAD del ala. (Tabla 6)

Tabla 6.
Dimensiones del ala

DIMENSIONES DEL ALA	
Cuerda de raíz	1303 mm
Cuerda del extremo	913 mm
Envergadura sin wing tip	4400 mm
Envergadura con wing tip	4845 mm

Como base para la elaboración del CAD en el software Solid Works 2018, se tomó al perfil normalizado FX 63-137, a las dimensiones dadas por el fabricante en el manual de mantenimiento de la aeronave, y el escaneo tridimensional de ciertas partes del ala. A partir de estos tres insumos se generaran curvas sobre puntos tomados de vistas del escaneo 3d y se proyectan líneas en la profundidad establecida por las medidas de la aeronave; para entender este procedimiento se puede observar la Figura 36 en dónde se toma el ejemplo de la curva proyectada para la creación de la punta de ala.

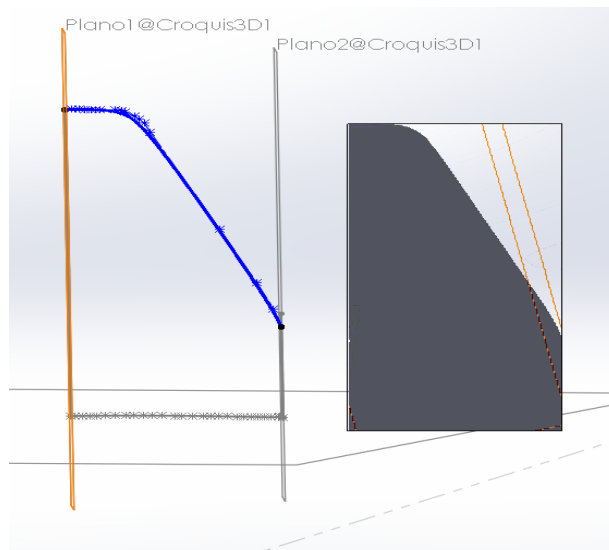


Figura 36. Curvas proyectadas sobre puntos

Con esta metodología indicada se ha creado el wing tip de la aeronave, que consiste en el recubrimiento entre dos perfiles FX 63-137 escalados a una diferente cuerda, a través de dos curvas guías, una curva guía que va por el borde de ataque, y otra que se extiende a la altura de la raíz; cuyo resultado se muestra a continuación.

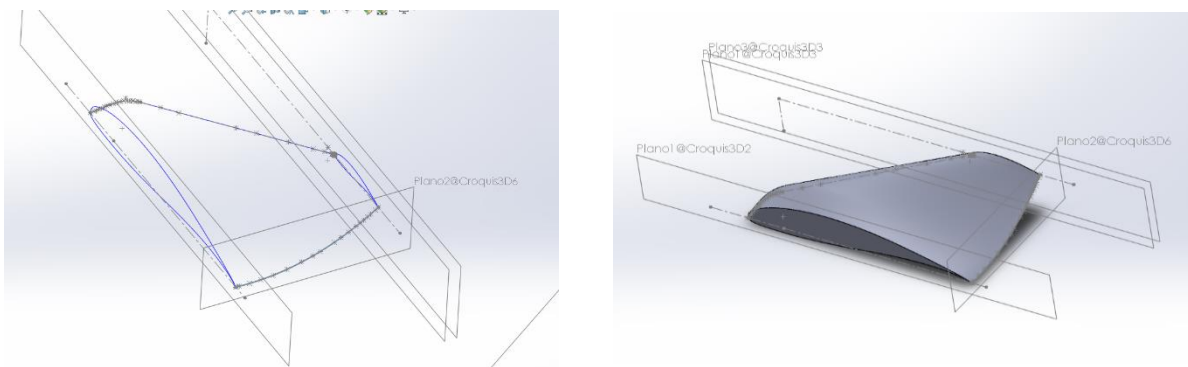


Figura 37. Modelamiento del wingtip

Para desarrollar el CAD de la viga se tomó en cuenta la sección transversal de la misma, midiendo la misma tanto en la raíz como en la punta del ala, y luego se extruye el sólido desde el inicio al final por la envergadura del ala.

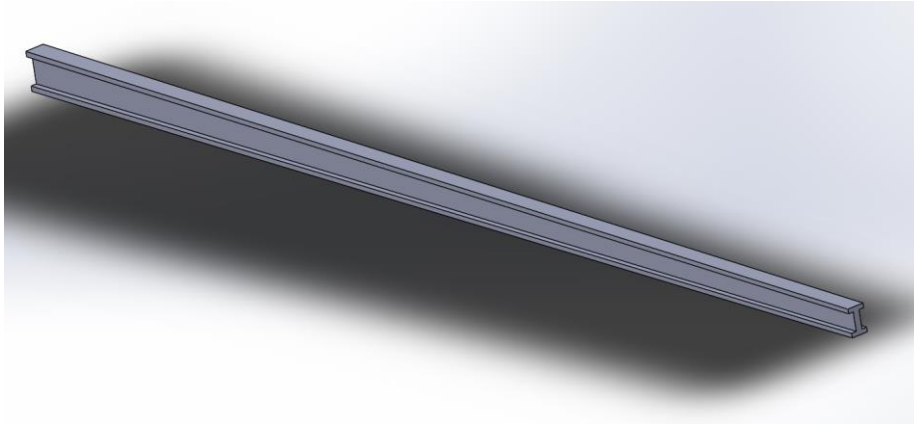


Figura 38 Modelamiento de la viga tipo “I”

Las costillas del ala están ubicados a cierta distancia una con respecto a otra, esta distancia se toma como referencia para el CAD, que a su vez toma en cuenta el perfil alar desde la parte posterior de la viga y cubre por el perfil alar hasta la raíz. Además, en la raíz del ala se encuentra una costilla completa que tiene la forma del perfil fx 63-137 y tiene orificios por donde pasan los pernos de fijación al fuselaje y los cables para las superficies de control; en la figura 4.12 se muestran la disposición de las costillas.

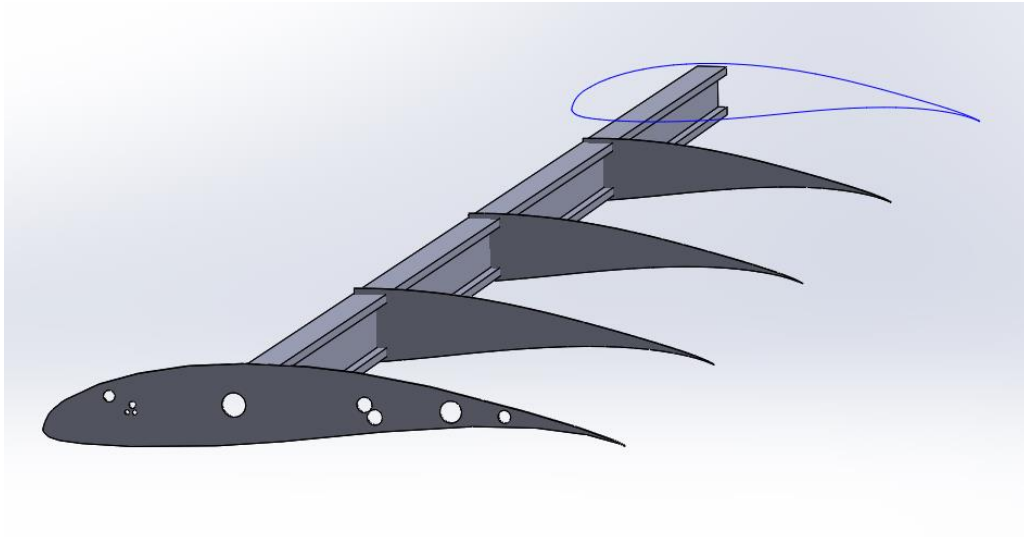


Figura 39. Posición de las costillas del ala

Una vez creada todas las partes del ala, se procede a realizar el ensamble de las mismas, creando las relaciones de posición respectivas entre ellas, obteniendo así el modelamiento computacional del ala que va a ser estudiada en los capítulos siguientes, el resultado se muestra en las figuras 40 y 41.

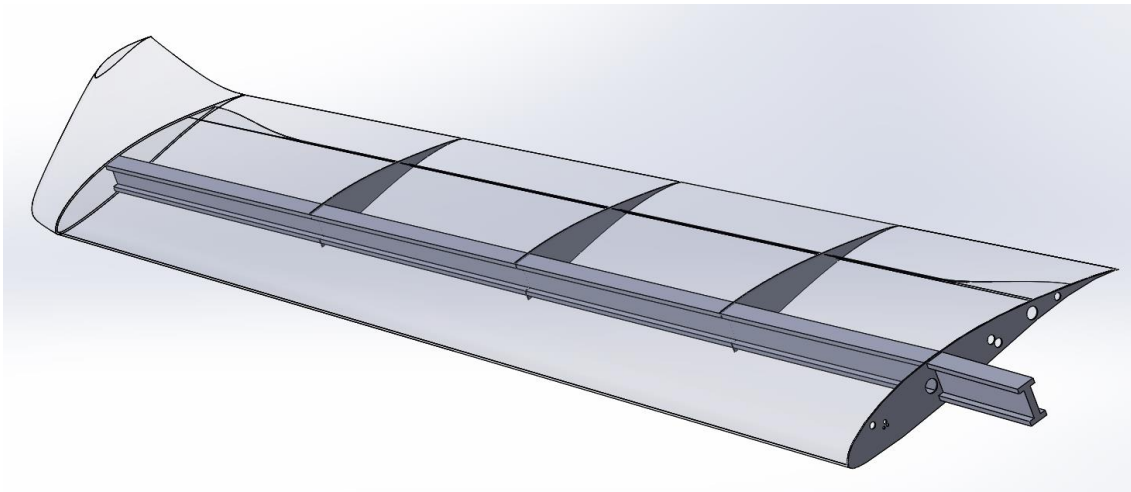


Figura 40. Ensamble del ala, vista interior

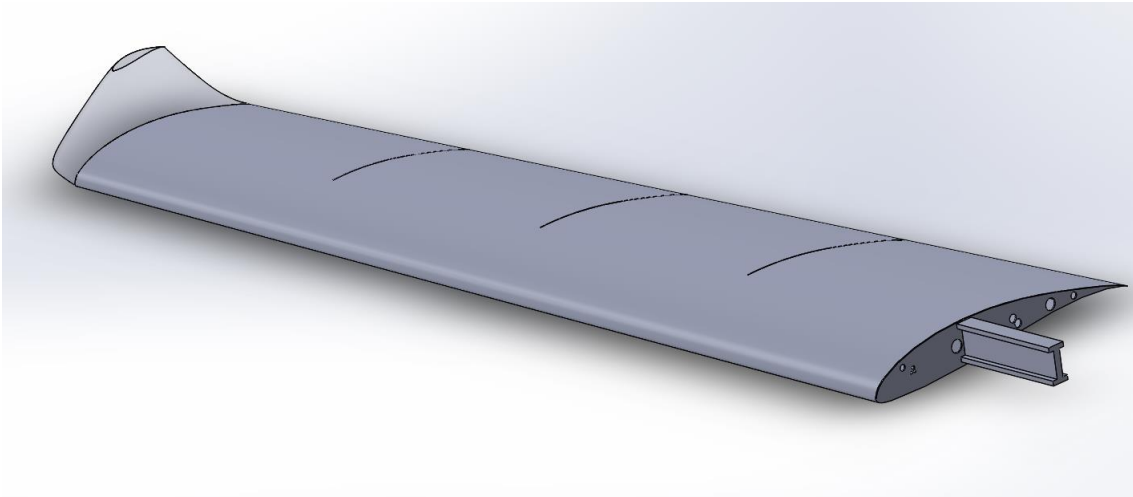


Figura 41. Ensamble del ala

Capítulo 5

Simulación de Fluidos Computacional CFD

Con los datos especificados se determinan los campos de velocidad y presión alrededor de la superficie aerodinámica resolviendo las ecuaciones de gobierno relevantes utilizando ANSYS Fluent y se validarán los resultados comparando con los experimentales proporcionados por la UIUC.

En este capítulo se va a desarrollar la simulación de fluidos computacionales CFD del perfil aerodinámico FX 63-137, en 2D utilizando ANSYS-FLUENT; para ello a partir de la geometría normalizada del perfil alar, se describen las ecuaciones gobernantes para validar el modelo matemático en el que se va a basar el estudio, mediante la comparación con datos experimentales realizados en túneles de viento.

Para ello se utilizará la metodología de simulación computacional explicada en la figura 42:

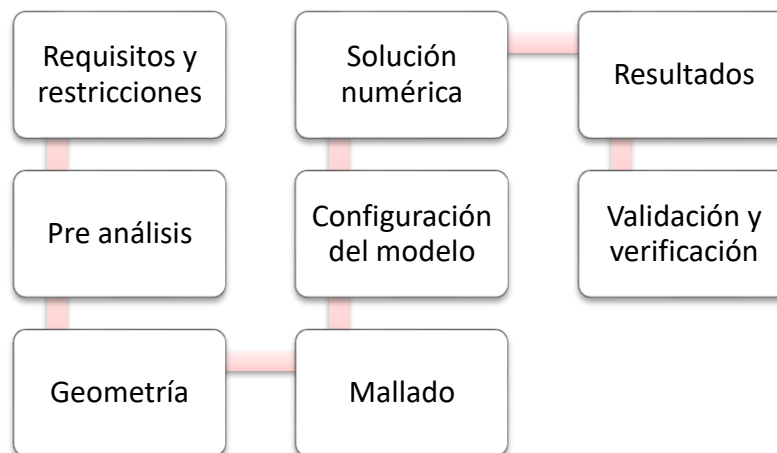


Figura 42. Proceso de simulación CFD

Fuente: (Bhaskaran, 2019)

5.1 Requisitos y restricciones

Se considera para este estudio al perfil aerodinámico FX 63-137 en su ángulo de ataque máximo, que según el manual de vuelo de la aeronave es a 10 grados, (Manual de Vuelo DA 20, 2012, pag. 25) sometido a los siguientes parámetros de entrada.

- Cuerda principal del perfil aerodinámico (MAC). Según lo establece el manual de vuelo de la aeronave, la cuerda principal será fijada en 3 pies, es decir 1.09 m. (Manual de Vuelo DA 20, 2012, pag. 1-4)
- Velocidad del viento. (V_{NO}). Se considera para establecer este parámetro a la “Velocidad de crucero estructural máxima” establecida en el manual de vuelo del avión (Figura 43), esta velocidad representa el límite máximo permisible de velocidad con las superficies de control en posición normal, cuyo valor no debe sobrepasar los 218 km/h para que la estructura de la aeronave no sufra daños.

$$V_{NO} = 60.56 \text{ m/s}$$

CRUISE	VIAS		
	kts	mph	km/h
Maximum permissible speed in rough air v_{NO}	118	135	218
Maximum permissible speed with full control surface deflections v_A	104	120	193
Maximum permissible speed with Wing Flaps extended v_{FE}	81	93	150

v_{NO}	118	135	218	Do not exceed this speed except in smooth air, and then only with caution
Maximum Structural Cruising Speed				

Figura 43. Velocidad de crucero estructural máxima.

Fuente: (Manual de Vuelo DA 20, 2012, pag. 1-6)

- **Atmósfera Estándar Internacional (ISA).** Debido a que la aeronave opera en la ciudad de Salinas, y que por su situación geográfica se encuentra a nivel del mar, se toma en consideración a la Atmósfera Estándar Internacional, cuyos datos permiten simplificar los cálculos con valores de referencia conocidos, los mismos que se muestran en la Tabla 5.2.

