



ESPE

UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS
INNOVACIÓN PARA LA EXCELENCIA

UNIDAD DE GESTIÓN DE  TECNOLOGÍAS

DEPARTAMENTO DE CIENCIAS DE LA ENERGÍA Y
MECÁNICA

“CONSTRUCCIÓN DEL AVIÓN ATR 42-500 A ESCALA 1:20,
USANDO LAS TÉCNICAS DE FABRICACIÓN DE
ESTRUCTURAS NO METÁLICAS APLICABLES, PARA LOS
ESTUDIANTES DE LA UNIDAD DE GESTIÓN DE
TECNOLOGÍAS”

SR. LUIS ANDRES GRANDA CUMBICUS

Trabajo de Graduación para la obtención del título de:

TECNÓLOGO EN MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN
AVIONES

2014

UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS - ESPE
UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS

CERTIFICACIÓN

Certifico que el presente Trabajo de Graduación fue realizado en su totalidad por el estudiante LUIS ANDRES GRANDA CUMBICUS como requerimiento parcial para la obtención del título de TECNÓLOGO EN MECÁNICA AERONÁUTICA MENCIÓN AVIONES.

Tlgo. Alejandro Proaño
DIRECTOR DEL TRABAJO DE GRADUACIÓN

Latacunga, Octubre del 2014

UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS - ESPE
UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍA
DECLARACIÓN DE RESPONSABILIDAD

Luis Andres Granda Cumbicus

Declaro que:

El proyecto denominado “CONSTRUCCIÓN DEL AVIÓN ATR 42-500 A ESCALA 1:20, USANDO LAS TÉCNICAS DE FABRICACIÓN DE ESTRUCTURAS NO METÁLICAS APLICABLES, PARA LOS ESTUDIANTES DE LA UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS”, ha sido desarrollado en base a una investigación científica exhaustiva, respetando derechos intelectuales de terceros conforme las citas que constan al pie de las páginas correspondientes, cuyas fuentes se incorporan en la bibliografía.

Consecuentemente, este trabajo es de mi autoría.

En virtud de esta declaración, me responsabilizo del contenido, veracidad y alcance científico del proyecto de grado en mención.

Luis Andres Granda Cumbicus.

Latacunga, Octubre del 2014

**UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS - ESPE
UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS**

AUTORIZACIÓN

Yo, LUIS ANDRES GRANDA CUMBICUS autorizo a la UNIVERSIDAD DE LAS FUERZAS ARMADAS – ESPE, la publicación en la biblioteca virtual de la institución, del trabajo cuyo contenido, ideas y criterios son de mi exclusiva responsabilidad y autoría.

Luis Andres Granda Cumbicus.

Latacunga, Octubre del 2014

DEDICATORIA

Todo mi sacrificio y dedicación para culminar mi trabajo se lo quiero dedicar en primer lugar a Dios, quien supo guiarme por el buen camino dándome fuerzas para seguir adelante y no desmayar ante ninguna dificultad. A mi familia por motivarme y apoyarme diariamente para cumplir mis sueños y metas que me he propuesto para llegar a culminar esta etapa de mi vida.

Luis Andres Granda Cumbicus.

AGRADECIMIENTO

Expreso mi más sincero agradecimiento a todos las personas que me motivaron y me brindaron su apoyo moral, el cual fue importante en esta etapa de mi formación como estudiante para conseguir las metas que me he propuestos en mi vida.

Mis más sinceros agradecimientos a mis padres, hermanas y amigas que han aportado en mi formación como persona de grandes virtudes, para lograr mis sueños y superar cualquier obstáculo que se me presente, a quienes estoy eternamente agradecidos siendo una persona de bien en cualquier ámbito de mi vida mereciendo que se sientan orgullosos del hijo que han formado.

También agradezco a todos los maestros que han formado parte de mi desarrollo, como persona y profesional destacándome con responsabilidad y dignidad en cualquier ámbito como persona bien realizada.

Luis Andres Granda Cumbicus.

ÍNDICE DE CONTENIDOS

CERTIFICACIÓN	i
DECLARACIÓN DE RESPONSABILIDAD	ii
AUTORIZACIÓN.....	iii
DEDICATORIA	iv
AGRADECIMIENTO	v
ÍNDICE DE CONTENIDOS	vi
ÍNDICE DE FIGURAS.....	x
RESUMEN	xiv
ABSTRACT.....	xv

CAPÍTULO I

EL TEMA

1.1 ANTECEDENTES.....	1
1.2 PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA.....	1
1.3 JUSTIFICACIÓN DEL PROBLEMA	2
1.4 OBJETIVOS.....	2
1.4.1 OBJETIVO GENERAL	2
1.4.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS.....	3
1.5 ALCANCE.....	3

CAPÍTULO II

MARCO TEÓRICO

2.1 INTRODUCCIÓN	4
2.2 ESTRUCTURAS METÁLICAS.....	5
2.3 ESTRUCTURAS NO METÁLICAS	7
2.4 INTRODUCCIÓN ATR 42 – 500.....	9
2.4.1 SUPERFICIES EN ESTRUCTURA NO METÁLICA	10
2.4.1.1 FUSELAJE.....	10
2.4.1.2 ALA	11
2.4.1.3 ESTABILIZADORES.....	13
2.4.1.4 FAIRING	15

2.4.1.5 MOTORES / HÉLICES.....	16
2.5 MATERIALES COMPUESTOS.....	16
2.5.1 INTRODUCCIÓN.....	16
2.5.2 DEFINICIÓN.....	17
2.5.3 VENTAJAS Y LIMITACIONES DE LOS MATERIALES.....	
COMPUESTOS	19
2.5.3.1 VENTAJAS	19
2.5.3.2 LIMITACIONES.....	19
2.5.4 PROPIEDADES DE LOS MATERIALES COMPUESTOS.....	20
2.5.5 CLASIFICACIÓN DE LOS MATERIALES COMPUESTOS	20
2.5.5.1 COMPUESTOS DE MATRIZ POLIMÉRICA	20
2.5.5.2 COMPUESTOS DE MATRIZ METÁLICA	20
2.5.5.3 PARTICULADOS	21
2.5.5.4 LAMINARES	21
2.5.5.5 REFORZADOS CON FIBRAS	21
2.5.7 TIPOS DE MATERIALES COMPUESTOS.....	22
2.5.7.1 FIBRA DE VIDRIO	22
2.5.7.2 FIBRA DE CARBONO (GRAFITO).....	23
2.5.7.3 FIBRA DE POLIARAMIDA (KEVLAR).....	24
2.5.7.4 FIBRA DE BORÓN	25
2.5.7.5 CERÁMICA.....	26
2.5.8 TIPOS DE RESINA O MATRIZ.....	27
2.5.8.1 RESINAS DE POLIÉSTER	27
2.5.8.2 RESINAS DE VINILIÉSTER	27
2.5.8.3 RESINAS DE EPOXI	27
2.5.9 TIPOS DE ALMA PARA MATERIALES COMPUESTOS.....	28
2.5.9.1 MADERA.....	29
2.5.9.2 PANEL DE ABEJA	29
2.6 ESTRUCTURA TIPO SÁNDWICH.....	30
2.7 CIENCIA DE LAS FIBRAS.....	32
2.8 TIPOS ESTRUCTURALES DE FIBRAS	33
2.9 PROCESO PARA LA FABRICACIÓN DE COMPOSITES.....	33
2.9.1 WET LAY-UP (AMONTONAMIENTO).....	33
2.9.2 VACÍO.....	33

2.9.3 MOLDEADO POR COMPRESIÓN	34
2.9.4 MOLDEADO POR EXPANSIÓN TÉRMICA.....	34
2.9.6 FILAMENT WINDING	34
2.10 MOLDES.....	34
2.11 APLICACIÓN DE LOS MATERIALES COMPUESTO.....	
EN EL AVIÓN ATR 42- 500	36
2.11.1 MATERIALES COMPUESTO	36
2.11.2 ESTRUCTURA SÁNDWICH.....	36
2.11.3 ESTRUCTURA MONOLÍTICA	38
2.12 EQUIPOS DE SEGURIDAD PARA TRABAJAR CON MATERIALES.....	
COMPUESTOS	39

CAPÍTULO III

DESARROLLO DEL TEMA

3. PRELIMINARES	42
3.1 PLANTEAMIENTO DE ALTERNATIVA DE CONSTRUCCIÓN	42
3.1.1 ALTERNATIVA DE CONSTRUCCIÓN	42
3.2 FACTIBILIDAD DE LA ALTERNATIVA EN LA CONSTRUCCIÓN	43
3.2.1 FACTOR ECONÓMICO.....	43
3.2.1.1 DETALLES DE COSTOS PRIMARIOS.....	43
3.2.2 FACTOR TÉCNICO CONSTRUCTIVO.....	45
3.2.3 FACTOR HERRAMIENTAS DE CONSTRUCCIÓN.....	46
3.3 DIMENSIONES PARA ELABORACIÓN DE LOS MOLDES	46
3.3.1 TABLA DE DIMENSIONES REALES	46
3.3.2 TABLA DE DIMENSIONES A ESCALA	47
3.4 CONSTRUCCIÓN DE LOS MOLDES PRINCIPALES.....	48
3.4.1 PROCESO DE CONSTRUCCIÓN DE LOS MOLDES PARA.....	
EL AVIÓN	48
3.5 PROCESO DE ELABORACIÓN DEL MOLDE BASE	54
3.5.1 ENSAMBLE DEL MOLDE DEL FUSELAJE Y DEL ESTABILIZADOR..	
VERTICAL	54
3.5.2 PROCESO DE LIJADO.....	55
3.5.3 COLOCACIÓN DEL SELLADOR.....	56
3.5.4 COLOCACIÓN DE VINILO	56

3.5.5 APLICACIÓN DEL DESMOLDANTE	57
3.5.6 COLOCACIÓN DE LA FIBRA DE VIDRIO/RESINA	58
3.5.7 MOLDEO POR VACÍO.....	59
3.6 PROCESO DE ELABORACIÓN DE MATERIALES COMPUESTOS..... APLICABLES AL AVIÓN.....	64
3.6.1 PROCESO DE LAMINADO	66
3.6.1.1 LAMINADO CON FIBRA DE CARBONO.....	66
3.6.1.2 LAMINADO CON FIBRA DE KEVLAR.....	69
3.6.1.3 LAMINADO CON FIBRA DE VIDRIO.....	72
3.6.2 SECCIONAMIENTO APLICABLE AL TIPO DE ESTRUCTURA.....	73
3.6.2.1 ESTRUCTURA TIPO MONOLÍTICA.....	74
3.6.2.2 ESTRUCTURA TIPO NOMEX SÁNDWICH.....	75
3.6.2.3 ESTRUCTURA DE ALUMINIO	78
3.7 PROCESO DE TERMINADO.....	80
3.7.1 PROCESO DE PINTADO	80
3.7.2 PROCESO DE UNIÓN.....	81
3.7.3 PROCESO DE ENSAMBLADO	81
3.7.4 PROCESO DE TERMINADO.....	83
3.7.5 DIAGRAMA DE PROCESO DE CONSTRUCCIÓN DEL AVION..... ATR 42 – 500.....	85

CAPÍTULO IV

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

4.1 CONCLUSIONES	91
4.2 RECOMENDACIONES	91
GLOSARIO	92
TÉRMINOS	92
SIGLAS	94
BIBLIOGRAFIA.....	95

ÍNDICE DE FIGURAS

CAPÍTULO II

FIGURA 2.1: ENSAMBLAJE DE UN AVIÓN.....	5
FIGURA 2.2: ESTRUCTURA SEMI - MONOCASCO	6
FIGURA 2.3: ESTRUCTURA MONOCASCO	6
FIGURA 2.4: MATERIALES COMPUESTOS BOEING 777.....	8
FIGURA 2.5: MATERIALES COMPUESTOS AIRBUS 330	8
FIGURA 2.6: MATERIALES COMPUESTOS ATR 42 – 500	9
FIGURA 2.7: AVIÓN ATR 42 -500	9
FIGURA 2.8: MATERIALES DEL FUSELAJE ATR.....	11
FIGURA 2.9: COMPONENTES DEL ALA.....	11
FIGURA 2.10: ESTRUCTURA CENTRAL ALA.....	12
FIGURA 2.11: ESTRUCTURA EXTERNA ALA	12
FIGURA 2.12: ESTABILIZADORES ATR	13
FIGURA 2.13: ESTABILIZADOR VERTICAL.....	14
FIGURA 2.14: ESTABILIZADOR HORIZONTAL	14
FIGURA 2.15: FAIRING ALA.....	15
FIGURA 2.16: CARRENADO DE LOS TRENES DEL ATR	16
FIGURA 2.17: MATERIAL COMPUESTO.....	17
FIGURA 2.18: IDENTIFICACIÓN ENTRE MATRIZ Y REFUERZO	18
FIGURA 2.19: COMPOSITES REFORZADOS CON FIBRAS	22
FIGURA 2.20: FIBRA DE VIDRIO.....	23
FIGURA 2. 21: FIBRA DE CARBONO.....	24
FIGURA 2.22: FIBRA DE KEVLAR.....	25
FIGURA 2.23: FIBRA DE BORÓN.....	26
FIGURA 2.24: FIBRA DE CERÁMICA.....	26
FIGURA 2. 25: RESINA EPOXI	28
FIGURA 2.26: PANEL DE ABEJA	30
FIGURA 2.27: ESTRUCTURA SÁNDWICH.....	31
FIGURA 2.28: ESTRUCTURAS TIPO SÁNDWICH.....	31
FIGURA 2.29: DIRECCIÓN DE LAS FIBRAS.....	32
FIGURA 2.30: DIRECCIÓN DE LAS FIBRAS.....	36

