



UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO
FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA
CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA

PROYECTO TÉCNICO PREVIO A LA OBTENCIÓN DEL TÍTULO DE
INGENIERO MECÁNICO

TEMA:

**“CONSTRUCCIÓN DEL COMPONENTE WING TIP - FAIRING ASSY
APLICANDO TÉCNICAS DE INGENIERÍA INVERSA Y UTILIZANDO
MATERIALES ALTERNATIVOS PARA LA FLOTA DE AERONAVES DE LAS
FUERZAS ARMADAS.”**

Autor: Hugo Wilfrido Palacios Palacios

Tutor: Ing. Mg. César Hernán Arroba Arroba

Ambato- Ecuador

Abril - 2021

CERTIFICACIÓN

En mi calidad de Tutor del Proyecto Técnico, previo a la obtención del título de Ingeniero Mecánico, con el tema “**CONSTRUCCIÓN DEL COMPONENTE WING TIP - FAIRING ASSY APLICANDO TÉCNICAS DE INGENIERÍA INVERSA Y UTILIZANDO MATERIALES ALTERNATIVOS PARA LA FLOTA DE AERONAVES DE LAS FUERZAS ARMADAS**”, elaborado por el señor Hugo Wilfrido Palacios Palacios, portador de la cédula de ciudadanía: 1804697090 estudiante de la carrera de Ingeniería Mecánica de la Facultad de Ingeniería Civil y Mecánica.

CERTIFICO:

- Que el presente proyecto técnico es original de su autor.
- Ha sido revisada en cada uno de sus capítulos y componentes.
- Esta concluido en su totalidad.

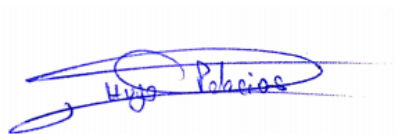
Ambato, Marzo 2021

Ing. Mg. César Hernán Arroba Arroba
TUTOR

AUTORÍA DE LA INVESTIGACIÓN

Yo, **Hugo Wilfrido Palacios Palacios**, con C.I. 1804697090 declaro que todas las actividades y contenidos expuestos en el presente Proyecto Técnico con el tema **“CONSTRUCCIÓN DEL COMPONENTE WING TIP - FAIRING ASSY APLICANDO TÉCNICAS DE INGENIERÍA INVERSA Y UTILIZANDO MATERIALES ALTERNATIVOS PARA LA FLOTA DE AERONAVES DE LAS FUERZAS ARMADAS”** así como también los análisis, gráficos, simulaciones, conclusiones y recomendaciones son de mi exclusiva responsabilidad a excepción de las referencias bibliográficas citadas en el mismo.

Ambato, Marzo 2021



Hugo Wilfrido Palacios Palacios

C.I. 180469709-0

AUTOR

DERECHOS DE AUTOR

Autorizo a la Universidad Técnica de Ambato, para que haga de este Proyecto Técnico o parte de él, un documento disponible para su lectura, consulta y procesos de investigación, según las normas de la Institución.

Cedo los Derechos en línea patrimoniales de mi Proyecto Técnico con fines de difusión pública, además apruebo la reproducción de este documento dentro de las regulaciones de la Universidad, siempre y cuando esta reproducción no suponga una ganancia económica y se realice respetando mis derechos de autor.

Ambato, Marzo 2021



Hugo Wilfrido Palacios Palacios

C.I. 180469709-0

AUTOR

APROBACIÓN DEL TRIBUNAL DE GRADO

Los miembros del Tribunal de Grado aprueban el informe del Proyecto Técnico realizado por el estudiante Hugo Wilfrido Palacios Palacios, de la Carrera de Ingeniería Mecánica, bajo el tema **“CONSTRUCCIÓN DEL COMPONENTE WING TIP – FAIRING ASSY APLICANDO TÉCNICAS DE INGENIERÍA INVERSA Y UTILIZANDO MATERIALES ALTERNATIVOS PARA LA FLOTA DE AERONAVES DE LA FUERZAS ARMADAS”**.

Ambato, Marzo 2021

Para constancia firman

Ing. Mg. Juan Gilberto Paredes Salinas
Miembro Calificador

Ing. Mg. Wilson Henry Vaca Ortega
Miembro Calificador

AGRADECIMIENTO

Agradezco en primer lugar a Dios por darme a mis padres y la oportunidad de estudiar ya que cada día me ha dado las fuerzas necesarias para seguir y no rendirme ante las dificultades.

Agradezco de manera infinita a mis padres por su apoyo incondicional durante este camino realizado, gracias por sus consejos, su ejemplo, por apoyarme a cumplir este mi más grande sueño, por su cariño y siempre confiar en mí. Dios los bendiga siempre mis queridos Padres.

A mis Hermanos y Abuelitos quienes de igual manera me supieron brindar su apoyo y motivación para poder alcanzar mis sueños.

A mi Tutor al Ingeniero, Mg César Arroba quien me ha brindado su tiempo, paciencia y experiencia, por compartir sus conocimientos tanto en las aulas como en el desarrollo de este trabajo, mi más grande gratitud por su ayuda. Dios lo bendiga siempre.

Al Ingeniero, Mg Diego Núñez por su valiosa experiencia y ayuda prestada para la culminación de este proyecto.

A los Ingenieros Juan Paredes y Henry Vaca por ser parte de este Proyecto de Investigación.

De igual manera mis sinceros agradecimientos a la Universidad Técnica de Ambato, a la Facultad de Ingeniería Civil y Mecánica, a sus docentes los cuales han compartido sus conocimientos y experiencias, lo cual me ha dado la oportunidad de formarme como profesional y cumplir una meta más en mi vida.

A la CID – FAE por brindarme la apertura al Laboratorio de Materiales Compuestos.

Finalmente agradezco a todos mis amigos, los cuales siempre han sido un apoyo incondicional a lo larga de esta hermosa etapa de mi vida. De manera especial a Jonathan Montero.

Hugo Palacios

DEDICATORIA

Este trabajo lo dedico a Dios y a la Santísima Virgen por darme las fuerzas necesarias para seguir, escuchar cuando lo necesito y darme valor para hacer las cosas.

A mis queridos padres Yolanda Palacios y Milton Palacios, por haberme dado la vida y desde pequeño me han inculcado valores. Mi carrera se los dedico a ustedes, ya que con ustedes sabemos todas las dificultades que se nos han presentado durante esta trayectoria, pero hemos sabido salir adelante, me faltaría la vida para agradecerles todo lo que han hecho por mí. los amo Queridos Padres.

A mis queridos Hermanos Milton y Gabriela que también han sabido apoyarme con sus consejos y darme fuerzas para seguir adelante y poder cumplir este tan anhelado sueño.

A mis Abuelitos Mentor, Laura, Inés, quienes también me supieron brindar su apoyo y motivarme para lograr mi propósito.

Quiero también dedicar este trabajo a dos personas que fueron muy especiales para mí y que ahora desde el cielo sé que me cuidan y de seguro están muy felices con este logro alcanzado, mis queridos Tíos Bladimir y Rodrigo.

Hugo Palacios

INDICE GENERAL DE CONTENIDO	
CERTIFICACIÓN	ii
AUTORÍA DE LA INVESTIGACIÓN	iii
DERECHOS DE AUTOR	iv
APROBACIÓN DEL TRIBUNAL DE GRADO	v
AGRADECIMIENTO	vi
DEDICATORIA	vii
INDICE GENERAL DE CONTENIDO	viii
ÍNDICE DE FIGURAS	xiv
ÍNDICE DE TABLAS	xvii
RESUMEN	xix
ABSTRACT	xx
CAPITULO I.- MARCO TEÓRICO	1
1.1 Antecedentes Investigativos.....	1
1.2 Fundamentación Teórica.....	4
1.2.1 Embraer EMB 314 Super Tucano.....	4
1.2.2 Aerodinámica.....	6
1.2.3 Wing Tip.....	6
1.2.3.1 Beneficios de los dispositivos Wing Tip.....	7
1.2.3.2 Características de un dispositivo Wing Tip.....	7
1.2.3.3 Características para el diseño del componente Wing Tip	7
1.2.3.4 Viento Relativo	8
1.2.4 Perfil aerodinámico.....	8
1.2.5 Partes de un perfil aerodinámico	8
1.2.6 Perfil Asimétrico.....	11
1.2.7 Perfiles aerodinámicos NACA	11
1.2.7.1 Perfiles aerodinámicos de 4 dígitos (NACA MPXX)	12
1.2.8 Cargas que intervienen en una aeronave durante el vuelo.....	12
1.2.8.1 Carga de Sustentación	13

1.2.8.2 Factores que afectan la sustentación	13
1.2.8.3 Peso	14
1.2.8.4 Resistencia.....	15
1.2.8.5 Resistencia Inducida.....	15
1.2.8.6 Empuje o tracción.....	16
1.2.9 Factor de carga en el diseño de aeronaves.....	16
1.2.9.1 Factor de carga (Load factor)	17
1.2.9.2 Factor ultimo de seguridad (Ultimate Safety Factor).....	18
1.2.10 Parámetros externos que influyen en un avión durante el vuelo	18
1.2.10.1 International Standard Atmosphere (ISA)	18
1.2.10.2 Densidad, Presión y temperatura	19
1.2.10.3 Rendimiento de la aeronave y reducción de la densidad	20
1.2.11 Parámetros que influyen sobre la aeronave.....	20
1.2.11.1 Numero de Match	20
1.2.11.2 Viscosidad.....	21
1.2.11.3 Numero de Reynolds.....	21
1.2.12 Condiciones para simulación de vuelo mediante un Software.....	21
1.2.12.1 Caracterización de la Atmosfera.....	22
1.2.12.2 Velocidad relativa del aire	22
1.2.12.3 Tipo de Atmosfera	22
1.2.12.4 Angulo de ataque	22
1.2.13 Ingeniería Inversa	22
1.2.13.1 Ingeniería Inversa Vs proceso tradicional de un producto.....	24
1.2.13.2 Digitalización 3D.....	25
1.2.13.3 Tipos de escáner 3D.....	25
1.2.13.4 Digitalizadores por contacto	25
1.2.13.5 Digitalización sin contacto.....	25
1.2.13.6 Scanner HandySCAN 3D marca Creafom	26
1.2.14 Materiales alternativos	27
1.2.15 Materiales compuestos	27
1.2.16 Compuestos reforzados con fibras	28
1.2.16.1 Características de los compuestos reforzados con fibras.....	28
1.2.17 Fibra de vidrio	29
1.2.18 Fibra de Carbono.....	29

1.2.19 Fibra de Aramida (Kevlar)	30
1.2.20 Propiedades de las matrices.....	30
1.2.20.1 Matriz polimérica.....	31
1.2.20.2 Resinas termoestables	31
1.2.20.3 Resina Poliéster.....	31
1.2.20.4 Resina epóxica	32
1.2.20.5 Resinas termoplásticas	32
1.2.20.6 Curado.....	33
1.2.20.7 Mek Peróxido.....	33
1.2.21 Materiales compuestos estructurales	33
1.2.22 Moldes	34
1.2.22.1 Materias primas para construcción de moldes	34
1.2.22.2 Tipos de moldes	36
1.2.22.3 Tratamiento de la superficie de moldes	36
1.2.23 Procesos de fabricación de materiales compuestos	36
1.2.23.1 Procesos en molde abierto	37
1.2.23.2 Moldeo por aplicación manual.....	37
1.2.23.3 Moldeo por bolsa de vacío.....	38
1.2.23.4 Ventajas.....	39
1.2.24 Ley de mezclas para materiales compuestos.....	39
1.2.24.1 Bomba de vacío.....	41
1.2.25 Rotura de laminados.....	41
1.2.25.1 Criterio de la máxima tensión.....	42
1.2.25.2 Criterio de la máxima deformación	42
1.2.25.3 Criterios de falla polinomiales	42
1.2.26 Ensayos Destructivos de Materiales compuestos	44
1.2.26.1 Ensayo de flexión a tres puntos	44
1.2.27 Análisis por elementos finitos	45
1.2.27.1 Método de elementos finitos.....	45
1.2.27.2 Pasos para calcular en un programa de elementos finitos.....	46
1.2.28 Dinámica de Fluidos Computacional	47
1.2.28.1 Ecuaciones de Navier – Stokes	48
1.2.28.2 Métodos de Discretización.....	49
1.2.29 Modelos de Turbulencia.....	49

1.2.29.1 Modelo de turbulencia Spalart – Allmaras (SA).....	50
1.2.30 Algoritmos de acople presión – velocidad	50
1.3 OBJETIVOS	51
1.3.1 Objetivo General:	51
1.3.2 Objetivos Específicos:	51
2 CAPITULO II.- METODOLOGÍA.....	52
2.1 Materiales y equipos	52
2.1.1 Resina Poliéster	56
2.1.2 Resina Epóxica	56
2.1.3 Gelcoat.....	57
2.1.4 Fibra de vidrio	57
2.1.5 Fibra de carbono	57
2.1.6 Fibra de Aramida.....	57
2.2 Métodos.....	58
2.2.1 Tipo de investigación.....	59
2.2.2 Plan de recolección de la información.....	59
2.2.3 Recolección de la información preliminar.....	60
2.2.3.1 Descripción del componente original Wing Tip – Fairing Assy del ala derecha.....	60
2.2.3.2 Sujeción del componente Wing Tip – Fairing Assy al ala del avión	61
2.2.3.3 Proceso de elaboración del molde.....	61
2.2.3.4 Proceso de construcción del componente Wing Tip – Fairing Assy.....	75
2.2.3.5 Calculo de la cantidad de resina y catalizador utilizado con respecto a la cantidad de fibra.....	78
2.2.3.6 Procedimiento para realizar el ensayo de Flexión de 3 puntos	80
3 CAPITULO III.- RESULTADOS Y DISCUSIÓN	82
3.1 Análisis y discusión de los resultados.....	82
3.1.1 Descripción del modelo evaluado.....	82
3.1.1.1 Condiciones de servicio	82
3.1.1.2 Determinación de la Atmosfera Estándar Internacional	82
3.1.1.3 Determinación del régimen de vuelo.....	84
3.1.1.4 Cálculo de Fuerzas que intervienen en el vuelo del EMBRAER EMB 314	84
3.1.1.4.1 Fuerza de Sustentación.....	84
3.1.1.4.2 Peso	85

3.1.1.4.3 Fuerza de empuje o tracción	85
3.1.1.4.4 Fuerza de resistencia	86
3.1.2 Obtención del modelo CAD del componente Wing Tip – Fairing Assy	86
3.1.2.1 Diseño alar.....	87
3.1.2.2 Determinación del Perfil alar (NACA)	88
3.1.3 Proceso de Simulación utilizando el software Ansys	89
3.1.4 Ansys Fluid Flow (Fluent).....	90
3.1.4.1 Geometría	90
3.1.4.2 Volumen de Control	90
3.1.4.3 Nombres de las caras (Named Selections)	91
3.1.4.4 Mallado (Mesh).....	92
3.1.4.5 Calidad de la malla.....	93
3.1.4.6 Condiciones de contorno (Setup)	94
3.1.4.7 Modelo de viscosidad.....	95
3.1.4.8 Condiciones iniciales (Boundary conditions).....	96
3.1.4.9 Presión de salida (Pressure Outlet).....	97
3.1.4.10 Valores de referencia (Reference Values)	98
3.1.4.11 Método de solución.....	99
3.1.4.12 Solución numérica	100
3.1.4.13 Coeficiente y Fuerza de resistencia.....	100
3.1.4.14 Coeficiente y fuerza de sustentación.....	101
3.1.4.15 Velocidades.....	102
3.1.4.16 Presiones	103
3.1.5 Ansys ACP (Pre)	103
3.1.5.1 Selección del material	104
3.1.5.2 Datos de Ingeniería (Engineering data).....	105
3.1.5.3 Geometría (Geometry)	107
3.1.5.4 Modelo (Model)	107
3.1.5.5 Setup ACP (Pre)	108
3.1.6 Ansys Static Structural	113
3.1.7 Ansys ACP (Post).....	116
3.1.7.1 Criterio de falla.....	118
3.1.7.2 Factor de carga (seguridad).....	120
3.1.8 Ensayos de flexión de 3 puntos	121

4 CAPITULO IV.- CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES.....	124
4.1 Conclusiones.....	124
4.2 Recomendaciones.....	125
Referencias.....	126
Anexos	133

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1.- Super Tucano de la Fuerza Aérea Ecuatoriana.	5
Figura 2.- Diferentes Tipos de Winglets.....	7
Figura 3.- Viento Relativo	8
Figura 4.- Borde de ataque.....	9
Figura 5.- Borde de salida.....	9
Figura 6.- Extradós.....	9
Figura 7.- Intradós.....	10
Figura 8.- Cuerda Aerodinámica.....	10
Figura 9.- Línea de curvatura media.	10
Figura 10.- Espesor máximo.	11
Figura 11.- Ordenada máxima.	11
Figura 12.- Perfil aerodinámico NACA 2412.....	12
Figura 13.- Fuerzas que actúan en un vuelo.....	13
Figura 14.- Angulo de ataque vs sustentación.	14
Figura 15.- Caracterización del régimen de flujo (Numero de Mach).....	21
Figura 16.- Velocidad de la aeronave en función del ángulo de ataque.	22
Figura 17.- Esquema del proceso de ingeniería inversa.....	24
Figura 18.- Ingeniería directa vs ingeniería inversa.....	24
Figura 19.- Scanner HandySCAN 3D.....	26
Figura 20.- Tipos de estructuras compuestas.	34
Figura 21.- Tipos de molde.....	37
Figura 22.- Moldeo manual de materiales compuestos.....	38
Figura 23.- Bomba de vacío.....	38
Figura 24.- Moldeado por proceso de bolsa de vacío.	39
Figura 25.- Ensayo de Flexión de tres puntos.....	44
Figura 26.- Discretización. a). modelo idealizado y b) el modelo de elemento finito. ...	46
Figura 27.- a). modelo mallada y b). modelo original.	46
Figura 28.- Componente original Wing Tip – Fairing Assy del ala derecha.	60
Figura 29.- Pieza original recubierta con cinta adhesiva (molde macho).....	64
Figura 30.- Pieza con dos capas de fibra de vidrio y resina.....	65

Figura 31. – Primera pieza obtenida (molde hembra).....	65
Figura 32.- Conformado de la segunda pieza a partir de la primera pieza.	66
Figura 33.- Segunda pieza obtenida a partir de la primera.	66
Figura 34. - Peso de los 2 pedazos de fibra de carbono y 6 pedazos de fibra de vidrio.78	
Figura 35.- Instalación de topes en las piezas previo al ensayo de flexión de 3 puntos. 81	
Figura 36.- Ensayo de flexión de 3 puntos del componente Wing Tip – Fairing Assy ..81	
Figura 37.- Coeficiente de sustentación Vs ángulo de ataque para el perfil NACA 2412.	85
Figura 38.- Coeficiente de resistencia Vs ángulo de ataque para el perfil NACA 2412.86	
Figura 39.- Nube de puntos de la pieza escaneada	87
Figura 40.- Tratamiento de la nube de puntos, superficie de la pieza escaneada.	87
Figura 41.- Modelo CAD del ala del Super Tucano	88
Figura 42.- Perfil alar del Super Tucano obtenido a partir del modelo CAD.	89
Figura 43.- Geometría cargada a Ansys Fluent del componente Wing Tip – Fairing Assy.	90
Figura 44.- Volumen de control para la simulación aerodinámica.	91
Figura 45.- Nombres de las caras del volumen de control.....	92
Figura 46.- Mallado del volumen de control.....	92
Figura 47.- Numero de nodos y elementos.	93
Figura 48.- Detalles de la calidad de la malla.	94
Figura 49.- Espectro para medir la calidad de la malla.....	94
Figura 50.- Configuración del solucionador basado en la densidad.	95
Figura 51.- Modelo de viscosidad Spalart – Allmaras.....	96
Figura 52.- Componentes de velocidad.....	97
Figura 53.- Valores de velocidad en X y en Y para un ángulo de ataque de 6 grados. ..	97
Figura 54.- Presión a la salida del volumen de control.....	98
Figura 55.- Valores de referencia para la simulación.	99
Figura 56.- Esquema de Interpolación (SIMPLE)	99
Figura 57.- Convergencia de la simulación.	100
Figura 58.- Coeficiente de resistencia del componente Wing Tip – Fairing Assy.	101
Figura 59.- Coeficiente de sustentación del componente Wing Tip – Fairing Assy. ...	101

Figura 60.- Fuerza de sustentación del componente Wing Tip – Fairing Assy.	102
Figura 61.- Perfil de velocidades dentro del volumen de control.	102
Figura 62.- Distribución de presiones en el componente Wing Tip – Fairing Assy.....	103
Figura 63.- Detalles del mallado del componente Wing Tip – Fairing Assy.....	108
Figura 64.- Materiales utilizados para configurar el módulo ACP(Post)	109
Figura 65.- Creación de la fibra de vidrio con sus propiedades para el laminado.	110
Figura 66.- Dirección del laminado.	111
Figura 67.- Dirección del apilamiento de las láminas.....	111
Figura 68.- Configuración de 1 capa de fibra de carbono a 45°.	112
Figura 69.- Numero de capas y dirección de apilamiento del modelo creado.	112
Figura 70.- Resultado del modelo obtenido una vez realizada la configuración en el módulo ACP (Pre).....	113
Figura 71.- Enlace de los 3 módulos para analizar los esfuerzos aerodinámicos.	113
Figura 72.- Esfuerzo equivalente en el componente Wing Tip – Fairing Assy consecuencia de los esfuerzos aerodinámicos.....	114
Figura 73.- Esfuerzo equivalente total producido en el componente Wing Tip – Fairing Assy.....	116
Figura 74.- Esquema general de los módulos para determinar el inverse reverse factor.	117
Figura 75.- Esfuerzo producido en la lámina 7 del componente Wing Tip – Fairing Assy.	118
Figura 76.- Inverse Reverse Factor del componente Wing Tip – Fairing Assy.....	119
Figura 77.- Factor de seguridad del componente Wing Tip – Fairing Assy.....	120

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 1.- Especificaciones del Embraer EMB 314 Super Tucano.....	6
Tabla 2.- Rendimiento del Embraer EMB 314 Super Tucano.	6
Tabla 3.- Atmosfera Estándar Internacional.	19
Tabla 4.- International Estándar Atmosphere, condiciones medias a nivel del mar.	20
Tabla 5.- Especificaciones técnicas del Scanner HandySCAN 3D.....	27
Tabla 6.- Propiedades de la fibra de vidrio.	29
Tabla 7.- Propiedades de la fibra de carbono.	30
Tabla 8.- Propiedades de la fibra de Kevlar (Aramida).	30
Tabla 9.- Propiedades de la resina Poliéster.....	31
Tabla 10.- Propiedades de la resina epoxi.....	32
Tabla 11.- Propiedades de Coremat impregnado con resina poliéster	35
Tabla 12. - Detalles técnicos de la bomba de vacío utilizada	41
Tabla 13.- Descripción de materiales, equipos y herramientas utilizados.	52
Tabla 14.- Características técnicas del componente original Wing Tip - Fairing Assy. .	61
Tabla 15.- Características aerodinámicas del componente Wing Tip - Fairing Assy.	61
Tabla 16.- Área aproximada de la punta de ala original.	62
Tabla 17.- Consumo de fibra de vidrio y resina Poliéster (2 Piezas).	64
Tabla 18.- Proceso de obtención de los patrones de medida para corregir la segunda pieza.	67
Tabla 19.- Proceso de rectificación de fallas de la segunda pieza previo a la obtención del molde definitivo.	70
Tabla 20.- Consumo de fibra de vidrio y gel coat para el molde	73
Tabla 21.- Proceso de obtención del molde.	73
Tabla 22.- Ficha técnica de construcción del componente Wing Tip – Fairing Assy.....	79
Tabla 23.- Valores de la Atmosfera Estándar Internacional a 10670 m de altura.....	83
Tabla 24.- Datos técnicos del motor turbohélice Pratt & Whitney Canadá PT6 – 68C..	85
Tabla 25.- Especificación del perfil aerodinámico NACA 2412. [Autor]	89
Tabla 26.- Propiedades de los materiales utilizados	105
Tabla 27.- Propiedades ortotrópicas de cada material utilizado.....	106
Tabla 28.- Límites de Tracción Ortotrópica de cada material.....	106

Tabla 29.- Límites de Deformación Ortotrópica de cada material.....	106
Tabla 30.- Propiedades isotrópicas de la resina y la malla de cobre	107
Tabla 31.- Espesores de cada material más resina epóxica.....	109
Tabla 32.- Resultados obtenidos en el componente Wing Tip – Fairing Assy producto de los esfuerzos aerodinámicos.....	114
Tabla 33.- Resultados obtenidos en el componente Wing Tip – Fairing Assy	115
Tabla 34.- Esfuerzos producidos en cada capa del material compuesto	117
Tabla 35.- Valores del Inverse Reserve Factor de cada capa del material compuesto.	120
Tabla 36.- Comparación entre el componente Wing Tip original y el propuesto	121
Tabla 37.- Ficha técnica del ensayo de flexión de 3 puntos del componente Wing Tip – Fairing Assy	121

RESUMEN

Para el proceso de ingeniería inversa del componente se inició con una réplica en fibra de vidrio el cual sirve como matriz para el patrón inicial, tomando este modelo y realizando correcciones dimensionales con respecto al modelo original con el que se obtuvo un modelo réplica el cual se utilizó para fabricar el molde definitivo del Wing Tip - Fairing Assy. Para crear un modelo CAD de la pieza original se aplicó un escaneo y digitalización 3D para posteriormente realizar un tratamiento a la nube de puntos y conseguir una superficie del modelo. Los materiales propuestos para la construcción del componente son fibra de vidrio, fibra de Kevlar, fibra de carbono y malla de cobre, con una matriz de resina Aeropoxy. El proceso utilizado para manufacturar el componente fue mediante bolsa de vacío, ya que permite conseguir buenas propiedades de laminación.

Con el software Ansys Research se realizó pruebas del componente, simulando un vuelo en crucero con el material propuesto, con el cual se pudo establecer valores de deformación, esfuerzo y mediante un criterio de falla para materiales compuestos el cual permite determinar el inverse reverse factor y un factor de seguridad, con los cuales se puede evaluar si el material es seguro. Los resultados arrojados de la simulación determinaron que los mayores esfuerzos se concentran en la zona de los agujeros del componente especialmente en el intradós y en el borde de ataque. El material propuesto para la construcción del componente cumple con los requerimientos establecidos.

Palabras clave: Wing Tip, Fairing Assy, Aerodinámica, Embraer, borde de ataque, ingeniería inversa.

ABSTRACT

For the process reverse engineering of the component began with a fiberglass replica which serves as a matrix for the initial pattern. It is taking as a model and making dimensional corrections concerning the original model. However, a replica model was obtained which was used to manufacture the final mold. On the other hand, to create a CAD model of the original part, a 3D scan and digitization were applied to later perform a treatment to the point cloud and obtain a surface of the model. The materials proposed for the construction of the component are; fiberglass, Kevlar fiber, carbon fiber, and copper mesh, with an Aeropoxy resin matrix. The process used to manufacture the component was using a vacuum bag, since it allows to achieve good lamination properties.

With the Ansys Research software, component tests were carried out simulating a cruise flight with the proposed material. With which it was possible to establish deformation and stress values and through a failure criterion for composite materials to determine the inverse reverse factor and a safety factor. It can help you evaluate if the material fails or not. The results obtained from the simulation determined that the greatest stresses are concentrated in the area of the component holes, especially in the soffit and on the leading edge. The material proposed for the construction of the component reaches the established requirements.

Keywords: Wing Tip, Fairing Assy, Aerodynamics, Embraer, Leading Edge, reverse engineering

CAPITULO I.- MARCO TEÓRICO

1.1 Antecedentes Investigativos

En la actualidad el Centro de Investigación y Desarrollo CID de la Fuerza Aérea Ecuatoriana trabaja en investigaciones dentro de diferentes secciones entre las cuales tenemos: Aerodinámica, Estructuras, Materiales Compuestos entre otros, investigaciones que están enfocadas a dar soluciones técnico – operacionales a la flota de aeronaves. [1] En la actualidad los fabricantes de aeronaves buscan mejorar el rendimiento y la eficiencia de los equipos con la implementación de los WING TIP o punta de ala, logrando disminuir el efecto vórtice o estela, la introducción de materiales compuestos ha logrado disminuir el peso de las alas de los aviones y son capaces de soportar cargas de diseño. [2] Los materiales compuestos son el futuro de la industria aeroespacial, por más de 30 años Airbus ha sido el pionero en el uso de dichos materiales en jets comerciales. [3] Los materiales compuestos son muy utilizados por su baja densidad, alta resistencia a la corrosión y alta versatilidad de propiedades mecánicas, el cambio de un componente de acero por un material compuesto puede llevar un ahorro de un 60 a 80 % en peso y de un 20 a 50% en componentes de aluminio. La aeronave civil Airbus A350 lleva un 52% en peso en materiales compuestos. [4] Los primeros ensayos reales con estos componentes se dieron durante la Segunda Guerra Mundial, Alemania experimentó con estos dispositivos ubicados en la punta de las semi alas de los aviones de combate. [5]

Un importante estudio desarrollado por el señor Llarena Espinoza Pelayo bajo el tema “ Sistemas de Reducción de Resistencia Inducida de Punta de Ala”, en el cual como objetivo fundamental se centra en la reducción de la resistencia inducida y por lo tanto una reducción de combustible que provoca el uso de winglets o puntas de ala, le interesa saber el comportamiento de estos elementos y las diferencias que pueden tener aeronaves que cuentan con estos elementos y aeronaves que no tienen estos elementos, Para el trabajo desarrollado tomo como referencia el ala de un Airbus A-320, el modelado lo realizó en solidworks mientras que la simulación lo hizo en Ansys con el módulo CFX. Para lo cual recreo un vuelo a velocidad y altura crucero. El avión antes mencionado

tiene una altura límite de 12000 m, mientras que su altura de crucero es de 10000 y 11000 m, a esta altura la aeronave tiene una velocidad de crucero de 0,78 Mach, lo cual equivale a unos 830 Km/h, todos estos parámetros se utilizan para definir la velocidad y el comportamiento del flujo de aire. Para una correcta simulación define el volumen de control es decir la atmósfera en la cual vuela el avión tomando como referencia los 11000 m de altura. Con lo cual determina que el uso de estos elementos en los aviones durante un vuelo nos puede ahorrar hasta el 7% en combustible. Mientras que la resistencia con la implementación del winglet calcula un valor de 114238 N, en cambio sin winglet tiene un valor de 115529 N, con una diferencia total de 1291 N. Hace la misma comparación para calcular la sustentación, con winglet obtiene un valor de 502743 N, sin winglet le da un valor de 486592 N con una diferencia de 16151 N. Con este estudio concluye que la implementación de estos dispositivos en las puntas de las alas de los aviones reduce la fuerza de resistencia y aumenta la fuerza de sustentación con lo cual mejora la eficiencia del avión y logra ahorrar combustible. [6]

Otro trabajo desarrollado por la Universidad Politécnica de Cataluña por el señor Pablo Guillen Lázaro con el tema “Estudio aerodinámico de un dispositivo de punta alar o winglet”, en dicho trabajo el autor analizó y determinó resultados utilizando el programa para simulación de Ansys Workbench (CFD) estudiando cómo va variando las resistencias aerodinámicas del perfil sin y con el winglet incorporado, además analiza las ventajas que tiene la instalación del componente al perfil alar, en dicha investigación determinó que la instalación del winglet al perfil alar en condiciones de trabajo y considerando un ángulo de ataque de 6 grados, se consigue reducir la resistencia (Drag) y mejora la sustentación (Lift). Al simular el winglet en condiciones de pérdida los resultados no son buenos, ya que no mejora ni la sustentación ni la resistencia. Las fuerzas de resistencia disminuyen al acercarse al winglet (punta del ala del avión). Con este trabajo el autor puede concluir que un ala con un winglet obtiene mejores características tanto para la fuerza de sustentación como para la resistencia. A causa de la reducción del efecto de torbellino en la punta del ala obtiene una mejor sustentación y reduce la resistencia al avance generando así menos resistencia inducida. [7]

El ingeniero Luis Hermosillo presenta su trabajo en el Instituto Politécnico Nacional con el tema “Análisis Numérico de Propuesta de Winglet en Avioneta Comercial” el cual su objetivo principal es analizar el efecto que tiene el winglet en la semi – ala. Para dicho estudio trabaja con las características de una avioneta Baron G58 la cual tiene velocidad de crucero de 374 Km/h, rango máximo 2741 km, techo de servicio 6306 m y una velocidad límite máximo de 413 km/h, con lo cual establece que la aplicación de winglet en la avioneta trae efectos positivos en la aerodinámica, provocando mayor levantamiento en algunos casos, un decremento muy considerable de la fuerza de arrastre y la anulación de los vórtices en la punta de las alas lo cual provoca un aprovechamiento de la energía del vórtice en energía para levantar el avión denominada sustentación, además muestra estabilidad lateral considerable mayor con la implementación de este componente. El trabajo indica que es aceptable la instalación de winglets en la pequeña aeronave, además de poder trabajar con diferentes parámetros y así poder perfeccionar sin alterar las estructuras básicas que vienen de fábrica. [8]

Ana Juste Ruiz presenta una importante investigación desarrollada en la Universidad Carlos III de Madrid en el año 2016 con el tema “Diseño de un ala de avión mediante técnicas numéricas (FEM) “, el objetivo principal de este proyecto fue diseñar el cajón estructural del ala sometido a un estado de tensiones en condiciones de vuelo, estas tensiones producen fuerzas como la sustentación, el peso propio del ala, combustible, y el peso del motor. Para el desarrollo del proyecto simplifica el ala desde el punto de vista mecánico es una viga en voladizo, y desde el punto de vista estructural la parte del ala que actúa como viga es un cajón, el proyecto está basado en el ala de un Airbus A320 para lo cual toma datos similares del avión como referencia para un estudio posterior del estado tensional. También aplica criterios de fallo para los materiales utilizados, el diseño de la geometría lo realiza en software Solid Edge, mientras que el análisis y la validación de resultados lo desarrolla en Abaqus. Al realizar la comparación del ala con aluminio y un material compuesto determina que los modelos analizados con aluminio la disminución de los espesores produce un aumento en la tensión, mientras que el material compuesto al ser sometido a los mismos estados de carga y mismos espesores resulta ser más eficiente. Para los modelos de material compuesto, no solo es importante

el espesor sino también la orientación de las fibras. Las fibras en los revestimientos deben estar a 0° por lo que están sometidos a flexión, mientras que los largueros y costillas están sometidas a cortadura por lo cual debe predominar la secuencia de apilamiento de 45°. Realizando una comparación entre los 2 materiales tanto la fibra de carbono como el aluminio 7178- T6, llega a la conclusión que el material compuesto brinda una estructura menos pesada, más resistente soportando las mismas cargas, pero con un costo mayor. [9]

Isay López Luqueño realiza una investigación en el Instituto Politécnico Nacional de México con el tema “Optimización y análisis de la estructura de un ala con materiales compuestos” Para lo cual emplea la geometría de un ala y realiza dos comparaciones con 2 materiales distintos un modelo analiza con aluminio y el otro con fibra de Kevlar con resina epóxica, con lo cual determina que hay mayores desplazamientos en el ala de material compuesto, mientras que el módulo de Young en el material de fibra de kevlar con resina epóxica es mayor, lo mismo sucede con los límites elásticos los cuales para el material compuesto se encuentra entre 490 – 1500 MPa, mientras que para el aluminio obtuvo un valor aproximado de 324 MPa. logro reducir el peso de la estructura con la implementación de materiales compuestos, logrando mejorar la integridad estructural. Por otra parte, la estructura con material compuesto obtuvo un mejor factor de seguridad, con lo cual logra mejorar la carga útil de la aeronave. Un ala construida en su totalidad por materiales compuestos tendría un costo elevado, pero se vería una compensación con la carga útil de la aeronave. [10]

1.2 Fundamentación Teórica

1.2.1 Embraer EMB 314 Super Tucano

Este avión también se lo conoce como ALX o A-29, por la Fuerza aérea de Brasil, es un avión para combate a turbohélice, está diseñado para ataque a tierra, contrainsurgencia y también para el entrenamiento avanzado para pilotos, esta aeronave tiene modernos equipos de aviónica además de sistemas de armas.

El Embraer EMB 314 se diseñó con alas rectas, con un buen desempeño de vuelo a media y baja altitud, motor turbohélice, largo alcance y autonomía de vuelo, externamente

puede transportar 3 tanques de combustible; 2 bajo las alas y 1 bajo el fuselaje central, puede operar en todo tipo de clima tanto en el día como en la noche, además es capaz de aterrizar en pistas de aterrizaje cortas que carecen de una adecuada infraestructura, pistas de aterrizaje de segundo nivel, aeropuertos comerciales hasta caminos de tierra.



Figura 1.- Super Tucano de la Fuerza Aérea Ecuatoriana.

Fuente: [11]

Su cabina es moderna con instrumentos de navegación digitales incluye una computadora para batalla, permitiendo lanzar bombas guiadas por un láser, dichas bombas tanto de caída libre como cohetes, la cabina tiene un diseño adecuado para una buena visibilidad de los pilotos, algo necesario para vuelos bajos en montañas además de misiones de penetración profunda para ataque en territorio enemigo, el costado derecho se abre para el ingreso de la tripulación a la cabina por el costado izquierdo, equipado con modernos asientos eyectables de velocidad y altitud cero, si comparamos a los que tienes los aviones de guerra o caza supersónicos. Además, esta aeronave está diseñada para soportar impactos de aves de hasta 270 nudos (138,9 m/s) en un vuelo en crucero. [12], [13]

Tabla 1.- Especificaciones del Embraer EMB 314 Super Tucano.

Avión Super Tucano Embraer EMB 314 o A 29	
Tripulación	1 (A-29A), 2 (A-29B)
Longitud	11,33 m (37,17 pies)
Envergadura	11,14 m (36,55 pies)
Altura	3,97 m (13,02 pies)
Superficie alar	19,4 m ²
Peso vacío	3.020 kg (6.658 libras)
Peso cargado	4.520 kg (9.965 libras)
Peso máximo al despegue	5.400 kg (11.464 libras)
Planta motriz	1× turboprop Pratt & Whitney Canada PT6A-68C
Potencia	1.193 kW (1.600 SHP)
Hélices	1× Hartzell HC-B5MA-2 de 5 palas por motor

Fuente: [12], [13]

Tabla 2.- Rendimiento del Embraer EMB 314 Super Tucano.

Rendimiento	
Velocidad máxima operativa (Vno)	654 km/h (320 nudos, 406 mph)
Alcance	4,820 km (2,995 mi)
Techo de vuelo	10,670 m (35,008 ft)
Régimen de ascenso	24 m/s (79 ft/s)

Fuente: [12]

1.2.2 Aerodinámica

Es una ciencia que se encarga de estudiar las reacciones del aire con objetos que se mueven dentro de este. Tiene como objetivo principal analizar el comportamiento del aire en torno a objetos que se encuentran en movimiento dentro de este, con esto permite conocer información necesaria como es velocidad, presión, densidad, temperatura, etc. Esta ciencia se basa en las ecuaciones de Navier – Stokes, con las cuales se pueden obtener modelos para describir el movimiento de los fluidos. [14]

1.2.3 Wing Tip

El wing tip es uno de los dispositivos más utilizados en la actualidad en el mundo de la aeronáutica para reducir el efecto de la resistencia inducida, el componente cumple con el objetivo de mejorar la relación sustentación – resistencia, con lo cual se logra reducir la capacidad de empuje que se necesita para mover el avión, es decir el avión necesita

menos potencia para volar, con lo que se logra mejorar la eficiencia, ahorrando combustible y volando con un alcance mayor. [8]

1.2.3.1 Beneficios de los dispositivos Wing Tip

La resistencia inducida se reduce tanto en el despegue como el vuelo de crucero, incorporar estos componentes a las aeronaves debe tratarse con mucho cuidado ya que su implementación en la punta del ala genera un momento flector en dicha ala debido a su peso, en aviones pequeños la instalación de estos dispositivos no genera fuerzas de gran impacto a diferencia de aviones grandes que es necesario reforzar la estructura. [15]

1.2.3.2 Características de un dispositivo Wing Tip

Es una pequeña superficie sustentadora instalada en la punta del ala del avión, la cual no coincide con el plano de referencia del ala, el objetivo principal de este componente es aumentar la eficiencia aerodinámica del ala al brindar reducciones de la denominada resistencia inducida con lo cual contribuye en el: levantamiento, estabilidad lateral y direccional a régimen subsónico durante el vuelo de la aeronave. [8]

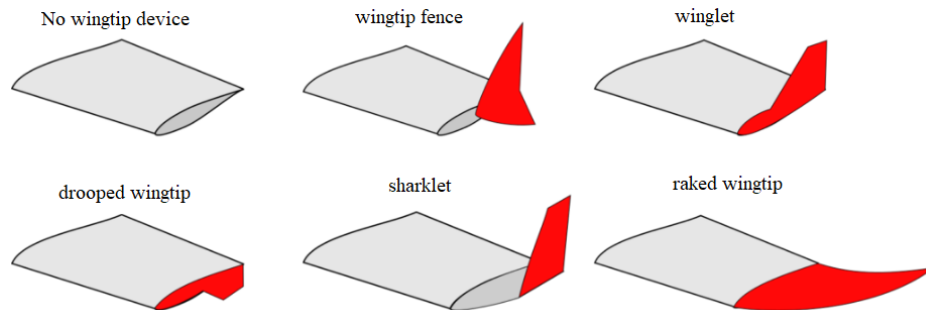


Figura 2.- Diferentes Tipos de Winglets.

Fuente: [15]

1.2.3.3 Características para el diseño del componente Wing Tip

Geométricos: en esta parte implica el alargamiento y el flechado de la conicidad del wingtip.

Construcción: Tiene que ver a si el componente es sencillo de una sola aleta o de dos o más aletas.

El perfil a utilizar está relacionado con el régimen de vuelo, tomando en cuenta que el régimen subsónico es el más utilizado.

La unión del ala con el wingtip puede ser con una junta recta, redondeada o desplazada a lo largo de la cuerda de la punta del ala. [8]

1.2.3.4 Viento Relativo

Es el movimiento de una masa de aire en relación a la trayectoria de vuelo, el viento relativo es opuesto a la trayectoria de vuelo del avión, además es independiente de la actitud del avión. [14]

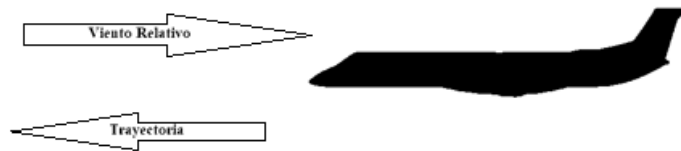


Figura 3.- Viento Relativo

Fuente: [14]

1.2.4 Perfil aerodinámico

Es un perfil que al desplazarse por el aire crea una distribución de presiones capaces de crear una fuerza sustentadora. El aire actúa de diferentes maneras a partir del perfil aerodinámico cuando es sometido a diferentes velocidades y presiones. [14]

1.2.5 Partes de un perfil aerodinámico

- Borde de ataque
- Borde de salida (fuga)
- Extradós
- Intradós
- Cuerda aerodinámica
- Línea de curvatura media
- Espesor máximo
- Ordenada máxima. [14]

➤ **Borde de Ataque**

Es la parte delantera del perfil, donde incide la corriente de aire.

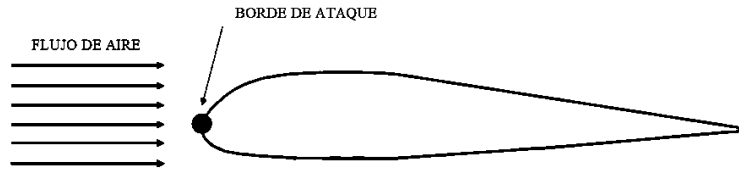


Figura 4.- Borde de ataque

Fuente: [14]

➤ **Borde de salida**

Es la parte trasera, donde la corriente de aire abandona el perfil alar



Figura 5.- Borde de salida.

Fuente: [14]

➤ **Extradós**

Es la zona superior del perfil que está comprendida entre el borde de ataque y salida, además en esta parte la presión del aire es menor.

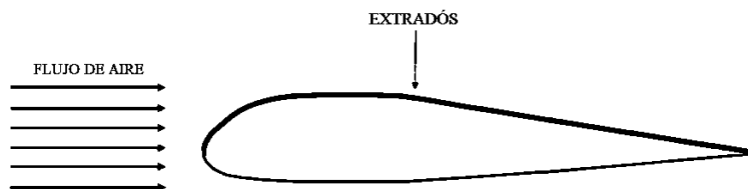


Figura 6.- Extradós.

