



**VICERRECTORADO DE INVESTIGACIÓN, INNOVACIÓN Y
TRANSFERENCIA DE TECNOLOGÍA**

**MAESTRÍA EN MANUFACTURA Y DISEÑO ASISTIDOS POR
COMPUTADOR, PRIMERA PROMOCIÓN CICLO 2014-2016**

**TRABAJO DE TITULACIÓN, PREVIO A LA OBTENCIÓN DEL TÍTULO
DE MAGISTER EN MANUFACTURA Y DISEÑO ASISTIDOS POR
COMPUTADOR**

**TEMA: DISEÑO Y MANUFACTURA DE CARENADOS "FAIRINGS"
APLICABLES A LOS TRENES DE ATERRIZAJE DEL AVIÓN DIAMOND
DA-20 DE LA FUERZA AÉREA ECUATORIANA**

AUTOR: ING. BRAZALEZ REINOSO, JUAN PABLO

DIRECTOR: MSC. ACUÑA COELLO, FAUSTO

SANGOLQUÍ

2017



DEPARTAMENTO DE POSGRADO

MAESTRÍA EN DISEÑO Y MANUFACTURA ASISTIDO POR COMPUTADOR

CERTIFICACIÓN

Certifico que el trabajo de titulación: "DISEÑO Y MANUFACTURA DE CARENADOS "FAIRINGS" APLICABLES A LOS TRENES DE ATERRIZAJE DEL AVIÓN DIAMOND DA-20 DE LA FUERZA AÉREA ECUATORIANA" realizado por el señor **JUAN PABLO BRAZALEZ REINOSO**, ha sido revisado en su totalidad y analizado por el software anti-plagio, el mismo cumple con los requisitos teóricos, científicos, técnicos, metodológicos y legales establecidos por la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE, por lo tanto me permito acreditarlo y autorizar al señor **JUAN PABLO BRAZALEZ REINOSO** para que sustente públicamente

Sangolquí, 15 de noviembre del 2017



Ing. Fausto Vinicio Acuña Coello, Msc.

DIRECTOR DE TESIS



DEPARTAMENTO DE POSGRADO

MAESTRÍA EN DISEÑO Y MANUFACTURA ASISTIDO POR COMPUTADOR

AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD

Yo, JUAN PABLO BRAZALEZ REINOSO, con cedula de identidad C.I. 171817731-2 declaro que este trabajo de titulación "DISEÑO Y MANUFACTURA DE CARENADOS "FAIRINGS" APLICABLES A LOS TRENES DE ATERRIZAJE DEL AVIÓN DIAMOND DA-20 DE LA FUERZA AÉREA ECUATORIANA" ha sido desarrollado considerando los métodos de investigación existentes, así como también se ha respetado los derechos intelectuales de terceros considerándose en las citas bibliográficas.

Consecuentemente declaro que este trabajo es de mi autoría, en virtud de ello me declaro responsable del contenido, veracidad y alcance de la investigación mencionada.

Sangolquí, 15 de noviembre del 2017

Ing. Juan Brazalez Reinoso
C.I. 1718177312



DEPARTAMENTO DE POSGRADO

MAESTRÍA EN DISEÑO Y MANUFACTURA ASISTIDO POR COMPUTADOR

AUTORIZACIÓN

Yo, **JUAN PABLO BRAZALEZ REINOSO**, autorizo a la Universidad de las Fuerzas Armadas ESPE publicar en la biblioteca virtual de la institución el presente trabajo de titulación "**DISEÑO Y MANUFACTURA DE CARENADOS "FAIRINGS" APLICABLES A LOS TRENES DE ATERRIZAJE DEL AVIÓN DIAMOND DA-20 DE LA FUERZA AÉREA ECUATORIANA**" cuyo contenido, ideas y criterios son de mi autoría y responsabilidad.

Sangolquí, 15 de noviembre del 2017



Ing. Juan Brazalez Reinoso
C.I. 1718177312



DEDICATORIA

Quiero dedicar este logro a Dios y a toda mi familia que día a día fue el motor que me dio el empuje constante para poder alcanzar este nuevo objetivo. A mis padres que han sido un ejemplo y guía de superación profesional en cada uno de sus campos, a mis hermanos por ser las personas que siguen mis pasos, lo que me compromete a ser una pauta para ellos. Finalmente a mi esposa e hijos quienes con su amor, paciencia y comprensión han sabido ser un apoyo permanente y mi motivación diaria para conseguir lo que me proponga, mis logros son suyos.

Lo conseguido es un escalón para la próxima cumbre.

Juan Pablo Brazalez R.



AGRADECIMIENTO

Agradezco a todas las personas que fueron participes en la consecución en este logro, al personal técnico del Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (CIDFAE), Dirección de la Industria Aeronáutica (DIAF) e Instituto Nacional de Meteorología e Hidrología (INAMHI), quienes con su profesionalismo y direccionamiento facilitaron el cumplimiento de esta meta.

Al personal de docentes e instructores que fueron transmisores de conocimiento del más alto nivel durante la ejecución de cada módulo de la Maestría, tengan la seguridad que los conocimientos y experiencias brindadas serán aprovechados al máximo en el campo profesional en el cual me desempeñaré.

De manera especial al Ingeniero Fausto Acuña Coello, Msc. quien me supo guiar de manera sistemática, catedrática y profesional cada una de las etapas en la ejecución de esta investigación, permitiéndome alcanzar cada objetivo planteado de forma integral.

Juan Pablo Brazalez R.

INDICE DE CONTENIDO

CERTIFICADO	ii
AUTORÍA DE RESPONSABILIDAD	iii
AUTORIZACIÓN (PUBLICACIÓN BIBLIOTECA VIRTUAL)	iv
DEDICATORIA	v
AGRADECIMIENTO	vi
ÍNDICE	vii
ÍNDICE DE TABLAS	viii
ÍNDICE DE FIGURAS	ix
RESUMEN	x
ABSTRACT	xi
CAPÍTULO I	1
PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA	2
1.1 SITUACIÓN PROBLEMÁTICA	2
1.2 PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA	2
1.3 ANTECEDENTES	2
1.4 OBJETIVO GENERAL	4
1.5 OBJETIVOS ESPECÍFICOS	4
1.6 JUSTIFICACIÓN	4
1.7 ALCANCE	5
CAPÍTULO II	6
2. FUNDAMENTO TEÓRICO	7
2.1 ESTADO DEL ARTE	7
2.2 CARENADOS “FAIRINGS” PARA TRESNES DE ATERRIZAJE	9
2.3 COEFICIENTE DE ARRASTRE AERODINÁMICO	10
2.4 PERFILES NACA	11
2.5 MATERIALES COMPUESTOS PARA FABRICACIÓN DE PARTES Y PIEZAS AERONÁUTICAS	15
2.5.1 SISTEMAS DE FIBRA	17
2.5.1 SISTEMAS DE MATRIZ	18
2.6 MÉTODOS DE MANUFACTURA CON MATERIALES COMPUESTOS	20
2.7 FILOSOFÍA CAD/CAM/CAE	21
CAPÍTULO III	23
DISEÑO, SIMULACIÓN Y MANUFACTURA	24

3.1 PARÁMETROS DE DISEÑO DE LOS CARENADOS “FAIRINGS”	24
3.2 MODELADO MEDIANTE SOFTWARE CAD DE LOS CARENADOS “FAIRINGS”	27
3.3 SIMULACIÓN MEDIANTE SOFTWARE CAE DE LOS CARENADOS “FAIRINGS”	33
3.4 EQUIPOS Y HERRAMIENTAS PARA EL MECANIZADO	47
3.4.1 CONTROL NUMÉRICO COMPUTARIZADO	47
3.4.2 SELECCIÓN DE HERRAMIENTAS DE CORTE Y SUJECCIÓN	48
3.4.3 SIMULACIÓN DE LAS OPERACIONES MEDIANTE SOFTWARE CAM	54
3.4.4 MANUFACTURA DEL MOLDE	57
3.5 PROCESO DE MANUFACTURA DE LOS CARENADOS “FAIRINGS” CON MATERIALES COMPUESTOS	58
3.6 PROCESO DE PINTURA Y ACABADO	63
CAPÍTULO IV	65
ANÁLISIS DE RESULTADOS	66
4.1 ANÁLISIS TEÓRICO	66
4.1.1 CONTORNOS DE PRESIÓN Y CONTORNOS DE VELOCIDAD	66
4.1.2 COEFICIENTES DE ARRASTRE Y VIBRACIÓN	67
4.2 ANÁLISIS PRÁCTICO	70
4.3 VERIFICACIÓN CON ENSAYOS NO DESTRUCTIVOS DE LOS CARENADOS “FAIRINGS”	76
4.4 VALIDACIÓN DE HIPÓTESIS	81
4.5 ANÁLISIS ECONÓMICO	84
4.5.1 CÁLCULO B/C (BENEFICIO- COSTE)	85
CAPÍTULO V	86
CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES	87
6.1 CONCLUSIONES	87
6.2 RECOMENDACIONES	89
6.3 BIBLIOGRAFÍA	91

INDICE DE TABLAS**Pág.**

Tabla 1 Fibras comúnmente empleadas en aplicaciones aeroespaciales	17
Tabla 2 Comparación química de las diferentes designaciones de fibra de vidrio	18
Tabla 3 Matrices poliméricas empleadas en aplicaciones aeroespaciales	19
Tabla 4 Procesos de manufactura con materiales compuestos	20
Tabla 5 Parámetros de diseño	25
Tabla 6 Selección del refuerzo	33
Tabla 7 Selección de la matriz	35
Tabla 8 Requerimientos de rendimiento	38
Tabla 9 Calidad de la malla	39
Tabla 10 Convergencia de malla	40
Tabla 11 Magnitudes parámetros analizados carenados	43
Tabla 12 Comparación del material para el molde	48
Tabla 13 Hoja de procesos de manufactura	53
Tabla 14 Magnitudes de parámetros analizados	66
Tabla 15 Parámetros del túnel de viento	71
Tabla 16 Velocidades con el carenado	72
Tabla 17 Velocidades con el neumático	73
Tabla 18 Técnicas de ensayos no destructivos en materiales compuestos	77
Tabla 19 Material y equipos para inspección por ultrasonido	78
Tabla 20 Datos obtenidos experimentalmente	82
Tabla 21 Costo del diseño y manufactura de los carenados	85

INDICE DE FIGURAS	Pág
Fig. 1 Materiales de fabricación del avión Boeing 777X	7
Fig. 2 Autoclave para fabricación de alas avión Boeing 777X	8
Fig. 3 Carenados aerodinámicos fairing wheels	10
Fig. 4 Gráfica Coeficiente de arrastre vs. Número Reynolds	11
Fig. 5 Resistencia generada a diferentes grados de retracción de los trenes	12
Fig. 6 Resistencia aerodinámica generada a diferentes grados de exposición del neumático	13
Fig. 7 Perfiles aerodinámicos en función de su uso	14
Fig. 8 Metodología de investigación y diseño	15
Fig. 9 Comparación materiales monolíticos y materiales compuestos	16
Fig. 10 Relación CAD-CAM-CAE	22
Fig. 11 Coeficiente sustentación vs. Angulo de ataque	25
Fig. 12 Simulación en JavaFoil	26
Fig. 13 Medidas neumático avión Diamond DA20	27
Fig. 14 Croquizado del neumático avión Diamond DA20	28
Fig. 15 Superficies internas del carenado avión Diamond DA20	28
Fig. 16 Superficies del carenado avión Diamond DA20	29
Fig. 17 Línea de partición del carenado avión Diamond DA20	29
Fig. 18 Superficie de separación del carenado avión Diamond DA20	30
Fig. 19 Núcleo / Cavidad del carenado avión Diamond DA20	31
Fig. 20 Molde del carenado avión Diamond DA20	31
Fig. 21 Cavidad del carenado avión Diamond DA20	32
Fig. 22 Molde cavidad del carenado avión Diamond DA20	32
Fig. 23 Diseño CAD exportado a Ansys	36
Fig. 24 Selección eje de inclinación	37
Fig. 25 Inclinación del ensamble 7 grados	37
Fig. 26 Croquizado y extrusión del flujo para el carenado	38
Fig. 27 Mallado carenado y flujo de aire	40
Fig. 28 Velocidades del flujo en el carenado	41
Fig. 29 Zonas de presión en el carenado	41
Fig. 30 Magnitud de vorticidad y resistencia de arrastre Cd del carenado	42
Fig. 31 Croquizado y extrusión del flujo para el neumático	44
Fig. 32 Mallado del neumático y flujo de aire	45
Fig. 33 Velocidades del flujo en el neumático	45
Fig. 34 Zonas de presión en el neumático	46
Fig. 35 Magnitud de vorticidad y resistencia de arrastre Cd del neumático	46

Fig. 36 Centro de Mecanizado Vertical Haas VF2	47
Fig. 37 Medidas fresa de planeado	49
Fig. 38 Medidas fresa de desbaste inicial	50
Fig. 39 Medidas fresa de desbaste final	51
Fig. 40 Medidas fresa de acabado	52
Fig. 41 Configuración sistema de coordenadas del molde	54
Fig. 42 Definición del stock para el molde	55
Fig. 43 Definición de las herramientas-fresas a emplearse	55
Fig. 44 Definición de los procesos de manufactura	56
Fig. 45 Simulación del mecanizado en SolidCam	57
Fig. 46 Proceso de manufactura del molde en el CNC	57
Fig. 47 Proceso de moldeo por vacío	58
Fig. 48 Mezcla de la resina epóxica con la fibra de vidrio	60
Fig. 49 Proceso de laminado, colocación peel plies y manta de aireación	61
Fig. 50 Proceso de curado y desmolde de los carenados	62
Fig. 51 Proceso de pintura del carenado	63
Fig. 52 Velocidad máxima (variación) en función de la rugosidad de la superficie alar	64
Fig. 53 Coeficientes de arrastres del carenado y del neumático	67
Fig. 54 Magnitudes de vorticidad del carenado y del neumático	69
Fig. 55 Túnel de viento cerrado	70
Fig. 56 Anemómetro de hilo caliente	71
Fig. 57 Carenado en el túnel de viento para pruebas	72
Fig. 58 Neumático en el túnel de viento para pruebas	73
Fig. 59 Líneas de flujo aerodinámico con el carenado	74
Fig. 60 Vorticidad aerodinámica con el neumático	74
Fig. 61 Variación velocidades de entrada y salida	75
Fig. 62 Ensayo no destructivo por ultrasonido del carenado	80
Fig. 63 Correlación de Pearson	82
Fig. 64 Precio de los carenados fairings en el exterior	84

RESUMEN

Actualmente la Fuerza Aérea Ecuatoriana cuenta con aeronaves Diamond DA-20 de fabricación canadiense, las cuales no fueron adquiridas con los carenados “fairings”. Estos son componentes aerodinámicos de los trenes de aterrizaje, esta limitación se debió al aspecto económico. Según la DGAC “Dirección General de Aviación Civil (2017) el Ecuador no cuenta con ningún centro de fabricación de partes y repuestos aplicables a aeronaves, en tal virtud el proyecto propone realizar referidos compuestos para según estudios realizados por la NASA “National Aeronautics and Space Administration” (1989), optimizar el performance aerodinámico de la aeronave y consecuentemente alcanzar mayores velocidades, reducción de vibración y reducción del consumo de combustible durante su operación. Es necesario indicar que el diseño y análisis de ingeniería se lo realizará mediante software, así como la fabricación del molde mediante una máquina CNC que se encuentra en el CIDFAE “Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea”. Finalmente, lo que se pretende conseguir con este proyecto es construir componentes aeronáuticos y con ello a futuro implementar en las aeronaves para optimizar el desempeño “performance” del avión pero más aún implementar componentes desarrollados completamente en el Ecuador, dando un salto tecnológico en el campo aeronáutico y con ello un ahorro considerable a la institución y directamente al Estado.

PALABRAS CLAVE

MATERIALES COMPUESTOS

CARENADOS AERODINÁMICOS

COEFICIENTE DE ARRASTRE

ABSTRACT

Currently, the Ecuadorian Air Force has Canadian made Diamond DA-20 aircraft, which were not acquired with fairings wheels. These are aerodynamic components of the landing gear, this limitation was due to the economic aspect. According to the DGAC "Directorate General of Civil Aviation (2017), Ecuador has no manufacturing center for parts and spare parts applicable to aircraft, so the project proposes to make said compounds according to studies conducted by NASA" National Aeronautics and Space Administration "(1989) optimize the aerodynamic performance of the aircraft and consequently achieve higher speeds, reduction of vibration and reduction of fuel consumption during its operation. It is necessary to indicate that the engineering design and analysis will be carried out by software, as well as the manufacture of the mold by means of a CNC machine that is in the CIDFAE "Center of Investigation and Development of the Air Force". Finally, what is intended to achieve with this project is to build aeronautical components and with that future to implement in the aircraft to optimize the performance "performance" of the aircraft, but even more to implement fully developed components in Ecuador, giving a technological leap in the aeronautical field and with this a considerable saving to the institution and directly to the State.

KEYWORDS

COMPOSITE MATERIALS

AERODYNAMIC FAIRINGS

DRAG COEFFICIENT

CAPÍTULO 1

CAPÍTULO I

1. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

1.1 SITUACIÓN PROBLEMÁTICA

Actualmente los aviones Diamond DA-20 no cuentan con los componentes aerodinámicos denominados “fairings” en los trenes de aterrizaje.

1.2 PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

En el país no existe una empresa que diseñe y manufacture componentes aeronáuticos, esto ocasiona que las aeronaves de la Fuerza Aérea sean dependientes de los fabricantes de motores, hélices y aviones, estas fábricas se encuentran en el exterior, países como EE.UU. Inglaterra, Francia, España, han desarrollado una alta hegemonía en el ámbito aeronáutico, por lo que países emergentes se ven obligados a una dependencia en este ámbito.

1.3 ANTECEDENTES

En los comienzos del siglo XX el desarrollo de la industria aeronáutica era un permanente compromiso entre lograr un mínimo nivel de seguridad y una optimización de la parte económica para que el negocio fuera rentable. Los principales obstáculos con que se encontraban la incipiente industria para lograr mayor seguridad eran los problemas técnicos y humanos ya que por una parte los materiales que utilizaban no tenían buenas características mecánicas para la aplicación aeronáutica, la controlabilidad de las aeronaves no era un asunto muy desarrollado, la confiabilidad de los sistemas no era buena al igual que los instrumentos utilizados para la navegación. (El Departamento de Aeronáutica de la Facultad de Ingeniería de la Universidad Nacional, 2012, p.1)

Para Sánchez (2016) la investigación, introducción y empleo del aluminio, con sus propiedades únicas supusieron un alivio para los contratistas del sector civil y militar. Ligero, liviano con respecto al acero, permitió extender un poco más

una envolvente de vuelo que estaba comenzado a encontrar su límite tanto en la aerodinámica conocida como en los motores de pistón utilizados. (p. 5)

Es precisamente en lo que respecta a la disminución de peso y a la obtención de un mayor alcance operativo, junto con el incremento de la seguridad en vuelo y el retraso de la aparición del fenómeno de la fatiga en componentes aeronáuticos, lo que llevó a finales del siglo XX a incorporar paulatinamente los materiales compuestos. (Hispanaviación, 2017)

En resumidas cuentas, e independientemente de la aproximación que se tome en cuanto al empleo, lo cierto es que la tendencia es al alza en cuanto al empleo de este tipo de materiales no solo en aviación, sino en la industria del automóvil, náutica, e incluso de consumo, con aparatos diversos, como relojes, ya contruidos tomando como base este material.

1.4 OBJETIVO GENERAL

Diseñar y Manufacturar los carenados "fairings" aplicables a los trenes de aterrizaje de la avioneta Diamond DA-20 de la Fuerza Aérea Ecuatoriana.

1.5 OBJETIVOS ESPECÍFICOS

- ✓ Diseñar los modelos 3D de los carenados "fairings" para los trenes de aterrizaje.
- ✓ Determinar la ventaja aerodinámica en la aeronave mediante el CAE por la implementación de los carenados "fairings".
- ✓ Seleccionar el material a utilizarse para los carenados "fairings" y las herramientas adecuadas para su posterior manufactura en máquinas CNC
- ✓ Programar mediante software CAM, las estrategias de mecanizado y simular las operaciones empleadas, previo a la manufactura.

- ✓ Manufacturar los modelos “fairings” utilizando un CMV Haas de 5 ejes CNC del Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea
- ✓ Realizar pruebas para hallar ventajas, validar la hipótesis, establecer conclusiones y recomendaciones

1.6 HIPÓTESIS

Mediante el diseño y la manufactura de carenados "fairings" se podrán implementar en los trenes de aterrizaje del avión Diamond DA-20 de la Fuerza Aérea Ecuatoriana

1.7 JUSTIFICACIÓN

Según Peña (2011), subsecretario de Desagregación Tecnológica, del Ministerio de Industrias y Productividad, mencionó “Buscamos poner las bases para la potenciación y desarrollo de la industria aeronáutica en el Ecuador, un propósito factible y práctico que generará innovación tecnológica y empleo”. Países como EE.UU., Inglaterra, Brasil, Francia, entre otros actualmente han alcanzado una hegemonía en el diseño y manufactura de aeronaves con empresas como Boeing, Airbus, Embraer, y Dassault. Una de las finalidades de este proyecto es demostrar que con los medios, conocimientos y equipos disponibles actualmente en el país se pueden realizar partes de aeronaves con características y calidad similares a las empresas antes mencionadas.

En este caso se va a diseñar, manufacturar y realizar el análisis de ingeniería de los carenados aerodinámicos fairing wheels aplicables a las avionetas Diamond DA20 de la Fuerza Aérea Ecuatoriana.

1.7 ALCANCE

Este tema de tesis se encuentra orientado al campo aeronáutico, dentro de este se pretende analizar el comportamiento físico de los trenes de aterrizaje pertenecientes a la avioneta Diamond DA20 mediante la incorporación de perfiles aerodinámicos carenados “fairings”. Desde el punto de vista tecnológico, tendrá un amplio rango de competencias a ser alcanzadas, pues permitirá que se investigue los diferentes procesos de diseño, manufactura y análisis de ingeniería a nivel mundial.

CAPÍTULO 2

CAPÍTULO II

2. FUNDAMENTO TEÓRICO

2.1 ESTADO DEL ARTE

Cuando los hermanos Wright realizaron el primer vuelo tripulado en 1903, su avión pionero había sido fabricado con madera, alambre y tela. Más tarde se empezaron a utilizar aleaciones de aluminio y titanio como materiales para las aeronaves, y en estos últimos años los materiales compuestos, como el plástico reforzado con fibra de carbono, fibra de vidrio y aramiditas. (Agencia Japonesa de Exploración Aeroespacial, 2012, p.5)

Según Sánchez (2016) con una industria aeronáutica centrada en la reducción de costes de mantenimiento y de operación, y encaminada desde sus inicios a la reducción de peso y aumento de prestaciones y alcance/tiempo de vuelo, las piezas fabricadas con materiales compuestos representan cada vez un mayor porcentaje del total de componentes del avión, tal como se aprecia en la Figura 1, llegando en el caso del B777X a representar el 50% del total de componentes del avión. (p. 10)

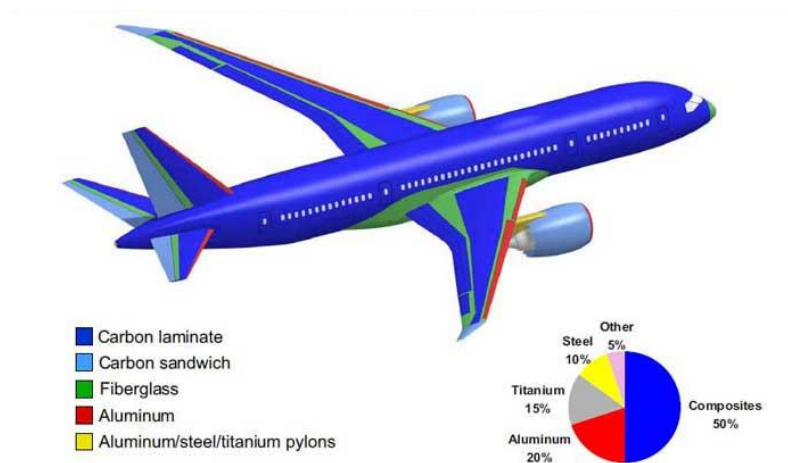


Fig. 1 Materiales de fabricación del avión Boeing 777X

Fuente: (Boeing Company, 2016)

Más del 90% de los componentes estructurales de material compuesto fabricados para la industria aeroespacial se fabrican por laminación manual o automática de pre impregnados y el posterior curado en autoclave de la pieza. Estos pre impregnados son mayoritariamente de carbono/epoxi. (Plataforma Aeroespacial – española, 2010, p.10)

Boeing el fabricante de aviones más importante de EE.UU. empezó la fabricación del ala 777X, la más larga que se ha construido, y convertirá el emplazamiento de Everett (Washington-EE.UU.) en un centro de avanzada tecnología de fibra de carbono, colocando un horno o autoclave de grandes dimensiones como se aprecia en la Figura 2, para fabricar piezas de materiales compuestos. (Boeing Company, 2016)



Fig. 2 Autoclave para fabricación de alas avión Boeing 777X

Fuente: (Boeing Company, 2016)

Para el Director de Airbus, Luis Pizarro (2012) la fibra de carbono tiene su gran ventaja en el peso. Comparado con los metales, concretamente con el aluminio, es más ventajoso no porque pese menos sino porque el diseño de la aeronave está mucho más optimizada. Se puede crear una estructura que sea capaz de resistir los esfuerzos en vuelo con la orientación de las fibras. Otra de sus ventajas es

que no tiene proceso de oxidación con lo cual no se deteriora y no tiene fatiga, y esto hace que las revisiones de las aeronaves se distancian más en el tiempo. (p. 7)

Según Hossain (2014) mediante el uso de ANSYS, el análisis de flujo es más efectivo que el método experimental a medida que se investiga. La dinámica de fluidos computacional proporciona una predicción cuantitativa del flujo del fluido por métodos matemáticos y métodos numéricos.