FIGURA 2.31: ESTRUCTURA MULTI FASE	37
FIGURA 2.32: PROCESO DE UNA FASE	37
FIGURA 2.33: ESTRUCTURA MONOLÍTICA.....	38
FIGURA 2.34: ESTRUCTURA MONOLÍTICA RÍGIDA.....	38
FIGURA 2.35: GAFAS DE PROTECCIÓN.....	39
FIGURA 2.36: MASCARILLA DE PROTECCIÓN	40
FIGURA 2.37: GUANTES DE PROTECCIÓN	40
FIGURA 2.38: CALZADO DE PROTECCIÓN.....	41
FIGURA 2.39: ROPA DE PROTECCIÓN.....	41

CAPÍTULO III

FIGURA 3.1: DESBASTADO DE LA NARIZ	49
FIGURA 3.2: MOLDE DE LA COLA DEL AVIÓN.....	50
FIGURA 3.3: COLOCACIÓN DE LA MACILLA CARRENADO	50
FIGURA 3.4: FORMACIÓN DEL FAIRING ALA	51
FIGURA 3.5: LIJADO DE LOS MOTORES.....	51
FIGURA 3.6: ELABORACIÓN DEL ALA	52
FIGURA 3.7: ELABORACIÓN DEL ESTABILIZADOR HORIZONTAL	53
FIGURA 3.8: LIJADO DEL ESTABILIZADOR VERTICAL	53
FIGURA 3.9: ELABORACIÓN DE LA HÉLICES.....	54
FIGURA 3.10: ESTABILIZADOR – FUSELAJE	55
FIGURA 3.11: LIJADO DE LAS SUPERFICIES DE LOS MOLDES	55
FIGURA 3.12: APLICACIÓN DEL SELLADOR EN LOS MOLDES.....	56
FIGURA 3.13: COLOCACIÓN DE VINILO EN LOS MOLDES.....	57
FIGURA 3.14: APLICACIÓN DEL DESMOLDANTE.....	58
FIGURA 3.15: COLOCACIÓN DE FIBRA DE VIDRIO/ RESINA	59
FIGURA 3.16: TELA PELABLE.....	60
FIGURA 3.17: FILM SEPARADORES	60
FIGURA 3.18: TELA ABSORBENTE	61
FIGURA 3.19: BOLSA DE VACÍO	61
FIGURA 3.20: VACUUM TAPE.....	62
FIGURA 3.21: PROCESO DE VACÍO LISTO	62
FIGURA 3.22: BOMBA PARA VACÍO.....	63
FIGURA 3.23: SEPARACIÓN DEL MOLDE FUSELAJE	64

FIGURA 3.24: SUPERFICIES ATR CON COMPOSITES.....	65
FIGURA 3.25: DETERMINACIÓN DEL LAMINADO.....	66
FIGURA 3.26. CORTADO DE LA FIBRA DE CARBONO.....	67
FIGURA 3.27. LAMINADO CARBONO EN BORDES DE ATAQUE	68
FIGURA 3.28: LAMINADO CARBONO EN ESTABILIZADOR.....	68
FIGURA 3.29: LAMINADO CARBONO EN RUDDER	69
FIGURA 3.30: CORTADO DE LA TELA FIBRA DE KEVLAR.....	70
FIGURA 3.31: LAMINADO EN FIBRA DE KEVLAR	70
FIGURA 3.32: LAMINADO KEVLAR EN BORDE DE ATAQUE DEL ALA... 71	
FIGURA 3.33: LAMINADO KEVLAR EN AFTER DORSAL FIN.....	71
FIGURA 3.34: LAMINADO VIDRIO EN FOWARD DORSAL FIN	72
FIGURA 3.35: SECCIONAMIENTO DE LAS SUPERFICIES	73
FIGURA 3.36: ESTRUCTURA MONOLÍTICA ALA.....	74
FIGURA 3.37: ESTRUCTURA MONOLÍTICA ESTABILIZADOR VERTICA 75	
FIGURA 3.38: ESTRUCTURA NOMEX ALA	76
FIGURA 3.39: ESTRUCTURA NOMEX FAIRING TRENES.....	76
FIGURA 3.40: ESTRUCTURA NOMEX ESTABILIZADOR VERTICAL	77
FIGURA 3.41: ESTRUCTURA NOMEX ESTABILIZADOR HORIZONTAL.. 77	
FIGURA 3.42: FORMADO DE COSTILLAS CAJA CENTRAL DEL ALA	78
FIGURA 3. 43: ESTRUCTURA INTERNA DEL ALA.....	79
FIGURA 3.44: LAMIANDO FUSELAJE EN ALUMINIO	79
FIGURA 3.45: PROCESO DE PINTADO.....	80
FIGURA 3.46: UNIÓN DEL FUSELAJE	81
FIGURA 3.47: ENSAMBLAJE DEL ALA – FUSELAJE	82
FIGURA 3.48: ENSAMBLAJE DE LOS ESTABILIZADORES.....	82
FIGURA 3.49: TERMINADO DE LA MODELO A ESCALA.....	83

ÍNDICE DE TABLAS

TABLA 3.1 COSTOS PRIMARIOS	43
TABLA 3.2 COSTOS DE MANO DE OBRA.....	44
TABLA 3.3 COSTOS HERRAMIENTAS	44
TABLA 3.4 COSTOS SECUNDARIOS	45
TABLA 3.5 COSTOS TOTAL DEL PROYECTO	45
TABLA 3.6 DIMENSIONES INTERNAS CABINA ATR 42 - 500.....	46
TABLA 3.7 DIMENSIONES EXTERNAS PRINCIPALES ATR 42 - 500.....	47
TABLA 3.8 DIMENSIONES INTERNAS A ESCALA DE LA CABINA	47
TABLA 3.9 DIMENSIONES EXTERNAS A ESCALA PRINCIPAL	48
TABLA 3. 10 HERRAMIENTAS PARA EL VACIO	63
TABLA 3. 11 SIMBOLOGIA DEL DIAGRAMA DE FLUJO	84

RESUMEN

El presente trabajo de titulación contiene la información correspondiente al proceso de manufactura que se realizó en la **CONSTRUCCIÓN** del avión a escala, empleando métodos y técnicas que se aplican en la manipulación de materiales compuestos, el mismo que se fundamentó en la información contenida en el manual de entrenamiento del **ATR 42 -500**. La construcción de la maqueta se desarrolló a partir del diseño y redimensionamiento a una **ESCALA 1:20**, la cual fue necesaria para la elaboración de los moldes en madera de balsa y laurel, los cuales se emplearon en la elaboración para el molde base utilizando fibra de vidrio como material de trabajo inicial. Se empleó **TÉCNICAS DE FABRICACIÓN** con materiales compuestos en zonas de la aeronave, las cuales fueron seccionadas para mostrar el interior descubierto y sin acabados; una parte del avión muestra la superficie real mientras que en la otra parte podemos visualizar los diferentes tipos de estructura monolítica, nomex sándwich como de sus respectivos refuerzos aplicables en las superficies correspondientes que el avión emplea. También contiene información sobre el proceso aplicable a los diversos tipos de estructura: fibra de carbono, vidrio y kevlar; las cuales sirvieron como refuerzo de **ESTRUCTURAS NO METÁLICAS** del modelo a escala.

ABSTRACT

This work contains the degree information for the manufacturing process that was conducted in the **BUILDING** scale aircraft using methods and technical applied in the handling of composite materials, the same that was based on information contained in the manual training **ATR 42 -500**. The construction of the model was developed based on the design and sizing of a SCALE 1:20, which was necessary for the production of molds in balsa wood and laurel, which were used in the preparation for the mold base using fiber glass as initial work material. **MANUFACTURING TECHNICAL** composite materials are used in areas of the aircraft, which were cut away to show the interior bare and unfinished ; shows a part of the actual surface plane while the other side can view different kinds of monolithic structure , nomex sandwich reinforcements and their respective corresponding surfaces applicable in the aircraft employed. It also contains information applicable to process various types of structure: carbon fiber, kevlar and glass; which served to reinforce **NOT STEEL STRUCTURES** scale model.

CAPÍTULO I

EL TEMA

1.1 ANTECEDENTES

El INSTITUTO TECNOLÓGICO SUPERIOR AERONÁUTICO (I.T.S.A) es una institución de educación superior, creada el 08 de noviembre de 1999, que actualmente es la UNIDAD DE GESTIÓN DE TECNOLOGÍAS DE LAS UFFAA-ESPE (UGT), desde el 03 de Enero del 2014, siendo así el único centro de educación superior que forma Tecnólogos con especialidad en Mecánica Aeronáutica Mención Aviones y Motores en el país.

La innovación tecnológica en el campo aeronáutico ha permitido que los centros educativos aeronáuticos de mantenimiento cuenten con material didáctico actualizado, el cual facilita el desarrollo de habilidades y destrezas que puedan ser aplicables en la vida laboral.

El desarrollo del presente trabajo investigativo fue a través de la investigación de campo que se realizó en la UGT, permitiendo así la identificación de la carencia de material didáctico actualizado con las nuevas técnicas de construcción implementadas en una aeronave, fue así donde nace la idea de la construcción del avión ATR 42-500 a escala en estructura no metálica, razones más que suficientes para que se ejecute el presente proyecto.

Tomando como referencia algunos trabajos realizados por alumnos de la institución tales como: CONSTRUCCIÓN DE UN AVIÓN DIAMOND STAR A ESCALA A PARTIR DE MATERIALES COMPUESTOS PARA FINES DIDÁCTICOS, el cual carece de información actualizada en cuanto a las nuevas técnicas y procedimientos que se están incorporando en la construcción de aeronaves en la actualidad.

1.2 PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

En la actualidad es primordial que la UGT provea de una verdadera orientación y capacitación de las nuevas técnicas de construcción aplicables

en las aeronaves, consolidando e innovando la formación académica y practica de los futuros tecnólogos, los mismos que contarán con el respaldo profesional de la UGT.

La necesidad de implementar un avión a escala con fines didácticos en estructura no metálica despertará el interés y brindará un medio tangible para los estudiantes de la Carrera de Mecánica Aeronáutica, lo que conllevará a la formación de tecnólogos con conocimientos sólidos.

Teniendo en cuenta esta necesidad se consideró oportuna la construcción del avión ATR 42 – 500 a escala 1: 20 en Estructura no Metálica.

1.3 JUSTIFICACIÓN DEL PROBLEMA

Por lo mencionado anteriormente cabe recalcar la importancia que tiene el desarrollo del presente trabajo investigativo puesto que se beneficiará a la UGT, cumpliendo así con parte de las exigencias que establecen las autoridades: SENESYCT Y DGAC.

Cabe mencionar que el presente trabajo investigativo se basa en la construcción de un avión a escala con fines didácticos, mismo que servirá como material de apoyo para impartir la materia de Estructuras no Metálicas (Materiales Compuestos) en la UGT.

Por lo expuesto anteriormente es importante que la UGT cuente con la implementación didáctica del presente trabajo, con la finalidad de formar profesionales con conocimientos sólidos.

1.4 OBJETIVOS

1.4.1 OBJETIVO GENERAL

Construir un Avión ATR 42 – 500 a escala 1:20 usando las técnicas de fabricación de estructuras no metálicas aplicables, el mismo que permitirá mejorar el aprendizaje significativo de los estudiantes de la carrera de Mecánica Aeronáutica.