Fuente: [14]

➤ **Intradós**

Es la zona inferior del perfil que está comprendida entre el borde de ataque y borde de salida, la presión en esta zona es mayor.

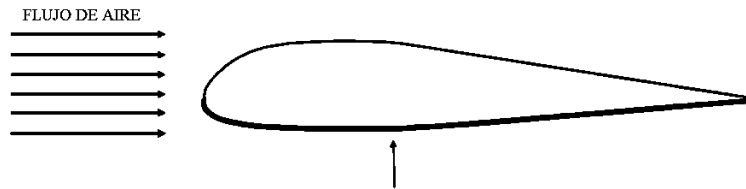


Figura 7.- Intradós

Fuente: [14]

➤ **Cuerda Aerodinámica**

Es una línea recta imaginaria que está comprendida entre el borde de ataque y el borde de salida del perfil alar.

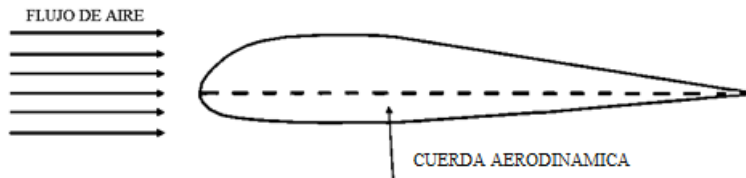


Figura 8.- Cuerda Aerodinámica.

Fuente: [14]

➤ **Línea de curvatura media**

Es una línea imaginaria que une puntos equidistantes entre el extradós y el intradós.

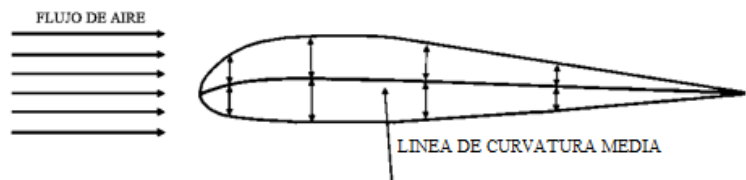


Figura 9.- Línea de curvatura media.

Fuente: [14]

➤ **Espesor máximo**

Es un punto en el cual la distancia entre el extradós y el intradós es máxima.

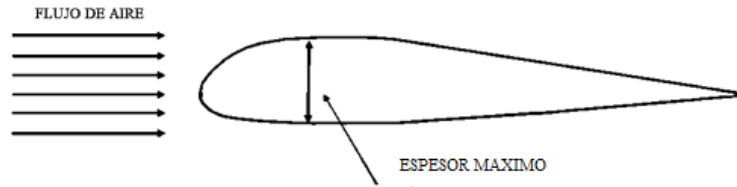


Figura 10.- Espesor máximo.

Fuente: [14]

➤ **Ordenada máxima**

Es un punto en el cual la distancia entre la cuerda aerodinámica y la línea de curvatura media es máxima.

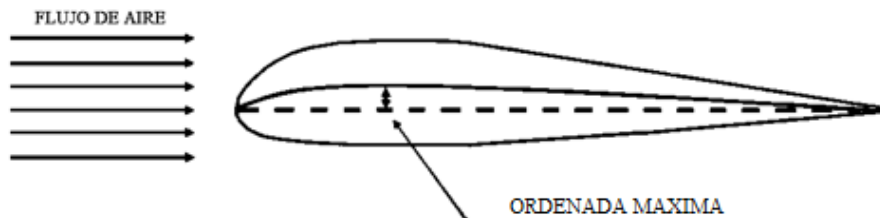


Figura 11.- Ordenada máxima.

Fuente: [14]

1.2.6 Perfil Asimétrico

Es un tipo de perfil en el cual el extradós e intradós son diferentes, estos perfiles generan mayor sustentación, pero producen mayor resistencia al avance, es utilizado para vuelos subsónicos y de velocidad baja, limitando su uso para vuelos supersónicos. [14]

1.2.7 Perfiles aerodinámicos NACA

Los perfiles aerodinámicos NACA son formas aerodinámicas que utilizan las alas de los aviones estos perfiles son desarrollados por el Comité Asesor Nacional de Aeronáutica (NACA). La forma que tienen estos perfiles es descrita mediante una serie de dígitos los cuales siguen a la palabra NACA, los parámetros como código numérico se pueden

ingresar como ecuaciones las cuales generan con gran precisión y exactitud la sección transversal del perfil aerodinámico además se puede calcular sus propiedades. [16]

1.2.7.1 Perfiles aerodinámicos de 4 dígitos (NACA MPXX)

Esta serie de perfiles está controlada por 4 dígitos, como ejemplo tenemos el perfil aerodinámico NACA 2412, estos dígitos designan la curvatura, posición de la curvatura máxima y el grosor, entonces para este caso tenemos:

M representa al 2, es el camber máximo o punto de máxima curvatura, entonces el camber es el 0,02 o 2% de la cuerda aerodinámica.

P representa la posición de la curvatura máxima, entonces la posición es el 0,04 o 4% de la cuerda aerodinámica.

XX representa el grosor, en este caso el grosor es el 0,12 o 12% de la cuerda aerodinámica. [17]

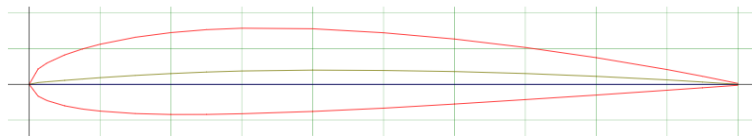


Figura 12.- Perfil aerodinámico NACA 2412

Fuente: [17]

1.2.8 Cargas que intervienen en una aeronave durante el vuelo

Una aeronave se mantiene en estado de equilibrio en el aire por la acción de cuatro fuerzas que son: sustentación, peso, tracción y resistencia. Estas fuerzas o cargas están ligadas entre sí. La sustentación se encarga de equilibrar el peso del avión para mantenerlo en el aire, para que la sustentación se genere, la aeronave debe avanzar con relación al aire, al moverse el avión en el aire se produce resistencia, para vencer dicha resistencia es necesario la tracción. [14]

Dos fuerzas actúan en sentido horizontal y en sentido contrario y dos en sentido vertical de la misma manera en sentido contrario, a la fuerza de tracción también se le conoce como impulso es la fuerza que lleva el avión hacia adelante esto debido a la acción del motor/es, a esta fuerza la resistencia del aire se opone, de la misma manera el peso del

avión tira hacia abajo de este y la sustentación es la fuerza que se opone al peso la cual se encarga de levantar a la aeronave. [14]

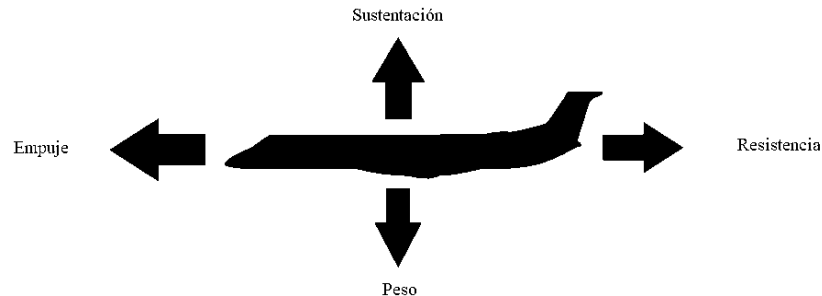


Figura 13.- Fuerzas que actúan en un vuelo.

Fuente: [14]

1.2.8.1 Carga de Sustentación

Es una fuerza perpendicular al viento relativo generada por el flujo de aire a través de un perfil aerodinámico, esta fuerza se ejerce de abajo hacia arriba; al ser una fuerza es una cantidad vectorial que tiene magnitud y dirección. [14]

1.2.8.2 Factores que afectan la sustentación

- La forma del perfil aerodinámico o perfil alar: hasta cierto límite, a una mayor curvatura del perfil mayor diferencia de la velocidad entre el extradós y el intradós por lo tanto mayor diferencia de presión, lo cual genera mayor fuerza de sustentación.
- La superficie alar: al ser más grandes las alas la superficie también aumenta sobre la cual se ejerce la fuerza de sustentación, pero aviones muy grandes o perfiles demasiado curvados aumentan la resistencia de la aeronave.
- La densidad del aire: al ser mayor este valor, mayor va a ser el número de partículas por cada unidad de volumen que cambian velocidad por presión y producen sustentación.
- El ángulo de ataque: al aumentar también se incrementa la sustentación hasta un cierto valor. [14]

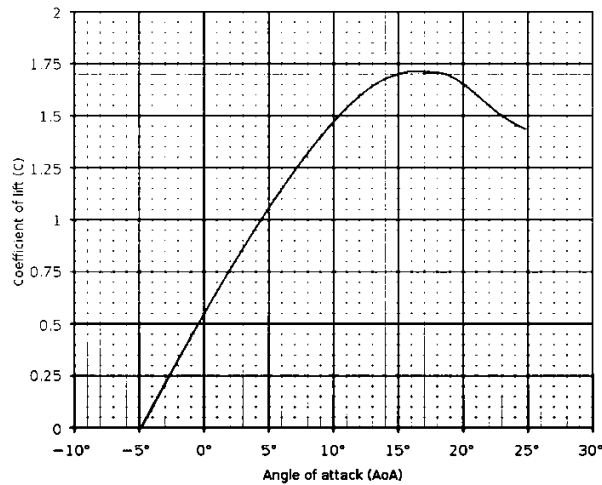


Figura 14.- Angulo de ataque vs sustentación.

Fuente: [14]

La fuerza de sustentación se puede calcular con la siguiente ecuación.

$$L = \frac{C_L * \rho * V^2 * S}{2} \quad \text{Ec. (1)}$$

Donde:

$C_L =$ Coeficiente de sustentacion

$\rho =$ densidad

$V =$ Velocidad del viento relativo

$S =$ Superficie alar

1.2.8.3 Peso

Esta fuerza es de atracción debido a la gravedad sobre un cuerpo, la dirección es perpendicular a la superficie de la tierra, sentido hacia abajo, su intensidad es proporcional a la masa de dicho cuerpo. Es una fuerza que atrae la aeronave hacia la tierra, pero es contrarrestada por la fuerza de sustentación para poder mantener al avión en el aire. [18]

1.2.8.4 Resistencia

Es un hecho físico que establece que ningún sistema es 100% eficiente, cuanto más eficiente en un sistema la pérdida será menor. En el caso de las aeronaves la pérdida de eficiencia se debe a la resistencia.

Esta fuerza retarda o impide el movimiento de un avión, actúa de forma paralela al viento relativo y en la misma dirección.

Cuando un perfil aerodinámico pasa a través de un flujo de aire se presenta dos tipos de resistencias: una debido a la fricción del aire sobre el ala y otra debido a la presión del aire oponiéndose al movimiento de un objeto. La resistencia por fricción se dice que es proporcional a la viscosidad, en el aire es baja, esta resistencia es muy baja comparada con la producida por la presión. Mientras que la resistencia debida a la presión depende de la densidad de la masa del aire.

Las 2 resistencias crean una fuerza proporcional del área sobre la que actúan y el cuadrado de la velocidad. Una parte de la resistencia por presión depende de la cantidad de sustentación, a esta parte se le denomina resistencia inducida; mientras que a la suma del resto de resistencias se denomina resistencia parasita. La resistencia total en una aeronave es la suma de los dos tipos de resistencias. [18]

1.2.8.5 Resistencia Inducida

La resistencia inducida se da por las dimensiones finitas que tiene el ala, también por la diferencia de presiones que existe entre el extradós e intradós del perfil alar, dicha diferencia de presiones ocasiona que el aire circule de manera transversal en el ala del avión dando lugar a los denominados vórtices en las puntas de las alas, se puede decir que la resistencia inducida se opone al avance del avión, proviene de turbulencias generadas en las puntas de las alas. [14]

La ecuación para calcular la fuerza de resistencia en una aeronave es la siguiente:

$$D = \frac{C_D * \rho * V^2 * S}{2} \quad \text{Ec. (2)}$$

Donde:

$C_D = \text{Coeficiente de resistencia}$

$\rho = \text{densidad}$

$V = \text{Velocidad del viento relativo}$

$S = \text{Superficie alar}$

1.2.8.6 Empuje o tracción

Para poder la inercia de un avión y poder acelerar en la carrera de despegue o vuelo, mantener un ascenso adecuado, vencer la resistencia al avance, etc. Para todo esto es necesario una fuerza de tracción o empuje. Dicha fuerza se consigue acelerando una masa de aire a una velocidad que debe ser mayor a la del avión. Esta fuerza se consigue por medio de un motor o motores del avión, en aviones de hélice la fuerza de propulsión genera la rotación de las hélices las cuales son movidas por un motor ya sea turbina o convencional. Dicha fuerza se ejerce en la misma dirección a la que apunta el eje del sistema propulsor la cual suele ser más o menos paralela al eje longitudinal del avión no siempre es así. [18]

1.2.9 Factor de carga en el diseño de aeronaves

La estructura en los aviones debe ser lo suficientemente fuerte y resistente para que sea capaz de soportar todas las cargas a las cuales está siendo sometido durante el vuelo. Entre las cuales incluye las cargas normales o leves y las cargas extremas o intensas.

Para que el avión pueda volar su parte exterior debe tener una forma aerodinámica con elementos que le den la fuerza necesaria para soportar la fuerza impuesta por su propio peso y las maniobras que este debe realizar durante un vuelo.

La aeronave debe soportar cargas para realizar un vuelo:

- Estructura externa de la aeronave
- En los componentes de acuerdo al propósito y diseño

- Debe tener la capacidad de soportar más fuerza que la impuesta por su propio peso cargado en el momento de despegar
- Además, debe cumplir con lo requerimiento de la Administración Federal de Aviación, conocida por sus siglas en inglés como (FAA).

Las estructuras de los aviones deben ser diseñadas para soportar de 1 a 1,5 veces las fuerzas máximas que esperan los diseñadores. La entidad que certifica la firmeza estructural en los aviones y la cual da los estándares es la (FAA). Las cargas impuestas sobre las alas en el vuelo están establecidas por el factor de carga conocido como load factor. [19]

1.2.9.1 Factor de carga (Load factor)

Es la relación que existe entre la fuerza de sustentación de la aeronave la cual esta soportada por las alas y el peso del avión cargado antes del despegue.

$$n = \frac{\text{Fuerza de sustentacion (L)}}{\text{Peso total del avion (W)}} \quad \text{Ec. (3)}$$

Donde:

n = Factor de carga o Load Factor

L = Fuerza de sustentación

w = Peso total del avión

El load factor se mide en términos de “G” donde g representa la fuerza ejercida por la gravedad terrestre. 1G representa 9,8 m/s².

Los aviones se pueden clasificar según la fuerza y uso operacional lo cual se conoce como Sistema de Categorías, además se pueden certificar en:

- Normal
- Utilitaria
- Acrobática

La categoría Normal está limitada para aviones con operaciones no acrobáticas y representan un factor de carga límite de 3,8. La categoría Utilitaria aplica para aviones con operaciones acrobáticas limitadas presentan un factor de carga límite de 4,4, y la tercera categoría presenta un factor límite de 6, estos son libres de operar sin restricciones de las categorías anteriores. [19]

De acuerdo a la Agencia Europea de Seguridad Aérea (EASA) donde nos da conocer acerca de especificaciones para certificación, incluidos códigos de aeronavegabilidad y medios aceptables de cumplimiento para aviones de categoría normal, utilitarios, acrobáticos y de pasajeros (CS – 23,) establece que el factor de carga debe ser de 2,5.

1.2.9.2 Factor último de seguridad (Ultimate Safety Factor)

Es utilizado para prevenir desastres en situaciones excepcionales en los cuales se requiere una fuerza superior al límite conocido también como último factor de seguridad. Se recomienda un valor de 1,5. Lo cual quiere decir que la estructura del avión debe ser capaz de soportar 1,5 el factor de carga. [19]

1.2.10 Parámetros externos que influyen en un avión durante el vuelo

1.2.10.1 International Standard Atmosphere (ISA)

Para determinar el rendimiento de las aeronaves y su diseño, es necesario conocer la distribución vertical de presión, densidad, temperatura, y velocidad del sonido. Se dice que la atmosfera real nunca permanece constante y un cualquier momento y lugar. Para lo cual la ISA o atmosfera estándar internacional presenta un modelo matemático la cual es útil para determinar propiedades de la atmosfera en función de la altitud. [6]

Para determinar la temperatura ISA a una cierta altitud se utiliza la siguiente ecuación:

$$T_{ISA} = 15 - \frac{(2 * Altitud)}{1000} \quad \text{Ec. (4)}$$

Si la altitud es mayor a 36000 ft se considera directamente que la temperatura ISA o estándar es de -56,5 °C. Cabe mencionar que la atmosfera ISA en la práctica casi nunca da valores reales, se utiliza solo como referencia. Estas tablas se utilizan principalmente en la aviación para calibración de instrumentos de vuelo como son el velocímetro y el

altímetro, además se puede determinar el rendimiento nominal del avión. También es posible determinar valores como presión, densidad, temperatura, velocidad del sonido, etc. Partiendo de la altitud, esto utilizando las tablas de la ISA. [14]

Tabla 3.- Atmosfera Estándar Internacional.

ALTITUD (Feet)	TEMP. (°C)	PRESIÓN			GRADIENTE DE PRESIÓN	DENSIDAD	VEL. DEL SONIDO (kt)
		hPa	PSI	In.Hg			
40 000	- 56.5	188	2.72	5.54	0.1851	0.2462	573
39 000	- 56.5	197	2.58	5.81	0.1942	0.2583	573
38 000	- 56.5	206	2.99	6.10	0.2038	0.2710	573
37 000	- 56.5	217	3.14	6.40	0.2138	0.2844	573
36 000	- 56.3	227	3.30	6.71	0.2243	0.2981	573
35 000	- 54.3	238	3.46	7.04	0.2353	0.3099	576
34 000	- 52.4	250	3.63	7.38	0.2467	0.3220	579
33 000	- 50.4	262	3.80	7.74	0.2586	0.3345	581
32 000	- 48.4	274	3.98	8.11	0.2709	0.3473	584
31 000	- 46.4	287	4.17	8.49	0.2837	0.3605	586
30 000	- 44.4	301	4.36	8.89	0.2970	0.3741	589
29 000	- 42.5	315	4.57	9.30	0.3107	0.3881	591
28 000	- 40.5	329	4.78	9.73	0.3250	0.4025	594
27 000	- 38.5	344	4.99	10.17	0.3398	0.4173	597
26 000	- 36.5	360	5.22	10.63	0.3552	0.4325	599
25 000	- 34.5	376	5.45	11.10	0.3711	0.4481	602
24 000	- 32.5	393	5.70	11.60	0.3876	0.4642	604
23 000	- 30.6	410	5.95	12.11	0.4046	0.4806	607
22 000	- 28.6	428	6.21	12.64	0.4223	0.4976	609
21 000	- 26.6	446	6.47	13.18	0.4406	0.5150	611
20 000	- 24.6	466	6.75	13.75	0.4595	0.5328	614
19 000	- 22.6	485	7.04	14.34	0.4791	0.5511	616
18 000	- 20.7	506	7.34	14.94	0.4994	0.5699	619
17 000	- 18.7	527	7.65	15.57	0.5203	0.5892	621
16 000	- 16.7	549	7.97	16.22	0.5420	0.6090	624
15 000	- 14.7	572	8.29	16.89	0.5643	0.6292	626
14 000	- 12.7	595	8.63	17.58	0.5875	0.6500	628
13 000	- 10.8	619	8.99	18.29	0.6113	0.6713	631
12 000	- 8.8	644	9.35	19.03	0.6360	0.6932	633
11 000	- 6.8	670	9.72	19.79	0.6614	0.7156	636
10 000	- 4.8	697	10.10	20.58	0.6877	0.7385	638
9 000	- 2.8	724	10.51	21.39	0.7148	0.7620	640
8 000	- 0.8	753	10.92	22.22	0.7428	0.7860	643
7 000	+ 1.1	782	11.34	23.09	0.7716	0.8106	645
6 000	+ 3.1	812	11.78	23.98	0.8014	0.8359	647
5 000	+ 5.1	843	12.23	24.90	0.8320	0.8617	650
4 000	+ 7.1	875	12.69	25.84	0.8637	0.8881	652
3 000	+ 9.1	908	13.17	26.82	0.8962	0.9151	654
2 000	+ 11.0	942	13.67	27.82	0.9298	0.9428	656
1 000	+ 13.0	977	14.17	28.86	0.9644	0.9711	659
0	+ 15.0	1013	14.70	29.92	1.0000	1.0000	661
- 1 000	+ 17.0	1050	15.23	31.02	1.0366	1.0295	664

Fuente: [20]

1.2.10.2 Densidad, Presión y temperatura

Si la presión del aire se incrementa también se incrementa la presión atmosférica (suponiendo que la temperatura se mantiene constante). Mientras que al mantenerse

constante la presión, la temperatura crece y la densidad decrece, de igual forma un decrecimiento de la temperatura muestra un crecimiento de la densidad. [15]

Tabla 4.- International Estándar Atmosphere, condiciones medias a nivel del mar.

Presión	$P_o=101325 \text{ N/m}^2$
Densidad	$\rho_o=1,225 \text{ Kg/m}^3$
Temperatura	$T_o=288,15 \text{ }^\circ\text{K} \text{ } -(15 \text{ }^\circ\text{C})$
Velocidad del sonido	340,294 m/s
Aceleración de la gravedad	$9,80665 \text{ m/s}^2$

Fuente: [15]

1.2.10.3 Rendimiento de la aeronave y reducción de la densidad

Para el buen desempeño de la aeronave la densidad del aire es un tema muy importante, ya que el papel fundamental de la densidad es crear el medio de sustentación y mantener una mezcla adecuada de aire/ combustible. La reducción de la presión de la atmosfera reduce el rendimiento del avión de las siguientes maneras:

- La presión al reducir se ve alterada la creación de sustentación. Una densidad baja significa pocas moléculas de aire que fluyen alrededor de las alas de la aeronave generando así un problema en la sustentación.
- Al reducir la presión también se altera la relación aire/ combustible. Una baja densidad implica un número pequeño de moléculas que ingresan en el cilindro de la turbina del avión, reduciendo así el normal desempeño de la aeronave. [6]

1.2.11 Parámetros que influyen sobre la aeronave

1.2.11.1 Numero de Match

El número de Match permite saber el régimen de vuelo de la aeronave en los cuales los efectos de compresibilidad pueden variar. Es una medida de velocidad relativa que está definida como el cociente entre la velocidad del objeto y la velocidad del sonido en el medio en el cual está moviéndose el objeto. [7]

$$Mach = \frac{\text{velocidad de la aeronave}}{\text{velocidad del sonido}} \quad \text{Ec. (5)}$$

Un fluido se dice que está en régimen subsónico cuando $M < 0,7$. Transónico cuando M esta entre 0,7 y menor a 1,2. Supersónico cuando M esta entre 1,2 y menor de 5. Hipersónico cuando M es mayor que 5. [7]

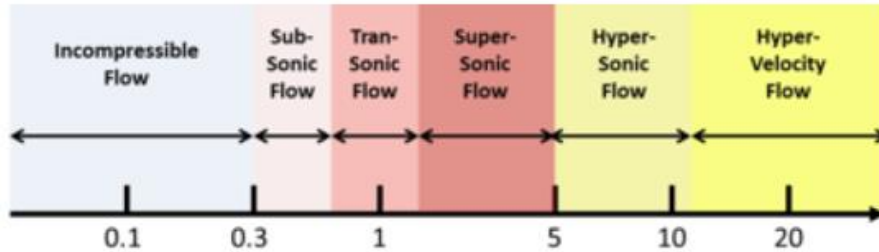


Figura 15.- Caracterización del régimen de flujo (Número de Mach).

Fuente: [7]

1.2.11.2 Viscosidad

Es una medida de la resistencia que tiene un fluido al momento de ser deformado. El fluido al tener una alta viscosidad resiste al movimiento por lo cual el movimiento molecular le da una alta fricción interna. [7]

1.2.11.3 Numero de Reynolds

En el vuelo de un avión el ala experimenta resistencia, dicha resistencia está en función del número de Reynolds. El cual se considera un factor de gran importancia del flujo de aire con el cual se determina el efecto viscoso o inercial. Este nos permite el tipo de flujo, un numero de Reynolds bajo da como resultado un flujo laminar sobre el avión, por el contrario, un numero de Reynolds elevado nos da un flujo turbulento. Al momento que se incrementa el número de Reynolds se tiene una menor resistencia al avance superficial. El rango del número de Reynolds en el cual una capa es laminar o turbulenta depende de la forma de manera especial al acabado superficial. [7]

1.2.12 Condiciones para simulación de vuelo mediante un Software

Las condiciones de contorno deben ser las más realistas posibles con el fin de conseguir simulaciones representativas dado el caso de construcción de componentes reales.

1.2.12.1 Caracterización de la Atmosfera

Lo ideal es aplicar condiciones estándar de velocidad y altitud constantes, de la misma manera se debe usar temperatura y presión para obtener una mejor aproximación, tomando en cuenta que la altitud durante el vuelo se mantendrá constante por lo cual las demás características atmosféricas también se mantendrán constantes. [7]

1.2.12.2 Velocidad relativa del aire

Es la velocidad a la que va el avión, en función del número de mach. Este número debe ser calculado dependiendo la máxima altura a la que alcanza la aeronave.

1.2.12.3 Tipo de Atmosfera

Son las medidas climatológicas durante el vuelo en crucero estas son: temperatura, presión, densidad, velocidad del sonido. El gradiente térmico es de 6,5 grados centígrados por cada kilómetro que el avión desciende así mismo la presión es de 110 milibares por cada km. [7]

1.2.12.4 Angulo de ataque

El ángulo de ataque sigue el criterio de velocidad de crucero, un valor utilizado para pruebas es de 6 grados. también se puede ensayar con ángulos grandes los cuales están entre los 17 y 20 grados. [7]



Figura 16.- Velocidad de la aeronave en función del ángulo de ataque.

Fuente: [21]

1.2.13 Ingeniería Inversa

La metodología de la ingeniería inversa busca conocer y determinar tanto las características como las funciones de un determinado componente. Esta metodología se utiliza en el campo de la ingeniería mecánica para innovar la tecnología existente o

sustituir partes. Para innovación tecnológica se parte de productos ya existentes, con lo cual se garantiza conocer ventajas y desventajas del producto existente. [22]

Para la correcta aplicación de la ingeniería inversa es necesario utilizar métodos de análisis y herramientas de precisión, entre los que tenemos equipos de medición dimensional, programas CAD, caracterización de los materiales, máquinas para determinar coordenadas, etc. Con lo cual se garantiza determinar dimensiones, propiedades y funciones del elemento. Es decir, conocer más de lo que se conocía en un principio, por lo tanto, la ingeniería inversa es analítica, además esta utiliza el método sintético o inductivo es decir parte del objeto y llega a lo general las ideas.

La metodología de la ingeniería inversa tiene gran relevancia e importancia en el área de diseño y manufactura, la información obtenida en el proceso se puede clasificar en:

1. Información geométrica y dimensional
2. Información del proceso de manufactura; materiales y procesos
3. Información de la función de partes y sistemas
4. Información de las propiedades físicas. [23]

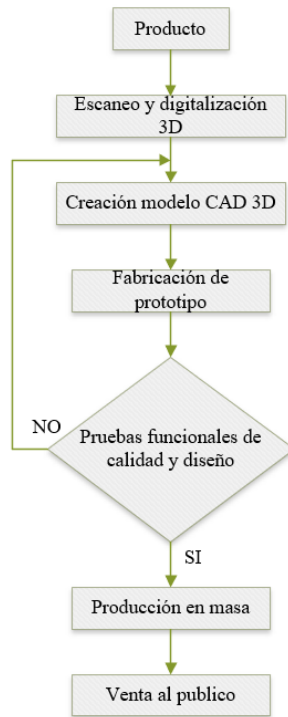


Figura 17.- Esquema del proceso de ingeniería inversa.

Fuente: [24]

1.2.13.1 Ingeniería Inversa Vs proceso tradicional de un producto

El proceso tradicional que se lleva a cabo de un producto parte desde la idea y las condiciones de servicio, luego a un diseño para finalmente fabricar el producto. La ingeniería inversa puede ser vista como el rediseño de un producto, es decir es lo contrario de la ingeniería directa.

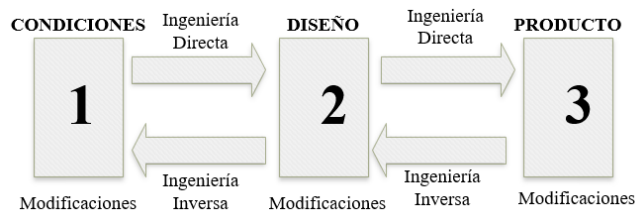


Figura 18.- Ingeniería directa vs ingeniería inversa.

Fuente: [24]

1.2.13.2 Digitalización 3D

Es un proceso que es utilizado para analizar un objeto real o el medio ambiente con el fin de recolectar datos de su forma, aspecto, dichos datos son utilizados para la obtención de un modelo digital. Los datos que son recogidos pueden ser utilizados en una variedad de aplicaciones como son para producción de video juegos, captura de movimientos y gestos, diseño de prótesis y ortesis, control de calidad y la ingeniería inversa para la creación de un prototipo de algún elemento. Los escáneres 3d generan una nube de puntos los cuales deben ser procesados y a su vez analizados para para determinar la posición del objeto en el espacio y así poder obtener un modelo tridimensional. Cada punto generando en la nube consta de coordenadas en los 3 planos ortogonales x, y, z la unión de estos puntos generan una malla con la forma del objeto. [25]

1.2.13.3 Tipos de escáner 3D

En la actualidad debido al crecimiento tecnológico existen gran variedad de sistemas de digitalización 3D. Una clasificación muy amplia se la puede hacer en función de si existe o no existe contacto con el objeto, a su vez los escáneres que no tienen contacto se dividen en dos grupos o categorías las cuales son; escáneres activos y escáneres pasivos. [25]

1.2.13.4 Digitalizadores por contacto

Son los escáneres más antiguos, su funcionamiento se basa en la obtención de coordenadas de los puntos por la medida del desplazamiento de la punta o palpador sobre la superficie a digitalizar. [25]

1.2.13.5 Digitalización sin contacto

Estos escáneres funcionan mediante un análisis de la interacción entre el objeto y algún tipo de radiación esta puede ser; ondas de radio, rayos x, infrarroja, laser. Estos a su vez se dividen en pasivos y activos.

Escáneres sin contacto pasivo. Estos no emiten ninguna radiación, su funcionamiento se basa en capturar la radiación reflejada en el ambiente.

Escáneres sin contacto activo. Estos emiten un tipo de señal y analizan la respuesta para lograr capturar la geometría del objeto. [25]

1.2.13.6 Scanner HandySCAN 3D marca Creaform

Este escáner ofrece resultados muy precisos con una alta resolución y repetibles independientemente de la medición y la configuración, ofrece referencia dinámica, por lo cual tanto la pieza como el escáner se puede mover durante la medición y aun así ofrece un escaneado de gran precisión y de buena calidad. Es un equipo muy versátil se puede utilizar para escanear distintos tipos de objetos y superficies en tiempo real, este escaner trabaja con el software VXelements, además es compatible con varios programas entre los cuales tenemos; Catia, Solidworks, Inventor, etc. [26]



Figura 19.- Scanner HandySCAN 3D.

Fuente: [Autor]

Tabla 5.- Especificaciones técnicas del Scanner HandySCAN 3D.

especificaciones técnicas	
Exactitud	0,040 mm
Exactitud volumétrica	0,020 mm + 0,1 mm-m
Resolución de medición	0,025 mm
Resolución de malla	0,1mm
Velocidad de medición	480000 mediciones-s
Fuente de luz	7 láseres transversales rojos
Clase de laser	2M seguro para los ojos
Rango de tamaño de piezas	0,1 - 4 m
Distancia de seguridad	300 mm
Profundidad de campo	250 mm
Peso	0,85 kg
Temperatura de operación	5 - 40 C
Certificación	ISO 9001 e ISO 17025

Fuente: [26]

1.2.14 Materiales alternativos

Son materiales que reemplazan a los convencionales por no ser eficientes, escasos, costosos, contaminantes, pueden ser materiales naturales o artificiales. Con el avance de la tecnología se ha logrado conseguir materiales con un buen desempeño como son las fibras y las resinas, pero estos materiales a su vez tienen un alto costo debido a su desempeño. Dentro del grupo de los materiales alternativos artificiales tenemos los composites o materiales compuestos. [27]

1.2.15 Materiales compuestos

Son materiales que se consiguen al unir 2 o más materiales consiguiendo una combinación de propiedades imposible de obtener de los materiales originales. Logrando combinaciones poco usuales de rigidez, peso, rendimiento, rigidez, resistencia a la corrosión y altas temperaturas, conductividad o dureza. [28]

Clasificación de los materiales compuestos

Se clasifica en tres categorías

- Con partículas;
- Con fibras

➤ Laminares

1.2.16 Compuestos reforzados con fibras

La mayor parte de compuestos que son reforzados con fibras consiguen mejores resistencias a la rigidez, fatiga, además consiguen una mejor relación resistencia – peso, al incorporar fibras rígidas y resistentes, aunque frágiles, en una matriz más dúctil y más blanda. El material de la matriz transmite la fuerza a las fibras, las cuales son las que soportan la mayor parte de la fuerza aplicada, la resistencia del material compuesto puede ser alta tanto a temperatura ambiente como temperaturas elevadas. [28]

1.2.16.1 Características de los compuestos reforzados con fibras

El momento de conformar un material compuesto se debe tener en cuenta muchos factores entre los cuales tenemos;

Longitud y diámetro de las fibras

Las fibras pueden ser largas, cortas o continuas, las fibras se caracterizan mediante la relación l/d , los diámetros de las fibras varían desde los 10 micrones hasta los 150 micrones. [28]

Cantidad de fibras

Un volumen mayor de fibras incrementa la rigidez y resistencia del compuesto, la máxima fracción de volumen de fibras es aproximadamente el 80 por ciento, más allá de este valor la fibra ya no queda rodeada totalmente por la matriz. [28]

Orientación de las fibras

Las fibras pueden ser introducidas en la matriz de diversas orientaciones. Las fibras cortas con una orientación aleatoria introducidas en una matriz dan un comportamiento isotrópico. Mientras que arreglos en una sola dirección con fibras largas, incluso continuas dan propiedades anisotrópicas. Su rigidez y resistencia son paralelas a las fibras. Estas fibras se denominan como capas de 0 grados, si las cargas aplicadas están en la misma dirección de las fibras. En la matriz se puede introducir fibras largas y continuas en varias direcciones, esto mediante arreglos ortogonales es decir capas que

van de 0 a 90 grados con la finalidad de obtener buenas resistencias en las 2 direcciones perpendiculares. [28]

Propiedades de las fibras

La mayoría de compuestos reforzados con fibras son resistentes, rígidas y de poco peso. Si el material va a ser utilizado a temperaturas altas la fibra por consiguiente debe tener un punto de fusión alto, ya que la resistencia específica y e modulo específico de la fibra son características importantes. [28]

1.2.17 Fibra de vidrio

Este tipo de fibra le da a un material compuesto buena resistencia a la tracción, corrosión, tiene bajo peso y costo, tiene muy baja rigidez por lo cual su uso está limitado en la industria aeronáutica para estructuras secundarias, este material se utiliza en partes donde se pueda soportar bajas cargas de operación, existen dos tipos de fibra de vidrio las cuales son: “S – Glass” utilizada para componentes que requieran una alta resistencia a la tracción, y “E – Glass” tiene características dieléctricas.

La fibra de vidrio se utiliza en partes secundarias como son:

- Puntas de alas
- Carenados
- Radomos. [29], [30]

Tabla 6.- Propiedades de la fibra de vidrio.

Propiedades	S Glass	E Glass
Fuerza de tracción	45,81 MPa	34,45 MPa
Módulo de Young	87 GPa	72,4 GPa
Elongación %	5,4	4,8
Densidad (Kg/m ³)	2460	2270

Fuente: [29]

1.2.18 Fibra de Carbono

Se encuentra en materiales rígidos y fuertes, este tipo de fibra nos da materiales de alto rendimiento, tiene una alta resistencia a la tracción y alto módulo de tensión, bajo peso. Posee alta resistencia a la fatiga, densidad baja, resistencia al impacto baja. En

comparación con la fibra de vidrio es una fibra relativamente cara. Por su buen desempeño puede ser utilizado en estructuras primarias del avión. Esta fibra tiene una buena resistencia al calor por lo cual es útil para naves espaciales y aviones de uso militar. [29], [30].

Tabla 7.- Propiedades de la fibra de carbono.

Propiedades	T800 H	T 300
Fuerza de tracción MPa	5600	3500
Módulo de Young GPa	294	230
Elongación %	1,8	1,5
Densidad (Kg/m ³)	1800	1510

Fuente: [29]

1.2.19 Fibra de Aramida (Kevlar)

Esta fibra tiene una alta dureza y buena capacidad de absorción de energía, tiene alta rigidez y resistencia a la tracción, baja densidad. Esta fibra es débil para esfuerzos de compresión, por lo cual este material no es adecuado para estructuras primarias de un avión. Se utiliza para fabricación de: galeras, bordes tanto frontales como traseros, alerones, radomos, puertas de acceso. [29], [30]

Tabla 8.- Propiedades de la fibra de Kevlar (Aramida).

Propiedades	Kevlar
Fuerza de tracción MPa	3600
Módulo de Young GPa	131
Elongación %	2,8
Densidad (Kg/m ³)	1620

Fuente: [29]

1.2.20 Propiedades de las matrices

La matriz de un material compuesto soporta las fibras manteniendo estas en su posición correcta, además transfiere las cargas a las fibras, protege a las fibras y evita la generación de grietas en las fibras, por lo general la matriz es responsable de controlar las propiedades eléctricas, comportamiento con los químicos y el uso a temperaturas elevadas. Las matrices más comunes son las poliméricas. [28]

1.2.20.1 Matriz polimérica

Los materiales formados por matriz polimérica tienen una buena relación resistencia – peso, rigidez elevada, resisten a la corrosión, abrasión, fatiga, estas propiedades lo hacen un material atractivo para aplicaciones en ingeniería. La función de la matriz polimérica es proteger y transferir la carga de unas fibras a otras, mantener alineadas a estas y proteger de golpes y deterioro por contacto con sustancias químicas. Las resinas son los polímeros que más se utiliza, lo cual da lugar a dos tipos, las resinas termoestables o termofijas, y las resinas termoplásticas. [31]

1.2.20.2 Resinas termoestables

Sufren una serie de reacciones químicas, provocando una reacción irreversible, ya que al someter al polímero a temperaturas elevadas la resina tiende a degradarse, estas resinas tienen un peso molecular bajo. Algunos ejemplos de resinas termoestables son; la resina epoxi, poliéster, fenólicas, etc. [31]

1.2.20.3 Resina Poliéster

Este tipo de resinas son líquidas cuando están a temperatura ambiente, pueden ser llevadas a estado sólido, si son resinas pre – aceleradas por la adición de calor o un catalizador, y para las no pre- aceleradas mediante un catalizador y un acelerante. Se presentan en forma de plásticos termoestables, empleados en los materiales compuestos. Usada para lugares de baja resistencia y costo bajo, no se adhiere tan fácilmente como la hace la resina epóxica, tiene baja absorción a la humedad y buena resistencia química. [32], [33]

Tabla 9.- Propiedades de la resina Poliéster.

Propiedades de la resina Poliéster	
Esfuerzo de tensión (MPa)	40 - 90
Esfuerzo de fluencia (MPa)	60 - 160
Módulo de elasticidad a tensión (GPa)	2,0 - 4,4
Resistencia al impacto (J/m)	10,6 – 21,2
Máxima temperatura que resiste (°C)	177
Densidad (Kg/^m3)	1100 - 1460

Fuente: [33]

1.2.20.4 Resina epóxica

Es una resina muy versátil, tiene un gran rango de propiedades. Su gran adherencia 13,8 MPa en comparación con la resina poliéster 0,7 MPa, lo cual lo hace ideal para aplicaciones aeroespaciales. Estas resinas tienen una buena resistencia al impacto, tenacidad, buena transferencia de la carga cuando son reforzadas por fibras, resistencia térmica elevada, la vida útil de la resina es de un mínimo de 2 años, son curadas en autoclave para conseguir mejorar las propiedades mecánicas. Este material es apropiado para trabajar con fibra de vidrio, carbono y aramida, es una resina cara, pero tiene una excelente resistencia, al tener buena resistencia a la intemperie, poca absorción de la humedad y una amplia adhesión a una gran variedad de superficies, es utilizada para aplicaciones estructurales en aeronaves y aviones militares. [31], [33]

Tabla 10.- Propiedades de la resina epoxi.

Propiedades de la resina epoxi	
Esfuerzo de tensión (MPa)	55 - 130
Esfuerzo de fluencia (MPa)	125
Módulo de elasticidad a tensión (GPa)	2,8 - 4,2
Resistencia al impacto (J/m)	5,3 - 53
Coefficiente de Poisson	0,2 – 0,33
Máxima temperatura que resiste (°C)	150
Contracción de curado (%)	1 - 5
Densidad (Kg/m ³)	1200 - 1300

Fuente: [33]

1.2.20.5 Resinas termoplásticas

Son polímeros que al elevar la temperatura se convierten en fluidos, lo cual permite la moldeabilidad, quedara fija al enfriarse, lo cual es reversible. Algunos ejemplos tenemos el polietileno, polipropileno, poliamida. Se utilizan en aplicaciones donde la resistencia no tiene exigencia, dado que sus propiedades mecánicas son inferiores a las resinas termoestables, tienen un peso molecular elevado, lo cual requiere una presión y temperatura elevada para su moldeo. [31]

1.2.20.6 Curado

Es un proceso de cambio de estado o transformación de un material, pasa de estado líquido a sólido, llamado también de polimerización o endurecimiento, este proceso está acompañado de un proceso exotérmico el cual desprende calor. Este proceso no se da de inmediato para lo cual deben adicionarse agentes de curado como son: catalizadores o aceleradores, la reacción se da mientras transcurre el tiempo. Se genera de forma gradual del estado líquido pasa a un estado gelatinoso conocido también como gel y finalmente ha estado sólido. Para las resinas poliéster el acelerador o acelerante se denomina octato de cobalto mientras que el catalizador se llama mek peróxido. [32]

Factores que intervienen en el proceso de curado:

- El tipo de resina empleada
- La temperatura ambiente, la mayor parte de resinas no curan a temperaturas inferiores a 16 ° C.
- El tipo de catalizador y cantidad de este
- Humedad relativa entre el 40 y 54 %
- Exceso de exposición al sol
- El incremento de temperatura reduce el tiempo de gelificación
- Cuando el laminado tiene gran espesor, disminuye el tiempo de gelificación. [19]

1.2.20.7 Mek Peróxido

Es un agente oxidante que reacciona de manera violenta con aceleradores, sales de metal pesados, ácidos, bases, al contaminarse puede causar auto ignición, generar gran cantidad de gases incluso llegar a explotar y arder. Al utilizar este compuesto se debe utilizar elementos de protección personal. [34]

1.2.21 Materiales compuestos estructurales

Esta formado tanto por materiales compuestos como por materiales homogéneos, las propiedades no dependen únicamente de los materiales constituyentes sino de la geometría del diseño de los elementos que están siendo utilizados. Los compuestos laminares son un ejemplo los cuales poseen una alta resistencia y los paneles tipo

sándwich los cuales tienen caras externas fuertes las cuales están separadas por capas de material menos denso, estos son los 2 compuestos estructurales más comunes. [35]

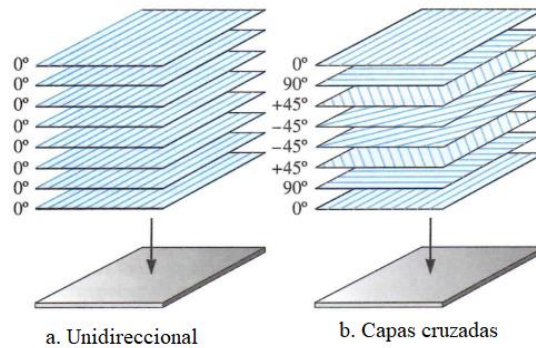


Figura 20.- Tipos de estructuras compuestas.