Tabla 7.

Atmósfera estándar internacional.

Condición	Símbolo	Valor
Presión	p_0	1013.25 hPa
Densidad	ρ_0	1.225 kg/m ³
Temperatura	T_0	15 °C
Gravedad	g_0	9.8 m/s ²
Viscosidad dinámica del aire	μ	1.789*10 ⁻⁵ N * s/ m ²

Fuente: (Mott & Untener, 2018)

Con los datos especificados se determinan los campos de velocidad y presión alrededor de la superficie aerodinámica resolviendo las ecuaciones de gobierno relevantes utilizando ANSYS Fluent y se validarán los resultados comparando con los experimentales proporcionados por la UIUC.

- **Número de Reynolds (Re).** El número de Reynolds es un valor adimensional que mide la relación entre las fuerzas de inercia y las fuerzas viscosas y determina el grado de flujo laminar

o turbulento. Los sistemas que operan en el mismo número de Reynolds tendrán las mismas características de flujo incluso si el fluido, la velocidad y las longitudes características varían.

El número de Reynolds se calcula a partir de la siguiente ecuación:

$$Re = \frac{\rho * V_{NO} * MAC}{\mu} \quad (10)$$

$$Re = 4'519.996$$

Por tanto, el fluido es turbulento a este número de Reynolds, este flujo se encuentra fluctuando en presión y velocidad, en significantes variaciones, sin embargo el promedio a través del tiempo no varía, en efecto esto hace que sea un flujo turbulento estacionario estadísticamente. Es por ello que se puede descomponer la velocidad y presión en dos componentes, una de su promedio y una de su fluctuación, lo que se llama descomposición de Reynolds; de esta manera se necesita ver como las ecuaciones de gobierno son modificadas para estas magnitudes promedio. (Ecuación 11).

$$u = \bar{u} + u' \quad (11)$$

5.2 Pre análisis

5.2.1 Ecuación de la continuidad promedio de Reynolds

La forma diferencial en dos dimensiones de la ley de conservación de masa, llamada ecuación de la continuidad, puede ser escrita en términos de las velocidades promedio de Reynolds. (Ecuación 12)

$$\frac{du}{dx} + \frac{dv}{dy} = 0$$

$$u = \bar{u} + u'$$

$$\bar{u} = \bar{u} + \bar{u}'$$

$$\bar{u}' = 0$$

$$\frac{d\bar{u}}{dx} + \frac{d\bar{v}}{dy} = 0 \quad (12)$$

Concluyendo de esta manera que la ecuación de la continuidad para las velocidades promedio sigue siendo la misma como la ecuación original, debido que la continuidad es lineal para flujos incompresibles, debido a que el número de Mach para el presente caso de estudio es menor a 0.3.

$$M = \frac{V_{NO}}{V_S} \quad (13)$$

Donde:

M	Número de Mach
V_{NO}	Velocidad de crucero máxima estructural
V_S	Velocidad del sonido en atmósfera ISA

$$M = \frac{60.51 \text{ m/s}}{343.2 \text{ m/s}}$$

$$M = 0.18$$

5.2.2 Ecuaciones de Navier-Stokes promedio de Reynolds (RANS)

Las ecuaciones de Navier-Stokes son la forma diferencial de la conservación del momento, en este caso se utiliza la descomposición de Reynolds y se sustituye en la ecuación original para obtener la ecuación RANS en la componente en “x”.

El primer término de la ecuación 14 es relativo a la inestabilidad del flujo, debido a que existen fluctuaciones, es por ello que involucra la derivada de la velocidad con respecto al tiempo, que será cero debido a que se asume que no varía con el tiempo. El segundo término representa la aceleración debido al movimiento del fluido, llamado también aceleración convectiva; el siguiente término representa al gradiente de presión en la dirección “x”; mientras que, el cuarto término es relativo a la fuerza viscosa de la red en promedio. Finalmente, el último término involucra el producto de dos fluctuaciones y sus derivadas. Este último término puede ser escrito diferente utilizando el principio de continuidad, utilizando la regla de la cadena. El último término representa el esfuerzo cortante turbulento desde las fluctuaciones, de igual manera el término que le antecede representa el esfuerzo normal de la red de turbulencia en la partícula del fluido; estos dos términos representan la fuerza debido a esfuerzos de turbulencia. (Ecuación 15)

$$\rho \frac{du}{dt} + \rho \left(u \frac{du}{dx} + v \frac{du}{dy} \right) = -\frac{dp}{dx} + \mu \nabla^2 u$$

$$\bar{u} = \bar{u} + \bar{u}' \quad (14)$$

$$\rho \frac{d\bar{u}}{dt} + \rho \left(\bar{u} \frac{d\bar{u}}{dx} + \bar{v} \frac{d\bar{u}}{dy} \right) = -\frac{d\bar{p}}{dx} + \mu \nabla^2 \bar{u} - \rho \left(\overline{u' \frac{du'}{dx} + v' \frac{du'}{dy}} \right)$$

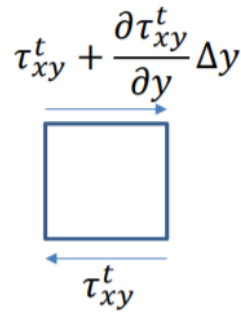
$$\rho \frac{d\bar{u}}{dt} + \rho \left(\bar{u} \frac{d\bar{u}}{dx} + \bar{v} \frac{d\bar{u}}{dy} \right) = -\frac{d\bar{p}}{dx} + \mu \nabla^2 \bar{u} + \left(\frac{d}{dx} (-\rho \overline{u'u'}) + \frac{d}{dy} (-\rho \overline{u'v'}) \right)$$

$$\rho \left(\bar{u} \frac{d\bar{u}}{dx} + \bar{v} \frac{d\bar{u}}{dy} \right) = -\frac{d\bar{p}}{dx} + \mu \nabla^2 \bar{u} + \bar{f}_{turb,x} \quad (15)$$

Lo propio debe ser realizado para las componentes “x”, “y” y “z”, según el número de dimensiones que se realice el análisis.

5.2.3 Modelo de turbulencia de viscosidad Eddy

Para calcular los esfuerzos de Reynolds se utiliza el modelo de turbulencia de Eddy, basándose en referencia a los esfuerzos viscosos cortantes que tiene una partícula en el fluido, en este caso en un flujo turbulento; el mismo que puede ser escrito en función de los gradientes de velocidad. Análogamente se puede escribir este esfuerzo cortante de la siguiente manera:



$$\tau_{xy}^t = \mu_t \left(\frac{dv}{dx} + \frac{du}{dy} \right) \quad (16)$$

Esta ecuación representa el modelo de turbulencia viscosa de Eddy, a mayor viscosidad, mayor esfuerzo cortante es causado debido a los esfuerzos de turbulencia; y obviamente esta ecuación

puede ser escrita en forma de las fluctuaciones promedio del flujo turbulento, dando como resultado lo siguiente:

$$-\overline{\rho u'v'} = \mu_t \left(\frac{d\bar{v}}{dx} + \frac{d\bar{u}}{dy} \right) \quad (17)$$

Al ser este un modelo y no una ley de conservación, este modelo está basado en experimentación, muy útil en aproximaciones de ingeniería; esta ecuación está en función de las componentes “x” y “y”; y este tiene que ser calculado como parte del proceso de solución. Esta aproximación ha sido modelada en esta ecuación (Mott & Untener, 2018):

$$\frac{\bar{f}_{turb}}{\rho} = \frac{C_\mu k^2}{\epsilon} \quad (18)$$

Otra suposición que se debe hacer es escribir la analogía para los esfuerzos normales, esto se lo hace mediante el modelo de turbulencia k-epsilon.

5.2.4 Modelo de turbulencia K - Epsilon

El modelo K-Epsilon es uno de los modelos de turbulencia más implantado a nivel industrial. Es un modelo con dos ecuaciones de transporte para representar las propiedades turbulentas del flujo. La primera ecuación de conservación de este modelo es la energía cinética turbulenta (k), dicha variable determina la intensidad turbulenta y mide cuanta energía está contenida en las fluctuaciones. (Mott & Untener, 2018)

La ecuación de la energía cinética turbulenta está definida por los siguientes parámetros:

$$\frac{d}{dt}(\rho k) + \frac{d}{dx_i}(\rho k u_i) = \frac{d}{dx_j} \left[\left(u + \frac{u_t}{\sigma_k} \right) \frac{dk}{dx_j} \right] + G_k + G_b - \rho \epsilon - Y_M + S_k \quad (19)$$

La segunda variable representa la disipación turbulenta (Epsilon), mide la tasa a la que la energía cinética turbulenta es disipada; cuya ecuación de gobierno obedece a los siguientes parámetros: (Mott & Untener, 2018)

$$\frac{d}{dt}(\rho \epsilon) + \frac{d}{dx_i}(\rho \epsilon u_i) = \frac{d}{dx_j} \left[\left(u + \frac{u_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{d\epsilon}{dx_j} \right] + C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} (G_k + C_{3\epsilon} G_b) - C_{2\epsilon} \rho \frac{\epsilon^2}{k} + S_\epsilon \quad (20)$$

En donde:

G_k : Generación de energía cinética turbulenta debido a los gradientes de velocidad medios.

G_b : Generación de energía cinética debido a la flotabilidad.

Y_M : Contribución de la dilatación fluctuante en turbulencia compresible.

$C_{1\epsilon}, C_{2\epsilon}, C_{3\epsilon}$: Constantes determinadas experimentalmente.

u_t : Viscosidad turbulenta.

σ_k : Número de Prandtl en función de k.

σ_ϵ : Número de Prandtl en función de ϵ .

Los parámetros de cálculo de cada uno de los términos de estas ecuaciones se encuentran cargados en el software de simulación, y las variables serán incluidas en el “solver” en la configuración del modelo.

En resumen, el modelo matemático para el flujo turbulento, consiste en varias ecuaciones de conservación; una de ellas con relación a la ecuación de continuidad, otras relacionadas con la conservación de momento, y otras relacionadas las energías de fluctuación y de disipación. Para el análisis bidimensional del perfil alar en total son 5 ecuaciones diferenciales parciales que representan el modelo matemático para este fluido turbulento, y a su vez existen 5 incógnitas que son las velocidades de Reynolds promedio, la presión de Reynolds promedio, y las energías cinéticas y de disipación en turbulencia; lo que por su complejidad y extensión se utilizan métodos y estrategias numéricas para resolverlas mediante software de simulación computacional de fluidos, en este caso mediante ANSYS-FLUENT.

5.2.5 Dominio y condiciones de frontera.

En la figura 44 se muestra esquemáticamente el dominio sobre el que se resolverán las ecuaciones de gobierno, esto se desarrollará entre el perfil alar y el límite exterior del volumen de control que se ha establecido. Este volumen de control tiende hacia el infinito, sin embargo se ha determinado, en una zona en donde ya no existen efectos del fluido sobre el mismo.

En la zona delimitada en color rojo se establecerán los parámetros del fluido libre; estos son: la velocidad y dirección del viento, las energías cinéticas y de disipación del fluido (k , ϵ) y las velocidades promedio de Reynolds. En la parte de la raíz del perfil, hacia donde sale el fluido, se pondrá una condición de presión. Y en la superficie del perfil alar, debido a que no existe deslizamiento, las velocidades de Reynolds promedio son igual a cero, existe igual otras condiciones de k y ϵ ,

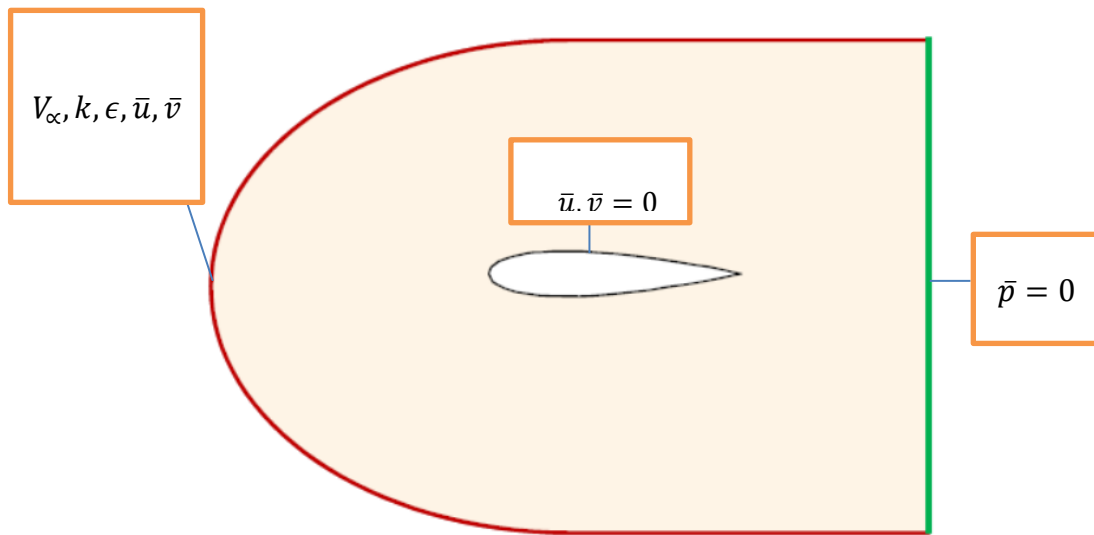


Figura 44. Condiciones de frontera

5.2.6 Estrategia de solución numérica

En búsqueda de analizar e interpretar los resultados obtenidos por el software ANSYS-FLUENT se explica el procedimiento de solución numérica a seguir.

- Dividir el dominio en pequeños volúmenes de control (celdas).
- Derivar ecuaciones de gobierno en cada volumen de control.
- Linearizar ecuaciones.
- Resolver iterativamente para obtener los valores del centro de cada volumen de control.
- Interpolarse los valores hacia los extremos de cada celda.

5.3 Geometría

Para este paso, a partir de las coordenadas del perfil alar fx 63-137 se crea una curva y superficie 2D en DesignModeler de ANSYS, como se muestra en la figura 45; en la que se trabajará la simulación con los parámetros previamente establecidos.

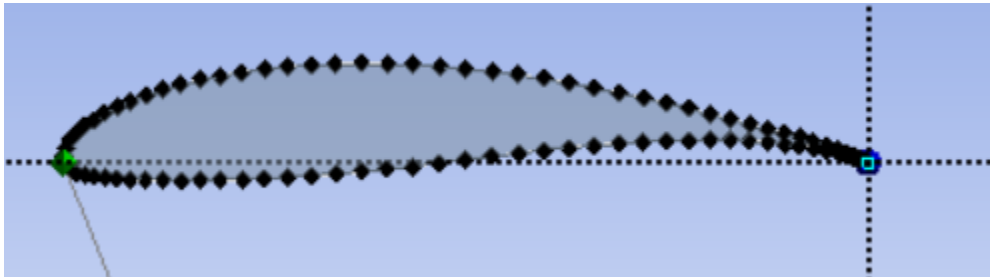


Figura 45. Perfil alar Fx 63-137
Fuente: (UIUC Applied Aerodynamics Group, 2019)

Una vez generado el perfil aerodinámico, se debe crear el “volumen de control” definido como el lugar en donde se desarrolla el flujo, y en el que se aplican las condiciones de frontera, para este procedimiento se utiliza el modelo de malla tipo “C”, y se define una distancia de 12.5 metros de radio y de distancia horizontal respectivamente, tomadas en cuenta al ser una distancia lo suficientemente lejana en la que los efectos del flujo turbulento ya no llegan.