Las matrices termoestables se han venido utilizando más que las termoplásticas en la industria actual por razones de rentabilidad. Adicionalmente, su excelente fluidez facilita la penetración de la resina y el mojado del material de refuerzo. Esto explica que la calidad y el coste de los elementos fabricados con matriz termoestable encajasen mejor en los planes de negocio de los fabricantes de aeronaves. (Ureña, 2011)

De acuerdo a Fombuena (2012) todas las estructuras fabricadas para aplicaciones aeroespaciales se someten a inspección no destructiva mediante ultrasonidos, para asegurar la calidad de la pieza (ausencia de porosidad y de laminaciones). Para detalles locales y geometrías complicadas se hará inspección manual y para grandes estructuras se hace inspección automatizada. (p. 65)

2.2 CARENADOS “FAIRINGS” PARA TRENES DE ATERRIZAJE

El carenado es, en las aeronaves, una cubierta externa cuya principal función consiste en reducir la resistencia al aire. Cubre las zonas de la aeronave donde potencialmente se pueda producir mayor resistencia que en otras, aunque muchos modelos de aeronave están en realidad enteramente carenados. Estas estructuras se presentan generalmente como cubiertas ligeras que además de reducir la resistencia al avance. En la Figura 3 se aprecia una cubierta a los trenes de aterrizaje, también proveen protección a los componentes internos que cubren. (Alan ,2016)



Fig. 3 Carenados aerodinámicos fairing wheels

Fuente: (Experimental Aircraft Info, 2010)

2.3 COEFICIENTE DE ARRASTRE AERODINÁMICO

En dinámica de fluidos, el coeficiente de arrastre es una cantidad adimensional que se usa para cuantificar el arrastre o resistencia de un objeto en un medio fluido como el aire o el agua. Es utilizado en la ecuación de arrastre, en donde un coeficiente de arrastre bajo indica que el objeto tendrá menos arrastre aerodinámico o hidrodinámico. El coeficiente de arrastre está siempre asociado con una superficie particular. (Torenbeek, 2013)

Torenbeek (2013) define al coeficiente de arrastre Cd de la siguiente manera:

$$Cd = \frac{2Fd}{\rho v^2 A} \quad [1]$$

Donde:

Fd es la fuerza de arrastre, que es por definición la componente de la fuerza en la dirección de la velocidad del flujo

ρ es la densidad del fluido

v es la rapidez del objeto relativa al fluido

A es el área de referencia

En la Figura 4, se exponen las cuatro formas diferentes con los correspondientes valores de arrastre producidos por cada uno. Todas las formas mostradas tienen la misma área frontal o perfil en el flujo de aire relativo, aunque cada una tiene un valor diferente de coeficiente de resistencia. (Martínez, 2010)

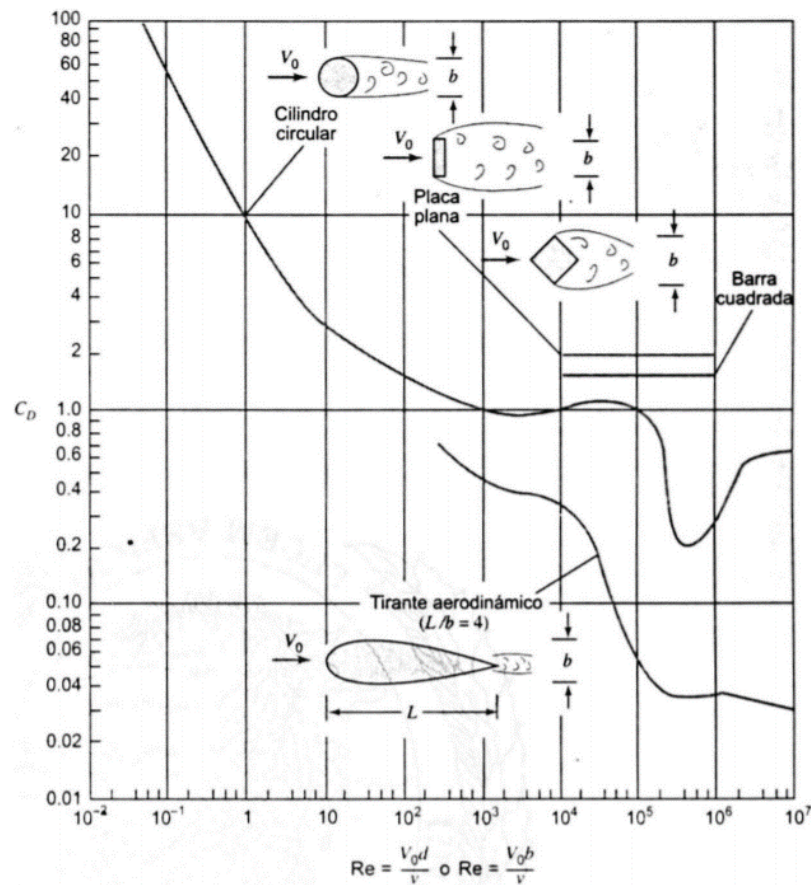


Fig. 4 Gráfica Coeficiente de arrastre vs. Número Reynolds

Fuente: (Martínez, 2010)

2.4 PERFILES NACA

Existen muchos tipos de perfiles aerodinámicos, sin embargo la norma que regula es la NACA (National Advisory Committee for Aeronautics, agencia predecesora de la NASA, (National Aeronautics and Space Administration). Los perfiles

NACA se dividen en dos tipos: perfiles simétricos, en los que la línea media del perfil es una recta que une el borde de ataque con el borde de salida y perfiles con curvatura y los asimétricos. (Gordillo, 2012, p. 88)

Según Biermann (1934) en el reporte 518 de la NACA, se realizó un análisis de la resistencia generada a diferentes grados de retracción de los trenes de aterrizaje, este análisis permitió determinar la curva Resistencia aerodinámica vs. Coeficiente de sustentación como se aprecia en la Figura 5. En la gráfica mencionada anteriormente se determinó que mientras mayor exposición aerodinámica tenga el tren, mayor será su resistencia aerodinámica, siendo el valor de resistencia casi nulo cuando el tren de aterrizaje se encuentre retraído las $\frac{3}{4}$ partes. (p. 224)

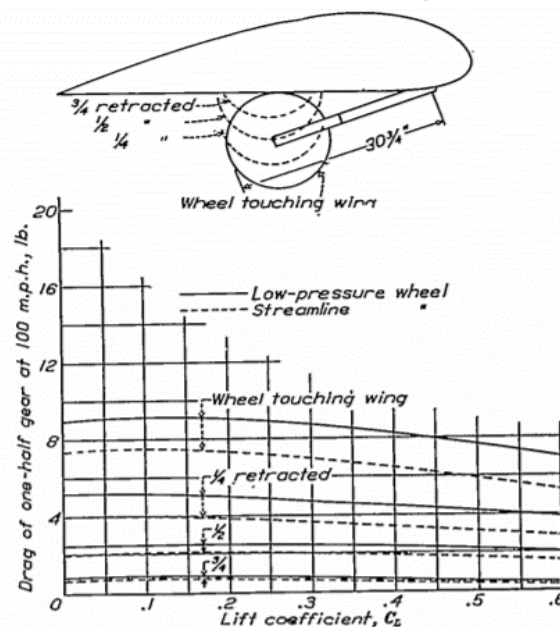


Fig. 5 Resistencia generada a diferentes grados de retracción de los trenes

Fuente: (Biermann Report 518, 1934, p. 224)

En el mismo reporte 518 de la NACA, se realizó un análisis de la resistencia generada cuando se emplee un carenado “fairing” que cubra el neumático, estos resultados lo cuales se pueden visualizar en la Figura 6, demostrando que

mientras mayor sea el área de cobertura del carenado en los neumáticos, menor será la resistencia aerodinámica producida, así mismo el coeficiente de sustentación producido por el carenado disminuirá. (Biermann Report 518, 1934, p. 224)

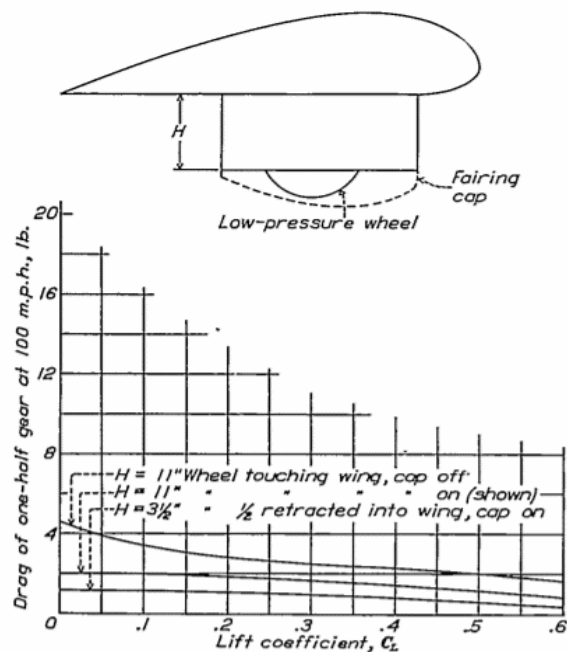


Fig. 6 Resistencia aerodinámica generada a diferentes grados de exposición del neumático

Fuente: (Biermann Report 518, 1934, p. 224)

Según Telapurkara (2013) existen varios tipos de perfiles aerodinámicos típicos, los cuales son empleados dependiendo de la función que va ejecutar.

El diseño parte desde las especificaciones de la geometría, el cálculo de presiones y el rendimiento; se evalúa la geometría y se modifica de tal forma que se pueda mejorar el rendimiento mediante procesos de optimización. Esta optimización se realiza teniendo como meta la minimización de alguna función objetivo que caracterice el rendimiento del perfil. Así el diseño parte de una geometría ya establecida como se evidencia en la Figura 7 y se debe calcular su distribución

de presiones en la superficie de dicha geometría. Posteriormente se ajusta sucesivamente la forma hasta que se obtienen los resultados de rendimiento deseados. (Jiménez, 2016, p. 15)

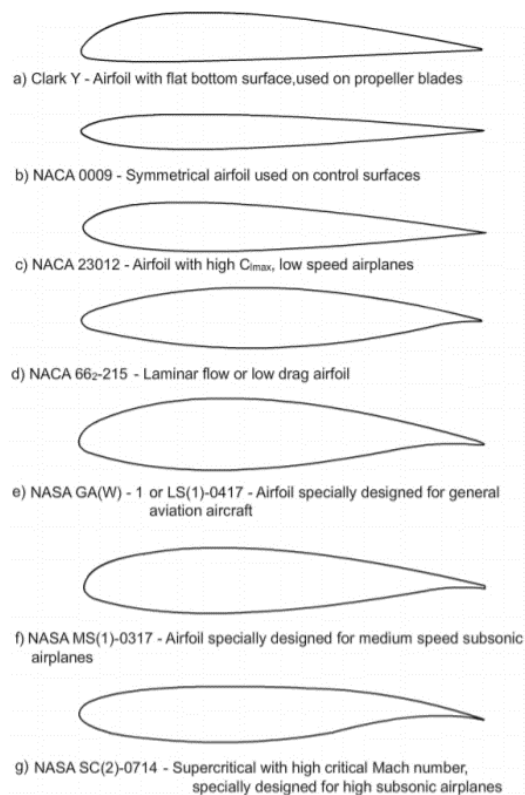


Fig. 7 Perfiles aerodinámicos en función de su uso

Fuente: (Telapurkara, 2013, p. 9)

Según Jiménez (2016) la metodología para el diseño de un perfil aerodinámico tal como se expone en la Figura 8, parte de una amplia revisión del estado del arte que proporciona elementos necesarios para analizar la pertinencia del problema planteado y junto con el marco teórico, elaborar una propuesta de diseño; la cual es analizada con la ayuda de simulación numérica en CFD (Computational Fluid Dynamics). Posteriormente se somete a una etapa de análisis y perfeccionamiento que concluye con una propuesta final de diseño. (p. 9)

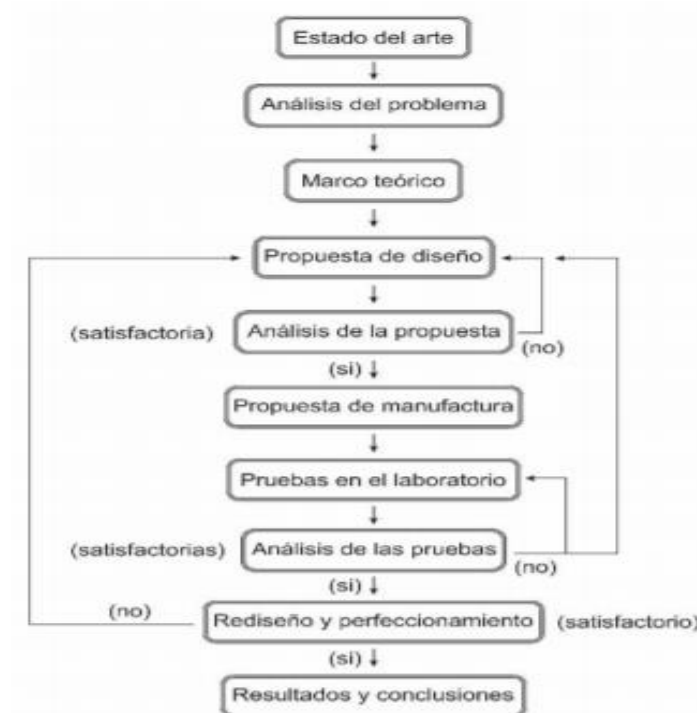


Fig. 8 Metodología de investigación y diseño

Fuente: (Jiménez, 2016, p. 9)

Por otro lado según Gudmundsson (2014) el análisis y evaluación de diseño de los perfiles aerodinámicos se lo hace a través de softwares que permitan determinar la sustentación y resistencia generadas en los perfiles. Así mismo facilita la prueba y error hasta determinar el perfil más idóneo para la aplicación deseada. Entre los programas más empleados se encuentran Xfoil, AeroFoil, XFL5, JavaFoil. (p. 255)

2.3 MATERIALES COMPUESTOS PARA FABRICACIÓN DE PARTES Y PIEZAS AERONÁUTICAS

Según León (2003) los materiales compuestos se están consolidando dentro de la industria aeroespacial. Aspectos como rigidez o resistencia específicas superiores, unidos a la mejora de costes por reducción de tiempos de mano de obra y a la utilización de procesos respetuosos con el medio ambiente, hacen que estos materiales sean una solución técnica cada vez más atractiva para diferentes

sectores de la industria. Actualmente el 50% de componentes de la aeronave se manufacturan con materiales compuestos, lo que ha permitido a empresas fabricantes como Boeing, Dassault, Embraer, Airbus, entre otras, optimizar el performance o rendimiento de las aeronaves.

Los componentes de los materiales compuestos (fibras y matrices) pueden ser clasificados convenientemente según su módulo de elasticidad y ductilidad. Dentro del compuesto, las fibras pueden, en general, estar en formas continuas, discontinuas, o whiskers (cristales muy finos con longitudes del orden de 1-10 μm) y puede alinearse a los grados variantes u orientarse al azar. (Donoso, 2015, p.7)

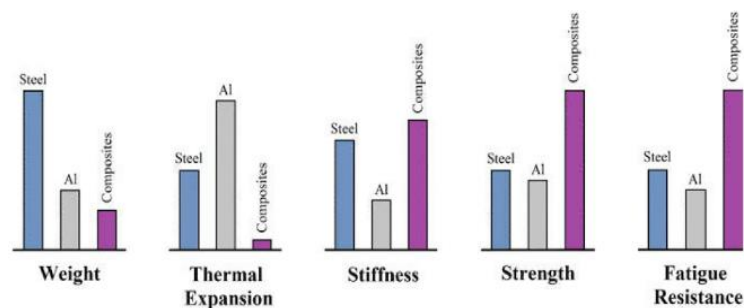


Fig. 9 Comparación materiales monolíticos y materiales compuestos

Fuente: (Chawla, 2012, p.4)

La Figura 9 hace un comparación entre materiales monolíticos como el acero o el aluminio y los materiales compuestos, claramente se puede evidenciar las ventajas que se pueden obtener sobre materiales convencionales por el empleo de materiales compuestos. Un factor muy determinante en la aviación es el peso, ante esto los materiales compuestos llevan una amplia ventaja frente a otro tipo de materiales. (Chawla, 2012, p.4)

2.2.1 SISTEMAS DE FIBRA

Según Nayak (2014) las fibras empleadas comúnmente en el sector aeroespacial están detalladas en la Tabla 1, en donde se puede visualizar que tanto la fibra de vidrio y la aramida son materiales idóneos para la fabricación de estructuras secundarias de un aeronave, a diferencia de la fibra de carbono, que usualmente se usa en estructuras primarias y controles de vuelo, esta consideración se debe principalmente al módulo de elasticidad que poseen este tipo de materiales. (p. 4)

Para la Federal Aviation Administration (2016), el punto de inflexión al momento de seleccionar entre la fibra de vidrio y la de carbono es relativo al costo, siendo la fibra de vidrio mucho más económica que la de carbono. (p. 7-4)

Tabla 1

Fibras comúnmente empleadas en aplicaciones aeroespaciales

Fibre	Density (g/cc)	Modulus (GPa)	Strength (GPa)	Application areas
Glass				
E-glass	2.55	65-75	2.2-2.6	Small passenger a/c parts, air-craft interiors, secondary parts; Radomes; rocket motor casings
S-glass	2.47	85-95	4.4-4.8	Highly loaded parts in small passenger a/c
Aramid				
Low modulus	1.44	80-85	2.7-2.8	Fairings; non-load bearing parts
Intermediate modulus	1.44	120-128	2.7-2.8	Radomes, some structural parts; rocket motor casings
High modulus	1.48	160-170	2.3-2.4	Highly loaded parts
Carbon				
Standard modulus (high strength)	1.77-1.80	220-240	3.0-3.5	Widely used for almost all types of parts in a/c, satellites, antenna dishes, missiles, etc.
Intermediate modulus	1.77-1.81	270-300	5.4-5.7	Primary structural parts in high performance fighters
High modulus	1.77-1.80	390-450	2.8-3.0 4.0-4.5	Space structures, control surfaces in a/c
Ultra-high strength	1.80-1.82	290-310	7.0-7.5	Primary structural parts in high performance fighters, spacecraft

Fuente: (Nayak, 2014, p.4)

Por otro lado, la fibra de vidrio al ser uno de los materiales empleados en la fabricación de estructuras secundarias tiene una subdivisión, la cual depende netamente de la composición química de cada una, tal como se aprecia en la

Tabla 2. Existe variedad de composiciones de fibras de vidrio entre ellos están las de designación E, tiene un alto valor de aislamiento eléctrico, designación C, tiene una mejor resistencia a la corrosión química y designación S, tiene una alta resistencia a altas temperaturas. (Chawla, 2012, p.12)

Tabla 2

Comparación química de las diferentes designaciones de fibra de vidrio

Composition	E glass	C glass	S glass
SiO ₂	55.2	65.0	65.0
Al ₂ O ₃	8.0	4.0	25.0
CaO	18.7	14.0	–
MgO	4.6	3.0	10.0
Na ₂ O	0.3	8.5	0.3
K ₂ O	0.2	–	–
B ₂ O ₃	7.3	5.0	–

Fuente: (Chawla, 2012, p.12)

2.2.1 SISTEMAS DE MATRIZ

Las matrices empleadas comúnmente en el sector aeroespacial están detalladas en la Tabla 3, los termoestables son polímeros que no pueden fluir por efecto de la temperatura para ser remodelados. Molecularmente hablando tienen una estructura entrecruzada y por lo tanto tienden a ser resinas de mucha rigidez, finalmente son los mayormente empleados. (Nayak, 2014, p.5)

Tabla 3

Matrices poliméricas empleadas en aplicaciones aeroespaciales

Thermosets				Thermoplastics
Forms cross-linked networks in polymerization curing by heating				No chemical change
Epoxies	Phenolics	Polyester	Polyimides	PPS, PEEK
<ul style="list-style-type: none"> ▪ Most popular ▪ 80% of total composite usage ▪ Moderately high temp. ▪ Comparatively expensive 	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Cheaper ▪ Lower viscosity ▪ Easy to use ▪ High temp usage ▪ Difficult to get good quality composites 	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Cheap ▪ Easy to use ▪ Popular for general applications at room temp 	<ul style="list-style-type: none"> ▪ High temp application 300°C ▪ Difficult to process ▪ Brittle 	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Good damage tolerance ▪ Difficult to process as high temp 300-400°C is required
<ul style="list-style-type: none"> ▪ Low shrinkage (2-3%) ▪ No release of volatile during curing 	<ul style="list-style-type: none"> ▪ More shrinkage ▪ Release of volatile during curing 	<ul style="list-style-type: none"> ▪ High shrinkage (7-8%) 		
<ul style="list-style-type: none"> ▪ Can be polymerized in several ways giving varieties of structures, morphology and wide range of properties 	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Inherent stability for thermal oxidation ▪ Good fire and flame retardance ▪ Brittle than epoxies 	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Good chemical resistance ▪ Wide range of properties but lower than epoxies ▪ Brittle ▪ Low T_g 		
<ul style="list-style-type: none"> ▪ Good storage stability to make prepregs 	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Less storage stability-difficult to prepreg 	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Difficult to prepreg 		<ul style="list-style-type: none"> ▪ Infinite storage life. But difficult to prepreg
<ul style="list-style-type: none"> ▪ Absolute moisture (5-6%) causing swelling and degradation of high temp properties ▪ Also ultra violet degradation in long term 	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Absorbs moisture but no significant effect of moisture in working service range 	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Less sensitive to moisture than epoxies 		<ul style="list-style-type: none"> ▪ No moisture absorption

Fuente: (Nayak, 2014, p.5)

Según Donoso (2005, p. 17) las matrices termoestables epóxicas se utilizan con mucha mayor frecuencia en los materiales compuestos de avanzada: por ejemplo: epóxico con fibra de grafito con aplicaciones estructurales en aeronaves comerciales y militares. Esto corrobora con lo expuesto en la Tabla 3, en la cual Nayak (2014) identifica ventajas mayoritariamente de las resinas epóxicas sobre las demás termoestables y las termoplásticas.

2.5 MÉTODOS DE MANUFACTURA CON MATERIALES COMPUESTOS

Según Arruti (2016) en la actualidad, se disponen diferentes procesos para la fabricación de materiales compuestos de matriz polimérica, como las técnicas de moldeo por contacto, asistidas por vacío, de moldeo por vía líquida, y autoclaves. Uno de los procesos más atractivos por su bajo costo, es la técnica de la bolsa de vacío, la cual utiliza la presión atmosférica para consolidar el laminado, a medida que se incrementa la presión de vacío con la extracción progresiva del aire en el interior del sistema. Este método se usa comúnmente en la fabricación de compuestos de matriz termoestable. (p. 23)

Específicamente en el campo aeroespacial la NASA (2010) ha establecido los procesos de manufactura con materiales compuestos, de acuerdo a los referidos en la Tabla 4.

Tabla 4

Procesos de manufactura con materiales compuestos

PROCESS	COMPOSITE MATERIAL	COMMON USES	TYPICAL TOOLING AND/OR EQUIPMENT
Filament Winding	Glass/Epoxy Graphite/Epoxy Kevlar®/Epoxy Carbon/PEEK Carbon/Phenolic Thermosets	Solid Rocket Motor cases, pressure vessels	Removable mandrels, automated lathe, resin bath, heat source, vacuum source, curing oven, autoclave, hydroclave, handling tools, trial fixtures, drill fixtures, and assembly tools.
Pultrusion	Glass/Epoxy Graphite/Epoxy Thermosets Thermoplastics	Structural shapes of constant cross-section, e.g., tees, angles, channels, rods, tubing, and squares	Pultrusion machine similar to metal extrusion machine, heat source, resin bath, cut-off device.
Resin Transfer Molding	Glass/Epoxy Graphite/Epoxy Kevlar®/Epoxy Carbon/PEEK Carbon/Phenolic	Small to large structures of simple to complex shapes. Ply fibers placed in mold, mold closed, resin injected into mold (heated or room temp.)	Low tonnage press, contoured molds (male and female), low-cost tooling using standard production steel, room temperature cure, oven or autoclave.
Hand Laying	Glass/Epoxy Graphite/Epoxy Kevlar®/Epoxy Carbon/PEEK Carbon/Phenolic	Small quantity production of test panels, prototype parts, or parts of complex contour	Lay-up molds, vacuum bags, vacuum source, autoclave or hydroclave, and curing oven.
Mechanized Tape Laying	Glass/Epoxy Graphite/Epoxy Kevlar®/Epoxy Carbon/PEEK Thermosets Thermoplastics	Small to large structures of simple or complex shapes	Molds, computer-controlled ply cutting, flat and contoured tape laying, automated ply lamination, autoclave, hydroclave, curing oven.
Fully Automatic Tape Laying	Glass/Epoxy Graphite/Epoxy Kevlar®/Epoxy Carbon/PEEK Carbon/Phenolic Bismaleimides Thermoplastics	Small to large structural components of simple to complex shapes	Contoured molds, automatic tape laying equipment consists of automatic cutter, broadgood dispenser, trim table, ply transfer table, tape laying, stitching module and contour ply handling system, autoclave, hydroclave, curing oven, handling tools, trim fixture, drill fixture, and assembly tools.

Fuente: (NASA, 2010, p. 8)

El método de moldeo al vacío permite obtener laminados de alta calidad, ofreciendo resultados superiores a los demás procesos, en cuanto al contenido de porosidades y al acabado de las superficies. (Arruti, 2016, p. 29)

2.6 FILOSOFÍA CAD/CAM/CAE

Para Samper (2006) el conjunto de técnicas asistidas por ordenador (CAD, CAM, CAE) han experimentado una gran evolución en estos últimos años, y pueden ser consideradas suficientemente maduras como para aplicarse de forma rentable en prácticamente todo el proceso de diseño y fabricación de un producto.