Fuente: [28]

1.2.22 Moldes

El molde es una herramienta que sirve para dar forma a la pieza final. Los objetivos del molde son los siguientes:

Dar forma con la resina antes que comience la gelificación

Evitar que queden zonas sin impregnación de material

Evitar que se formen burbujas

Un molde no debe ser diseñado solo para dar forma a la pieza, sino también es necesario considerar otros aspectos entre los cuales tenemos el curado, desmoldeo, permeabilidad, entradas de aire, salidas de inyección, etc. [36]

1.2.22.1 Materias primas para construcción de moldes

Gel-Coat: Es un sistema con un gran desempeño, además de dar un excelente acabado superficial protege la pieza tanto mecánica como químicamente. [37] Esta constituye la capa superficial es decir la de trabajo, es la que más expuesta está a tensiones por lo cual debe resistir todas las sollicitaciones, debe ser duro para la abrasión, soportar el contacto

con químicos utilizados en las resinas. Deben soportar las temperaturas de curado, el gel coats para moldes deben poseer ciertas características como:

Deben tener una dureza entre los 30 y 50 Barcol

Buena resistencia a la temperatura hasta los 100 grados centígrados. [38]

Resina de laminación: son resinas de la familia poliéster o epoxi, deben ser compatibles con el denominado gel coat, además de resistir tensiones mecánicas y térmicas, estas resinas deben ser fáciles de usar para poder laminar, viscosidad baja, buena reactividad para endurecer a temperatura ambiente, lo cual asegura una buena dimensión del molde. [38]

Coremat: Es una tela la cual está compuesta de fibras de poliéster con 50% de microesferas, dichas esferas tienen 40 micrones de diámetro, las esferas al estar sometidas a presión se comportan como microbalones de goma, dando características adicionales a los laminados como flexibilidad superior, resisten a los químicos y a la temperatura, resistencia a los impactos, reduce el peso, se incrementa el aislamiento térmico, se consiguen laminados con un buen acabado superficial. Se consigue que la relación rigidez/peso sea de 200 a 300% mayor comparado que los laminados convencionales. Coremat es compatible con resinas epóxicas, poliéster, vinil ésteres, con procedimientos de moldeo manual. [39]

Tabla 11.- Propiedades de Coremat impregnado con resina poliéster

Propiedades de Coremat impregnado con resina poliéster	
Resistencia a la flexión	8,5 N/mm ²
Resistencia a la tracción	3,8 N/mm ²
Resistencia a la compresión	22 N/mm ²
Módulo de flexión	900 N/mm ²
Módulo de tracción	600 N/mm ²
Módulo de compresión	200 N/mm ²
Resistencia al corte	4,1 N/mm ²
Módulo de corte	68 N/mm ²

Fuente: [28]

1.2.22.2 Tipos de moldes

Para la obtención de piezas es necesario obtener un molde, dicho molde dependiendo su complejidad puede ser un molde simple o sofisticado, los moldes para materiales compuestos se clasifican dos grupos los cuales son: [38]

- Moldes Macho: Estos producen superficies pulidas en su cara interior
- Molde Hembra: Producen superficies lisas en su cara exterior.

1.2.22.3 Tratamiento de la superficie de moldes

Pulido: El pulido se debe realizar con una pasta abrasiva, puede ser mejor con una esponja en una pulidora de 1750 a 2800 rpm, esta operación debe repetirse hasta conseguir una superficie limpia.

Abrillantado: Es similar a la operación antes mencionada, pero con la diferencia que este proceso se debe realizar con un abrillantador y no con el mismo material abrasivo, tiene como objetivo eliminar de la superficie algún residuo de la pasta de pulido y darle a la superficie un brillo elevado.

Aplicación de desmoldantes: Para la obtención de la primera pieza es recomendable aplicar 3 capas de cera desmoldante con un intervalo de 6 horas. La cera debe aplicarse con un paño suave. [38]

1.2.23 Procesos de fabricación de materiales compuestos

Los procesos para la fabricación de materiales compuestos se dividen en función del molde los cuales son: proceso en molde abierto y molde cerrado. El momento de escoger el proceso más adecuado para la fabricación de un compuesto de deben tener en cuenta las siguientes consideraciones:

- La forma y geometría de la pieza a construir
- El tamaño del elemento
- El tipo de fibra y resina a utilizar
- Los requerimientos de las características mecánicas que debe tener
- El acabado superficial
- Cantidad de piezas que van a ser fabricados

➤ Costo [40]

1.2.23.1 Procesos en molde abierto

La característica que distingue a este proceso es que utiliza una única superficie de molde ya sea este positivo o negativo para producir estructuras laminares en fibras de refuerzo, este proceso también es conocido como moldeo por contacto o laminación por contacto. Los materiales como las fibras y las resinas se aplican en un molde por capas hasta obtener un espesor deseado, la ventaja de utilizar moldes abiertos es el costo ya que es necesario solo una parte del molde puede ser macho o hembra, pero su inconveniente es que la superficie que está en contacto con el molde sale con un buen acabado superficial mientras que otro lado queda rugoso, para dar forma a partes en molde abierto tenemos una clasificación entre las que destacan la aplicación manual y de moldeo por bolsa de vacío. [41]

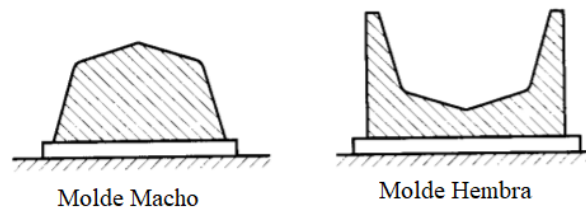


Figura 21.- Tipos de molde.

Fuente: [41]

1.2.23.2 Moldeo por aplicación manual

En esta técnica lo primero es aplicar el molde con un agente desmoldante, luego se aplica una fina capa de resina en la superficie después se colocan las fibras y se impregnan con resina y una brocha, posterior a esto se debe pasar un rodillo, pasar capas hasta lograr el espesor de diseño. El moldeo cura sin calor ni presión, el curado de la pieza se obtiene mediante un catalizador el cual debe ser agregado a la resina. [41]

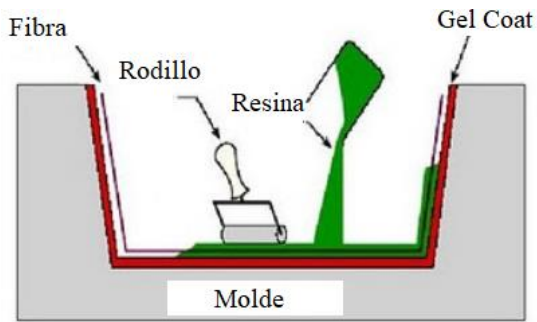


Figura 22.- Moldeo manual de materiales compuestos.

Fuente: [42]

1.2.23.3 Moldeo por bolsa de vacío

Denominado también como técnica de (vacuum bagging), este proceso se utiliza normalmente para compuestos que deben tener un alto rendimiento, los compuestos deben tener una relación fibra - resina bastante precisa, después que las fibras se humedecen con resina se cortan de la forma requerida y se colocan en el molde abierto, entonces se coloca la bolsa de vacío sobre los materiales compuestos todavía no curados. Después se elimina el aire y se utiliza la presión atmosférica para darle forma al laminado con el fin de eliminar el aire y el exceso de resina, es una técnica utilizada para conseguir piezas de muy buena resistencia. [43]



Figura 23.- Bomba de vacío.

Fuente: Autor

Materiales

Resinas: las más utilizadas para este proceso son las epóxicas y las fenólicas. Los esteres de vinilo y los poliésteres pueden llegar a tener un cierto problema debido a que extraen demasiado estireno de la resina por la acción de la bomba de vacío.

Fibras: Pueden ser fibras como vidrio, carbono, kevlar. [43]

1.2.23.4 Ventajas

- Se puede lograr componentes más fuertes y resistentes, gracias a que se puede lograr laminados con más cantidad de fibras.
- Contenidos menores de vacío
- La fibra alcanza una mejor humectación debido tanto a la presión como al flujo de resina en todas las fibras. [43]

El proceso tiene un costo adicional tanto en la mano de obra como los materiales para realizar el vacío, como por ejemplo la bolsa desechable. [43]



Figura 24.- Moldeado por proceso de bolsa de vacío.

Fuente: Autor

1.2.24 Ley de mezclas para materiales compuestos

La ley de mezclas es una técnica de homogeneización para un material compuesto es muy simple de aplicar, se utiliza para predecir propiedades elásticas de un material se expresa de la siguiente manera: [44]

$$E_1 = E_f V_f + E_m V_m \quad \text{Ec. (6)}$$

$$E_2 = \frac{E_f E_m}{E_f V_m + E_m V_f} \quad \text{Ec. (7)}$$

$$G_{12} = \frac{G_f G_m}{G_f V_m + G_m V_f} \quad \text{Ec. (8)}$$

$$G_f = \frac{E_f}{2(1 + \nu_f)} \quad \text{Ec. (9)}$$

$$G_m = \frac{E_m}{2(1 + \nu_m)} \quad \text{Ec. (10)}$$

$$V_{12} = \nu_f * V_f + \nu_m V_m \quad \text{Ec. (11)}$$

Cuando se trata de tejidos el módulo longitudinal es el mismo que el transversal, dichos módulos se representan de la siguiente manera:

$$E_1 = E_2 = V_f * \left(\frac{1}{2} E_f + \frac{3}{2} E_m \right) + E_m \quad \text{Ec. (12)}$$

$$G_{12} = \frac{E_m}{\frac{4\nu_f + 1}{3}} \quad \text{Ec. (13)}$$

$$V_{12} = \frac{G_{12}}{E_1} \quad \text{Ec. (14)}$$

Donde:

E_f = Modulo de elasticidad de la fibra

V_f = Volumen de a fibra

V_m = Volumen de la matriz

E_m = Modulo de elasticidad de la matriz

ν_f = Modulo de Poisson de la fibra

ν_m = Modulo de Poisson de la matriz

G_f = Modulo de corte de la fibra

G_m = Modulo de corte de la matriz

1.2.24.1 Bomba de vacío

Las bombas de vacío son maquinas las cuales se encargan de extraer moléculas de gas de un espacio sellado reduciendo la presión interna del sistema a valores por debajo de la atmosférica, este tipo de bombas son utilizadas en muchas industrias. En la actualidad existen bombas que trabajan con aceite y bombas que trabajan sin aceite. Las bombas que trabajan con aceite consiguen una mayor estanqueidad dentro de las cámaras con lo cual consiguen mayores niveles de diferencia de presión, estas bombas alcanzan niveles de vacío de hasta 0,5 mba. [45]

Tabla 12. - Detalles técnicos de la bomba de vacío utilizada

Detalles técnicos de la bomba de vacío utilizada	
Marca	VIOT
Modelo	VPES3
Voltaje	110V/60Hz
Desplazamiento de aire	1,3 L/s
Vacío Final	0,1 mba
Motor	¼ hp
Revoluciones del motor	1720 rpm
Capacidad de aceite	230 ml
Dimensiones	330*125*255 mm
Peso	8 kg

Fuente: [46]

1.2.25 Rotura de laminados

Los criterios de rotura usados para analizar materiales compuestos son ampliaciones de los usados con frecuencia para materiales isótropos, como son los de deformación máxima, tensión máxima, y los criterios cuadráticos, todos estos criterios son considerados empíricos, pero son consistentes con criterios y principios tanto matemáticos como mecánicos los cuales son muy necesarios para llevar a cabo un diseño de una manera correcta. Pueden determinarse las siguientes resistencias en una lámina ya sea esta unidireccional o tejido.

X = Resistencia a tracción longitudinal

X' = Resistencia a compresión longitudinal

Y = Resistencia a tracción transversal

Y' = Resistencia a compresión transversal

S = Resistencia a cortadura longitudinal

Utilizando estos datos se pueden determinar criterios de rotura bidimensional además de predecir la resistencia para una lámina ortótropa la cual trabaja en tensión o deformación combinada. [44]

1.2.25.1 Criterio de la máxima tensión

Se aplica al calcular la relación resistencia/ tensión, el signo determina si se trata de tracción o compresión. La relación de resistencia más baja entre las 3 ecuaciones utilizadas define o determina la rotura de la lámina. Una vez que se conoce las tensiones encada lamina se debe determinar cuál es la lámina más crítica. Para lo cual se debe determinar un factor de seguridad en cada lamina y tomar el valor mínimo el cual será el factor de seguridad del laminado, este criterio establece que la falla se produce cuando alguna componente de tensión llega al valor máximo uniaxial.

1.2.25.2 Criterio de la máxima deformación

Este criterio establece que el material falla cuando sobrepasa una deformación limite en cierta zona. El criterio de falla considera 3 condiciones como son la deformación máxima en la dirección de la fibra, en la dirección transversal y la deformación por corte.

1.2.25.3 Criterios de falla polinomiales

En este grupo de criterios no se distingue el tipo de falla ni la fase dominante de fractura, para estos criterios de falla es necesario determinar parámetros los cuales son obtenidos mediante la experimentación en un laboratorio, son necesarios datos de tracción y compresión uniaxial y en 2 direcciones además de pruebas de corte.

Criterio de falla Tsai – Wu

De acuerdo a investigaciones realizadas el criterio de máxima tensión y máxima deformación da resultados más confiables cuando se trata de fibras unidireccionales, mientras que para fibras tejidas lo más aconsejable es utilizar los criterios polinomiales, entre los cuales tenemos el criterio de Tsai – Wu.

Este criterio se basa en la teoría de deformación total, el cual es el tensor polinomial. Para el caso de materiales ortotrópicos la falla no ocurre si la condición se cumple:

$$F_{11} * (\sigma_1)^2 + F_{22}(\sigma_2)^2 + F_{66}(\tau_{12})^2 + F_1\sigma_1 + F_2\sigma_2 + F_{12} * \sigma_1 * \sigma_2 \leq 1$$

$$F_{11} = \frac{1}{\sigma_{1T} * \sigma_{1C}}$$

$$F_{22} = \frac{1}{\sigma_{2T} * \sigma_{2C}}$$

$$F_1 = \frac{1}{\sigma_{1T}} - \frac{1}{\sigma_{1C}}$$

$$F_2 = \frac{1}{\sigma_{2T}} - \frac{1}{\sigma_{2C}}$$

$$F_{66} = \frac{1}{\tau_{12}^2}$$

$$F_{12} = -\frac{1}{2} * \sqrt{F_{11} * F_{22}}$$

Donde:

σ_{1T} = Resistencia longitudinal a la tracción

σ_{1C} = Resistencia longitudinal a la compresión

σ_{2T} = Resistencia transversal a la tracción

σ_{2C} = Resistencia transversal a la compresión

τ_{12F} = Resistencia al corte en el plano XY.

Esta teoría interacciona con los componentes de esfuerzo, además distingue la tracción de la compresión. [44]

1.2.26 Ensayos Destructivos de Materiales compuestos

El momento que los ingenieros diseñan equipos o estructuras, deben especificar las propiedades físicas que deben tener los materiales, los ensayos destructivos son necesarios para verificar que los materiales cumplan con las especificaciones para el diseño. El proceso consiste en ensayar un numero establecido de probetas con cierta cantidad de pruebas dependiendo el ensayo que se requiere hacer. A nivel mundial existe gran cantidad de institutos normalizadores como son: ISO (Organización Internacional de Normalización), ASME (Sociedad Americana de Ingenieros Mecánicos), ASTM (Asociación Americana de Ensayo de Materiales), INEN (Instituto Ecuatoriano de Normalizacion), entre otros. La Sociedad Americana para ensayos y Materiales (ASTM ha desarrollado normas para ensayar materiales compuestos. [47], [48]

1.2.26.1 Ensayo de flexión a tres puntos

Es un tipo de ensayo utilizado para control de calidad y especificar el material. Utilizado también para determinar la resistencia de fibras exteriores y el módulo de Young de materiales compuestos tanto homogéneos como poliméricos. La probeta debe cargarse hasta que esta se rompa puede ser a tracción o compresión, alcanzando la deformación máxima en las fibras exteriores. [40]

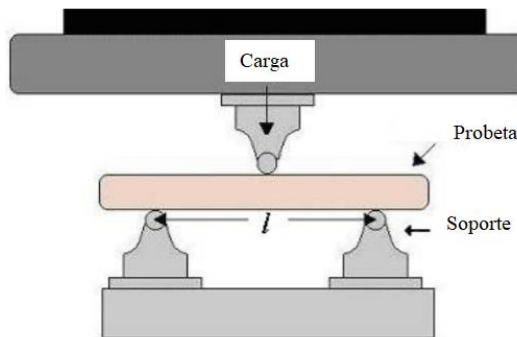


Figura 25.- Ensayo de Flexión de tres puntos.

Fuente: [40]

1.2.27 Análisis por elementos finitos

Los componentes tales como barras simples o vigas se pueden analizar con facilidad utilizando métodos simples o básicos que tiene la mecánica, pero cuando se trata de piezas o componentes reales no es tan sencillo analizar con los métodos tradicionales, para lo cual el diseñador debe optar por el análisis de elemento finitos. (FEA), tanto la teoría como sus aplicaciones matemáticas son bastante amplias, existe una variedad de paquetes de software que se encuentran disponibles entre los cuales tenemos: ANSYS, NASTRAN, ALGOR, CATIA, etc. Entre las aplicaciones del FEA tenemos: para análisis dinámico y estático, lineal no lineal, esfuerzos, vibraciones, transferencia de calor, acústica, magnetismo, dinámica de fluidos, análisis de tuberías, etc. [49]

1.2.27.1 Método de elementos finitos

El método del elemento finito es una técnica numérica la cual convierte el dominio de una estructura continua en valores discretos, por lo cual los errores son inevitables, estos errores son:

Errores computacionales: Son errores provenientes de los cálculos de la computadora y de las formulaciones de los esquemas de la integración numérica que se utilizan. [49]

Errores de conversión discreta: La geometría y los desplazamientos de un objeto real varían continuamente, al usar un número finito de elementos para modelar una pieza introduce errores, al igualar la geometría y distribución del desplazamiento debido a ciertas limitaciones matemáticas de los elementos. [49]

Discretización

El método de elementos finitos se basa en transformar un objeto de naturaleza continua en un modelo discreto aproximado, a esta transformación se le llama discretización del modelo. [50]

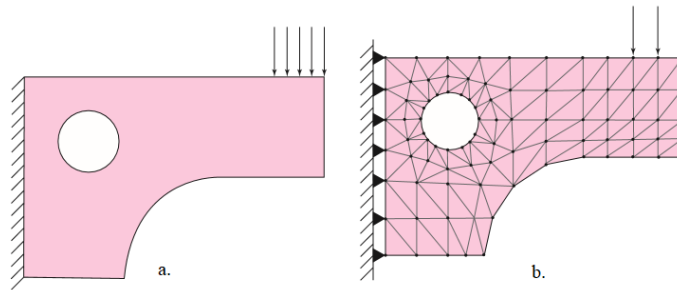


Figura 26.- Discretización. a). modelo idealizado y b) el modelo de elemento finito.

Fuente: [49]

Generación de la malla

A la red de elementos y nodos que discretizan una cierta región se denomina malla, la densidad de la malla aumenta cuando se incrementa el número de elementos que contienen una región dada, se puede dar un refinamiento de malla lo cual modifica el número de elementos de un modelo esto con la finalidad de conseguir resultados más precisos. [49]

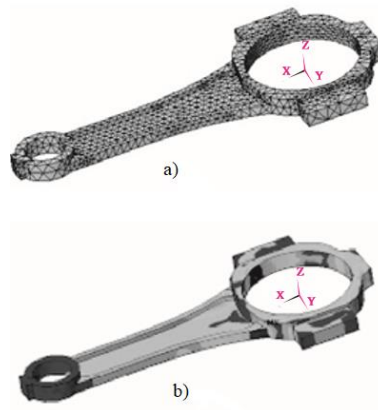


Figura 27.- a). modelo mallada y b). modelo original.

Fuente: [49]

1.2.27.2 Pasos para calcular en un programa de elementos finitos.

Los programas de este tipo disponen de 3 módulos para trabajar:

Pre- procesador: en esta parte se diseña el modelo y se realizan las siguientes operaciones:

- Dibujo del modelo o importación dado el caso que se haya hecho en otro software compatible.
- Seleccionar el elemento o elementos a emplear, dado el tipo de cálculo se seleccionan el tipo de elemento.
- Selección de los materiales a emplear, ya sea que sean seleccionados de la librería o puede ser definido por el usuario, se puede seleccionar materiales isotrópicos o anisotrópicos.
- Asignación del elemento y las propiedades de los materiales para los componentes del modelo a analizar
- Mallado del modelo
- Aplicación de las cargas
- Aplicación de las condiciones de frontera del moldeo. [50]

Calculator: En este módulo del programa realiza los cálculos del MEF generando las soluciones, los pasos que siguen son:

- Seleccionar el tipo de cálculo que se requiere realizar
- Configurar los parámetros para el cálculo, intervalos de tiempo, errores, número de iteraciones.
- Inicia el cálculo, el programa comienza a transferir las cargas al modelo, genera las matrices, resuelve las ecuaciones y nos da la solución. [50]

Post- procesador: En esta parte se puede visualizar una representación gráfica de la solución. [50]

1.2.28 Dinámica de Fluidos Computacional

Es una rama de la mecánica de fluidos, consiste en utilizar computadores y empleo de técnicas numéricas para resolver problemas físicos donde interviene el movimiento de fluidos, en ocasiones transferencia de calor, arrastre de sólidos, reacciones químicas, etc. La dinámica de fluidos comprende una amplia área de disciplinas científicas entre las que tenemos las ciencias físicas, matemáticas, programación y la ingeniería, soluciona ecuaciones de continuidad, momento y energía a través de métodos numéricos. [51]

1.2.28.1 Ecuaciones de Navier – Stokes

Estas ecuaciones son la base para la dinámica de fluidos computacional, están incluyen las leyes de conservación de la masa, la cantidad de movimiento y la energía de un flujo, las cuales constituyen un sistema acoplado de ecuaciones. Son ecuaciones diferenciales parciales sub especificadas, lo cual involucra que se requiere correlaciones de cierre semi empíricas para poder dar una solución. Las ecuaciones Navier – Stokes son:

- Ecuación de continuidad o conservación de la masa
- Ecuación de momento o de cantidad de movimiento
- Ecuación de conservación de la energía

Las ecuaciones quedan de la siguiente manera:

Ecuación de continuidad

$$\frac{Dp}{Dt} + p \frac{\partial U_i}{\partial X_i} = 0$$

Ecuación de movimiento

$$p \frac{\partial U_j}{\partial t} + p U_i \frac{\partial U_j}{\partial X_i} = - \frac{\partial P}{\partial X_j} - \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial X_i} + p g_i$$

Donde:

$$\tau_{ij} = -u \left(\frac{\partial U_j}{\partial X_i} + \frac{\partial U_i}{\partial X_j} \right) + \frac{2}{3} \delta_{ij} u \frac{\partial U_k}{\partial X_k}$$

Ecuación de energía

$$p c_u \frac{\partial T}{\partial t} + p c_u U_i \frac{\partial T}{\partial X_i} = -P \frac{\partial U_i}{\partial X_i} + \lambda \frac{\partial^2 T}{\partial X_i^2} - \tau_{ij} \frac{\partial U_j}{\partial X_i}$$

El primer término representa que la energía local cambia en el tiempo, el segundo es un término convectivo, el tercero representa el trabajo de presión, seguido del término de difusión de calor y finalmente tenemos la transferencia de energía mecánica en calor la cual irreversible. [52]

1.2.28.2 Métodos de Discretización

Existen diferentes métodos de discretización siendo los más conocidos el de diferencias finitas (FDM) y el de elementos finitos (FEM), también tenemos el método de volúmenes finitos (MVF).

➤ Método de volúmenes finitos

Es el método más empleado para la resolución de flujos que tienen geometrías complejas, es utilizado para volúmenes de control. Este método se basa en la discretización directa de las ecuaciones de conservación de la masa, momento y energía, para ciertas condiciones este método es equivalente al método de diferencias finitas. [52]

1.2.29 Modelos de Turbulencia

La turbulencia tiene un fuerte impacto en el transporte de masa, momento y calor, por lo cual los modelos de turbulencia son importantes en situaciones en las cuales es de importancia predecir cómo se comportan en el transporte y dispersión de partículas, esto se da como cierre a las ecuaciones de Navier – Stokes. Los principales modelos de turbulencia se clasifican en:

➤ Simulación Numérica Directa (DNS)

Discretiza las ecuaciones instantáneas que gobiernan el movimiento del flujo, esta alternativa es válida tanto para flujo laminar como para flujo turbulento, se limita a flujos con Reynolds bajos y configuraciones sencillas.

➤ Simulación de grandes escalas (LES)

Requiere de medios de computación bastante considerables debido a los altos tiempos de cálculo tridimensional y temporal, este método aproxima los efectos de grandes escalas a pequeñas escalas de turbulencia.

➤ Ecuaciones promediadas o modelos de turbulencia

Es muy utilizada para el sector industrial, tiene una aproximación para la turbulencia sea estacionaria, es decir para que las propiedades no cambien con el tiempo las cuales son determinadas por las condiciones de frontera, esta técnica promedia las escalas

espaciales y temporales de fluctuaciones turbulentas, para esta simulación se requiere modelos de turbulencia para poder cerrar el sistema, esta alternativa resulta de menor costo computacional comparado con la DNS y la LES.

Para la simulación numérica el primer paso es la selección y discretización del sistema en los subdominios, esto se logra aplicando las ecuaciones que gobiernan el movimiento del fluido en los famosos subdominios dando como resultado un sistema de ecuaciones cuasi – algebraicas, luego es necesario ingresar las condiciones de borde o frontera para posterior a esto dar una solución a las ecuaciones cuasi – algebraicas y por ultimo dar un tratamiento y análisis a los resultados numéricos. [53]

1.2.29.1 Modelo de turbulencia Spalart – Allmaras (SA)

Este modelo fue propuesto para aplicaciones aeronáuticas, tiene un buen desempeño para para calcular flujos externos dando buenos resultados para flujos que tienen un gradiente de presión adverso. El modelo Spalart – Allmaras soluciona una ecuación de transporte moderada para viscosidad cinemática turbulenta, en la ecuación original trabaja con un bajo número de Reynolds, donde se aplica a paredes sin la necesidad de la utilización de funciones de pared. Para que el modelo de turbulencia este completo es necesario poner las condiciones de frontera o iniciales. [54]

1.2.30 Algoritmos de acople presión – velocidad

El algoritmo presión – velocidad utiliza la ecuación de conservación de momento para derivar una condición adicional para la presión, con esto se replantea la ecuación de continuidad logrando que el solucionador basado en la presión resuelva el problema de flujo de manera acoplada o segregada. Ansys Fluent ofrece 4 opciones de algoritmo velocidad – presión los cuales son: Simple, Simple C, Piso, Coupled, [55]

Simple: este algoritmo utiliza una relación para las correcciones de velocidad – presión, la cual sirve para imponer la conservación de la masa y poder obtener un campo de presión, este algoritmo es utilizado para resolver flujos estacionarios y no tan complejos.

Simple C: Similar al algoritmo anterior, la diferencia radica en la expresión que utiliza para la corrección de la masa de flujo. Sirve para reducir la dificultad de convergencia

asociada con la malla cuando están son muy distorsionadas, se utiliza para flujos estacionarios y flujos donde implica el estudio de turbulencia.

Piso: Este algoritmo viene de la familia del algoritmo simple, realiza dos correcciones adicionales: corrección de valores en las celdas contiguas, corrección de asimetría en las celdas contiguas. Se utiliza para flujos transitorios donde los pasos de tiempo son muy grandes.

1.3 OBJETIVOS

1.3.1 Objetivo General:

- Construir el componente WING TIP – FAIRING ASSY aplicando técnicas de ingeniería inversa y utilizando materiales alternativos para la flota de Aeronaves de las Fuerzas Armadas.

1.3.2 Objetivos Específicos:

- Establecer los parámetros y requerimientos del componente WING TIP – FAIRING ASSY aplicando herramientas de ingeniería inversa para fabricar el componente.
- Manufacturar el componente que cumpla con los parámetros de funcionamiento, aplicando el proceso de fabricación establecido.
- Evaluar el componente mediante la simulación en software y/o pruebas físicas para verificar su funcionalidad y pueda ser utilizado en la flota de aeronaves de las Fuerzas Armadas.

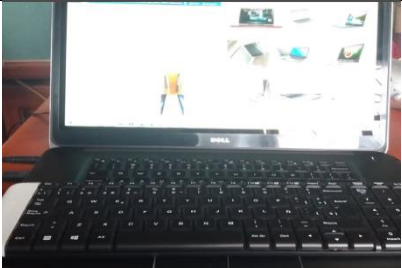


2 CAPITULO II.- METODOLOGÍA

En este capítulo se realiza una descripción detallada de todos los materiales, equipos, herramientas y la metodología utilizada para el desarrollo del presente proyecto técnico. Para lo cual se especifican los tipos de resinas y fibras utilizadas, así como también sus respectivas propiedades también se indica el proceso de fabricación utilizado para la construcción tanto del molde del Wing Tip – Fairing Assy como sus respectivas probetas.

2.1 Materiales y equipos






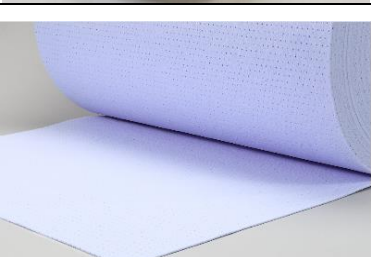
Son los medios físicos utilizados para el desarrollo del presente proyecto técnico.


Tabla 13.- Descripción de materiales, equipos y herramientas utilizados.

Materiales y equipos		
Computador	Es el equipo que más se utilizó en la elaboración del presente proyecto.	
Calibrador, micrómetro, flexómetro, regla, cinta métrica	Estas herramientas se utilizaron para la medición tanto de longitud, ancho, alto, espesor, diámetro de agujeros para sujeción del componente.	
Balanza electrónica	Utilizada para determinar la masa de un determinado objeto.	

Papel milimetrado	Utilizado para trazar el perfil aerodinámico y poder tomar medidas.	
Cinta adhesiva	Utilizado para fijar el papel milimetrado para poder trazar el perfil aerodinámico	
Marcadores	Se utilizó para trazar el perfil alar y señalar ciertas referencias.	
Plancha MDF	Se utilizó un tablero para que sirva como mesa y poder pegar las hojas milimetrada.	
Vidrio	Utilizado para poner encima de las hojas milimetrada el momento de hacer coincidir con las galgas de comparación con la finalidad que la pieza no tenga defectos	
Tabla triplex	Para la elaboración de las galgas de comparación.	
Masilla plástica Mustang	Para dar un correcto conformado de las galgas de calibración	

Pintura Poliuretano	Utilizada para pintar la pieza antes de sacar un molde definitivo.	
Plastilina	Se utilizó para dar una perspectiva del perfil para las galgas	
Sierra caladora manual	Utilizada para cortar los perfiles de las galgas de comparación	
Cera de pisos	Se utilizó cera para que la masilla no se pegue el momento de conformar los perfiles de las galgas.	
Espátula	Sirve para masillar y conformar ciertas partes	
Escuadras 90 °	Se utilizan para coger un ángulo de 90 ° entre dos superficies.	
Prensas	Son usadas para ajustar una parte y fijar para que esta no tenga movimiento.	

Breather	Es un material de respiración, sangrado, Permite la salida de la resina excedente.	
Release Film	Es una especie de película la cual esta perforada, esta evita la adherencia del breather a la pieza, permitiendo la salida de resina excedente, además permite controlar el paso de aire.	
Peel Ply	Es una lámina de desprendimiento, permite determinar la rugosidad superficial adecuada en uniones pegadas.	
Vacuum Bagging Film	Es la bolsa para el vacío, está hecha de nylon en el orden de 50 micrones, es elástica para mejorar la calidad superficial. En esta van todos los materiales para empaque y laminado.	
Yellow Sealant Tape	Es una cinta selladora la cual está diseñada para sellar las bolsas de vacío	
Coremat	Tela no tejida de fibra de poliéster. Se utiliza para dar refuerzo a los moldes, aumentando la rigidez, disminuyendo el peso y dando un excelente acabado superficial.	

Bomba de vacío	Se utiliza para generar un vacío parcial en una bolsa sellada en la cual se extrae moléculas de aire de dicha bolsa.	
----------------	--	---

Resinas: Las resinas utilizadas en este proyecto son: resina poliéster, epóxica y gel coat.

2.1.1 Resina Poliéster

La resina utilizada como matriz para la construcción de las primeras piezas previo a la obtención del molde del componente Wing Tip es una resina poliéster comercializada por la empresa Quivensa bajo el nombre Polylite 33206-15, es una resina no saturada con baja viscosidad y reactividad media, tiene muy buena humectación cuando se trabaja con fibra de vidrio, el gelado y curado de esta resina puede realizarse a temperatura ambiente con la adición de peróxido de metil al 50%. Se puede aplicar para piezas reforzadas con fibra de vidrio, para fabricar partes de autos además se puede utilizar para procesos de conformado manual o por aspersión. El anexo 1 presenta una descripción detallada de la resina utilizada.

2.1.2 Resina Epóxica

Para la construcción de los componentes Wing Tip - Fairing Assy se recomienda utilizar resina epóxica de la empresa AEROPOXY, conocido con el nombre comercial de PR2032. Es una resina de viscosidad media con un color ámbar claro, ideal para aplicaciones de producción estructural. Para el curado se utiliza un endurecedor PH3660, la resina tiene una vida útil de 1 hora una vez que se ha administrado el endurecedor. Esta resina da una excelente humectación en las fibras de vidrio, aramida y carbono, esta resina tiene un curado a temperatura ambiente, además cumple con los requerimientos actuales de OSHA lo cual garantiza que su uso se seguro. Es una resina recomendada para la construcción de partes de aviones. La proporción adecuada de esta resina es 100: 27 en peso, y de 3 a 1 en volumen. El anexo 2 presenta una descripción detallada del producto utilizado y del agente utilizado para el curado.

2.1.3 Gelcoat

Para la construcción del molde se utilizó un Gelcoat comercializado por la empresa Quivensa con el nombre de CENTERGEL GO-802-00, es de un color gris intermedio, además de tener un buen poder para cubrir y excelente flexibilidad, buen desempeño de la película y una porosidad nula. Se utiliza para requerimientos donde la resistencia a diferentes factores sea bastante superior a los gelcoats comunes, tiene una buena capacidad para lijar lo cual lo hace un producto ideal para piezas que van a ser pintadas y sometidas a un horneado. Para el curado se utiliza Mek Peróxido. El anexo 3 presenta una descripción detallada de la resina utilizada.

Fibras: Las fibras utilizadas para el desarrollo del presente proyecto son: fibra de vidrio, carbono y kevlar (aramida).

2.1.4 Fibra de vidrio

La fibra de vidrio de los talleres de la presenta las siguientes características:

Tiene un color blanco semitransparente, con un tejido horizontal vertical de $0^\circ - 90^\circ$, el tejido esta tramado en forma de tela, pequeñas cuerdas que casi no se perciben con el ojo humano conforman hebras, además no tiene ningún olor y es muy sedoso al tacto. Para la manipulación se debe usar equipo de protección ya que al contacto directo con la piel produce picazón.

2.1.5 Fibra de carbono

La fibra de carbono de los talleres de la CIDFAE presenta las siguientes características:

Se presenta en color negro con un tejido de $0^\circ - 90^\circ$ horizontal y vertical, es muy sedosa al tacto, el tramado viene dado en forma de tela cuyas cuerdas bastante pequeñas forman las hebras, no presenta ningún olor.

2.1.6 Fibra de Aramida

La fibra de carbono de los talleres de la CIDFAE presenta las siguientes características:

Tiene un color amarillo con un tejido de $0^\circ - 90^\circ$ horizontal y vertical, es muy sedosa al tacto, el tramado viene dado en forma de tela cuyas cuerdas bastante pequeñas forman las hebras, no presenta ningún olor.

2.2 Métodos

El presente proyecto técnico consta de varias etapas, las cuales están relacionadas entre sí por lo cual es necesario ejecutar cada método de manera correcta.

➤ Estudios Preliminares

La recopilación de información en investigaciones anteriores en lo que respecta a simulaciones de winglets y el efecto que este tiene al instalar a los aviones, permite saber los pasos a seguir para definir estados de carga y condiciones de vuelo y conocer el efecto que produce en un avión y los esfuerzos a los que esté sometido dicho componente.

➤ Modelos de análisis

El componente a estudiar se simulará en un modelo tridimensional el cual se obtendrá de un escaneo en 3D de la pieza original, permitiendo simular las condiciones reales de vuelo en un software de elementos finitos con una configuración de material, evaluando los esfuerzos generados en el componente, el modo de fallo para un material compuesto, un factor de seguridad, establecido por La Administración General de Aviación de los Estados Unidos.

➤ Modelo Matemático

Este modelo involucra obtener ecuaciones mediante hipótesis basadas en el comportamiento aerodinámico, que permita predecir el comportamiento del componente durante el vuelo.

➤ Análisis de Resultados

Comparar y discutir los resultados obtenidos mediante el uso de un software de simulación, lo cual permitirá validar la metodología utilizada.

2.2.1 Tipo de investigación

➤ Bibliográfico

El trabajo elaborado es de tipo bibliográfico, debido a que es necesario recopilar información que nos permita conocer la utilidad, parámetros de servicio, conceptos de funcionalidad, especificaciones para la construcción y ventajas para el desarrollo del tema expuesto.

➤ Descriptivo

La investigación es de tipo descriptivo ya que describe el proceso de análisis del componente Wing Tip – Fairing Assy mediante el método de elementos finitos, con lo cual se logra establecer un espesor adecuado para el componente y obtener ciertos parámetros de vuelo.

➤ Experimental

El proyecto utiliza la investigación experimental, ya que es necesario escoger la mejor configuración de las fibras sintéticas, además de determinar un espesor, el cual debe cumplir con las condiciones de diseño en un estado de vuelo en crucero.

➤ De campo

En el trabajo se utilizó la investigación de campo, ya que fue necesario observar el componente original y realizar ciertas preguntas a los técnicos con la finalidad de obtener información como los modos de fallo más comunes y en qué condiciones se dan, la sujeción del componente al ala del avión y su funcionamiento.

2.2.2 Plan de recolección de la información

La recolección de la información se realizará de fuentes bibliográficas referentes al tema en estudio tales como: libros, tesis, artículos técnicos y sitios web, así también una encuesta de forma directa a los técnicos de la CIDFAE, todo esto con la finalidad de obtener la mayor cantidad posible de información, para la comprensión de conceptos y determinación de parámetros necesarios para la simulación del componente durante el

vuelo, así como también para determinar el camino más viable para la construcción de un molde y posterior la fabricación de los componentes.

El plan de recolección de información se centra en la obtención de resultados los cuales se consiguen a partir de simulaciones con el método de elementos finitos, lo cual ayudara a seleccionar un material/ les y sus respectivas configuraciones que cumpla con los requerimientos y especificaciones de vuelo para su posterior construcción e implementación en los aviones de la Fuerza Aérea Ecuatoriana Super Tucano o Embraer EMB 314. También se realizará observaciones directas al componente para analizar sus fallos más comunes. Todos los datos se registrarán para un análisis posterior y una comparación utilizando el método de elementos finitos.

2.2.3 Recolección de la información preliminar

Es esta parte se detallará todos los parámetros iniciales que tiene el componente original Wing Tip- Fairing Assy del ala derecha.

2.2.3.1 Descripción del componente original Wing Tip – Fairing Assy del ala derecha

El componente Wing Tip – Fairing Assy se utiliza en los aviones Super Tucano de la Fuerza Aérea Ecuatoriana, es una punta de ala el cual ayuda a reducir la resistencia inducida durante un vuelo. La punta de ala en estudio es del ala derecha de la aeronave. Es un perfil asimétrico por lo cual es utilizado en bajas velocidades y está limitado para vuelos supersónicos.



Figura 28.- Componente original Wing Tip – Fairing Assy del ala derecha.

Fuente: Autor.

2.2.3.2 Sujeción del componente Wing Tip – Fairing Assy al ala del avión

El componente esta sujetado al ala por medio de una ceja que sale de dicha ala utiliza pernos de aviación para sujetar, utiliza 26 pernos, de cada lado 13 en el extradós y 13 en el intradós, cada agujero tiene un diámetro de 5,2 mm. Los agujeros se encuentran a 11 mm de la base. Siendo la parte de los agujeros del componente la que más está expuesto a grandes esfuerzos. Además, tiene dos cavidades en la parte de arriba en estas cavidades están instalados dos sistemas de iluminación.

Tabla 14.- Características técnicas del componente original Wing Tip - Fairing Assy.

Características técnicas del componente Wing Tip - Fairing Assy	
Marca	Embraer
Color	negro
Peso	1,25 kg
Espesor	2,7 mm
Material	Fibra de vidrio
Costo	\$ 11778,04

Fuente: Autor.

Tabla 15.- Características aerodinámicas del componente Wing Tip - Fairing Assy.

Características aerodinámicas del componente Wing Tip - Fairing Assy	
Extradós	1085,09mm
Intradós	1077,78 mm
Cuerda aerodinámica	1062.22 mm
Espesor máximo	132,67 mm

Fuente: Autor.

2.2.3.3 Proceso de elaboración del molde

Para la elaboración del molde se tomó como referencia el modelo del componente original, sacando una primera pieza (hembra), a partir de la primera pieza se sacó una segunda (macho) la cual tuvo que ser rectificada con masilla hasta lograr el perfil y modelo exacto al original para posteriormente ser pintada con poliuretano para mejorar la calidad superficial, las piezas están construidas con fibra de vidrio y resina poliéster. A partir de la pieza pintada se obtuvo el molde original, este está construido con fibra de vidrio, gel coat y refuerzos de coremat en los laterales. A continuación, se detalla el proceso de obtención del molde:

Selección del material. – Para la construcción de las primeras piezas de punta de ala previo a la obtención del molde se seleccionó fibra de vidrio y resina poliéster, se seleccionó este tipo de material ya que las primeras piezas no requieren tener propiedades de alto desempeño, solo servirán para la obtención de un molde definitivo.

Cálculo del consumo de fibra de vidrio y resina a utilizar. – Para saber el área de fibra de vidrio necesario para cada capa, se realizó una medición con el software del modelo original, con el objetivo de tener un valor de área.

Tabla 16.- Área aproximada de la punta de ala original.

Área aproximada del componente Wing Tip	
Área del extradós	274954,27 mm ²
Área del intradós	233215,88 mm ²
Área Total	508170,15 mm ²

Fuente: Autor.

El área total de la pieza es de 508170,15 mm², pero se debe considerar unos 5 cm de fibra adicionales a los lados de la pieza para lo cual se debe sumar 108143,5 mm². Con lo cual se tiene un área a considerar de 616313,65 mm².

La pieza a realizar tendrá un espesor de 2 mm con lo cual hallamos el volumen total de nuestro modelo. Para lo cual vamos a ingresar todos los valores en cm.

$$V = A \text{ total} * 0,2 \text{ cm}$$

$$V = 6163,13 \text{ cm}^2 * 0,2 \text{ cm}$$

$$V = 1232,62 \text{ cm}^3$$

Ahora calculamos el volumen de la resina, para lo cual se trabajará con una proporción 60/40 = resina/ fibra.

$$V \text{ resina} = V * 0,7$$

$$V \text{ resina} = 1232,62 \text{ cm}^3 * 0,6$$

$$V \text{ resina} = 739,57 \text{ cm}^3$$

La masa de resina sabiendo que su densidad es de $\rho = 1,14 \text{ gr/cm}^3$

$$m \text{ resina} = V \text{ resina} * \rho$$

$$m \text{ resina} = 739,57 \text{ cm}^3 * 1,14 \text{ gr/cm}^3$$

$$m \text{ resina} = 843,10 \text{ gr}$$

Ahora calculamos el volumen de Meck peróxido para el curado de la misma, un valor aconsejado es de 1 – 2% con respecto del volumen de la resina

$$V \text{ meck} = V \text{ resina} * 0,02$$

$$V \text{ meck} = 739,57 \text{ cm}^3 * 0,02$$

$$V \text{ meck} = 21,6 \text{ cm}^3$$

El volumen de la fibra de vidrio

$$V \text{ fibra de vidrio} = V * 0,4$$

$$V \text{ fibra de vidrio} = 1232,62 \text{ cm}^3 * 0,4$$

$$V \text{ fibra de vidrio} = 493,04 \text{ cm}^3$$

Por último, calculamos la masa de fibra de vidrio necesaria para las 2 capas sabiendo que la densidad de la fibra de vidrio es $\rho = 2,4 \text{ gr/cm}^3$

$$m \text{ fibra de vidrio} = V \text{ fibra de vidrio} * \rho$$

$$m \text{ fibra de vidrio} = 493,04 \text{ cm}^3 * 2,4 \text{ gr/cm}^3$$

$$m \text{ fibra de vidrio} = 1183,31 \text{ gr}$$

Donde:

$V = \text{Volumen total a cubrir}$

$A \text{ total} = \text{Área total de la pieza}$

$V \text{ resina} = \text{Volumen de resina}$

$m_{resina} = masa\ de\ resina$

$\rho = Densidad$

$V_{meck} = Volumen\ del\ catalizador\ para\ la\ resina$

$V_{fibra\ de\ vidrio} = Volumen\ de\ fibra\ de\ vidrio$

$m_{fibra\ de\ vidrio} = masa\ de\ fibra\ de\ vidrio$

Tabla 17.- Consumo de fibra de vidrio y resina Poliéster (2 Piezas).