Además, se crea una proyección que divide el volumen de control en cuatro cuadrantes mediante una proyección en el mismo, lo que permite que se realice un mallado controlado de calidad en este tipo de geometría, como se muestra en la figura 46.

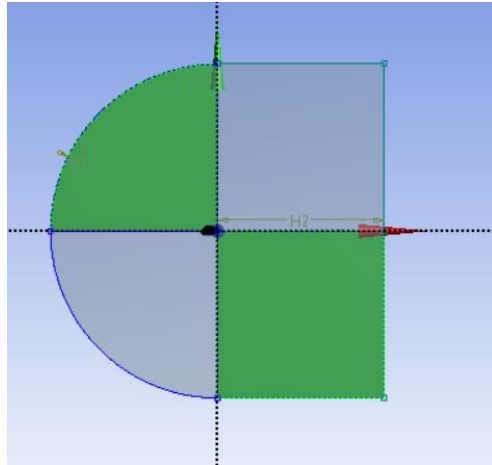


Figura 46. Volumen de control y cuadrantes
Fuente: (UIUC Applied Aerodynamics Group, 2019)

5.4 Mallado

Para realizar una simulación que proporcione resultados deseados se debe generar una malla estructurada y controlar la calidad de la misma, debido a que por default se puede obtener una malla de baja calidad que dará como resultado parámetros con un margen de error fuera de tolerancias aceptables, el mallado inicial como lo otorga el software se muestra en la figura 47.

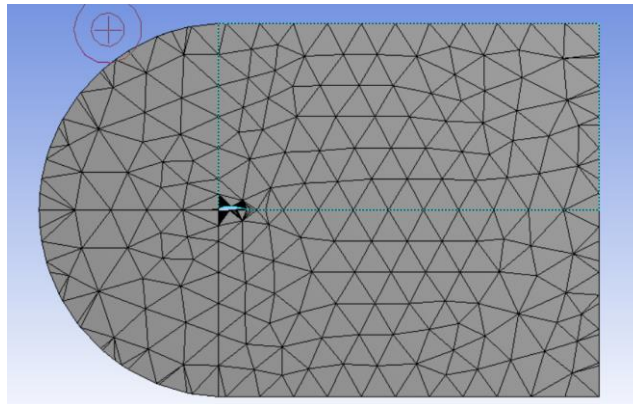


Figura 47. Mallado inicial
Fuente: (ANSYS Inc., 2019)

El procedimiento a seguir para generar una malla estructurada de alta calidad, empieza aplicando un control mapeado de caras a la geometría y dimensionando el tamaño de los bordes y celdas según un determinado número de divisiones, que en este caso se han designado 50 divisiones por cada lado, y con un comportamiento de sesgo tipo “Bais> ----- - - -” en un factor de desvío de 150 con un comportamiento “hard” en el menú de mallado, determinando cada borde a aplicar como se muestra en la figura 48.

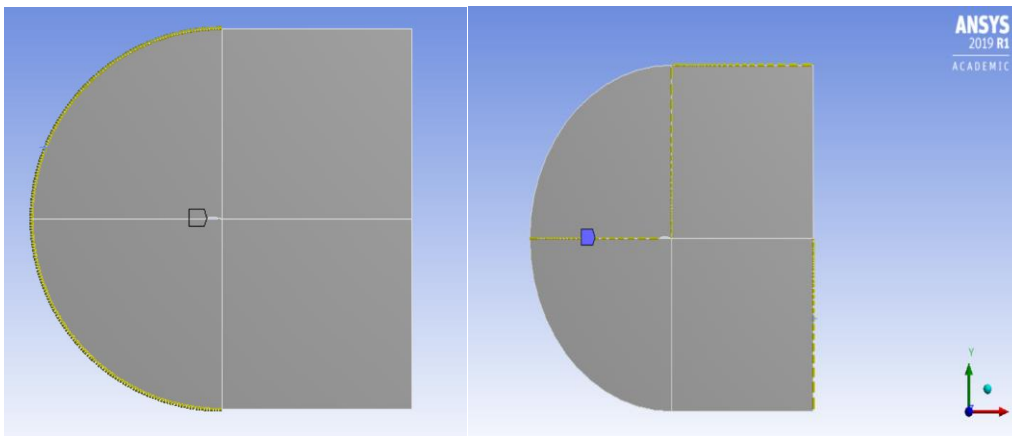


Figura 48. Dimensionamiento de malla

Fuente: (ANSYS Inc., 2019)

Como resultado se tiene una malla de alta calidad en la que, las celdas alrededor del perfil alar son de menor tamaño que las que se encuentran en los límites exteriores del volumen de control, esto se debe a que en las inmediaciones de la superficie de sustentación se requiere de un mayor análisis de datos y por ende de mejores resultados; el mallado definitivo se observa en las figuras 49.a y 49.b

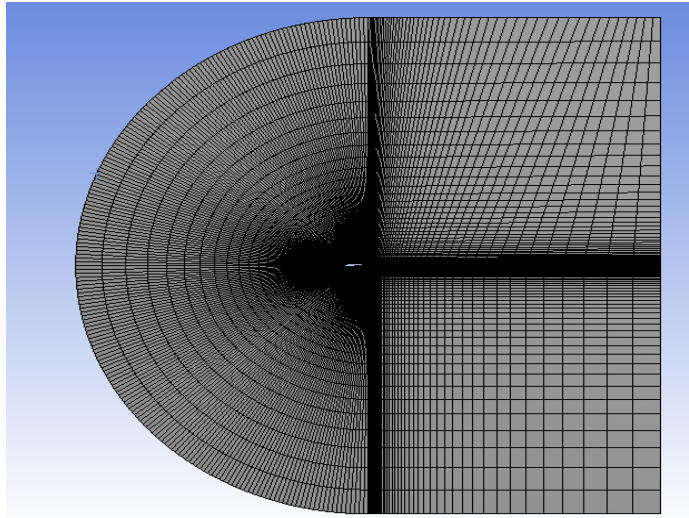


Figura 49.a Meshado estructurado
Fuente: (ANSYS Inc., 2019)

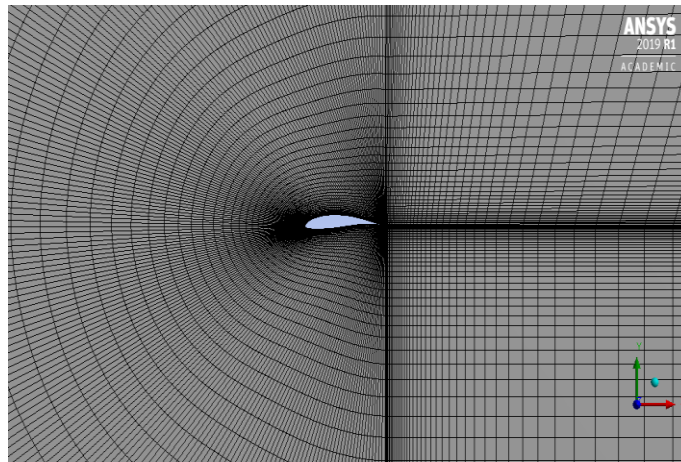


Figura 49.b Malla alrededor del perfil Fx 63-137
Fuente: (ANSYS Inc., 2019)

5.4.1 Calidad de la malla

Para el análisis de la calidad del mallado, se estima el número total de nodos y elementos y a partir de ello se aprecian las calidades ortogonales y de aspecto dando como resultado las siguientes estadísticas mostradas en las figuras 50.a y 50.b.

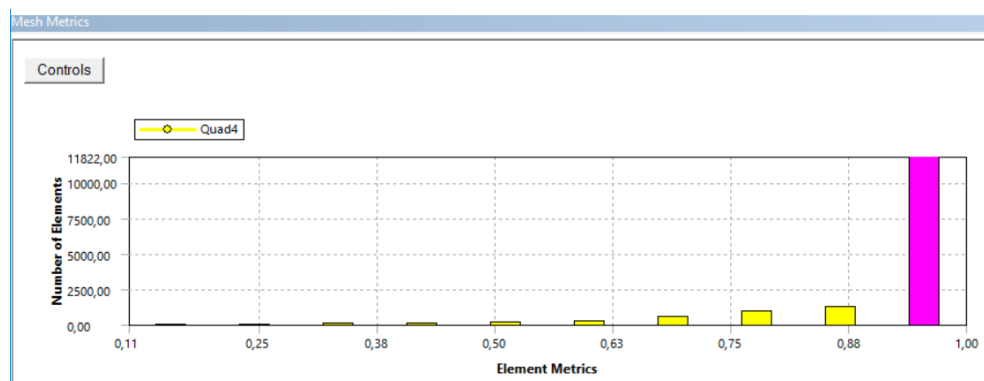


Figura 50.a Calidad ortogonal

Fuente: (ANSYS Inc., 2019)

De un total de 15050 elementos el 93.5% tienen una estructura ortogonal, que muestra que es una malla estructurada entre elementos que en su mayoría se intersecan en un ángulo de 90° , lo que permite un mejor análisis en cada celda de simulación.

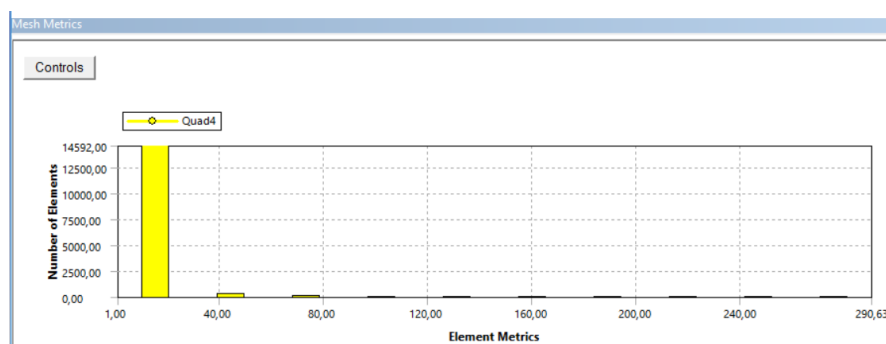


Figura 50.b Calidad relación de aspecto

Fuente: (ANSYS Inc., 2019)

La relación de aspecto es la proporción entre el ancho y la altura de las celdas, que en el mallado estructurado realizado, 14592 elementos tienen una muy buena configuración, por lo que el mallado se concluye que está bien elaborado y dentro de parámetros que permitan obtener una buena calidad de resultados.

5.5 Configuración del modelo

Para realizar la configuración del modelo computacional se ha utilizado el software ANSYS Fluent, en el que se define previo a la simulación, todos los parámetros inherentes a los datos establecidos en el pre-análisis; de modo que, el programa pueda resolver las ecuaciones con las entradas otorgadas y proporcionar los resultados para el análisis correspondiente.

Para configurar el “solver” se estima un modelo en 2D de manera planar en un flujo estable que proporcione los resultados en base a las ecuaciones basadas en la presión y que formule a la velocidad absoluta como resultado; con esto se asegura que sean tomadas como referencia a las ecuaciones de continuidad y momento basado en velocidades promedios.

Según lo establece el modelo de turbulencia k-epsilon desarrollado por ANSYS Fluent, para el tipo “Realizable” existen las siguientes constantes que han sido establecidas para asegurar que se desarrolle la simulación correctamente para estos flujos (ANSYS Inc., 2019), estas constantes son:

- σ_k : (TKE Prandtl number) Número de Prandtl en función de k. Representa la producción de energía cinética de turbulencia y es igual a 1.
- σ_ϵ : Número de Prandtl en función de ϵ , representa la energía de disipación y es igual a 1.2
- $C_{2\epsilon}$: Es una constante desarrollada por el modelo de ANSYS y es igual a 1.92

Todos estos parámetros deben ser ingresados en el modelo de viscosidad como se muestra a continuación en la figura 5.9

En el marco de referencia del volumen de control establecido, se tiene a un viento que se mueve relativamente con respecto al ala, para ello en la sección de material de Fluent se establece a los parámetros del fluido en cuanto a su densidad y viscosidad dinámica, todo esto según los valores establecidos en el pre-análisis. El ángulo de ataque en análisis se forma entre la cuerda y la dirección del viento, lo que hace que en el marco de referencia establecido se descomponga la velocidad en sus respectivas coordenadas cartesianas. Además, se especifica el método de intensidad y radio de viscosidad de turbulencia cuyos valores el sistema los estima en función al número de Reynolds; estos parámetros son seleccionados como se muestra a continuación en la figura 51

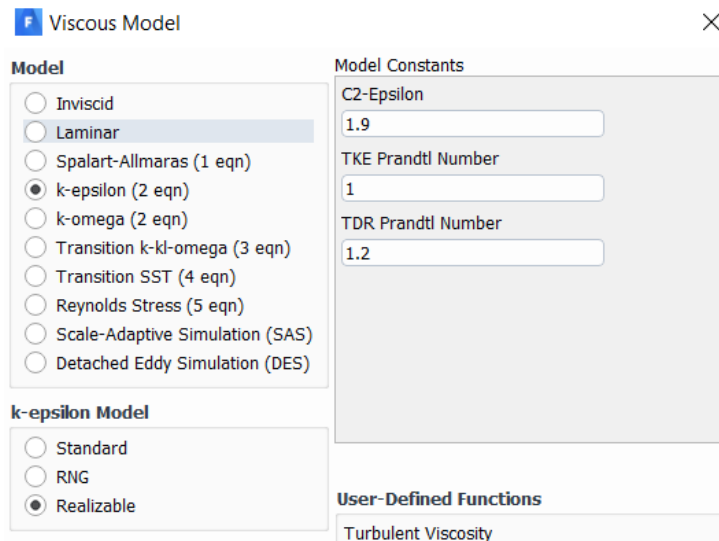


Figura 51. Modelo de viscosidad

Fuente: (ANSYS Inc., 2019)

La presión a la salida del volumen de control será establecida en cero, es decir en donde los efectos de la turbulencia no afectan al aire circundante.

F Velocity Inlet ×

Zone Name
inlet

Momentum	Thermal	Radiation	Species	DPM	Multiphase	Potential	UDS
Velocity Specification Method		Components					
Reference Frame		Absolute					
Supersonic/Initial Gauge Pressure (pascal)		0					
X-Velocity (m/s)		59.64					
Y-Velocity (m/s)		10.52					

Figura 52. Velocidad del fluido

Fuente: (ANSYS Inc., 2019)

Para terminar con la definición de las condiciones de frontera, se establece el perfil en estudio como si fuera una superficie de contacto, en donde, como se sabe la velocidad en el borde será cero en todos los puntos. En la figura 53 se muestra en azul la zona de entrada del viento, en rojo la zona de salida en donde la presión es cero y en verde el mallado con el volumen de control que en su interior se encuentra la superficie de contacto.