Desde tareas muy sencillas a procesos manualmente complejos han sido llevados a cabo en ordenadores con cantidades de tiempo cada vez menor, lo cual se traduce en practicidad, confiabilidad y precisión, dado que además la calidad del trabajo se torna mejor cuando es realizada en un computador. (Talabera, 2014)

Para Bonilla (2003) es necesario disponer de una adecuada metodología de trabajo para el diseño de sistemas mecánicos, integrando para ello una serie de herramientas de diseño, algunas de ellas de reciente aparición, que ayuden al diseñador en las diferentes etapas del ciclo de diseño y desarrollo de producto, tales como análisis estructural por elementos finitos, análisis de mecanismos y visualización gráfica avanzada y estas se interrelacionen entre sí de manera conjunta, tal como puede apreciarse en la Figura 10 (p. 15)

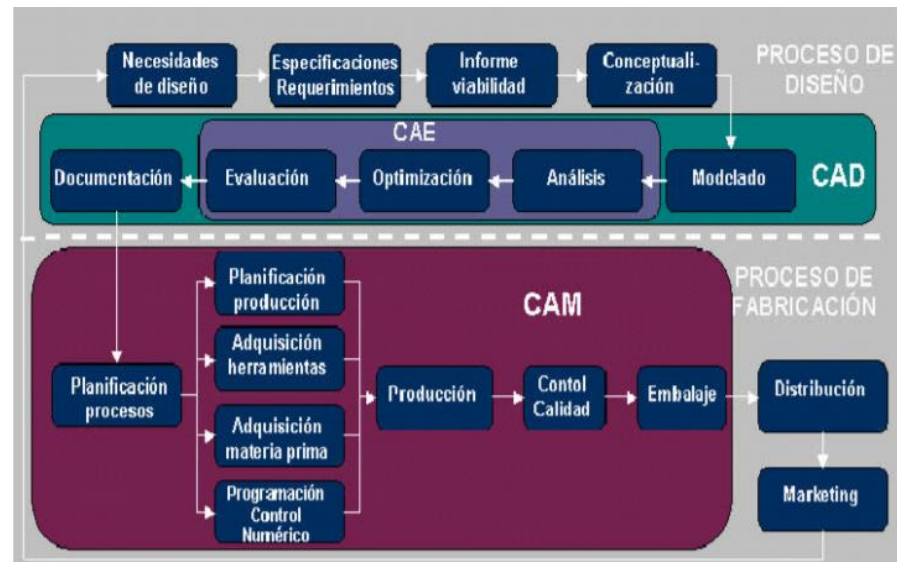


Fig. 10 Relación CAD-CAM-CAE

Fuente: (Aguinaga, 2013)

Una de las primeras industrias en asimilar las técnicas y tecnologías que ofrece el CAD/CAM/CAE es sin duda la aeronáutica, la que precisa de una ingeniería compleja, métodos de fabricación exactos y altas inversiones. Puede decirse que la industria aeroespacial ha sido una de las pioneras en el empleo de las técnicas y tecnologías que hoy englobamos bajo las siglas CAD/CAM/CAE, a cuyo desarrollo ha contribuido de forma muy activa. (Rojas, 1999)

CAPÍTULO 3

CAPÍTULO III

3. DISEÑO, SIMULACIÓN Y MANUFACTURA

3.1 PARÁMETROS DE DISEÑO DE LOS CARENADOS “FAIRINGS”

Como se expuso en el capítulo anterior se debe elaborar una propuesta de diseño; la cual es analizada con la ayuda de simulación numérica en CFD, los parámetros a ser considerados según Telapurkara (2013) son los siguientes:

- Selección del perfil alar
- Relación de exposición
- Extensión
- Relación cónica
- Plano de torsión, y
- Simetría

En el Capítulo 2, la metodología para el diseño debe evaluar la geometría y esta se modifica de tal forma que se pueda mejorar el rendimiento mediante procesos de optimización. Posteriormente se ajusta sucesivamente la forma hasta que se obtienen los resultados de rendimiento deseados, para ello se va emplear el software JavaFoil el cual permitirá realizar simulaciones numéricas hasta obtener el perfil más idóneo.

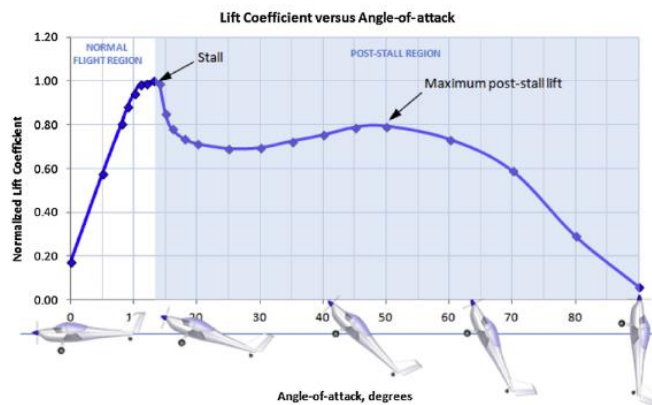
Previo al ingreso de los datos de cada uno de los parámetros en el software, se va a establecer los datos requeridos en base a la función que va cumplir el carenado aerodinámico. Para ello se ha elaborado la Tabla 5, la cual justifica cada dato establecido en los parámetros de diseño.

Tabla 5*Parámetros de diseño*

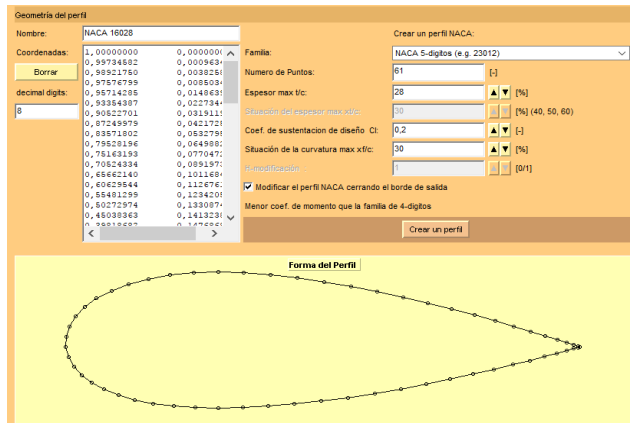
PARAMETRO	JUSTIFICACIÓN
Selección del perfil alar Airfoil	NACA 23012, perfil para bajas velocidades
Relación de exposición / Aspect Ratio (AR)	Relación ancho / cuerda (Vista superior), para este tipo de carenado será menor que uno. ($140/700 = 0.2$)
Extensión / Sweep (Δ)	No aplica en este tipo de carenado
Relación cónica /Taper Ratio (λ)	No aplica en este tipo de carenado
Cuerda	700 mm.
Espesor	270 mm.
Radio borde de ataque	40 mm.
Simetría	Simétrico desde la vista superior y frontal
% Cubertura neumático	De acuerdo al reporte 518 de la NACA, se propone una cobertura del 75 %
Ángulo de Ataque (AOA)	7°

Determinados los parámetros de diseño podemos configurar los datos en el software JavaFoil, a fin de generar un estimado de la geometría óptima de diseño y la ejecución de un análisis de fluidos computacional. Sin embargo se debe recalcar que en este software no se pueden establecer las dimensiones del carenado, sirve netamente para analizar el perfil aerodinámico.

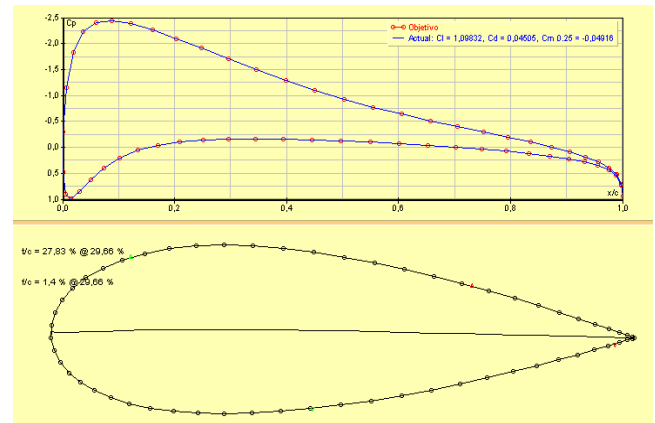
Una configuración importante previo a la ejecución de la simulación es el ángulo de ataque con el cual la aeronave y el carenado aerodinámico serán sometidos a esfuerzo, el ángulo según Gudmundsdson (2014, p. 345) debe estar comprendido entre 0 grados y 14 grados, esto se debe a que con un mayor ángulo de ataque la aeronave entra a régimen de stall o pérdida de sustentación, tal como se aprecia en la Figura 11

**Fig. 11** Coeficiente sustentación vs. Ángulo de ataque

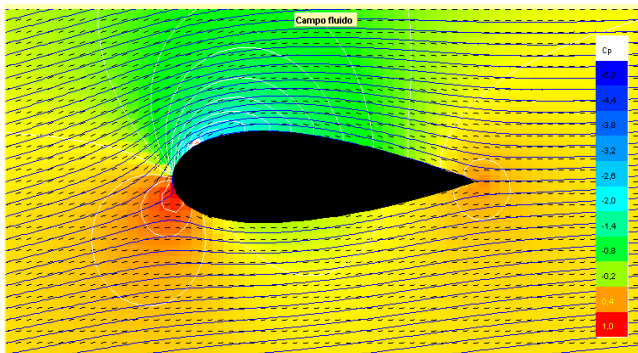
Fuente: (Gudmundsdson, 2014, p. 345)



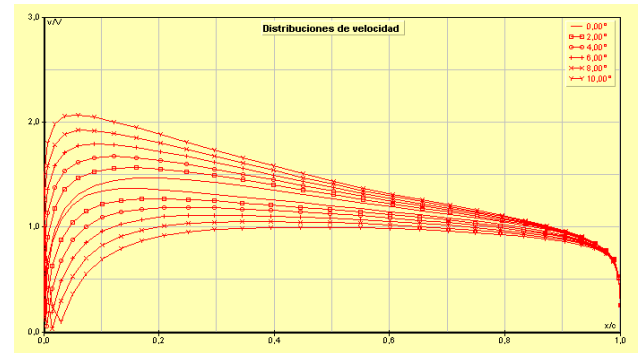
Perfil de diseño



Distribución de presiones



Campo fluido



Distribución de velocidades

Fig. 12 Simulación en JavaFoil

Fuente: (Elaboración propia, 2017)

Los resultados obtenidos en la Figura 12, permiten determinar que el perfil aerodinámico NACA 23012 tendrá su magnitud máxima de presión en el borde de ataque, así mismo la magnitud de velocidad será superior en la parte superior del perfil aerodinámico. Estos resultados permitirán confirmar el análisis CAE que se ejecutará posteriormente.

Para poder realizar el diseño aerodinámico con los parámetros establecidos y las medidas requeridas en una relación 1:1 con respecto a la aeronave, se determinó

las medidas de los neumáticos en donde estarán los carenados aerodinámicos, referidas medidas se presentan en la Figura 13



Vista Frontal

Longitud: 30 cm.



Vista Lateral

Longitud: 11cm.

Fig. 13 Mediciones neumático Diamond DA-20

Fuente: (ESMA, 2017)

3.2 MODELADO MEDIANTE SOFTWARE CAD DE LOS CARENADOS “FAIRINIGS”

Para realizar el modelado de los carenados se empleó el Software Solid Works, ya conocidas las mediciones de los neumáticos que emplea la aeronave y los parámetros de diseño establecidos en la Tabla 5, se empleó el método de croquizado mediante las fotos tanto frontal como lateral, tal como se visualiza en la Figura 14.

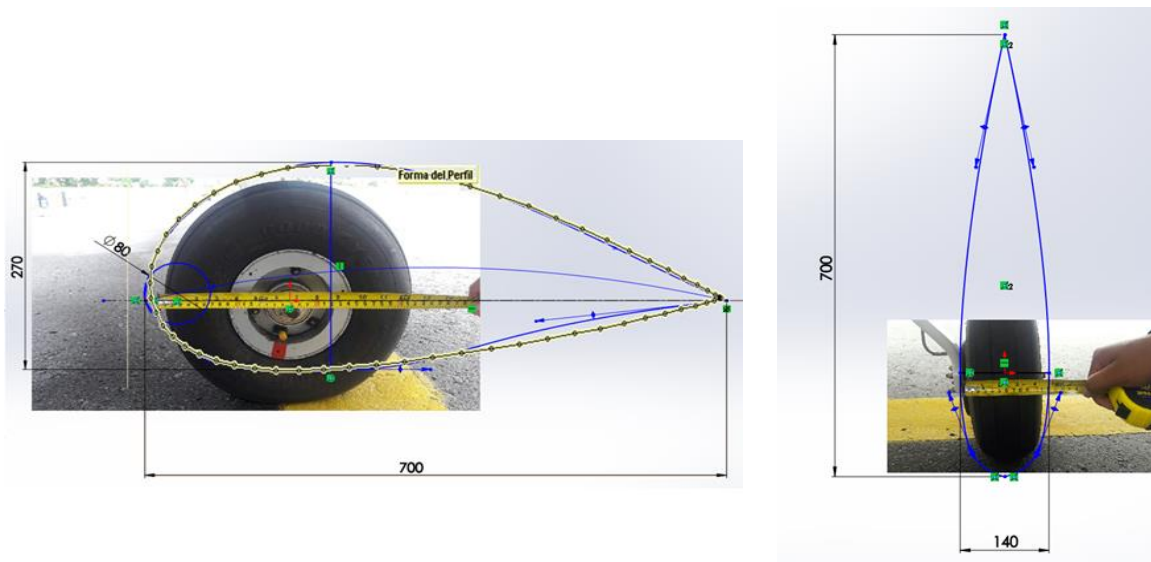


Fig. 14 Croquizado del neumático avión Diamond DA20

Fuente: (Elaboración propia, 2017)

Empleando la operación superficie generamos las mismas con los croquis antes trazados, tal como se visualiza en la Figura 15

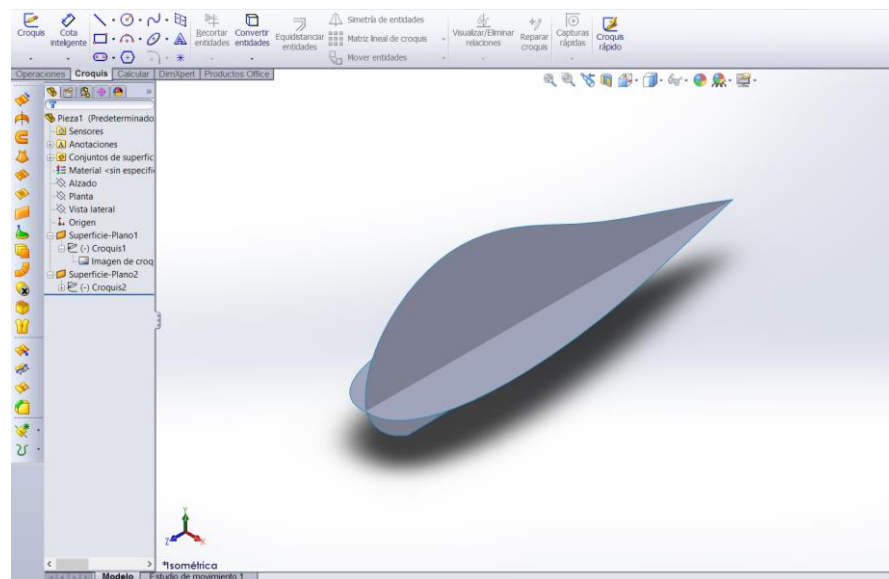


Fig. 15 Superficies internas del carenado avión Diamond DA20

Fuente: (Elaboración propia, 2017)

Se inserta dos planos adicionales, en los cuales trazaremos dos croquis los cuáles serán las aristas que formarán la superficie del carenado aerodinámico, tal como se visualiza en le Figura 16

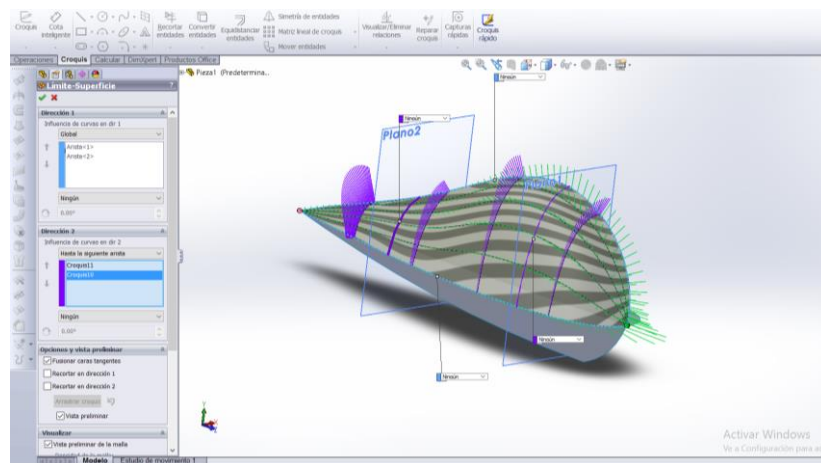


Fig. 16 Superficies del carenado avión Diamond DA20
Fuente: (Elaboración propia, 2017)

Ya obtenida la superficie del carenado, se procede a realizar los pasos a fin de obtener el molde necesario para la manufactura, para esto determinamos la línea de partición la cual coincide con el plano de la vista lateral, así mismo se selecciona las aristas de separación, es decir los bordes del carenado, tal como se visualiza en la Figura 17

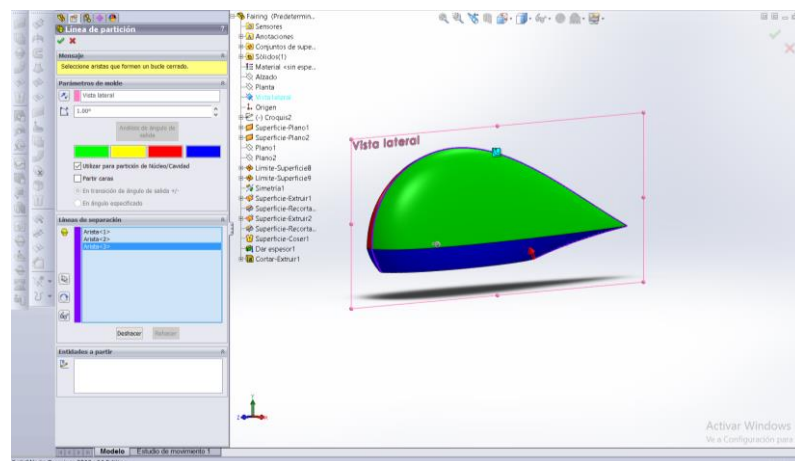


Fig. 17 Línea de partición del carenado avión Diamond DA20
Fuente: (Elaboración propia, 2017)

Se selecciona la operación Superficie de separación con lo cual parten la cavidad del núcleo del molde, tal como se visualiza en la Figura 18. La línea de separación es la línea de partición, la cual se la determinó en la operación anterior.

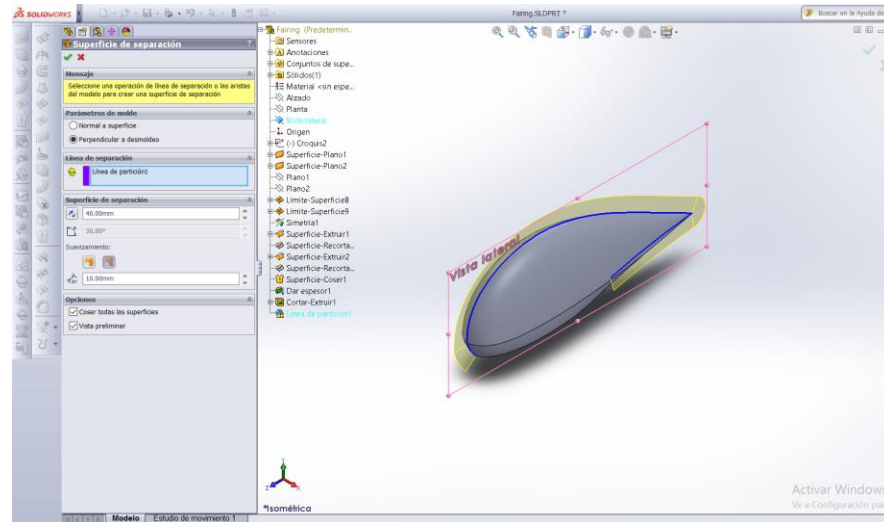


Fig. 18 Superficie de separación del carenado avión Diamond DA20

Fuente: (Elaboración propia, 2017)

Los principales procesos utilizados en el sector aeroespacial para la fabricación de componentes y estructuras en materiales compuestos son el apilamiento manual, apilamiento automático (tape laying) empleando una máquina de encintado automático y posicionado de fibras (fibre placement) que emplea un robot multieje controlado por un CNC. (Plataforma Aeroespacial Española, 2010, p. 11)

Ante lo expuesto en el párrafo anterior se decidió emplear el apilamiento manual el cual, esencialmente consiste en colocar las distintas telas de pre impregnado sobre un molde utilizando como ayuda la proyección de la silueta de los patrones o moldes.

En base al sustento anterior se realizará la operación de núcleo/cavidad, la pieza debe tener al menos tres conjuntos de superficies: un conjunto de superficies para el núcleo, un conjunto de superficies para la cavidad y un conjunto de superficies

para la separación. Los mismos son seleccionados tal como se visualiza en la Figura 19.

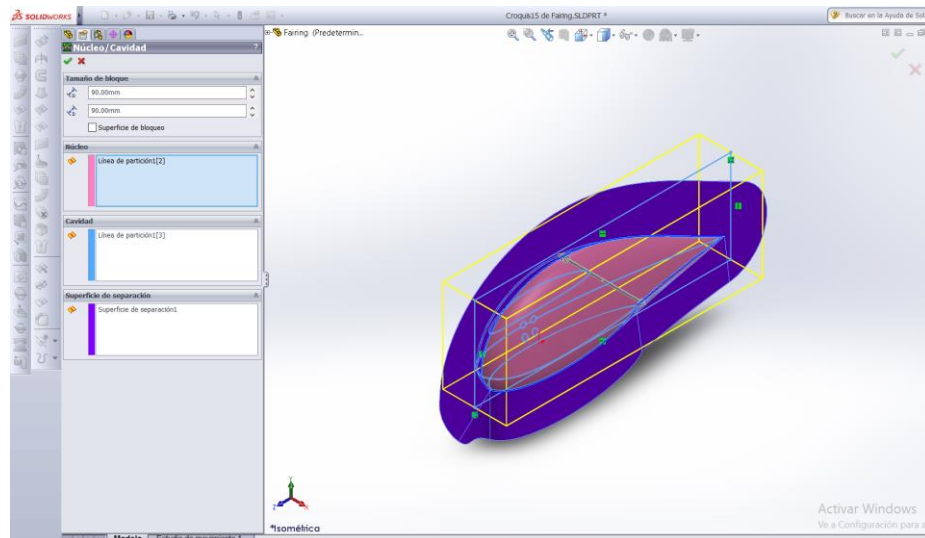


Fig. 19 Núcleo / Cavidad del carenado avión Diamond DA20
Fuente: (Elaboración propia, 2017)

Se selecciona la operación Saliente-Extruir el cual determinará el ancho del bloque para el molde, tal como se visualiza en la Figura 20.

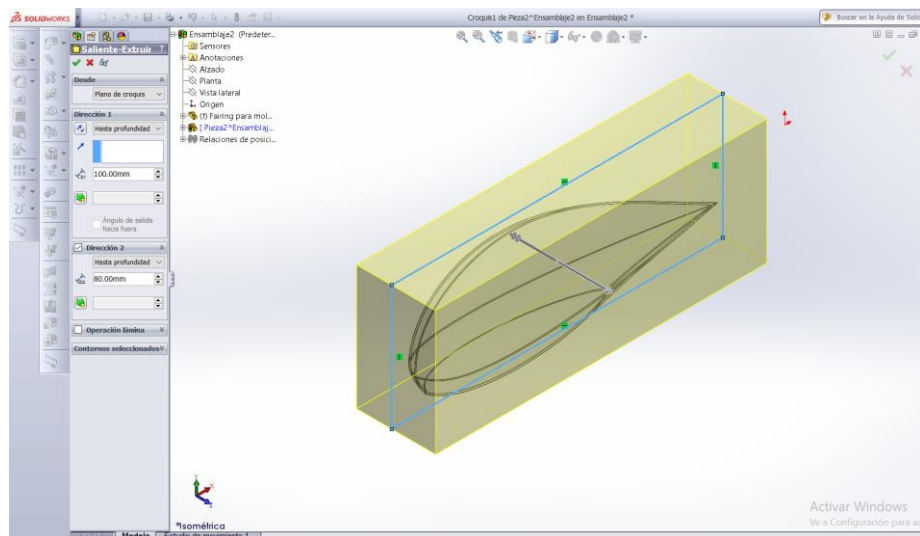


Fig. 20 Molde del carenado avión Diamond DA20
Fuente: (Elaboración propia, 2017)

Finalmente con la operación cavidad, seleccionamos los componentes de diseño que en este caso es la pieza, tal como se visualiza en la Figura 21.