Consumo de fibra de vidrio y resina Poliéster (2 Piezas)	
Volumen resina	1479,14 cm^3
masa resina	1686,21 g
Volumen fibra de vidrio	986,08 cm^3
masa fibra de vidrio	2336,62 g
volumen Meck peróxido	43,2 cm^3

Fuente: Autor.

Procedimiento para la elaboración de las piezas previo a la obtención del molde

- Partir de la pieza original de la punta de ala, esta pieza trabajara como molde macho, para lo cual como primer paso debemos calcular un valor aproximado de la cantidad de fibra de vidrio, resina y Meck peróxido a utilizar.
- Cubrir toda la pieza con cinta adhesiva esto con el objetivo de no dañar la superficie de la pieza original, encima de la cinta pasamos 3 manos de cera de pisos antes de aplicar la primera capa de resina esto con el objetivo que el desmoldeo se facilite.



Figura 29.- Pieza original recubierta con cinta adhesiva (molde macho).

Fuente: Autor.

- Realizar los cortes de la fibra de vidrio para las dos capas, preparamos la resina poliéster con la cantidad de Meck peróxido calculado.
- Pasar la primera capa de resina con una brocha y después la fibra de vidrio, vamos dando la figura con una brocha, antes de pasar la segunda capa.
- Una vez pasado resina la segunda capa de fibra de vidrio dejamos curar un tiempo de 24 horas a temperatura ambiente.



Figura 30.- Pieza con dos capas de fibra de vidrio y resina.

Fuente: Autor.

En la figura 31 se puede apreciar la primera pieza, la cual aún no está desmoldeada de la pieza original, además se construye como un molde hembra.

- Una vez dejado secar desmoldamos la primera pieza, cabe mencionar que la primera pieza sale como un molde hembra.



Figura 31. – Primera pieza obtenida (molde hembra).

Fuente: Autor.

En la figura 32 se puede ver la primera pieza obtenida, la cual tiene un acabado superficial malo, es por esto que es necesario sacar una segunda pieza, partiendo de esta como molde, cabe mencionar que este va a trabajar como molde hembra.

- Construir la segunda pieza partiendo de la primera pieza obtenida esta primera pieza trabajara como molde hembra, pasamos cera para el desmoldeo, y empezamos poniendo tanto la fibra como la resina y repetimos el proceso utilizado para la obtención de la primera pieza.



Figura 32.- Conformado de la segunda pieza a partir de la primera pieza.

Fuente: Autor.

- Obtenemos la segunda pieza, pero como se puede apreciar esta todavía tiene un acabado superficial malo, no es adecuada todavía para sacar un molde, es por esto que la segunda pieza es necesario masillar las fallas, rectificar el perfil aerodinámico con respecto al original y pintar para dar un acabado superficial perfecto.







Figura 33.- Segunda pieza obtenida a partir de la primera.






Fuente: Autor.





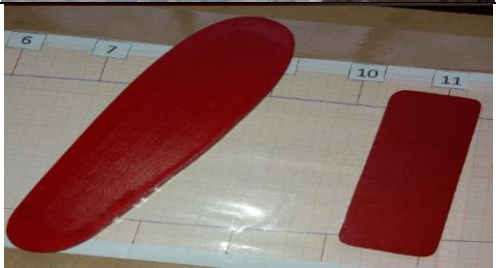

Proceso de obtención de los patrones de medida para corregir la segunda pieza

Es necesario rectificar las dimensiones geométricas de la punta de ala, antes de construir el molde, ya que es una pieza que va a ser utilizada en un avión y debe tener dimensiones exactas para lograr así un buen desempeño.

Tabla 18.- Proceso de obtención de los patrones de medida para corregir la segunda pieza.







Proceso de obtención de los patrones de medida para corregir la segunda pieza		
1	<p>En una hoja milimetrada trazar el perfil aerodinámico de la pieza original, y partiendo desde la punta delantera marcar líneas a cada 5 cm todo el perfil aerodinámico, además de eso enumerar las líneas. Luego con la cinta adhesiva le cubrir las hojas para no manchar estas. Todo esto realizar encima de un vidrio para tener una superficie buena.</p>	
2	<p>Pegar cinta adhesiva sobre la pieza y con plastilina sacar el perfil que debe tener cada 5 cm.</p>	
3	<p>Una vez obtenido los perfiles, estos se pasan a una tabla triplex, para rayar el perfil y cortar con una sierra caladora manual.</p>	
4	<p>Cuando se tiene el perfil cortado, poner en la parte donde debe ir y cuadrar hasta que entre, si no entra es necesario lijar.</p>	

5	<p>Pegar cinta adhesiva encima del perfil y sobre esta pasar una mano de cera de pisos. Para que la masilla no se pegue sobre el borde de ataque.</p>	
6	<p>Una vez realizado los pasos anteriores, se debe poner el perfil donde debe ir y con la ayuda de u prensas y escuadras coger está a 90 grados exactos de cada lado</p>	
7	<p>Preparar la masilla plástica Mustang, a esta se debe agregar el catalizador marca unidas.</p>	
8	<p>Rectificar todo el perfil con la masilla</p>	
9	<p>Repetir el proceso para los 21 perfiles que tiene la punta de ala</p>	
10	<p>Una vez realizado los 21 perfiles, lijar y volver a repetir los procesos anteriores pero esta vez sin la cinta adhesiva sobre la pieza solo pasando cera de pisos sobre esta para que la masilla no se pegue.</p>	

11	Una vez realizado nuevamente los procesos anteriores y luego de haber rectificado todos los perfiles, lijar, comprobar cada uno que calce exactamente, cortar unos pedazos de madera a 90 grados para pegarlos a los extremos de los perfiles.	
12	Pegar los pedazos de madera con goma en los perfiles de triplex comprando que estén a 90 grados, pintar y enumerar los 21 perfiles.	
13	Medir con un calibrador el espesor de las cavidades que tiene la pieza original y con plastilina sacar el perfil de estas cavidades para su posterior trazado y corte	
14	Una vez cortado las dos partes, probar uno por uno que calce exacto, mientras que el espesor ir lijando poco a poco con una lijadora manual hasta hacer coincidir el espesor exacto que debe tener.	
15	Una vez realizado Los procesos anteriores pintar los dos pedazos de las cavidades. La pieza ovalada debe tener 11.9 mm, mientras que la rectangular tiene 6.2 mm de espesor.	
16	Probar que calcen exactamente en la pieza original.	

Proceso de rectificación de fallas de la segunda pieza previo a la obtención del molde definitivo.

Tabla 19.- Proceso de rectificación de fallas de la segunda pieza previo a la obtención del molde definitivo.

Proceso de obtención de los patrones de medida para corregir la segunda pieza	
1	<p>En una hoja milimetrada trazar el perfil aerodinámico de la pieza original, y partiendo desde la punta delantera marcar líneas a cada 5 cm todo el perfil aerodinámico, además de eso enumerar las líneas. Luego con la cinta adhesiva cubrir las hojas para no manchar estas. Todo esto realizar encima de un pedazo de MDF para tener una superficie buena para la corrección</p> 
2	<p>Con el perfil trazado comprobar la segunda pieza que tenga el mismo perfil de la pieza original e ir lijando o masillado según sea el caso con el fin de obtener el mismo perfil aerodinámico.</p> 
3	<p>Para cuadrar bien la base de la pieza es necesario poner un vidrio en la base de la pieza, para que salga exacto.</p> 
3	<p>Cuadrar también los 21 perfiles a la segunda pieza e ir lijando o masillando según sea el caso</p> 
4	<p>Cuadrar también las cavidades exteriores de la pieza, de acuerdo al espesor que tiene cada uno.</p> 
6	<p>Una vez rectificado toda la pieza a las medidas que debe tener lijar bien hasta dejar una superficie lisa</p> 

7	Pasar una mano de fondo antes de la pintura definitiva	
8	Pintar con poliuretano después de haber dejado secar el fondo y pulir la pintura.	
9	Comprobar con los patrones de medida que coincidan exactamente.	
10	Obtención de la pieza definitiva para la obtención del molde con el cual trabajaremos.	

Proceso para la obtención del molde

Para la construcción del molde se utilizó fibra de vidrio, gel coat y coremat para dar el refuerzo en las partes laterales del molde.

Calculamos la cantidad de fibra de vidrio y gel coat necesario para dar 4 capas. Partiendo del área calculada en el proceso para la obtención de las primeras piezas.

$$V = 6163,13 \text{ cm}^2 * 0,4 \text{ cm}$$

$$V = 2465,25 \text{ cm}^3$$

Ahora calculamos el volumen del gelcoat, (para conocer más detalles revisar anexo 2) para lo cual se trabajará con una proporción 60/40 = resina/ fibra.

$$V_{gelcoat} = V * 0,6$$

$$V_{gelcoat} = 2465,25 \text{ cm}^3 * 0,6$$

$$V_{gelcoat} = 1479,15 \text{ cm}^3$$

La masa de gelcoat sabiendo que su densidad es de $\rho = 1,25 \text{ gr/cm}^3$

$$m_{gelcoat} = V_{resina} * \rho$$

$$m_{gelcoat} = 1479,15 \text{ cm}^3 * 1,25 \text{ gr/cm}^3$$

$$m_{gelcoat} = 1848,93 \text{ gr}$$

Ahora calculamos el volumen de Meck peróxido para el curado de la misma, un valor aconsejado es de 1 – 2% con respecto del volumen del gelcoat.

$$V_{meck} = V_{gelcoat} * 0,02$$

$$V_{meck} = 1848,93 \text{ cm}^3 * 0,02$$

$$V_{meck} = 37,97 \text{ cm}^3$$

El volumen de la fibra de vidrio

$$V_{fibra\ de\ vidrio} = V * 0,3$$

$$V_{fibra\ de\ vidrio} = 2465,25 \text{ cm}^3 * 0,3$$

$$V_{fibra\ de\ vidrio} = 739,57 \text{ cm}^3$$

Por último, calculamos la masa de fibra de vidrio necesaria para las 4 capas sabiendo que la densidad de la fibra de vidrio es $\rho = 2,4 \text{ gr/cm}^3$

$$m_{fibra\ de\ vidrio} = V_{fibra\ de\ vidrio} * \rho$$

$$m_{fibra\ de\ vidrio} = 739,57 \text{ cm}^3 * 2,4 \text{ gr/cm}^3$$

$$m_{fibra\ de\ vidrio} = 1774,97 \text{ gr}$$

Donde:

$V =$ volumen total para la construcción del molde

$m_{gelcoat} =$ masa del gelcoat


$V_{gelcoat} =$ Volumen del gelcoat






Tabla 20.- Consumo de fibra de vidrio y gel coat para el molde

Consumo de fibra de vidrio y resina Poliéster (2 Piezas)	
Volumen gelcoat	1479,15 cm^3
masa gelcoat	1848,93 g
Volumen fibra de vidrio	986,1 cm^3
masa fibra de vidrio	2366,64 g
volumen Meck peróxido	37,97 cm^3






Fuente: Autor.







Tabla 21.- Proceso de obtención del molde.








Proceso de obtención del molde	
1	<p>Partiendo de la segunda pieza como modelo se procede a sacar el molde definitivo. La pieza trabajara como molde macho.</p> 
2	<p>Pasar unas 3 manos de cera desmoldante, para facilitar el desmoldeo de la pieza original.</p> 
3	<p>Pasar 2 capas de fibra de vidrio con gelcoat. Dejando una ceja de 5 cm alrededor de la pieza, con el objetivo de darle mayor rigidez al molde.</p> 
4	<p>Después de las 2 capas de fibra de vidrio con gel coat colocar el coremat en los laterales, este servirá como refuerzo para el molde. Además, colocar una válvula en la parte de la cavidad más grande con el fin de lograr un desmoldeo más fácil de las posteriores piezas fabricadas, inyectando aire a presión.</p> 
5	<p>Mandar 2 capas más de fibra de vidrio con resina con el objetivo de conseguir el espesor deseado.</p> 



6	Desmoldar la pieza del molde con ayuda de alcohol polivinílico	
7	Una vez obtenido el molde lavar bien la superficie esto para eliminar cualquier impureza que quede en el molde, cabe mencionar que el molde es hembra.	
8	Pasar 2 manos de pulimento Rally sobre la superficie del molde esto para conseguir un excelente acabado superficial y brillo.	
9	Se consigue una pieza con excelente acabado superficial.	
10	Pasar 20 manos de cera de pisos y 3 manos de cera desmoldante sobre la superficie de trabajo del molde con el fin de curar, con lo cual el molde estará listo para trabajar y empezar a producir los componentes Wing Tip – Fairing Assy.	

2.2.3.4 Proceso de construcción del componente Wing Tip – Fairing Assy

Proceso de construcción del componente		
1	<p>Una vez curado el molde es necesario pasar 6 manos de cera desmoldante y una mano de alcohol polivinílico antes de mandar la primera pieza. Esto con el objetivo de facilitar el desmoldeo de la pieza y lograr una calidad superficial buena. Para fabricar al vacío una segunda pieza solo es necesario pasar 4 manos de cera y el alcohol polivinílico.</p>	
2	<p>Recortar las telas a utilizar en este caso se utilizó telas de fibra de vidrio y fibra de carbono. Para las 2 piezas fue necesario cortar 16 pedazos de tela, 12 de fibra de vidrio y 4 de fibra de carbono. Los pedazos tienen una medida de 1200 * 430 mm.</p>	
3	<p>Recortar la manta de absorción (breather) y el peel ply, 100 mm más grande de cada lado que las telas de la fibra.</p>	
4	<p>Recortar la bolsa de vacío (Vacuum Bagging Film) con una medida de 1200*1000 mm, posterior a esto sellar de un lado la bolsa con el butilo (Yellow Sealant Tape)</p>	
5	<p>Pesar los pedazos de tela tanto de vidrio como de carbono, para poder preparar la cantidad de resina con el aditivo.</p>	

6	Preparar la resina con el aditivo de acuerdo al peso de la fibra. Realizar la mezcla batiendo con un palillo hasta obtener una mezcla uniforme	
7	Mojar las telas con la resina de manera uniforme con una espátula plástica, e ir introduciendo al molde una a una y dando la forma del molde con los dedos. Una vez ubicado las 8 capas se procede a cortar los excedentes de tela de los lados dando solo la forma del molde a su alrededor. Ubicar primero las 2 telas de fibra de carbono y después las 6 de vidrio.	
8	Una vez puesto las 8 telas mojadas en el molde y dado la forma se procede a ubicar encima de la última tela el peel ply y sobre este la manta de absorción.	
9	Introducir el molde dentro de la bolsa de vacío y sellar con el butilo el lado abierto de la bolsa, teniendo el cuidado de no dejar espacios por donde puede fugar el aire durante el vacío. Dejar dentro la parte de la válvula para el vacío (hembra).	
10	Una vez sellado la bolsa se procede a dar la forma del molde aplastando la bolsa, para obtener un buen vacío especialmente en las partes más críticas.	
11	Adecuar de la mejor manera la válvula para lograr un buen vacío	

12	Conectar y ajustar la válvula de vacío parte (macho) a la parte que esta internamente (hembra) realizando una pequeña abertura en cruz a la parte que se desea realizar la conexión.	
13	Mientras se va realizando el vacío se debe seguir dando la forma de las telas con las manos para obtener una pieza sin errores en especial en las zonas más críticas.	
14	Mantener encendida la bomba de vacío por un periodo de 3 horas, tiempo en el cual la resina ya empieza a gelificar y su posterior curado.	
15	Después de 3 horas retirar la bomba de vacío y dejar durante 24 horas tiempo en el cual la resina se cura, para su posterior desmoldeo.	
16	Pasado las 24 horas desmoldar la pieza, teniendo en cuenta de sacar primero el peel ply.	
17	Realizado todo este proceso se obtiene la pieza definitiva, la cual tiene excedentes a los lados.	
18	Cortar y lijar los excedentes de los lados para dejar una superficie uniforme parecida a la original.	

19	Una vez cortado y lijado el perfil se obtiene una pieza muy idéntica a la original.	
20	Realizar los agujeros en la base a 11 mm de la base, 26 agujeros en total, 13 en el extradós y 13 en el intradós. La separación entre agujeros está de acuerdo al componente original y tiene un diámetro de 5,2 mm.	

2.2.3.5 Calculo de la cantidad de resina y catalizador utilizado con respecto a la cantidad de fibra

Para determinar la cantidad a utilizar tanto de resina como de catalizador se procedió a pesar el total de telas utilizadas en un componente, 6 pedazos de fibra de vidrio y 2 pedazos de fibra de carbono, cada pedazo con una medida de 1200 * 430 mm, estos pedazos cubren toda la parte interna del molde incluyendo la ceja dejada alrededor del perfil aerodinámico del molde. Una vez obtenido los 8 pedazos se procedió a pesar.



Figura 34. - Peso de los 2 pedazos de fibra de carbono y 6 pedazos de fibra de vidrio.

Fuente: Autor

Los 8 pedazos a utilizar dan un peso de 1421 g, para efectos del cálculo este valor esta redondeado a los 1500 g de fibra. Para la construcción se tomó en cuenta una relación del 50% en fibra y 50% de la matriz. La resina epóxica utilizada recomienda que por cada 20 g de resina utilizar 4 g de catalizador. Ver anexo 3 para conocer las propiedades de la resina.

A continuación, se detalla las fórmulas y cantidades tanto de resina como de catalizador utilizadas.

$$\text{Cantidad de resina} = \frac{\text{Masa de la fibra} * 20}{24}$$

$$\text{Cantidad de resina} = \frac{1500 * 20}{24}$$

$$\text{Cantidad de resina} = 1250 \text{ g}$$

$$\text{Cantidad de catalizador} = \frac{\text{Masa de la fibra} * 4}{24}$$

$$\text{Cantidad de catalizador} = \frac{1500 * 4}{24}$$

$$\text{Cantidad de catalizador} = 250 \text{ g}$$

Para la construcción de cada componente se utilizó 1250 g de resina y 250 g de catalizador.

Tabla 22.- Ficha técnica de construcción del componente Wing Tip – Fairing Assy

	UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA		
Ficha técnica de construcción del componente Wing Tip – Fairing Assy			
Datos Informativos:			
Lugar:	Laboratorio de materiales compuestos del Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (CIDFAE).		
Realizó:	Revisó:	Aprobó:	
Hugo Palacios	Ing. César Arroba. Mg.	Ing. César Arroba. Mg.	
Parámetros de construcción:			
Matriz:	Resina epoxi	Fracción volumétrica:	50 %
Refuerzo:	Fibra de Carbono + Fibra de Vidrio	Fracción volumétrica:	50 %
Configuración:	Tejido	Estratificación:	Al vacío
Orientación:	0°	Curado:	Ambiente

Numero de capas	8	Humedad relativa:	50,8 %
Orden de capas	2 fibra de Carbono + 6 fibra de vidrio	Temperatura:	20 °C
Tamaño de las telas	1200*430 mm	Presión de vacío	0,1 mba
Cantidad de resina epoxi	1250 g	Tiempo de vacío	3 horas
Cantidad de catalizador	250 g		

Graficas de resultados



Observaciones: El proceso de vacío se debe realizar antes que la resina empieza a gelificar.

Resultados:

Numero de piezas construidas	Pieza 1	Pieza 2
Espesor	2,5 mm	2,7 mm
Peso	1,29 Kg	1,32 Kg
Costo	\$ 250	\$ 250

2.2.3.6 Procedimiento para realizar el ensayo de Flexión de 3 puntos

Para el ensayo de los componentes Wing Tip - Fairing Assy fue necesario la construcción de topes para la parte interna de las piezas, dichos topes no van a permitir que las piezas se abras o se cierres en la base el momento de aplicar la carga de flexión. En cada pieza

fue necesario la instalación de 3 topes, uno al medio y los otros 2 en los respectivos apoyos. Los topes están sujetos a las piezas mediante tornillos y ajustados con tuercas.



Figura 35.- Instalación de topes en las piezas previo al ensayo de flexión de 3 puntos.

Fuente: Autor.

Para realizar el ensayo de flexión de 3 puntos de las piezas se utilizó la norma ecuatoriana NTE INEN 2047:96, la cual establece el método de ensayo y determina la resistencia a flexión de materiales plásticos rígidos, para medidas normalizadas o no normalizadas. Para este ensayo se debe poner apoyos a los extremos de las piezas, no deben estar cargadas a tensión y la carga debe ser aplicada a la mitad de la longitud de la pieza. La velocidad de la carga debe ser constante hasta que ocurra la ruptura. La distancia entre apoyos tiene una longitud de 400 mm, la cual está centrada considerando que la pieza tiene una longitud de 1 metro con 6 cm. A cada extremo de la pieza debe quedar una distancia libre de 330 mm. Para conocer más de la norma revisar el anexo 4



Figura 36.- Ensayo de flexión de 3 puntos del componente Wing Tip – Fairing Assy

Fuente: Autor

3 CAPITULO III.- RESULTADOS Y DISCUSIÓN

3.1 Análisis y discusión de los resultados

En este capítulo se presenta los resultados de la presente investigación, identificando las condiciones de servicio del componente Wing Tip – Fairing Assy, analizando su comportamiento en un vuelo en crucero y seleccionando los materiales adecuados los cuales permitan desempeñar su función correctamente, esta configuración de material será comprobada en un software, el cual permite calcular los esfuerzos aerodinámicos, además de modelar la configuración del material propuesto, con esto analizar esfuerzos, factor de seguridad y mediante una teoría de falla analizar el material si es aceptable para la implementación en este tipo de superficies de vuelo. Además, se realizará pruebas de flexión en 3 puntos para comprobar la resistencia de la punta de ala a flexión.

3.1.1 Descripción del modelo evaluado

3.1.1.1 Condiciones de servicio

El componente Wing Tip – Fairing Assy es utilizado en los aviones de combate EMBRAER EMB 314 o (A-29B), el avión es biplaza es decir para 2 pasajeros, también son conocidos como aviones Super Tucano. Estas aeronaves son de fabricación brasileña por parte de la empresa EMBRAER. El objetivo de instalar estas puntas de ala son reducir el arrastre inducido durante el vuelo de la aeronave, tanto las alas de la aeronave como estas puntas de ala están sometidas a fuerzas las cuales permiten mantener el avión en equilibrio en el aire. De igual manera dependiendo la altura a la que está volando las condiciones de la atmosfera se comportan de diferentes maneras.

3.1.1.2 Determinación de la Atmosfera Estándar Internacional

Para determinar la atmosfera estándar internacional se debe partir de la tabla ISA, todos los valores determinados están a partir del techo de vuelo del avión, es decir la altura que este alcanza.

ALTITUD (Feet)	TEMP. (°C)	PRESIÓN			GRADIENTE DE PRESIÓN	DENSIDAD	VEL. DEL SONIDO (kt)
		hPa	PSI	In.Hg			
40 000	- 56.5	188	2.72	5.54	0.1851	0.2462	573
39 000	- 56.5	197	2.58	5.81	0.1942	0.2583	573
38 000	- 56.5	206	2.99	6.10	0.2038	0.2710	573
37 000	- 56.5	217	3.14	6.40	0.2138	0.2844	573
36 000	- 56.3	227	3.30	6.71	0.2243	0.2981	573
35 000	- 54.3	238	3.46	7.04	0.2353	0.3099	576
34 000	- 52.4	250	3.63	7.38	0.2467	0.3220	579
33 000	- 50.4	262	3.80	7.74	0.2586	0.3345	581
32 000	- 48.4	274	3.98	8.11	0.2709	0.3473	584
31 000	- 46.4	287	4.17	8.49	0.2837	0.3605	586
30 000	- 44.4	301	4.36	8.89	0.2970	0.3741	589
29 000	- 42.5	315	4.57	9.30	0.3107	0.3881	591
28 000	- 40.5	329	4.78	9.73	0.3250	0.4025	594
27 000	- 38.5	344	4.99	10.17	0.3398	0.4173	597
26 000	- 36.5	360	5.22	10.63	0.3552	0.4325	599
25 000	- 34.5	376	5.45	11.10	0.3711	0.4481	602
24 000	- 32.5	393	5.70	11.60	0.3876	0.4642	604
23 000	- 30.6	410	5.95	12.11	0.4046	0.4806	607
22 000	- 28.6	428	6.21	12.64	0.4223	0.4976	609
21 000	- 26.6	446	6.47	13.18	0.4406	0.5150	611
20 000	- 24.6	465	6.75	13.75	0.4595	0.5328	614
19 000	- 22.6	485	7.04	14.34	0.4791	0.5511	616
18 000	- 20.7	506	7.34	14.94	0.4994	0.5699	619
17 000	- 18.7	527	7.65	15.57	0.5203	0.5892	621
16 000	- 16.7	549	7.97	16.22	0.5420	0.6090	624
15 000	- 14.7	572	8.29	16.89	0.5643	0.6292	626
14 000	- 12.7	595	8.63	17.58	0.5875	0.6500	628
13 000	- 10.8	619	8.99	18.29	0.6113	0.6713	631
12 000	- 8.8	644	9.35	19.03	0.6360	0.6932	633
11 000	- 6.8	670	9.72	19.79	0.6614	0.7156	636
10 000	- 4.8	697	10.10	20.58	0.6877	0.7385	638
9 000	- 2.8	724	10.51	21.39	0.7148	0.7620	640
8 000	- 0.8	753	10.92	22.22	0.7428	0.7860	643
7 000	+ 1.1	782	11.34	23.09	0.7716	0.8106	645
6 000	+ 3.1	812	11.78	23.98	0.8014	0.8359	647
5 000	+ 5.1	843	12.23	24.90	0.8320	0.8617	650
4 000	+ 7.1	875	12.69	25.84	0.8637	0.8881	652
3 000	+ 9.1	908	13.17	26.82	0.8962	0.9151	654
2 000	+ 11.0	942	13.67	27.82	0.9298	0.9428	656
1 000	+ 13.0	977	14.17	28.86	0.9644	0.9711	659
0	+ 15.0	1013	14.70	29.92	1.0000	1.0000	661
- 1 000	+ 17.0	1050	15.23	31.02	1.0366	1.0295	664

El avión alcanza un techo de vuelo de 10670 m o 35008 ft con lo cual realizando interpolaciones se obtiene valores de:

Tabla 23.- Valores de la Atmosfera Estándar Internacional a 10670 m de altura.

Valores de la Atmosfera Estándar Internacional a 10670 m de altura	
Temperatura	-54,016 °C
Presión	3,46 Psi
Densidad	0,3098 Kg/m ³
Velocidad del sonido	575,98 Kt (296,31 m/s)

Fuente: Autor

3.1.1.3 Determinación del régimen de vuelo

Para determinar el régimen de vuelo de una aeronave es necesario calcular el número de Mach para lo cual se utiliza la ecuación 5.

$$Mach = \frac{\text{velocidad de la aeronave}}{\text{velocidad del sonido}}$$

El EMBRAER EMB 314 tiene una velocidad máxima operativa de 654 Km/h o (181,667 m/s), con una velocidad del sonido de 296,31 m/s a una altura de 10670 m.

$$Mach = \frac{181,667 \text{ m/s}}{296,31 \text{ m/s}}$$

$$Mach = 0,61$$

Con lo cual se puede decir que está en régimen subsónico, ya que cumple con la condición $Mach < 0,7$.

3.1.1.4 Cálculo de Fuerzas que intervienen en el vuelo del EMBRAER EMB 314

Para que un avión se mantenga en equilibrio en el aire es necesario la acción de 4 fuerzas: Sustentación, peso, tracción o empuje, resistencia.

3.1.1.4.1 Fuerza de Sustentación

El cálculo de la fuerza de sustentación se realiza para la superficie alar. La superficie alar se obtiene del modelo CAD producto del escaneo 3D, mientras que el coeficiente de sustentación se puede obtener del propio perfil aerodinámico NACA 2412.

Para calcular la fuerza de sustentación de la aeronave utilizamos la ecuación 1.

$$L = \frac{C_L * \rho * V^2 * S}{2}$$

Para determinar el coeficiente de sustentación se utilizó la figura 32. Se tomo un ángulo de ataque de 6 grados, ya que este valor es el recomendado para pruebas en un vuelo de crucero. Con lo cual se obtuvo un valor de coeficiente de sustentación de 0,9. La figura representa para un numero de Reynolds de 1000000, ya que a las condiciones de vuelo de la aeronave alcanza un valor aproximado del número de Reynolds.

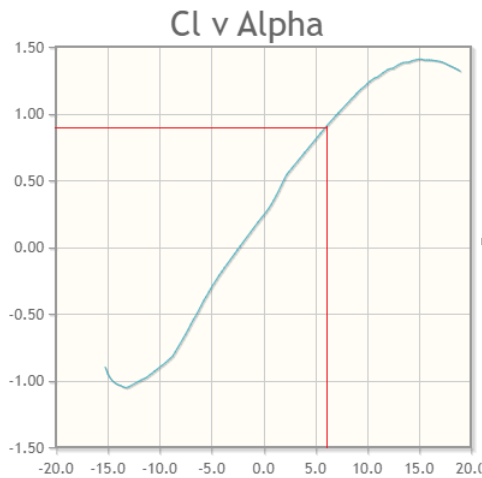


Figura 37.- Coeficiente de sustentación Vs ángulo de ataque para el perfil NACA 2412.

Fuente: [17]

$$L = \frac{0,9 * 0,3098 \frac{Kg}{m^3} * \left(181,67 \frac{m}{s}\right)^2 * (2 * 19,4)m^2}{2}$$

$$L = 178522,14 N$$

3.1.1.4.2 Peso

El peso máximo al despegue que tiene el EMBRAER EMB 314 es de 5400 Kg

3.1.1.4.3 Fuerza de empuje o tracción

Las fuerzas que generan el motor, tanto su peso como el empuje son fuerzas puntuales, además de generar fuerzas puntuales también generan un momento. Estas fuerzas vienen dadas por el tipo de motor, el EMBRAER 314 utiliza un motor turbohélice de la marca Pratt & Whitney Canadá PT6 – 68C. En la siguiente tabla se presenta los datos del motor.

Tabla 24.- Datos técnicos del motor turbohélice Pratt & Whitney Canadá PT6 – 68C.

Datos técnicos del Pratt & Whitney Canadá PT6 – 68C	
Longitud total (mm)	1823
Diámetro (mm)	570
Peso (Kg)	272
Empuje (KN)	101,4
Potencia (KW)	1194

Fuente: [56]

Para conocer más detalles del motor que utiliza el Embraer EMB 314 (Super Tucano) consultar anexo 5.

3.1.1.4.4 Fuerza de resistencia

Para calcular la fuerza de resistencia de la aeronave utilizamos la ecuación 2.

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

Para determinar el coeficiente de resistencia se utilizó la figura 33:

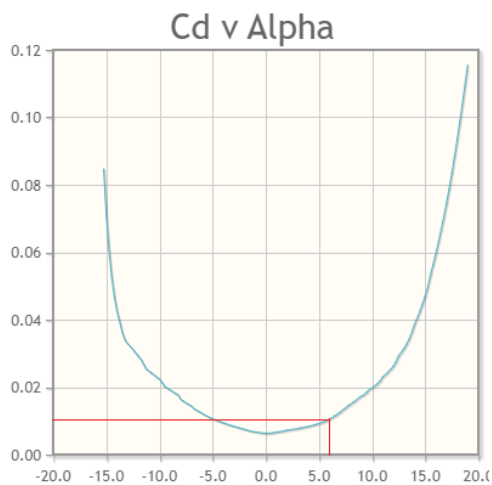


Figura 38.- Coeficiente de resistencia Vs ángulo de ataque para el perfil NACA 2412.

Fuente: [17]

$$D = \frac{0,01 * 0,3098 \frac{Kg}{m^3} * \left(181,67 \frac{m}{s}\right)^2 * (2 * 19,4)m^2}{2}$$

$$D = 1983,58 N$$

3.1.2 Obtención del modelo CAD del componente Wing Tip – Fairing Assy

Para obtener el modelo CAD del componente Wing Tip – Fairing Assy se realizó un escaneo 3d de la pieza original, el escáner utilizado fue un HandySCAN 3D de la marca Creaform, dicho equipo ofrece resultados muy precisos con una alta resolución, este escáner tiene la referencia dinámica es decir permite moverlo alrededor del objeto que se desea digitalizar, utiliza el software VXelements para la creación de la nube de puntos. Con lo cual se ha podido obtener un modelo muy parecido a la realidad



Figura 39.- Nube de puntos de la pieza escaneada

Fuente: Autor

Para el tratamiento de la nube de puntos en donde se puede corregir errores generados durante la digitalización y poder transformar en una superficie se puede llevar al software Solidworks, Inventor, Catia, etc. para poder trabajar.

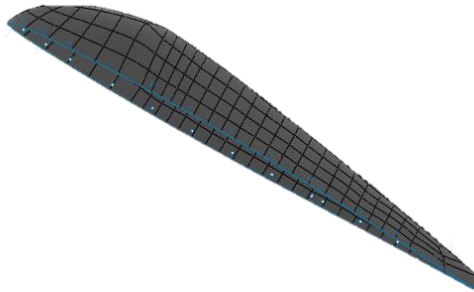


Figura 40.- Tratamiento de la nube de puntos, superficie de la pieza escaneada.

Fuente: Autor

3.1.2.1 Diseño alar

Partiendo del perfil alar conseguido mediante el escaneo 3D de la punta de ala se puede conseguir el modelo CAD del ala que utiliza el Super Tucano. Partiendo de los parámetros básicos como son la envergadura de la aeronave 11,14 m, el ancho de cabina 1,37 m y la superficie alar de 19,4 m². La cuerda aerodinámica va cambiando a lo largo del ala. En el fuselaje se tiene un valor de 2696.8 mm, mientras que en la punta del ala tiene un valor de 1062,22 mm. El ala tiene una longitud de 4750 mm. Finalmente el ángulo de barrido para esta ala en este tipo de aeronaves es de 19 °. El modelo realizado

se puede comprobar mediante un software de diseño calculando la superficie que tiene el modelo, cabe mencionar que el ala del Super Tucano tiene una superficie de 19,4m².

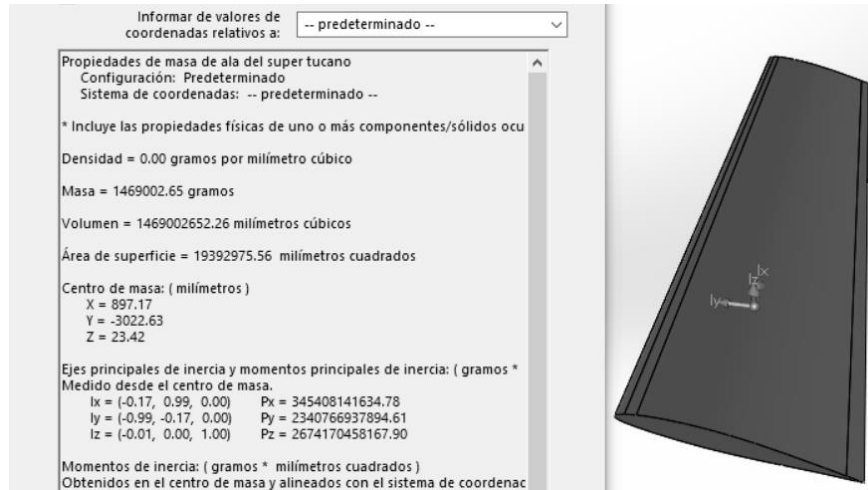


Figura 41.- Modelo CAD del ala del Super Tucano

Fuente: Autor

3.1.2.2 Determinación del Perfil alar (NACA)

Con el escaneo 3D se consigue el perfil que tiene el ala. Con el uso del software se puede obtener ciertas medidas las cuales son fundamentales para la determinación del tipo de perfil NACA utilizado en este tipo de aeronaves.

Las medidas necesarias son la cuerda aerodinámica y el espesor máximo o grosor, con estas medidas se puede conocer los 2 últimos dígitos del perfil utilizado. El procedimiento es el siguiente: el espesor máximo es igual a la cuerda aerodinámica multiplicado por un porcentaje, lo que interesa es determinar el valor de dicho porcentaje y este será el valor de los 2 últimos dígitos del perfil.

Sabiendo que la cuerda aerodinámica tiene una medida de 1062,22 mm y el espesor máximo o grosor una medida de 132,67 mm. Entonces:

$$1062,22 * \% = 132,55$$

$$\% = \frac{132,55}{1062,22}$$

$$\% = 0,12$$

Con esto ya se puede saber que los 2 últimos dígitos del perfil son 12. El único perfil aerodinámico que tiene esta condición es el 2412.

El super Tucano tiene un perfil NACA 2412, el cual aporta valores que son útiles para recrear el comportamiento del ala, este perfil tiene los siguientes datos, el cálculo esta realizado con las medidas obtenidas en el proceso de escaneo. El proceso de cálculo para la obtención de valores que interesan se detalla en el capítulo 1.

Tabla 25.- Especificación del perfil aerodinámico NACA 2412. [Autor]

Cálculo del perfil aerodinámico NACA 2412	
Cuerda aerodinámica	1062,22 mm
Camber máximo o máxima curvatura	21,24 mm
Posición de la curvatura máxima	424,88 mm
Grosor	132,67 mm



Figura 42.- Perfil alar del Super Tucano obtenido a partir del modelo CAD.

Fuente: Autor

3.1.3 Proceso de Simulación utilizando el software Ansys

Para el proceso de simulación del componente Wing – Tip se utilizó el programa ANSYS RESEARCH, en primer lugar, se trabajó con la herramienta Fluid Flow (Fluent), esto con el objetivo de calcular los esfuerzos aerodinámicos que se producen durante el vuelo, cabe mencionar que la herramienta se configuro con los datos de las condiciones de vuelo de la aeronave en estudio. Una vez completado esta herramienta se procedió a trabajar con la herramienta para analizar materiales compuestos ACP (Pre) esto para dar las especificaciones del material seleccionado como son número de capas de material,

propiedades de cada material, orientaciones de las fibras en cada capa, etc. En esta parte nos interesa analizar el comportamiento de nuestro objeto en estudio que es el componente Wing - Tip. Una vez completado esta herramienta se trabajó con la herramienta Static Structural vinculando a esta las 2 herramientas de ansys antes mencionadas, aquí se puede ver los esfuerzos que se producen como son la deformación máxima y esfuerzo máximo, además se puede analizar un factor de seguridad. Por último, se trabajó con la herramienta ACP (Post) esta nos sirve para realizar un análisis de materiales compuestos, aquí se puede revisar las diferentes teorías de falla para estos materiales y ver si es posible la construcción del componente con los materiales anteriormente seleccionados. A continuación, se detalla todo el proceso realizado.

3.1.4 Ansys Fluid Flow (Fluent)

3.1.4.1 Geometría

El primer paso para el desarrollo de la simulación fue la creación de la geometría, como ya se mencionó antes esta geometría se desarrolló a partir de la nube de puntos producto del escaneo 3D en el software de diseño SolidWorks, cabe mencionar que la geometría es en 3D.

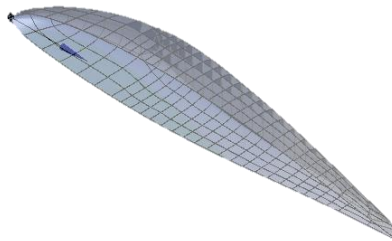


Figura 43.- Geometría cargada a Ansys Fluent del componente Wing Tip – Fairing Assy.

Fuente: Autor

3.1.4.2 Volumen de Control

Para crear el túnel de viento es necesario generar una geometría adecuada alrededor de los cuerpos en estudio una condición para la creación de estos modelos es que debe ser lo suficientemente grandes y deben estar alejados sus paredes del objeto en análisis. Para lo cual se utilizó la herramienta enclosure la cual ayuda a generar un volumen cubico

alrededor del ala. Se elige un tamaño adecuado para su generación en caso se tiene 12 m en el eje x y 12 m en los ejes y, z.

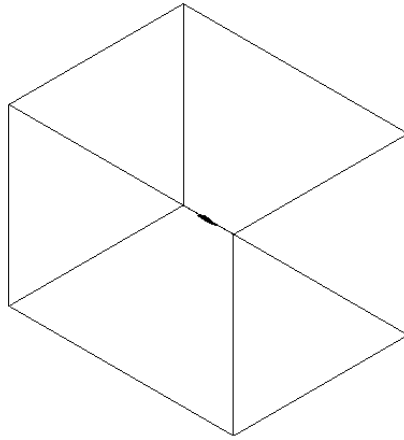


Figura 44.- Volumen de control para la simulación aerodinámica.

Fuente: Autor

Una vez creados los 2 sólidos (volumen de control y Wing Tip) es necesario realizar una operación booleana de sustracción para retirar el espacio ocupado por el Wing Tip del túnel de viento o volumen de control que simula el fluido.

3.1.4.3 Nombres de las caras (Named Selections)

Antes de pasar al siguiente paso es importante dar nombres a las diferentes caras del volumen de control. Esto nos servirá para dar nuestras condiciones de contorno en la parte de setup. Para dar nombres a las diferentes caras utilizamos la función Named Selection. Mediante esta operación definimos los nombres de la siguiente manera: a la parte frontal del volumen de control le damos el nombre de Inlet, a la parte trasera el nombre de Outlet, las otras 4 caras son de simetría por lo cual le asignamos el nombre de Sym.

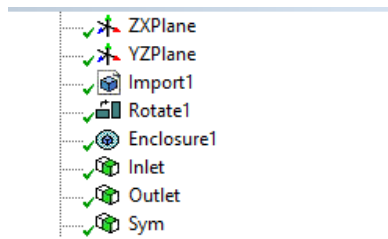


Figura 45.- Nombres de las caras del volumen de control.

Fuente: Autor

3.1.4.4 Mallado (Mesh)

Luego de haber definido el volumen de control y sustraído el espacio que ocupa la punta de ala de dicho volumen de control, el siguiente paso es el mallado. Este paso es muy importante ya que de este depende que tan confiables sean los resultados obtenidos en la simulación y puedan acercarse a la realidad, para lo cual el mallado debe ser bueno y lo más refinado posible por la complejidad del problema y la precisión que se desea obtener.

Para realizar este proceso lo primero es realizar un mallado por defecto, al ser muy pocos los nodos que se generan y un tamaño demasiado grande se procede al refinamiento hasta conseguir una buena calidad de la malla.

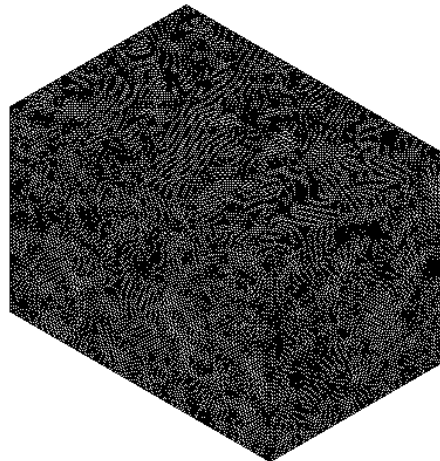
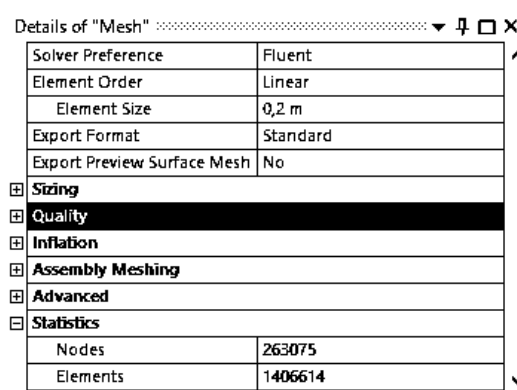


Figura 46.- Mallado del volumen de control.

Fuente: Autor

Detalles del refinamiento

Después de obtener el mallado por defecto se cambió el método de mallado al de tetraedros, el cual es un método que se recomienda para este tipo de estudios, posterior a esto se empieza bajando el tamaño de la malla, cabe mencionar que el tamaño por defecto dio un valor de 1,6 m se fue bajando este tamaño uno por uno hasta conseguir un tamaño de 0,2 m el cual se considera adecuado luego de haber comprobado la calidad de la malla. El número tanto de nodos como de elementos se detallan en la siguiente figura.