1.4.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS

- Recopilar información para el desarrollo del presente trabajo.
- Diseñar y redimensionar el avión ATR 42- 500 a escala 1:20.
- Adquirir los materiales compuestos como las fibras de carbono, vidrio kevlar y Nomex.
- Construir el avión ATR 42 – 500 aplicando las nuevas técnicas de fabricación en materiales compuestos.

1.5 ALCANCE

El presente trabajo se basará específicamente en la investigación de los nuevos métodos de construcción de las aeronaves en cuanto a su estructura y los materiales, también servirá como texto de consulta por su contenido en cuanto a la utilización de los materiales compuestos. La construcción del avión será en fibra de vidrio, fibra de carbono y kevlar aplicables en el avión, con la aplicación del tipo de estructura monolítica y estructura nomex sándwich (Panel de Abeja) en sus diferentes superficies estructurales, como la utilización de aluminio en ciertas superficies del avión.

Cabe recalcar que la parte derecha del avión tendrá su acabado en su totalidad y la parte izquierda constará de manera demostrativa sin acabados permitiendo que se visualice e identifique los diferentes materiales con los que está construido el avión.

CAPÍTULO II

MARCO TEÓRICO

2.1 INTRODUCCIÓN

En la actualidad el diseño y la construcción de aviones es el objetivo primordial en la industria aeronáutica, en cuanto a la reducción de peso, consumo de combustible, y disminución de gases tóxicos.

La construcción de las aeronaves se realiza en plantas o fabricas integradas las cuales se encargan del diseño y fabricación de una aeronave por lo general un numeroso equipo de ingenieros experimentados son los que elaboran y perfeccionan las características estructurales de los aviones, mientras que otros técnicos se encargan de los niveles de resistencia y durabilidad de los materiales elaborando procesos de fabricación ecológico.

Se han implementado muchas formas y nuevas técnicas en la construcción y diseño de aeronaves, desde la sustitución de metales con aleaciones ligeras hasta la implementación de materiales compuestos, independientemente de los materiales que se vayan a utilizar en la construcción de una aeronave, la estructura y sus componentes principales deben ser diseñados para soportar cargas extremas.

En la construcción y ensamblaje de un avión intervienen personal técnico calificado, quienes serán encargados de operar y controlar todo el proceso desde el ensamblaje de la estructura y sus componentes hasta el chequeo de la configuración del avión, pasando por la sala de pintura y los preparativos pos vuelo antes de ser entregados a las diferentes compañías operadoras, cumpliendo siempre las regulaciones y parámetros establecidos por las autoridades, como por la compañía fabricante de aeronaves.



Figura 2.1: Ensamblaje de un avión

2.2 ESTRUCTURAS METÁLICAS

Al principio los aviones estaban contruidos a base de madera o loma, evolucionando a la implantación de metales hasta la sustitución de aleaciones férreas.

La estructura de una aeronave está formada por una multitud de partes fabricadas a partir de chapas, perfiles extruidos, tubos, piezas forjadas, moldeadas y hasta mecanizadas, que deben unirse entre sí para construir subconjuntos, que a su vez terminaran por conformar la aeronave.

Generalmente la estructura de una aeronave está construida con partes, segmentos, componentes de acero de pequeño espesor, que se unen entre sí. Por la forma en que una aeronave se construye se clasifican en:

Semi-monocasco: O un solo cuerpo, este tipo de estructura está formada por un revestimiento, refuerzo transversal y longitudinal, todo esto está formado atreves de una compleja malla de cuadernas, larguerillos, largueros y revestimiento, que hacen posible soportar los esfuerzos de compresión, flexión y torsión sin fallos del revestimiento.

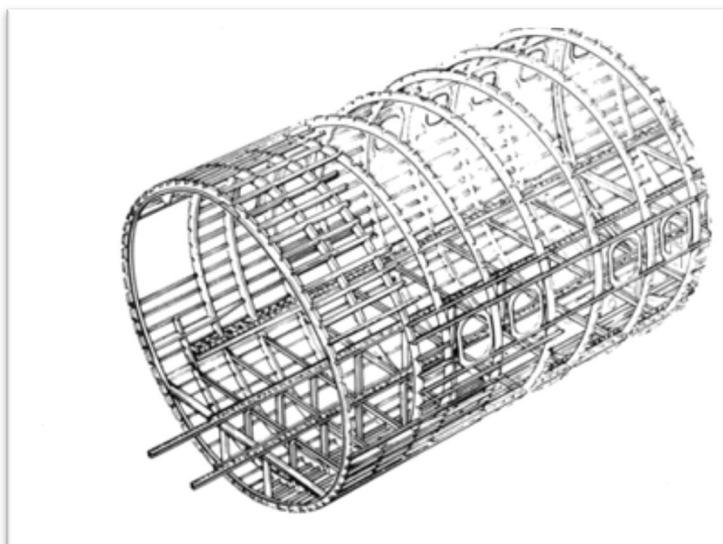


Figura 2.2: Estructura Semi – monocasco

Monocasco: Este tipo de estructura es un tubo en cuyo interior se sitúan a intervalos una serie de armaduras verticales llamadas cuadernas, que dan forma y rigidez al tubo. Este tipo de estructura sigue siendo aún más resistente pero es muy pesado.

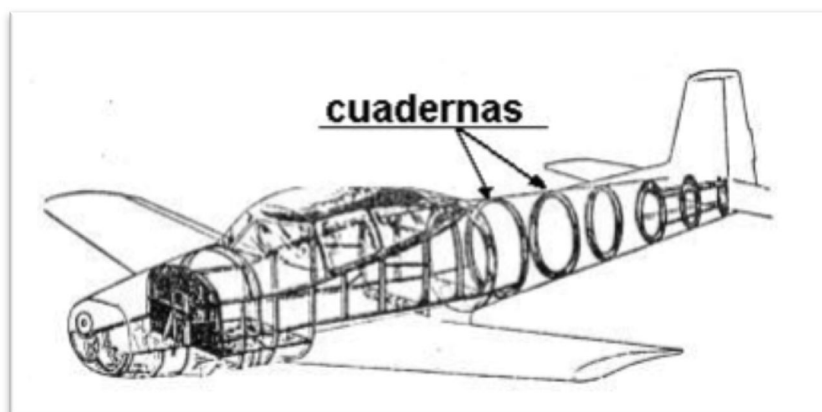


Figura 2.3: Estructura Monocasco

Actualmente la industria aeronáutica ha evolucionado constantemente, en el mejoramiento de técnicas en cuanto a los materiales y sus propiedades, dejando atrás la utilización de casi su totalidad el acero. Según el tipo de avión los materiales que utiliza son: aleaciones ligeras (74%), acero (14%), titanio (2%), y materiales compuestos (10%).

2.3 ESTRUCTURAS NO METÁLICAS

Con el pasar de los años en aviación se ha demostrado que las sustituciones de los materiales más adecuados para la construcción de aeronaves son la aleación de aluminio, titanio y materiales compuestos por razones técnicas de los fabricantes.

El aluminio (Al) apareció en la aviación a principios del siglo XX, aunque su cantidad era relativamente baja, desarrollándose por completo después de la II Guerra Mundial, hasta llegar a las aleaciones de aluminio que hoy en día son utilizadas en un porcentaje significativo.

El titanio comenzó a usarse en los años 50, para aplicaciones militares. Aviones famosos que empezaron a usar el titanio fueron F 100 y Lockheed A - 12.

Mientras que los materiales compuestos fueron introduciéndose en la aviación durante y tras la II Guerra Mundial. En ella se empezaron a usar para la estructura y las semi estructura como también para los motores. A partir de los años 80 se provocó un punto de inflexión en el que Airbus empezó a desarrollar e incorporar partes de materiales compuestos en sus aviones.

Desde entonces la industria aeronáutica ha desarrollado técnicas en cuanto a la sustitución de materiales pesados como acero y metales por composites y aleaciones de Al y Ti. Hoy en día es muy significativo identificar que la aviación evoluciona constantemente en cuanto a la implementación de nuevos materiales, mejorando y disminuyendo costos de producción, en el mantenimiento y operación de los mismos.

Tal es el caso de los aviones:

BOEING: Utilizaba en el pasado materiales compuestos en la construcción de alerones, elevadores, rudder y spoilers, actualmente está utilizando carbón, kevlar y mezclas híbridas, recalcando que fue el primer en utilizar los spoilers en fibra de carbono y primeros en utilizar Nomex® (honeycomb) en sus aviones: Boeing 777, 767, 757 y 737.

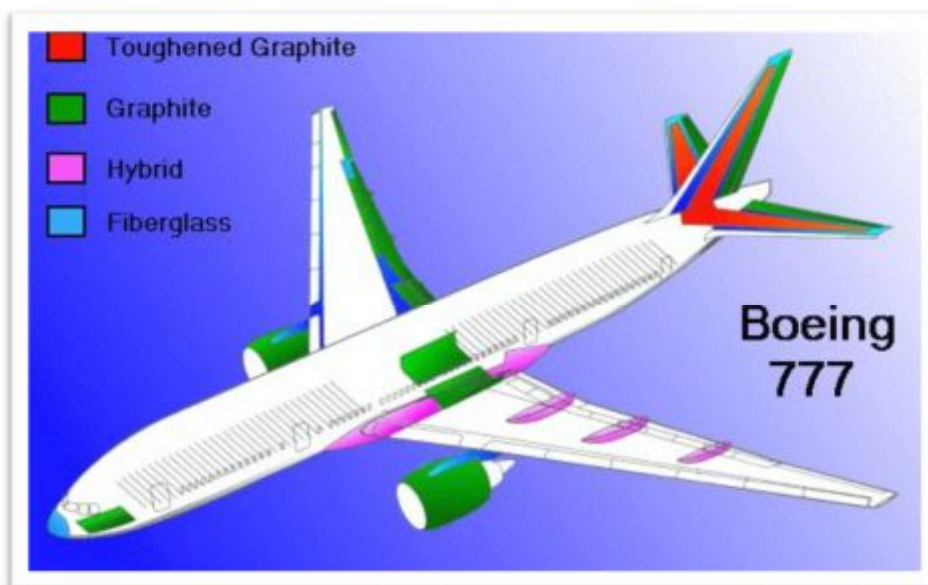


Figura 2.4: Materiales Compuestos Boeing 777

AIRBUS: Utiliza en grandes cantidades nomex, fibra de carbón y kevlar, en sus superficies de control como en otros componentes. Tal es el caso de los Airbus 380, 330, 300, 310 y 320.

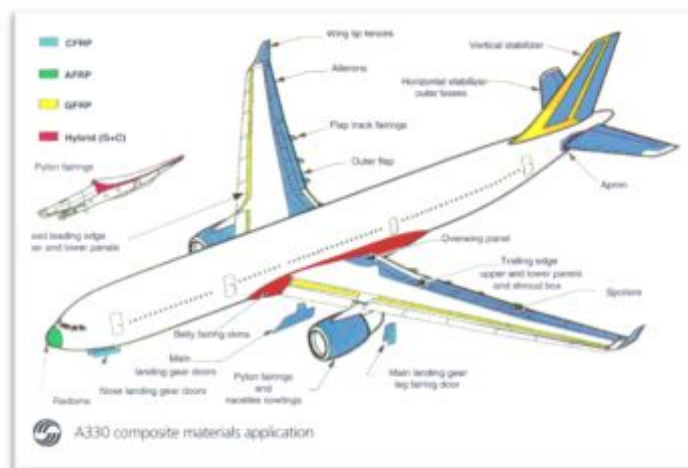


Figura 2.5: Materiales Compuestos Airbus 330

ATR: Utiliza composites en todas sus superficies de vuelo, motores y parte del fuselaje, sus aviones producidos recientemente con estos materiales son las series ATR 42 y 72.