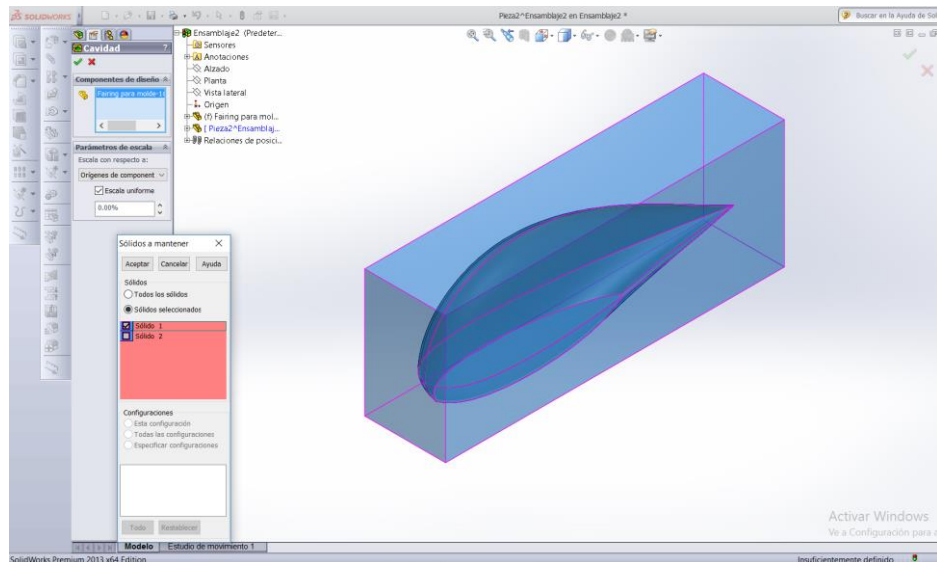


Fig. 21 Cavidad del carenado avión Diamond DA20

Fuente: (Elaboración propia, 2017)

La cavidad obtenida servirá en lo posterior para realizar la manufactura, tal como se visualiza en la Figura 22, este archivo será guardado para luego ser empleado en el Software SolidCam.

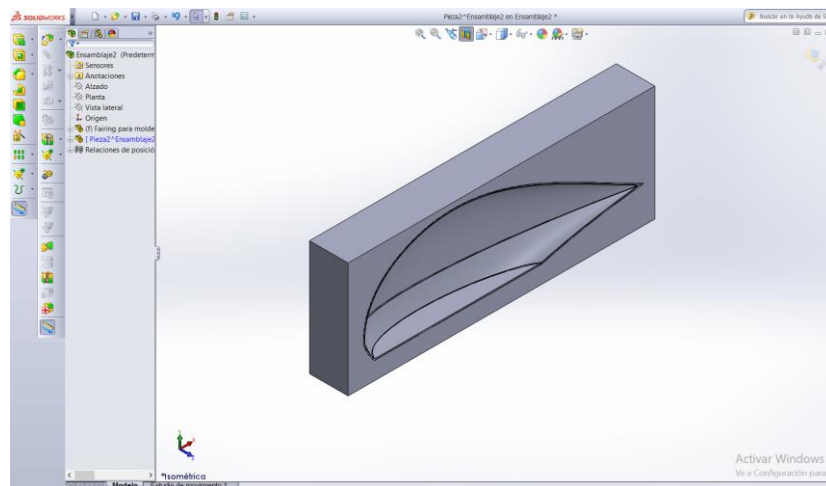


Fig. 22 Molde cavidad del carenado avión Diamond DA20

Fuente: (Elaboración propia, 2017)

3.3 SIMULACIÓN MEDIANTE SOFTWARE CAE DE LOS CARENADOS “FAIRINIGS”

Primeramente se debe determinar el material que será empleado para la manufactura de los carenados y con ello poder realizar las simulaciones necesarias con el seleccionado. Para esto se procede a realizar la selección del refuerzo y la matriz que conformará el material compuesto a emplearse.

Selección del Refuerzo

De acuerdo a lo revisado en el Capítulo 2, existen tres refuerzos que predominan para la fabricación de partes en el campo aeroespacial, para lo cual se ha desarrollado una tabla comparativa y poder determinar el refuerzo más idóneo en nuestro proyecto.

Según Alcázar (2007) se han establecido parámetros de selección para la fabricación de partes aeronáuticas, sin embargo es necesario que se analice la aplicabilidad de cada parámetro en función de la tarea que va a cumplir el componente durante su empleo. Esta clasificación se gradúa desde el valor A, que indica un comportamiento bueno de la fibra frente a ese parámetro, al valor C indicador de que es malo. (p. 5)

Tabla 6

Selección del refuerzo

PROPIEDAD / PARAMETRO	JUSTIFICACIÓN REQUERIDA PARA EL CARENADO	FIBRA DE VIDRIO	FIBRA DE CARBONO	ARAMIDA
Densidad	Bajo peso	C	B	A
Resistencia a la tracción	No requiere	B	A	B
Módulo elástico en tracción	No requiere	C	A	B
Resistencia a la compresión	Alta resistencia a la variación de presiones	B	A	C
Módulo elástico en compresión	Alto modulo elástico	C	A	B
Resistencia a la flexión	No requiere	B	A	C
Módulo elástico en flexión	No requiere	C	A	B

Resistencia al impacto	Alta resistencia al impacto por el flujo aerodinámico	B	C	A
Resistencia a la fatiga	No requiere	C	A	B
Dilatación térmica	No requiere	A	A	A
Resistencia al fuego	Alta resistencia	A	C	A
Aislamiento térmico	No requiere	B	C	A
Aislamiento eléctrico	Altas propiedades de aislamiento	A	C	B
Costo	Bajo Costo	A	C	C

De acuerdo al análisis efectuado en la Tabla 6, se determina que tanto la fibra de vidrio como la aramida ofrecen mejores propiedades para la función que va a ejecutar el carenado aerodinámico. Sin embargo como se estableció en el capítulo anterior la Federal Aviation Administration (2016), el punto de inflexión al momento de seleccionar a la fibra de vidrio es relativo al costo, siendo la fibra de vidrio mucho más económica que la de carbono.

Por tanto la fibra a ser empleada como uno de los componentes de los materiales compuestos es la de vidrio (Anexo A). Así mismo de acuerdo a Abaris (2012) se determina que la designación más idónea para empleo aeronáutico es la E, la cual tiene un alto valor de aislamiento eléctrico, lo cual evitará que se evite la generación de corrientes inducidas por el rozamiento con el aire. (p. 47)

Selección de la Matriz

Como se expuso en el capítulo anterior las matrices termoestables se han venido utilizando más que las termoplásticas en la industria actual por razones de rentabilidad, su excelente fluidez facilita la penetración de la resina y el mojado del material de refuerzo.

Según McCauley (2015) se han establecido parámetros de selección para la fabricación de partes aeronáuticas, las cuales se detallan en la Tabla 7, de igual manera como se realizó en la selección de las fibras se gradúa desde el valor A, que indica un comportamiento bueno de la fibra frente a ese parámetro, al valor C indicador de que es malo.

Tabla 7
Selección de la matriz

PROPIEDAD / PARAMETRO	JUSTIFICACIÓN REQUERIDA PARA EL CARENADO	TERMOESTABLES	TERMOPLÁSTICO
Densidad	Bajo peso	B	A
% Absorción Humedad	Bajo porcentaje	A	B
Resistencia a la compresión	Alta resistencia a la variación de presiones	A	B
Temperatura de procesamiento	Menor temperatura	A	B
Resistencia a la fatiga	No requiere	B	A
Costo	Bajo costo	A	B

De acuerdo al análisis efectuado, se determina que la matriz termoestable ofrece mejores propiedades para la función que va a ejecutar el carenado aerodinámico. Se debe considerar también que según la Federal Aviation Administration (2016), dentro de los termoestables se encuentra las resinas epóxicas (Anexo B) y las resinas de poliéster, teniendo como ventajas las epóxicas por su fácil procesamiento, excelente adhesión y una baja contracción. (p7-7)

Ya establecidos los materiales que serán empleados se procede al análisis CAE. Se ha determinado que el Software adecuado es Ansys, por tal razón se realizó la exportación del carenado aerodinámico realizado en Solidworks al software mencionado, tal como se visualiza en la Figura 23.

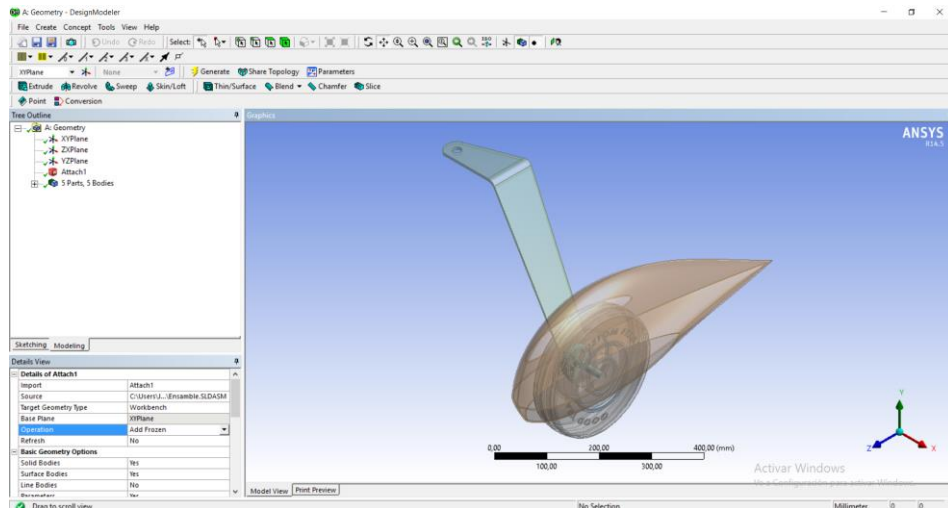


Fig. 23 Diseño CAD exportado a Ansys

Fuente: (Elaboración propia, 2017)

Para realizar el análisis del carenado aerodinámico, primeramente se deben adaptar las condiciones a las cuales va estar expuesto el componente, ante lo cual se debe configurar el componente, esto fue determinado en los parámetros de diseño en base a lo establecido Gudmundsdson (2014, p. 345), quien menciona que el ángulo de ataque debe estar comprendido entre 0 grados y 14 grados, en razón que en tal posición la aeronave alcanza su sustentación. Para lo cual se define el eje de inclinación del componente, tal como se visualiza en la Figura 24.

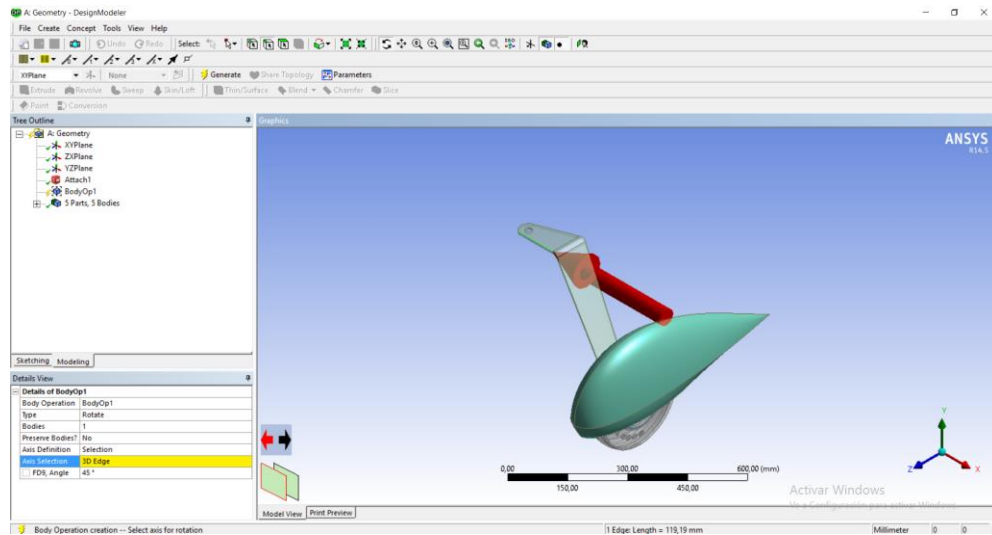


Fig. 24 Selección eje de inclinación

Fuente: (Elaboración propia, 2017)

Como se puede visualizar en la Figura 25 todo el ensamble giró 7 grados.

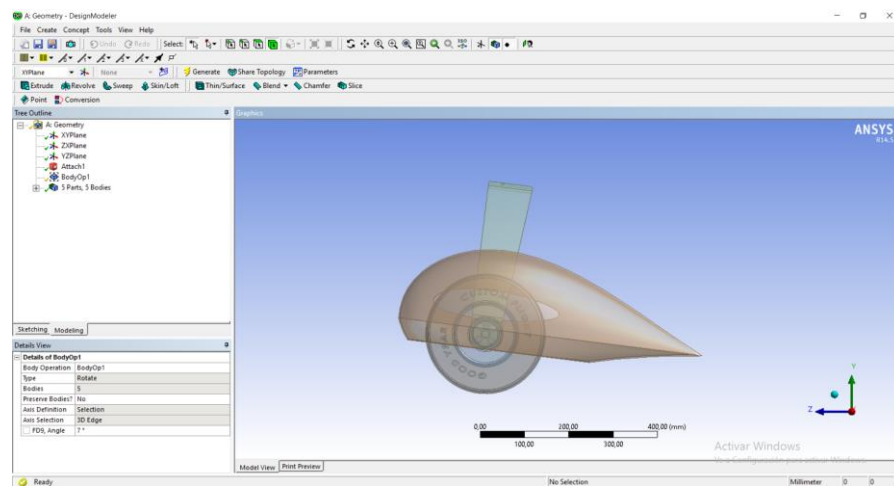


Fig. 25 Inclinación del ensamble 7 grados

Fuente: (Elaboración propia, 2017)

Para realizar el análisis aerodinámico, Prakash (2017) establece un entorno simétrico el cual será conformado por un volumen de control que simula el aire, para esto debe haber una distancia suficiente entre las paredes del entorno y el carenado, a fin de evitar rozamiento (p.86)

Se realiza la operación croquis en el plano ZY y posteriormente el proceso de extrusión, tal como se visualiza en la Figura 26

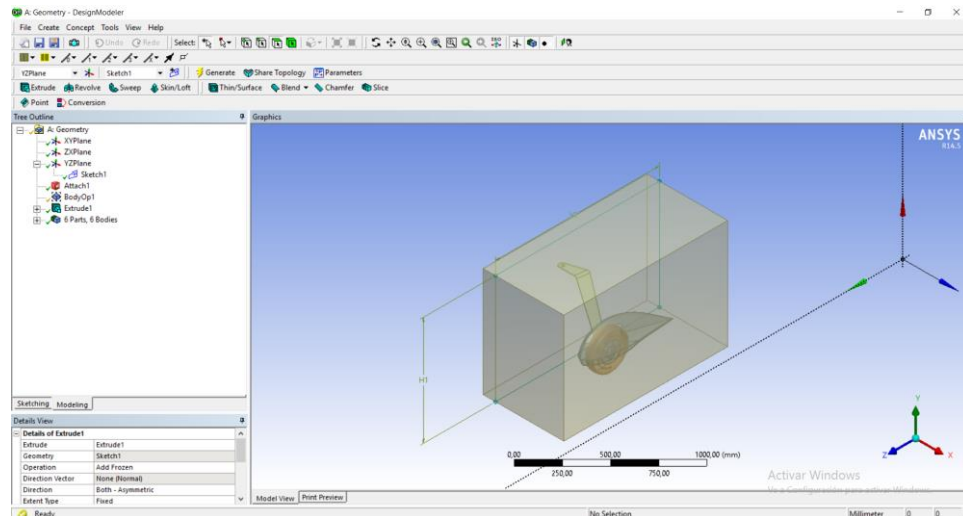


Fig. 26 Croquizado y extrusión del flujo para el carenado

Fuente: (Elaboración propia, 2017)

Determinadas las superficies a ser analizadas, que en este caso serán el carenado aerodinámico y el flujo de aire, también se debe establecer los parámetros a los cuales será expuesto el carenado aerodinámico, esto se encuentra detallado en la Tabla 8.

Tabla 8
Requerimientos de rendimiento

REQUERIMIENTOS DE RENDIMIENTO		
PARÁMETRO	VALOR	JUSTIFICATIVO
Velocidad máxima (m/s)	120	Establecido por el manual de fabricante aeronave
Velocidad crucero (m/s)	80	Establecido por el manual de fabricante aeronave
REQUERIMIENTOS AERODINAMICOS		
AR	0.2	Parámetro de diseño – Tabla 5
Espesor del perfil (mm.)	270	Parámetro de diseño – Tabla 5
Área del área (m ²)	0.17	Parámetro de diseño – Tabla 5
Ancho (mm.)	140	Parámetro de diseño – Tabla 5
Cuerda (mm.)	700	Parámetro de diseño – Tabla 5
Material	Composite-Fiber Glass	Material seleccionado
REQUERIMIENTOS ENTORNO – VOLUMEN DE CONTROL		
Velocidad aire (m/s)	25	Datos Salinas-Ecuador
Temperatura del aire (°K)	288.16	Datos Salinas-Ecuador
Densidad aire (kg/cm ³)	1.225	Datos Salinas-Ecuador
Nro. Reynolds	50000	Datos Salinas-Ecuador

Establecidos los parámetros tanto del carenado y del aire, se debe seleccionar el tipo de mallado idóneo para un componente aeronáutico, según la NASA (1998) un mallado hexaédrico tiene mejores resultados que uno tetraédrico, esto se debe a que el mallado hexaédrico subdivide repetidamente aniso trópicamente sin deterioración la calidad de los elementos. Así mismo analizado desde el punto de vista computacional un mallado hexaédrico ocupa la mitad de almacenamiento y se ejecuta al doble de velocidad consiguiendo la misma distribución de vértices. (p. 15)

Por otro lado, Guillen (2016) establece que la calidad de la malla para un componente aeronáutico debe ser menor a 0,25, representado en la Tabla 9 (p. 47)

Tabla 9
Calidad de la malla

Skewness	Cell Quality
1	degenerate
0.9-<1	bad (sliver)
0.75-0.9	poor
0.5-0.75	fair
0.25-0.5	good
>0-0.25	excellent
0	equilateral

Fuente: (Ansys Help, 2017)

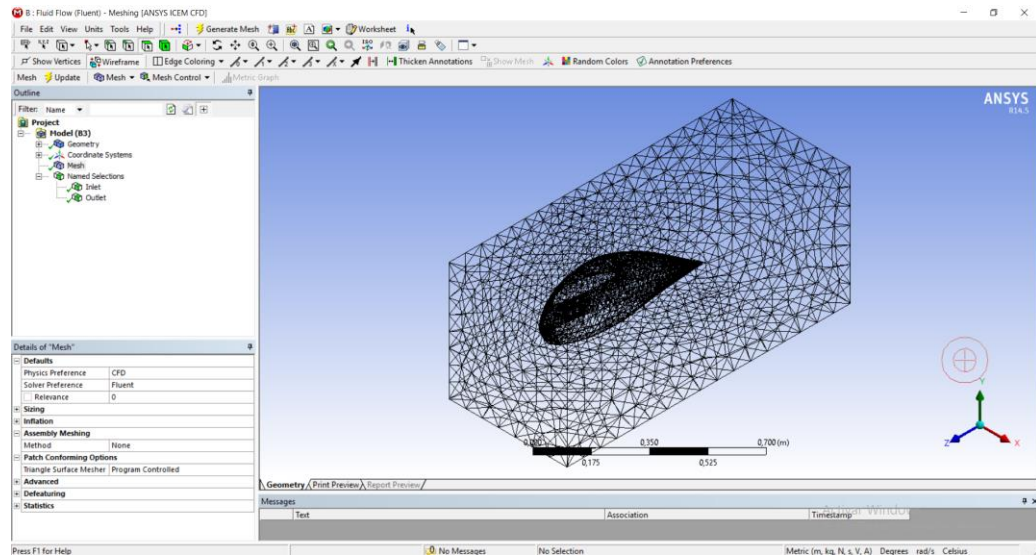


Fig. 27 Mallado carenado y flujo de aire

Fuente: (Elaboración propia, 2017)

Establecidas todas las propiedades de la malla se procedió a generar, tal como se visualiza en la Figura 27, con la cual se obtuvo una discretización del volumen de control. Posterior se debe realizar una convergencia de mallas, a fin de determinar el mallado que permitirá obtener una solución más exacta. Para ello se fue modificando el tamaño de los elementos (Element Size) del mallado y con ello simular los valores que se desean encontrar, determinando que el tamaño de los elementos de 0,01m es cuando el mallado permitirá obtener valores tendientes a la exactitud.

Tabla 10
Convergencia de malla

Ord.	Element Size (m)	Nodos	Elementos	Vmáx. (m/seg)	Pmín. (Pa)
1	0,1	9131	28122	301,46	56756
2	0,05	31581	43499	204,15	52768
3	0,03	118014	104636	151,64	47023
4	0,02	373407	289802	99,59	43980
5	0,018	513734	391074	94,12	36267
6	0,016	724723	545676	89,13	31986
7	0,014	875834	656374	83,12	26749
8	0,012	1467590	1540987	80,56	10823
9	0,010	2914734	2158926	80,15	10570
10	0,008	3276035	2803765	80,12	10407

En el esquema del proyecto se selecciona Setup para visualizar los resultados, uno de los resultados que se puede visualizar en la Figura 28 es la velocidad de las líneas de flujo, donde la mayor velocidad en el carenado es de aproximadamente $V_{m\acute{a}x} = 80 \text{ m/s}$ y la $V_{m\acute{i}n} = 25 \text{ m/s}$. As\i mismo puede determinarse los v\ortices que se generan en la parte posterior del carenado.

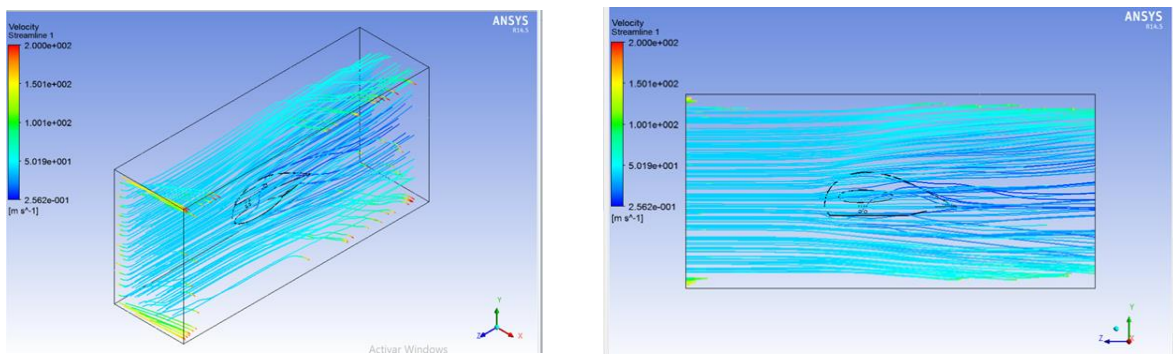


Fig. 28 Velocidades del flujo en el carenado
Fuente: (Elaboraci\on propia, 2017)

Otro de los resultados que se puede visualizar en la Figura 29 son las zonas de presi\on en el carenado aerodin\amico, donde la mayor presi\on en el carenado es de aproximadamente $P_{m\acute{a}x} = 42590 \text{ Pa}$ y la $P_{m\acute{i}n} = 10570 \text{ Pa}$. As\i mismo puede determinarse que la zona de mayor presi\on va a ser en la parte delantera del carenado, esto se debe principalmente a que en este lugar es en donde el aire impacta inicialmente.