Details of "Mesh"	
Solver Preference	Fluent
Element Order	Linear
Element Size	0,2 m
Export Format	Standard
Export Preview Surface Mesh	No
Sizing	
Quality	
Inflation	
Assembly Meshing	
Advanced	
Statistics	
Nodes	263075
Elements	1406614

Figura 47.- Número de nodos y elementos.

Fuente: Autor

3.1.4.5 Calidad de la malla

El software Ansys da la posibilidad de poder comprobar la calidad de una malla creada para llegar a un resultado óptimo, en la parte de Mesh y el apartado Quality seleccionando la opción de Mesh Metric y Skewness se despliega una serie de datos los cuales informan de la calidad de la malla que ha sido generada. Como se puede observar se consigue un valor medio de 0,24 lo cual significa que se tiene una malla de excelente calidad.

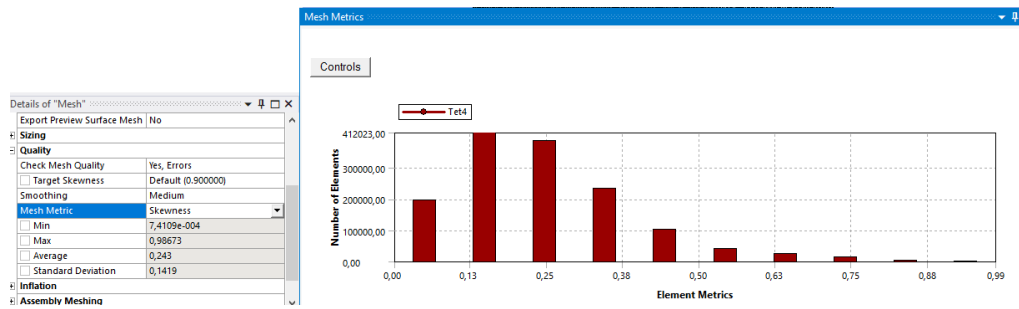


Figura 48.- Detalles de la calidad de la malla.

Fuente: Autor.

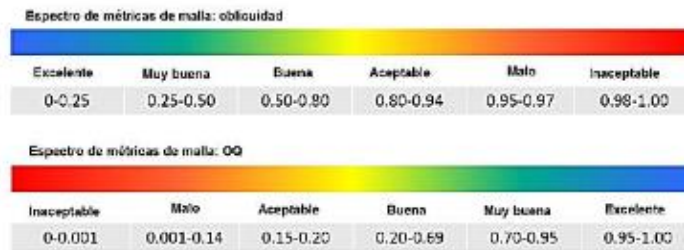


Figura 49.- Espectro para medir la calidad de la malla

Fuente: [50]

3.1.4.6 Condiciones de contorno (Setup)

Dentro de Fluid Flow (Fluent) está el apartado de setup, en este punto se debe prestar atención ya que aquí se define las características del fluido, junto con las condiciones iniciales para recrear una simulación de un vuelo en crucero real, dentro de este apartado será necesario utilizar tanto parámetros como condiciones definidas en los capítulos anteriores con relación al flujo y la atmosfera.

Dentro de la ventana principal de Setup se tiene el tipo de solucionador, existen dos el uno está basado en la presión y el otro basado en la densidad. La selección del tipo de solucionador tiene una relación directa con el número de Match. Cuando:

El solucionador está basado en la presión si $Match \leq 0,3$; los efectos en el cambio de la densidad no son significativos, mientras que si el solucionador está basado en la densidad si $Match > 0,3$; los efectos en el cambio de la densidad son significativos. Para

este caso de estudio el número de Mach es de 0,61. Por lo cual se debe trabajar con el solucionador basado en la densidad.

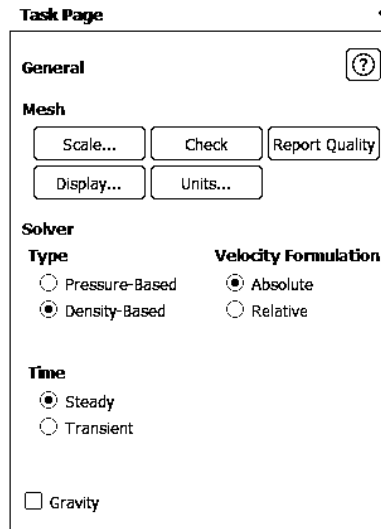


Figura 50.- Configuración del solucionador basado en la densidad.

Fuente: Autor.

3.1.4.7 Modelo de viscosidad

Por tratarse de un estudio para determinar los esfuerzos aerodinámicos de un componente aeronáutico el modelo de viscosidad Spalart – Allmaras está diseñado para estos casos, este modelo fue propuesto para aplicaciones aeronáuticas, tiene un buen desempeño para para calcular flujos externos dando buenos resultados para flujos que tienen un gradiente de presión adverso. El modelo Spalart – Allmaras soluciona una ecuación de transporte moderada para viscosidad cinemática turbulenta, en la ecuación original trabaja con un bajo número de Reynolds, Para que el modelo de turbulencia este completo en necesario ingresar las condiciones de frontera o iniciales.

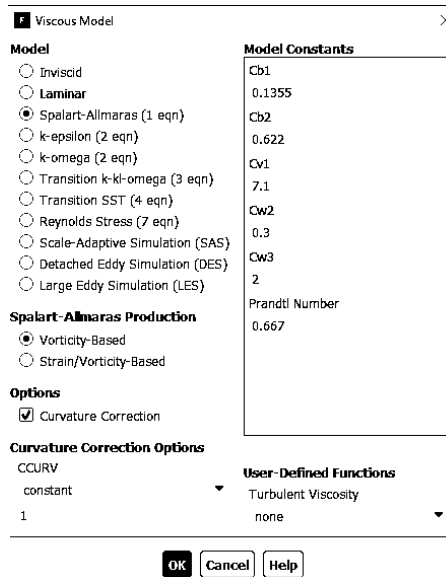


Figura 51.- Modelo de viscosidad Spalart – Allmaras.

Fuente: Autor.

En la parte de materiales es necesario asegurarse que el fluido de trabajo sea aire

3.1.4.8 Condiciones iniciales (Boundary conditions)

Esta parte es de mucha importancia ya que es aquí donde se ingresan las condiciones iniciales para la resolución del problema en estudio, en esta parte también es donde aparecen los nombres que se habían dado antes a las caras del volumen de control como son el inlet, outlet y sym.

Velocidad de entrada (Inlet)

En esta parte se debe ingresar la velocidad a la que alcanza la aeronave en un vuelo en crucero que es de 181,67 m/s, cabe mencionar que para un vuelo en crucero el ángulo de ataque esta alrededor de los 6 grados, por lo cual es necesario descomponer en 2 componentes de velocidad una para el eje X y otra para eje Y.

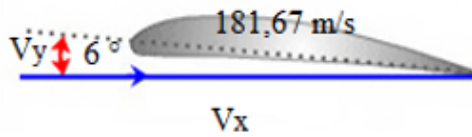


Figura 52.- Componentes de velocidad

Fuente: Autor.

$$\sin (6) = \frac{V_y}{181,67 \text{ m/s}}$$

$$V_y = 18,99 \text{ m/s}$$

$$\cos (6) = \frac{V_x}{181,67 \text{ m/s}}$$

$$V_x = 180,67 \text{ m/s}$$

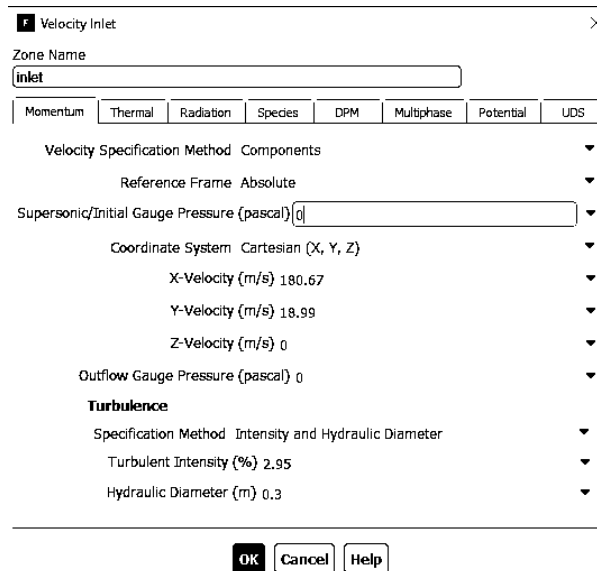


Figura 53.- Valores de velocidad en X y en Y para un ángulo de ataque de 6 grados.

Fuente: Autor.

3.1.4.9 Presión de salida (Pressure Outlet)

En esta parte se debe tener en cuenta que la presión de salida sea 0, lo cual indica que tanto la presión de entrada como de salida son iguales, manteniendo a una presión constante todo el volumen de control.

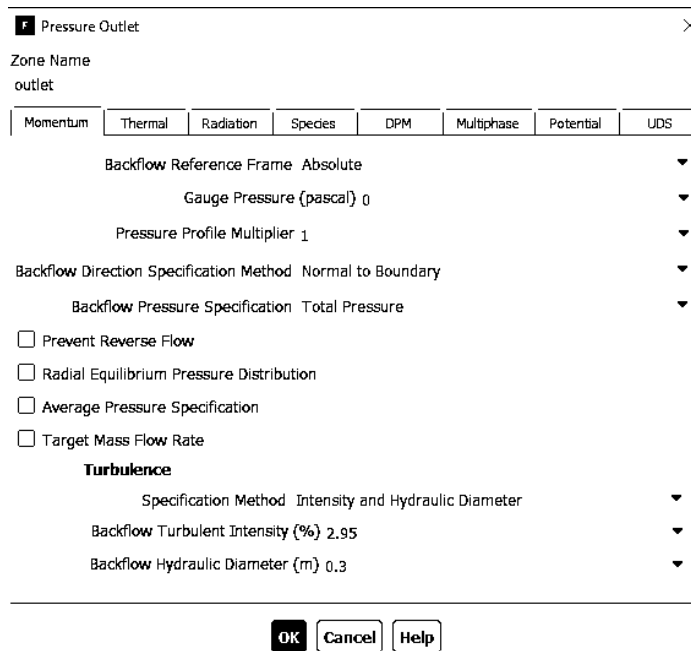


Figura 54.- Presión a la salida del volumen de control.

Fuente: Autor.

3.1.4.10 Valores de referencia (Reference Values)

En esta parte se deben ingresar valores utilizados para la simulación como por ejemplo tenemos el área con un valor de $0,508 \text{ m}^2$ y una longitud de $1,062 \text{ m}$ estos valores corresponden al perfil aerodinámico mismos que fueron obtenidos a partir del CAD del componente. Mientras que la densidad tiene un valor de $0,3098 \text{ kg/m}^3$ y la temperatura es de $219,14 \text{ }^\circ \text{K}$, estos valores fueron tomados de la tabla de la Atmósfera Internacional con referencia a la altura que alcanza la aeronave que son de 10670 m .

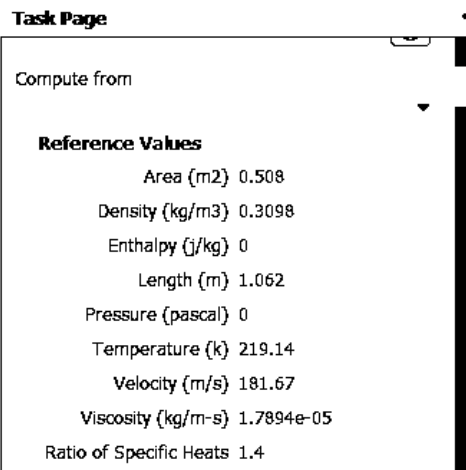


Figura 55.- Valores de referencia para la simulación.

Fuente: Autor.

3.1.4.11 Método de solución

El método de solución o también conocido como esquema de interpolación. Para este caso fue el método SIMPLE, ya que este algoritmo utiliza una relación para las correcciones de velocidad – presión, además es utilizado para resolver flujos estacionarios y no tan complejos. Por cada elemento presente en el análisis el procesador es capaz de resolver las ecuaciones, en este caso de segundo orden para poder mejorar los resultados obtenidos

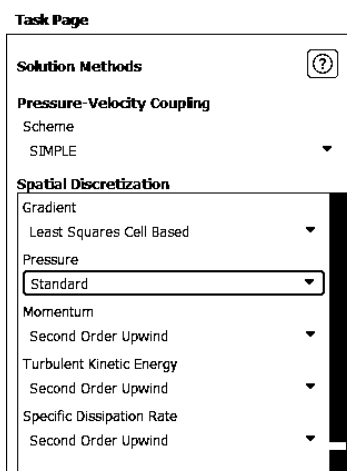


Figura 56.- Esquema de Interpolación (SIMPLE)

Fuente: Autor.

En la parte de Report definitions se puede crear un reporte que me de los resultados de los coeficientes de arrastre y sustentación, así como también sus respectivas fuerzas. Generadas en el componente Wing Tip – Fairing Assy durante el vuelo.

3.1.4.12 Solución numérica

Una vez configurado el programa con los pasos anteriormente mencionados se debe inicializar el programa, para posterior a esto empezar con la ejecución del programa, en la parte de Run calculation se debe configurar el número de iteraciones que se desea realizar, en este caso se realizó 1000 iteraciones, se puede realizar más iteraciones, pero el costo computacional va ser mucho mayor debido al tamaño del volumen de control y al número de elementos es que se realiza con 1000 iteraciones. Para la validación numérica es necesario monitorear los coeficientes de arrastre y sustentación además de los valores residuales. La solución en este caso converge en la iteración 235.

```

Console
iter  continuity  x-velocity  y-velocity  z-velocity  nut  time/iter
232  1.0796e-03  1.9988e-04  5.4648e-05  6.8991e-05  1.2595e-07  3:10:12  768
Automatic flow pseudo-dt = 1.296386e-02 s
233  1.0212e-03  1.6878e-04  5.9741e-05  9.5903e-05  1.3333e-07  3:07:45  767
Automatic flow pseudo-dt = 1.296378e-02 s
234  1.0487e-03  1.8922e-04  5.3718e-05  6.8239e-05  1.2758e-07  3:03:12  766
Automatic flow pseudo-dt = 1.296371e-02 s
! 235 solution is converged
235  9.5583e-04  1.5543e-04  5.6363e-05  8.5210e-05  1.3487e-07  3:04:37  765
Registering ReportDefFiles, ("D:\tesis 1\Documento Tesis\Simulacion componente Wing Tip -
Fairing Assy_files\dp0\FFF\Fluent\.coeficiente-de-arrastre-rfile.out" "D:\tesis 1\Documento
Tesis\Simulacion componente Wing Tip - Fairing Assy_files\dp0\FFF\Fluent\.fuerza-cd-rfile.out"

```

Figura 57.- Convergencia de la simulación.

Fuente: Autor.

Realizada la simulación en Ansys Fluent se generan varios resultados como son las presiones, velocidades, coeficientes tanto de arrastre como de sustentación y sus respectivas fuerzas que genera el fluido sobre el perfil aerodinámico en estudio, a continuación, se analizan cada uno de los resultados obtenidos.

3.1.4.13 Coeficiente y Fuerza de resistencia

El coeficiente de resistencia en un valor adimensional, el cual está relacionado con el grado de resistencia generado por el fluido al pasar por el perfil aerodinámico, el cálculo esta realizado para un ángulo de ataque de 6°. Así mismo se puede calcular la fuerza de resistencia generada en el vuelo para el componente Wing Tip – Fairing Assy.

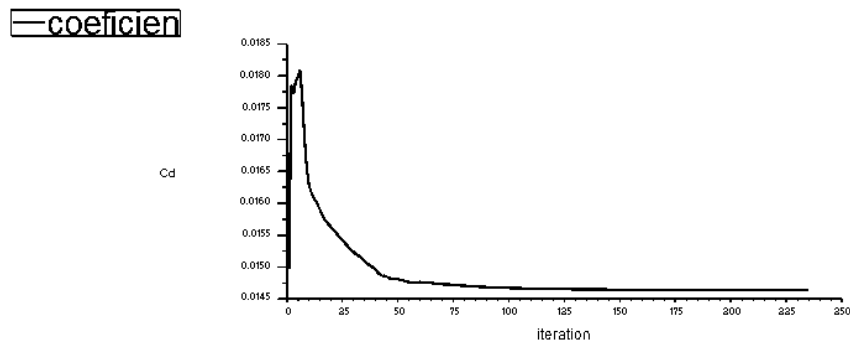


Figura 58.- Coeficiente de resistencia del componente Wing Tip – Fairing Assy.

Fuente: Autor.

Aplicando la ecuación 2 se obtiene un valor de resistencia de 25,68 N. con el valor obtenido de coeficiente de resistencia de 0,0145.

3.1.4.14 Coeficiente y fuerza de sustentación

La fuerza de sustentación va perpendicular a la dirección del flujo relativo y con sentido hacia la zona donde la presión estática es menor es decir el extradós. Mientras la superficie alar es mayor la sustentación también será mayor, al disminuir la densidad del flujo la sustentación disminuye, lo mismo sucede con la velocidad. El cálculo esta realizado para un ángulo de ataque de 6°. Así mismo se puede obtener del mismo programa la fuerza de resistencia generada en el vuelo para el componente Wing Tip – Fairing Assy.

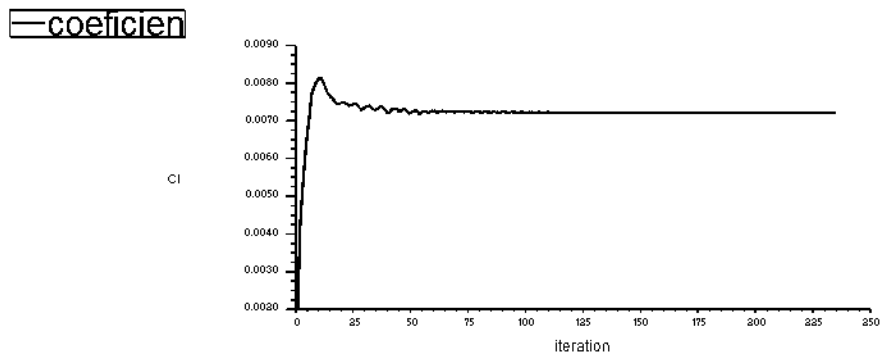


Figura 59.- Coeficiente de sustentación del componente Wing Tip – Fairing Assy.

Fuente: Autor.

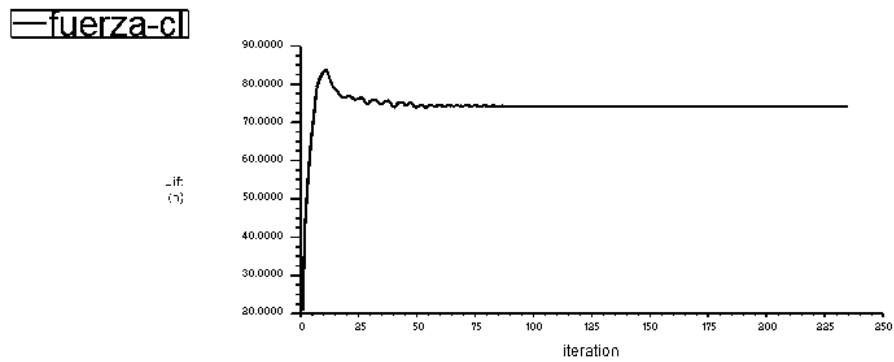


Figura 60.- Fuerza de sustentación del componente Wing Tip – Fairing Assy.

Fuente: Autor.

Como se puede observar en la figura 60 se obtiene un valor de sustentación de aproximadamente 58 N.

3.1.4.15 Velocidades

Analizando los resultados de velocidad se puede comprobar los principios físicos de la mecánica de fluidos para la aerodinámica, como se puede observar en la figura 62 la velocidad en la parte del intradós es menor comparado con la parte superior o extradós, debido a la diferencia de velocidades se da también una diferencia de presiones, este fenómeno es el que permite que los aviones alcancen la sustentación.

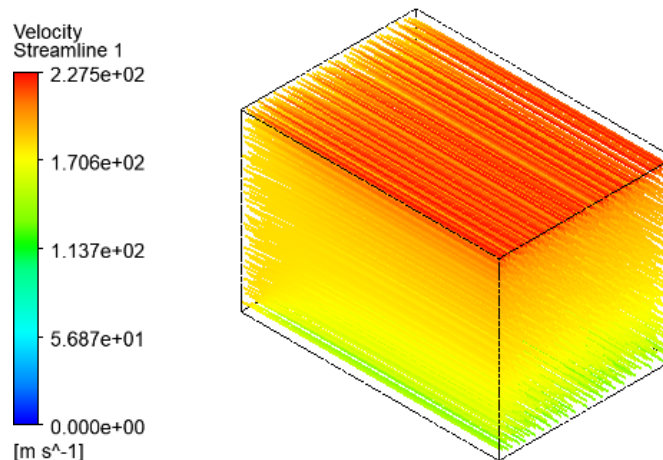


Figura 61.- Perfil de velocidades dentro del volumen de control.

Fuente: Autor.

3.1.4.16 Presiones

Dentro de los resultados del análisis CFD también se tiene una distribución de presiones, la mayor presión está en el borde de ataque, y en la zona del intradós. La máxima presión tiene un valor de 20,86 KPa. En la siguiente figura se puede observar la distribución de presiones alrededor de la pieza en estudio.

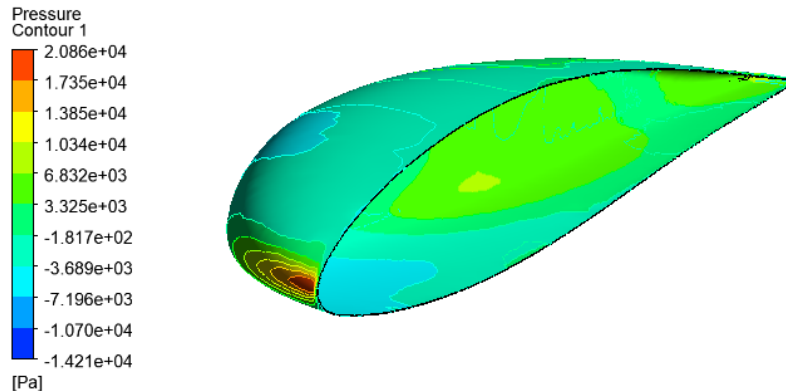


Figura 62.- Distribución de presiones en el componente Wing Tip – Fairing Assy

Fuente: Autor.

3.1.5 Ansys ACP (Pre)

Este software es utilizado para diseño y análisis de materiales compuestos. En esta parte se puede modelar el compuesto, crear materiales para trabajar, crear el número de capas a utilizar, dar la orientación de las fibras, revisar e inspeccionar el modelo, analizar fallas y parametrizar.

Una vez realizado la simulación en el módulo Fluid Flow (Fluent) y obtenido los esfuerzos aerodinámicos producidos durante un vuelo en crucero, el siguiente paso del trabajo consiste en elegir la mejor configuración que debe tener el material compuesto esto es tipo de material con sus respectivas propiedades mecánicas, numero de capas, orientaciones de las fibras, espesor de cada capa, Entre otros. Dicho material debe ser capaz de soportar los esfuerzos aerodinámicos producidos, además de dar un factor de seguridad.

3.1.5.1 Selección del material

Para la selección de los materiales a utilizar, se toma como referencia la tesis realizada en la Universidad Técnica de Ambato por el señor Vinicio Silva con el tema: “ANÁLISIS DE LA RÉPLICA DEL MATERIAL COMPUESTO ALTERNATIVO DE MATRIZ EPOXI REFORZADA CON FIBRAS SINTÉTICAS PARA DETERMINAR LAS PROPIEDADES MECÁNICAS EN LAS SUPERFICIES DE VUELO EN LAS AERONAVES DEL CID-FAE”, en la cual analiza distintas configuraciones de materiales compuestos, además realiza ensayos de tracción, flexión e impacto con la finalidad de obtener resultados que permitan seleccionar la/s mejores configuraciones del material para poder aplicar en la construcción de superficies de vuelo para las aeronaves de la Fuerza Aérea Ecuatoriana. Cabe mencionar que este trabajo antecede al presente proyecto de investigación el cual fue desarrollado con la finalidad de obtener un estudio del material para la construcción del componente Wing Tip – Fairing Assy.

En el trabajo el señor Vinicio Silva presenta 22 configuraciones diferentes de materiales compuestos, además de la composición de cada uno en la cual utiliza: fibra de vidrio, Kevlar, Carbono, malla de cobre, y resina aeroepoxy. En los resultados de las pruebas mecánicas de los 22 casos determina que el material alternativo que mejores propiedades mecánicas tiene es el compuesto por 6 capas de fibra de carbono a 0° , 1 capa de fibra de carbono a 135° y la fibra de cobre a 0° . Con un Esfuerzo a la tracción de 639.57 MPa, Esfuerzo a la flexión de 453.94 MPa y Energía de impacto de 3.39 J. Mientras que el material donde presenta los 3 tipos de refuerzo y tiene un mejor desempeño es el compuesto por 2 capas de fibra de vidrio a 0° , 2 capas de fibra de aramida a 0° , 2 capas de fibra de carbono a 0° , 1 capa de fibra de carbono a 45° y una capa de fibra de cobre a 45° , con un total de 8 capas, matriz de resina epoxy, el cual presenta los siguientes resultados: Esfuerzo a tracción de 513.84 MPa, esfuerzo a la flexión de 355,03 MPa y una energía de impacto de 2.55 J. El material seleccionado para la simulación es el compuesto por tres fibras de refuerzo, para verificar si es posible la construcción del componente Wing Tip – Fairing Assy aplicando este material.

Mientras que para determinar las propiedades de los materiales por separado se tomó como referencia la tesis realizada en la Universidad Técnica de Ambato por el señor

Manuel Telenchana con el tema: “ANÁLISIS NUMÉRICO/EXPERIMENTAL DE LOS COMPONENTES DEL MATERIAL COMPUESTO ALTERNATIVO DE MATRIZ EPOXI REFORZADA CON FIBRAS SINTÉTICAS UTILIZADO PARA LA FABRICACIÓN Y REPARACIÓN DE SUPERFICIES DE VUELO EN LAS AERONAVES DEL CIDFAE”, en dicho trabajo determina las propiedades mecánicas a tracción, flexión e impacto, del material compuesto con resina epoxy y cada una de las fibras por separado, en este trabajo realiza el estudio con 2 y 4 capas a su vez varia el ángulo para dirección de las fibras a 0 - 45 y 45 – 135 esto para cada número de capas y para cada una de las fibras.

Tabla 26.- Propiedades de los materiales utilizados

Propiedades elásticas de los materiales utilizados				
	Fibra de Carbono	Fibra de vidrio	Fibra de Kevlar	Aeropoxy
Densidad (Kg/ m ³)	1510	2270	1620	1109,96
E1 (GPa)	230	72	133	2,89
E2 (GPa)	24	72	7	2,89
G12 (GPa)	50	27,7	12	1,07
V12	0,8	0,3	0,38	0,35

Fuente: Autor.

Para conocer los detalles técnicos de la resina recomendada para la construcción de componentes aeronáuticos revisar el anexo 6.

3.1.5.2 Datos de Ingeniería (Engineering data)

En esta parte se tiene la posibilidad de escoger un material existente en la biblioteca de materiales compuestos o de crear un material personalizado con propiedades deseadas, las cuales son obtenidas mediante ensayos. En este caso se creó 5 materiales diferentes. Fibra de vidrio, carbono y kevlar que corresponde a materiales con propiedades ortotrópicas, cada una de estas fibras están tejidas (Woven), mientras que la malla de cobre y la resina aeropoxy son materiales con propiedades isotrópicas. Las propiedades de cada material se determinaron en base a las tesis especificadas en el apartado anterior. Para determinar las propiedades ortotrópicas tabla 27 se utilizó la ley de mezclas para materiales compuestos con fibra tejida (Woven) considerando que el volumen de fibra y resina está en un 50/50.

Tabla 27.- Propiedades ortotrópicas de cada material utilizado

Propiedades ortotrópicas de cada material utilizado			
Fibra	Fibra de Carbono	Fibra de vidrio	Fibra de Kevlar
Densidad (Kg/ m ³)	1310	1689,98	1364,98
Elasticidad Ortotrópica (GPa)			
Módulo de Young dirección X	62,55	23,05	38,3
Módulo de Young dirección Y	62,55	23,05	38,3
Módulo de Young dirección Z	6,9	2,79	2,81
Coeficiente de Poisson XY	0,041	0,06	0,02
Coeficiente de Poisson YZ	0,31	0,28	0,34
Coeficiente de Poisson XZ	0,31	0,28	0,34
Módulo de corte XY	3,3	2,85	2,7
Módulo de corte YZ	2,7	1,5	1,2
Módulo de corte XZ	2,7	1,5	1,2

Fuente: Autor.

Tabla 28.- Límites de Tracción Ortotrópica de cada material

Límites de Tracción Ortotrópica de cada material			
Material	Fibra de Carbono	Fibra de vidrio	Fibra de Kevlar
Límites de Tracción Ortotrópica (MPa)			
Tensión dirección X	805	400	500
Tensión dirección Y	805	400	500
Tensión dirección Z	50	42,7	13,2
Compresión dirección X	-509	-390	-170
Compresión dirección Y	-509	-390	-170
Compresión dirección Z	-170	-94,5	-67,2
Corte XY	125	97,1	49
Corte YZ	65	43,8	35,04
Corte XZ	65	43,8	35,04

Fuente: [57], [58], [59]

Tabla 29.- Límites de Deformación Ortotrópica de cada material

Límites de Deformación Ortotrópica de cada material			
Límites de Deformación Ortotrópica			
Tensión dirección X	0,0126	0,018	0,014
Tensión dirección Y	0,0126	0,018	0,014
Tensión dirección Z	0,008	0,0021	0,0024
Compresión dirección X	-0,0102	-0,012	-0,018
Compresión dirección Y	-0,0102	-0,012	-0,018
Compresión dirección Z	-0,012	-0,015	-0,0168
Corte XY	0,022	0,024	0,016
Corte YZ	0,019	0,012	0,016
Corte XZ	0,019	0,012	0,016

Fuente: [57], [58], [59]

Tabla 30.- Propiedades isotrópicas de la resina y la malla de cobre

Propiedades isotrópicas de la resina y la malla de cobre		
	Resina Aeropoxy	Malla de Cobre
Densidad (Kg/ m ³)	1109,96	1490,7
Módulo de Young (GPa)	2,89	119
Coefficiente de Poisson	0,35	0,33
Resistencia a la Tracción (MPa)	67,27	290

Fuente: [60]

3.1.5.3 Geometría (Geometry)

En esta parte se debe cargar el modelo CAD para el estudio, en este caso la geometría esta importada desde Solidworks como una superficie en formato IGS. Una vez cargada la geometría se la puede visualizar en el Design Modeler.

3.1.5.4 Modelo (Model)

En este apartado lo primero que el programa pide es un espesor para poder cargar la geometría, para este caso 1 mm, cabe mencionar que este espesor no va influir en el posterior modelado del material compuesto. El siguiente paso es mallar el componente primero se realiza un mallado por defecto para posterior a esto dar un tamaño de malla en este caso tiene un tamaño de 3 mm, para que la malla pueda ser lo más refinada posible, se puede comprobar el número de nodos, elementos y la calidad de la malla realizada.

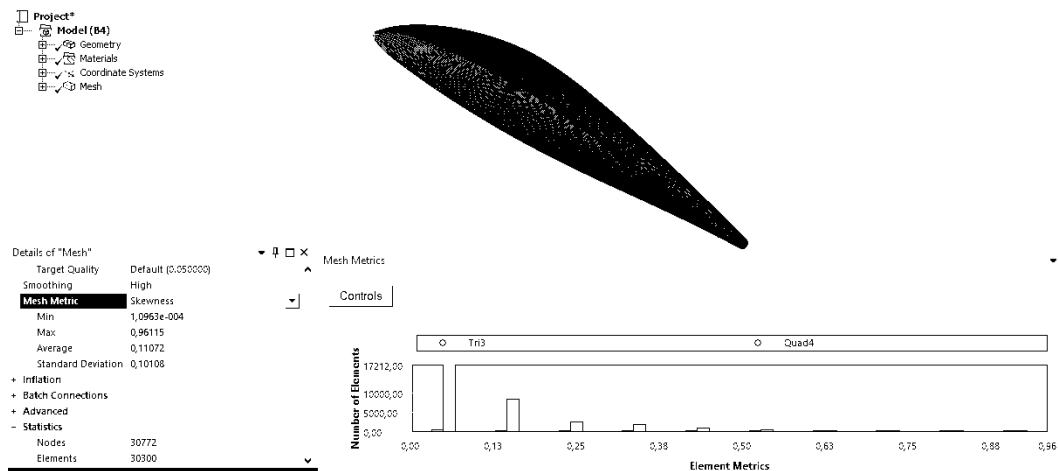


Figura 63.- Detalles del mallado del componente Wing Tip – Fairing Assy.

Fuente: Autor.

Como se puede visualizar en la figura 64 se consigue una calidad de malla excelente, además se tiene un total de 30772 nodos y 30300 elementos.

3.1.5.5 Setup ACP (Pre)

Cargada esta opción se puede visualizar la ventana principal de trabajo para este módulo, aquí aparece la geometría mallada y una serie de opciones al lado izquierdo de la ventana, dichas opciones se necesitan configurar y dar ciertos parámetros de trabajo. El proceso de trabajo se detalla a continuación:

➤ **Material data (Materials)**

Lo primero es verificar la lista de materiales creados al inicio del módulo ACP, desplegando la opción materials dentro de material data se puede verificar que consten todos los materiales creados, antes de iniciar con la configuración posterior.

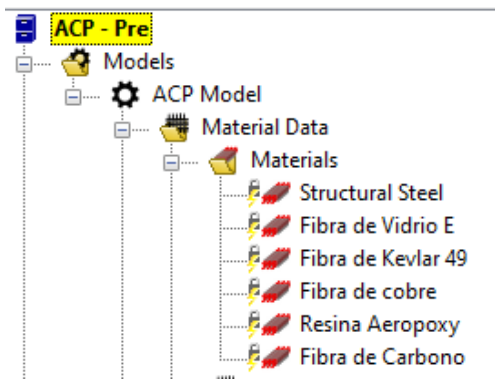


Figura 64.- Materiales utilizados para configurar el módulo ACP(Post)

Fuente: Autor.

Como se puede ver en la figura 65 se tiene las distintas fibras y la resina utilizada cada material con sus propiedades características.

➤ **Fabrics**

Dentro de Material Data esta la opción "Fabrics", en esta parte se crea el tejido de cada material para cada lamina además se debe ingresar el espesor que debe tener cada lamina de cada material, con las propiedades anteriormente definidas.

Para calcular los espesores aproximados de cada laminado con cada uno de los diferentes materiales se utilizó los resultados de los espesores obtenidos en las tesis de los señores Silva y Telenchana. En el trabajo del señor Silva presenta un espesor promedio del laminado propuesto para la construcción del componente de 1,6 mm; mientras que por su parte el señor Telenchana presenta espesores de cada laminado por separado, con lo cual se obtuvo los siguientes resultados para los 4 materiales diferentes.

Tabla 31.- Espesores de cada material más resina epóxica.

Espesores de cada lamina utilizada			
	Espesor mm	Numero de capas	Total (mm)
Fibra de Vidrio	0,17	2	0,34
Fibra de Kevlar	0,27	2	0,54
Fibra de Carbono	0,19	3	0,57
Malla de Cobre	0,15	1	0,15
		Total	1,6

Fuente: Autor.

Para cada material creado se tiene la posibilidad de dar un nombre al material, en la parte de material aparece una lista desplegable con cada uno de los materiales anteriormente definidos, se selecciona el que es de interés. Además, es necesario dar un espesor a cada lamina de cada material.

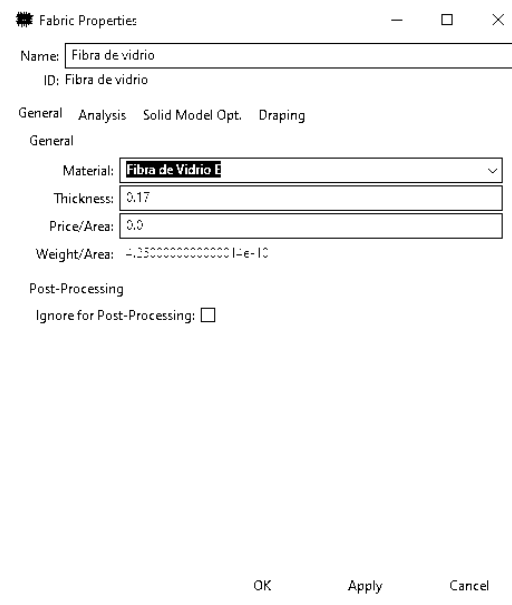


Figura 65.- Creación de la fibra de vidrio con sus propiedades para el laminado.

Fuente: Autor.

➤ Rosettes

Esta parte es muy importante ya que permite crear un sistema de coordenadas para lo cual se debe dar un punto de origen dando clic donde se considere debe ser el origen. Este sistema de coordenadas servirá para dar la dirección de las fibras. En este caso la dirección esta desde el borde de ataque.

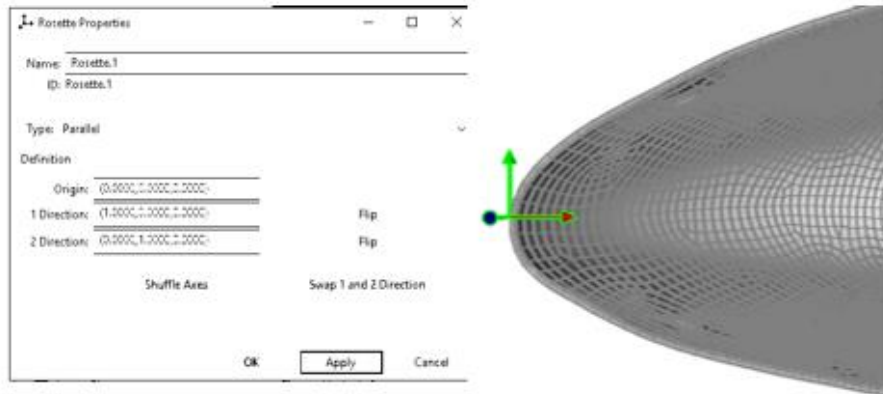


Figura 66.- Dirección del laminado.

Fuente: Autor.

➤ **Oriented Selection Sets**

En esta parte se debe crear un oriented selection set esta permite definir la dirección del apilamiento de las láminas. Para este caso la dirección de las láminas va hacia adentro.

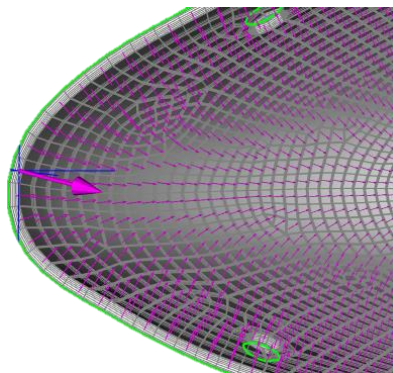


Figura 67.- Dirección del apilamiento de las láminas.

Fuente: Autor.

➤ **Modeling Groups**

Aquí se debe crear 4 grupos para las 3 fibras y la malla de cobre, en cada grupo se debe especificar la orientación del laminado, el material, el ángulo de orientación de cada una de las láminas y el número de capas. En este caso se tiene 2 capas de fibra de vidrio a 0° , 2 capas de fibra de Kevlar a 0° , 3 capas de fibra de carbono 2 a 0° y 1 a 45° y por último la malla de cobre a 45° .

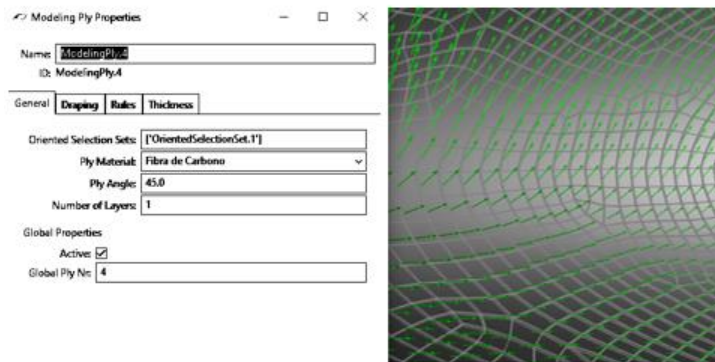


Figura 68.- Configuración de 1 capa de fibra de carbono a 45°.

Fuente: Autor.

➤ Section Cuts

Es importante crear un section cut esto con la finalidad de comprobar tanto la dirección del laminado, el número total de capas creadas en y la secuencia de apilamiento del material.

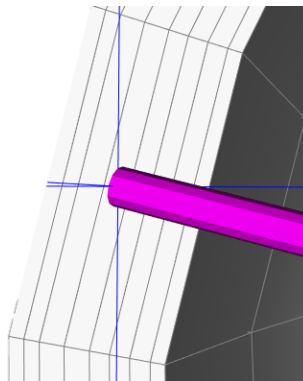


Figura 69.- Numero de capas y dirección de apilamiento del modelo creado.

Fuente: Autor.

En la figura 70 se puede apreciar las 8 capas que debe tener el modelo.

➤ Solid Model

Por último, también se debe crear un solid model para que el modelo en estudio se haga un solo sólido, para esto se utiliza la resina creada con sus respectivas propiedades.

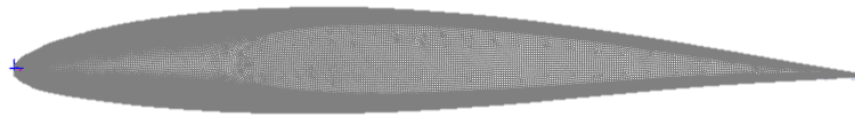


Figura 70.-Resultado del modelo obtenido una vez realizada la configuración en el módulo ACP (Pre).

Fuente: Autor.

3.1.6 Ansys Static Structural

Una vez configurado los 2 módulos anteriores el siguiente paso es analizar los resultados evaluados tanto en Ansys Fluent como en ACP (Pre), para lo cual es necesario enlazar los 2 módulos al denominado Static Structural.

Primero se debe enlazar el módulo de Ansys ACP (Pre) con Static Structural, con lo cual en esta parte se carga los valores de cada material utilizado, la geometría y el modelo configurado con el material compuesto detallando las características de cada lamina. Una vez realizado esto unir Fluid Flow (Fluent) con Static Structural, aquí se podrá importar las cargas generadas a consecuencia de los esfuerzos aerodinámicos a la geometría ya cargada.

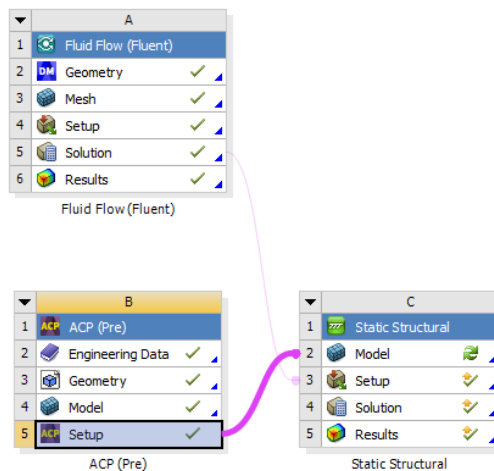


Figura 71.- Enlace de los 3 módulos para analizar los esfuerzos aerodinámicos.

Fuente: Autor.

Realizado los pasos anteriores es necesario dar algunas condiciones iniciales a la pieza en estudio para poder realizar el cálculo tanto de las deformaciones como de los esfuerzos. En este caso lo primero es fijar los soportes lo cual se hace con fixed suport, en este caso deben ir en los 26 agujeros.

Resultados generados a consecuencia de los esfuerzos aerodinámicos

Tabla 32.- Resultados obtenidos en el componente Wing Tip – Fairing Assy producto de los esfuerzos aerodinámicos.

Resultados aerodinámicos	
Deformación Total	0,0054 mm
Esfuerzo equivalente	2,977 MPa

Fuente: Autor.