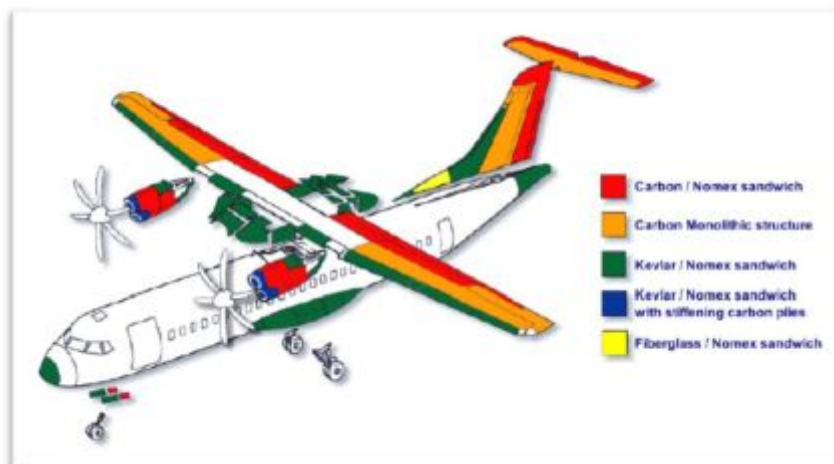


Figura 2.6: Materiales Compuestos ATR 42 – 500

2.4 INTRODUCCIÓN ATR 42 – 500

Es un avión de transporte regional como sus siglas lo indican ATR (AIR TRANSPORT REGIONAL) de dos motores turbohélices con capacidad para 42 – 50 pasajeros o para transporte de carga, fabricado por Avións de Transport Regional el cual pertenece un 50% a EADS (Francia).



Figura 2.7: Avión ATR 42 -500

Ofrece una combinación en alto rendimiento y comodidad única en su clase, mientras mantiene la relación costo – eficiencia. Capaz de aterrizar y despegar en pistas cortas y estrechas en aeropuertos calientes y altos, en aeródromos más exigentes del mundo, proporcionando una flexibilidad incomparable y confiabilidad.

Se trata de un diseño completamente nuevo con muchas mejoras de rendimiento y comodidad de los pasajeros y tripulación, además de contar con nuevos motores y hélices. También posee condiciones en la disminución de ruido y atenuación de las vibraciones que se ha implementado con los requisitos de la OACI.

El ATR 42 - 500 generalmente está compuesto con materiales no metálicos los cuales son compuestos entre sí por resinas orgánicas. Las principales fibras son:

- Vidrio
- Kevlar
- Carbón

El compuesto utilizado en la estructura está dividido en tres grupos:

- Estructura de Carbón
- Kevlar / Nomex Sándwich
- Fibra de vidrio / Nomex Sándwich¹

2.4.1 SUPERFICIES EN ESTRUCTURA NO METÁLICA DEL ATR 42 – 500

2.4.1.1 FUSELAJE

El fuselaje del avión es una construcción semi-monocasco fabricado en aleación de aluminio, excepto algunas partes que son compuestas.

El fuselaje consiste en armazones y paneles, los cuales están fabricados con aleaciones de aluminio, para los armazones (costillas, vigas, largueros) aluminio 7075 – T6 y para las pieles ocupan aluminio 2024 – T3.

En la nariz del fuselaje la parte del radome está fabricada en Kevlar con núcleo de Nomex Sándwich mientras que la parte trasera del fuselaje Tail Cone, es fabricada en Kevlar en Nomex Sándwich.

¹ Manual de Entrenamiento del avión .ATR 42-500: ATA 50. Pg 7



Figura 2.8: Materiales del Fuselaje ATR

2.4.1.2 ALA

El ATR es un avión de ala alta que consiste en tres componentes principales

- Una caja central rectangular
- Dos cajas fuera borda trapezoidales, una a cada lado de la caja central del ala ²

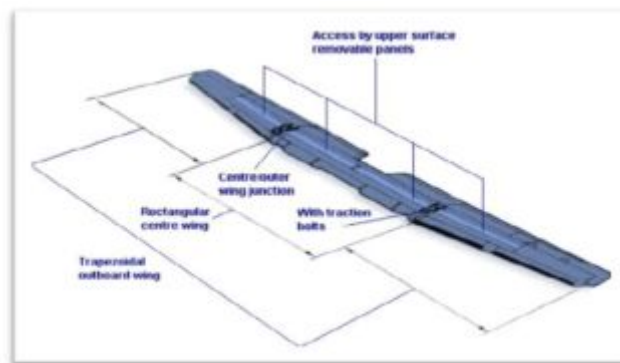


Figura 2.9: Componentes del Ala

CAJA CENTRAL DEL ALA

La caja central del ala es una construcción convencional de aleación ligera. La caja central del ala se extiende de 13 costillas a la izquierda y 13 a la derecha.

² Manual de Entrenamiento del avión .ATR 42-500: ATA 50. Pg 21–50.

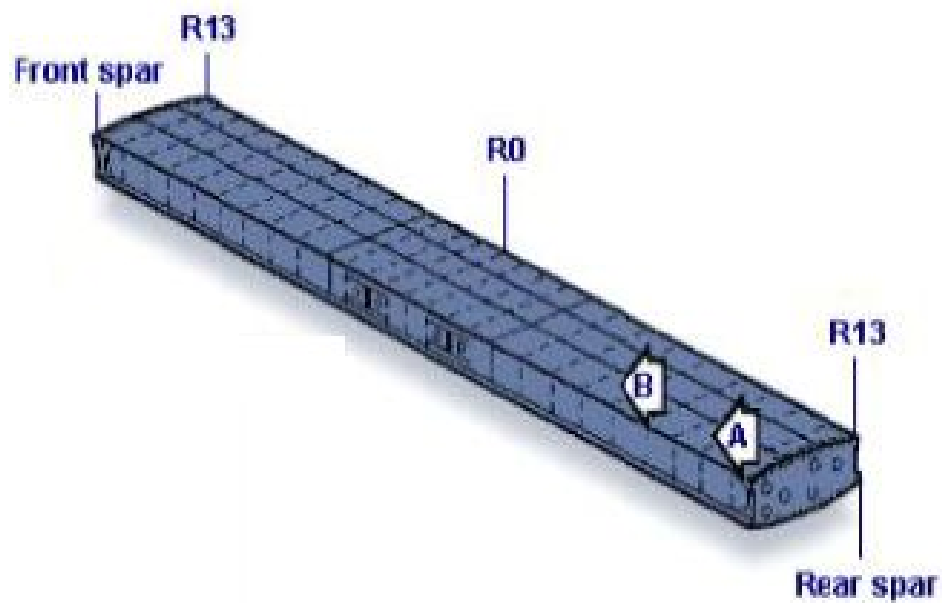


Figura 2.10: Estructura Central Ala

CAJA EXTERNA DEL ALA

La estructura exterior de las alas está hecha de paneles superior e inferior rígidamente integrados, soportados por largueros y costillas. Está construido de la misma manera que la caja central, conformada desde la costilla 13 hasta la costilla 30. Elabora en estructura monolítica de carbón.³

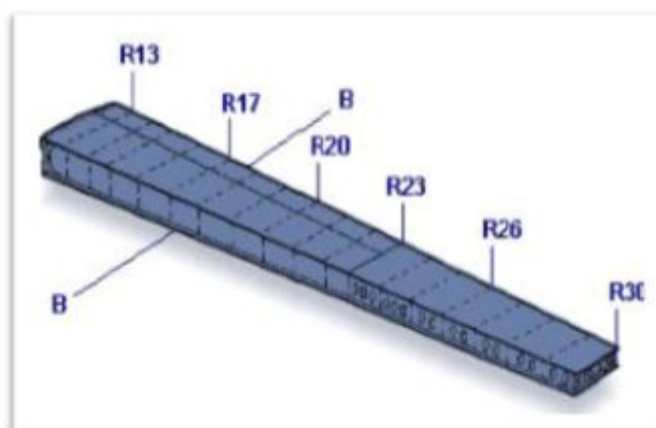
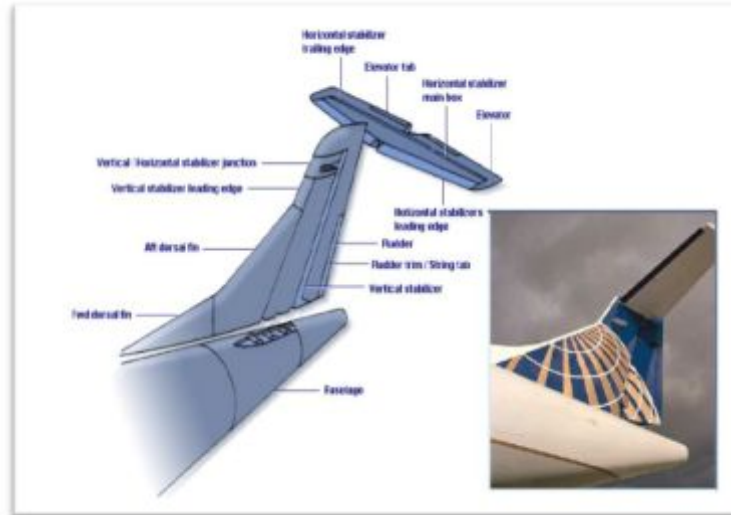


Figura 2.11: Estructura Externa Ala

³ Manual de Entrenamiento del avión .ATR 42-500: ATA 50. Pg 21 – 50.

2.4.1.3 ESTABILIZADORES

ATR está equipado con un estabilizador TIPO - T atornillado a la sección de la cola del fuselaje que se componen de:



. **Figura 2.12:** Estabilizadores ATR

ESTABILIZADOR VERTICAL

El estabilizador vertical está compuesto por:

- Una aleta dorsal
- Una aleta
- Un timón de profundidad

El estabilizador vertical está constituido por estructura tipo Nomex sándwich y estructura monolítica reforzadas con carbono.⁴

La parte de la aleta dorsal está constituida por estructura monolítica reforzada de carbono y la parte del rudder en Nomex sándwich. Lo que resta del estabilizador vertical está constituido de Nomex sándwich ocupando su respectivo refuerzo.

⁴ Manual de Entrenamiento del avión .ATR 42-500: ATA 50. Pg 21 – 50.

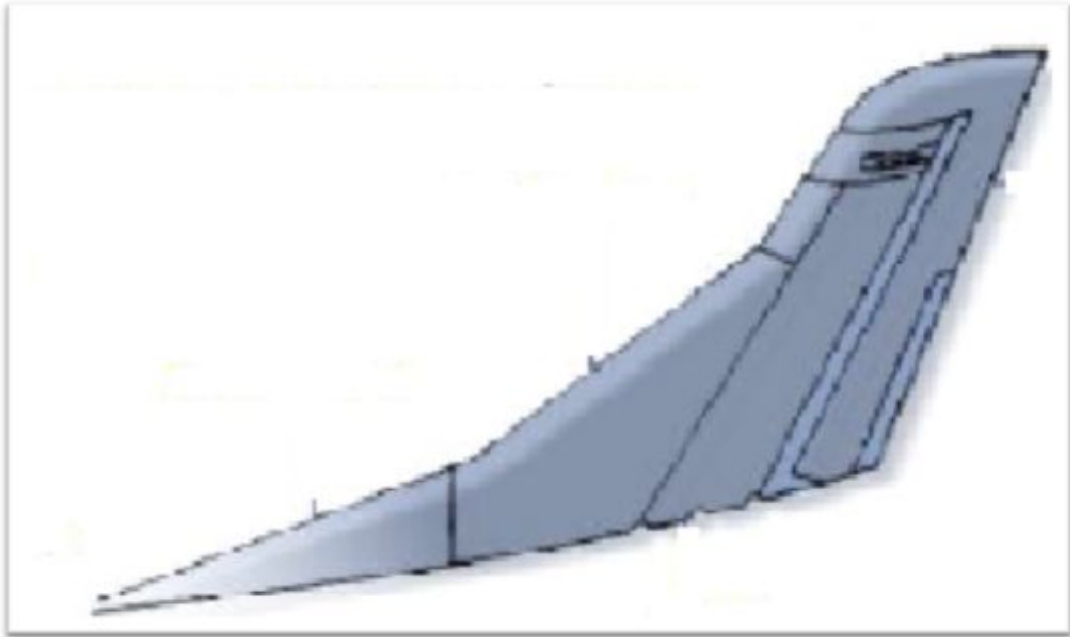


Figura 2.13: Estabilizador Vertical

ESTABILIZADOR HORIZONTAL

La estructura principal del estabilizador es una caja hecha de panel tipo sándwich reforzado con carbón, con estructura monolítica.

La estructura del elevador está hecha Nomex sándwich, reforzado con carbono, con núcleo de nido de abeja.