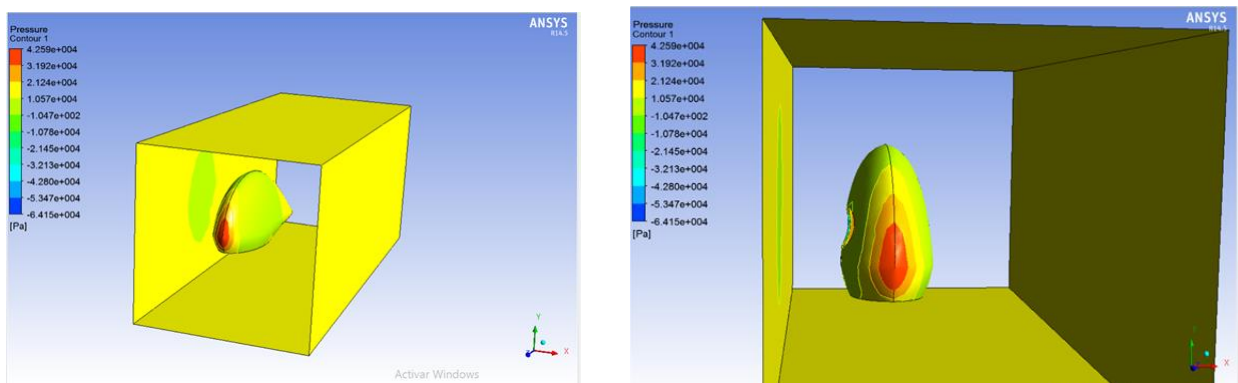


Fig. 29 Zonas de presi\on en el carenado
Fuente: (Elaboraci\on propia, 2017)

Otro de los resultados que se puede visualizar en la Figura 30 son las magnitudes de vorticidad, donde las magnitudes en el neumático oscilan aproximadamente $Vort\ máx = 800000 [1/s]$ y la $Vort\ mín = 0 [1/s]$. Así mismo puede determinarse el coeficiente de arrastre que se producen durante la simulación, el valor de $Cd\ máx = 0,15$

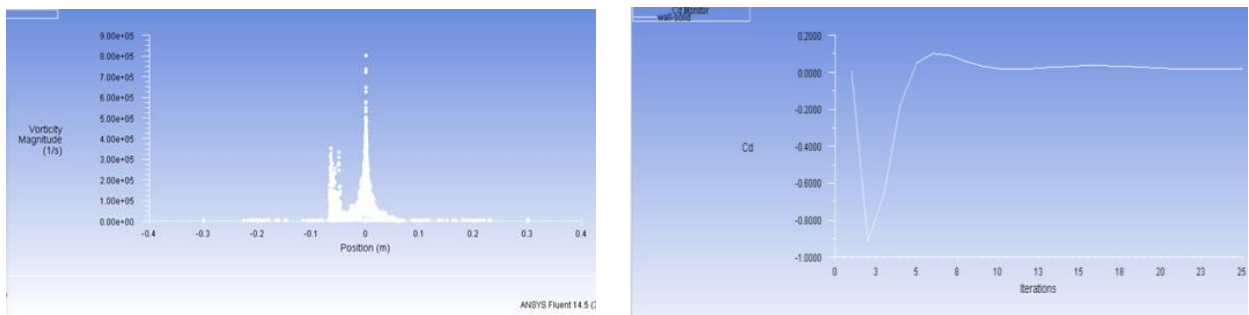
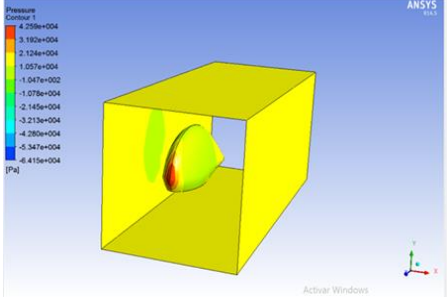
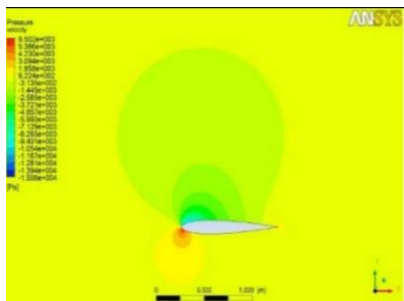
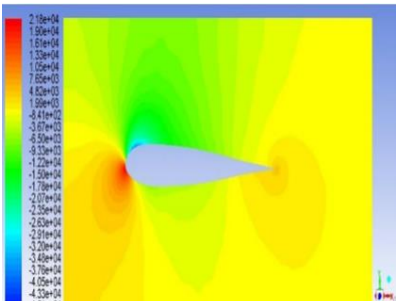
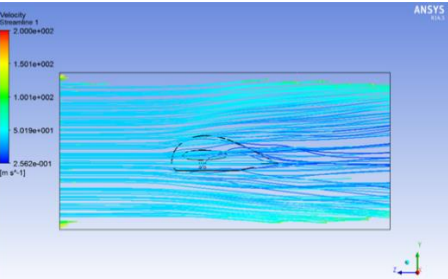
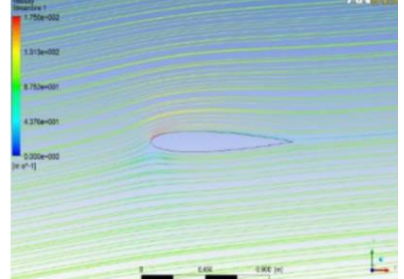
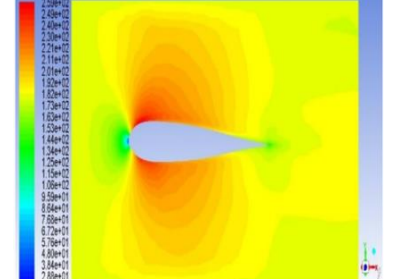


Fig. 30 Magnitud de vorticidad y resistencia de arrastre Cd del carenado

Fuente: (Elaboración propia, 2017)

En base a los parámetros obtenidos, se procedió a comparar y analizar con simulaciones ejecutadas por investigadores aeronáuticos. Según Prakash (2017) y Ahmed (2013) durante la simulación de perfiles alares analizados se obtuvieron los resultados representados en la Tabla 11.

Tabla 11*Magnitudes parámetros analizados carenados*

Resultados Obtenidos	Análisis Ahmed	Análisis Prakash
Contornos de Presión		
 <p>Presión Máxima: 42590 Pa Presión Mínima: -6415 Pa</p>	 <p>Presión Máxima: 42300 Pa Presión Mínima: -15800 Pa</p>	 <p>Presión Máxima: 21800 Pa Presión Mínima: -4900 Pa</p>
Contornos de Velocidad		
 <p>Velocidad Máxima: 100 (m/s) Velocidad Mínima: 25 (m/s)</p>	 <p>Velocidad Máxima: 175 (m/s) Velocidad Mínima: 15 (m/s)</p>	 <p>Velocidad Máxima: 259 (m/s) Velocidad Mínima: 19 (m/s)</p>

Como puede evidenciarse en la tabla anterior, los valores obtenidos no son exactamente iguales, eso debe a que para cada análisis realizado durante la investigación de los diferentes autores fue determinado bajo parámetros específicos de cada investigador; sin embargo la tendencia de los datos obtenidos reflejan una clara similitud.

En el contorno de presión se evidencia que el punto máximo de presión va a ser en el borde de ataque del perfil alar o en nuestro caso el carenado aerodinámico, así mismo va existir una disminución en la presión hasta llegar al borde de salida del perfil. En las líneas de corriente de velocidad se evidencia que la velocidad

máxima está en la parte superior del perfil alar y que de igual manera la velocidad va a tender a decrecer su magnitud hasta llegar al borde de salida, en donde la velocidad es mínima. Esto de igual manera corrobora los datos obtenidos en la simulación con el software JavaFoil presentados en la Figura 12.

En base a los datos obtenidos y la comparación con modelos ya investigados, se puede determinar que el análisis aerodinámico ejecutado en el carenado cumple con las características de un perfil alar aerodinámico.

Para poder realizar el análisis aerodinámico del neumático, es necesario establecer el área del flujo, que en este caso es el aire al cual estará expuesto el componente, por tanto se realizará el procedimiento según Prakash (2017), el cual se empleó con el carenado. Para ello se realiza la operación croquis en el plano ZY y posteriormente el proceso de extrusión, tal como se visualiza en la Figura 31

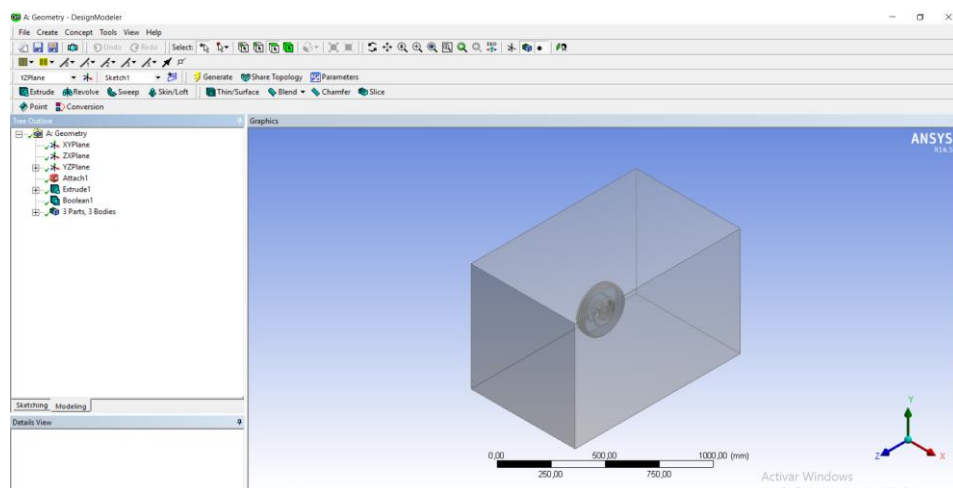


Fig. 31 Croquizado y extrusión del flujo para el neumático

Fuente: (Elaboración propia, 2017)

Determinadas las superficies a ser analizadas, que en este caso serán el neumático y el flujo de aire, se procede a realizar la operación de mallado, considerando el

mismo criterio de método hexaédrico empleado anteriormente en el carenado, tal como se visualiza en la Figura 32.

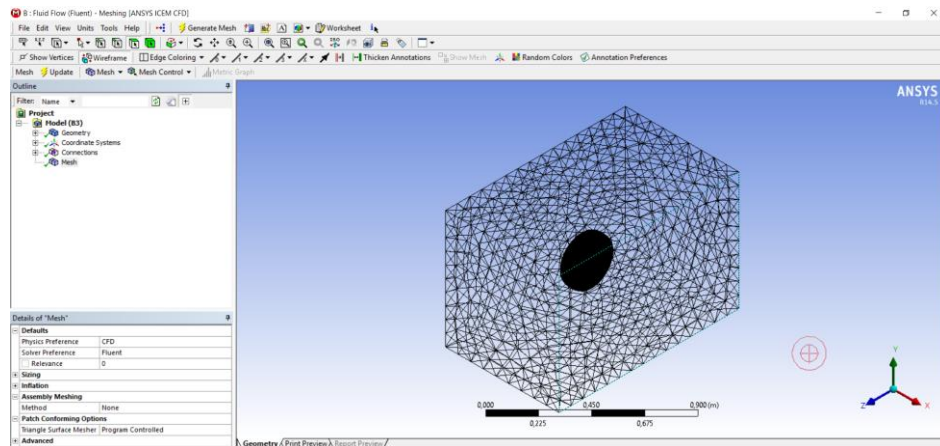


Fig.32 Mallado del neumático y flujo de aire

Fuente: (Elaboración propia, 2017)

En el esquema del proyecto se selecciona Setup para visualizar los resultados, uno de los resultados que se puede visualizar en la Figura 33 es la velocidad de las líneas de flujo, donde la mayor velocidad en el neumático es de aproximadamente $V_{m\acute{a}x} = 50 \text{ m/s}$ y la $V_{m\acute{i}n} = 10 \text{ m/s}$. Así mismo puede determinarse los vórtices que se generan en la parte posterior del carenado.

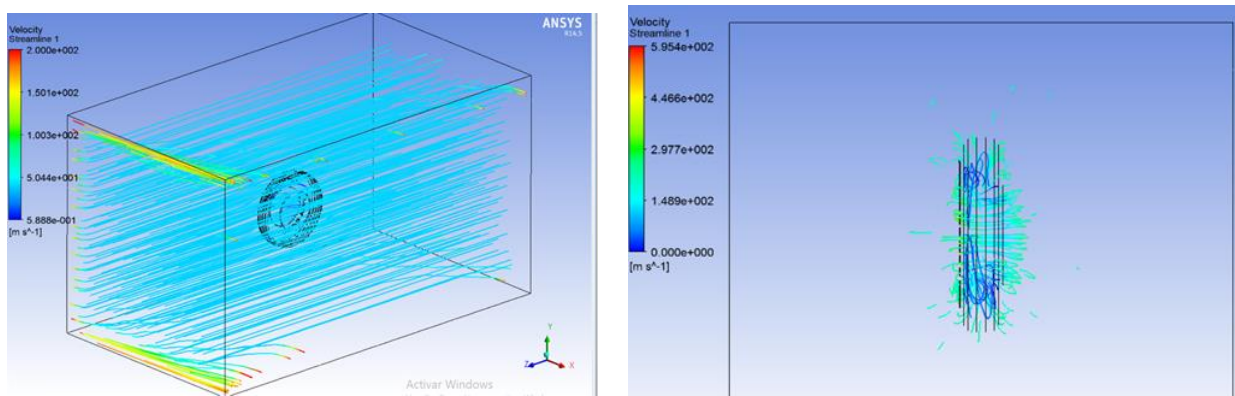


Fig. 33 Velocidades del flujo en el neumático

Fuente: (Elaboración propia, 2017)

Otro de los resultados que se puede visualizar en la Figura 34 son las zonas de presión en el neumático, donde la mayor presión en el carenado es de aproximadamente $P_{m\acute{a}x} = 9135 Pa$ y la $P_{m\acute{i}n} = 0 Pa$. Así mismo puede determinarse que la zona de mayor presión va a ser en la parte delantera del neumático, esto se debe principalmente a que en este lugar es en donde el aire impacta inicialmente.

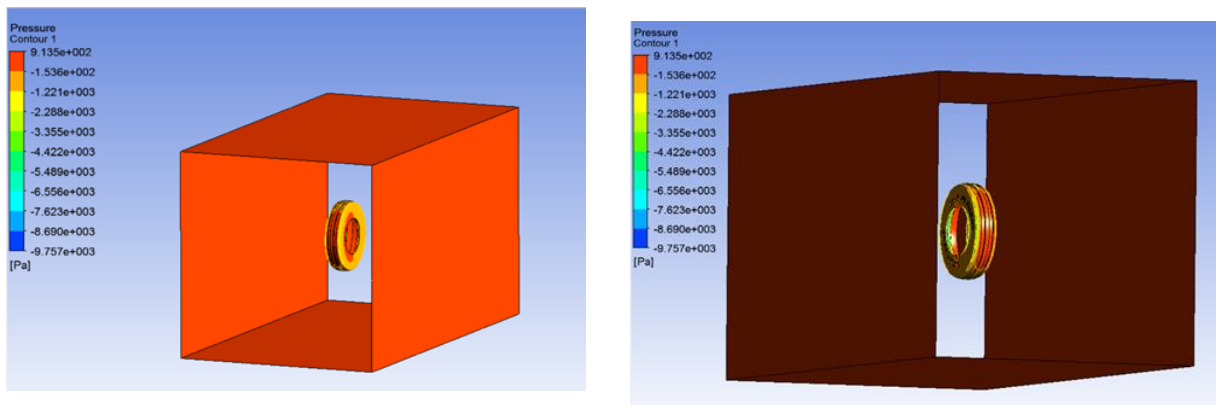


Fig. 34 Zonas de presión en el neumático

Fuente: (Elaboración propia, 2017)

Otro de los resultados que se puede visualizar en la Figura 35 son las magnitudes de vorticidad, donde las magnitudes en el neumático oscilan aproximadamente $Vort\ m\acute{a}x = 900000 [1/s]$ y la $Vort\ m\acute{i}n = 0 [1/s]$. Así mismo puede determinarse el coeficiente de arrastre que se producen durante la simulación, el valor de $Cd\ m\acute{a}x = 6$

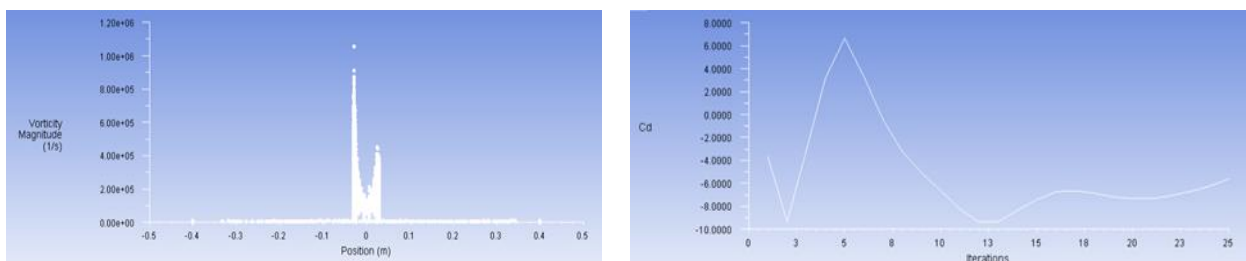


Fig. 35 Magnitud de vorticidad y resistencia de arrastre Cd del neumático

Fuente: (Elaboración propia, 2017)

3.4 EQUIPOS Y HERRAMIENTAS PARA EL MECANIZADO

3.4.1 CONTROL NUMÉRICO COMPUTARIZADO

Para esta manufactura se empleó el Centro de Mecanizado Vertical Haas VF2 (Anexo C), representado en la Figura 36 el mismo que se encuentra en el Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea, las características principales son las siguientes:

- Centro de mecanizado vertical; 30" x 16" x 20" (762 x 406 x 508 mm)
- Cono ISO 40
- Accionamiento vectorial de 30 hp (22,4 kW)
- Velocidad del husillo 8.100 rpm
- Cambiador de herramientas automático de 20 estaciones de tipo carrusel
- Avances rápidos de 1.000 pulg./min. (25,4 m/min.)

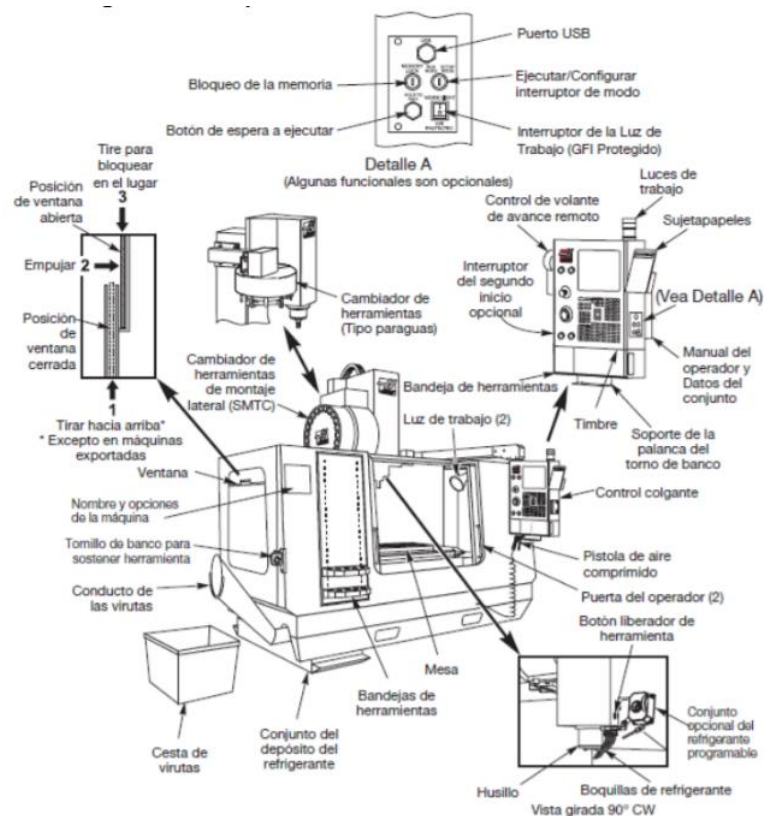


Fig. 36 Centro de Mecanizado Vertical Haas VF2

Fuente: (Mendieta, 2013)

Considerando que el material con el cual se fabricarán los careados aerodinámicos será con composites, que comprende la fibra de vidrio y la resina epóxica. Se debe ahora determinar material con el cual se fabricarán los moldes, para ello se desarrolló la Tabla 12 comparativa, a fin de determinar el material idóneo.

Tabla 12
Comparación del material para el molde

Propiedad / Parámetro	Justificación para el carenado	Aluminio	Madera	Plástico
Mecanizado	Fácil de mecanizar	C	A	B
Costo	Bajo costo	C	A	B
Desgaste	Bajo desgaste	A	C	B

En base a la Tabla anterior, se ha seleccionado a la madera como el material con el cual se va a realizar el molde para los careados aerodinámicos, considerando que los moldes se emplearán por una ocasión. Por otro lado en grandes empresas del sector aeronáutico los moldes o también conocidos como “tools” están incursionando en nuevos materiales para la elaboración de los moldes, principalmente que tengan un bajo coeficiente de expansión térmica. (Lee Aerospace, 2016)

3.4.2 SELECCIÓN DE HERRAMIENTAS DE CORTE Y SUJECIÓN

Se determinó las velocidades, avances y tiempos en cada operación. Así mismo se han seleccionado las herramientas de corte y sujeción que serán empleadas en cada operación.

Planeado

Fresa: Coromill 345-063Q22-13HX

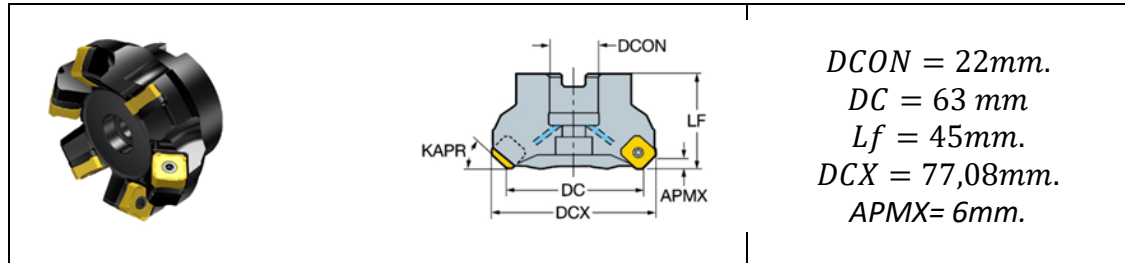


Fig. 37 Medidas fresa de planeado

Fuente: (SANDVIK, 2017)

Velocidad de Corte

$v_c = \frac{\pi \cdot D_1 \cdot n}{12} \text{ (SFM)}$	v_c (SFM) : Velocidad de Corte π (3.14) : PI D_1 (pulg) : Diámetro del Cortador n (min^{-1}) : Revoluciones máximas del husillo
--	---

$$V_c = \frac{\pi * 0,2 \text{ pies} * 8100}{12} = 438 \text{ pies}/\text{min} \quad [2]$$

Avance por diente

$f_z = \frac{v_f}{z \cdot n} \text{ (IPT)}$	f_z (IPT) : Avance por diente v_f (pulg/min) : Avance de mesa por min. n (min^{-1}) : Revoluciones máximas del husillo (Avance por Revolución $f_r = z \cdot f_z$) z : Número Inserto
---	--

$$f_z = \frac{1000}{6 * 8100} = 0,02 \text{ (pulg/diente)} \quad [3]$$

Avance de la mesa

$v_f = f_z \cdot z \cdot n \text{ (pulg/min)}$	v_f (pulg/min) : Avance de mesa por min. f_z (IPT) : Avance por diente n (min^{-1}) : Revoluciones máximas del husillo z : Número Inserto
--	---

$$V_f = 0,01 * 6 * 8100 = 1000 \text{ (pulg/min)} \quad [4]$$

Desbaste Inicial

Fresa: Coromill RA200-060J25.4-20L

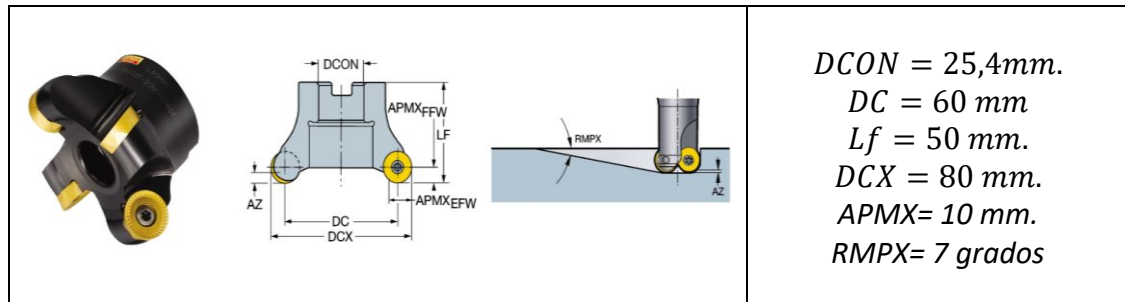


Fig. 38 Medidas fresa de desbaste inicial

Fuente: (SANDVIK, 2017)

Velocidad de Corte

$V_C = \frac{\pi \cdot D_1 \cdot n}{12} \text{ (SFM)}$	$V_C \text{ (SFM)}$: Velocidad de Corte $D_1 \text{ (pigs)}$: Diámetro del Cortador $\pi \text{ (3.14)}$: PI $n \text{ (min}^{-1}\text{)}$: Revoluciones máximas del husillo
--	---

$$V_C = \frac{\pi * 0,197 \text{ pies} * 8100}{12} = 417 \text{ pies}/\text{min}$$

Avance por diente

$f_z = \frac{v_f}{z \cdot n} \text{ (IPT)}$	$f_z \text{ (IPT)}$: Avance por diente z : Número Inserto $v_f \text{ (pigs/min)}$: Avance de mesa por min. $n \text{ (min}^{-1}\text{)}$: Revoluciones máximas del husillo (Avance por Revolución $f_r = z \cdot f_z$)
---	---

$$f_z = \frac{1000}{4 * 8100} = 0,03 \text{ (pulg}/\text{diente)}$$

Avance de la mesa

$V_f = f_z \cdot z \cdot n \text{ (pigs/min)}$	$v_f \text{ (pigs/min)}$: Avance de mesa por min. $f_z \text{ (IPT)}$: Avance por diente z : Número Inserto $n \text{ (min}^{-1}\text{)}$: Revoluciones máximas del husillo
--	--

$$V_f = 0,03 * 4 * 8100 = 972 \text{ (pulg}/\text{min)}$$

Desbaste Final

Fresa: Coromill RA200-068J25.4-12L

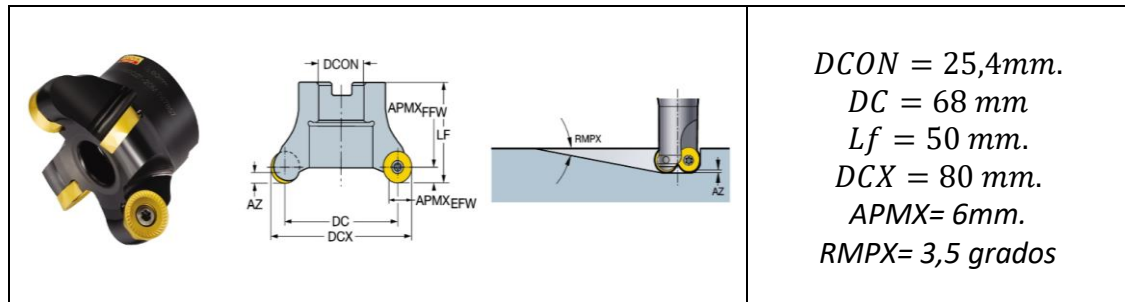


Fig. 39 Medidas fresa de desbaste final

Fuente: (SANDVIK, 2017)

Velocidad de Corte

$v_c = \frac{\pi \cdot D_1 \cdot n}{12} \text{ (SFM)}$	v_c (SFM) : Velocidad de Corte D_1 (pigs) : Diámetro del Cortador π (3.14) : PI n (min^{-1}) : Revoluciones máximas del husillo
--	---

$$V_c = \frac{\pi * 0,22 \text{ pies} * 8100}{12} = 472,8 \text{ pies}/\text{min}$$