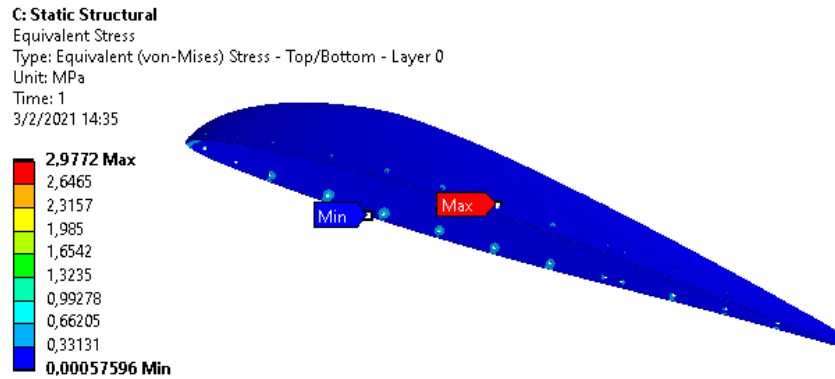


Figura 72.- Esfuerzo equivalente en el componente Wing Tip – Fairing Assy consecuencia de los esfuerzos aerodinámicos.

Fuente: Autor.

En la figura 73 se puede ver que los esfuerzos son mayores en la zona de los agujeros especialmente el intradós y el borde de ataque, esto tiene sentido ya que durante el vuelo la presión es mayor en el intradós.

Otra consideración importante para este estudio es el peso del avión al momento del despegue, ya que este al momento de despegar libera su peso máximo el cual esta soportado por las alas.

El peso máximo al despegue es de 5400 Kg el cual está distribuido para las 2 alas del avión, cada ala tiene una superficie alar de 19,4 m². entonces el peso que soporta el componente Wing Tip se puede calcular realizando una regla de 3.

$$\begin{array}{cc} 19,4 \text{ m}^2 & 2700 \text{ Kg} \\ 0,508 \text{ m}^2 & X \text{ Kg} \end{array}$$

Con lo cual se puede decir que el componente soporta una carga de 70,701 Kg el momento del despegue, con este valor se puede calcular la fuerza producida.

$$F = 70,701 \text{ Kg} * 9,81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}$$

$$F = 693.57 \text{ N}$$

Este valor debe ser ingresado al software como una presión, la cual ejerce en todo el componente en la dirección -y.

$$P = \frac{693,57 \text{ N}}{0,508 \text{ m}^2}$$

$$P = 1365,29 \text{ Pa}$$

Además de las consideraciones anteriores se puede tomar en cuenta el propio peso del componente para los cálculos respectivos.

Resultados

Realizando estas consideraciones adicionales se puede volver a realizar los cálculos, teniendo los siguientes valores

Tabla 33.- Resultados obtenidos en el compenete Wing Tip – Fairing Assy

Resultados producidos en el componente	
Deformación Total	0,113 mm
Esfuerzo equivalente	41,19 MPa

Fuente: Autor.

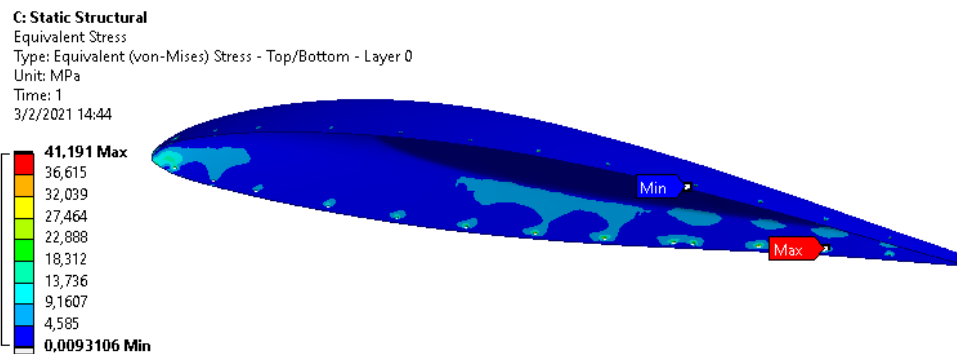


Figura 73.- Esfuerzo equivalente total producido en el componente Wing Tip – Fairing Assy.

Fuente: Autor.

Como se puede observar en la figura 74 los mayores esfuerzos se dan en los agujeros del intradós y en la parte del borde de ataque del perfil, con esto se puede comprobar que la falla en este componente siempre se da en la parte de los agujeros y en la zona delantera del perfil.

3.1.7 Ansys ACP (Post)

Después de obtener los resultados tanto de la deformación como el esfuerzo en el módulo Static Structural el siguiente paso consiste en determinar si el material es seguro para la aplicación que se requiere, es decir evaluar el material propuesto mediante una teoría de falla. Para esto se utiliza el módulo Ansys ACP (Post), con este módulo se puede determinar el inverse reserve factor seleccionando un criterio de falla, el cual es muy importante para determinar si el material va a fallar o no, además se puede revisar tanto las deformaciones como los esfuerzos que se generan en cada capa.

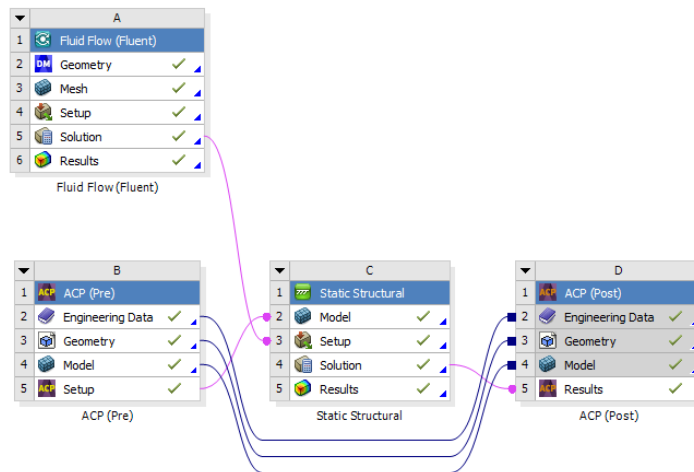


Figura 74.- Esquema general de los módulos para determinar el inverse reverse factor.

Fuente: Autor.

Dentro de los resultados del módulo ACP (Post) se puede determinar la deformación total, así como también los esfuerzos producidos en cada capa del material, obteniendo los siguientes resultados.

Tabla 34.- Esfuerzos producidos en cada capa del material compuesto

Esfuerzo producido en cada capa de material utilizado			
# de Capas	Material y configuración	Esfuerzo Equivalente (MPa)	
		Max	Min
1	Fibra de vidrio a 0°	10,9	10,65
2	Fibra de vidrio a 0°	9,29	9,09
3	Fibra de Kevlar a 0°	11,09	10,75
4	Fibra de Kevlar a 0°	6,94	6,72
5	Fibra de Carbono a 0°	6,05	5,9
6	Fibra de Carbono a 0°	4,47	5,5
7	Fibra de Carbono a 45°	10,61	12,56
8	Malla de cobre a 45°	30,58	32,46

Fuente: Autor.

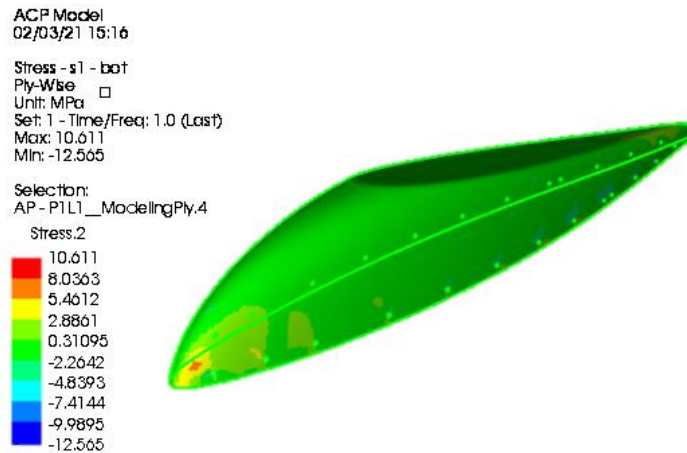


Figura 75.- Esfuerzo producido en la lámina 7 del componente Wing Tip – Fairing Assy.

Fuente: Autor.

En la figura 76 se puede apreciar el esfuerzo producido en la lámina 7 la cual está compuesta de fibra de carbono a 45°. El esfuerzo se concentra en esta lamina en la parte del borde de ataque y los agujeros delanteros.

3.1.7.1 Criterio de falla

En base a los resultados obtenidos el siguiente paso es determinar si el material va a soportar estos esfuerzos y no va a fallar, para lo cual es necesario establecer un criterio de falla para que el software pueda evaluar en base al inverse reverse factor y determinar si el material propuesto es el ideal para desempeñar el trabajo.

Se selecciono el criterio de falla Tsai – Wu, ya que es uno de los más utilizados para predecir falla en materiales compuestos además de ser uno de los más relevantes dentro del grupo de criterios, este criterio de fallo generaliza el criterio de Tsai – Hill ya que distingue las resistencias a tracción de las de compresión, este además está basado en el criterio de Von – Mises para materiales isotrópicos.

En la figura se muestra los resultados obtenidos aplicando el criterio de falla y evaluando mediante el Inverse Reverse Factor.

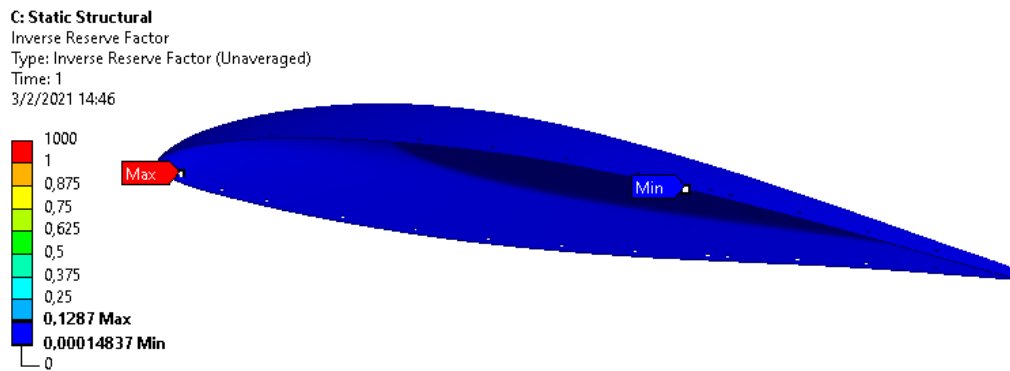


Figura 76.- Inverse Reserve Factor del componente Wing Tip – Fairing Assy

Fuente: Autor.

Como se puede apreciar en la figura 77 se tiene un valor de 0,1287 el cual corresponde al inverse reserve factor, el cual indica lo siguiente:

El material falla si

$$\text{Inverse Reserve Factor} > 1$$

El material es seguro si

$$\text{Inverse Reserve Factor} < 1$$

Con esto se puede determinar que el componente Wing Tip – Fairing Assy construido con este material no va a fallar.

Ansys ACP (Post) también da la posibilidad de visualizar el Inverse Reserve Factor en cada lamina o capa del material compuesto.

Tabla 35.- Valores del Inverse Reserve Factor de cada capa del material compuesto.

Valores del Inverse Reserve Factor para cada capa del material		
# de Capas	Material y configuración	Inverse Reserve Factor
1	Fibra de vidrio a 0°	0,052
2	Fibra de vidrio a 0°	0,044
3	Fibra de Kevlar a 0°	0,128
4	Fibra de Kevlar a 0°	0,096
5	Fibra de Carbono a 0°	0,030
6	Fibra de Carbono a 0°	0,023
7	Fibra de Carbono a 45°	0,033

Fuente: Autor.

En la malla de cobre no se puede evaluar este valor ya que es un material isotrópico

3.1.7.2 Factor de carga (seguridad)

Con los resultados obtenidos anteriormente se puede determinar un factor de seguridad para la pieza, el cual es muy importante al tratarse de un componente aeronáutico. Un factor de carga para una estructura de un avión debe ser lo suficientemente fuerte para soportar todo tipo de cargas, la aeronave en estudio entra en la categoría de aviones acrobáticos, para esta categoría la Agencia Europea de Seguridad Aérea (EASA) establece que este tipo de aeronaves deben tener un factor límite de 6.

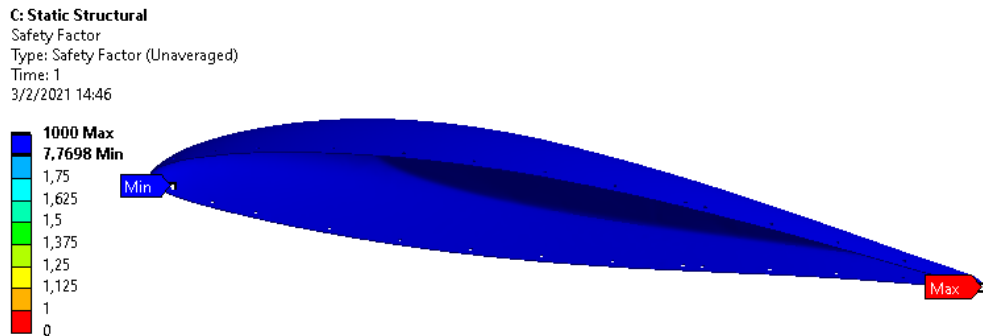


Figura 77.- Factor de seguridad del componente Wing Tip – Fairing Assy.

Fuente: Autor.

En la figura 78 se puede ver el valor del factor de seguridad el cual es de 7,76. Con lo cual se puede decir que el material seleccionado si cumple con los requerimientos para la construcción de este tipo de componentes.

Comparación entre el componente Wing Tip original y el propuesto

Tabla 36.- Comparación entre el componente Wing Tip original y el propuesto

	Wing Tip original	Wing Tip propuesto
Material	Fibra de vidrio, malla de cobre	Fibra de vidrio, kevlar, carbono, malla de cobre
Peso	1,25 kg	1,14 kg
Espesor	2,7 mm	1,6 mm
Costo	\$11778,04	\$800

Fuente: Autor.

3.1.8 Ensayos de flexión de 3 puntos

Los resultados de los ensayos de flexión de 3 puntos se presentan a continuación en las siguientes fichas técnicas con los resultados obtenidos del material compuesto. Los ensayos se realizaron mediante la norma NTE INEN 2047:96.

Tabla 37.- Ficha técnica del ensayo de flexión de 3 puntos del componente Wing Tip – Fairing Assy

	UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA CARRERA DE INGENIERÍA MECÁNICA		
Ficha de recolección de datos			
Ensayo de Flexión de 3 puntos			
Datos Informativos:			
Lugar:	Lenmav Laboratorio de Ensayo de Materiales - Riobamba		
Fecha:	Ambato, 30 de diciembre de 2020.		
Tipo de máquina:	Máquina Universal de Ensayos – WAW600B.		
Norma:	NTE INEN 2047:96		
Realizó:	Revisó:	Aprobó:	
Hugo Palacios	Ing. César Arroba. Mg.	Ing. César Arroba. Mg.	
Parámetros de ensayo:			
Matriz:	Resina epoxi	Fracción volumétrica:	50 %
Refuerzo:	Fibra de Carbono + Fibra de Vidrio	Fracción volumétrica:	50 %
Configuración:	Tejido	Estratificación:	Al vacío
Orientación:	0°	Curado:	Ambiente
Numero de capas	8	Velocidad de ensayo:	5 mm/min

Orden de capas	2 fibra de Carbono + 6 fibra de vidrio	Distancia entre apoyos	400 mm
Número de piezas	2	Humedad relativa:	50,8 %
Espesor promedio:	2,6 mm	Temperatura:	20 °C

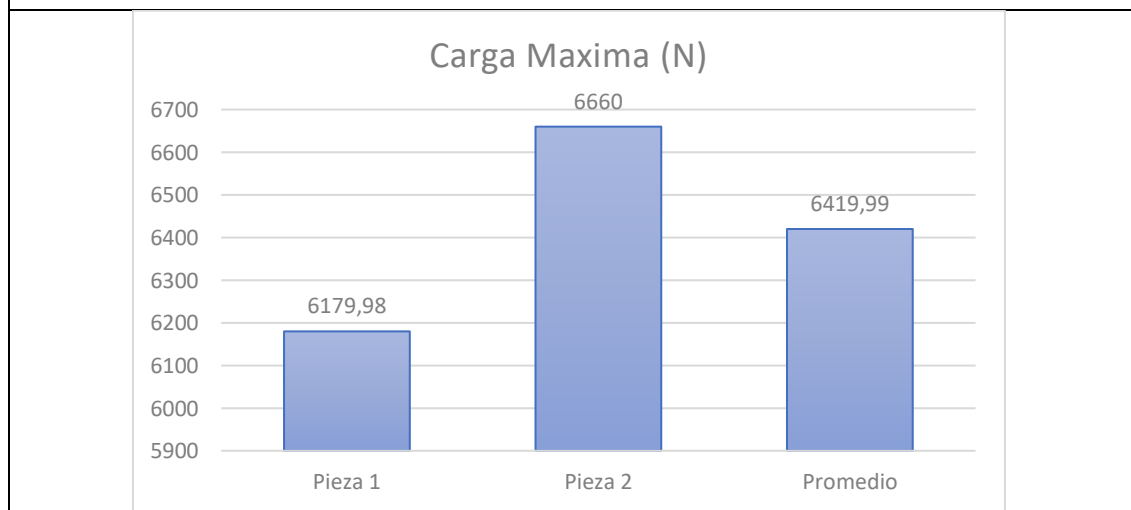
Tabulación de resultados:

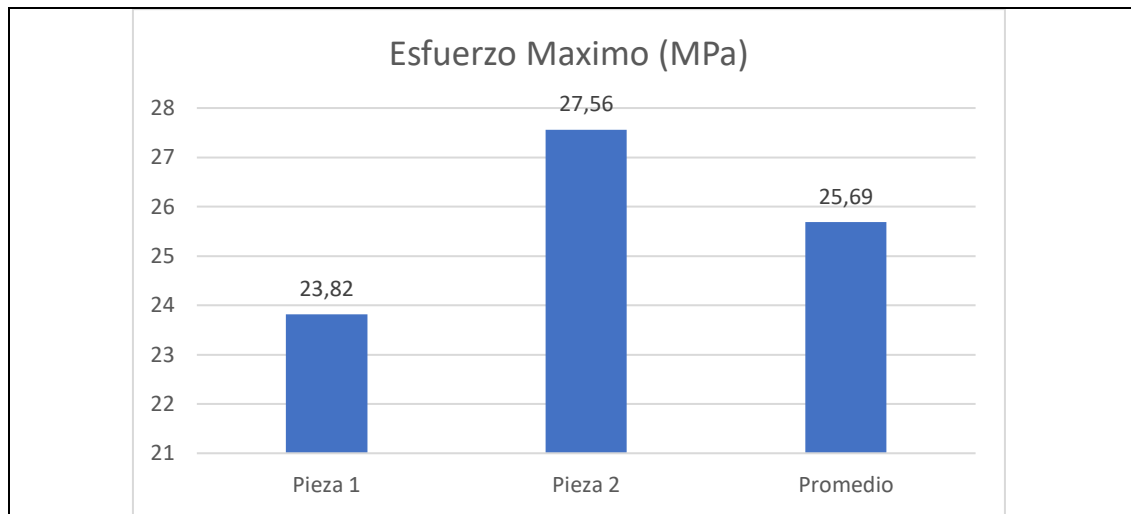
N° Probeta	Carga máxima (N)	Esfuerzo de flexión (Mpa)	Módulo de flexión (Mpa)	Deflexión (mm)	
1	6179,98	23,82	31854.87	7,82	
2	6660,00	27,56	32106.23	6,95	
Promedio	6419,99	25,69	32201.97	7,38	
Desviación estándar	339,42	2,64	2288.03	0.61	

Fotografías del ensayo:



Graficas de resultados





Observaciones: Para el ensayo se considero como un perfil U, tomando como referencia los parametros dimensionales de la seccion de aplicacion de la carga.

Evaluacion:

Carga maxima a flexion promedio	6419,99 N
Esfuerzo maximo a flexion promedio	25,69 MPa
Flecha maxima promedio	7,38 mm
Espesor promedio	2,6 mm

4 CAPITULO IV.- CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

4.1 Conclusiones

- El proceso de ingeniería inversa del componente Wig Tip – Fairing Assy, inicia con una réplica en fibra de vidrio que sirve como una matriz para un modelo inicial, siguiendo con este modelo y corrigiendo la variación dimensional respecto al modelo original se obtiene un modelo réplica que sirve para fabricar el molde definitivo de la parte.
- Para la creación del modelo CAD de la pieza original se aplicó un escaneo y digitalización 3D, con una tolerancia de $\pm 0,04$ mm, posteriormente se realizó un tratamiento a la nube de puntos para conseguir una superficie del modelo, con el tipo obtenido se pudo establecer que el perfil aerodinámico del EMBRAER EMB 314 corresponde a un NACA 2412.
- Los materiales alternativos y sus configuraciones seleccionados para la construcción del componente son 2 capas de fibra de vidrio a 0° , 2 capas de fibra de Kevlar a 0° , 2 capas de fibra de carbono a 0° , 1 capa de fibra de carbono a 45° y una capa de malla de cobre a 45° , con una matriz de resina Aeropoxy.
- El procedimiento utilizado para manufacturar el componente es mediante bolsa de vacío, ya que este proceso permite alcanzar muy buenas propiedades físicas y características en la laminación del componente, ya que las fibras se compactan de mejor manera.
- El modelo conseguido en el escaneo 3D se evaluó con el software Ansys Research, simulando un vuelo en crucero y el material propuesto, con lo cual se pudo conseguir resultados de deformación, esfuerzo máximo en todo el componente y en cada capa, además con el criterio de falla de Tsai – Wu se analizó el inverse reverse factor y el factor de seguridad.
- Los mayores esfuerzos se concentran en la zona de los agujeros, especialmente en los agujeros del intradós y en la parte delantera del componente es decir en el borde de ataque. Con lo cual queda demostrado que estos componentes siempre fallan en estas zonas.

- El material propuesto para la fabricación del componente Wing Tip – Fairing Assy cumple con los requerimientos establecidos para poder ser instalados en la flota de aeronaves (Super Tucano) de la Fuerza Aérea Ecuatoriana, ya que el inverse reverse factor cumple con la condición para que el material sea seguro.

4.2 Recomendaciones

- Una vez construido el molde lavar este con agua y detergente, después pasar 20 manos de cera de pisos para curar, antes de mandar la primera pieza al vacío pasar 6 manos de cera desmoldante y una mano de alcohol polivinílico con lo cual se facilita el desmoldeo de la pieza y se consigue un excelente acabado superficial.
- Tener en cuenta las recomendaciones del fabricante de la resina utilizada para la dosificación con el aditivo, ya que de esto depende que la resina se gelifique o no.
- Mojar las telas de manera uniforme con la resina e ir colocando una por una dentro del molde así mismo a cada una dando la forma del molde.
- El proceso de vacío se debe realizar antes que la resina empieza a gelificar, este proceso debe durar aproximadamente unas tres horas.
- Utilizar equipos de protección personal para la manipulación de las fibras y la resina, ya que al momento del corte se desprenden partículas las cuales pueden afectar el sistema respiratorio especialmente de la fibra de vidrio.
- Limpiar los equipos de trabajo y la mesa al terminar el proceso ya sea con alcohol o con thinner.

Referencias

- [1] FAE, «Centro de Investigación y Desarrollo de la FAE,» 2013. [En línea]. Available: <http://leon.260mb.net/?i=1>. [Último acceso: 19 Agosto 2019].
- [2] Engineer, «The Engineer,» 31 Marzo 2017. [En línea]. Available: <https://www.theengineer.co.uk/the-evolution-of-the-aircraft-wing/>. [Último acceso: 31 Agosto 2019].
- [3] Aviación 21, «A21 mx,» 1 Junio 2018. [En línea]. Available: <https://a21.com.mx/innovacion/2018/06/01/composites-materiales-que-moldean-el-futuro-de-la-aviacion>. [Último acceso: 31 Agosto 2019].
- [4] Solutions Applynano, «solutions applynano,» 16 Enero 2018. [En línea]. Available: <http://www.applynano.com/es/materiales-compuestos-una-solucion-en-la-industria-aeronautica/>. [Último acceso: 31 Septiembre 2019].
- [5] E. Morales, «Transponder 1200,» 4 Noviembre 2019. [En línea]. Available: <https://www.transponder1200.com/de-winglets-sharklets-y-dispositivos-de-punta-alar/>. [Último acceso: 31 Agosto 2019].
- [6] P. Llarena, «Sistemas de reducción de resistencia inducida de punta de ala,» Escuela Técnica Superior de Ingeniería Industrial de Barcelona, Barcelona, 2017.
- [7] P. G. Lázaro, «Estudio aerodinámico de un dispositivo de punta alar o winglet,» Escuela Técnica Superior de Ingeniería Industrial de Barcelona, Barcelona, 2016.
- [8] L. Hermosillo, «Análisis numérico de propuesta de winglet en avioneta comercial,» Escuela Superior de Ingeniería Mecánica y Eléctrica, México, 2018.
- [9] A. J. Ruiz, «Diseño de un ala de avión mediante técnicas numéricas (FEM),» Universidad Carlos III de Madrid Escuela Politécnica Superior, Madrid, 2016.

- [10] I. López, «Optimización y análisis de la estructura de un ala con materiales compuestos», Instituto Politécnico Nacional, México, 2016.
- [11] Wikipedia, «Wikipedia,» 8 Agosto 2020. [En línea]. Available: https://es.wikipedia.org/wiki/Anexo:Aeronaves_de_la_Fuerza_A%C3%A9rea_Ecuatoriana. [Último acceso: 1 Septiembre 2020].
- [12] Wikipedia, «Wikipedia,» 10 Junio 2020. [En línea]. Available: https://es.wikipedia.org/wiki/Embraer_EMB_314_Super_Tucano. [Último acceso: 1 Septiembre 2020].
- [13] Militaries Yellowteak, «Youtube,» 19 Enero 2018. [En línea]. Available: <https://www.youtube.com/c/yellowteakmilitaries/videos>. [Último acceso: 1 Octubre 2020].
- [14] Mundo Aeronáutico, «Youtube,» 27 Noviembre 2017. [En línea]. Available: <https://www.youtube.com/c/MundoAeron%C3%A1utico/videos>. [Último acceso: 1 Octubre 2020].
- [15] D. McLean, 2005 «Boeing,» Wintip Devices: What they do and How they do it. [En línea]. Available: https://www.smartcockpit.com/docs/Wingtip_Devices.pdf.
- [16] NASA, «NASA Fandom,» Mayo 2018. [En línea]. Available: https://nasa.fandom.com/wiki/NACA_airfoil. [Último acceso: 14 Noviembre 2020].
- [17] Airfoil tools, «Airfoiltools,» Abril 2018. [En línea]. Available: <http://airfoiltools.com/airfoil/NACA4digit>. [Último acceso: 14 Noviembre 2020].
- [18] A. J. Ruiz, «Diseño de un ala de avión mediante técnicas numéricas (FEM),» Universidad Carlos III de Madrid Escuela Politécnica Superior, Madrid, 2016.

- [19] B. Molina, «Slideshare,» 10 Marzo 2014. [En línea]. Available: <https://es.slideshare.net/BryanErnestoMolinaVela/clase-1-conceptos-generales>. [Último acceso: 15 Septiembre 2020].
- [20] Manual de la atmósfera tipo de la OACI, 2, «International Civil Aviation Organization,» Montreal, 1993.
- [21] L. Pelayo, «Sistemas de Reducción de Resistencia Inducida de Punta de Ala,» Escuela Tecnica Superior de Ingenieria Industrial de Barcelona, Barcelona, 2017.
- [22] E. Lara, «Implementación de la metodología de la ingeniería inversa, Desarrollo tecnológico y construcción de un tornillo Sin Fin de una caja reductora,» Universidad Tecnológica de Pereira Facultad de Tecnologías Escuela de Tecnología Mecánica, Pereira 2013.
- [23] M. Montoya, «La ingeniería inversa y la información de algunas consideraciones sobre la integración de la ingeniería inversa, el CAD y los prototipos rápidos,» Universidad Nacional Autónoma de México, México, 2013.
- [24] C. Ospina, «Ingenieria Inversa, Aplicación de la ingeniería inversa en la reproducción de una pieza plástica inyectada,» Universidad Tecnologica de Pereira Facultad de Tecnologías Escuela de Tecnología Mecánica, Pereira, 2015.
- [25] C. Moron, «Metodología de trabajo conjunto de escaneado e impresión 3D,» Universidad Politécnica de Madrid, Madrid, 2018.
- [26] 3D HandySCAN, «Creaform,» 24 Julio 2018. [En línea]. Available: <https://www.creaform3d.com/es/soluciones-de-metrologia/escaneres-3d-portatiles-handyscan-3d>. [Último acceso: 2 Septiembre 2020].
- [27] F. Tomeo, G. Sellanes y A. Andres, «Materiales Alternativos,» 2008. [En línea]. Available:http://construccion3.weebly.com/uploads/5/3/6/3/536327/g06_materiales_alternativos.pdf. [Último acceso: 1 Septiembre 2020].

- [28] D. Askeland, F. Pradeep y W. Wendelin, *Ciencia e ingeniería de Materiales*, México: Cengage Learning, 2011.
- [29] N. Castro, W. Coronado y L. Perez, «Diseño estructural del fuselaje, ala central y unión ala-fuselaje para la aeronave no tripulada (UAV) Skycruiser x-1,» Universidad de San Buena Aventura, Bogotá, 2013.
- [30] I. Rodriguez y M. Predoza, «Tecnología de materiales compuestos,» Instituto Politécnico Nacional, 2014.
- [31] D. Elizondo, «Aspectos físicos y factores que determinan la calidad superficial en el maquinado de compósitos de matriz polimérica reforzados con fibras,» Universidad Autónoma de Nuevo León, San Nicolás de la Garza, 2014.
- [32] A. Gil, «Eafit,» 30 Marzo 2012. [En línea]. Available: <https://www.eafit.edu.co/servicios/centrodelaboratorios/infraestructura/laboratorios/Documents/Guia%20de%20manejo%20de%20resinas.pdf>. [Último acceso: 7 Septiembre 2020].
- [33] M. Niu, *Composite Airframe Structures*, Hong Kong: Conmilit Press Ltd , 1992.
- [34] L. Restrepo, «Fibra plus,» 22 Enero 2018. [En línea]. Available: <http://fibraplus.com/mek-peroxido/>. [Último acceso: 7 Agosto 2020].
- [35] A. Moral y M. Nogueira, «Materiales de última generación y materiales eficientes,» Universidad de Alcalá, Madrid, 2007.
- [36] A. Miravete, *Materiales Compuestos I*, Barcelona: Reverte. S.A, 2012.
- [37] Andercol Cristalan, «Poliéster Insaturado,» Cristalan, Colombia, 2014.

- [38] F. Capella, «interempresas,» 1 Julio 1995. [En línea]. Available: <http://www.interempresas.net/Plastico/Articulos/3410-Moldes-para-transferencia-de-termoestables.html>. [Último acceso: 3 Septiembre 2020].
- [39] ClipCarbono, «ClipCarbono,» 16 Abril 2018. [En línea]. Available: <https://www.clipcarbono.com/es/comprar-nucleos-sandwich-ligeros-baja-densidad-rigidez/1324-coremat-xm-espesor-2-mm-1000-x-500-mm.html>. [Último acceso: 18 Septiembre 2020].
- [40] V. Gomez, «Caracterización mecánica de materiales compuestos manufacturados fuera de autoclave, » Centro de Ingeniería y Desarrollo Industrial, Santiago de Queretano, 2017.
- [41] R. Serrano, «Raquel Serrano Lledó,» 23 Mayo 2018. [En línea]. Available: http://www.raquelserrano.com/wp-content/files/procesos_otros_4.pdf. [Último acceso: 5 Septiembre 2020].
- [42] Mariano, «blogspot,» 11 Enero 2011. [En línea]. Available: <https://tecnologiadelosplasticos.blogspot.com/2011/11/moldeo-manual-de-materiales-compuestos.html>. [Último acceso: 5 Septiembre 2020].
- [43] A. Yves, «Desarrollo del proceso de fabricacion de un material compuesto de matriz termoplastica, » Instituto Politécnico Nacional, México, 2010.
- [44] Antonio Miravete, Materiales Compuestos I, Barcelona: Editorial Reverte S.A., 2012.
- [45] Becker, «Becker Iberica,» 9 Enero 2018. [En línea]. Available: <https://becker-iberica.com/que-son-y-como-funcionan-las-bombas-de-vacio/>. [Último acceso: 3 Enero 2021].

- [46] Viot, «Viot,» 12 Abril 2016. [En línea]. Available: <https://www.viot.us/shop.php?model=VPES3&sw=3>. [Último acceso: 27 Diciembre 2020].
- [47] Applus, «Applus,» 28 Abril 2017. [En línea]. Available: <https://www.applus.com/global/es/what-we-do/sub-service-sheet/ensayos-destructivos-de-materiales>. [Último acceso: 5 Septiembre 2020].
- [48] J. Dávila, S. Galeas, V. Guerrero, P. Pontón, N. Rosas, V. Sotomayor y . C. Valdivieso, Nuevos Materiales: Aplicaciones Estructurales e Industriales, Quito: Escuela Politécnica Nacional, 2011.
- [49] R. Budynas y K. Nisbett, Diseño en Ingeniería Mecánica de Shigley, México: Mc Graw- Hill Interamericana, 2008.
- [50] J. Vargas, «Cálculo de estructuras utilizando elemento finito con cómputo en paralelo,» Centro de Investigación en Matemáticas A.C., Guanajuato, 2010.
- [51] J. Fernández, Técnicas numéricas en ingeniería de fluidos: Introducción a la dinámica de fluidos computacional (CFD) por el método de volúmenes finitos, Reverté: Barcelona, 2015.
- [52] L. Meneses, L. Díaz y G. González, «Dinámica de fluidos computacional en el análisis de intercambiadores de calor de coraza y tubos,» Revista UIS Ingenierías, vol. XVIII, nº 2, pp. 237-244, 2019.
- [53] W. Rodríguez y M. Salinas, «Instituto de Ingeniería UNAM,» 4 Febrero 2018. [En línea]. Available: <http://www2.iingen.unam.mx/es-mx/Publicaciones/GacetaElectronica/Enero-Febrero2018/Paginas/Dinamicadefluidos.aspx>. [Último acceso: 27 Diciembre 2020].

- [54] D. Cisneros, «Estudio experimental y numérico de la separación de flujo turbulento alrededor de un perfil aerodinámico,» Escuela Superior de Ingeniería Mecánica y Eléctrica Unidad Ticoaman, México, 2011.
- [55] E. Davalos, «Modelo numérico CFD del tunel de carga, tubería a presión y distribuidores utilizando el paquete computacional Ansys Fluent. Caso de aplicación proyecto Hidroeléctrico Sopladora,» Escuela Politécnica Nacional, Quito, 2020.
- [56] Type Certificate Holder, «Pratt and Whitney Canada Corp,» Canada, 2016.
- [57] C. George, «Exploring Structural Design of the Francis Hidro - Turbine Blades Using Composite Materials,» Research Gate, vol. XVIII, n° 1, pp. 43-55, 2020.
- [58] M. Jones, The Basic Ply Properties of a Kevlar 49 / Epoxy Resin Composite Systems, London: Controller HMSO, London, 1983.
- [59] F. Taylor, «Science and Technology of Advanced Materials,» Taylor and Francis Online, vol. VI, n° 1, pp. 43-70, 2018.
- [60] T. Hu y X. Yu, «Lightning Performance of Copper-Mesh Clad Composite Panels: Test and Simulation,» MDPI, vol. II, n° 1, pp. 2-14, 2019.
- [61] G. Reales, «Cálculo de aviones,» Universidad de Sevilla, Sevilla, 2013.
- [63] Gazechim Composites, «Gazechim,» 16 Marzo 2019. [En línea]. Available: <https://www.gazechim.es/procesos-de-aplicacion/infusion-por-vacio/>. [Último acceso: 5 Septiembre 2020].

Anexos
Anexo 1. Resina Poliester



LA HOJA DE DATOS DE SEGURIDAD

Esta Hoja de Datos de Seguridad está preparada de acuerdo con la NOM-018-STPS-2015
 Fecha de revisión 04/sep/2019

SECCIÓN 1: IDENTIFICACIÓN DE LA SUSTANCIA QUÍMICA PELIGROSA O MEZCLA Y DEL PROVEEDOR O FABRICANTE

Identificador del producto

Nombre del producto **POLYLITE® 33206-15**

Otros medios de identificación

Código(s) del producto: 210479 ; 208512
 Familia química Resina de poliéster no saturado

Uso recomendado de la sustancia y restricciones de uso

Uso recomendado Resina de poliester para uso general
 Restricciones de uso No hay información disponible

Datos del proveedor o fabricante

Dirección del fabricante
 REICHHOLD QUIMICA DE MEXICO
 Boulevard Arturo Montiel Rojas 10006
 Atlacomulco C.P. 50458
 Atlacomulco Estado de México

Número de teléfono en caso de emergencia

SETIQ 01-800-00-214-00

Dirección de correo electrónico prodsafety@reichhold.com

SECCIÓN 2: IDENTIFICACIÓN DE LOS PELIGROS

Clasificación

Toxicidad aguda por vía cutánea	Categoría 5 - (H313)
Toxicidad aguda por inhalación (vapores)	Categoría 4 - (H332)
Corrosión/irritación cutánea	Categoría 2 - (H315)
Lesiones oculares graves/irritación ocular	Categoría 2A - (H319)
Carcinogenicidad	Categoría 2 - (H351)
Toxicidad para la reproducción	Categoría 2 - (H361)
Toxicidad específica de órganos blanco (exposición única)	Categoría 3 - (H335)
Toxicidad específica de órganos blanco (exposiciones repetidas)	Categoría 1 - (H372)
Toxicidad por aspiración	Categoría 2 - (H305)
Líquidos inflamables	Categoría 3 - (H226)

Elementos de la etiqueta del SGA

¡PELIGRO

Indicaciones de peligro

H305 - Puede ser nocivo en caso de ingestión y de penetración en las vías respiratorias
 H313 - Puede ser nocivo en contacto con la piel
 H315 - Provoca irritación cutánea
 H319 - Provoca irritación ocular grave
 H332 - Nocivo si se inhala
 H335 - Puede irritar las vías respiratorias
 H351 - Susceptible de provocar cáncer
 H361 - Susceptible de perjudicar la fertilidad o dañar al feto
 H372 - Provoca daños en los órganos tras exposiciones prolongadas o repetidas
 H226 - Líquido y vapores inflamables

**Consejos de prudencia - Prevención**

- P201 - Procurarse las instrucciones antes del uso
 P202 - No manipular antes de haber leído y comprendido todas las precauciones de seguridad
 P280 - Usar guantes / ropa de protección / equipo de protección para la cara / los ojos
 P264 - Lavarse la cara, las manos y la piel cuidadosamente después de la manipulación
 P271 - Utilizar sólo al aire libre o en un lugar bien ventilado
 P260 - No respirar polvos / humos / gases / nieblas / vapores / aerosoles
 P270 - No comer, beber ni fumar durante su utilización
 P240 - Establecer una toma a tierra/enlace equipotencial del recipiente y del equipo receptor cuando se transfieren materiales
 P241 - Utilizar material eléctrico / de ventilación / iluminación antideflagrante
 P242 - No utilizar herramientas que produzcan chispas
 P243 - Tomar medidas de precaución contra las descargas electrostáticas
 P210 - Mantener alejado del calor, chispas, llamas al descubierto, superficies calientes y otras fuentes de ignición. No fumar
 P233 - Mantener el recipiente herméticamente cerrado
 P235 - Mantener en lugar fresco

Consejos de prudencia - Respuesta

- P308 + P313 - En caso de exposición demostrada o supuesta, consultar a un médico
 P321 - Tratamiento específico (véase .? en esta etiqueta)

Ojos

- P305 + P351 + P338 - En caso de contacto con los ojos: Enjuagar con agua cuidadosamente durante varios minutos. Quitar los lentes de contacto cuando estén presentes y pueda hacerse con facilidad. Proseguir con el lavado
 P337 + P313 - Si la irritación ocular persiste, consultar a un médico

Piel

- P302 + P352 - En caso de contacto con la piel, lavar con abundante agua y jabón
 P332 + P313 - En caso de irritación cutánea, consultar a un médico
 P362 + P364 - Quitar la ropa contaminada y lavarla antes de volver a usar
 P303 + P361 + P353 - En caso de contacto con la piel (o el pelo), quitar inmediatamente toda la ropa contaminada. Enjuagar la piel con agua o ducharse

Inhalación

- P304 + P340 - En caso de inhalación, transportar la persona al aire libre y mantenerla en una posición que le facilite la respiración
 P312 - Llamar un centro de toxicología o médico si la persona se encuentra mal

Ingestión

- P301 + P310 - En caso de ingestión, llamar inmediatamente a un centro de toxicología o médico
 P331 - No provocar el vómito

Incendio

- P370 + P378 - En caso de incendio, utilizar arena seca, polvo químico seco o espuma resistente al alcohol para la extinción

Consejos de prudencia - Almacenamiento

- P405 - Guardar bajo llave
 P403 + P233 - Almacenar en un lugar bien ventilado. Mantener el recipiente herméticamente cerrado

Consejos de prudencia - Eliminación

Eliminar el contenido/el recipientes en una planta de tratamiento de residuos aprobada

Otras informaciones

Nocivo para los organismos acuáticos, con efectos nocivos duraderos Nocivo para los organismos acuáticos

SECCIÓN 3: COMPOSICIÓN/INFORMACIÓN SOBRE LOS COMPONENTES

Sustancia

Nombre de la sustancia	Número CAS	% en peso	Cantidad confidencial
Estireno	100-42-5	39 - 44	No
Bis(2-etilhexanoato) de cobalto	136-52-7	<0.20	No
N,N-Dimetilanilina	121-89-7	<0.20	No

SECCIÓN 4: PRIMEROS AUXILIOS

Descripción de los primeros auxilios

Inhalación	Trasladar a la persona hacia el aire fresco. Si los signos o síntomas persisten, consultar a un médico. Mantener al paciente en reposo y abrigado. Si no respira, aplicar respiración artificial. Si respira con dificultad, administrar oxígeno. Consultar inmediatamente a un médico.
Contacto con los ojos	Enjuagar inmediatamente los ojos al menos durante 15 minutos. Consultar a un médico.
Contacto con la piel	Lavar con agua caliente y jabón. Quitar la ropa y el calzado contaminados. Si la irritación cutánea persiste, consultar a un médico. Lavar la ropa contaminada antes de volverla a usar.
Ingestión	No provocar el vómito. Riesgo de aspiración si se traga. Este material puede entrar a los pulmones durante el vómito. No administrar nada por la boca a una persona inconsciente. SOLICITAR INMEDIATAMENTE ATENCIÓN MÉDICA.

Principales síntomas y efectos, agudos y retardados

Irrita los ojos, la piel y las vías respiratorias. La exposición repetida al estireno puede causar efectos auditivos.

Indicación de la necesidad de recibir atención médica inmediata y, en su caso, de tratamiento especial

Note to physicians Aplicar un tratamiento sintomático.

SECCIÓN 5: MEDIDAS CONTRA INCENDIOS

Medios adecuados de extinción	Dióxido de carbono (CO ₂). Espuma. Polvo químico seco. Agua pulverizada.
Medios no adecuados de extinción	No utilizar un chorro de agua compacto ya que puede dispersar y extender el incendio.
Peligros específicos del producto químico	No hay información disponible.
Productos peligrosos de la combustión	La combustión puede producir monóxido de carbono, anhídrido carbónico y vapores o gases irritantes o tóxicos.
Datos de explosión	Inflamable. Los vapores pueden formar mezclas explosivas con el aire. Posible retroceso de las llamas en una distancia considerable. Este material se puede polimerizar (reaccionar) cuando se expone su recipiente al calor (como durante un incendio). Esta polimerización aumenta la presión dentro de un recipiente cerrado y puede ocasionar la ruptura violenta del recipiente. Los recipientes vacíos pueden contener residuos del producto (líquido y/o vapor). No presurizar, cortar, soldar, soldar con latón, perforar, pulir o exponer estos recipientes al calor, llamas, chispas, electricidad estática u otras fuentes de combustión, ya que el recipiente puede explotar y causar lesiones o la muerte. Los tambores vacíos se deben drenar completamente y taponar adecuadamente. Los recipientes vacíos se deben devolver inmediatamente a un reacondicionador de tambores o eliminar adecuadamente. Los recipientes cerrados se pueden romper cuando se exponen al calor extremo.
Sensibilidad al impacto mecánico	Ninguno(a).
Sensibilidad a las descargas estáticas	Ninguno(a).
Equipo de protección y precauciones para el personal de lucha contra incendios	Usar un aparato respirador autónomo (self-contained breathing apparatus, SCBA) y ropa protectora completa de bombero. Descontaminar completamente todo el equipo protector después de su uso. Evacue a todas las personas del área de fuego a una localización segura. Llevar el material no combustible, si es posible, a una ubicación segura lo antes posible. Los bomberos deben protegerse contra un potencial peligro de explosión mientras apagan las llamas. NO apagar un incendio causado por el flujo de este líquido inflamable hasta que el flujo de líquido esté interrumpido efectivamente. Esta precaución ayudará a evitar la acumulación de una mezcla explosiva de vapor y aire después de que se apague el incendio inicial. Usar agua rociada para enfriar los recipientes expuestos al fuego.