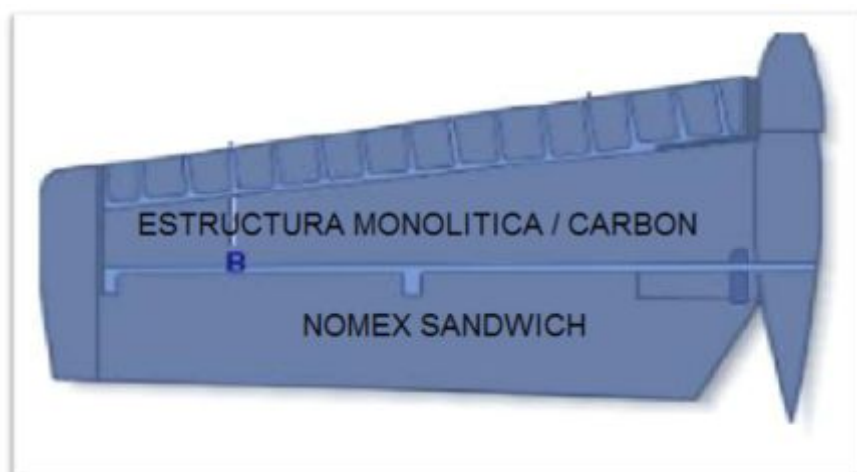


Figura 2.14: Estabilizador Horizontal

2.4.1.4 FAIRING

FAIRING ALA

También conocido por soporte del ala, se coloca alrededor de la zona de conexión ala fuselaje. Los paneles se fabrican con materiales compuestos y son apoyados por costillas metálicas.

Todos los paneles son desmontables para proporcionar acceso a los componentes del sistema situados en el fairing. Los paneles se fabrican en Kevlar / Nomex sándwich y se apoyan en las costillas de aluminio. Todos los paneles del sistema son desmontables.

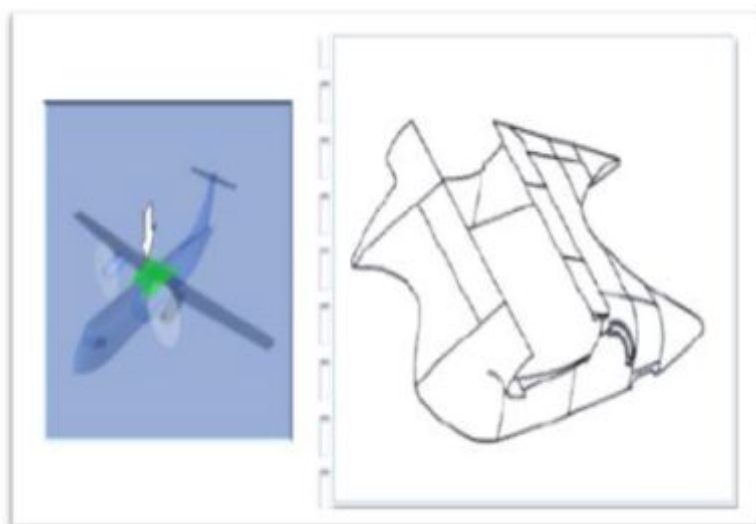


Figura 2.15: Fairing Ala

FAIRING TRENES

Conocido simplemente por carrenado, Se coloca en la parte inferior de la sección del fuselaje.

Los paneles se fabrican en kevlar / Nomex sándwich y se apoyan en las costillas de aluminio. Todos los paneles tienen acceso a los componentes del sistema y son desmontables.

Al igual que el fairing del ala se fabrican de los mismos composites.⁵

⁵ Manual de Entrenamiento del avión .ATR 42-500: ATA 50. Pg 21 – 50.

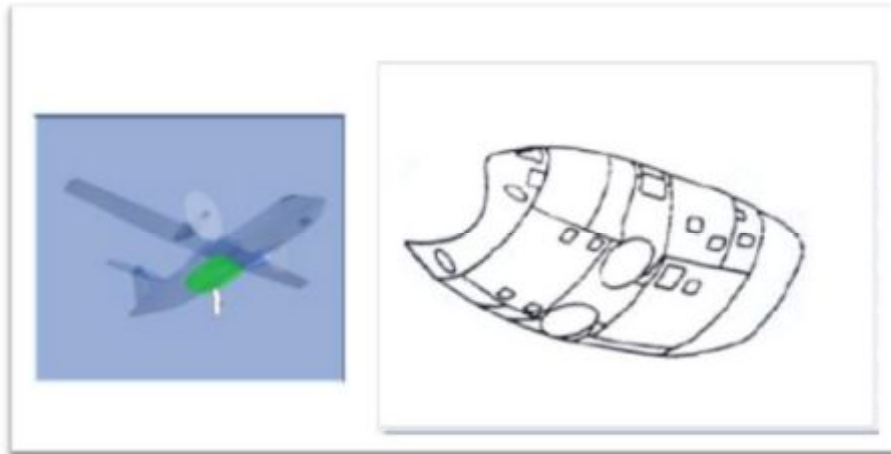


Figura 2.16: Carrenado de los trenes del ATR

2.4.1.5 MOTORES / HÉLICES

Motores

Como es de conocimiento general los motores son la parte más importante de una aeronave, la parte exterior que recubre los motores (capotas) están constituidas de materiales compuestos en Nomex sándwich reforzados con carbón y kevlar.

Hélices

Comúnmente conocidas en aviación como Propeller, sus seis palas estas construidas en kevlar.

2.5 MATERIALES COMPUESTOS

2.5.1 INTRODUCCIÓN

En la actualidad la industria aeronáutica es la más desarrollada e innovada, debido a la necesidad de aumentar la eficiencia, acortar las distancias, disminuir costos de producción, mantenimiento y operación.

Diseñadores y constructores coinciden en una forma de reducir el peso en una aeronave, notablemente sería el hecho de cambiar el metal del que

estaban hechos los aviones por algún material más liviano de iguales propiedades.

Los materiales compuestos hoy en día representan un avance tecnológico utilizado para la fabricación estructural de aviones, debido a que ofrecen la posibilidad de construir aeronaves más ligeras y por tanto más eficaces y menos contaminantes, disminuyendo sus costes de producción.

2.5.2 DEFINICIÓN

Son aquellos formados por dos o más materiales distintos que al unirse forman un solo material con propiedades mecánicas especiales que no pueden ser obtenidos en materiales originales.

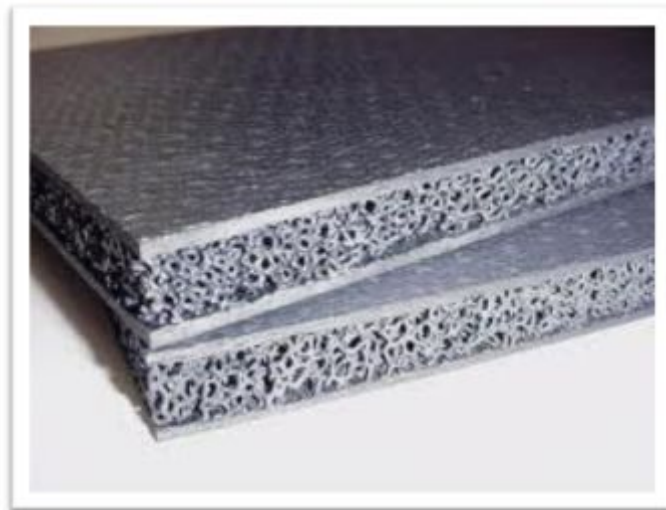


Figura 2.17: Material Compuesto

Poseen una región de contacto que los separa, llamada interface la cual es discreta e irreconocible por eso son heterogéneas, es decir sus propiedades no son iguales en todo su volumen.

La mayoría de los materiales compuestos están creados sintéticamente por la mano del hombre si bien es cierto existen materiales compuestos naturales como la madera y el hueso humano.

Estos materiales compuestos o composites suelen ser fabricados con fibras sintéticas con una matriz que los rodea o los fija, para crear un

material con propiedades mecánicas mejoradas y más resistentes. Superando a las aleaciones metálicas en resistencia y rigidez, son más livianas, tienen características superiores a la fatiga y son prácticamente inmunes a la corrosión.

El tipo de material compuesto más utilizado es el de matriz polimérica, que consiste en fibras de origen orgánico e inorgánico, como el carbón, kevlar y vidrio, insertados en una matriz plástica. A los compuestos reforzados con esta matriz se los conoce como matrices poliméricas o polímeros reforzados o comúnmente como plásticos reforzados.

En todo material compuesto se distinguen dos componentes: Matriz y Refuerzo.

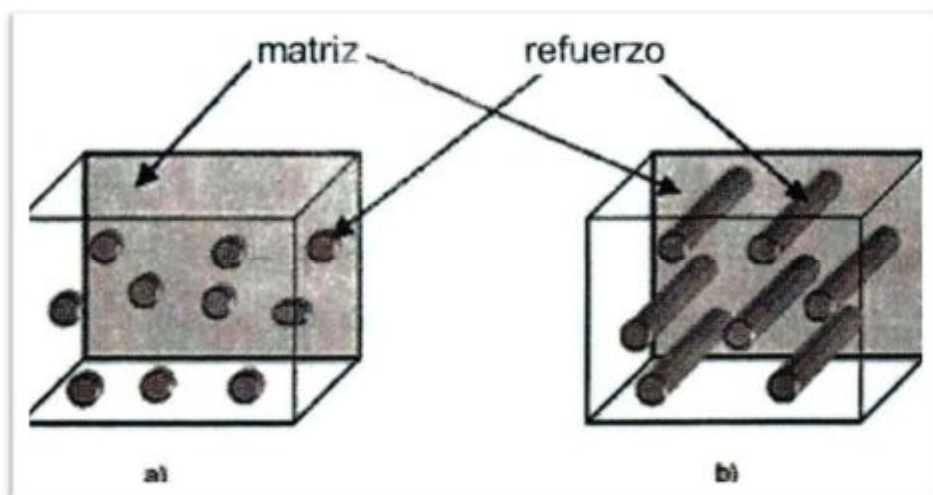


Figura 2.18: Identificación entre Matriz y Refuerzo

La matriz es el material que queda embebido, soportando las fibras es decir el refuerzo, manteniéndolas en su posición correcta de este modo transfiere la carga a las fibras fuertes, las protege durante el proceso de manufactura y uso, evitando la propagación de grietas a lo largo del componente.

Por lo general la matriz es la responsable de controlar las propiedades eléctricas del comportamiento químico y del límite de temperatura del compuesto.

Mientras que el refuerzo, es la parte discontinua o dispersa que se adhiere a la matriz para darle alguna propiedad que por sí sola no tiene, en general se utiliza para incrementar la resistencia mecánica y rigidez, pero también se emplean para mejorar el comportamiento en altas temperaturas. Este refuerzo se puede presentar en forma de partículas o mucho más en forma de fibras.

2.5.3 VENTAJAS Y LIMITACIONES DE LOS MATERIALES COMPUESTOS

Se pueden transformar materiales débiles y quebradizos, en elementos fuertes y duros, mediante la combinación adecuada de metales, fibras, plásticos y cerámicas. Así se mejora la resistencia y disminuye el peso lo que los hace muy conveniente en cualquier tipo de construcción.

2.5.3.1 VENTAJAS

Los materiales compuestos disponen de ventajas aportando numerosas cualidades funcionales como:

- Ligereza
- Resistencia mecánica y química
- Resistencia a la vibración
- Resistencia a la fatiga
- Resistencia al fuego
- Resistentes a la corrosión
- Mantenimiento reducido
- Menor resistencia aerodinámica
- Libertad de forma

2.5.3.2 LIMITACIONES

Estos materiales también disponen de algunas desventajas como:

- Elevado costo
- Difícil de manipular
- Tóxico

2.5.4 PROPIEDADES DE LOS MATERIALES COMPUESTOS

Todas las propiedades alcanzadas por los materiales compuestos dependen básicamente de tres factores:

1. Resina o matriz
2. Tipo de fibra
3. Geometría y dirección de las fibras

Casi todos los materiales compuestos tienen una alta resistencia mecánica al mismo tiempo que una baja densidad, permitiendo realizar estructuras y dispositivos resistentes como livianos. Se conoce esta relación entre la resistencia mecánica y la densidad como resistencia específica, esto se debe al utilizar una matriz polimérica de baja densidad, mientras que las fibras aportan la resistencia mecánica.

2.5.5 CLASIFICACIÓN DE LOS MATERIALES COMPUESTOS

Los composites se pueden clasificar en función de la naturaleza de la matriz como a la forma que posea el refuerzo.

En función de la naturaleza de matriz:

2.5.5.1 COMPUESTOS DE MATRIZ POLIMÉRICA

Conocidos como polímeros o plásticos reforzados con fibras, son lo más comunes. Básicamente la matriz es un polímero que generalmente son resinas epoxicas, fenólicas y vinilléster, impregnadas en una variedad de fibras como las de vidrio, carbono o las aramidas utilizadas como refuerzo.