Avance por diente

$f_z = \frac{v_f}{z \cdot n} \text{ (IPT)}$	f_z (IPT) : Avance por diente z : Número Inserto v_f (pigs/min) : Avance de mesa por min. n (min^{-1}) : Revoluciones máximas del husillo (Avance por Revolución $f_r = z \cdot f_z$)
---	---

$$f_z = \frac{1000}{4 * 8100} = 0,03 (\text{pulg}/\text{diente})$$

Avance de la mesa

$v_f = f_z \cdot z \cdot n \text{ (pigs/min)}$	v_f (pigs/min) : Avance de mesa por min. f_z (IPT) : Avance por diente z : Número Inserto n (min^{-1}) : Revoluciones máximas del husillo
--	--

$$V_f = 0,03 * 4 * 8100 = 972 (\text{pulg}/\text{min})$$

Acabado

Fresa: Coromill RA216F-19O25C-115

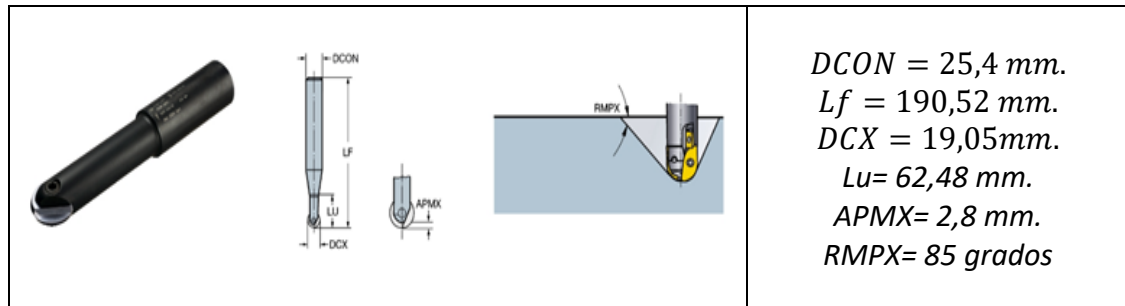


Fig. 40 Medidas fresa de acabado

Fuente: (SANDVIK, 2017)

Velocidad de Corte

$v_c = \frac{\pi \cdot D_1 \cdot n}{12} \text{ (SFM)}$	v_c (SFM) : Velocidad de Corte π (3.14) : PI D_1 (pigs) : Diámetro del Cortador n (min^{-1}) : Revoluciones máximas del husillo
--	---

$$V_c = \frac{\pi * 0,006 \text{ pies} * 8100}{12} = 12,71 \text{ pies}/\text{min}$$

Avance por diente

$f_z = \frac{v_f}{z \cdot n} \text{ (IPT)}$	f_z (IPT) : Avance por diente v_f (pigs/min) : Avance de mesa por min. n (min^{-1}) : Revoluciones máximas del husillo (Avance por Revolución $f_r = z \cdot f_z$) z : Número Inserto
---	--

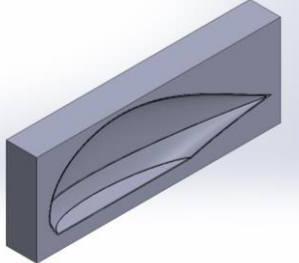
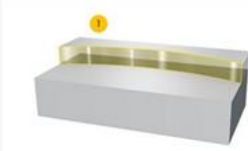
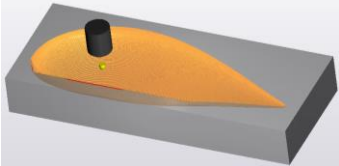
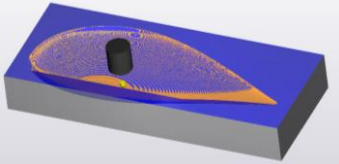
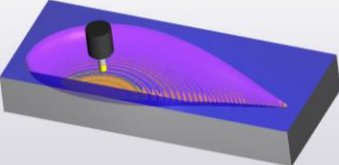
$$f_z = \frac{1000}{1 * 8100} = 0,12 (\text{pulg}/\text{diente})$$

Avance de la mesa

$v_f = f_z \cdot z \cdot n \text{ (pigs/min)}$	v_f (pigs/min) : Avance de mesa por min. f_z (IPT) : Avance por diente n (min^{-1}) : Revoluciones máximas del husillo z : Número Inserto
--	---

$$V_f = 0,12 * 1 * 8100 = 1000 (\text{pulg}/\text{min})$$

Tabla 13
Hoja de procesos de manufactura

HOJA DE PROCESOS			
Nombre del proceso: Fresado		Revisa: Ing. Fausto Acuña	
HOJA N°: 1 de 1		Autoriza: Ing. Fausto Acuña	
RESPONSABLE: Ing. Juan Brazalez R.		 <p>Longitud: 800 mm Altura: 400 mm Profundidad: 300 mm</p>	
DEPARTAMENTO: Energía y Mecánica			
OPERACIONES			
OPERACIÓN	PARAMETROS	HERRAMIENTAS	CROQUIS DE OPERACION
PLANEAR	$V_C = 438$ pies/min $A_Z = 0,02$ pulg/diente $Z = 6$ filos Profundidad = 1 mm $\varnothing = 63$ mm	FRESA PARA PLANEAR Coromill 345-063Q22-13HX Paralela a la cara superior SUJETADOR CONO PORTAHERRAMIENTAS ISO BT40-ER32-1000	
DESBASTE INICIAL	$V_C = 417$ pies/min $A_Z = 0,03$ pulg/diente $Z = 4$ filos Profundidad = 1 mm $\varnothing = 60$ mm	FRESA PARA DESBASTAR Coromill RA200-060J25.4-20L Paralela a la cara superior SUJETADOR CONO PORTAHERRAMIENTAS ISO BT40-ER32-1000	
DESBASTE FINAL	$V_C = 472,8$ pies/min $A_Z = 0,1$ mm/z $Z = 6$ filos Profundidad = 1 mm $\varnothing = 68$ mm	FRESA PARA DESBASTAR Coromill RA200-068J25.4-12L Paralela a la cara superior SUJETADOR CONO PORTAHERRAMIENTAS ISO BT40-ER32-1000	
ACABADO	$V_C = 12,71$ pies/min $A_Z = 0,12$ pulg/diente $Z = 1$ filo Profundidad = 0.5 mm $\varnothing = 19,05$ mm	FRESA PARA ACABADO Coromill RA216F-19O25C-115 Paralela a la cara superior SUJETADOR CONO PORTAHERRAMIENTAS ISO BT40-ER32-1000	

En la Tabla 13 se resume todo el proceso de manufactura de los moldes a desarrollarse, para lo cual debe considerarse estrictamente todas las velocidades, herramientas y operaciones que se configuren en SolidCam.

3.4.3 SIMULACIÓN DE LAS OPERACIONES MEDIANTE SOFTWARE CAM

La simulación del mecanizado se lo ejecutará en SolidCam, para lo cual se importa la cavidad que se desarrolló en SolidWorks. Luego de haber importado el archivo se deben definir el centro de coordenadas para el molde, tal como se visualiza en la Figura 41

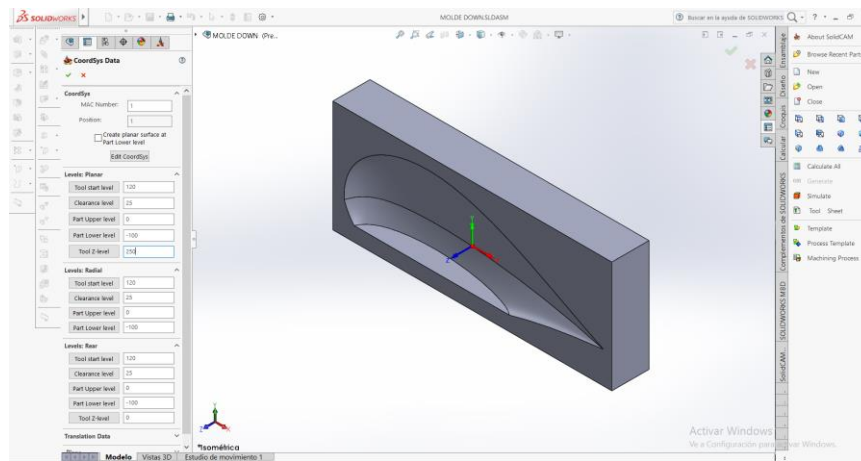


Fig. 41 Configuración sistema de coordenadas del molde

Fuente: (Elaboración propia, 2017)

Ya determinado el centro de coordenadas, se debe definir el stock, que en este caso es todo el material que fue importado, por defecto SolidCam lo detecta automáticamente.

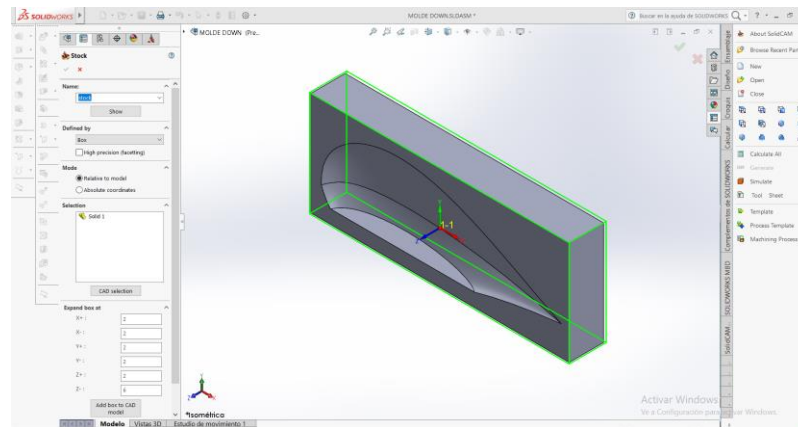


Fig. 42 Definición del stock para el molde

Fuente: (Elaboración propia, 2017)

Se debe definir las herramientas que se van emplear durante el proceso, para ello se emplea la hoja de procesos desarrollada anteriormente, ingresando el tipo de fresa para cada proceso, con sus respectivas especificaciones, tales como velocidad de corte, avance por diente, diámetros y longitudes, tal como se visualiza en la Figura 43. Así mismo es importante seleccionar el holder correcto para cada fresa.

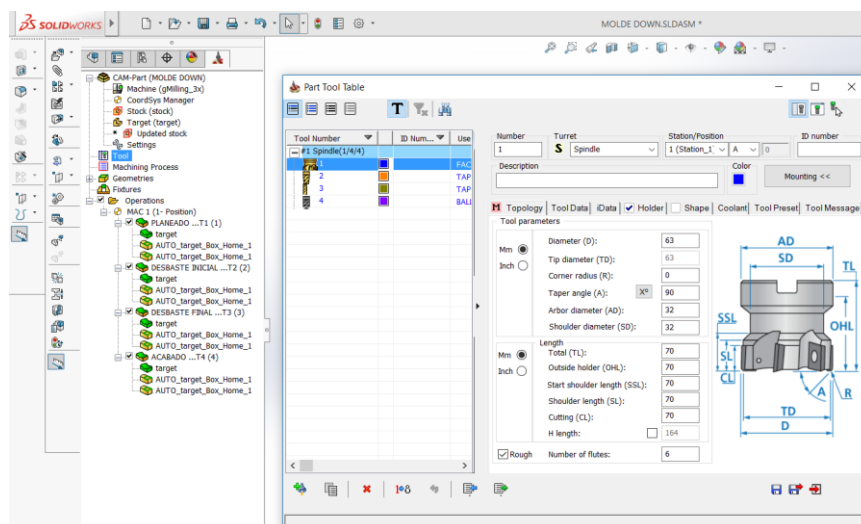


Fig. 43 Definición de las herramientas-fresas a emplearse

Fuente: (Elaboración propia, 2017)

Ya cargadas las fresas a emplearse, se establecen los procesos que se ejecutarán, de igual manera empleamos la hoja de procesos y se ingresa los parámetros de avance, forma de avance y límites, tal como se muestra en la Figura 44.

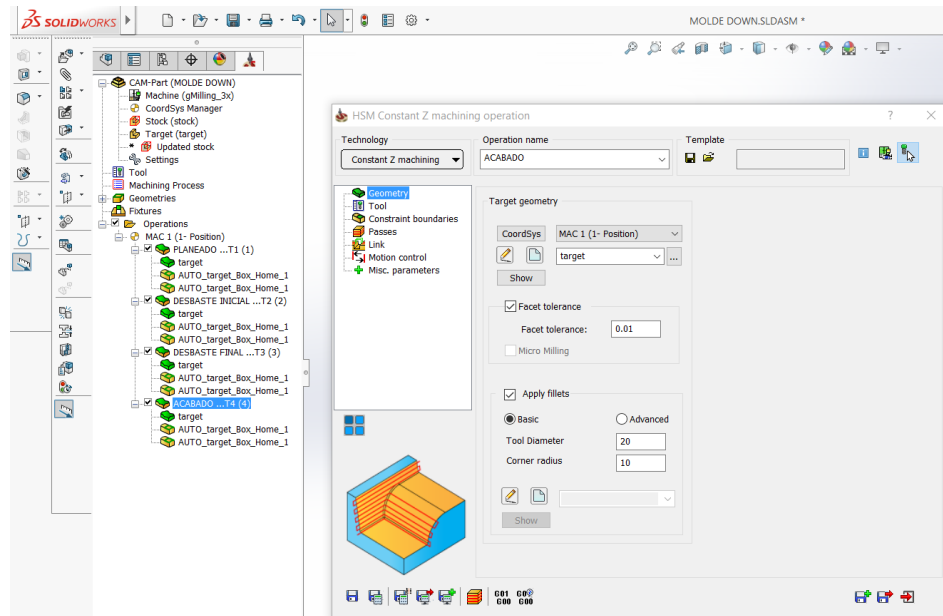


Fig. 44 Definición de los procesos de manufactura

Fuente: (Elaboración propia, 2017)

Finalmente determinadas las herramientas y los procesos a ejecutarse, se realiza la simulación del mecanizado, tal como se muestra en la Figura 45, a fin de garantizar que se obtenga el molde deseado. Posteriormente se genera el código G del mecanizado, a fin de ser utilizado posteriormente en el CNC.

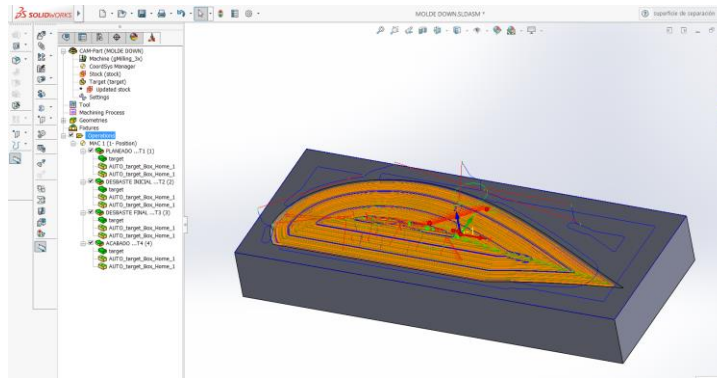


Fig. 45 Simulación del mecanizado en SolidCam
Fuente: (Elaboración propia, 2017)

3.4.4 MANUFACTURA DEL MOLDE

Realizada la simulación en SolidCam, se procede a generar el código G, el cual es necesario aplicarle en el CNC. Instalado el bloque de madera en la mesa, se procede a colocar las herramientas en el carrusel, se determina el cero pieza en el bloque, compensamos en el eje z para cada herramienta y finalmente cargamos el programa en el CNC. De acuerdo a la simulación el tiempo estimado fue de 5 horas, sin embargo durante el proceso se realizó la supervisión del mismo, finalizando en 8 horas aproximadamente, tal como se visualiza en la Figura 46.



Fig. 46 Proceso de manufactura del molde en el CNC
Fuente: (Centro de Investigación y Desarrollo FAE, 2017)

3.5 PROCESO DE MANUFACTURA DE LOS CARENADOS “FAIRINGS” CON MATERIALES COMPUESTOS

Considerando que el molde manufacturado es de tipo cavidad, se tomó la decisión de realizar el proceso de moldeo al vacío, este proceso requiere de materiales y equipos especiales, los cuales se pueden visualizar en la Figura 47.

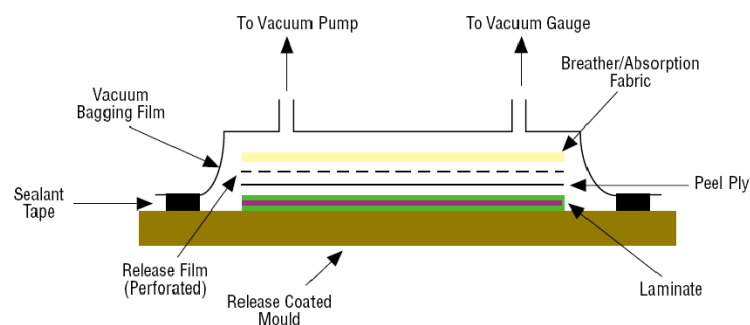


Fig. 47 Proceso de moldeo por vacío

Fuente: (Dorworth, 2009, p. 84)

La técnica de moldeo por vacío consiste en aplicar presión sobre el laminado durante su ciclo de curado. Esto permite conseguir materiales compuestos con mejores propiedades físicas y mecánicas. Al realizarle el vacío al laminado, se consigue remover el aire atrapado entre capas, compactarlas, evitar cambios de orientación del laminado durante el curado, reducir la humedad y optimizar el contenido de matriz en el material compuesto. (Abaris, 2009, p. 75)

Los materiales que se emplean son los siguientes:

Tejidos pelables (*peel-plies*): Es el primer tejido que se coloca después de la última capa del laminado. Este elemento facilita la extracción de los materiales fungibles del laminado. Poseen un hilo de diferente color para poder identificarlo sobre la pieza una vez curada.

Films separadores y films sangradores desmoldeantes: Los films separadores son utilizados para separar el laminado del resto de materiales del proceso de vacío. Los films sangradores son los mismos films separadores pero perforados siguiendo un patrón establecido, que permiten salir al exceso de resina existente en el laminado.

Manta de absorción/aireación: Son tejidos sintéticos no entramados, constituidos de fibras de poliésteres reciclados que permiten circular el aire atrapado por todo el interior de la bolsa hacia algún orificio de salida y actúa como absorbente del exceso de resinas que emana por acción de la presión de compactación.

Film de nylon para bolsa de vacío: Los films de bolsa de vacío son los encargados de sellar todo el laminado, incluido el resto de fungibles anteriormente mencionados. Una vez sellados se realiza el vacío en el interior de la membrana creada sobre el laminado.

Masillas de cierre (tacky-tape): Se utilizan para sellar el molde y la bolsa de vacío.

Según Dorworth (2009) para realizar la mezcla de la resina con el endurecedor, la relación es por cada 100 gramos de resina 25 gramos de endurecedor, esta relación viene dada en la hoja técnica de este material. (p. 81)

Se realizan cortes de la fibra de vidrio de acuerdo al molde y se le moja completamente con la mezcla de la resina tal como se muestra en la Figura 48, esta mezcla se la hace con una paleta plana, con la finalidad que la resina bañe completamente la fibra de vidrio. (Dorworth, 2009, p. 93)



Fig. 48 Mezcla de la resina epóxica con la fibra de vidrio
Fuente: (Centro de Investigación y Desarrollo FAE, 2017)

Los pedazos de material compuesto se los coloca en el molde, adaptándole a la cavidad, es necesario verificar que cubra todo el molde, este proceso de laminado se lo realiza con 6 cortes de fibra de vidrio, posteriormente se coloca los peel plies, este material permitirá extraer el material fungible que se va colocando, esto se representa en la Figura 49. Encima de los peel plies se coloca la manta de aireación, la cual absorberá la resina sobrante. (Gardiner, 2012, p. 94)



Fig. 49 Proceso de laminado, colocación peel plies y manta de aireación

Fuente: (Centro de Investigación y Desarrollo FAE, 2017)

Para finalizar el proceso de laminado, el molde es impermeabilizado en una bolsa de vacío, para posteriormente colocar los adaptadores del manómetro y de la bomba de vacío, tal como se muestra en la Figura 50. El proceso de curado a fin de obtener un óptimo resultado es de 24 horas, para obtener los carenados se retira cuidadosamente tanto la manta de aireación como los peel plies. (Mellema, 2012, p. 95)



Fig. 50 Proceso de curado y desmolde de los carenados
Fuente: (Centro de Investigación y Desarrollo FAE, 2017)

3.6 PROCESO DE PINTURA Y ACABADO

De acuerdo a la Federal Aviation Administration (2017) se realiza el proceso de pintura por el método de spray con pistola en el carenado dinámico, referido proceso permite uniformidad de capas, tal como se representa en la Figura 51 (p. 8-11)

Previo a la pintura se debe realizar el proceso de lijado y corregir imperfecciones o irregularidades por producto de la manufactura, para ello se empleó la lija de grano 320, posterior se aplica una capa de primer PT-500, el cual es un adherente para la pintura que se aplicará.

La pintura seleccionada es de tipo poliuretano, la cual tiene mejores propiedades de recubrimiento, cambios bruscos de temperatura, la fricción provocada por el aire a alta velocidad, resistencia a la abrasión, manchas y a los productos químicos como el Sky-Drol; tiene un alto grado de resistencia natural al efecto dañino de los rayos UV del sol, su tiempo de secado es de 12 horas.



Fig. 51 Proceso de pintura del carenado

Fuente: (Centro de Investigación y Desarrollo FAE, 2017)

Finalmente para el acabado se puso dos capas de barniz EV-400 que permite la hermeticidad y la impermeabilidad del componente, así mismo ayudará a reducir la resistencia aerodinámica. Este acabado lo que permite es que las imperfecciones que no son detectables sean corregidas y con esto la resistencia

aerodinámica no se vea afectada. La Figura 52 muestra la afectación de la velocidad en función de las imperfecciones superficiales.

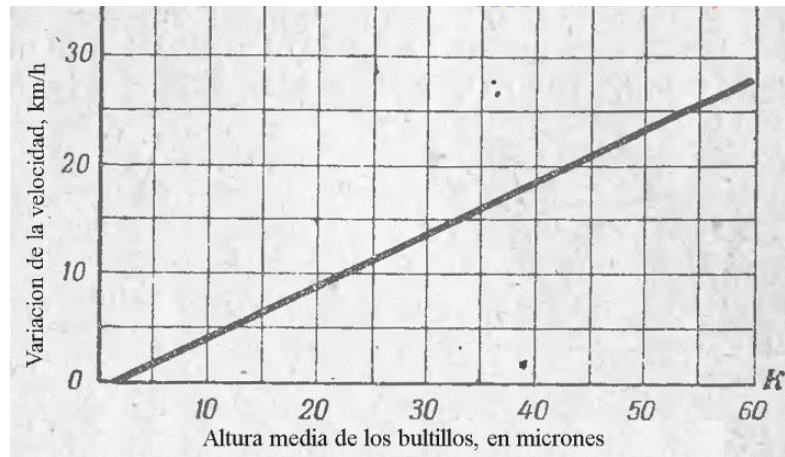


Fig. 52 Velocidad máxima (variación) en función de la rugosidad de la superficie alar

Fuente: (LII Map, 2010)

CAPÍTULO 4

4. ANÁLISIS DE RESULTADOS

4.1 ANÁLISIS TEÓRICO

4.1.1 CONTORNOS DE PRESIÓN Y CONTORNOS DE VELOCIDAD

Después de realizar la simulación en el software Ansys, es necesario realizar el análisis de los resultados obtenidos y verificar la conveniencia desde el punto de vista de ingeniería la implementación de los componentes aerodinámicos en las avionetas Diamond DA20.

Para ello se realizó la Tabla 14 en las dos condiciones planteadas, es decir con el carenado y sin el carenado, determinándose que empleando el carenado aerodinámico se alcanza una velocidad mayor, a diferencia que solamente usar el neumático. Con respecto a los contornos de presión, cuando se emplea los careados va existir una mayor presión, esto en razón que el área de impacto inicial es menor que si se empleara el neumático. Esta consideración es importante al momento de manufacturar, en vista que debería fabricarse el carenado reforzando la zona del borde de ataque, por otro lado la distribución de la presión empleando el carenado se disipa a lo largo del mismo hasta el borde de salida, mientras que solo con el neumático la presión afecta casi de manera uniforme a todo el neumático.

Tabla 14

Magnitudes de parámetros analizados

Parámetro Analizado	Magnitud Máxima		Magnitud Mínima	
	Con carenado	Sin carenado	Con carenado	Sin carenado
Velocidad (m/s)	80	50	25	10
Presión (Pa)	42590	9135	10570	-9757

4.1 COEFICIENTES DE ARRASTRE Y VIBRACIÓN

Se realizó el análisis de las magnitudes de vorticidad y del coeficiente de arrastre (C_d) en el carenado aerodinámico y solamente con el neumático.