SECCIÓN 6. MEDIDAS QUE DEBEN TOMARSE EN CASO DE DERRAME ACCIDENTAL O FUGA ACCIDENTAL

Precauciones personales, equipos de protección y procedimientos de emergencia

Precauciones personales	Retirar todas las fuentes de ignición. Evacuar al personal hacia áreas seguras. Utilizar un equipo de protección individual según corresponda. Garantizar una ventilación adecuada. Mantener a las personas alejadas y contra el viento en caso de derrames o fugas. Tener cuidado con los vapores que se acumulan formando así concentraciones explosivas. Los
--------------------------------	---

Otras informaciones	vapores pueden acumularse en las zonas inferiores. Evítese el contacto con los ojos y la piel. Todos los equipos que se usen al manipular el producto deben estar conectados a tierra.
<u>Precauciones relativas al medio ambiente</u>	Evitar fugas o derrames adicionales si no hay peligro en hacerlo. Evite que el material contamine el agua del subsuelo. Evitar que el producto penetre en los desagües. Empapar con material absorbente inerte y eliminar como un desecho especial. Tener cuidado con los vapores que se acumulan formando así concentraciones explosivas. Los vapores pueden acumularse en las zonas inferiores.
<u>Métodos y materiales para la contención y limpieza de derrames o fugas</u>	
Métodos de contención	Evitar que el material derramado: 1) contamine el suelo, 2) entre en alcantarillas sanitarias, alcantarillas de aguas pluviales y sistemas de drenaje, y 3) entre en cuerpos de agua o fosas que lleven a cursos de agua. Impedir la propagación en grandes áreas (por ejemplo, por contención o barreras de aceite). Impedir la propagación sobre las grandes zonas (p. ej. por contención o barreras de aceite).
Métodos de limpieza	Absorber con un material inerte absorbente. Eliminar de la superficie del agua (p. ej. espumando o sacando con un sifón). Desechar el material contaminado como vertido según ítem 13.
Prevención de peligros secundarios	Limpie bien las zonas y los objetos contaminados según las reglamentaciones ambientales.

SECCIÓN 7: MANEJO Y ALMACENAMIENTO

Precauciones que se deben tomar para garantizar un manejo seguro

Manipulación	No respirar los vapores ni la niebla. Evitar el contacto con la piel, los ojos o la ropa. Lavar las manos antes de los recesos e inmediatamente después de manipular el producto. Quitar la ropa contaminada y lavarla antes de volverla a usar. Garantizar una ventilación adecuada. Establecer una toma a tierra/enlace equipotencial del recipiente y del equipo receptor cuando se transfieren materiales. Utilizar herramientas que no produzcan chispas y equipo antideflagrante. Consultar a su proveedor de los promovedores y catalisadores para instrucciones adicionales sobre la mezcla y el uso correctos. Los recipientes vacíos pueden contener residuos del producto (líquido y/o vapor). No presurizar, cortar, soldar, soldar con latón, perforar, pulir o exponer estos recipientes al calor, llamas, chispas, electricidad estática u otras fuentes de combustión, ya que el recipiente puede explotar y causar lesiones o la muerte. Los tambores vacíos se deben drenar completamente y taponar adecuadamente. Los tambores vacíos se deben devolver inmediatamente a un reacondicionador de tambores o eliminar adecuadamente. No utilizar aire comprimido para rellenar, descargar o manipular.
---------------------	---

Condiciones de almacenamiento seguro, incluida cualquier incompatibilidad

Almacenamiento	Manténgase alejado del calor y de las fuentes de ignición. No fumar. Proteger de la luz directa del sol. Mantenga los recipientes bien cerrados en un lugar fresco y bien ventilado. Para asegurar la máxima estabilidad y mantener las propiedades óptimas de la resina, las mismas se deben almacenar en recipientes cerrados a temperaturas por debajo de 77°F (25°C).
-----------------------	---

SECCIÓN 8: CONTROLES DE EXPOSICIÓN/PROTECCIÓN PERSONAL

Parámetros de control

México valores límite de exposición Este producto, según se suministra, no contiene materiales peligrosos con límites de exposición ocupacional establecidos por los organismos reguladores específicos de la región.

Nombre de la sustancia	VLE-PPT	VLE-CT	VLE-P
Estireno 100-42-5	20 ppm	40 ppm	-
N,N-Dimetilanilina 121-69-7	5 ppm	10 ppm	-

Controles técnicos apropiados

Controles de ingeniería	Usar ventilación general para mantener las concentraciones en suspensión en el aire a
--------------------------------	---

niveles inferiores a la regulación y a los límites de exposición recomendados en el trabajo. Puede requerirse ventilación local durante ciertas operaciones. Utilizar material eléctrico antideflagrante.

Medidas de protección individual, tales como equipos de protección personal

Protección ocular y de la cara: gafas protectoras con cubiertas laterales En caso de posibles salpicaduras: Gafas de seguridad con cierre hermético Garantizar que las estaciones de lavado ocular y duchas de seguridad se encuentren cerca de los lugares de trabajo

Protección de la piel y el cuerpo No se requieren equipos especiales de protección.

Protección respiratoria No es necesario equipo de protección en condiciones normales de uso. Si se exceden los límites de exposición o se presenta irritación, puede requerirse ventilación y evacuación.

Consideraciones generales sobre higiene Manipular de acuerdo con las buenas prácticas de higiene y seguridad industrial.

SECCIÓN 9: PROPIEDADES FÍSICAS Y QUÍMICAS

Información sobre propiedades físicas y químicas básicas

Estado físico Líquido
 Aspecto Gris - Azul oscuro
 Olor Penetrante
 Umbral olfativo 0.2 ppm (Estireno)

<u>Propiedad</u>	<u>Valores</u>	<u>Observaciones • Método</u>
pH	No hay datos disponibles	No se conocen
Punto de fusión / punto de congelación	No hay datos disponibles	No se conocen
Punto de ebullición y rango de ebullición	No hay datos disponibles	No se conocen
Punto de inflamación	32 °C	Copa cerrada Seta
Tasa de evaporación	No hay datos disponibles	No se conocen
Inflamabilidad (sólido, gas)	No hay datos disponibles	No se conocen
Límite de inflamabilidad en el aire		No se conocen
Límite superior de inflamabilidad o de explosividad	No hay datos disponibles	
Límite inferior de inflamabilidad o de explosividad	No hay datos disponibles	
Presión de vapor	No hay datos disponibles	No se conocen
Densidad de vapor	3.8 (Aire = 1) (Estireno)	No se conocen
Densidad relativa	1.08 - 1.14 @ 25°C	No se conocen
Solubilidad en agua	No hay datos disponibles	No se conocen
Solubilidad en otros solventes	No hay datos disponibles	No se conocen
Coefficiente de reparto	No hay datos disponibles	No se conocen
Temperatura de autoinflamación	490°C / 914°F (Estireno)	No se conocen
Temperatura de descomposición	No hay datos disponibles	No se conocen
Viscosidad cinemática	No hay datos disponibles	No se conocen
Viscosidad dinámica	300 - 400 cps @ 25°C	No se conocen

Otras informaciones

Propiedades comburentes No hay información disponible.
 Propiedades explosivas No hay información disponible.
 Peso molecular No hay información disponible
 Densidad del líquido No hay información disponible
 Densidad aparente No hay información disponible

SECCIÓN 10: ESTABILIDAD Y REACTIVIDAD

Reactividad

Estabilidad química Estable en condiciones normales. Estable en las condiciones recomendadas de almacenamiento.

Posibilidad de reacciones peligrosas Puede ocurrir polimerización. Ocurrirá una polimerización peligrosa si se contamina con peróxidos, sales metálicas y catalizadores de polimerización. El producto sufre una polimerización peligrosa a temperaturas superiores a 150 F (85 C). Una polimerización peligrosa puede ocurrir con la rebaja de concentración de inhibidor - puede provocar el

	aumento de la temperatura y de la presión en los contenedores cerrados.
Condiciones que deben evitarse	Calor, llamas y chispas. Contaminación por los materiales mencionados en Materiales incompatibles. Inestable con la rebaja de concentración de inhibidor. Temperatura elevada.
Materiales incompatibles	Ácidos fuertes. Agentes oxidantes fuertes. Sales de metales. Catalizadores de polimerización.
Productos de descomposición peligrosos	Hidrocarburos. Monóxido de carbono. Dióxido de carbono (CO ₂). La descomposición térmica puede provocar la liberación de gases y vapores irritantes y tóxicos.

SECCIÓN 11: INFORMACIÓN TOXICOLÓGICA

Información sobre posibles vías de exposición

Rutas primarias de acceso Contacto con los ojos. Ingestión. Inhalación. Contacto con la piel. Absorción a través de la piel.

Síntomas relacionados con las características físicas, químicas y toxicológicas

Síntomas Síntomas de sobreexposición pueden ser dolor de cabeza, mareo, cansancio, náuseas y vómitos.

Toxicidad aguda

Nombre de la sustancia	DL50, oral	DL50, dérmica -	CL50, inhalación
Estireno 100-42-5	~ 5000 mg/kg (Rat)	> 2000 mg/kg (Rat)	= 11.8 mg/l (4 H) (Rat)
N,N-Dimetilanilina 121-69-7	= 700 mg/kg (Rat)	= 1770 mg/kg (Rabbit)	-

Medidas numéricas de toxicidad

Los siguientes valores se calculan en función del capítulo 3.1 del documento de GHS

ETAmézcla (oral)	6,263.00 mg/kg
ETAmézcla (cutánea)	2,795.00 mg/kg
ETAmézcla (inhalación-polvo/niebla)	263.05 mg/l
ETAmézcla (inhalación, vapor)	16.61 mg/l

Toxicidad aguda desconocida El 38.35348% de la mezcla consiste en uno o varios componentes de toxicidad desconocida

Efectos retardados e inmediatos, así como efectos crónicos producidos por una exposición a corto y largo plazo

Efectos interactivos No hay información disponible.
Corrosión/irritación cutánea No hay información disponible.

Lesiones oculares graves/irritación ocular No hay información disponible.

Sensibilización respiratoria o cutánea No hay información disponible.

Mutagenicidad en células germinales No hay información disponible.

Carcinogenicidad No hay información disponible.

Nombre de la sustancia	ACGIH	IARC	NTP	Mexico
Estireno 100-42-5	A4 - No clasificado como carcinógeno para los humanos	Grupo 2A - Probablemente carcinógeno para los humanos	Razonablemente anticipado para ser agente carcinógeno humano	-
Bis(2-etilhexanoato) de cobalto 136-52-7	-	Grupo 2B - Posiblemente carcinógeno para los humanos	-	-
N,N-Dimetilanilina 121-69-7	A4 - No clasificado como carcinógeno para los	-	-	-

Anexo 2. Gel Coat

REICHHOLD

LA HOJA DE DATOS DE SEGURIDAD

Esta Hoja de Datos de Seguridad está preparada de acuerdo con la NOM-018-STPS-2015
Fecha de revisión 10/jul/2019

SECCIÓN 1: IDENTIFICACIÓN DE LA SUSTANCIA QUÍMICA PELIGROSA O MEZCLA Y DEL PROVEEDOR O FABRICANTE

Identificador del producto

Nombre del producto

CENTERGEL® GO-802-00

Otros medios de identificación

Código(s) del producto:

210564 , 210309, 210726, 210308

Familia química

Resina de poliéster no saturado

Uso recomendado de la sustancia y restricciones de uso

Uso recomendado

Gelcoat

Restricciones de uso

No hay información disponible

Datos del proveedor o fabricante

Dirección del fabricante

REICHHOLD QUIMICA DE MEXICO

Boulevard Arturo Montiel Rojas 10006

Atzacmulco C.P. 50458

Atzacmulco Estado de México

Número de teléfono en caso de

emergencia

SETIQ 01-800-00-214-00

Dirección de correo electrónico

MSDS@polynt.com

SECCIÓN 2: IDENTIFICACIÓN DE LOS PELIGROS

Clasificación

Toxicidad aguda por inhalación (polvos/nieblas)	Categoría 4 - (H332)
Corrosión/irritación cutánea	Categoría 2 - (H315)
Lesiones oculares graves/irritación ocular	Categoría 2A - (H319)
Carcinogenicidad	Categoría 1A - (H350)
Toxicidad para la reproducción	Categoría 2 - (H361)
Toxicidad específica de órganos blanco (exposición única)	Categoría 3 - (H335)
Toxicidad específica de órganos blanco (exposiciones repetidas)	Categoría 1 - (H372)
Toxicidad por aspiración	Categoría 1 - (H304)
Líquidos inflamables	Categoría 3 - (H226)

Elementos de la etiqueta del SGA

¡PELIGRO

Indicaciones de peligro

H304 - Puede ser mortal en caso de ingestión y de penetración en las vías respiratorias

H315 - Provoca irritación cutánea

H319 - Provoca irritación ocular grave

H332 - Nocivo si se inhala

H335 - Puede irritar las vías respiratorias

H350 - Puede provocar cáncer

H361 - Susceptible de perjudicar la fertilidad o dañar al feto

H372 - Provoca daños en los órganos tras exposiciones prolongadas o repetidas

H226 - Líquido y vapores inflamables

**Consejos de prudencia - Prevención**

- P201 - Procurarse las instrucciones antes del uso
 P202 - No manipular antes de haber leído y comprendido todas las precauciones de seguridad
 P280 - Usar guantes / ropa de protección / equipo de protección para la cara / los ojos
 P271 - Utilizar sólo al aire libre o en un lugar bien ventilado
 P264 - Lavarse la cara, las manos y la piel cuidadosamente después de la manipulación
 P260 - No respirar polvos / humos / gases / nieblas / vapores / aerosoles
 P270 - No comer, beber ni fumar durante su utilización
 P240 - Establecer una toma a tierra/enlace equipotencial del recipiente y del equipo receptor cuando se transfieren materiales
 P242 - No utilizar herramientas que produzcan chispas
 P243 - Tomar medidas de precaución contra las descargas electrostáticas
 P210 - Mantener alejado del calor, chispas, llamas al descubierto, superficies calientes y otras fuentes de ignición. No fumar
 P233 - Mantener el recipiente herméticamente cerrado
 P235 - Mantener en lugar fresco

Consejos de prudencia - Respuesta

- P308 + P313 - En caso de exposición demostrada o supuesta, consultar a un médico

Ojos

- P305 + P351 + P338 - En caso de contacto con los ojos: Enjuagar con agua cuidadosamente durante varios minutos. Quitar los lentes de contacto cuando estén presentes y pueda hacerse con facilidad. Proseguir con el lavado
 P337 + P313 - Si la irritación ocular persiste, consultar a un médico

Piel

- P302 + P352 - En caso de contacto con la piel, lavar con abundante agua y jabón
 P332 + P313 - En caso de irritación cutánea, consultar a un médico
 P362 + P364 - Quitar la ropa contaminada y lavarla antes de volver a usar
 P303 + P361 + P353 - En caso de contacto con la piel (o el pelo), quitar inmediatamente toda la ropa contaminada. Enjuagar la piel con agua o ducharse

Inhalación

- P304 + P340 - En caso de inhalación, transportar la persona al aire libre y mantenerla en una posición que le facilite la respiración
 P312 - Llamar un centro de toxicología o médico si la persona se encuentra mal

Ingestión

- P301 + P310 - En caso de ingestión, llamar inmediatamente a un centro de toxicología o médico
 P331 - No provocar el vómito

Incendio

- P370 + P378 - En caso de incendio, utilizar arena seca, polvo químico seco o espuma resistente al alcohol para la extinción

Consejos de prudencia - Almacenamiento

- P405 - Guardar bajo llave
 P403 + P233 - Almacenar en un lugar bien ventilado. Mantener el recipiente herméticamente cerrado

Consejos de prudencia - Eliminación

- Eliminar el contenido/el recipientes en una planta de tratamiento de residuos aprobada

Otras informaciones

Nocivo para los organismos acuáticos, con efectos nocivos duraderos

SECCIÓN 3: COMPOSICIÓN/INFORMACIÓN SOBRE LOS COMPONENTES

Sustancia

Nombre de la sustancia	Número CAS	% en peso	Cantidad confidencial
Estireno	100-42-5	24 - 27	No
Sílice cristalina, cuarzo	14808-80-7	<1	No
Bis(2-etilhexanoato) de cobalto	138-52-7	<1	No

SECCIÓN 4: PRIMEROS AUXILIOS

Descripción de los primeros auxilios

Inhalación	Trasladar a la persona hacia el aire fresco. Si los signos o síntomas persisten, consultar a un médico. Mantener al paciente en reposo y abrigado. Si no respira, aplicar respiración artificial. Si respira con dificultad, administrar oxígeno. Consultar inmediatamente a un médico.
Contacto con los ojos	Enjuagar inmediatamente los ojos al menos durante 15 minutos. Consultar a un médico.
Contacto con la piel	Lavar con agua caliente y jabón. Quitar la ropa y el calzado contaminados. Si la irritación cutánea persiste, consultar a un médico. Lavar la ropa contaminada antes de volverla a usar.
Ingestión	No provocar el vómito. Riesgo de aspiración en caso de ingestión - puede penetrar en los pulmones y causar daños. Este material puede entrar a los pulmones durante el vómito. Administrar inmediatamente uno o dos vasos de leche o agua a la víctima. No administrar nada por la boca a una persona inconsciente. SOLICITAR INMEDIATAMENTE ATENCIÓN MÉDICA.

Principales síntomas y efectos, agudos y retardados.

La inhalación de concentraciones altas de vapor pueden causar la depresión del sistema nervioso central y narcosis. Irrita los ojos, la piel y las vías respiratorias.

Indicación de la necesidad de recibir atención médica inmediata y, en su caso, de tratamiento especial.

Note to physicians Aplicar un tratamiento sintomático.

SECCIÓN 5: MEDIDAS CONTRA INCENDIOS

Medios adecuados de extinción	Dióxido de carbono (CO2). Espuma. Polvo químico seco. Agua pulverizada.
Medios no adecuados de extinción	No utilizar un chorro de agua compacto ya que puede dispersar y extender el incendio.
Peligros específicos del producto químico	No hay información disponible.
Productos peligrosos de la combustión	La combustión puede producir monóxido de carbono, anhídrido carbónico y vapores o gases irritantes o tóxicos.
Datos de explosión	Inflamable. Los vapores pueden formar mezclas explosivas con el aire. Posible retroceso de las llamas en una distancia considerable. Los recipientes vacíos pueden contener residuos del producto (líquido y/o vapor). No presurizar, cortar, soldar, soldar con latón, perforar, pulir o exponer estos recipientes al calor, llamas, chispas, electricidad estática u otras fuentes de combustión, ya que el recipiente puede explotar y causar lesiones o la muerte. Los tambores vacíos se deben drenar completamente y taponar adecuadamente. Los tambores vacíos se deben devolver inmediatamente a un reacondicionador de tambores o eliminar adecuadamente. Los recipientes cerrados se pueden romper cuando se exponen al calor extremo.
Sensibilidad al impacto mecánico	Ninguno(a).
Sensibilidad a las descargas estáticas	Ninguno(a).
Equipo de protección y precauciones para el personal de lucha contra incendios	Usar un aparato respirador autónomo (self-contained breathing apparatus, SCBA) y ropa protectora completa de bombero. Descontaminar completamente todo el equipo protector después de su uso. Evacue a todas las personas del área de fuego a una localización segura. Llevar el material no combustible, si es posible, a una ubicación segura lo antes posible. Los bomberos deben protegerse contra un potencial peligro de explosión mientras apagan las llamas. NO apagar un incendio causado por el flujo de este líquido inflamable hasta que el flujo de líquido esté interrumpido efectivamente. Esta precaución ayudará a evitar la acumulación de una mezcla explosiva de vapor y aire después de que se apague el incendio inicial. Usar agua rociada para enfriar los recipientes expuestos al fuego.

SECCIÓN 6. MEDIDAS QUE DEBEN TOMARSE EN CASO DE DERRAME ACCIDENTAL O FUGA ACCIDENTAL

Precauciones personales, equipos de protección y procedimientos de emergencia.

Precauciones personales	Retirar todas las fuentes de ignición. Evacuar al personal hacia áreas seguras. Utilizar un equipo de protección individual según corresponda. Garantizar una ventilación adecuada. Mantener a las personas alejadas y contra el viento en caso de derrames o fugas. Tener cuidado con los vapores que se acumulan formando así concentraciones explosivas. Los vapores pueden acumularse en las zonas inferiores. Evítense el contacto con los ojos y la
-------------------------	---

Otras informaciones	piel. Todos los equipos que se usen al manipular el producto deben estar conectados a tierra.
<u>Precauciones relativas al medio ambiente</u>	Evitar fugas o derrames adicionales si no hay peligro en hacerlo. Evite que el material contamine el agua del subsuelo. Evitar que el producto penetre en los desagües. Empapar con material absorbente inerte y eliminar como un desecho especial. Tener cuidado con los vapores que se acumulan formando así concentraciones explosivas. Los vapores pueden acumularse en las zonas inferiores.
<u>Métodos y materiales para la contención y limpieza de derrames o fugas</u>	
Métodos de contención	Evitar que el material derramado: 1) contamine el suelo, 2) entre en alcantarillas sanitarias, alcantarillas de aguas pluviales y sistemas de drenaje, y 3) entre en cuerpos de agua o fosas que lleven a cursos de agua. Impedir la propagación en grandes áreas (por ejemplo, por contención o barreras de aceite). Impedir la propagación sobre las grandes zonas (p. ej. por contención o barreras de aceite).
Métodos de limpieza	Absorber con un material inerte absorbente. Eliminar de la superficie del agua (p. ej. espumando o sacando con un sifón). Desechar el material contaminado como vertido según ítem 13.
Prevención de peligros secundarios	Limpie bien las zonas y los objetos contaminados según las reglamentaciones ambientales.

SECCIÓN 7: MANEJO Y ALMACENAMIENTO

Precauciones que se deben tomar para garantizar un manejo seguro

Manipulación	No respirar los vapores ni la niebla. Evitar el contacto con la piel, los ojos o la ropa. Lavar las manos antes de los recesos e inmediatamente después de manipular el producto. Quitar la ropa contaminada y lavarla antes de volverla a usar. Garantizar una ventilación adecuada. Establecer una toma a tierra/enlace equipotencial del recipiente y del equipo receptor cuando se transfieren materiales. Utilizar herramientas que no produzcan chispas y equipo antideflagrante. Consultar a su proveedor de los promovedores y catalisadores para instrucciones adicionales sobre la mezoladura y el uso correctos. Los recipientes vacíos pueden contener residuos del producto (líquido y/o vapor). No presurizar, cortar, soldar, soldar con latón, perforar, pulir o exponer estos recipientes al calor, llamas, chispas, electricidad estática u otras fuentes de combustión, ya que el recipiente puede explotar y causar lesiones o la muerte. Los tambores vacíos se deben drenar completamente y taponar adecuadamente. Los tambores vacíos se deben devolver inmediatamente a un reacondicionador de tambores o eliminar adecuadamente. No utilizar aire comprimido para rellenar, descargar o manipular.
---------------------	---

Condiciones de almacenamiento seguro, incluida cualquier incompatibilidad

Almacenamiento	Manténgase alejado del calor y de las fuentes de ignición. No fumar. Proteger de la luz directa del sol. Mantenga los recipientes bien cerrados en un lugar fresco y bien ventilado. Para asegurar la máxima estabilidad y mantener las propiedades óptimas de la resina, las mismas se deben almacenar en recipientes cerrados a temperaturas por debajo de 77°F (25°C).
-----------------------	---

SECCIÓN 8: CONTROLES DE EXPOSICIÓN/PROTECCIÓN PERSONAL

Parámetros de control

México valores límite de exposición Este producto, según se suministra, no contiene materiales peligrosos con límites de exposición ocupacional establecidos por los organismos reguladores específicos de la región.

Nombre de la sustancia	VLE-PPT	VLE-CT	VLE-P
Estireno 100-42-5	20 ppm	40 ppm	-
Sílice cristalina, cuarzo 14808-80-7	0.025 mg/m ³	-	-

Controles técnicos apropiados

Controles de ingeniería	Usar ventilación general para mantener las concentraciones en suspensión en el aire a niveles inferiores a la regulación y a los límites de exposición recomendados en el trabajo.
--------------------------------	--

Puede requerirse ventilación local durante ciertas operaciones. Utilizar material eléctrico antideflagrante.

Medidas de protección individual, tales como equipos de protección personal

Protección ocular y de la cara:	gafas protectoras con cubiertas laterales En caso de posibles salpicaduras: Gafas de seguridad con cierre hermético Garantizar que las estaciones de lavado ocular y duchas de seguridad se encuentren cerca de los lugares de trabajo
Protección de la piel y el cuerpo	No se requieren equipos especiales de protección.
Protección respiratoria	No es necesario equipo de protección en condiciones normales de uso. Si se exceden los límites de exposición o se presenta irritación, puede requerirse ventilación y evacuación.
Consideraciones generales sobre higiene	Manipular de acuerdo con las buenas prácticas de higiene y seguridad industrial.

SECCIÓN 9: PROPIEDADES FÍSICAS Y QUÍMICAS

Información sobre propiedades físicas y químicas básicas

Estado físico	Líquido
Aspecto	Gris
Olor	Penetrante
Umbral olfativo	0.2 ppm (Estireno)

<u>Propiedad</u>	<u>Valores</u>	<u>Observaciones • Método</u>
pH	No hay datos disponibles	No se conocen
Punto de fusión / punto de congelación	No hay datos disponibles	No se conocen
Punto de ebullición y rango de ebullición	146	No se conocen
Punto de inflamación	32 °C	Copa cerrada Seta
Tasa de evaporación	No hay datos disponibles	No se conocen
Inflamabilidad (sólido, gas)	No hay datos disponibles	No se conocen
Límite de inflamabilidad en el aire		No se conocen
Límite superior de inflamabilidad o de explosividad	No hay datos disponibles	
Límite inferior de inflamabilidad o de explosividad	No hay datos disponibles	
Presión de vapor	No hay datos disponibles	No se conocen
Densidad de vapor	3.6 (Aire = 1) (Estireno)	No se conocen
Densidad relativa	1.15 - 1.25 @ 25°C	No se conocen
Solubilidad en agua	No hay datos disponibles	No se conocen
Solubilidad en otros solventes	No hay datos disponibles	No se conocen
Coefficiente de reparto	No hay datos disponibles	No se conocen
Temperatura de autoinflamación	490°C / 914°F (Estireno)	No se conocen
Temperatura de descomposición	No hay datos disponibles	No se conocen
Viscosidad cinemática	No hay datos disponibles	Cono y placa
Viscosidad dinámica	3500 - 4000 cps @ 25°C	No se conocen

Otras informaciones

Propiedades comburentes	No hay información disponible.
Propiedades explosivas	No hay información disponible.
Peso molecular	No hay información disponible
Densidad del líquido	No hay información disponible
Densidad aparente	No hay información disponible

SECCIÓN 10: ESTABILIDAD Y REACTIVIDAD

Reactividad	
Estabilidad química	Estable en condiciones normales. Estable en las condiciones recomendadas de almacenamiento.
Posibilidad de reacciones peligrosas	Puede ocurrir polimerización. Ocurrirá una polimerización peligrosa si se contamina con peróxidos, sales metálicas y catalizadores de polimerización. El producto sufre una polimerización peligrosa a temperaturas superiores a 150 F (65 C). Una polimerización peligrosa puede ocurrir con la rebaja de concentración de inhibidor - puede provocar el aumento de la temperatura y de la presión en los contenedores cerrados.

Condiciones que deben evitarse	Calor, llamas y chispas. Contaminación por los materiales mencionados en Materiales incompatibles. Inestable con la rebaja de concentración de inhibidor. Temperatura elevada.
Materiales incompatibles	Ácidos fuertes. Agentes oxidantes fuertes. Sales de metales. Catalizadores de polimerización.
Productos de descomposición peligrosos	Hidrocarburos. Monóxido de carbono. Dióxido de carbono (CO ₂). La descomposición térmica puede provocar la liberación de gases y vapores irritantes y tóxicos.

SECCIÓN 11: INFORMACIÓN TOXICOLÓGICA

Información sobre posibles vías de exposición

Rutas primarias de acceso Contacto con los ojos. Ingestión. Inhalación. Contacto con la piel. Absorción a través de la piel.

Síntomas relacionados con las características físicas, químicas y toxicológicas

Síntomas Síntomas de sobreexposición son mareo, dolor de cabeza, mareo, cansancio, náuseas, pérdida del conocimiento, para respiratorio.

Toxicidad aguda

Nombre de la sustancia	DL50, oral	DL50, dérmica -	CL50, inhalación
Estireno 100-42-5	= 5000 mg/kg (Rat)	> 2000 mg/kg (Rat)	= 11.8 mg/l (4 H) (Rat)
Sílice cristalina, cuarzo 14808-80-7	= 500 mg/kg (Rat)	-	-

Medidas numéricas de toxicidad

Los siguientes valores se calculan en función del capítulo 3.1 del documento de GHS

ETAmezcla (oral)	11,010.00 mg/kg
ETAmezcla (cutánea)	5,613.00 mg/kg
ETAmezcla (inhalación-polvo/niebla)	4.35 mg/l
ETAmezcla (inhalación, vapor)	35.96 mg/l

Toxicidad aguda desconocida El 22.57789% de la mezcla consiste en uno o varios componentes de toxicidad desconocida

Efectos retardados e inmediatos, así como efectos crónicos producidos por una exposición a corto y largo plazo.

Efectos interactivos No hay información disponible.

Corrosión/irritación cutánea No hay información disponible.

Lesiones oculares graves/irritación ocular No hay información disponible.

Sensibilización respiratoria o cutánea No hay información disponible.

Mutagenicidad en células germinales No hay información disponible.

Carcinogenicidad No hay información disponible.

Nombre de la sustancia	ACGIH	IARC	NTP	Mexico
Estireno 100-42-5	A4 - No clasificado como carcinógeno para los humanos	Grupo 2A - Probablemente carcinógeno para los humanos	Razonablemente anticipado para ser agente carcinógeno humano	-
Sílice cristalina, cuarzo 14808-80-7	A2 - Carcinógeno humano sospechoso	Grupo 1 - Carcinógeno para los humanos	Sabido para ser agente carcinógeno humano	A2
Bis(2-etilhexanoato) de cobalto 136-52-7	-	Grupo 2B - Posiblemente carcinógeno para los humanos	-	-

Toxicidad para la reproducción	No hay información disponible.
STOT - exposición única	No hay información disponible.
STOT - exposición repetida	No hay información disponible.
Efectos sobre los órganos diana	Hígado, Riñones, Sistema nervioso central (SNC), Sistema respiratorio.
Peligro de aspiración	No hay información disponible.
Otras informaciones	No hay información disponible.

SECCIÓN 12: INFORMACIÓN ECOTOXICOLÓGICA

Ecotoxicidad

El impacto ambiental de este producto no se ha estudiado completamente.

Estireno (CAS #: 100-42-5)

Coefficiente de reparto	2.95
Factor de bioconcentración (FBC)	13.5 fish
Algae/aquatic plants	EC50 = 1.4 mg/L (Pseudokirchneriella subcapitata) (72h) EC50 0.46 - 4.3 mg/L (Pseudokirchneriella subcapitata) (72h)
Peces	LC50 3.24 - 4.99 mg/L (Pimephales promelas) (96 h) flow-through LC50 19.03 - 33.53 mg/L (Lepomis macrochirus) (96 h) static LC50 8.75 - 14.5 mg/L (Pimephales promelas) (96 h) static LC50 58.75 - 95.32 mg/L (Poecilia reticulata) (96 h) static EC50: 3.3 - 7.4mg/L (48h, Daphnia magna)
Crustáceos	

Bis(2-etilhexanoato) de cobalto (CAS #: 136-52-7)

Coefficiente de reparto	-
Algae/aquatic plants	EC50 = 0.639 mg/L
Peces	-

Toxicidad acuática desconocida

Un 68.1 % de la mezcla está formado por componente(s) de riesgos desconocidos para los organismos acuáticos

Persistencia y degradabilidad

No hay información disponible.

Bioacumulación

No hay información disponible.

Otros efectos adversos

No hay información disponible.

SECCIÓN 13: INFORMACIÓN RELATIVA A LA ELIMINACIÓN DE LOS PRODUCTOS

Métodos de eliminación

Información relativa a la eliminación Desecho peligroso. Puede incinerarse si las normas locales lo permiten. de los productos

Residuos de desechos o productos no utilizados Eliminar en conformidad con las reglamentaciones locales.

Embalaje contaminado Eliminar los recipientes vacíos para la reutilización local, la recuperación o para la eliminación de los residuos

SECCIÓN 14. INFORMACIÓN RELATIVA AL TRANSPORTE

MEX. Número ONU	UN1866
--------------------	--------

Designación oficial de transporte	RESINA, SOLUCIONES DE
Clase de peligro	CLASS 3
Grupo de embalaje	PG III

DOT

Número ONU	UN1866
Designación oficial de transporte	RESINA, SOLUCIONES DE
Clase de peligro	3
Grupo de embalaje	III
NAERG:	127

IATA

Número ONU	UN1866
Designación oficial de transporte	RESINA, SOLUCIONES DE
Transport hazard class(es)	3
Grupo de embalaje	III

IMDG

Número ONU	UN1866
Designación oficial de transporte	RESINA, SOLUCIONES DE
Transport hazard class(es)	CLASS 3
Grupo de embalaje	PG III
Em S-No.	F-E, S-E

SECCIÓN 15: INFORMACIÓN REGLAMENTARIA

Disposiciones específicas sobre seguridad, salud y medio ambiente para el producto de que se trate

El Convenio de Róterdam No aplicable

Inventarios Internacionales

TSCA Estatus en el inventario: No repertoriado en el TSCA
 Estatus en el inventario Canadiense: Este material contiene componentes que NO se incluyen en la Lista canadiense de sustancias domésticas (DSL)

SECCIÓN 16: OTRAS INFORMACIONES**NEPA**

Peligros para la salud 2	Inflamabilidad 3	Inestabilidad 1
-----------------------------	---------------------	--------------------

Preparada por Departamento Regulator de Polynt.
 Fecha de revisión 10/jul/2019
 Nota de revisión Ninguno(a)

Descargo de responsabilidad

Esta información que se proporciona de buena fe y es correcta a lo mejor de los conocimientos de Reichhold en la fecha de este documento, está diseñada para ayudar a nuestros clientes; sin embargo, Reichhold no garantiza su completitud o exactitud. Nuestros productos están destinados a la venta a clientes industriales y comerciales. Pedimos a nuestros clientes que examinen y prueben nuestros productos antes de usarlos, para convencerse con respecto a su conveniencia para las aplicaciones específicas. Cualquier uso que los clientes de Reichhold o terceros hagan de esta información, su dependencia de ella o las decisiones tomadas en base a la misma, son responsabilidad de dicho cliente o tercero. Reichhold niega su responsabilidad por daños o responsabilidad de cualquier tipo resultantes del uso de esta información. NO SE HACEN AFIRMACIONES O DECLARACIONES, YA SEA EXPRESAS O IMPLÍCITAS, INCLUIDAS LAS DE COMERCIALIZACIÓN O APTITUD PARA UN PROPÓSITO DETERMINADO, CON RESPECTO A ESTA INFORMACIÓN O AL PRODUCTO QUE ÉSTA DESCRIBE. EN NINGÚN CASO SERÁ REICHHOLD RESPONSABLE POR DAÑOS ESPECIALES, INCIDENTALES O INDIRECTOS.

Fin de la Hoja de Datos de Seguridad

Anexo 3. Resina epóxica utilizada para la construcción de los componentes

PRO-SET.

Technical Data

LAM-125 LAM-224

LAMINATING EPOXY COMBINED FEATURES

The New
Standard

EPOXIES for
Laminating
Infusion
Tooling
Assembly

Gougeon Brothers, Inc.
P.O. Box 908
Bay City, MI 48707
prosetepoxy.com
888-377-6738

ISO9001:2015 Certified

Rev 4 / Dec 2015

©2015 Gougeon Brothers, Inc.

Low viscosity for quick wet out of synthetic composite fabrics; especially effective with Kevlar® and carbon fiber.

Fast cure speed hardener provides 40 minute working time at 77°F (25°C). A typical laminate will be gelled in about 1.5 to 2 hours.

Optimized for hand wet out and machine impregnation in contact molding, vacuum bagging and Light RTM applications.

Room temperature cure properties suitable for many composite components and structures.

T_g as high as 193°F (90°C) with proper post cure providing excellent temperature stability and great part cosmetics.

Cost effective, high performance epoxy formulation for synthetic composite manufacturing.

Quality-control tinting is available at no extra charge; simply add "QC" after the product code on your order.

Shelf life is 3 years for resin and 2 years for hardener when properly stored².

HANDLING PROPERTIES

Property	Standard	Units	72°F (22°C)	77°F (25°C)	85°F (29°C)
150g Pot Life	ASTM D2471	minutes	15-19	11-15	9-13
500g Pot Life	ASTM D2471	minutes	15-19	10-13	9-13
Viscosity Mixed	ASTM D2196	cP	694	616	501
Viscosity (resin)	ASTM D2196	cP	1731		
Viscosity (hardener)	ASTM D2196	cP	75		

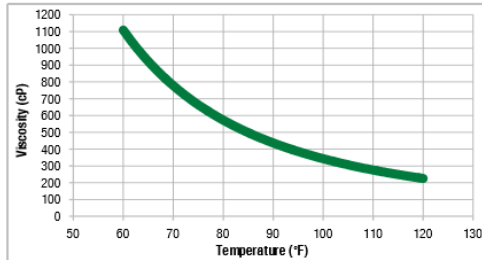
MIX RATIO

Method	Resin:Hardener	Resin:Hardener
Weight	3.5:1	100:28.6
Weight Range	3.96:1-3.24:1	100:25.2-100:30.8
Volume	3.00:1	100:33.3
Volume Range	3.47:1-2.84:1	100:28.9-100:35.3

DENSITY

State	Units	72°F (22°C)
Cured	lb/gal (g/cc)	9.69 (1.16)
Resin	lb/gal (g/cc)	9.58 (1.15)
Hardener	lb/gal (g/cc)	8.38 (1.00)

VISCOSITY VS TEMPERATURE



Test specimens were neat epoxy (without fiber reinforcement).
Typical values, not to be construed as specification.

LAM-125~LAM-224

LAMINATING EPOXY

MECHANICAL PROPERTIES

Property	Standard	Units	72°F (22°C) x 4 wk	77°F (25°C) x 2 wk	RT Gelation + 120°F (49°C) x 8 hrs	RT Gelation + 140°F (60°C) x 8 hrs	RT Gelation + 180°F (82°C) x 8 hrs
Hardness	ASTM D2240	Type D	85	87	81	82	86
Compression Yield	ASTM D695	psi (MPa)	15,800 (109)	16,300 (112)	14,600 (101)	14,600 (101)	14,600 (101)
Tensile Strength	ASTM D638	psi (MPa)	10,900 (75)	11,400 (79)	11,000 (76)	11,000 (76)	11,100 (77)
Tensile Modulus	ASTM D638	psi (GPa)	5.35E+05 (3.69)	5.72E+05 (3.94)	5.47E+05 (3.77)	5.22E+05 (3.6)	4.95E+05 (3.41)
Tensile Elongation	ASTM D638	%	3.2	4.0	5.6	5.6	5.6
Flexural Strength	ASTM D790	psi (MPa)	17,500 (121)	18,300 (126)	18,900 (130)	18,900 (130)	19,700 (136)
Flexural Modulus	ASTM D790	psi (GPa)	5.26E+05 (3.63)	5.41E+05 (3.73)	5.12E+05 (3.53)	5.07E+05 (3.5)	4.75E+05 (3.28)

THERMAL PROPERTIES

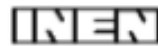
Property	Standard	Units	72°F (22°C) x 4 wk	77°F (25°C) x 2 wk	RT Gelation + 120°F (49°C) x 8 hrs	RT Gelation + 140°F (60°C) x 8 hrs	RT Gelation + 180°F (82°C) x 8 hrs
T _g DMA Peak Tan Delta	ASTM E1640 ¹	°F (°C)	170 (77)	170 (76)	195 (91)	201 (94)	216 (102)
T _g DMA Onset Storage Modulus	ASTM E1640 ¹	°F (°C)	151 (66)	151 (66)	171 (77)	177 (81)	193 (90)
T _g DSC Onset—1st Heat	ASTM E1356	°F (°C)	139 (60)	138 (59)	155 (68)	178 (81)	184 (84)
Heat Deflection Temperature	ASTM D648	°F (°C)	135 (57)	137 (58)	148 (64)	161 (72)	179 (82)
T _g DSC Ultimate	ASTM E1356	°F (°C)			192 (89) ²		

¹ 1 Hz, 3°C per minute.

² Additional post cure may be required; contact Technical Department for details.

³ Store PRO-SET® Epoxy resins and hardeners at room temperature in sealed containers until shortly before use. As with many high-performance epoxy resins, repeated exposure to low temperatures during storage may cause the resin to crystallize. If this occurs, warm the resin to 125°F and stir to dissolve crystals. Hardeners may form carbamation when exposed to CO₂ and moisture in the atmosphere for extended periods of time. Prevent carbamation by protecting hardeners from exposure until immediately prior to processing.

Anexo 4. Norma utilizada para el ensayo de flexión de 3 puntos.



INSTITUTO ECUATORIANO DE NORMALIZACIÓN

Quito - Ecuador

NORMA TÉCNICA ECUATORIANA

NTE INEN 2 047:1996

PLÁSTICOS. DETERMINACIÓN DE LA RESISTENCIA A LA FLEXIÓN DE LOS MATERIALES PLÁSTICOS RÍGIDOS.

Primera Edición

PLASTICS. DETERMINATION OF FLEXURAL PROPERTIES OF RIGID PLASTIC MATERIALS.

First Edition

DESCRIPTORES: Plásticos, hojas, láminas, planchas, acrílicas, método, ensayo, flexión.
PL: 03.01-305
CDU: 678.5.8:620.144.22
CIU: 3560
ICS: 83.140

Norma Técnica Ecuatoriana Obligatoria	PLÁSTICOS. DETERMINACIÓN DE LA RESISTENCIA A LA FLEXIÓN DE LOS MATERIALES PLÁSTICOS RÍGIDOS.	NTE INEN 2 047:1995 1996-03
<p style="text-align: center;">1. OBJETO</p> <p>1.1 Esta norma establece un método de ensayo para determinar la resistencia a la flexión de los materiales plásticos rígidos, en forma de barras rectangulares, de medidas normalizadas o no, moldeadas directamente o cortadas a partir de hojas, placas u otras formas.</p> <p style="text-align: center;">2. ALCANCE</p> <p>2.1 Esta norma se aplica únicamente a las probetas apoyadas en sus extremos, soportadas sin tensión y cargadas en la mitad de su longitud.</p> <p style="text-align: center;">3. DEFINICIONES</p> <p>3.1 Flecha. Es la distancia recorrida durante la flexión, a partir de su posición inicial, por la superficie interior o superior de la probeta en la zona de aplicación de la carga.</p> <p>3.2 Esfuerzo de flexión en un instante dado del ensayo. Es la tensión máxima de la fibra externa del material en la sección de la probeta situada en la zona de aplicación de la carga.</p> <p>3.3 Esfuerzo de flexión correspondiente a una flecha convencional. Es el esfuerzo de flexión de una flecha igual a 1,5 veces el espesor de la probeta.</p> <p>3.4 Esfuerzo de flexión a la carga máxima. Es el esfuerzo de flexión en el momento en que la carga aplicada alcanza el valor máximo.</p> <p>3.5 Esfuerzo de flexión en la rotura. Es el esfuerzo de flexión en el instante de la rotura.</p> <p style="text-align: center;">4. MÉTODO DE ENSAYO</p> <p>4.1 Fundamento</p> <p>4.1.1 Con este método pueden determinarse las características siguientes:</p> <p>4.1.1.1 El esfuerzo de flexión y la flecha de rotura de los materiales que se rompen antes de alcanzar o alcanzando la flecha convencional.</p> <p>4.1.1.2 El esfuerzo de flexión para la flecha convencional de los materiales que no se rompen antes o en la flecha convencional.</p> <p style="text-align: right;"><i>(Continúa)</i></p> <hr/> <p>DESCRIPTORES: Plásticos, hojas, láminas, planchas, acrílicas, método, ensayo, flexión.</p>		

4.1.1.3 El esfuerzo de flexión para la carga máxima, en el caso de materiales que alcanzan la carga máxima antes o en la flecha convencional.