2.5.5.2 COMPUESTOS DE MATRIZ METÁLICA

Utilizadas generalmente en la industria automotriz, están formados por metales "Livianos" como el aluminio actuando de matriz y fibras de carburo de silicio como refuerzo.

En función de la forma que posea el refuerzo

2.5.5.3 PARTICULADOS

Estos a su vez se clasifican en materiales reforzados con partículas grandes y otros por dispersión, que son aquellos los cuales poseen partículas de 10 a 250 μm de diámetro, estas partículas por lo general son óxidos metálicos que se introducen en la matriz con métodos distintos a las transformaciones de fases empleadas en el desarrollo de las aleaciones.

Mientras que los reforzados con partículas grandes son aquellos que no bloquean el deslizamiento con eficacia, son diseñados para obtener propiedades poco usuales, despreciando la naturaleza del material.

2.5.5.4 LAMINARES

Está constituida de diversos recubrimientos delgados, que consisten en la unión de varias superficies laminas: cada una sobre otra lamina + resina + lamina + resina es una matriz. Son diseñados para mejorar la resistencia a la corrosión y al desgaste, manteniendo un bajo costo.

2.5.5.5 REFORZADOS CON FIBRAS

Generalmente este tipo consigue mayor resistencia a la fatiga, mejor rigidez y una mejor relación resistencia – peso, al incorporar fibras resistentes y rígidas, aunque muy frágiles en una matriz más blanda y dúctil.

Donde la matriz transmite la fuerza a las fibras, las cuales soportan la mayor parte de la fuerza aplicada.

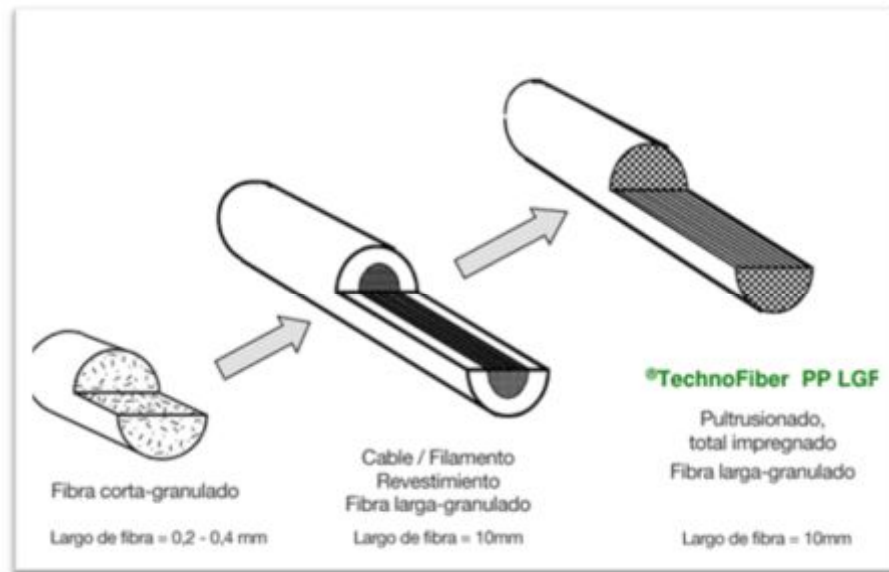


Figura 2.19: Composites Reforzados con Fibras

2.5.7 TIPOS DE MATERIALES COMPUESTOS

Existen diferentes tipos de composites clasificados en el tipo de fibra. Una fibra es una hebra de material que se utiliza como refuerzo a su alta fortaleza y rigidez. Estas hebras se utilizan para tejer telas que son las constituyentes principalmente de los materiales compuestos.

2.5.7. FIBRA DE VIDRIO

La fibra de vidrio, como lo indica su nombre consiste en numerosos y entradamente finas fibras de vidrio. Inventada en 1938 por Russell Games como un material para ser utilizado como aislante, se comercializa bajo el nombre comercial de Fiberglass. Comúnmente utilizado como material aislante, también como agente de refuerzo para muchos productos poliméricos.

Posee propiedades comparables a los de otras fibras como las fibras de carbono y kevlar. Aunque no son tan fuertes o tan rígidas como la fibra de carbono, es mucho más barata y mucho menos frágil.

La fibra de vidrio pesa más y tiene menor resistencia que la mayoría de fibras, cuando se usa con nuevos tipos de matriz y con una correcta

aplicación de la ciencia de las fibras, se convierte en un excelente elemento de refuerzo, aplicable a usos avanzados.

Con la combinación adecuada con otras fibras como el Kevlar o fibras de carbono, puede producir un material híbrido de bajo costo y alta resistencia.



Figura 2.20: Fibra de Vidrio

2.5.7.2 FIBRA DE CARBONO (GRAFITO)

La fibra de carbono o fibra de grafito se refiere al mismo material, esta fibra negra es fuerte, ligera con igual resistencia que el acero. Las fibras de carbono son usadas para fabricar componentes de estructuras primarias tales como costillas y superficies alares, que pueden adaptar diversas formas y múltiples necesidades.

La estructura atómica de la fibra de carbono es igual a la del grafito, que consiste en láminas de átomos de carbono arreglados en un patrón regular hexagonal. Los filamentos de fibra de carbono tienen un diámetro que oscila entre 5 y 8 mm y están combinados en mechas que contienen entre 5000 y 12000 filamentos. Estas mechas pueden retorcerse en hilos y formar tejidos.

Es muy utilizada en la industria aeronáutica para disminuir el peso de los aviones, fue utilizada por Edinson en el siglo XIX como filamentos para la bombilla eléctricas.

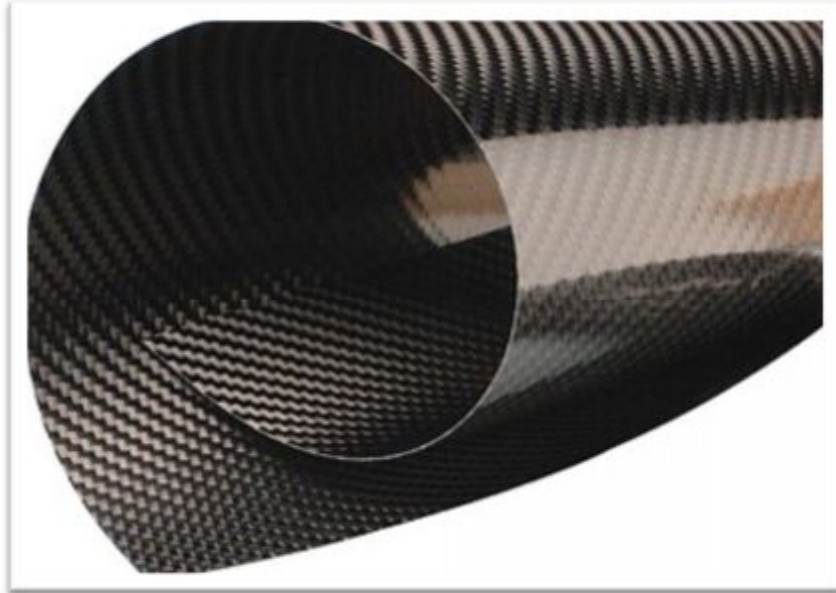


Figura 2. 21: Fibra de Carbono

2.5.7.3 FIBRA DE POLIARAMIDA (KEVLAR)

La fibra poliaramida, conocida por su nombre de fábrica KEVLAR, es una fibra tecnológica avanzada que combina propiedades de gran fortaleza, se caracteriza por su color amarillo y bajo peso.

Es un fibra orgánica básicamente proviene del petróleo, pertenece a la familia de las poliamidas (aramidas). Se descompone a altas temperaturas (420 – 480°C) conservando algunas de sus propiedades mecánicas incluyendo temperaturas cercanas a su descomposición.

Sus características son:

- Alto módulo de elasticidad
- Alargamiento bajo hasta el punto de ruptura
- El bajo peso
- Alta inercia química

- Muy bajo coeficiente de expansión térmica
- Alta resistencia a los cortes
- Resistencia Textil

Las desventajas de esta fibra es la capacidad de absorber humedad, dificultad en la fuerza de corte y compresión baja.

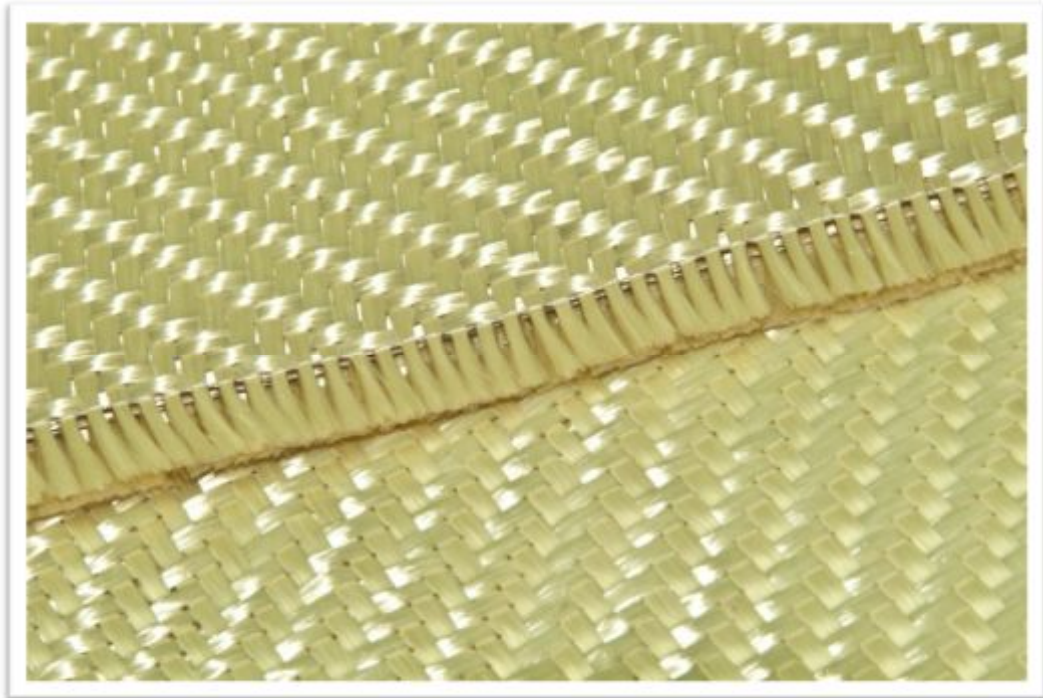


Figura 2.22: Fibra de Kevlar

2.5.7.4 FIBRA DE BORÓN

Es altamente resistente a las tensiones, compresiones, dureza y vibraciones, estas fibras son obtenidas en un proceso químico. Poco utilizado en aviación, por su elevado costo y muy peligroso para trabajar, debido a sus materiales químicos que lo forman (Tungsteno y Boro) ya que al romperse emana un polvo que entra al organismo del usuario lo que ocasionaría posiblemente irritación de la piel y obstrucción en las vías respiratorias o incluso causaría la muerte.



Figura 2.23: Fibra de Borón

2.5.7.5 CERÁMICA

Son de mucha importancia cuando requerimos una aplicación que necesite de altas temperaturas, la cual tendría la mayor fuerza y flexibilidad, se emplea en artículos y recubrimientos aglutinados.



Figura 2.24: Fibra de Cerámica

2.5.8 TIPOS DE RESINA O MATRIZ

La matriz en un material compuesto tiene tres principales funciones:

- Sostener juntas a las fibras
- Distribuir la carga entre las fibras
- Proteger las fibras del medio ambiente

Una de las funciones principales de la resina es de unir las fibras y proteger el material del contacto con factores externos como el agua, combustible y demás sustancias que pudieran ser perjudiciales para el material.

El material ideal del que una matriz es hecha debe ser un líquido de baja viscosidad, que puede ser rápidamente convertido a un sólido duro y durable, adecuadamente ligado a la fibra de refuerzo.

Las principales resinas termo rígidas son las de poliéster, entre las más utilizadas tenemos: Resinas poliéster, viniléster, epoxi y fenólicas.

2.5.8.1 RESINAS DE POLIÉSTER

Es la resina mayormente utilizada en la construcción de quipos resistentes a la corrosión, ya que son fáciles de impregnar sobre todo en la fibra de vidrio, poseen alta resistencia a la compresión térmica, mecánica y química.

2.5.8.2 RESINAS DE VINILIÉSTER

Poseen buenas cualidades mecánicas, resistente a la fatiga, corrosión y temperatura, buena adhesión sobre las fibras de refuerzo.