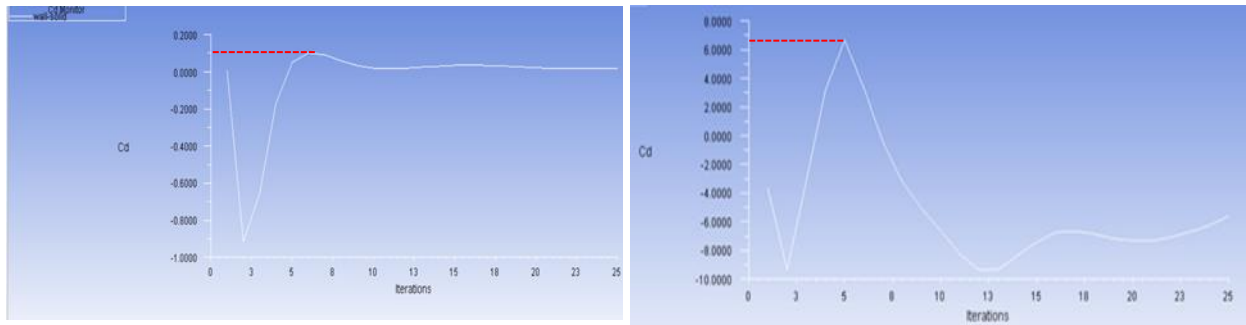


Fig. 53 Coeficientes de arrastres del carenado y del neumático

Fuente: (Elaboración propia, 2017)

Cdrag máx con carenado = 0,15

$$C_d = \frac{2Fd}{\rho v^2 A}$$

Donde:

Fd es la fuerza de arrastre, que es por definición la componente de la fuerza en la dirección de la velocidad del flujo

ρ es la densidad del fluido (Tabla 8)

v es la rapidez del objeto relativa al fluido (Anexo D)

A es el área de referencia

$$F_d = \frac{C_d * \rho * v^2 * A}{2} = \frac{0,15 * 1 \text{ Kg/m}^3 * (50 \text{ m/s})^2 * 0,03 \text{ m}^2}{2}$$

$$F_d = 5,625 \text{ N}$$

Cdrag máx sin carenado = 6

$$F_d = \frac{C_d * \rho * v^2 * A}{2} = \frac{6 * 1 \text{ Kg/m}^3 * (50 \text{ m/s})^2 * 0,017 \text{ m}^2}{2}$$

$$F_d = 255 \text{ N}$$

$$P(t) = \lim_{\Delta t \rightarrow 0} \frac{w}{\Delta t} = \lim_{\Delta t \rightarrow 0} F * \frac{\Delta r}{\Delta t} = F * v$$

$$P(t) = F * v = 5,625 \text{ N} * 50 \text{ m/s} = 0,28 \text{ W}$$

$$P(t) = F * v = 255 \text{ N} * 50 \text{ m/s} = 12,75 \text{ KW}$$

$$\Delta P(t) = P_2 - P_1 = 12,75 - 0,28 = 12,47 \text{ KW} = 16 \text{ HP}$$

De acuerdo al análisis realizado, el implemento de los carenados aerodinámicos permite que la planta motriz de la aeronave optimice 16 HP de potencia de los 128 HP que tiene disponible.

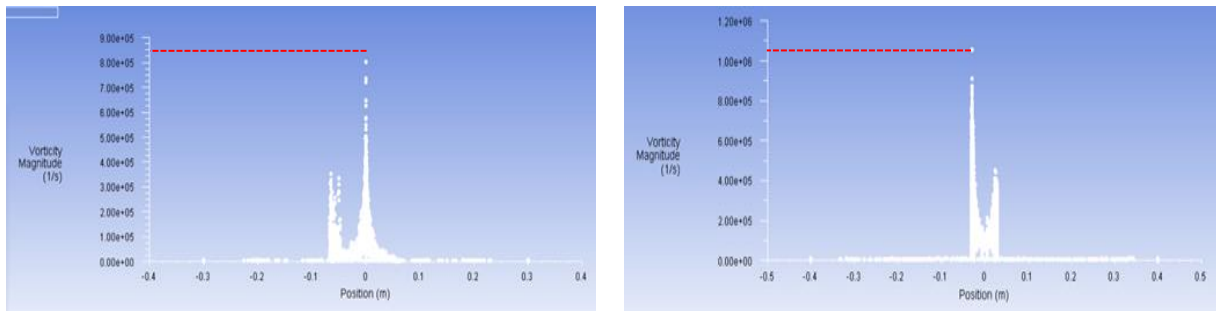


Fig. 54 Magnitudes de vorticidad del carenado y del neumático
Fuente: (Elaboración propia, 2017)

La magnitud de vorticidad se encuentra definida como el campo vectorial por el rotacional del campo de velocidades, dado por la siguiente ecuación:

$$\omega = \nabla \times \mu = 2\pi r \mu_{\theta} = 2\Omega$$

La presencia de vorticidad en un fluido siempre implica la rotación de las partículas fluidas, acompañada o no de alguna deformación transversal. En un fluido real su existencia está íntimamente ligada a las tensiones tangenciales. También se la define como dos veces la velocidad angular de su eje, el resultado obtenido con el carenado es de $\omega = 8 * 10^5 [1/seg] = 800KHz$, y sin el carenado $\omega = 1 * 10^6 [1/seg] = 1000KHz$, como se visualiza en la Figura 54, considerando los valores obtenidos, se concluye que existe menor velocidad circular y frecuencia cuando se emplean los carenados aerodinámicos. Esto se encuentra ligado a la turbulencia, es decir sin los carenados existe cambios espacio-temporales rápidos de presión y velocidad. Ratificando lo establecido en el reporte 518 de la NACA.

4.2 ANÁLISIS PRÁCTICO

Para realizar un estudio práctico y comprobar la teoría analizada en el software Ansys, se empleó un túnel de viento, el cual se muestra en la Figura 55, que se encuentra en el INAMHI (Instituto Nacional de Meteorología e Hidrología). Según Benalcázar (2015) el túnel antes mencionado tiene las siguientes características técnicas:

- Tipo cerrado
- Diámetro de la selección de pruebas de 500 mm. y largo 1200mm.
- Velocidades variables
- Velocidad de operación de hasta 70 m/s a 1650 rpm.
- Uniformidad de flujo, direccionadores circulares
- Niveles de turbulencia menor al 2%
- Niveles de ruido menores a 115 dB.



Fig. 55 Túnel de viento cerrado
Fuente: (INAMHI, 2017)

Durante el desarrollo práctico se va a determinar las diferentes velocidades que se generan en el carenado aerodinámico y cuando solo se encuentra el neumático, para esto Benalcázar (2015) establece que se debe emplear un anemómetro de hilo

caliente, el mismo que consiste en un filamento calentado que queda expuesto al paso de un flujo, tal como se muestra en la Figura 56. Este filamento está conectado a un circuito eléctrico que es capaz de monitorear las variaciones de resistencia eléctrica por la acción del flujo. (p. 10)



Fig. 56 Anemómetro de hilo caliente
Fuente: (INAMHI, 2017)

Para obtener los datos durante la investigación práctica se empleó el software Four Channels Anemomaster, el cual generará valores de velocidad a un intervalo de 1 segundo en los diferentes ensayos y los exportará a un archivo Excel para su análisis.

Antes de iniciar las diferentes simulaciones, se deben configurar los parámetros del aire, para ello se estableció los siguientes valores, que se muestran en la Tabla 15:

Tabla 15
Parámetros del túnel de viento

Parámetro	Valor
Temperatura (°C)	22
Presión Atmosférica (hPa)	728,5
Hum. Relativa (%)	44,50
Densidad (kg/m ³)	0,8284

Configurados los parámetros a los cuales trabajará el túnel de viento, se instaló el carenado aerodinámico en la zona de pruebas, fueron instalados los sensores unidireccionales de velocidad (Anexo E) tanto en el borde de ataque como en el borde de salida, a fin de determinar su variación, esta configuración se encuentra en la Figura 57.

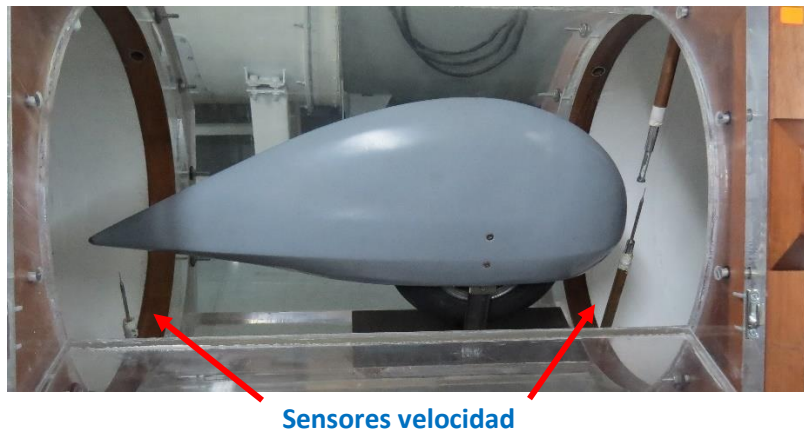


Fig. 57 Carenado en el túnel de viento para pruebas
Fuente: (INAMHI, 2017)

Para obtener las velocidades se varió las revoluciones del ventilador del túnel de viento, estas velocidades se encuentran registradas en la Tabla 16.

Tabla 16
Velocidades con el carenado

RPM's motor	1200		1400		1550	
Velocidad (m/seg)	Borde Ataque	Borde Salida	Borde Ataque	Borde Salida	Borde Ataque	Borde Salida
	38,92	32,42	47,33	39,70	50,54	40,93

Finalizada la investigación con el carenado, se procedió a instalar solamente el neumático en la zona de pruebas, de similar manera fueron instalados los sensores unidireccionales de velocidad tanto en la parte delantera del neumático como en la parte posterior, a fin de determinar su variación, esta configuración se encuentra en la Figura 58.



Fig. 58 Neumático en el túnel de viento para pruebas
Fuente: (INAMHI, 2017)

Para obtener las velocidades de similar manera se varió las revoluciones del ventilador del túnel de viento, estas velocidades se encuentran registradas en la Tabla 17.

Tabla 17
Velocidades con el neumático

RPM's motor	1200		1400		1550	
Velocidad (m/seg)	Borde Ataque	Borde Salida	Borde Ataque	Borde Salida	Borde Ataque	Borde Salida
	38,92	15,75	47,33	16,09	50,54	17,87

A fin de determinar las líneas de flujo en el carenado aerodinámico, se usó pedazos de estambre alrededor del componente y con ello poder visualizar la dirección del flujo aerodinámico. Con el procedimiento descrito se pudo constatar que el flujo recorre a través del carenado, permitiendo que exista una circulación uniforme por todo el componente, esto puede visualizarse en la Figura 59.

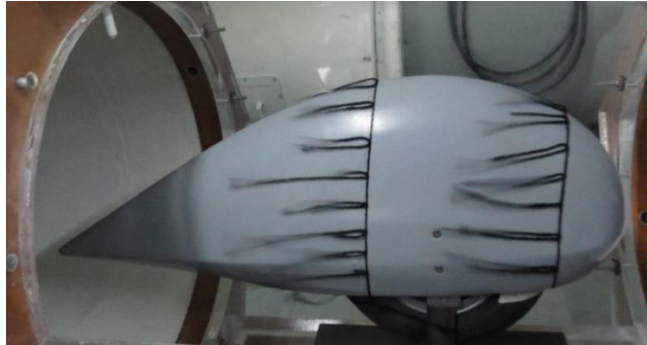


Fig. 59 Líneas de flujo aerodinámico con el carenado

Fuente: (INAMHI, 2017)

El mismo procedimiento implementado con el carenado aerodinámico se lo ejecutó solamente con el neumático, pudiendo constatar que no existe un flujo uniforme cuando solo se encuentra este componente, y pudiendo evidenciar que se producen vórtices en la parte posterior del mismo. Esto se visualiza en la Figura 60



Fig. 60 Vorticidad aerodinámica con el neumático

Fuente: (INAMHI, 2017)

En base a la Tabla 15 y 16 se ha desarrollado una figura comparativa, en la cual se determina que cuando se implementa el carenado la variación de velocidad entre el borde de ataque y el borde de salida es mínimo, al contrario que cuando solamente se emplea el neumático, en donde se determinó que existe una alta disminución de la velocidad en el borde de salida con respecto al borde de ataque, esto se debe a que el carenado aerodinámico permite que el flujo de velocidad sea uniforme mientras atraviesa el neumático y con ello no exista formación de vorticidad.

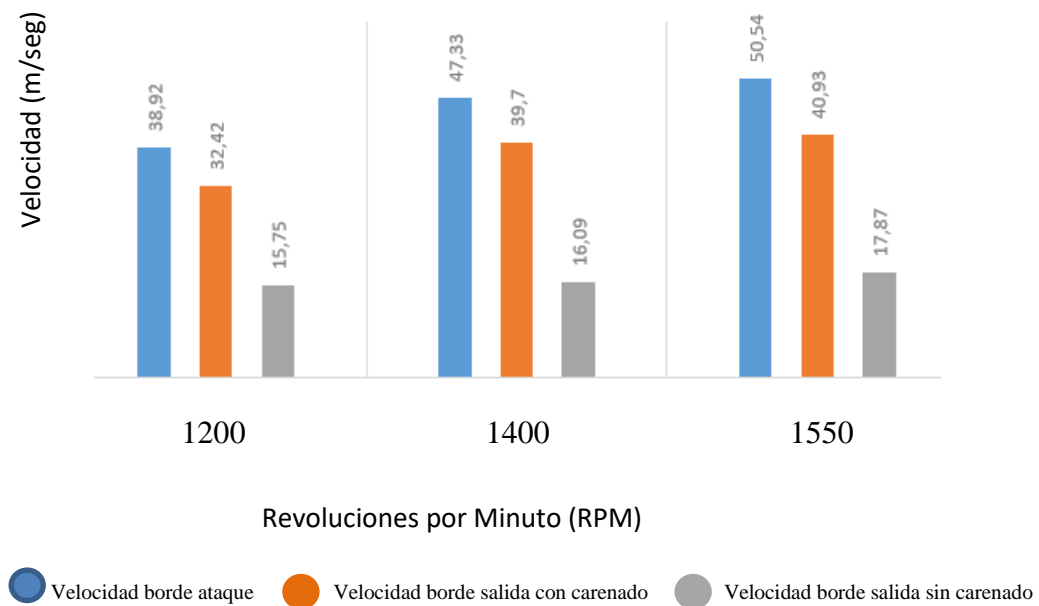


Fig. 61 Variación velocidades de entrada y salida

Fuente: (Elaboración propia, 2017)

En referencia a la Figura 61 se afirma los resultados obtenidos en la investigación teórica, en donde los carenados aerodinámicos optimizarán el rendimiento, evitando se generen vórtices, turbulencias y resistencia aerodinámica.

En base a los valores obtenidos por Ansys en la Tabla 13 y la Figura 61, se determina que existe una reducción de velocidad de acuerdo a lo siguiente:

Con carenado

$$\% \text{ reducción teórico} = \frac{v1 - v0}{v0} = \frac{50 - 80}{80} = 37,5\%$$

$$\% \text{ reducción práctico} = \frac{40,93 - 50,54}{50,54} = 19,01\%$$

Sin carenado

$$\% \text{ reducción teórico} = \frac{v1 - v0}{v0} = \frac{10 - 50}{50} = 80\%$$

$$\% \text{ reducción práctico} = \frac{17,87 - 50,54}{50,54} = 64,64\%$$

Con los datos obtenidos se demuestra que existe una menor reducción de velocidad por el empleo de los carenados aerodinámicos tanto teóricamente y prácticamente. Sin embargo las cantidades obtenidas también indican una variación en el análisis teórico y en el práctico, esto se debería a que los parámetros de simulación son ideales y constantes, pero en la práctica esto no sucede en vista que los parámetros son fluctuantes.

4.3 VERIFICACIÓN CON ENSAYOS NO DESTRUCTIVOS DE LOS CARENADOS “FAIRINGS”

Los métodos de ensayos no destructivos son usados para detectar las imperfecciones superficiales e internas en los materiales, soldaduras, elementos o piezas fabricadas y componentes, con el fin de asegurar un nivel de calidad aceptable del estado estructural y funcional de los equipos, sistemas y componentes, tanto durante la fase de fabricación o construcción como durante la vida en servicio de los mismos. (Pérez, 2016)

En el campo aeroespacial la NASA ha establecido las técnicas de ensayos no destructivos para detectar defectos en materiales compuestos, estas técnicas se evidencian en la Tabla 18.

Tabla 18

Técnicas de ensayos no destructivos en materiales compuestos

Defect/ Composite Method*	X-ray	Ultra- sonics	Computer Tomo- graphy	Alcohol Wipe	Thermo- graphy	Eddy Current	Dye Penetrant
Delamina- tions/All 8	X	X	X	X	X		
Density Variations/ #5	X		X				
Resin Rich-Resin Poor/All 8	X		X				
Voids/#1	X	X	X				
Crazing (Micro- cracks)/ All 8		X		X			X
Wrinkles/A ll 8		X				X	
Conductive Materials/ #2						X	

* Composite Methods:

- | | |
|---------------------|---------------------------|
| 1. Filament winding | 5. Tape wrapping |
| 2. Fiber placement | 6. Press molding |
| 3. Pultrusion | 7. Hand layout |
| 4. Tape laying | 8. Resin transfer molding |

Fuente: (NASA, 2010, p. 8)

A fin de garantizar la calidad del laminado realizado con los materiales compuestos y en base a las técnicas de ensayos no destructivos determinados por la NASA para componentes aeroespaciales, se ejecutó la inspección de ultrasonido, este proceso fue posible realizarlo en la Dirección de la Industria Aeronáutica de la Fuerza Aérea, para lo cual se empleó el siguiente equipamiento detallado en la Tabla 19:

Tabla 19*Material y equipos para inspección por ultrasonido*

<p>BondMaster 1000e (Datos Técnicos Anexo F)</p>	
<p>Bloque o patrón de calibración de material compuesto con profundidades desde 0,025 a 0,125 pulg.</p>	
<p>Palpador S-PR-3 con banda de frecuencia de 110Khz</p>	
<p>Acoplante de Ultrasonido</p>	

Fuente: (Dirección de la Industria Aeronáutica CEMA, 2017)

Para la prueba de ultra sonido se debe tener en cuenta valores que permitan realizar la inspección, para ello se realiza los cálculos respectivos.

Primeramente se debe calcular la amplitud de onda, con la cual se va realizar la inspección:

$$\lambda = \frac{v}{f} \quad [5]$$

Donde:

λ Amplitud de onda

v Velocidad de propagación del sonido en el material

f Frecuencia con la cual se va a realizar la inspección

Se debe considerar la banda de frecuencia a la cual calibramos el palpador 110 KHz.

$$\lambda = \frac{2740 \text{ m/seg.}}{110 * 10^3 \text{ Hertz}} = 2,49 * 10^{-2} \text{ m.}$$

Para encontrar la zona de campo cercano aplicamos la siguiente ecuación:

$$N = \frac{0,94D^2}{4\lambda} \quad [6]$$

Donde:

N es la zona de campo cercano

D es el diámetro nominal del cristal

λ es la amplitud de onda

Considerando el diámetro nominal del cristal de 10mm. Se aplica la ecuación:

$$N = \frac{0,94(0,01\text{m})^2}{4 * 2,49 * 10^{-2}\text{m}} = 0,9 * 10^{-3}\text{m}$$

El cálculo de la impedancia acústica está dada por la siguiente ecuación:

$$Z = \rho * v \quad [7]$$

Donde:

Z es la impedancia acústica

ρ es la densidad del material

v es la velocidad de propagación del sonido en el material

$$Z = 1,52 * 10^3 \text{ Kg}/\text{m}^3 * 2740 \text{ m}/\text{seg}$$

$$Z = 4,18 * 10^6 \text{ rayls}$$

Ya calibrado el equipo se procede a realizar la inspección del bloque o patrón de referencia en el cual se identifica la señal que emita el equipo cuando haya continuidad y discontinuidad, ya identificada las diferentes señales se lo realiza en el carenado aerodinámico, como se puede visualizar en la Figura 62, esta inspección fue ejecutada en toda la superficie, verificando que no se encontró defectos en el laminado. Cabe mencionar que la inspección se la debe realizar en una zona completamente limpia, inclusive sin pintura pues afectaría la medición.



Fig. 62 Ensayo no destructivo por ultrasonido del carenado

Fuente: (Dirección de la Industria Aeronáutica CEMA, 2017)

4.4 VALIDACIÓN DE HIPÓTESIS

Hipótesis planteada

Mediante el diseño y la manufactura de carenados "fairings" se podrán implementar en los trenes de aterrizaje del avión Diamond DA-20 de la Fuerza Aérea Ecuatoriana

Validación

Para validar se debe verificar la conveniencia desde el punto de vista de ingeniería la implementación de los componentes aerodinámicos, por esto se validará en base a los resultados obtenidos anteriormente.

De acuerdo al análisis de vorticidad se demostró que existe una reducción de 200 KHz equivalentes a una reducción del 20% que cuando no se usa los carenados.

La potencia tiene una optimización de 16 HP equivalentes al 12,5% de la potencia total de la planta motriz,

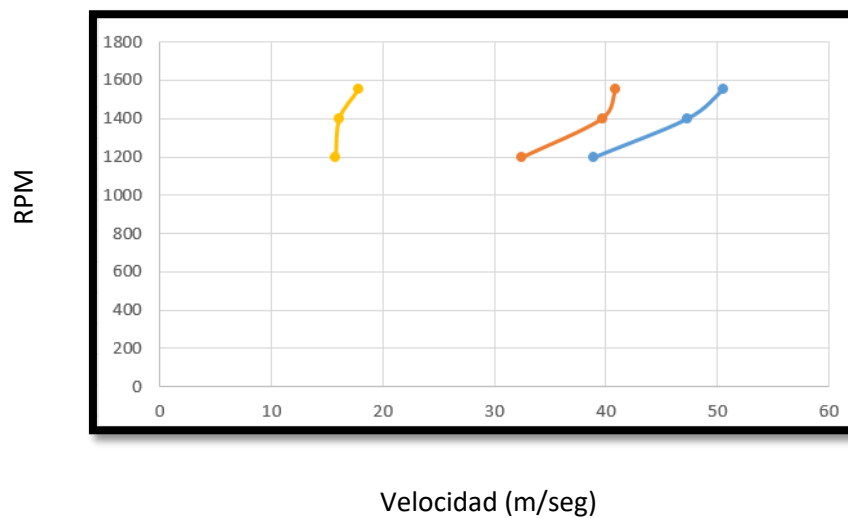
Se empleó, el coeficiente de correlación de Pearson, la cual según Sampieri (2012) es una medida de la relación lineal entre dos variables aleatorias cuantitativas. A diferencia de la covarianza, la correlación de Pearson es independiente de la escala de medida de las variables. (p. 311)

La variable independiente serán las RPM del motor que genera el flujo aerodinámico y la variable dependiente es la velocidad que se genera sobre el carenado en el borde de ataque y de salida, esto se encuentra expuesto en la Tabla 19.

Tabla 20*Datos obtenidos experimentalmente*

RPM (X)	VELOCIDAD (m/seg)			
	CON CARENADO		SIN CARENADO	
	Borde Ataque (Y1)	Borde Salida (Y2)	Borde Ataque (Y1)	Borde Salida (Y3)
1200	38,92	32,42	38,92	15,75
1400	47,33	39,7	47,33	16,09
1550	50,54	40,93	50,54	17,87

En la Figura 63 se expone la gráficas lineales en base a los datos de la Tabla 20, la tendencia puede determinarse como correlación positiva.



● Velocidad borde ataque ● Velocidad borde salida con carenado ● Velocidad borde salida sin carenado

Fig. 63 Correlación de Pearson

Fuente: (Elaboración propia, 2017)

Para Sampieri (2012) el coeficiente r de Pearson puede variar de -1.00 a $+1.00$, donde:

-1.00 = correlación negativa perfecta.

-0.90 = Correlación negativa muy fuerte.

-0.75 = Correlación negativa considerable.

-0.50 = Correlación negativa media.

-0.25 = Correlación negativa débil.

-0.10 = Correlación negativa muy débil.

0.00 = No existe correlación alguna entre las variables.

+0.10 = Correlación positiva muy débil.

+0.25 = Correlación positiva débil.

+0.50 = Correlación positiva media.

+0.75 = Correlación positiva considerable.

+0.90 = Correlación positiva muy fuerte.

+1.00 = Correlación positiva perfecta.

Para determinar el valor del coeficiente r de Pearson se tiene la siguiente ecuación:

$$r = \frac{\sum xy}{\sqrt{(\sum x^2)(\sum y^2)}}$$

$$x = X - \bar{X}$$

$$y = Y - \bar{Y}$$

$$\bar{X} = 1383,33$$

$$\bar{Y1} = 45,59$$

$$\bar{Y2} = 37,68$$

$$\bar{Y3} = 16,57$$

$$r1 = \frac{2076,83}{\sqrt{(61666)(72)}} = \mathbf{0,98}$$

$$r2 = \frac{1539,66}{\sqrt{(61666)(42,3)}} = \mathbf{0,95}$$

$$r3 = \frac{359}{\sqrt{(61666)(2,59)}} = \mathbf{0,89}$$

En relación a los resultados obtenidos del valor de coeficiente r de Pearson y a los grados de correlación, en las tres diferentes condiciones existe una correlación positiva muy fuerte, con lo cual la hipótesis tiene un alto grado de validez. Así mismo con el empleo de los carenados el coeficiente de correlación $r^2 = 0,95$ es mayor que cuando no se emplea los carenados que es $r^3 = 0,89$, por lo cual la hipótesis se acepta, pues desde el punto de vista de ingeniería es conveniente su implementación.