4.1.1.4 El esfuerzo de flexión en la rotura o para la carga máxima, en el caso de que la flecha convencional no se haya sobrepasado o si aquello se exige en la especificación del material.

4.1.1.5 *El módulo aparente de elasticidad en flexión.* El módulo de elasticidad en flexión debe considerarse únicamente como un valor aproximado del módulo de elasticidad de Young.

4.2 Equipo

4.2.1 *Máquina normal de ensayo.* Convenientemente construida y calibrada para permitir el desplazamiento relativo del útil de carga con relación a los apoyos, a velocidad regulable y aproximadamente constante y que indique las cargas con una precisión de $\pm 1\%$ y las flechas con una precisión de $\pm 2\%$. La rigidez del aparato será tal que la deformación elástica de todo el sistema no exceda el 1% de la flecha máxima de la probeta.

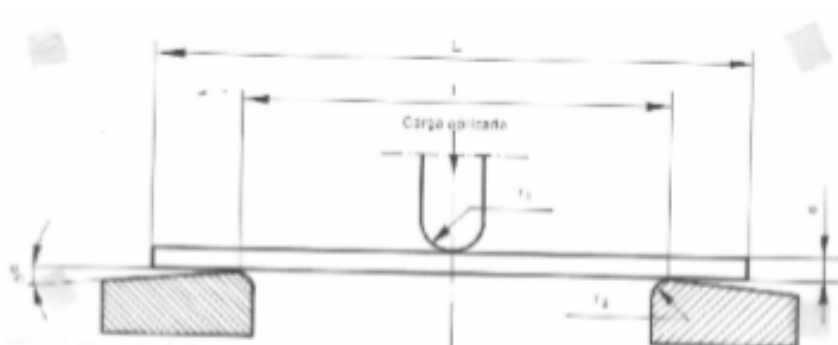
4.2.2 Tanto el útil de carga como los apoyos deben tener como mínimo la anchura de la probeta y sus radios de apoyo (ver figura 1) serán los siguientes:

$r_1 = 5 \text{ mm} \pm 0,1 \text{ mm}$

$r_2 = 0,6 \text{ mm} \pm 0,2 \text{ mm}$ para espesores de probeta inferiores o iguales a 3 mm y $2 \text{ mm} \pm 0,2 \text{ mm}$ para espesores superiores a 3 mm.

La distancia entre apoyos será regulable.

FIGURA 1. Posición de la probeta durante el ensayo



4.3 Preparación de las probetas.

4.3.1 Se preparan barras de sección rectangular, según la norma de especificaciones del producto a ensayar

(Continúa)

4.3.2 Las probetas que se especifican en esta norma son las siguientes:

4.3.2.1 Probetas normales. Las medidas normales serán:

Longitud mínima: $l = 80 \text{ mm}$
 Anchura: $b = 10 \text{ mm} \pm 0,5 \text{ mm}$
 Espesor: $e = 4 \text{ mm} \pm 0,2 \text{ mm}$

4.3.2.2 Otras probetas. Cuando no es posible o no se desea usar las probetas normales, éstas deben elegirse de forma que se adapten a las reglas siguientes:

- La longitud y el espesor de la probeta deben estar en la misma relación que en la probeta normal, o sea:
 $l_{\text{mín}} = 20 e$, en donde e = espesor de la probeta en milímetros.
- La anchura de la probeta podrá ser, $b = 2,5.e \pm 0,5$ o para simplificar, conforme con la tabla 1, dada la poca influencia que la anchura de la probeta tiene sobre las características de flexión.
- Para materiales que tengan fibras gruesas la anchura debe estar comprendida entre 20 mm y 50 mm.

TABLA 1 Anchura de la probeta

Espesor e mm	Anchura b mm	
$1 < e \leq 3$	25	} $\pm 0,5$
$3 < e \leq 5$	10	
$5 < e \leq 10$	16	
$10 < e \leq 20$	20	
$20 < e \leq 35$	35	
$35 < e \leq 50$	50	

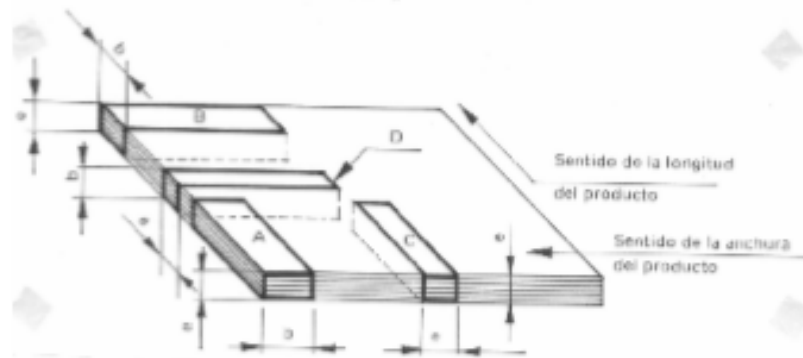
4.3.2.3 Materiales anisótrpos.

- En el caso de materiales anisótrpos, las probetas deben elegirse de tal forma que el esfuerzo de flexión que sufran las mismas durante el ensayo se aplique en el mismo sentido que los que puedan sufrir, en la práctica, los correspondientes productos.
- La Relación entre la probeta elegida y su aplicación determina la posibilidad o imposibilidad de elegir probetas normales, y en este último caso se tendrá en cuenta lo indicado en el numeral 4.3.2.2

(Continúa)

- c) Además es preciso considerar que la posición o el sentido de la elección, y las medidas de las probetas tienen a veces una influencia muy grande sobre los resultados. Esto particularmente es cierto en el caso de los materiales estratificados (ver figura 2).

FIGURA 2. Posición de la probeta de ensayo en relación a la longitud y anchura de las láminas



4.3.3 Número de probetas

4.3.3.1 Para la realización del ensayo deben emplearse como mínimo 5 probetas.

4.3.3.2 Los resultados obtenidos en las probetas que se rompen fuera del tercio central de la longitud entre apoyos deben rechazarse y deben ser reemplazadas por otras tantas probetas.

4.3.3.3 Cuando el material presenta diferencias importantes de características de flexión en 2 direcciones principales deben ensayarse separadamente estas 2 direcciones.

4.3.3.4 Si en su utilización el material va a estar sometido a un esfuerzo con una orientación diferente a alguna de las direcciones principales, se recomienda que se efectúe el ensayo según la citada orientación.

4.3.4 Acondicionamiento de las probetas

4.3.4.1 Acondicionar las probetas a una de las siguientes atmósferas normales.

- $20^{\circ}\text{C} \pm 2^{\circ}\text{C}$ y $65\% \pm 5\%$ de humedad relativa.
- $23^{\circ}\text{C} \pm 2^{\circ}\text{C}$ y $50\% \pm 5\%$ de humedad relativa.
- $27^{\circ}\text{C} \pm 2^{\circ}\text{C}$ y $66\% \pm 6\%$ de humedad relativa.

4.3.4.2 Para cada una de las atmósferas normales indicadas en el numeral 4.3.4.1, la duración normal del acondicionamiento será de 88 a 94 h.

(Continúa)

4.4 Procedimiento

4.4.1 Realizar el ensayo en uno de los casos indicados en el numeral 4.3.4.1.

4.4.2 Medir la anchura b con una aproximación de 0,1 mm y el espesor e con una aproximación de 0,02 mm

4.4.3 Ajustar la distancia entre apoyos L a un valor comprendido entre 15 y 17 veces el espesor de la probeta.

4.4.4 Medir la distancia entre apoyos con una precisión de 0,5%.

4.4.5 La velocidad de ensayo, si no se indica otra cosa en la especificación del material, se establece por la ecuación siguiente:

$$V = \frac{V_r L}{6e}$$

En donde:

V = Velocidad relativa del desplazamiento del útil de carga con relación a los apoyos, en milímetros por minuto.

V_r = Velocidad de deformación en mm/min, mm, 0,01 o la indicada en la especificación del material.

L = Distancia entre apoyos, en milímetros.

e = Espesor de la probeta, en milímetros

4.4.6 Una vez obtenida la velocidad de ensayo se carga la probeta en la mitad de la distancia entre apoyos (ver figura 1) sin choque.

4.4.7 Si se desea medir el módulo de elasticidad, calcular a partir de la gráfica registrada automáticamente o anotando los valores de la carga y de la flecha, con suficiente frecuencia, a fin de poder trazar una curva carga-flecha precisa.

4.4.8 Cuando las probetas se rompen antes o en el momento de alcanzar la flecha convencional, anotar la carga y la flecha de rotura.

4.4.9 Cuando las probetas no se rompen antes o en la flecha convencional, anotar la carga en la flecha convencional.

4.4.10 Si se especifica, proseguir el ensayo sin interrupción más allá de la flecha convencional hasta que se produzca la rotura o hasta que se alcance una carga máxima, y anotar la carga y la flecha en uno u otro de estos puntos.

4.4.11 Cuando las probetas alcanzan la carga máxima antes de alcanzar la flecha convencional, anotar la carga máxima y la flecha correspondiente.

4.5 Cálculos

4.5.1 Esfuerzo de flexión σ_f

(Continúa)

4.5.1.1. Esfuerzo de flexión σ_f para una carga F se calcula en megapascales (MPa = $10,2 \text{ kg/cm}^2$) mediante la ecuación siguiente:

$$\sigma_f = \frac{M}{W}$$

En donde:

σ_f = esfuerzo de flexión, en megapascales.

M = momento flexor en Newton por milímetro para la carga F , dado por la ecuación siguiente:

$$M = \frac{F \cdot L}{4}$$

En donde:

M = momento flexor, en Newton por milímetro.

F = carga, en Newton.

L = distancia entre apoyos, en milímetros.

W = módulo de inercia de la sección recta, en milímetros cúbicos.

a) En el caso de una sección rectangular:

$$W = \frac{b \cdot e^3}{6}$$

y

$$\sigma_f = \frac{3 \cdot F \cdot L}{2 \cdot b \cdot e^3}$$

b) Si M se expresa en Newton por milímetro y W en milímetros cúbicos, σ_f se obtiene en megapascales. Para obtener un cálculo más preciso del esfuerzo de flexión, teniendo en cuenta la componente horizontal del momento flexor para la flecha d , se puede emplear la ecuación siguiente:

$$\sigma_f = \frac{3 \cdot F \cdot L}{2 \cdot b \cdot e^3} \left[1 + \frac{4 \cdot d^2}{L^2} \right]$$

En donde:

σ_f = esfuerzo de flexión, en megapascales.

d = flecha medida en el punto medio entre apoyos, expresada en milímetros.

4.5.2 Módulo aparente de elasticidad E_t

4.5.2.1 Para calcular E_t en megapascales se traza una curva carga-flecha a partir de los resultados obtenidos.

(Continúa)

4.5.2.2 El módulo aparente de elasticidad se determina a partir de la porción lineal en el origen de la curva carga-flecha, utilizando al menos para cada curva 5 valores de la flecha y de la carga E , se determina mediante la ecuación siguiente:

$$E_r = \frac{L^3}{4 b e^3} \left(\frac{\Delta F}{\Delta y} \right)$$

En donde:

- E_r = módulo aparente de elasticidad, en megapascalas;
- L = distancia entre apoyos, en milímetros;
- b = anchura de la probeta, en milímetros;
- e = espesor de la probeta, en milímetros;
- ΔF = es el incremento de la carga entre 2 puntos elegidos en la parte recta inicial de la curva flecha, en Newton;
- Δy = diferencias de flechas correspondiente a ΔF , en milímetros.

4.5.3 En todos los casos se obtendrá el valor de la desviación típica.

4.6 Informe de resultados.

4.6.1 Como resultado final debe reportarse la media aritmética de los resultados de la determinación.

4.6.2 Identificación, lo más completa posible, del material sometido a ensayo.

4.6.3 Método de preparación de las probetas.

4.6.4 Medidas de las probetas y longitud entre apoyos utilizadas.

4.6.5 Cuando las probetas se rompen:

4.6.5.1 El esfuerzo de flexión en la rotura, su media aritmética y desviación típica.

4.6.5.2 La flecha en la rotura, su media aritmética y su desviación típica.

4.6.6 Cuando las probetas no se rompen:

4.6.6.1 El esfuerzo de flexión para la flecha convencional.

4.6.6.2 El esfuerzo de flexión y la flecha en la carga máxima, su media aritmética y desviación típica en cada caso.

4.6.7 Eventualmente la curva carga - flecha, con el valor de la media aritmética del módulo aparente de elasticidad, E , y la desviación típica de E .

4.6.8 Modo de acondicionamiento y atmósfera de ensayo.

4.6.9 Norma Técnica Ecuatoriana NTE INEN de referencia

(Continúa)

APÉNDICE Z

Z.1 DOCUMENTOS NORMATIVOS A CONSULTAR

Esta norma no requiere de otras para su aplicación

Z.2 BASES DE ESTUDIO

Norma española UNE 53022. *Materiales plásticos. Determinación de las características de flexión de los materiales plásticos rígidos.* Instituto Nacional de Racionalización del Trabajo. Madrid, 1978.

Norma Internacional SO 178 E. *Plastics. Determination of flexural properties of rigid plastics.* International Organization for Standardization, Ginebra, 1975.

INFORMACIÓN COMPLEMENTARIA

Documento: NTE INEN 2 047 **TÍTULO:** PLASTICOS. DETERMINACIÓN DE LA RESISTENCIA A LA FLEXIÓN DE LOS MATERIALES PLASTICOS RIGIDOS. **Código:** PL 03.01-305

ORIGINAL: Fecha de iniciación del estudio: 1993-05-17	REVISIÓN: Fecha de aprobación anterior por Consejo Directivo Oficialización con el Carácter de por Acuerdo No. de publicado en el Registro Oficial No. de Fecha de iniciación del estudio:
--	--

Fechas de consulta pública: de a

Subcomité Técnico:
 Fecha de iniciación: 1993-11-26 Fecha de aprobación: 1993-12-15
Integrantes del Subcomité Técnico:

NOMBRES:	INSTITUCIÓN REPRESENTADA:
Sr. León Pienknagura (Presidente)	SANIGLASS S.A.
Ing. Rodrigo Rodríguez	MICIP
Ing. Jenny Fajardo	PLASTICOS DALMAU
Sra. Martha Enriquez	ACRILUX S.A.
Ing. Leif Underdal	POLIACRILART
Ing. Rita Nenger	CENAPIA
Ing. Trajano Ramirez	ESCUELA POLITECNICA NACIONAL
Arq. Fernando Bajaan	IESS
Ing. Guillermo Brito	INGENIERIA QUIMICA-UNIVERSIDAD
	CENTRAL
Ing. Luis Gavilanes	MINISTERIO DE DESARROLLO URBANO Y
	VIVIENDA
Ing. César Jara (Secretario Técnico)	INEN

Otros trámites: * Esta norma sin ningún cambio en su contenido fue **DESREGULARIZADA**, pasando de **OBLIGATORIA a VOLUNTARIA**, según Resolución de Consejo Directivo de 1998-01-08 y oficializada mediante Acuerdo Ministerial No. 235 de 1998-05-04 publicado en el Registro Oficial No. 321 del 1998-05-20

El Consejo Directivo del INEN aprobó este proyecto de norma en sesión de 1996-01-09

Oficializada como: Obligatoria Por Acuerdo Ministerial No. 0042 de 1996-02-29
 Registro Oficial No. 902 de 1996-03-12

Instituto Ecuatoriano de Normalización, INEN - Baquerizo Moreno ES-28 y Av. 8 de Diciembre
Casilla 17-01-3999 - Telfs: (593 2) 2 501885 al 2 501891 - Fax: (593 2) 2 567815
Dirección General: E-Mail: furresia@inen.gov.ec
Área Técnica de Normalización: E-Mail: normalizacion@inen.gov.ec
Área Técnica de Certificación: E-Mail: certificacion@inen.gov.ec
Área Técnica de Verificación: E-Mail: verificacion@inen.gov.ec
Área Técnica de Servicios Tecnológicos: E-Mail: inencati@inen.gov.ec
Regional Guayas: E-Mail: inenguayas@inen.gov.ec
Regional Azuay: E-Mail: inencuencas@inen.gov.ec
Regional Chimborazo: E-Mail: inencorbamba@inen.gov.ec
URL: www.inen.gov.ec

Anexo 5. Especificaciones técnicas del motor del Embraer EMB 314

TCDs No.: IM.E.038
Issue: 01

Pratt & Whitney Canada
PT6A-68 series engine

Date: 20 April 2018



TYPE-CERTIFICATE DATA SHEET

No. EASA IM.E.038

for
Engines

Type Certificate Holder:
Pratt and Whitney Canada Corp.

1000 Marie-Victorin
Longueuil, Québec, J4G 1A1
Canada

For Models: PT6A-68
PT6A-68B
PT6A-68C
PT6A-68D
PT6A-68T



TE.CERT.00052-001 © European Aviation Safety Agency, 2018. All rights reserved. ISO9001 Certified. Page 1 of 11
Proprietary document. Copies are not controlled. Confirm revision status through the EASA-Internet/Intranet.

An agency of the European Union

TABLE OF CONTENTS

I. General	4
1. Type / Models:.....	4
2. Type Certificate Holder:.....	4
3. Manufacturer:	4
4. Date of Application for EASA Certification:.....	4
5. EASA Type Certification Date:.....	4
II. Certification Basis.....	4
1. State of Design Authority Certification Basis:	4
2. Reference Date for determining the applicable airworthiness requirements:	4
3. EASA Certification Basis	4
3.1. Airworthiness Standards	4
3.2. Special Conditions (SC).....	4
3.3. Equivalent Safety Findings (ESF)	4
3.4. Deviations.....	4
3.5. Environmental Protection	5
III. Technical Characteristics	5
1. Type Design Definition:	5
2. Description:.....	5
3. Equipment.....	5
4. Dimensions and.....	5
5. Dry Weight.....	5
6. Ratings	5
7. Control System.....	6
8. Fluids (Fuel, Oil, Coolant, Additives).....	6
9. Aircraft Accessory Drives.....	6
10. Maximum Permissible Air Bleed Extraction	6
IV. Operating Limitations	6
1. Temperature Limits.....	6
1.1 Maximum Interstage Turbine Temperature (ITT), oC :	6
1.2 Maximum Air Inlet Temperature, oC for Flat-rating:.....	6
1.3 Oil Temperature, oC :	7
1.4 Fuel Temperature.....	7
2. Speed Limits.....	7
3. Pressure Limits.....	7
3.1 Fuel Pressure.....	7
3.2 Oil Pressure.....	8
4. Time Limited Dispatch (TLD)	8
5. ETOPS Capability	8
V. Operating and Service Instructions	8
VI. Notes	9
SECTION: ADMINISTRATIVE	11
I. Acronyms and Abbreviations.....	11
II. Type Certificate Holder Record	11
III. Change Record	11



I. General

1. **Type / Models:**
PT6A-68 series / PT6A-68, PT6A-68B, PT6A-68C, PT6A-68D, PT6A-68T
2. **Type Certificate Holder:**
Pratt and Whitney Canada Corp.
1000 Marie-Victorin
Longueuil, Québec, J4G 1A1
Canada
3. **Manufacturer:**
Pratt and Whitney Canada Corp.
4. **Date of Application for EASA Certification:**
19 March 2014
5. **EASA Type Certification Date:**
20 April 2016

II. Certification Basis

1. **State of Design Authority Certification Basis:**
see Transport Canada TCDS E-24
2. **Reference Date for determining the applicable airworthiness requirements:**

29 January 1992 (PT6A-68, PT6A-68B, PT6A-68C)
30 December 2006 (PT6A-68D, PT6A-68T)
3. **EASA Certification Basis**
 - 3.1. **Airworthiness Standards**

JAR-E Change 8 incl. Amendt. E/91/1 (PT6A-68, PT6A-68B, PT6A-68C)
CS-E, initial issue (PT6A-68D, PT6A-68T)
 - 3.2. **Special Conditions (SC)**

none
 - 3.3. **Equivalent Safety Findings (ESF)**

none
 - 3.4. **Deviations**

none



3.5. Environmental Protection

CS-34.1 "Fuel Venting"

III. Technical Characteristics

1. Type Design Definition:

PT6A-68: Engine Assembly Drawing No. 3118830 and subsequent revisions
 PT6A-68B: Engine Assembly Drawing No. 3055340 Change B and subsequent revisions
 PT6A-68C: Engine Assembly Drawing No. 3055973 Change A and subsequent revisions
 PT6A-68D: Engine Assembly Drawing No. 3075880 Change A and subsequent revisions
 PT6A-68T: Engine Assembly Drawing No. 3077340 Change B and subsequent revisions

2. Description:

The PT6A-68 series turboprop engine comprises a 2-stage reduction gearbox, five stage gas generator compressor (4 axial, 1 centrifugal), a single annular combustion chamber, a single stage gas generator turbine and a two stage axial power turbine. The fuel control is by single channel ECU with mechanical backup. The engine also features a lubricating system capable of aerobatic manoeuvres.

3. Equipment

Approved equipment is defined in the applicable Engine Assembly Drawing.

4. Dimensions and

5. Dry Weight

	Overall Length (mm)	Overall Diameter (mm)	Dry Spec. Weight (kg)
PT6A-68	1811	564	260
PT6A-68B	1813	565	269
PT6A-68C, PT6A-68T	1823	570	272
PT6A-68D	1820	570	272

6. Ratings

		Shaft Power (kW)	Jet Thrust (N)
PT6A-68	Maximum Continuous and Take-off	932	829
PT6A-68B, PT6A-68C, PT6A-68D PT6A-68T	Maximum Continuous and Take-off	1194	1014



7. Control System

The PT6A-68 series engines are controlled by a single channel ECU with mechanical backup. Refer to model specific Installation Manuals for unit part numbers.

8. Fluids (Fuel, Oil, Coolant, Additives)

The approved fuels and additives must conform to the latest revision of the P&WC Service Bulletins SB 18004 (PT6A-68) and SB 18104 (PT6A-68B and PT6A-68C, PT6A-68D and PT6A-68T).

The approved oils must conform to the latest revision of the P&WC Service Bulletins SB 18001 (PT6A-68) and SB 18101 (PT6A-68B, PT6A-68C, PT6A-68D and PT6A-68T).

9. Aircraft Accessory Drives

For accessory drives specifications, including direction of rotation, drive speed ratio to engine speed, torque continuous pad rating and maximum overhung moment, refer to model specific Installation Manual.

10. Maximum Permissible Air Bleed Extraction

For all engine models, the bleed extraction is as follows:

Maximum External (% of inlet flow):	3.25
Maximum during Start (kg/min):	0.68

IV. Operating Limitations

1. Temperature Limits

1.1 Maximum Interstage Turbine Temperature (ITT), °C :

Rating	Maximum Continuous and Take-off (°C)	Starting (Ground and Air, 3 sec.) (°C)
PT6A-68	820	1000
PT6A-68B, PT6A-68C, PT6A-68D, PT6A-68T	860	1000

1.2 Maximum Air Inlet Temperature, °C for Flat-rating:

Rating	Maximum Continuous (°C)
PT6A-68	42.4
PT6A-68B	30.8
PT6A-68C, PT6A-68D, PT6A-68T	31.2



1.3 Oil Temperature, °C :

Maximum continuous and ground operation:	105 °C
Maximum (10 Minutes)	110 °C
Minimum:	-40 °C

1.4 Fuel Temperature

For starting:

Minimum at pump inlet connections is:

- a) that equivalent to 12 centistokes or
- b) JP4, Jet B, Avgas: -34 °C
 - Jet A, A-1: -29 °C (PT6A-68)
 - Jet A, A-1: -34 °C (PT6A-68B, PT6A-68C, PT6A-68D, PT6A-68T)
 - JP5: -26 °C

Maximum at the pump inlet connection is +57 °C

(Note: Starts may be attempted with fuel at higher or lower temperatures providing other specified engine limitations are observed. The starting temperature applies to ground and air starts.)

For operation:

Minimum at pump inlet is -34 °C or 12 centistokes.

Maximum at pump inlet is that corresponding to a vapour-liquid ratio of 0.3.

2. Speed Limits

Engine Model	Gas Generator (N1) (rpm)	Gas Generator (N1) Transient (rpm)	Power Turbine Module Output (N2) (rpm)	Power Turbine Module Output (N2) Transient 20 sec (rpm)
All models	39000 (104 %)	39000	2000 (100.25%)	2200 (110.3)

100% gas generator speed is defined as 37468 rpm. Propeller speed of 100% of 1995 rpm corresponds to power turbine speed 29906 rpm.

3. Pressure Limits

3.1 Fuel Pressure

Minimum absolute pressure:

34.47 kPa (5 psi) absolute above the true vapour fuel pressure (PT6A-68)

49.99 kPa (7.25 psi) absolute above the true vapour fuel pressure (PT6A-68B, PT6A-68C, PT6A-68D, PT6A-68T).



Maximum gauge pressure:
344.7 kPa (50 psi) with vapour/liquid ratio of zero at all conditions

3.2 Oil Pressure

PT6A-68:

Pressure range (gauge) 620.4 – 827.4 kPa (90-120 psi)
At idle power the minimum allowable transient oil pressure is 103.42 kPa (15 psi) for a maximum of 3 seconds.

PT6A-68B, PT6A-68C, PT6A-68T:

Pressure range (gauge) 620.4 – 861.8 kPa (90-125 psi)
Transient range (gauge) 482.6 kPa to 896.3 kPa (70 to 130 psi); during aerobatic maneuvers the minimum oil pressure may be as low as 275.8 (40 psi) at flight idle condition.

PT6A-68D:

Pressure range (gauge) 620.4 – 861.8 kPa (90-125 psi)
Transient range (gauge) 482.6 kPa to 896.3 kPa (70 to 130 psi) time limited to 20 seconds;
During aerobatic maneuvers at the flight idle power condition, the minimum oil pressure may be as low as 275.8 kPa (40 psi) for durations limited to 20 seconds.
During aerobatic maneuvers at powers above the flight idle condition, the minimum oil pressure is 482.6 kPa (70 psi) for durations limited to 60 seconds.

4. Time Limited Dispatch (TLD)

The engine is not approved for Time Limited Dispatch in accordance with CS-E 1030.

5. ETOPS Capability

The engine is not approved for ETOPS capability in accordance with CS-E 1040.

V. Operating and Service Instructions

Manuals

Engine Model	Engine Operating Instructions	Engine Installation Manual
PT6A-68	3040871	PT6A-68
PT6A-68B	See Installation Manual	PT6A-68B and C
PT6A-68C	See Installation Manual	PT6A-68B and C
PT6A-68D	See Installation Manual	PT6A-68D
PT6A-68T	See Installation Manual	PT6A-68T



Instructions for Continued Airworthiness (ICA)

Engine Model	Engine Maintenance Manual	Engine Overhaul Manual	Service Bulletins
PT6A-68	3040872	3040873	as issued for each engine model
PT6A-68B	3054922	3054923	
PT6A-68C	3058462	3058463	
PT6A-68D	3077192	3077193, Not published yet	
PT6A-68T	3077172	3077174, Not published yet	

VI. Notes

1. The EASA approved Airworthiness Limitations Section of the Instructions for Continued Airworthiness is published in the PT6A-68D and PT6A-68T maintenance manual, chapter "Airworthiness Limitations Section". For the other models, the EASA approved airworthiness limitations are published in P&WC Engine Service Bulletin Nos. 18002 (PT6A-68), 18102 (PT6A-68B) and 18202 (PT6A-68C) as revised.
2. The engine ratings are based on dry sea level static ICAO Standard Atmospheric conditions. No external accessory loads and no airbleed. The quoted ratings are obtainable on a test stand with the specified fuel and oil without intake ducting and using exhaust stubs as specified in the Installation Manual.
3. The engine meets the TCCA (AWM 333.68) and EASA (JAR-E 780/CS-E 780) requirements of for operation in icing conditions when the intake system conforms with the PWC Installation Manual Instructions for inertial separation of snow and icing particles. The engine also meets the TCCA (AWM 333.27) and EASA (JAR-E 840/CS-E 840) requirements for adequate disc integrity and rotor blade containment and does not require external armouring.
4. The engine may be maintained as two modules, the separation point is the "C" flange:

	Gas Generator Module P/N	Power Section Module P/N
PT6A-68	3047000	3047200
PT6A-68B	3055342	3055341
PT6A-68C	3055972	3055970
PT6A-68D	3075885	3075882
PT6A-68T	3077544	3077541

5. The PT6A-68, PT6A-68B, PT6A-68C, PT6A-68D and PT6A-68T Power Management Units have not been fire tested and therefore, may only be mounted in a designated fire zone if



there are instructions to select manual mode operation in the event of a fire indication in that zone.

5. The software contained in the PT6A-68B, PT6A-68C, PT6A-68D and PT6A-68T Power Management Unit has been designed and developed in accordance with the provisions of RTCA/DO-178B Level A.
The software contained in the PT6A-68 Power Management Unit has been designed and developed in accordance with the provisions of RTCA/DO-178A Level 1.
Software version of the PT6A-68T: 68TA0301 or later approved version
7. The PT6A-68, PT6A-68B, PT6A-68C, PT6A-68D and PT6A-68T lightning and HIRF protection requirements and electromagnetic interference emitted by the electronic engine control system, including cables, are specified in the Installation Manual.
8. The recommended Operating Time Between Overhaul (TBO) and Hot Section Inspection (HSI) frequency is defined in the following Service Bulletins:
SB 18003 for the PT6A-68
SB 18103 for the PT6A-68B
SB 18203 for the PT6A-68C, PT6A-68D, PT6A-68T
9. Overhauls of the PT6A-68D and PT6A-68T are not permitted until publication of an accepted Overhaul Manual.



SECTION: ADMINISTRATIVE

I. Acronyms and Abbreviations

n/a

II. Type Certificate Holder Record

n/a

III. Change Record

Issue	Date	Changes	TC issue
Issue 01	20 April 2016	Initial Issue	Initial Issue, 20 April 2016

-END-



Anexo 6. Resina epóxica recomendada para la construcción de componentes aeronáuticos.



PR2032
Laminating Resin
For Composite Parts

NEW HARDENER

DESCRIPTION

PR2032 is a medium viscosity, unfilled, light amber laminating resin that is designed for structural production applications. When used with the three hardeners listed here, the combinations provide excellent wet-out of fiberglass, carbon and aramid fibers. Special additives have been incorporated into these products to promote chemical adhesion to fabrics made with these fibers. Typical applications include aircraft and sail plane skins and structural components, auto bodies, radomes and prototype parts.

Hardeners PH3660, PH3663 and PH3665 are the standard production hardeners for fabricating composite parts. PH3660 has a one hour working time, PH3663 has 90 minutes, and PH3665 has been developed to provide a longer working time for larger and/or more complicated laminates when needed. All three of these hardeners will cure completely at room temperature without additional heat.

★ PH3663 is a newer addition to the AEROPOXY line that offers some unique characteristics for certain uses. The mixed viscosity of the system when using PH3663 is considerably lower than the other laminating hardeners. This allows easy penetration of thicker fabrics during hand lay-up, and provides a good system for the infusion process. Also, even though it has a working time 50% longer than PH3660, it cures in essentially the same time as PH3660. Cured properties with the PH3663 maintain the high standard set by the AEROPOXY line.

PH3630 is a faster setting hardener that can be used for patching and repairs, and smaller laminates. PH3630 has a similar viscosity to PH3660 and PH3665, so handling will be similar, except for the faster cure.

These products can be considered low toxicity materials that have minimum hazard potential when used properly and in a clean and responsible manner. PR2032 does not contain any hazardous diluents or extenders. Hardeners PH3660, PH3663, PH3665 and PH3630 do not contain methylene dianiline (MDA), or other potentially harmful aniline derivatives. Neither the resin nor the hardeners will crystallize in normal shipping and storage conditions, including refrigerated storage. Both components have excellent moisture resistance, for minimal problems in high humidity environments.

PRODUCT SPECIFICATIONS

	PR2032	PH3630	PH3660	PH3663	PH3665	ASTM Method
Color	Li. Amber	Amber	Amber	Li. Amber	Amber	Visual
Viscosity, @77°F, centipoise	1,650 cps	150-175 cps	190-200 cps	35 cps	200-250 cps	D2392
Specific Gravity, gms./cc	1.15	0.96	0.96	0.97	0.95	D1475
Mix Ratio, By Wt.		30 minutes	1 hour	90 minutes	2 hours	PTM6W
Pot Life, 4 fl. Oz. Mass @ 77°F		100 : 27 By Weight, or 3 to 1 By Volume		100 : 25 By Weight	100 : 27 By Wt. or 3 to 1 By Vol.	D2471

HANDLING and CURING

PH3660, PH3663 and PH3665 are the hardeners typically used to fabricate high performance composite parts. PH3660 has a one hour working time, and can be used for all sizes of parts using the contact layup method of fabrication. If the vacuum bagging technique is being used, PH3660 should only be used for smaller parts. Hardener PH3665 has a longer working time that is useful for vacuum bagging larger parts before the resin has gelled. PH3663 falls between these two hardeners, and can be used for parts somewhat larger than would be produced with PH3660, while maintaining a faster cure than with PH3665. In any case, with either of these three hardeners, plan to allow the laminate to cure at least 24 hours, at a minimum of 72°F, before moving the structure. This can be accelerated by applying heat after the resin has gelled. Be careful using heat guns and lamps, as they tend to concentrate heat, producing localized hot spots which can damage the epoxy. These systems can be cured at ambient temperatures, or given an elevated temperature cure. The higher the curing temperature, the higher the resulting service temperature. With a higher temperature cure, a safe service temperature over 200°F can be obtained.

Hardener PH3630 will cure completely at room temperature, and does not require a heat cure. It is intended for fast repairs or additions to a primary structure, and for parts that will be exposed to lower service temperatures. All primary structures should be fabricated with PH3660, PH3663 or PH3665 to take advantage of their longer work life and better service temperature capabilities.

Inasmuch as PTM&W Industries, Inc. has no control over the use to which others may put material, it does not guarantee that the same results as those described herein will be obtained. The above data was obtained under laboratory conditions, and to the best of our knowledge is accurate. This information is presented in good faith to assist the user in determining whether our products are suitable for his application. No warranty or representation, however is intended or made, nor is protection from any law or patent to be inferred, and all patent rights are reserved. Before using, user shall determine the suitability of the product for his intended use, and user assumes all risk and liability what-soever in connection therewith. In no event will PTM&W Industries, Inc. be liable for incidental or consequential damages. Buyer's sole and exclusive remedy in such instances shall be limited to replacement of the purchase price.

PR2032 Laminating Resin For Composite Parts, Page 2

TYPICAL MECHANICAL PROPERTIES



	PR2032 PH3630	PR2032 with PH3660				PR2032 PH3663	PR2032 PH3665	ASTM Method
		Neat Resin (Unreinforced)	With Fiberglass	With Graphite	With Kevlar			
Mix Ratio	100 : 27 By Weight, or 3 to 1 By Volume					100 : 25 By Weight	100:27 By Wt. 3 to 1 By Vol.	PTM&W
Pot Life, @ 77°F	30 minutes	1 hour				1.5 Hour	2 hours	D2471
Color	Li. Amber	Light Amber				Light Amber	Li. Amber	Visual
Mixed Viscosity, @77°F, cps	800-975 cps	900 - 950 cps				440 cps	925-975 cps	D2393
Cured Hardness, Shore D	88 Shore D	88 Shore D				87 Shore D	87 Shore D	D2240
Specific Gravity, grams, cc	1.16	1.11				1.109	1.12	D1475
Density, lb./cu. Inch	.0420	.0401				.0401	.0410	D792
Specific Volume, cc. in./lb.	23.8	25.0				24.96	24.4	D792
Tensile Strength, psi ⁽¹⁾	45,350 psi	9828 psi	45,170 psi	75,640 psi	45,400 psi	40,010 psi	45,870 psi	D638
Elongation at Break, % ⁽¹⁾	1.91 %	1.90 %	1.96 %	0.91 %	1.31 %	1.67 %	1.98 %	D638
Tensile modulus, psi ⁽¹⁾	2,800,000 psi	418,525 psi	2,620,000 psi	8,170,000 psi	3,770,000 psi	2,647,520 psi	2,520,000 psi	D638
Flexural Strength, psi ⁽¹⁾	68,167 psi	16,827 psi	62,285 psi	96,541 psi	34,524 psi	65,461 psi	66,667 psi	D790
Flexural Modulus, psi ⁽¹⁾	2,770,000 psi	462,910 psi	2,560,000 psi	6,480,000 psi	2,500,000 psi	2,635,766 psi	3,050,000 psi	D790
Glass Transition Temp., T _g	194°F	196°F				194°F	194°F	TMA
Thermal Coef. of Expansion Range:	3.7 x 10 ⁻⁵ in./in./°F	4.3 x 10 ⁻⁵ in./in./°F				4.14 x 10 ⁻⁵ in./in./°F	4.15 x 10 ⁻⁵ in./in./°F	D696

⁽¹⁾ Fiberglass Properties Derived with a 10 Ply Laminate, Hand Lay-up, Style 181 Glass Fabric, 55% Glass Content;
Graphite Properties with a 10 Ply Laminate of 5.6 oz. 3K Fabric; and Kevlar Properties with a 10 Ply Laminate of 5 oz. Kevlar

PACKAGING WEIGHTS



	Quart Kit	Gallon Kit	Pail Kit	Drum Kit				
PR2032	2.25 lb.	7.5 lb.	48 lb.	500 lb.				
PH3630, PH3660 or PH3665	.66 lb.	2 lb.	13 lb.	135 lb.				
PH3663	.6 lb.	1.9 lb.	12 lb.	126 lb.				
Kit	2.9 lb.	2.85 lb.	9.5 lb.	9.4 lb.	61 lb.	60 lb.	635 lb.	626 lb.

SAFETY and HANDLING

PTM&W AERPOXY epoxy products are made from raw materials carefully chosen to minimize or even eliminate toxic chemicals, and therefore offer the user high performance products with minimum hazard potential when properly used. Generally, the PTM&W AERPOXY epoxy resins and hardeners will present no handling problems if users exercise care to protect the skin and eyes, and if good ventilation is provided in the work areas. However, all epoxy resins and hardeners can be irritating to the skin, and prolonged contact may result in sensitization; and breathing of mist or vapors may cause allergic respiratory reaction, especially in highly sensitive individuals. As such, avoid contact with eyes and skin, and avoid breathing vapors. Wear protective rubber apron, clothing, gloves, face shield or other items as required to prevent contact with the skin. In case of skin contact, immediately wash with soap and water, followed by a rinse of the area with vinegar, and then a further wash with soap and water. The vinegar will neutralize the hardener and lessen the chances of long term effects. Use goggles, a face shield, safety glasses or other items as required to prevent contact with the eyes. If material gets into the eyes, immediately flush with water for at least 15 minutes and call a physician. Generally, keep the work area as uncluttered and clean as possible, and clean up any minor spills immediately to prevent accidental skin contact at a later time. Keep tools clean and properly stored. Dispose of trash and empty containers properly. Do not use any of these types of products until Material Safety Data Sheets have been read and understood.

AERPOXY PR2032 w-4 Hardener Bulletin / ZW-38 / 962408-C2




PTM&W Industries, Inc.

10640 S. Painter Avenue Santa Fe Springs, CA 90670-4092

562-946-4511 800-421-1518 FAX: 562-941-4773

Visit Us At: www.aeropoxy.com Send Questions To: info@aeropoxy.com

Anexo 7. Resultados del ensayo de flexión de 3 puntos.




LenMaV
LABORATORIO
ENSAYO DE MATERIALES


Ing. J. Anibal Viñán B. MsC.

INFORME DE RESULTADOS		
ENSAYO DE FLEXIÓN		Denominación: RF 20 - 1
N° 01		
SOLICITADO POR:	Hugo Wilfrido Palacios Palacios	
PROYECTO DE TESIS:	"CONSTRUCCIÓN DEL COMPONENTE WING TIP - FAIRING ASSY APLICANDO TÉCNICAS DE INGENIERÍA INVERSA Y UTILIZANDO MATERIALES ALTERNATIVOS PARA LA FLOTA DE AERONAVES DE LAS FUERZAS ARMADAS"	
DIRECCION:	CARRERA DE ING. MECÁNICA FAC. DE ING. CIVIL Y MEC. U. T. A.	
TIPO DE MATERIAL:	PIEZA CON 6 CAPAS DE FIBRA DE VIDRIO Y DOS CAPAS DE FIBRA DE CARBONO	
MATERIAL:	FIBRA DE VIDRIO - FIBRA DE CARBONO	
FECHA DE FABRICACIÓN:	2020 - 12	
NORMA UTILIZADA:	NTE INEN 2047:96	
FECHA DE ENSAYO:	30-dic-20	
EQUIPO UTILIZADO:	MAQUINA UNIVERSAL DE ENSAYOS - WAW600B	
MARCA:	JINAN LIANGONG TESTING TECHNOLOGY CO., LTD	
SERIE:	CERTIFICADO:	CÓD IDENT:
7136	LNM-F-2016500064D	M2
DESIGNACIÓN DEL MATERIAL	P - 1	P - 2
CARACTERISTICA	MÓDULO U	MÓDULO U
ESPEJOR [mm]	2.70	2.50
ANCHURA [mm]	105.40	105.40
ALTURA [mm]	100.00	100.00
SECCION TRANSVERSAL [mm ²]	810.00	751.00
CARGA MÁXIMA [N]	6179.98	6660.00
ESFUERZO MÁXIMO [MPa]	23.82	27.56
FLECHA MÁXIMA [mm]	7.820	6.95
OBSERVACIONES:	Se consideró como un perfil U, tomando como referencia los parámetros dimensionales de la sección de aplicación de la carga	

Aprobado por:



Ing. Anibal Viñán B. MsC
GERENTE DEL LABORATORIO
ENSAYO DE MATERIALES



Documento válido únicamente con el sello de la Empresa. El laboratorio no se responsabiliza por la reproducción parcial o total de este documento.

1/1

Dir: Calle Roma N°7 y Padua, Cdla Politécnica

Tel: 032924420 - Cel: 0987260955

email: jvinan54@lenmav.com

Anexo 8.



FUERZA AÉREA CENTRO DE INVESTIGACIÓN Y DESARROLLO



Oficio Nro. FA-EL-2018-0088-O

Ambato, 30 de mayo de 2018

Asunto: Solicita priorización proyecto de investigación materiales compuestos

Dr. Msc.
Galo Naranjo Lopez
RECTOR DE LA UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO
Presente

De mi consideración

Por el presente me permito informar a usted señor Rector, que una vez cumplida una reunión de trabajo entre Profesionales de la Carrera de Ingeniería Mecánica de la Universidad Técnica de Ambato UTA y Personal Técnico del Centro de Investigación y Desarrollo CIDFAE, se han encontrado líneas de investigación y proyectos de interés común para las dos Instituciones, por lo cual se ha planteado el siguiente proyecto de investigación:

“ANÁLISIS NUMÉRICO/EXPERIMENTAL DE UN NUEVO MATERIAL COMPUESTO DE MATRIZ EPOXI PARA APLICACIÓN EN LA FABRICACIÓN y/o REPARACIÓN DE SUPERFICIES DE VUELO (WING TIP - FAIRING ASSY), APLICABLES A LA FLOTA DE AERONAVES DE LAS FUERZAS ARMADAS”

Para la ejecución del Proyecto el CIDFAE designará personal y brindará las facilidades de acceso a los laboratorios y talleres para el cumplimiento del proyecto de investigación.

Cabe recalcar que como parte del Plan de Fortalecimiento del CIDFAE, éste proyecto es de interés para el Centro, el mismo que tiene aplicación en el sector industrial, contribuyendo a la vinculación con la sociedad y al desarrollo del país.

Por lo cual solicito se digno analizar ésta iniciativa a fin de que cuente con la debida priorización dentro de los procesos de investigación que tiene la Universidad.

Atentamente.
DIOS, PATRIA Y LIBERTAD

tel.: 052498504 email: pgacpi@rae.mil.ec

REPÚBLICA DEL ECUADOR



EL ECUADOR HA SIDO ES
Y SERÁ PAÍS AMAZÓNICO

FUERZA AÉREA
CENTRO DE INVESTIGACIÓN Y DESARROLLO



Freddy Williams Pérez Arias
Mayor EMT Avc.
JEFE CIDFAE

Copia:

Dr. Msc.
Freddy Del Pozo
Director de Investigación y Desarrollo Uta
UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO

Ing. Mg.
Francisco Pazmiño
Decano Facultad de Ingeniería Civil y Mecánica
UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO

gl/ns/ve

tel.: 052498504 email: pgacp11@rae.mil.ec