2.5.8.3 RESINAS DE EPOXI

Es un material termostático comúnmente usado en la construcción de aeronaves. Generalmente es utilizada para distribuir los esfuerzos sobre las fibras y mantenerlas juntas. Presenta características, muy parecidas a la del plástico.

Esta consiste en dos partes: la resina en sí misma y el acelerante. Estos al mezclarse, producen una reacción entre sí emitiendo calor y produciendo una sustancia pegajosa conocida como matriz.

Una de las ventajas que presenta esta resina epoxi, excelente pegamento y único que puede ser utilizado en los metales. También se utiliza como recubrimiento en los compuestos.



Figura 2. 25: Resina Epoxi

2.5.9 TIPOS DE ALMA PARA MATERIALES COMPUESTOS

El alma o núcleo es la parte central de un material compuesto que se caracteriza por su bajo peso y su elevada resistencia, puede aumentar significativamente el volumen de la estructura con un aumento mínimo de peso. El tipo de material con el que se puede fabricar el alma puede ser de distinto material, madera, panel de abeja, metal, materiales compuestos y espuma.

2.5.9.1 MADERA

En este tipo de relleno se utiliza la madera de balsa que es ampliamente utilizada en combinaciones con fibras para producir materiales compuestos debido a que presenta alta resistencia al esfuerzo de tensión, elasticidad sin aumentar su peso.

2.5.9.2 PANEL DE ABEJA

El panel de abeja se lo conoce así por su forma estructural interna. Se lo realiza a partir de láminas delgadas de diversos materiales metálicos y no metálicos cuyas propiedades unidas al espesor de las láminas, en su forma y tamaño de la celdilla, pueden variar considerablemente y formar un producto bastante resistente.

Se unen entre si formando una estructura por lo general regular a base de un conjunto de prismas rectos de lados comunes en forma de panal en función de la aplicación del núcleo, siendo la más común la forma hexagonal.

Los núcleos de nido de abeja están fabricados con láminas de materiales metálicos (aleaciones de aluminio, titanio, acero, etc.) y no metálicos (fibras de vidrio, carbón, kevlar, etc.) las cuales son impregnadas con resina para mayor rigidez.

Gracias a sus propiedades mecánicas que estas presentan y a su peso alcanzado con materiales celulares, lo hace muy atractivo en aplicaciones aeronáuticas.

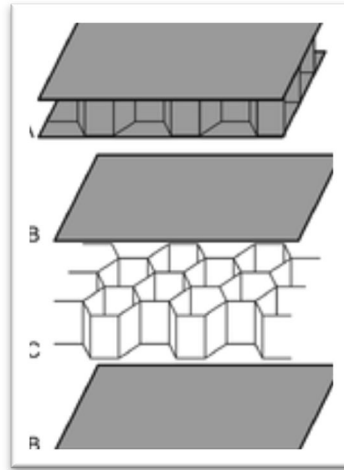


Figura 2.26: Panel de Abeja

2.6 ESTRUCTURA TIPO SÁNDWICH

Las estructuras sándwich son las que están formadas por la adhesión de dos caras, refuerzos, pieles o revestimientos relativamente delgados a un núcleo o alma central.

Las primeras estructuras de materiales compuestos fueron tipo "sándwich", y se obtenían ensamblando por pegado (o soldadura) dos láminas delgadas y de alta resistencia, denominadas pieles y una placa gruesa de material ligero, denominada núcleo de bajas características mecánicas.

Pueden ser construidos de varias formas y con una variedad de materiales, las estructuras sándwich más empleadas en construcciones aeronáuticas están fabricadas con láminas de material compuesto de fibra de carbono o fibra de vidrio, que forman las caras que se unen al núcleo.

Así como se muestran a continuación los materiales más utilizados para pieles y para núcleos, así como sus disposiciones dentro del panel tipo sándwich:

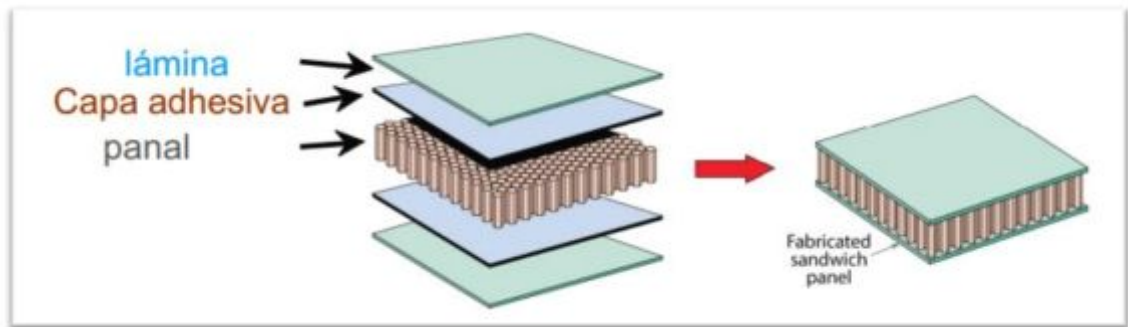


Figura 2.27: Estructura Sándwich

	PIELES	NÚCLEOS
Expandido	Metales Laminados Contrachapados termoplásticos ⁺	Espuma de poliuretano Espuma de poliestireno*
Placa nervada	amianto/cemento Metales Laminados	Metal Material compuesto.
Nido de abeja	Contrachapados Laminados Aluminio	Madera Nido de abeja de cartón Nido de abeja de Aluminio

Figura 2.28: Estructuras Tipo Sándwich

2.7 CIENCIA DE LAS FIBRAS

Se conoce como ciencia de las fibras a la posición en que son colocadas, para producir la mayor fortaleza frente a un esfuerzo o carga aplicada, estas carga o esfuerzo aplicado tendra la misma dirección que la fibra utilizada.

Es de vital importancia colocar las fibras en la dirección del esfuerzo producido pues de lo contrario los efectos sobre la estructura de la aeronave pueden ser devastadores.

Existen varios componentes que definen la dirección de la fibra utilizada que son las siguientes:⁶

Warp: son los hilos que corren a lo largo de la tela, se designa grados.

Weft (fill): son los hilos que corren perpendicular al warp (90 grados).

Bias: se encuentran a 45 grados del warp.

Selvage edge : paralelo al warp.

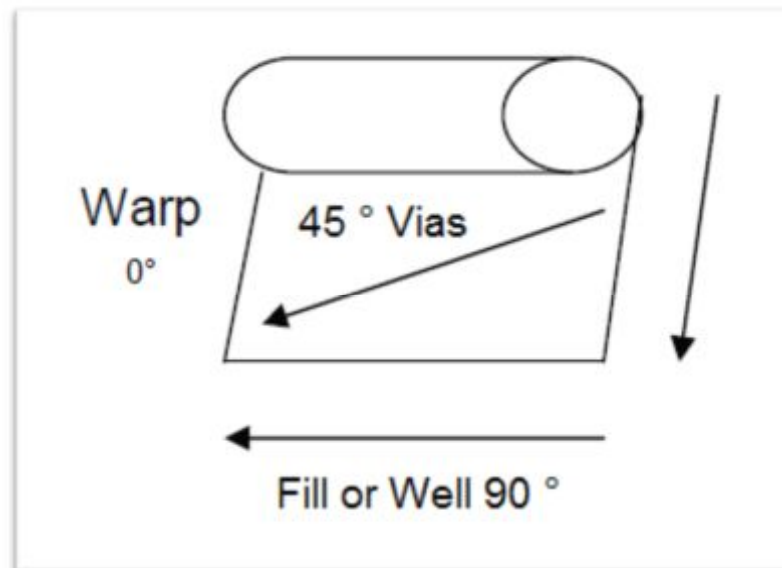


Figura 2.29: Dirección de las fibras

⁶ Cayo, W.(s.f).Estructura No Metalicas (Materiales Compuestos):Ciencia de las Fibras. Pg 28 -29.

2.8 TIPOS ESTRUCTURALES DE FIBRAS

Las fibras se clasifican de acuerdo con su estructura

- **Unidireccional:** utilizan la fibra de manera orientada a otras fibras que van en la misma dirección.
- **Bidireccional o Multidireccional:** las fibras van en diferentes direcciones.
- **Mats:** los tejidos de las fibras van en todas las direcciones.
- **Híbridos:** se forman por la unión de dos o más fibras en una matriz única, tiene mejor combinación de propiedades que los materiales compuestos con un solo tipo de fibra.

2.9 PROCESO PARA LA FABRICACIÓN DE COMPOSITES

Los procesos de fabricación en composites se elaboran transformando la materia base o prima en un producto final, mediante la utilización de métodos por medio de los siguientes procesos.

2.9.1 WET LAY - UP (AMONTONAMIENTO)

Este método para construir materiales compuestos se refiere a colocar varias capas de fibras reforzante (impregnadas en resina) una sobre otra y formar de esta manera una estructura sólida.

2.9.2 VACÍO

Es un método que aplica presión atmosférica sobre un material compuesto durante su curación para de esta manera obtener una mejor unión entre las capas.

Se aplica esta técnica ya que permitirá remover el aire atrapado entre las capas de fibra compactando las mismas, proporciona un laminado más uniforme, evita que la orientación del laminado se modifique durante el curado, reduce la humedad y optimiza las separaciones del refuerzo – matriz en los moldes.

2.9.3 MOLDEADO POR COMPRESIÓN

Proceso mediante el cual se aplica fibras y resina sobre un molde macho y luego se cierra con un molde hembra presionando ambos para obtener diferentes formas. Se utiliza sobre todo para piezas muy detalladas.

2.9.4 MOLDEADO POR EXPANSIÓN TÉRMICA

Dentro de los moldes se coloca una espuma y luego se aplica calor el cual hace que la espuma se expanda dando forma a la pieza deseada.

2.9.6 FILAMENT WINDING

Proceso de tejer hilos de fibras alrededor de un molde para producir una estructura.⁷

Una vez que se han obtenido los productos compuestos estos se unen con otros miembros, dependiendo de las necesidades de la aplicación que se está estudiando.

2.10 MOLDES

Cuando se trabaja con materiales compuestos, la etapa en el diseño de los moldes adquiere una relevancia especial debido a que de la eficiencia de la producción dependen los costes de fabricación. Por lo tanto, de un acertado diseño del molde dependerá en gran medida el éxito o fracaso del producto final

Los aspectos fundamentales previos a considerar en el diseño de un molde son normalmente requerimientos estéticos, económicos y de formas del producto que intentamos fabricar.

Hay que tomar algunos aspectos fundamentales previos a la construcción del molde son:

⁷ Cayo, W.(s.f).Estructura No Metalicas (Materiales Compuestos):Procesos para la Fabricación de Materiales Compuestos Pg 34-35

- Método de producción seleccionado.
- Tamaño y complejidad del diseño de la pieza.
- Coste del producto (cantidad de unidades a producir).
- Requerimientos de acabo superficial de la pieza.

Trabajando con materiales compuestos, las tolerancias son siempre fuente de problemas, ya que múltiples factores interactúan y afectan a la pieza y que podríamos resumir en:

- Dimensiones del molde
- Contracciones del molde

El diseño de moldes es una tarea sumamente especializada y que corresponde llevarse a cabo por expertos. Dichos expertos suelen ser los modelistas y los constructores. Solo con el aporte de su experiencia y conocimiento podremos llevar a cabo un buen trabajo. Esto supone acciones muy variadas a realizar durante esta etapa y que podríamos resumir en:

- Selección del material del molde
- Espesores de molde recomendados
- Consideraciones sobre pliegues y cantos del molde
- Simetría del laminado en moldes de materiales compuestos
- Gradiente de desmolde

CLASES DE MOLDES

Un molde que dependiendo de lo complejo de la pieza puede ser simple o sofisticado, constituido por varios pequeños moldes. Los moldes para materiales compuestos se dividen en dos grandes grupos, independientes del número de unidades a producir.