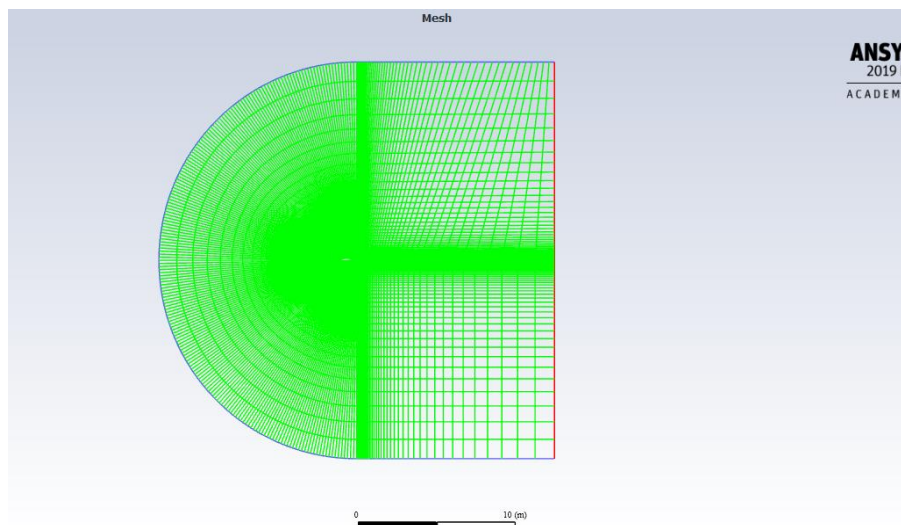


Figura 53. Configuración del modelo

Fuente: (ANSYS Inc., 2019)

5.6 Solución numérica

Con la finalidad de tener un modelo computacional que simule en condiciones próximas a los efectos reales del fluido sobre el perfil alar, se ha establecido un modelo de solución numérica en el que se realice la iteración del mismo hasta llegar a la convergencia, es decir, el punto donde los resultados dejen de fluctuar y se alcance una solución estable.

Para ello se tiene en consideración que, por cada elemento de la malla el procesador resuelve las ecuaciones de gobierno de las mismas, y que estas ecuaciones pueden ser de primer orden, segundo orden o polinómica de mayor orden; al aumentar el orden de cada uno de los parámetros se puede tener mejores resultados, sin embargo, hacerlo requiere de procesadores cuyo rendimiento soporte la resolución de miles de ecuaciones.

En base a la experimentación y los resultados obtenidos se llegó a un método de solución que permite llegar a la convergencia los mismos que han sido configurados como se indica en la figura 54.

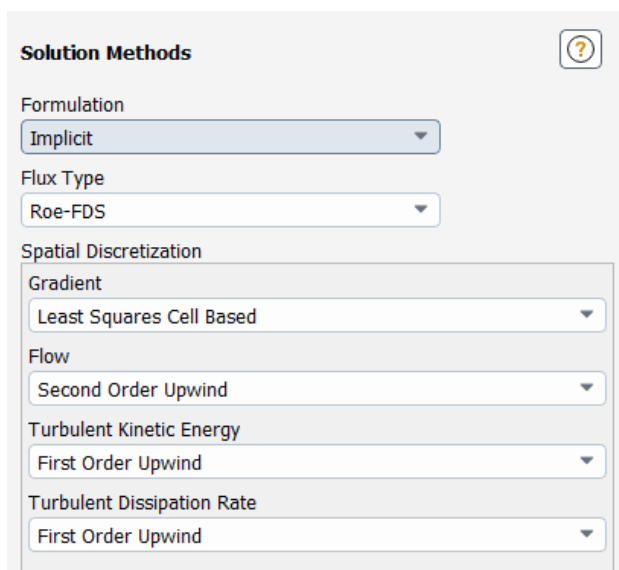


Figura 54. Método de solución numérica
Fuente: (ANSYS Inc., 2019)

En los monitores de valores residuales se considera un factor de 0.00001 para mejorar los resultados y monitorear el mayor número de valores.

Para validar la solución numérica se monitorearon: el coeficiente de sustentación, el coeficiente de resistencia y los valores residuales; cada uno de ellos en el plano vertical y horizontal perpendiculares al ángulo de ataque.

Se ha establecido en 3000 el número de iteraciones que debe realizar el procesador en la simulación, alcanzando la convergencia de los valores en la iteración número 2717 como se muestra en la Figura 55.

2711	1.6891e-06	1.1514e-06	4.6334e-07	2.7385e-07	5.9698e-07	0:00:48	289
2712	1.4985e-06	1.1031e-06	4.5888e-07	2.6722e-07	5.6933e-07	0:00:38	288
2713	1.3252e-06	1.0548e-06	4.5487e-07	2.6055e-07	5.4092e-07	0:01:28	287
2714	1.1773e-06	1.0068e-06	4.5132e-07	2.5381e-07	5.1180e-07	0:01:10	286
2715	1.0656e-06	9.5961e-07	4.4824e-07	2.4717e-07	4.8201e-07	0:00:56	285
2716	1.0021e-06	9.1346e-07	4.4566e-07	2.4048e-07	4.5181e-07	0:00:44	284
2717	solution is converged						

Figura 55. Convergencia.

5.7 Resultados

De la simulación realizada en ANSYS Fluent, se desprenden varios resultados relacionados con las velocidades, presiones y fuerzas que desarrolla el fluido sobre el perfil alar, estos resultados constituyen las entradas para el análisis tensional del ala; a continuación, se analiza cada uno de los resultados.

5.7.1 Coeficiente de sustentación.

Este coeficiente adimensional, representa el grado de sustentación que tiene un perfil alar con respecto al ángulo de ataque en el que se encuentra; para el caso de estudio se tiene un ángulo de ataque de 10°, debido a que es el límite superior en el que se alcanzará la sustentación y que

posterior a ello el avión entrará en pérdida. Como resultado se tiene que a este ángulo de ataque, el coeficiente de sustentación es de 1.707026. Figura 56.

5.7.2 Coeficiente de resistencia.

El coeficiente de resistencia es también adimensional, y está relacionado con el grado de resistencia que genera el aire al paso del perfil alar; calculado al mismo ángulo de ataque en la simulación, da como resultado un valor de 0.049190. Su resultado se muestra en la figura 57.

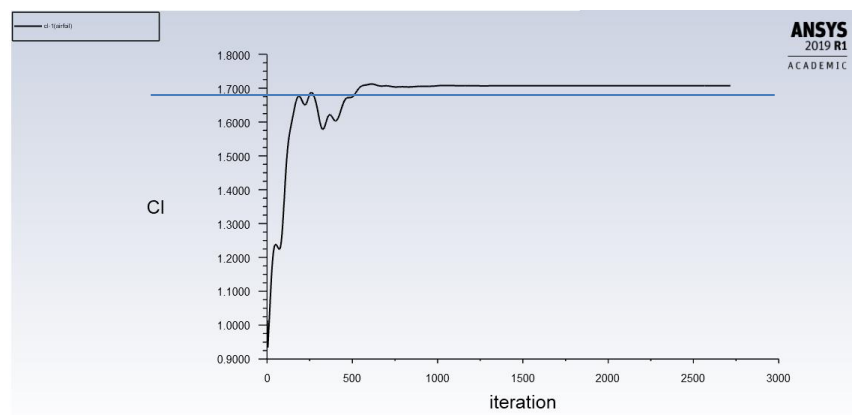


Figura 56. Coeficiente de sustentación

Fuente: (ANSYS Inc., 2019)

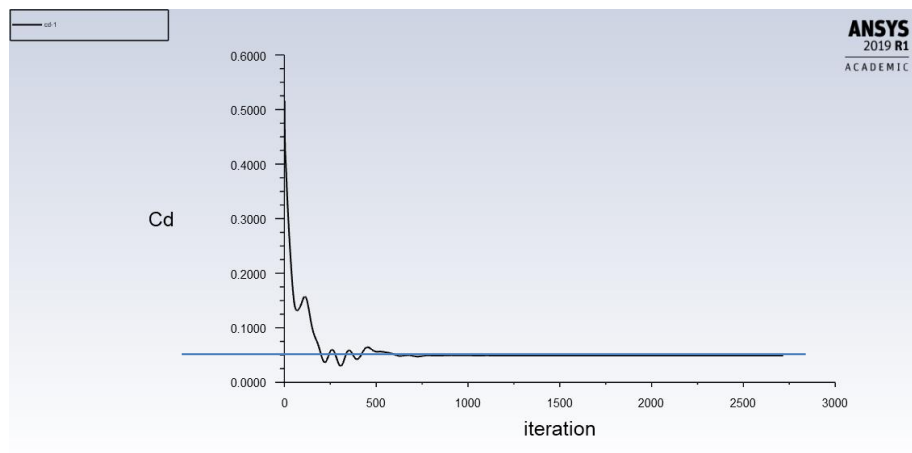


Figura 57. Coeficiente de resistencia

Fuente: (ANSYS Inc., 2019)

5.7.3 Velocidad

Analizar los resultados de los perfiles de velocidad, sirve para corroborar los principios físicos de la mecánica de fluidos y aerodinámica; primero que todo se puede observar en la figura 58, que próximo al contacto del perfil alar con el aire la velocidad es cero en todos los puntos; además que, la velocidad en la parte inferior del ala es menor en la parte superior, lo cual es coherente debido a que estas diferencias de velocidad de las partículas, hacen que existan diferenciales de presión según los principios de continuidad y de Bernoulli y esto produce la sustentación.

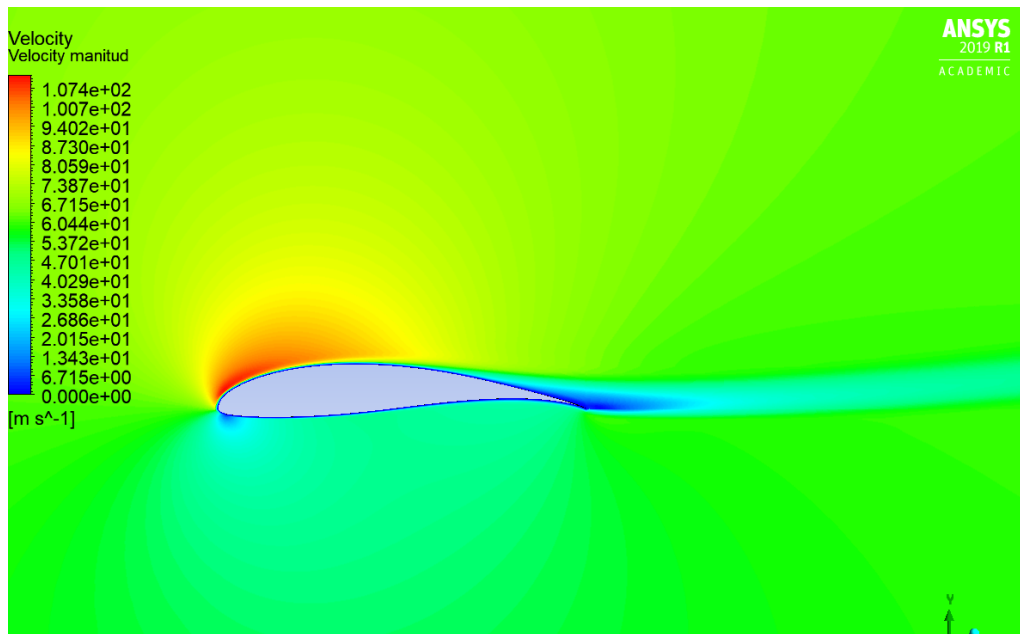


Figura 58. Perfil de velocidad
Fuente: (ANSYS Inc., 2019)

5.7.4 Presión

En los resultados de la simulación se tiene una distribución de presiones; debido a que se trata de un ángulo de ataque positivo, la mayor presión debe encontrarse debajo del ala para producir la sustentación, en este caso la presión máxima es de 1920 pascales en dirección positiva. Además, en el perfil de presiones de la figura 59 se observa los contornos de presión que son mayores en el intradós del ala.

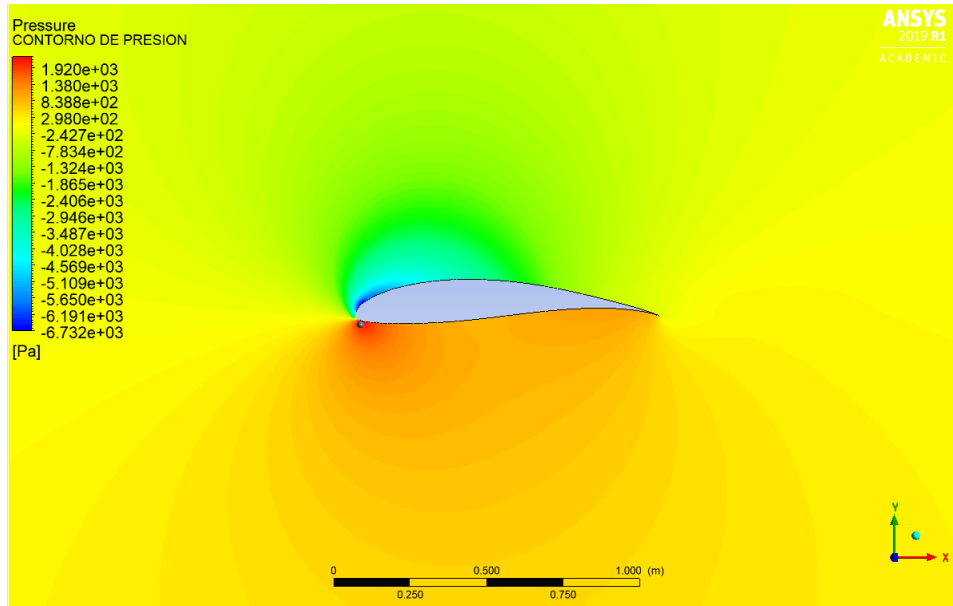


Figura 59. Perfil de presión
Fuente: (ANSYS Inc., 2019)

5.8 Verificación y validación

5.8.1 Verificación

Con el fin de asegurar la calidad de los resultados de la simulación, se detallan los puntos que permiten verificar sus resultados.

- Se tiene una calidad de la malla del 95% de confianza.
- Se ha iterado hasta que el modelo alcance la convergencia con un factor residual en el grado de una millonésima.
- El modelo cumple con los resultados físicos esperados en cuanto a las distribuciones de presión y velocidad alrededor del perfil.

5.8.2 Validación

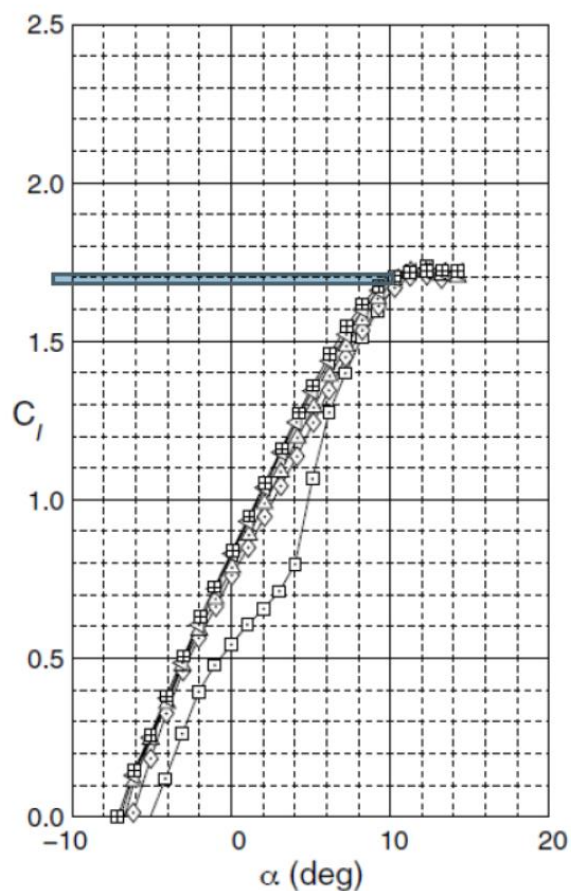


Figura 60. Coeficiente de sustentación en túnel de viento

Fuente: (Wind Tunnel Aerodynamic test for Six Airfoils for Use on Small Wind Turbines, 2003)

Se validan los resultados de la simulación con sus equivalentes realizados en experimentaciones en el túnel de viento aerodinámico de la Universidad de Illinois según el reporte Report no. NREL/SR-500-34515, en el que se estima un coeficiente de sustentación de 1.7 a 10° de ángulo de ataque para un perfil alar FX-63 137; como se indica en la figura 60.