4.5 ANÁLISIS ECONÓMICO

Empresas fabricantes de aeronaves y PMA (Parts Manufacturer Approval), ofertan en el mercado cualquier componente, parte o repuesto para aeronaves. Estas partes deben cumplir especificaciones técnicas que permitan ser empleadas en aeronaves, estos controles y estándares de calidad son corroborados por las autoridades aeronáuticas de cada país y fabricantes de las aeronaves. Como se puede evidenciar en la Figura 64 el costo de dos carenados aerodinámicos oscilan en \$4000,00

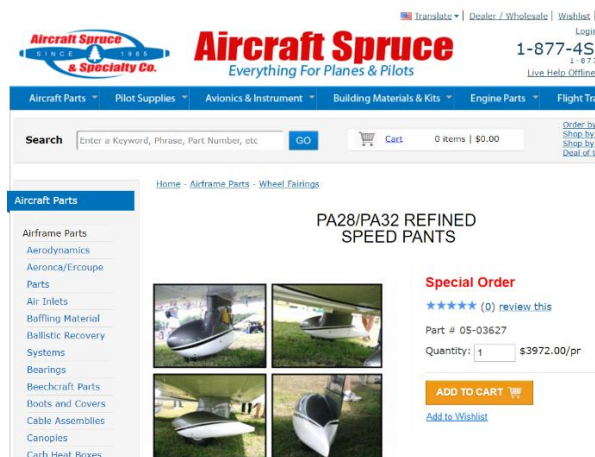


Fig. 64 Precio de los carenados fairings en el exterior

Fuente: (Aircraft Spruce, 2017)

Para manufacturar estos carenados fue adquirido y empleado el material descrito en la Tabla 21:

Tabla 21*Costo del diseño y manufactura de los carenados*

Material	Cantidad	Unidad	Costo por Unidad	Costo Total
Fibra de vidrio	3	yardas	\$40	\$120
Resina y Endurecedor	1	litro	\$160	\$160
Madera	2	moldes	\$30	\$60
Uso CNC	8	horas	\$100	\$800
Ultrasonido	1	hora	\$200	\$200
Varios	N/A	N/A	\$500	\$500
TOTAL				\$1840

4.5.1 CÁLCULO B/C (BENEFICIO- COSTE)

Para realizar el cálculo B/C se usarán los siguientes datos:

- Horas de vuelo al año: 300 h.
- Consumo de combustible: 4,7 galones/hora
- Costo de combustible: \$1,3/galón
- % optimización planta motriz: 12,5%

$$\text{Ahorro Económico} = 500 \text{ h.} * 4,7 \frac{\text{galones}}{\text{h.}} * 2,3 \frac{\$}{\text{galón}} * 12\% = \$648,6$$

Es necesario mencionar que \$648,6 es por un carenado, y en esta aeronave se emplearían 3, permitiendo un ahorro económico en combustible anual de \$. 1945,8.

$$\frac{\text{Beneficio}}{\text{Coste}} = \frac{1945,8}{1840} = 1,0575$$

De acuerdo al análisis anterior solamente en combustible se tiene el cálculo B/C > 1; por tanto este proyecto debe ser considerado.

CAPÍTULO 5

CAPÍTULO V

5 CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

5.1 CONCLUSIONES.

- Se diseñó y manufacturó los carenados “fairings” aplicables a los trenes de aterrizaje de la avioneta Diamond DA-20 de la Fuerza Aérea Ecuatoriana, reduciendo la frecuencia producida por vorticidad en 200 KHz equivalente a un 20%; y permitiendo que la planta motriz de la aeronave optimice hasta 16 HP de potencia equivalente a un 12,5%.
- Se diseñó en 3D los careados aerodinámicos en el software SolidWorks, previo a esto se determinaron los parámetros de diseño, en el que se tomó como referencia el perfil alar NACA 23012, el cual se emplea para bajas velocidades.
- Se realizó el análisis CAE con el carenado, con lo cual alcanzó una velocidad máxima de 80 m/seg y sin el carenado una velocidad máxima de 50 m/seg. Con respecto a la presión, de igual manera es mayor en el borde de ataque, pues es el punto en donde el aire toma contacto para bordear por el perfil del carenado, esto permite que el aire fluya de manera uniforme, este análisis está sustentado con análisis ejecutados por Ahmed y Prakash.
- Se determinó que tanto la fibra de vidrio como la aramida ofrecen las mejores propiedades para la función que va a ejecutar el carenado aerodinámico. Sin embargo la Federal Aviation Administration, sugiere que el punto de inflexión al momento de seleccionar a la fibra de vidrio es relativo al costo, siendo esta más económica que la de carbono o la aramida. También se determinó que la matriz termoestable ofrece mejores propiedades para la función que va a ejecutar el carenado aerodinámico. De igual manera se consideró también que según la Federal Aviation

Administration, las resinas epóxicas tienen como ventajas su fácil procesamiento, excelente adhesión y una baja contracción.

- Se determinó que el material más idóneo para fabricar el molde es la madera, principalmente por su facilidad de maquinado y costo. Así mismo se empleó el software SolidCam para simular las estrategias de mecanizado y las operaciones de planeado, desbaste inicial, desbaste final y acabado.
- Se empleó el Centro de Mecanizado Vertical Haas VF2, para la fabricación de los dos moldes que permitieron conformar el carenado aerodinámico, equipo que se encuentra en el Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea.
- Se utilizó el proceso de bolsa de vacío, para la manufactura de los carenados aerodinámicos considerando que el molde manufacturado por el CNC es de tipo cavidad. Esta técnica de moldeo por vacío permite conseguir materiales compuestos con mejores propiedades físicas y mecánicas.
- Se determinó que los carenados permiten que exista un mayor flujo aerodinámico, por lo que la velocidad es mayor que sin los carenados, teniendo concordancia los resultados obtenidos en nuestra investigación con los de Ahmed y Prakash. Así mismo la zona de mayor presión es en el borde de ataque y esta se disipa a lo largo del carenado hasta el borde de salida.
- Realizando la investigación práctica en el túnel de viento se comprobó los datos obtenidos en el análisis teórico, determinando que la implementación del carenado aerodinámico permite que exista uniformidad en el flujo de velocidad, y con ello alcanzar una mayor velocidad en comparación que cuando no se emplee los carenados, en donde la velocidad en el borde de salida disminuye drásticamente formando vorticidad. La implementación

de los carenados reducen el 19,01% de la velocidad del borde de ataque con respecto a la velocidad del borde de salida, sin estos componentes se reduce el 64,64%.

- Empleando los carenados se determinó que existe una menor magnitud de vorticidad y de resistencia aerodinámica, corroborando el reporte 518 de la NACA. Así mismo permitiría una optimización de 16 HP de la planta motriz,
- En base a los procedimientos establecidos por la NASA para ensayos no destructivos, se garantizó la calidad del laminado realizado con los materiales compuestos para componentes aeroespaciales, ejecutando la inspección de ultrasonido

5.2 RECOMENDACIONES.

- Para diseñar y manufacturar estos carenados aerodinámicos, se debe someter a un análisis por la autoridad aeronáutica, la cual permitirá certificar estos componentes como aeronavegables, es decir que cumplan con la aptitud técnica y legal para ser implementados en las aeronaves de manera segura. En vista que el trabajo ejecutado fue investigativo y no de producción.
- Determinar el perfil alar más idóneo según la NACA para la aplicación del carenado a emplearse, y en base al requerimiento al que va ser expuesto modificar su diseño.
- Respetar los tiempos y ciclos en cada etapa de la manufactura, a fin de que cada proceso se desarrolle con calidad, principalmente durante el secado del laminado del carenado en el molde y la pintura junto a su acabado superficial.

- Establecer parámetros en el CAE que vayan a ser comprobados por el investigador de manera práctica, a fin de obtener datos más exactos y confiables.

BIBLIOGRAFÍA

- Advisory Circular (1998). Acceptable methods, techniques, and practices-Aircraft Inspection and Repair. EEUU. Federal Aviation Administration
- Alan A. (2016). Composite Materials for Aircraft Structures, Third Edition. EE.UU.
- Aguinaga A. (2013). Integración CAD – CAM – CIM. Ecuador. Escuela Politécnica Nacional
- Avinash V. (2013). Modeling and Analysis of Aircraft Landing Gear: Experimental Approach. India.
- Benalcázar J. (2015). Diseño y construcción de un túnel de viento cerrado para la calibración de sensores e instrumentos de medición en el Instituto Nacional de Meteorología e Hidrología (INAMHI). Ecuador. ESPE
- Biermann, D. (1953). The Drag of airplane wheels, Wheel fairings and Landing gears. EE.UU. National Advisory Committee for Aeronautics
- Carmona I. (2004). Aerodinámica y actuaciones del avión. Paraninfo
- Donoso P. (2005). Análisis del comportamiento mecánico de materiales compuestos con desarrollo de modelos para validación de resultados. Ecuador. ESPE
- Dorworth L. (2009). Essentials of Advanced Composite Fabrication & Repair. EE.UU. Aviation Supplies & Academics
- Durán J. (2011). Técnicas de Mecanizado en 4 ejes. España. Universidad Politécnica de Valencia
- FAA (2016). Chapter 7 Advanced Composite Materials. EE.UU. Federal Aviation Administration

- Ham P. (2015). Aerodynamics Analysis of F-16 Aircraft. Sri Lanka. General Sir John Kotelawala Defence University
- Martínez A. (2010). Mecánica de Fluidos – Coeficiente de Arrastre
- Mendieta D. (2013). Manual de Prácticas Básicas del centro de mecanizado Vertical CNC Haas VF2. Colombia. Universidad Tecnológica de Pereira
- Misegades K. (2009). Aerodynamic Fairing for aircraft lift strut. EE.UU.
- Pérez C. (2016). Naval Composites: Los materiales compuestos y la industria naval. España: Universidad Politécnica de Catalunya
- Shigley (2008). Diseño en Ingeniería Mecánica. EE.UU. Mc GrawHill
- Talabera M. (2014). Aplicaciones CAD/ CAM/ CAE
- Torenbeek E. (2013). Advanced Aircraft Design: Conceptual Design, Technology and Optimization of Subsonic civil airplanes. EE.UU. Wiley
- AEROPOXY (2017). Resinas de aviación. Obtenido de <https://m.aircraftspruce.com/catalog/pdf/AEROPOXYPR2032INFUSION.pdf>
- Aircraft Spruce (2017). Fairing Wheels Price. Obtenido de <http://www.aircraftspruce.com/menus/ap/wheelfairings.html>
- CIC-Network (2007). Las matemáticas del diseño aeronáutico: avances y retos. Obtenido de <http://enzuazua.net/las-matematicas-del-diseno-aeronautico-avances-y-retos/>
- Experimental Aircraft Info (2010). Aerodynamic Cleanup. Obtenido de <https://www.experimentalaircraft.info/articles/aerodynamic-cleanup.php>

- Hall N. (2015). Drag Coefficient. Obtenido de <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/dragco.html>
- Radunga (2015). Densidad del aire. Obtenido de <http://radunga-dejandohuella.blogspot.com/2015/07/lausana-el-aire-que-elimina-records.html>
- Rojas O. (1999). Producción automatizada sistemas CAD/CAE/CAM. Obtenido de http://sisbib.unmsm.edu.pe/bibvirtual/Publicaciones/indata/v02_n1/produccion.htm
- SANDVIK (2017). Herramientas de fresado. Obtenido de <http://www.sandvik.coromant.com/en-us/products/pages/tools.aspx>
- Wood K. (2012). Wind turbine blades: Glass vs. carbon fiber. Obtenido de <http://www.compositesworld.com/articles/wind-turbine-blades-glass-vs-carbon-fiber>

ANEXOS

ANEXO A

ESPECIFICACIONES TÉCNICAS DE

LA FIBRA DE VIDRIO



THE GILL CORPORATION



PRODUCT DATA SHEET

Gillfab™ 1367G

DESCRIPTION

Gillfab™ 1367G is an extremely thin, light weight, superior impact strength and fire resistant fiberglass reinforced phenolic laminate. Gillfab™ 1367G is an alternative to other Gillfab™ 1367 series for aircraft cargo liners which maximizes weight saving.

APPLICATIONS

Cargo liners for cargo compartment, bulkhead facings and blowout panels for aircraft.

FEATURES

- Superior impact strength
- Fire resistant
- Corrosion resistant
- Low moisture absorption
- Low smoke and toxicity generation
- Service temperature -40°F to 220°F (-40°C to 110°C)
- Offers 30-40% weight savings as compared to Gillfab™ 1367/1367A

AVAILABILITY

Thickness, inch (mm)	0.007 (0.178) 0.027 (0.686)
Length, inch (mm)	Standard 144 (3,658) Maximum 168 (4,267)
Width, inch (mm)	Standard 48 (1,219) Maximum 60 (1,524)

	Sides	Standard
Color	Face side	1 mil White Tedlar®
	Back side	Amber

CONSTRUCTION

Reinforcement: Woven fiberglass cloth

Resin System: Phenolic

Surface Finish: 1 mil white Tedlar® overlay



ANEXO B

ESPECIFICACIONES TÉCNICAS

RESINA Y ENDURECEDOR

PRODUCT SPECIFICATIONS



	PR2032	PH3630	PH3660	PH3663	PH3665	ASTM Method
Color	Lt. Amber	Amber	Amber	Lt. 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	PTM&W
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

PRODUCT SPECIFICATIONS

	PR2032	PH3663	ASTM Method
Color	Amber	Light Amber	Visual
Viscosity, @ 77°F, centipoise	1,650 cps	35 cps	D2392
Specific Gravity, gms./cc	1.15	0.97	D1475
Mix Ratio	100 : 25 By Weight		PTM&W
Pot Life, 4 fl.oz. Mass @ 77°F	90 minutes		D2471

HANDLING and CURING

PR2032 and PH3663 are typically used to fabricate high performance composite parts by contact layup, vacuum bagging or the infusion process. In processing the assembled layup, 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. This system 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.

PACKAGING WEIGHTS

	Gallon Kit	Pail Kit	Drum Kit
PR2032 Resin	7.5 lb.	48 lb.	500 lb.
PH3663 Hardener	1.9 lb.	12 lb.	126 lb.
Kit	9.4 lb.	60 lb.	626 lb.

ANEXO C

DATOS TÉCNICOS DEL CONTROL
NÚMÉRICO COMPUTARIZADO
(CNC)

ANEXO A - 3

**DATOS TÉCNICOS DEL CONTROL
NÚMÉRICO COMPUTARIZADO (CNC)**

Pág. 1 de 1

RECORRIDOS	S.A.E.	MÉTRICO
Eje X	30"	762 mm
Eje Y	16"	406 mm
Eje Z	20"	508 mm
Plato adaptador a superficie de mesa (-máx.)	24"	610 mm
Plato adaptador a superficie de mesa (-mín.)	4"	102 mm
MESA	S.A.E.	MÉTRICO
Longitud	36"	914 mm
Anchura	14"	356 mm
Anchura de ranuras en T	5/8"	16 mm
Distancia entre ejes de ranura en T	4.92"	125.0 mm
Número de ranuras en T estándares	3	3
Peso máx. en mesa (distribuido uniformemente)	3000 lb	1361 kg
HUSILLO	S.A.E.	MÉTRICO
Potencia máx.	30 hp	22.4 kW
Velocidad máx.	8100 rpm	8100 rpm
Par máx.	90 ft-lb @ 2000 rpm	122 Nm @ 2000 rpm
Sistema de accionamiento	Inline Direct-Drive	Inline Direct-Drive
Par máx. con caja de engranajes opc.	250 ft-lb @ 450 rpm	339 Nm @ 450 rpm
Cono	CT or BT 40	CT or BT 40
Lubricación de los rodamientos	Air/Oil Injection	Air/Oil Injection
Refrigeración	Liquid Cooled	Liquid Cooled
AVANCES	S.A.E.	MÉTRICO
Rápidos en X	1000 in/min	25.4 m/min
Rápidos en Y	1000 in/min	25.4 m/min
Rápidos en Z	1000 in/min	25.4 m/min
Corte máx.	650 in/min	16.5 m/min
MOTORES DE LOS EJES	S.A.E.	MÉTRICO
Empuje máx. X	2550 lb	11343 N
Empuje máx. Y	2550 lb	11343 N
Empuje máx. Z	4200 lb	18683 N
CAMBIADOR DE HERRAMIENTAS	S.A.E.	MÉTRICO
Tipo	Carousel (SMTC Optional)	Carousel (SMTC Optional)
Capacidad	20	20
Diámetro máx. de herramienta (ocupado)	3.5"	89 mm
Peso máx. de herramienta	12 lb	5.4 kg
CARACTERÍSTICAS GENERALES	S.A.E.	MÉTRICO
Aire necesario	4 scfm, 100 psi	113 L/min, 6.9 bar
Capacidad de refrigeración	55 gal	208 L

 Activar Windows
 Ve a Configuración para

 Activar Windows
 Ve a Configuración para

ANEXO D

**VELOCIDAD DEL SONIDO EN LOS
DIFERENTES MATERIALES**

Ultrasonic Velocities in Common Materials

Material	V (in./ μ sec)	V (m/sec)
Acrylic (Perspex)	0.1070	2730
Aluminum	0.2490	6320
Beryllium	0.5080	12900
Brass	0.1740	4430
Composite, graphite/epoxy	0.1200	3070
Copper	0.1830	4660
Diamond	0.7090	18000
Fiberglass	0.1080	2740
Glycerin	0.0760	1920
Inconel®	0.2290	5820
Iron, Cast (soft)	0.1380	3500
Iron, Cast (hard)	0.2200	5600
Iron oxide (magnetite)	0.2320	5890
Lead	0.0850	2160
Lucite®	0.1060	2680
Molybdenum	0.2460	6250
Motor oil	0.0690	1740
Nickel, pure	0.2220	5630
Polyamide	0.0870	2200
Nylon	0.1020	2600
Polyethylene, high density (HDPE)	0.0970	2460
Polyethylene, low density (LDPE)	0.0820	2080
Polystyrene	0.0920	2340
Polyvinylchloride, (PVC)	0.0940	2395
Rubber, polybutadiene	0.0630	1610
Silicon	0.3790	9620

ANEXO E
ESPECIFICACIONES TÉCNICAS
ANEMÓMETRO

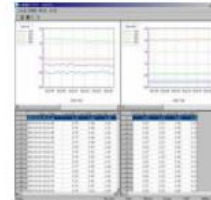
Air Velocity, Air Temperature,
Relative Humidity,
Differential Pressure

4 Channel Anemomaster Model 1570

NIST Traceable



Product Efficiency Control
Ventilation Testing
IAQ Investigation
Cleanroom



Features:

- 4CH simultaneous measurement in a compact body.
- Wide probe selection available for various applications.
- Capable of taking measurements at high-time-resolution (0.1 sec)
- RS232C terminal for data logging.

Benefits:

- Each channel display can be easily switched over by the touch of a button
- Probe compatibility saves your downtime and shipping cost
- Windows software gives you simultaneous measurement on air velocity and flow rate
- Measurement data saved in text format for easy processing using other software such as Excel

Main Body Specifications

Display	LCD display	
Data Transfer	Burst Mode	Transfers data of all channels
	Channel Mode	Transfers data of specific channel only
Software Function	Instant Mode	Displays instantaneous values every specified sampling time
	Average Mode	Displays average values of a specified sampling time
Output	Digital	RS 232C (Baud rate 9600bps fixed)
	Analog	0-5 V
Main Body Operation Temperature	41-104°F (5-40°C)	
External Dimensions	7.8" x 10.2" x 2.8" (200 x 260 x 70mm)	
Weight	5.7 lbs (Approx. 2.6 kg)	
Power Supply	AC 85V - 276V 50Hz/60Hz	
Standard Kit	RS-232 cable, Power cable, 2xFuse, Data Processing Software	

Probe Specifications

Model	0962-00 / 0963-00	0964-01 / 0964-02	0965-00 / 0965-01	0965-03 / 0965-04	0965-07 / 0965-08
Sensor Type	Uni-directional	Omni-directional (Needle)	Omni-directional (Spherical)	Omni-directional (Spherical)	Omni-directional (Spherical)
				Mini-temperature-compensation-sensor integrated type	
Measuring Range	20 - 10000 fpm (0.1 - 50 m/s)	20 - 10000 fpm (0.1 - 50 m/s)	20 - 5000 fpm (0.1 - 25 m/s)	20 - 5000 fpm (0.1 - 25 m/s)	20 - 5000 fpm (0.1 - 25 m/s)
Accuracy	+/- 20 fpm (20 - 1000 fpm) +/- 40 fpm (1000 - 2000 fpm) +/- 100 fpm (2000 - 5000 fpm) +/- 200 fpm (5000 - 10000 fpm)	+/- 30 fpm (20 - 1000 fpm) +/- 60 fpm (1000 - 2000 fpm) +/- 150 fpm (2000 - 5000 fpm) +/- 300 fpm (5000 - 10000 fpm)		+/- 30 fpm (20 - 1000 fpm) +/- 60 fpm (1000 - 2000 fpm) +/- 120 fpm (2000 - 5000 fpm)	
Temperature Compensation	41 - 176 F (5 - 80 C)				
Response Time	Approx. 1 sec.	Approx. 3 sec.	Approx. 7 sec.		

ANEXO F
ESPECIFICACIONES TÉCNICAS
EQUIPO DE ULTRASONIDO

OLYMPUS

Your Vision. Our Future

BondMaster 1000e+
Composite Inspection Instrument



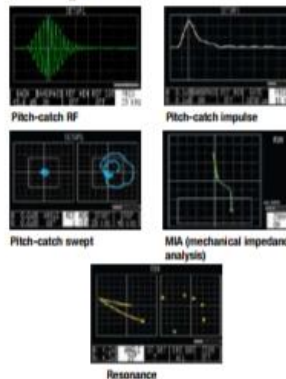
Full Multimode Composite Tester

The BondMaster™ 1000e+ is a versatile, full-multimode instrument offering pitch-catch, MIA (mechanical impedance analysis), and resonance modes. It is the only true multimode composite test instrument on the market.

The BondMaster 1000e+ allows users to select the best method for a particular application and to inspect a wide variety of composite materials. Its high performance, light weight, and rugged durability make it the ideal choice for applications related to the manufacturing, maintenance, and repair of composite materials.

With customer-interchangeable displays, the BondMaster 1000e+ offers users the highest resolution available today. The availability of a color or monochrome LCD for indoor or bright outdoor conditions, or a high-bright electroluminescent display (ELD) for normal to dark conditions provides the ultimate in flexibility and convenience. Its rugged, well-designed housing, uncomplicated front panel, SmartKnob™, and built-in PowerLink™ technology make the BondMaster 1000e+ a truly revolutionary and user-friendly handheld portable flaw detector.

The BondMaster 1000e+ uses PowerLink technology to automatically configure the instrument when a probe is connected. Built-in calibration modes assist the user in optimizing the test parameters. A variety of probes is available for each of the test technologies.



Features

- Improved processor speed (up to 10 times faster)
- Full multimode capability:
 - Pitch-catch (RF, impulse, swept)
 - MIA (mechanical impedance analysis)
 - Resonance
- Customer-interchangeable displays:
 - High-bright electroluminescent
 - Monochrome liquid crystal
 - Color liquid crystal
- Improved screen displays:
 - Split-screen displays (P-C RF, P-C impulse)
 - Outdoor display
- VGA output
- Field-replaceable LI-ion battery
- Lightweight, 2 kg (4.4 lb)
- USB output (via adapter) for printer or computer interface
- Alarm outputs
- Program and trace storage
- PowerLink technology provides automatic probe recognition and instrument setup
- High-voltage pitch-catch probes are available

Innovation in NDT™

BondMaster 1000e+ Specifications

Inspection Methods

When a probe is connected to the BondMaster™ 1000e+, the instrument is automatically configured for the probe type.

The five inspection methods are pitch-catch (RF, impulse, and swept), MIA (mechanical impedance analysis), and resonance.

Pitch-Catch RF: Measures amplitude and phase changes using a short burst of energy to detect disbonds. Displays information in envelope or vector display format. An impedance display is available from the RF data. Requires no couplant.

Pitch-Catch Impulse: Measures amplitude and phase changes using a short burst of energy to detect disbonds. Displays information in envelope or vector display format. Requires no couplant.

Pitch-Catch Swept: Measures amplitude and phase changes using a swept frequency method to detect disbonds. Requires no couplant (5 kHz to 100 kHz).

MIA: Measures the stiffness characteristics of the material under test. The output is measured in both phase and amplitude. Requires no couplant.

Resonance: Detects disbonds by changes in phase and amplitude of probe resonance. Requires couplant.

Inputs and Outputs

Probe Connector: 11-pin Fisher

Analog Outputs: Signals: ± 5 V, adjustable offset, not affected by position controls or zoom function.

Technical Specifications

Frequency Range: 250 Hz to 1.5 MHz. Specific test modes may have limitations within this range.

Gain: -10 dB to 50 dB

Analog Output Update: Continuous rate in MIA and resonance mode. Data available at repetition rate for all pitch-catch methods.

Alarm Box: The instrument allows for any size alarm box. The box can be defined and located anywhere on the screen. An adjustable vertical-amplitude alarm operates in the RF and impulse setup mode.

Alarm Logic: Positive or negative alarm gate

Alarm Output: 0 V to 3 V HC logic output, switchable audible alarm, and front panel annunciator. Alarm indicator on probe is standard.

Clock and Calendar: Time and date are stored and printed with each waveform.

Languages: Menus can be displayed in English, Spanish, French, or German.

RS-232/USB Interface: Screen printout and computer interface. USB out is via an RS-232 adapter.

Screen Storage: Up to 20 screens can be stored.

Program Storage: Up to 100 instrument setups can be stored.

Z-Mode Alarm: Supports BondMaster 1000e+ array options.

General

Dimensions (L x H x D): 242 mm x 140 mm x 92 mm (9.5 in. x 5.5 in. x 3.6 in.)

Weight: 2 kg (4.4 lb)

Display: Customer-interchangeable QVGA displays (320 pixels x 240 pixels): color or monochrome LCD, high-bright electroluminescent

Operating Temperature: -20°C to 60°C (-4°F to 140°F)

Storage Temperature: -40°C to 80°C (-40°F to 176°F)

Humidity: 95% \pm 5%

Classification: Complies with Class 2 specifications from the MIL-PRF-28800F Handbook.

Altitude: Maximum operating and nonoperating altitude is 4,600 m (15,000 ft).

Hazardous Area Operation: Safe operation as defined by Class I, Division 2, Group D, as found in the National Fire Protection Association Code (NFPA 70), Section 500, and tested using MIL-STD-810F, Method 511.4, Procedure 1.

Power

Power: 7-pin connector to charge the internal batteries and operate the instrument from AC power

Power Requirements: 85 V to 240 V, 50 Hz to 60 Hz mains. External holder charges batteries outside the instrument. Charging time is typically 4 h.

Low Battery Protection: Display bar graph indicates approximate operating time.

Battery Operating Time: 6 h to 8 h (nominal, depending on configuration)

Probes and Accessories

All BondMaster™ 1000e+ probes include PowerLink™ functionality. Pitch-catch (S-PC), MIA (S-MP), and resonance (S-PR) probes are available.

BondMaster PC Interface Software: Enables data transfer to PC.