Comparando con los resultados de la simulación se tienen los valores mostrados en la tabla 8:

Tabla 8.*Validación de la simulación*

Resultado experimental	Resultado de simulación	Error
C_L	C_L	
1.7	1.707027	0.4 %

Se concluye que es una simulación aceptable, cuyos resultados son validados con experimentaciones previas.

Además, se puede validar la simulación comparando el cálculo manual de la fuerza de sustentación con los resultados obtenidos en la misma; para ello se procede a mostrar la respectiva formulación:

$$F_s = \frac{1}{2} C_L * \rho * V_{NO}^2 * S \quad (21)$$

$$F_s = \frac{1}{2} * 1.7 * 1.225 \frac{kg}{m^3} * 60.56^2 \frac{m^2}{s^2} * 1m^2$$

$$F_s = 3818.7985 [N]$$

En la figura 61 se muestra la fuerza de sustentación que la simulación ha dado como resultado, la misma que se compara con los cálculos manuales, dando como resultado un error porcentual muy pequeño que valida por otro medio a los resultados de la simulación. (Tabla 5.5).

Tabla 9.*Cálculos manuales*

Resultado manual F_s	Resultado de simulación F_s	Error
3818.7985	3835.25	0.43%

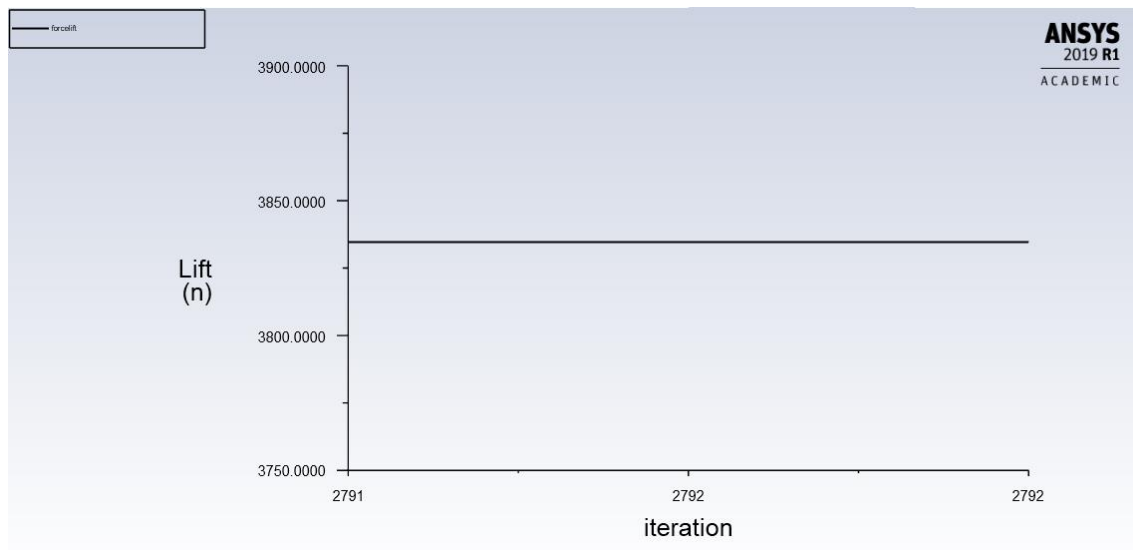


Figura 61. Fuerza de sustentación
Fuente (ANSYS Inc., 2019)

De esta manera se concluye con la simulación computacional CFD para el perfil alar FX-63-137; con los resultados obtenidos se tiene el punto de partida para el estudio tensional del mismo, en el que las presiones ejercidas por el fluido, generan fuerzas y tensiones a la estructura; dichas fuerzas son aplicadas en forma distribuida a lo largo del ala, la misma que actúa como una viga en voladizo, teniendo su empotramiento al fuselaje del avión; es por ello que el próximo capítulo trata sobre el análisis de las cargas que actúan en el avión y la forma en que las propiedades del material resiste a las fuerzas que se aplican en él.

Capítulo 6

Análisis Tensional

Para realizar el análisis tensional que se produce en el ala de avión DA20-C1, se calculan los valores de las cargas a las que está sometida la aeronave en condiciones de vuelo críticas; y con ello se genera una simulación computacional en ANSYS en la que se ponga al modelo geométrico del ala sometido a estas fuerzas, con la finalidad de obtener el valor de los esfuerzos producidos por esta interacción y la deformación alcanzada por el ala y sus componentes. El proceso de simulación computacional, tiene los mismos pasos explicados en la figura 5.1; con la diferencia que en esta ocasión se utiliza como mecanismo de solución al complemento de ANSYS llamado “Static Structural”; el mismo que analiza al comportamiento mecánico estructural de un cuerpo y las fuerzas con las que interactúa.

Es fundamental apreciar al comportamiento mecánico del ala, similar al de una viga en voladizo, la misma que se encuentra empotrada al fuselaje del avión y que está sometida a varias fuerzas que interactúan en el vuelo; para entender estas cargas se muestra la figura 62, en donde se muestra con un vector vertical hacia arriba a la fuerza de sustentación que es la generada por la distribución de presiones en de la interacción del aire con los componentes del ala, el peso de la aeronave con la dirección hacia abajo, la resistencia como un vector que se opone al paso de la aeronave y finalmente el empuje que es el resultado de la actuación del motor en un sentido de avance para el avión.

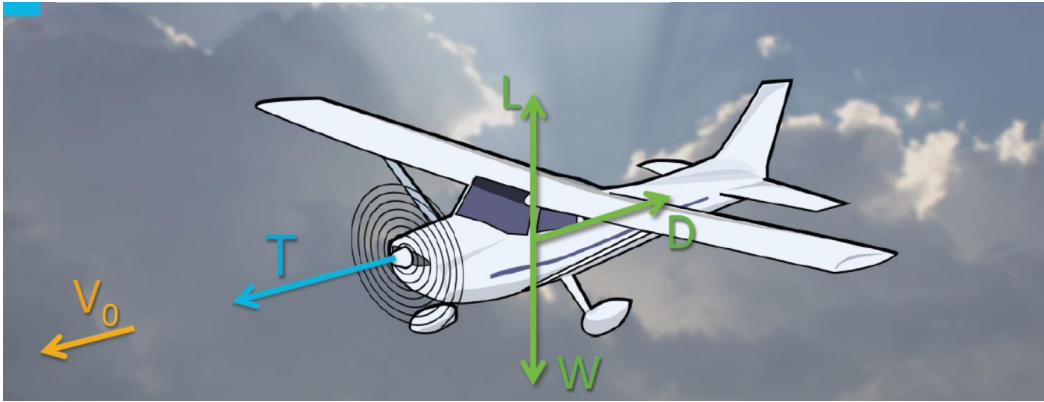


Figura 62. Cargas en vuelo
Fuente: (TuDelf, 2016)

6.1 Requisitos y restricciones

En este apartado se procederá a realizar el cálculo de cada una de las cargas aplicadas a la aeronave y sus condiciones adicionales que han sido tomadas en cuenta para la simulación.

6.1.1 Fuerza de sustentación

Este es un tipo de carga aerodinámica, que se produce como resultado del campo de presiones generado por el contacto del aire con la estructura del ala, se encuentra en dirección de abajo hacia arriba perpendicular a la cuerda del ala. En el capítulo V se analizó a la distribución de presiones en el perfil alar FX 63-137 que es una sección transversal del ala, en cambio en este punto se transforma este campo de presiones en una fuerza de sustentación que afecta a toda la superficie del perfil alar.

Al ser un análisis de propiedades mecánicas del material, se requiere como requisito que se establezcan los valores máximos críticos, esta fuerza de sustentación será calculada con la siguiente fórmula (Darmolaf, Drela, & Uranga, 2013):

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 C_L S \quad (22)$$

En donde:

L Fuerza de sustentación

ρ Densidad

V Velocidad máxima permisible

C_L Coeficiente de sustentación

S Superficie alar

$$L = \frac{1}{2} * 1.225 \frac{kg}{m^3} * 60.51^2 \frac{m^2}{s^2} * 1.707027 * 5.28 m^2$$

$$L = 20217.29 N$$

A esta fuerza de sustentación se le debe multiplicar por un factor de seguridad de 1.5 según lo establece la regulación FAR 25.303, dando como resultado una fuerza de sustentación de:

$$L = 30325.80 N$$

6.1.2 Máximo peso de despegue.

El peso máximo de despegue (MTOW) considera los pesos del avión en cuanto a su estructura, sistemas, tripulación, carga y combustible; la suma de ellos constituye un parámetro restrictivo para el despegue de la aeronave. Según el manual de vuelo de la aeronave el MTOW del avión

DA20-C1 es de 750 kilogramos, peso soportado por ambas alas del avión, concluyendo que el peso soportado por cada ala es igual a:

$$MTOW = \frac{1}{2} * 750 \text{ kg} * 9.81 \text{ m/s}^2 \quad (23)$$

$$MTOW = 3678.75 \text{ N}$$

6.1.3 Cargas traslacionales

Las cargas traslacionales se definen como aquellas fuerzas g a la que está sometida la aeronave, en el manual de vuelo de la aeronave DA20-C1 en su apartado 2.10 indica los límites de factor de carga (figura 63) a los que puede estar sometida la aeronave a la velocidad estructural máxima, siendo el factor 4.4 el más crítico y con el criterio de la FAR 25.303 se procede a realizar el cálculo del peso máximo al que se podría someter la aeronave en condiciones de vuelo críticas.

	at v_A :	at v_{NE} :	with fully extended flaps
Positive	+ 4.4	+ 4.4	+ 2.0
Negative	- 2.2	- 2.2	0

Figura 63. Cargas traslacionales
Fuente: (Diamond Aircraft Industries Inc, 2012)

$$W = 1.5 * 4.4 * MTOW$$

$$W = 24274.8 \text{ N}$$

(24)

6.1.4 Fuerza de resistencia

Para calcular la fuerza de resistencia, en la que el aire en contacto con el ala se opone al avance de la aeronave, se tiene la siguiente fórmula (Darmolaf, Drela, & Uranga, 2013):

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 C_D S \quad (25)$$

En donde:

D Fuerza de resistencia

ρ Densidad

V Velocidad máxima permisible

C_L Coeficiente de resistencia

S Superficie alar

$$D = \frac{1}{2} * 1.225 \frac{kg}{m^3} * 60.51^2 \frac{m^2}{s^2} * 0.049 * 5.28 m^2$$

$$D = 580.33 N$$

Aplicando el factor de seguridad de 1.5 según lo establece la regulación FAR 25.303, da como resultado una fuerza de resistencia de:

$$D = 870.49 N$$

6.1.5 Empuje

La carga de empuje es aquella fuerza ejercida por el motor que permite el avance de la aeronave con respecto a su eje longitudinal, la misma que debe superar a la fuerza de resistencia para que exista una aceleración, o igualarla para que exista desplazamiento en condiciones de crucero. Para su estimación se toma en cuenta a la potencia máxima de operación continua del motor Continental IO-240B establecida en el manual de mantenimiento de la aeronave DA20-C1 con un valor de 125 HP @ 2800 rpm, conociendo que esta potencia genera un trabajo en un período de tiempo (Figura 64); se puede estimar el empuje generado en esas condiciones.

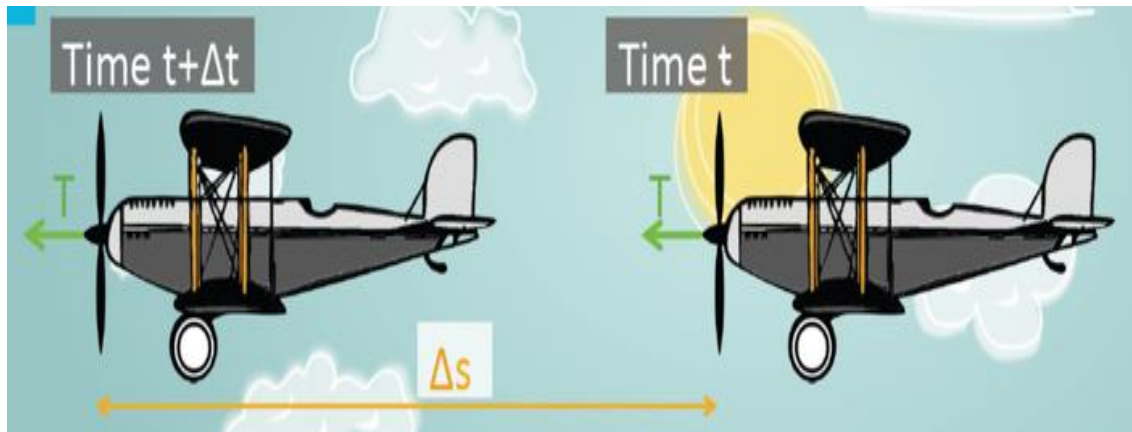


Figura 64. Empuje
Fuente: (TuDelf, 2016)

Para calcular el empuje para un motor a hélice, se tiene que:

$$T = \frac{P_a}{V} \quad (26)$$

En donde:

T Empuje

P_a Potencia máxima de operación

V Velocidad del aire

$$T = \frac{93212.5 \text{ kg} \cdot \text{m}^2 / \text{s}^3}{60.51 \text{ m/s}}$$

$$T = 1540.44 \text{ N}$$

Este resultado, comparado con la fuerza de resistencia, permite concluir que es un movimiento acelerado debido a que el empuje supera en un 77% a la fuerza de resistencia y a la vez es crítico debido a que trabaja a esa potencia a la velocidad máxima estructural permitida.

6.2 Pre-análisis

6.2.1 Modelo matemático

Se considera al recubrimiento del ala como un material compuesto tipo sándwich, tratando este material como homogéneo según la macro-mecánica de materiales compuestos (Kollar & Springer, 2003), es decir, las propiedades mecánicas son las mismas en todos los puntos del ala.

De acuerdo a los ensayos mecánicos realizados y debido a la orientación de las fibras en el material compuesto; el comportamiento del mismo actúa como un material ortotrópico, es decir, sus propiedades mecánicas son únicas e independientes en tres direcciones perpendiculares entre sí y presenta relaciones de esfuerzo-desplazamiento bajo condiciones elásticas lineales.

Al existir tres planos de simetría con respecto a la orientación de las fibras, existen nueve variables independientes, tres de ellas relacionadas con el módulo de Young (E_1, E_2, E_3), tres coeficientes de Poisson ($\nu_{12}, \nu_{13}, \nu_{23}$), y tres relacionadas con el módulo de corte (G_1, G_2, G_3); siendo estos

elementos los necesarios para describir las propiedades mecánicas del material compuesto según la siguiente matriz de conformidad. (Kollar & Springer, 2003).

$$[S] = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_1} & -\frac{\nu_{21}}{E_2} & -\frac{\nu_{31}}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{12}}{E_1} & \frac{1}{E_2} & -\frac{\nu_{32}}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{13}}{E_1} & -\frac{\nu_{23}}{E_2} & \frac{1}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{23}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{13}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} \end{bmatrix} \quad (27)$$

6.2.2 Dominio y condiciones de frontera

Para el análisis estructural se consideran las cuatro fuerzas a las que se encuentra sometida el ala del avión en condiciones críticas, la misma que actúa como una viga en voladizo, empotrada al fuselaje y sometida a cargas en los diferentes ejes de referencia como se detalla a continuación: (Tabla 10).

Tabla 10.

Cargas a las que se somete el ala.

FUERZA	EJE DE APLICACIÓN	VALOR (N)
Fuerza de sustentación	F_y	30325.80
Fuerza de resistencia	F_x	870.49
Peso y factor de traslación	$-F_y$	24274.8
Empuje	$-F_x$	1540.44

Dentro de las propiedades del material a ser considerados en la simulación se tienen en cuenta lo siguiente: (Tabla 11).

Tabla 11.

Materiales para la simulación

Parte	Material
Superficie de sustentación	WING DA20-C1
Patín de la viga	Fibra de carbono
Alma de la viga	Fibra de vidrio

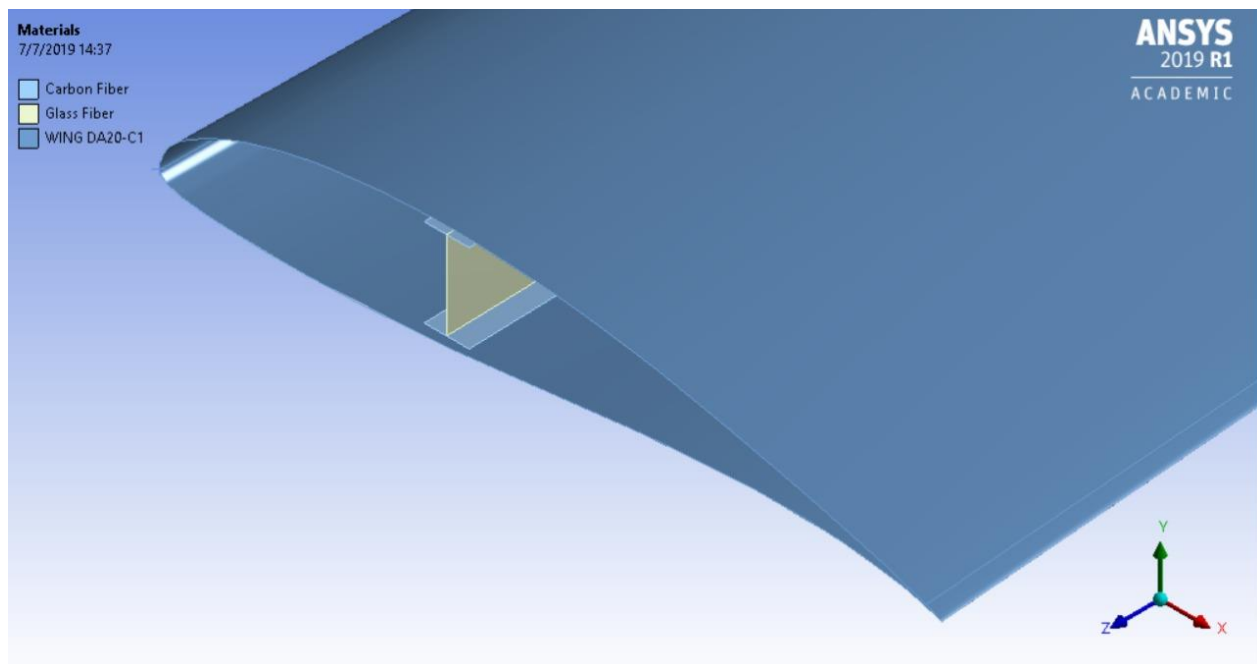


Figura 65. Designación de materiales en la simulación

Fuente: (ANSYS Inc., 2019)

De los cálculos realizados en el capítulo 3, se desprenden los resultados a considerarse para caracterizar al material ortotrópico de la superficie de sustentación en la simulación: (Tabla 12).

Tabla 12.*Propiedades del material para la simulación*

Propiedad	Valor
Densidad	347.597 Kg/m ³
Módulo de Young X	1602.56 Mpa
Módulo de Young Z	1602.56 Mpa
Módulo de Young Y	320 Mpa
Coefficiente de Poisson XY	0.38
Coefficiente de Poisson XZ	0.38
Coefficiente de Poisson YZ	0.4
Módulo de corte XY	580.63 Mpa
Módulo de corte XZ	580.63 Mpa
Módulo de corte YZ	97 Mpa

Los materiales han sido ingresados en ANSYS Static Structural como datos de ingeniería a un nuevo material, llamado “Wing DA20-C” en el que se establece al material como ortotrópico y se ponen los valores establecidos en la tabla 6.3, como se muestra en la figura 66.

Properties of Outline Row 4: WING DA20 C1			
	A	B	C
1	Property	Value	Unit
2	Material Field Variables	Table	
3	Density	347,6	kg m ⁻³
4	Orthotropic Elasticity		
5	Young's Modulus X direction	1602,6	MPa
6	Young's Modulus Y direction	320	MPa
7	Young's Modulus Z direction	1602,6	MPa
8	Poisson's Ratio XY	0,38	
9	Poisson's Ratio YZ	0,4	
10	Poisson's Ratio XZ	0,38	
11	Shear Modulus XY	580,63	MPa
12	Shear Modulus YZ	97	MPa
13	Shear Modulus XZ	580,63	MPa

Figura 66. Ingreso de propiedades de nuevo material
Fuente: (ANSYS Inc., 2019)

6.3 Geometría

Para el estudio se utiliza la geometría de referencia creada en el capítulo 4 en formato IGES, transformando todos los sólidos en superficies para ser introducida en ANSYS y tener un menor número de elementos que permita obtener una simulación más eficiente.

6.4 Mallado

Con el objetivo de obtener un mallado de calidad, se ha estructurado en la geometría de tipo superficie, controles de malla que permitan tener nudos y elementos estructurados para un mejor análisis de datos y polarización por parte del software. Para ello se ha establecido un mallado de cara, de característica “hard” en todas las superficies, con lo que se obtienen elementos ortogonales alrededor del modelo geométrico; y luego se establece un tamaño de los elementos, adaptados en 25 mm en todas las direcciones. Con todo lo establecido se tiene una malla ortogonal con muy buenas características como se muestra en la figura 67.

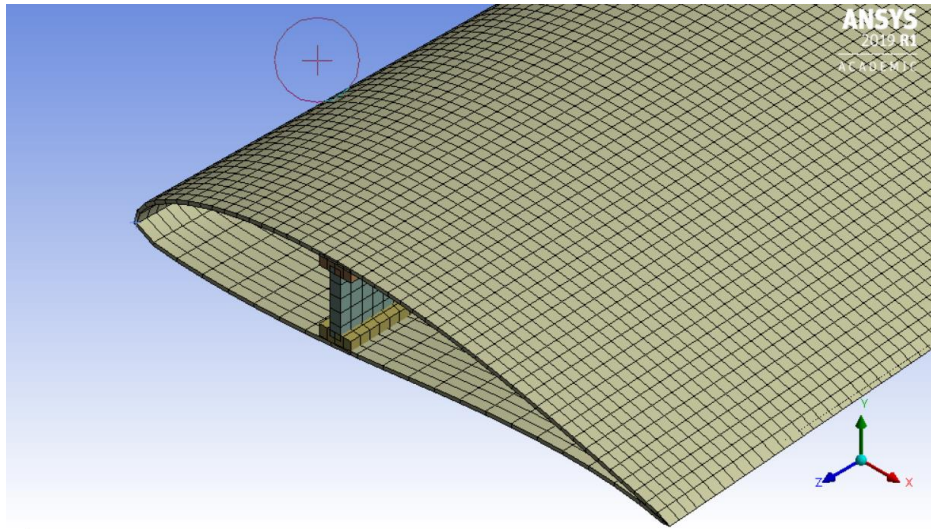


Figura 67 Controles del mallado
Fuente: (ANSYS Inc., 2019)

6.4.1 Calidad de la malla

La malla generada consta de 14932 elementos y 15135 nudos; que vienen a ser en los cuales el modelo matemático sea resuelto por ANSYS Static Structural; de los cuales se obtiene una calidad ortogonal del 97% equivalente a 13758 elementos que presentan buenas características dimensionales (Figura 68.a).

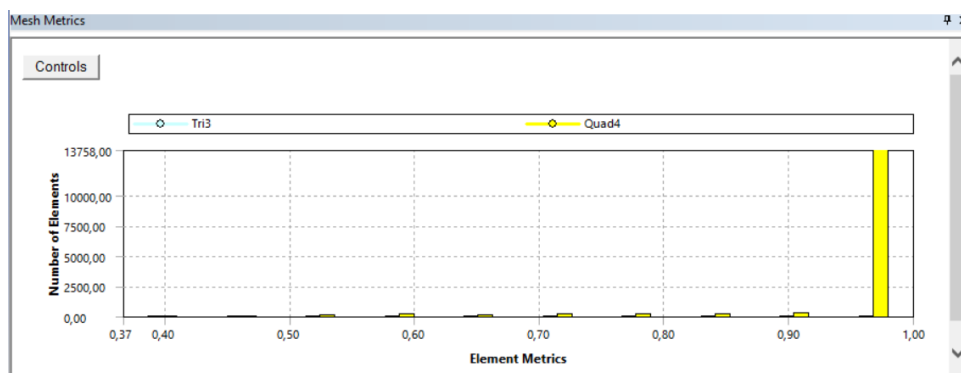


Figura 68.a Calidad ortogonal
Fuente: (ANSYS Inc., 2019)

La relación de aspecto en el mallado estructurado realizado (Figura 68.b) , tiene 14786 elementos con muy buena configuración, con un valor promedio de 1.47; por lo que se concluye que el mallado está bien elaborado y dentro de parámetros que permitan obtener una buena calidad de resultados.

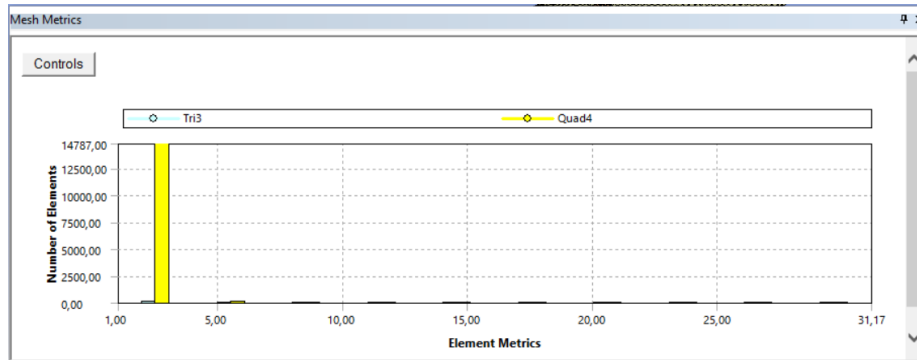


Figura 68.b Calidad aspecto

Fuente: (ANSYS Inc., 2019)

Teniendo finalmente una malla de buena calidad que permita la interpolación de datos de manera ortogonal en búsqueda de resultados óptimos para el análisis tensional (Figura 69)

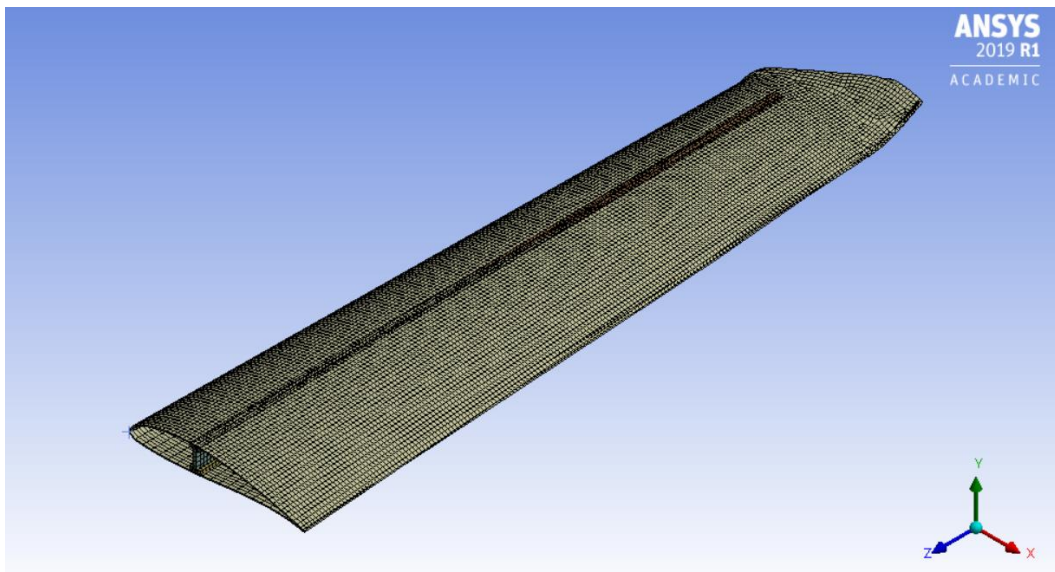


Figura 69. Mallado del Ala DA20-C1

Fuente: (ANSYS Inc., 2019)

6.5 Configuración del modelo

Al tener la geometría en estudio como superficie, se ha establecido el espesor de cada una de las partes, que, al ser de sección transversal variable, requieren ser establecidas en forma tabular y se lo hace como se muestra en la figura 70.

El modelo se constituye de la geometría del ala del avión DA20-C-1, empotrada en su cuerda raíz, simulando que la misma se encuentra fijada al fuselaje; además del establecimiento de todas las fuerzas que actúan en el vuelo, analizadas en las condiciones de frontera en el pre-análisis. En resumen se simula al ala sometida a cuatro fuerzas en diferentes direcciones y un soporte fijo de empotramiento en el inicio de la misma como se muestra en la figura 71.

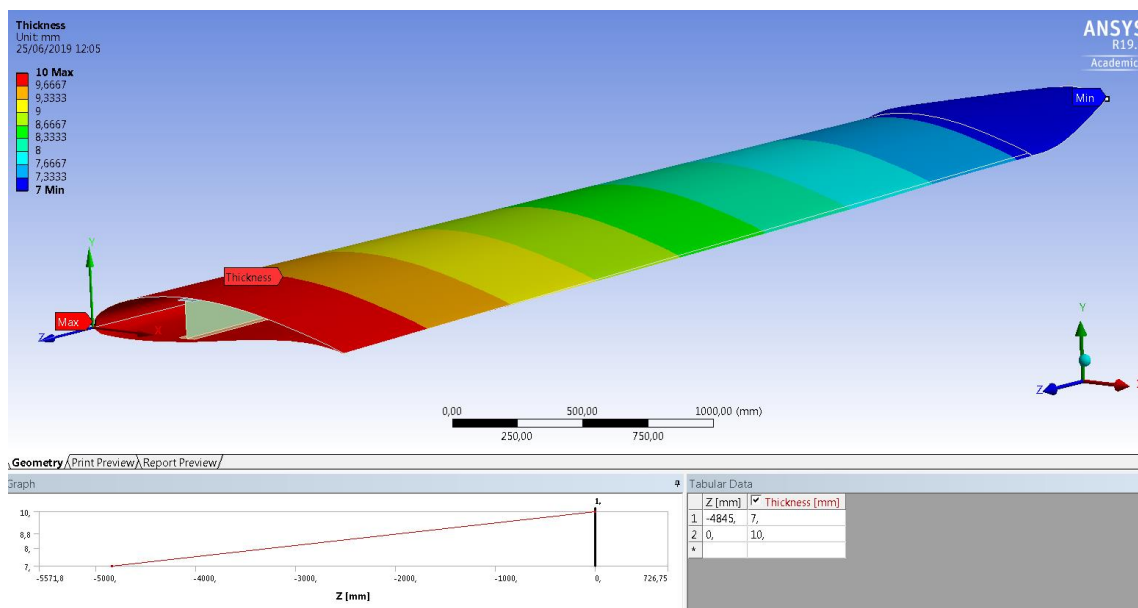


Figura 70. Establecimiento de espesores

Fuente: (ANSYS Inc., 2019)

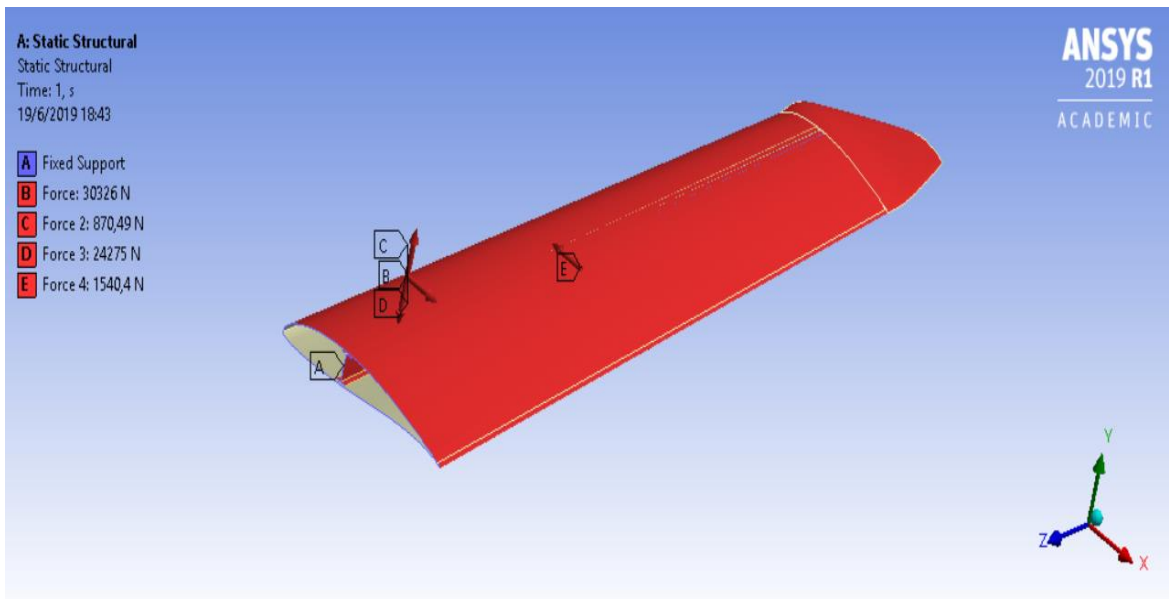


Figura 71. Configuración del modelo
Fuente: (ANSYS Inc., 2019)

6.6 Resultados

6.6.1 Deformación total

La deformación total es el resultado del desplazamiento realizado por el ala del avión, producido por las fuerzas que actúan sobre ella; como resultado se tiene una deformación máxima en la punta de ala de 322.73 mm, la misma que, simulando el comportamiento a una viga en voladizo es mayor en el extremo más alejado del empotramiento. (Figura 72). Esta deformación es posteriormente comparada con la máxima deformación total dentro del rango elástico, para con ello determinar si se encuentra dentro de un rango de operación aceptable.

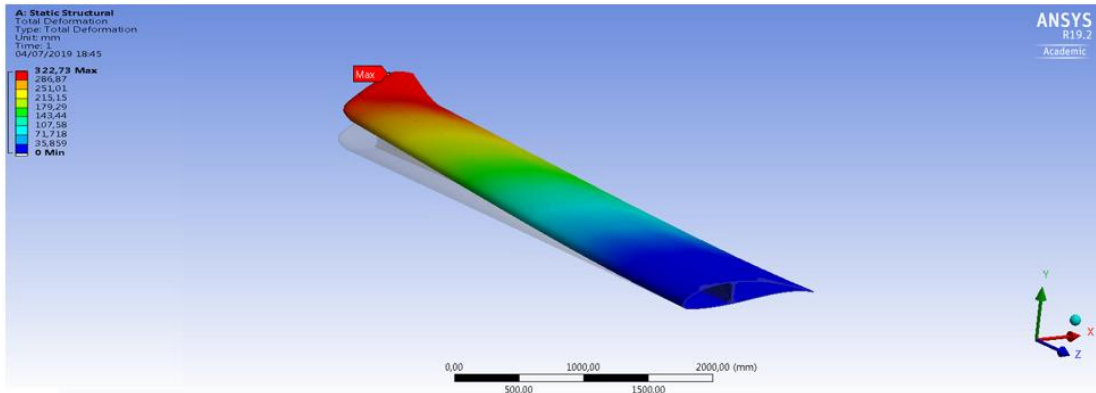


Figura 72. Deformación Total
Fuente: (ANSYS Inc., 2019)

6.6.2 Deformación en la viga

La viga es el elemento estructural más importante del ala, en la figura 73 se muestra la deformación de la misma, notando que no existe desplazamiento en el empotramiento como es esperado y a la vez la viga fleja hacia arriba 322.73 mm, es decir, la carga de sustentación supera a las otras fuerzas y este es el estado más crítico en el que puede ser analizada.

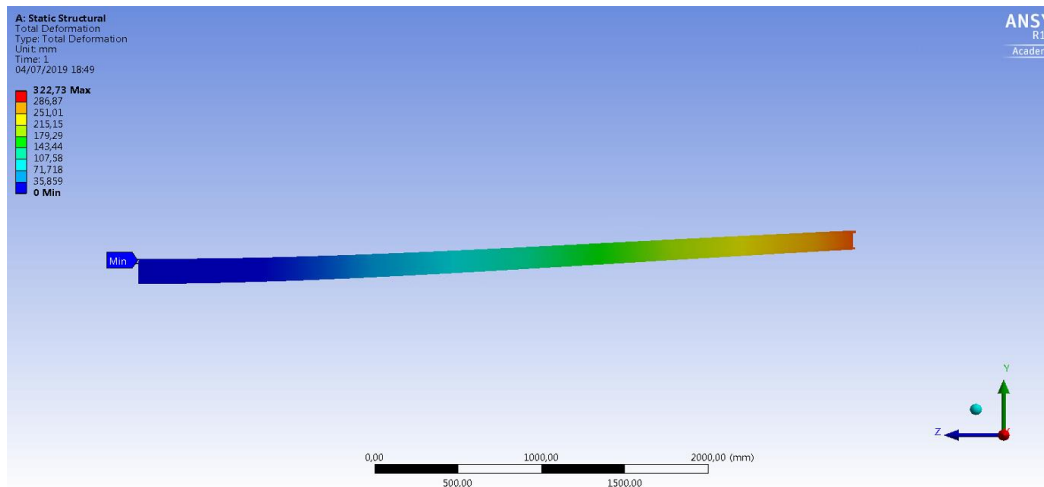


Figura 73. Deformación Total
Fuente: (ANSYS Inc., 2019)

6.6.3 Tensiones equivalentes en el ala.

El esfuerzo equivalente es calculado en base al criterio de tensión de Von Mises, a partir de las tensiones principales que se producen en el ala una vez que es deformada. Como se interpreta en la figura 74, todas las tensiones producidas por las cargas sobre el ala, son transmitidas desde el perfil alar a la viga principal por medio de las costillas; esto hace que el esfuerzo máximo sea concentrado en el punto donde se unen los patines de la viga con la superficie de sustentación. Es lógico concluir, que esta es la razón por la que estos patines son fabricados en fibra de carbono, debido a que absorben todas las cargas generadas en el vuelo y por ende requieren de mejores propiedades mecánicas para poder soportarlas. Este esfuerzo máximo es de 42.911 megapascuales y al estar ubicado en la unión de la viga al material de recubrimiento, por acción y reacción este esfuerzo también afecta en la misma magnitud a la piel del ala.

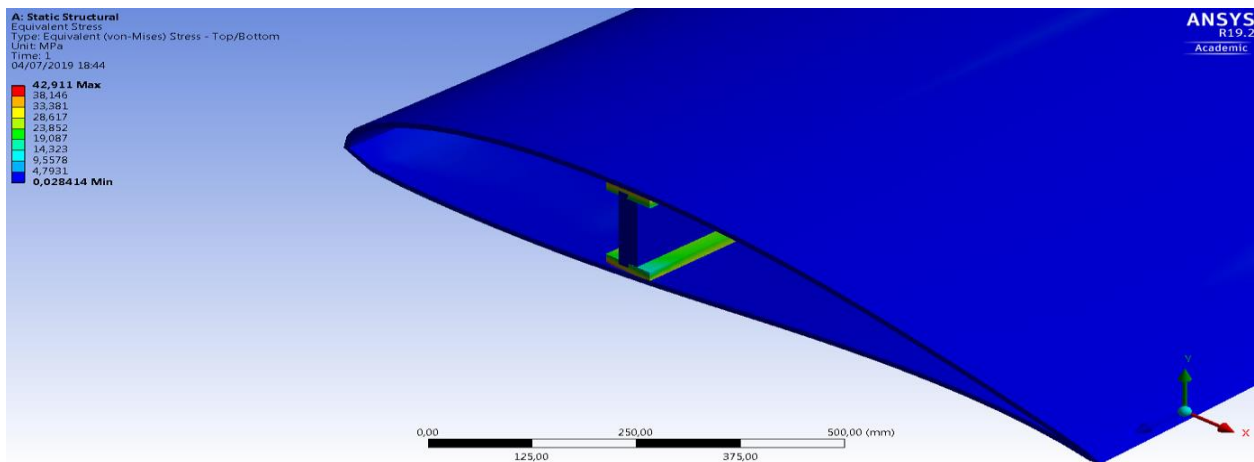


Figura 74. Esfuerzos equivalentes en el ala
Fuente: (ANSYS Inc., 2019)

6.6.4 Esfuerzos equivalentes en la superficie de sustentación

Analizando el estado tensional de la superficie de sustentación, se tiene una distribución de los esfuerzos equivalentes alrededor de todo el perfil alar, siendo estos máximos en el borde de ataque y en la raíz del extradados, alcanzando un valor máximo de 28.411 megapascales (figura 75); valor que representa el esfuerzo que debe ser superado por las propiedades mecánicas del material, con la finalidad de no sufrir afectaciones durante el vuelo.

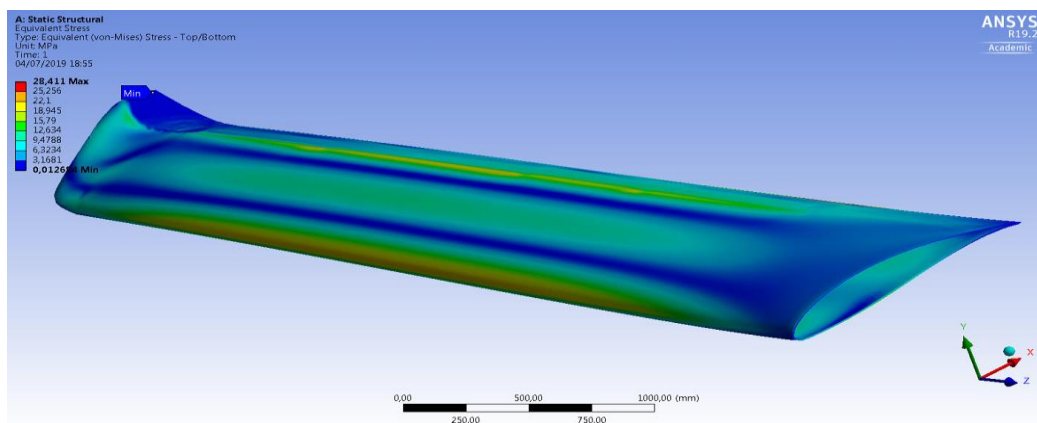


Figura 75. Esfuerzos equivalentes en la superficie de sustentación
Fuente: (ANSYS Inc., 2019)

6.7 Verificación

6.7.1 Verificación.

Al contar con geometrías complejas, el análisis de convergencia se ha realizado disminuyendo porcentualmente el tamaño de las celdas y por ende aumentando el número de elementos del mallado, obteniendo que los resultados se mantienen en un rango estable de variación como se muestra en la tabla 6.4

Tabla 13.
Verificación

Resultado	Nro. elementos	Valor	Diferencia
Deformación total	21895	331.60	2.75%
Esfuerzo equivalente	21895	44.19	3%

6.7.2 Validación

Para validar la simulación en lo que respecta a la deformación total, se compara el resultado obtenido con los cálculos manuales realizados en base a la teoría de deflexión en vigas en voladizo como se muestra a continuación:

$$y = \frac{W_y * l^3}{8 * E * I_y} \quad (28)$$

Donde:

- W Resultante de fuerzas en el eje “y”.
- l Longitud de la viga.
- E Módulo de elasticidad de la viga en el eje “y”.
- I_y Inercia en el eje “y”.

$$y = \frac{6050.2 \text{ N} * (4.845\text{m})^3}{8 * 6000 \text{ GPa} * (3.4466 * 10^{-5}\text{m})}$$

$$y = 0.415 \text{ m}$$

Por ende, la deformación calculada supera en un 28% a los resultados de la simulación; notando que los desplazamientos del material se encuentra con un factor de seguridad de 1.3 comparado con la deformación total máxima, es decir, que a la velocidad máxima estructural permitida se alcanza una deflexión total dentro del rango elástico y además el esfuerzo en las caras del material que transmite las tensiones a la viga, se encuentra a un 17% de alcanzar su máximo estado tensional.

Por otro lado, comparando las propiedades del material con el estado tensional máximo y aplicando el criterio de falla de la máxima energía de distorsión, se tiene que:

$$n = \frac{\sigma_M}{\sigma_v} \quad (29)$$

Donde:

n Factor de seguridad

σ_M Esfuerzo en las caras del material

σ_v Esfuerzo equivalente máximo en la superficie de sustentación.

$$n = \frac{52.798}{28.411} = 1.85$$

Por tanto, el material está diseñado con un factor de seguridad que permite aumentar en un 85% su resistencia a los efectos de las cargas que pueda tener en vuelo, ante cualquier emergencia o alteración de las condiciones normales de operación.

Además, desde el punto de vista en el que todas las cargas se transfieren a la viga, se tiene que en el punto donde se encuentran los patines de la viga con la superficie de sustentación, el esfuerzo máximo, es menor en un 17% al esfuerzo de las caras del material caracterizado mediante ensayos destructivos; con lo cual se valida a la simulación y se concluye que las propiedades del material

están diseñadas para soportar las cargas ejercidas en condiciones de vuelo críticas con un factor de seguridad que permite soportar los esfuerzos al material dentro de los límites operacionales de la aeronave DA20-C1.

6.8 Confiabilidad

Para determinar la confiabilidad de los ensayos se considera los parámetros establecidos en los estándar ASTM, estos son la cantidad de probetas requeridas para la ejecución de los ensayos y obtención de resultados, lo cual se define en la Sección 8, Subsección 8.1 de cada estándar, tal como se menciona en el Capítulo 3.

Para el cálculo en función del esfuerzo en las caras del material, se obtiene la media, la desviación estándar y el valor Z (distribución normal), tomando en consideración que se requiere un 95% de confiabilidad de las muestras, los datos se muestran en la tabla 14.

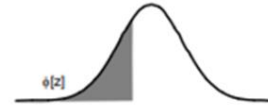
Tabla 14.

Datos para el cálculo de la confiabilidad

Descripción	Valor
Media	52.6198
Desviación Estándar	4.9213
Z para límite de control superior	1.68
Z para límite de control inferior	-1.64

Los valores de Z para la confiabilidad deseada se obtienen de la figura 76, como se muestra a continuación:

Tabla de valores de probabilidad Distribución Normal Estándar



z	0	0.01	0.02	0.03	0.04	0.05	z	0	0.01	0.02	0.03	0.04	0.05	0.06	0.07	0.08
-3	0.0013	0.0010	0.0007	0.0005	0.0003	0.0002	0.0	0.5000	0.5040	0.5080	0.5120	0.5160	0.5199	0.5239	0.5279	0.5319
-2.9	0.0019	0.0018	0.0018	0.0017	0.0016	0.0016	0.1	0.5398	0.5438	0.5478	0.5517	0.5557	0.5596	0.5636	0.5675	0.5714
-2.8	0.0026	0.0025	0.0024	0.0023	0.0023	0.0022	0.2	0.5793	0.5832	0.5871	0.5910	0.5948	0.5987	0.6026	0.6064	0.6103
-2.7	0.0035	0.0034	0.0033	0.0032	0.0031	0.0030	0.3	0.6179	0.6217	0.6255	0.6293	0.6331	0.6368	0.6406	0.6443	0.6480
-2.6	0.0047	0.0045	0.0044	0.0043	0.0041	0.0040	0.4	0.6554	0.6591	0.6628	0.6664	0.6700	0.6736	0.6772	0.6808	0.6844
-2.5	0.0062	0.0060	0.0059	0.0057	0.0055	0.0054	0.5	0.6915	0.6950	0.6985	0.7019	0.7054	0.7088	0.7123	0.7157	0.7190
-2.4	0.0082	0.0080	0.0078	0.0075	0.0073	0.0071	0.6	0.7257	0.7291	0.7324	0.7357	0.7389	0.7422	0.7454	0.7486	0.7517
-2.3	0.0107	0.0104	0.0102	0.0099	0.0096	0.0094	0.7	0.7580	0.7611	0.7642	0.7673	0.7704	0.7734	0.7764	0.7794	0.7823
-2.2	0.0139	0.0136	0.0132	0.0129	0.0125	0.0122	0.8	0.7881	0.7910	0.7939	0.7967	0.7995	0.8023	0.8051	0.8078	0.8106
-2.1	0.0179	0.0174	0.0170	0.0166	0.0162	0.0158	0.9	0.8159	0.8186	0.8212	0.8238	0.8264	0.8289	0.8315	0.8340	0.8365
-2	0.0228	0.0222	0.0217	0.0212	0.0207	0.0202	1	0.8413	0.8438	0.8461	0.8485	0.8508	0.8531	0.8554	0.8577	0.8599
-1.9	0.0287	0.0281	0.0274	0.0268	0.0262	0.0256	1.1	0.8643	0.8665	0.8686	0.8708	0.8729	0.8749	0.8770	0.8790	0.8810
-1.8	0.0359	0.0351	0.0344	0.0336	0.0329	0.0322	1.2	0.8849	0.8869	0.8888	0.8907	0.8925	0.8944	0.8962	0.8980	0.8997
-1.7	0.0446	0.0436	0.0427	0.0418	0.0409	0.0401	1.3	0.9032	0.9049	0.9066	0.9082	0.9099	0.9115	0.9131	0.9147	0.9162
-1.6	0.0548	0.0537	0.0526	0.0516	0.0505	0.0495	1.4	0.9192	0.9207	0.9222	0.9236	0.9251	0.9265	0.9279	0.9292	0.9306
-1.5	0.0668	0.0655	0.0643	0.0630	0.0618	0.0606	1.5	0.9332	0.9345	0.9357	0.9370	0.9382	0.9394	0.9406	0.9418	0.9429
-1.4	0.0808	0.0793	0.0778	0.0764	0.0749	0.0735	1.6	0.9452	0.9463	0.9474	0.9484	0.9495	0.9505	0.9515	0.9525	0.9535
-1.3	0.0968	0.0951	0.0934	0.0918	0.0901	0.0885	1.7	0.9554	0.9564	0.9573	0.9582	0.9591	0.9599	0.9608	0.9616	0.9625
-1.2	0.1151	0.1131	0.1112	0.1093	0.1075	0.1056	1.8	0.9641	0.9649	0.9656	0.9664	0.9671	0.9678	0.9686	0.9693	0.9699
-1.1	0.1357	0.1335	0.1314	0.1292	0.1271	0.1251	1.9	0.9713	0.9719	0.9726	0.9732	0.9738	0.9744	0.9750	0.9756	0.9761
-1	0.1587	0.1562	0.1539	0.1515	0.1492	0.1469	2	0.9772	0.9778	0.9783	0.9788	0.9793	0.9798	0.9803	0.9808	0.9812
-0.9	0.1841	0.1814	0.1788	0.1762	0.1736	0.1711	2.1	0.9821	0.9826	0.9830	0.9834	0.9838	0.9842	0.9846	0.9850	0.9854
-0.8	0.2119	0.2090	0.2061	0.2033	0.2005	0.1977	2.2	0.9861	0.9864	0.9868	0.9871	0.9875	0.9878	0.9881	0.9884	0.9887
-0.7	0.2420	0.2389	0.2358	0.2327	0.2296	0.2266	2.3	0.9893	0.9896	0.9898	0.9901	0.9904	0.9906	0.9909	0.9911	0.9913
-0.6	0.2743	0.2709	0.2676	0.2643	0.2611	0.2578	2.4	0.9918	0.9920	0.9922	0.9925	0.9927	0.9929	0.9931	0.9932	0.9934
-0.5	0.3085	0.3050	0.3015	0.2981	0.2946	0.2912	2.5	0.9938	0.9940	0.9941	0.9943	0.9945	0.9946	0.9948	0.9949	0.9951
-0.4	0.3446	0.3409	0.3372	0.3336	0.3300	0.3264	2.6	0.9953	0.9955	0.9956	0.9957	0.9959	0.9960	0.9961	0.9962	0.9963
-0.3	0.3821	0.3783	0.3745	0.3707	0.3669	0.3632	2.7	0.9965	0.9966	0.9967	0.9968	0.9969	0.9970	0.9971	0.9972	0.9973
-0.2	0.4207	0.4168	0.4129	0.4090	0.4052	0.4013	2.8	0.9974	0.9975	0.9976	0.9977	0.9977	0.9978	0.9979	0.9979	0.9980
-0.1	0.4602	0.4562	0.4522	0.4483	0.4443	0.4404	2.9	0.9981	0.9982	0.9982	0.9983	0.9984	0.9984	0.9985	0.9985	0.9986
0.0	0.5000	0.4960	0.4920	0.4880	0.4840	0.4801	3	0.9987	0.9990	0.9993	0.9995	0.9997	0.9998	0.9998	0.9999	0.9999

Figura 76. Tabla de Campana de Gauss

Con estos datos se determina el rango de valores aceptables para el esfuerzo en las caras del material compuesto, el valor mínimo requerido es 44,548 MPa y el valor máximo requerido es 60.887 MPa, lo cual demuestra que los ensayos y la simulación realizada cumple con la confiabilidad del 95%, ya que sus datos están dentro de este rango (Tabla 3.5).

Capítulo 7

Conclusiones y recomendaciones

7.1 Conclusiones

- ⊕ Validando a la hipótesis del trabajo, se concluye que el material compuesto de la superficie de sustentación del ala del avión DA20-C1, posee las propiedades mecánicas adecuadas para soportar los efectos de las cargas a la que se encuentra expuesta en condiciones de vuelo crítico.
- ⊕ En el estudio se ha dado cumplimiento en su totalidad al objetivo general de la investigación, en vista que se ha analizado el ala del avión DA20-C1 de la Fuerza Aérea Ecuatoriana mediante el análisis de presiones CFD, análisis tensional CAE y caracterización mecánica de las propiedades del material del perfil alar.
- ⊕ Se caracterizó mecánicamente el material compuesto del ala del avión DA-20 C1 Diamond de la Fuerza Aérea Ecuatoriana mediante el empleo de los estándares ASTM C297/C297M-16, ASTM C393/C393M-16, ASTM D2583-13a, ASTM C365/C365M-16 y ASTM C271/C271M-16, con los cuales se pudo determinar las siguientes propiedades mecánicas:
 - El esfuerzo último de corte del núcleo de 0.4927 MPa.
 - El Coeficiente de Poisson del material compuesto igual a 0.3884
 - El esfuerzo en las caras del material es 52.798 MPa
 - El módulo de corte del material es 577.14 MPa
 - El esfuerzo último de compresión plana es 2.364 MPa
 - La densidad del material es 347.596 kg/m³.
 - La dureza Vickers del material es de 17.36 HV

- ⊕ Se aplicó el Teorema de Steiner para el cálculo de la inercia del material compuesto mediante el cual se calculó el Módulo de Elasticidad de 1602.668 MPa.
- ⊕ De acuerdo con los datos obtenidos de densidad del material es 347.596 Kg/m³, en comparación con otros materiales como el acero que es 7850 Kg/m³ (442% mayor), o de aleaciones de aluminio que se emplean en aviación que es 534 kg/m³ (64% mayor), se puede determinar que el material compuesto es más liviano que otros empleados y por consiguiente permite que exista una disminución en el peso general de la aeronave, lo cual se traduce en reducción de costos de operación y disminución de potencia, lo cual resulta beneficioso para la industria aeronáutica.
- ⊕ Al analizar la dureza de la superficie de sustentación, la misma que se encuentra con un recubrimiento de pintura, se obtiene un resultado de Dureza Vickers de 17.36 HV.
- ⊕ Las propiedades mecánicas en sentido de la espuma rígida del material se han determinado mediante el uso de fichas técnicas del material proporcionados por el fabricante.
- ⊕ Del modelo CAD, se ha trabajado con el perfil alar FX 63-137, proporcionado por bases de datos del Instituto de Ingeniería Aeroespacial de Illinois y con los puntos proyectados del escaneo tridimensional realizado; además se han realizado mediciones “in situ” que han permitido definir el cajón del ala, en el que se han proyectado curvas y superficies sobre líneas guía con la finalidad de obtener una geometría óptima para la simulación en los diversos estudios computacionales del presente trabajo de titulación.
- ⊕ El coeficiente de sustentación crítico, calculado en la simulación CFD ha tenido un resultado de 1.707026; valor que ha sido validado con bases de datos confiables y que por

ende permite concluir la convergencia de los resultados de la simulación computacional de fluidos.

- ⊕ El coeficiente de resistencia es de 0.049190, con este parámetro se puede concluir que al ser una aeronave ligera y por tener una envergadura relativamente pequeña, no se genera mucha resistencia aerodinámica.
- ⊕ Los perfiles de velocidad generados en la simulación CFD, muestran el fenómeno físico de la diferencia de velocidades de la partícula y de la dinámica de fluidos al tener una mayor velocidad en el extrados, una menor velocidad en el intrados y una velocidad igual a cero en el contacto del aire con la superficie de sustentación; alcanzando una velocidad máxima de 107 m/s en la parte inicial superior del borde de ataque del perfil alar.
- ⊕ Las diferencias de presión generadas en el perfil alar, cumplen con los principios físicos de transporte de fluidos, obteniendo una presión máxima en el intrados, producto de la disminución de la velocidad de la partícula; esta presión máxima ha sido calculada en 1920 pascales.
- ⊕ Se ha validado y verificado los resultados obtenidos en la simulación computacional de fluidos CFD, obteniendo un error estimado del 0.4% respecto a los resultados experimentales realizados en túneles de viento por la UICIC; lo que muestra una óptima calidad de simulación.
- ⊕ La deformación total presentada en el análisis tensional del ala, alcanza los 322.73 mm, resultado que se encuentra dentro del límite elástico, y que se encuentra diseñada con un factor de seguridad de 1.3 con respecto a la máxima deformación elástica.
- ⊕ De las propiedades del material, el esfuerzo en las caras del material compuesto, comparado con el estado tensional máximo de la simulación en la superficie de sustentación, tiene un

factor de seguridad de 1.85 para resistir todas las cargas que se puedan generar en condiciones de vuelo crítico.

- ⊕ Todas las cargas se transfieren de la superficie de sustentación a la viga, generando un estado tensional máximo de 42.911 MPa en la transmisión de los esfuerzos desde la superficie de sustentación a los patines de la viga; siendo este valor menor en un 17% al máximo esfuerzo del material compuesto en sus caras; por tanto el material soporta las cargas aplicadas.
- ⊕ Han sido analizadas las propiedades del material compuesto de la superficie de sustentación del avión DA20-C1, las mismas que son óptimas para la operación de la aeronave, debido a que permiten resistir las cargas a la que se ve sometida el ala en condiciones de vuelo críticas.

7.2 Recomendaciones

- ⊕ Utilizar los resultados del presente estudio para el modelamiento, diseño y construcción de materiales compuestos y parches de reparación para aeronaves militares, debido a la confiabilidad obtenida del 95% en función de los resultados expuestos previamente según su margen de error y conforme a los objetivos del proyecto de investigación. “Análisis del Estado Límite de Resistencia de Componentes de Aeronaves de Combate, reparados con Materiales Compuestos”.
- ⊕ Diferenciar la normativa adecuada para el tipo de material compuesto que se estudie y los resultados que se pretenden alcanzar, en vista que se dispone de diferentes estándares que analizan otros tipos de materiales compuestos según su composición y estructura.

Obtener acoples adecuados para que los ensayos sean realizados con exactitud y precisión; para los ensayos mediante viga a flexión se debe asegurar adecuadamente los puntos de soporte para la viga, con el objetivo que no se muevan al momento de aplicar la carga y que el resultado no sea erróneo.

Lista de referencias

- ANSYS Inc. (2019). Ansys (Versión 19 R2). Canonsburg, Estados Unidos.
- Bhaskaran, R. (2019). *A Hands-on Introduction to Engineering Simulations*. ENGR 2000x.
Cornell University.
- Chun-Yung, N. (2002). *Airframe Structural Design*. Conmilit Press.
- Darmolaf, D., Drela, M., & Uranga, A. (2013). *Introduction to aerodynamics*. Massachusetts:
Massachusetts Institute of Technology.
- Diamond Aircraft Industries Inc. (2012). *Flight Manual*. Ontario, Canada.
- Diamond Aircraft Industries Inc. (2013). *Aircraft Maintenance Manual MGM*. Ontario, Canadá.
- Hastings, J., Juds, M., & Brauer, J. (2005). *Accuracy and Economy of Finite Element Magnetic Analysis*. 33rd Annual National Relay Conference.
- Kollar, L., & Springer, G. (2003). *Mechanics of Composite Structures*. Cambridge University Press.
- Lomax, P. (2012). *Fundamentals of Computational Fluid Dynamics*. Illinois, Estados Unidos.
- Mott, R., & Untener, J. (2018). *Applied Fluid Mechanics* (Seventh Edition ed.). Pearson Studium.
- NASA. (2009). *Fundamentals of Flight*. Minnesota, Estados Unidos.
- Pérez, M., & Sánchez, M. (2014). *Fundamentos de la Mecánica de los materiales compuestos*.
(U. P. Catalunya, Ed.) Cataluña.
- TuDelf. (2016). *Introducción a la aerodinámica*. Ámsterdam, Países Bajos.
- UIUC Applied Aerodynamics Group. (2019). *UIUC Airfoil Coordinates Database*. Obtenido de
https://m-seling.ae.illinois.edu/ads/coord_database.html

Wayback Machine. (2010). *History of diamond aircraft*. Obtenido de

<https://web.archive.org/web/20110909062744/http://www.diamondaircraft.com/why/history.php>

(2003). *Wind Tunnel Aerodynamic test for Six Airfoils for Use on Small Wind Turbines*.

University of Illinois at Urbana Champaign, Illinois, Estados Unidos.