- Moldes Machos
- Moldes Hembras

La elección del tipo de molde dependerá de que zona de la pieza sea la que debe recibir buen acabado, esta parte lisa o pulida será la que se obtenga de haber permanecido en contacto con el molde durante el proceso

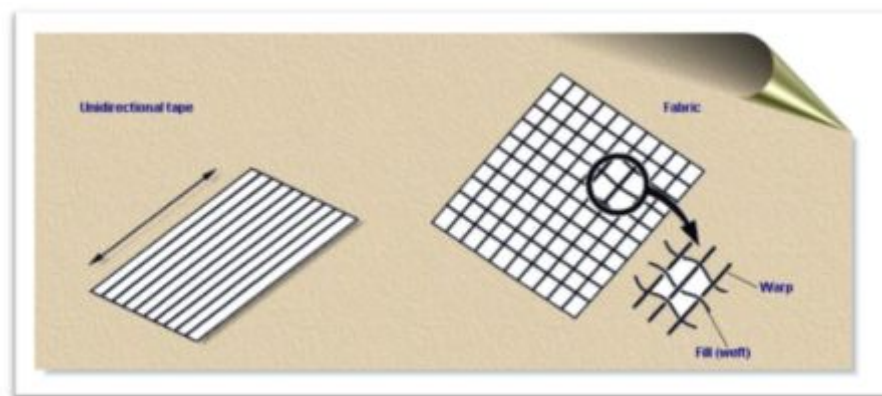
de fabricación. Así los moldes machos se distinguen por reproducir superficies lisas en su cara interior, en tanto los moldes hembras, producen superficies pulidas en la cara exterior.⁸

2.11 APLICACIÓN DE LOS MATERIALES COMPUESTO EN EL AVIÓN ATR 42- 500

2.11.1 MATERIALES COMPUESTO

Composites utilizado en el diseño estructural son ya sea cintas o tipos de tejidos unidireccional.

La utilización de tejidos unidireccionales y la fabricación automatizada hace que la optimización sea más fácil.



. **Figura 2.30:** Dirección de las Fibras

Existen dos principales diseños:

- Estructura Sándwich
- Estructura Monolítica

2.11.2 ESTRUCTURA SÁNDWICH

Una estructura de sándwich se compone de dos pieles congregadas a un núcleo de nido de abeja.

Generalmente se utilizan dos procesos de fabricación

⁸ Besednjack.A. (s.f). Los Moldes. Pg 1- 5 <http://ocw.upc.edu/sites/default/files/materials/15012220/22638-3142.pdf>

- Proceso multifásico⁹

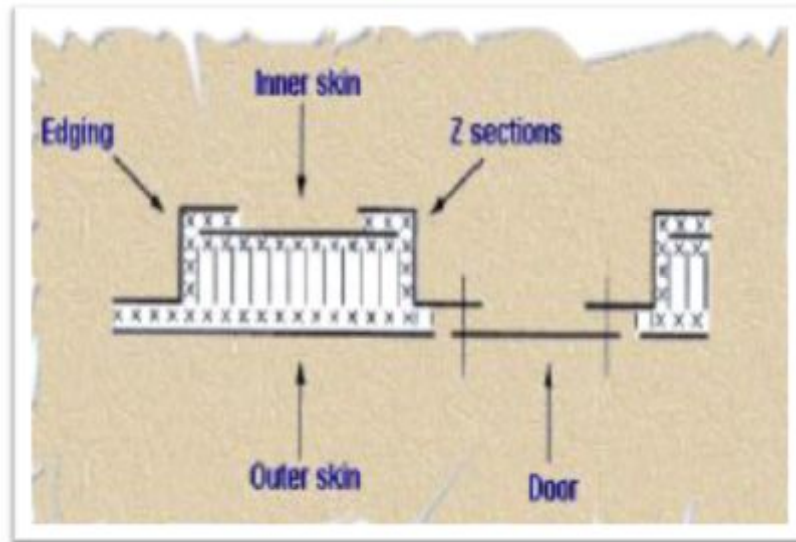


Figura 2.31: Estructura Multi fase

- Proceso de una sola fase

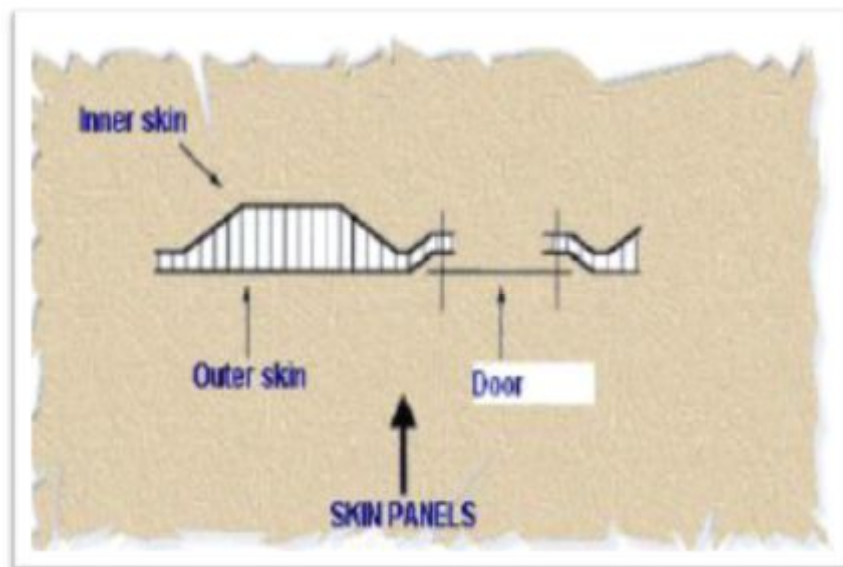


Figura 2.32: Proceso de una fase

⁹ Manual de Entrenamiento del avión .ATR 42-500: ATA 50. Pg 14-16

2.11.3 ESTRUCTURA MONOLÍTICA

Existen dos tipos principales de estructura monolítica

- **Caja de estructura monolítica de multi costillas:** la caja se compone de una piel no rígida soportada en un panel monolítico por múltiples largueros o sub estructura de múltiples costillas.

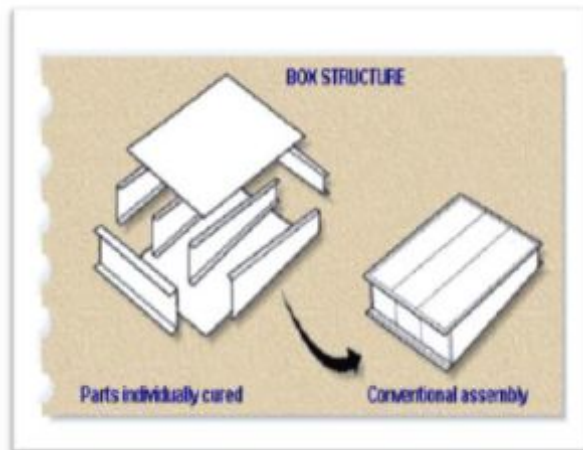


Figura 2.33: Estructura Monolítica

- **Estructura monolítica rígida integral:** se componen de paneles integralmente rígidos apoyados por largueros y costillas.¹⁰

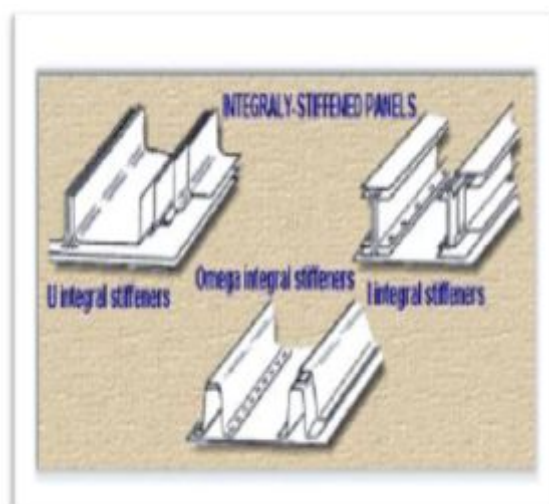


Figura 2.34: Estructura Monolítica Rígida

¹⁰ Manual de Entrenamiento del avión .ATR 42-500: ATA 50. Pg 14-16

2.12 EQUIPOS DE SEGURIDAD PARA TRABAJAR CON MATERIALES COMPUESTOS

Las normas de seguridad que se implementan para trabajar con materiales compuestos y materiales a fines a su elaboración, es necesario el uso obligatorio de Equipos de Protección Personal (EPP), evitando en su totalidad accidentes y previniendo futuras enfermedades al organismo.

Por consiguiente se ha establecido el uso de los siguientes EPP.

Protección para los ojos

Para la protección de ojos: frente a las proyecciones de partículas o polvo provenientes de los residuos de fibra de carbono, vidrio, kevlar, resinas y astillas de la madera se utiliza gafas de seguridad.



Figura 2.35: Gafas de Protección

Protección para las vías respiratorias:

Para la protección de vías respiratorias por inhalación de gases o residuos de fibras de carbono, vidrio, kevlar y resinas, cuando las medidas de ventilación o extracción no sean suficientes se colocara una mascarilla para evitar su inhalación.



Figura 2.36: Mascarilla de Protección

Protección para las manos:

Para evitar el contacto accidental con la piel, que puedan producir reacciones desfavorables se utiliza guantes de seguridad que garanticen una protección adecuada.



Figura 2.37: Guantes de Protección

Protección para los pies:

Cuando exista el riesgo de pisada o el contacto con la piel sobre elementos peligrosos como los residuos de resina de emplearan botas de seguridad con la protección adecuada.



Figura 2.38: Calzado de Protección

Protección para el Cuerpo:

Se empleara ropa de trabajo del tipo mono, esta será de su uso exclusivo, y deberá ser cerrada totalmente en puños y tobillos para evitar el contacto con la piel.



Figura 2.39: Ropa de Protección

CAPÍTULO III

DESARROLLO DEL TEMA

3. PRELIMINARES

En el presente capítulo se detallara de manera ordenada, los diferentes procedimientos que se ejecutaron para la construcción del Avión ATR a escala en estructura no metálica, con una descripción amplia del proceso de construcción.

Previamente a la construcción del avión a escala se tomó en consideración la alternativa de construcción, analizada en cuanto al cumplimiento de los objetivos planteados en la ejecución del presente trabajo investigativo.

3.1 PLANTEAMIENTO DE ALTERNATIVA DE CONSTRUCCIÓN

3.1.1 ALTERNATIVA DE CONSTRUCCIÓN

Para la construcción del avión se planteó la siguiente alternativa que consiste en un avión a escala en fibra de vidrio partiendo desde redimensionar el avión ATR.

Lo que implica la construcción de un molde principal hembra de madera de laurel y balsa dependiendo su superficie a moldear, mismos que cumplirán con los procesos correspondientes previos a la elaboración del molde base en fibra de vidrio utilizando el molde por vacío consiguiendo así el modelo a escala del ATR el cual será liviano y fácil de transportar.

Una vez elaborado el molde base del avión en fibra de vidrio se procederá el seccionamiento para determinar la colocación de los distintos materiales compuestos según su estructura, de forma demostrativa. Determinando que el lado derecho se presentara completamente terminado con sus detalles exteriores y el lado izquierdo en su forma estructural de manera que se visualice y diferencie los distintos materiales compuestos

con los que se fabrica la aeronave cumpliendo así de manera objetiva el presente trabajo.

3.2 FACTIBILIDAD DE LA ALTERNATIVA EN LA CONSTRUCCIÓN

Para el desarrollo de la alternativa se consideró los siguientes factores.

- Factor Económico
- Factor Técnico Constructivo
- Factor Herramientas de Construcción

3.2.1 FACTOR ECONÓMICO

Se tomó en cuenta al factor económico correspondiente a los elevados costos de adquisición que tienen las fibras y resinas. A más de esto también se tomó en cuenta de los honorarios de la asesoría de la guía para el desarrollo del prototipo a escala y también se consideró gastos extras detallados a continuación.


3.2.1.1 DETALLES DE COSTOS PRIMARIOS

Involucran los costos descritos a continuación, para la elaboración del proyecto, detallando los materiales, trabajos especiales, entre otros.

Tabla 3.1

Costos Primarios

Materiales	Cantidad	Precio Unitario	Total
Fibra de Vidrio	5 metro	20	100
Fibra de Carbón	2 metros	60	120
Fibra de Kevlar	1 metros	100	100
Resina Epoxi PR 2032	1 litro	20	20
Acelerante PH 3660	1 litro	15	15
Madera de Laurel 8cm x 150cm	2 Unidades	5	10
Madera de Balsa 4cm x150cm	3 Unidades	9.50	19
Macilla para Madera	250 gr	4.25	4.25
Vinilo Autoadhesivo 3M™	1 rollo	17.50	17.50

CONTINÚA 

Aluminio 3mm espesor	1/2 lamina	8	8
Film Separadores y Sangradores	4 Yd	7	28
Vacumm Film	4 Yd	2.75	11
Vacumm Tape	10 ft	4.65	9.30
PeelPly	4 Yd	1.50	6
Tela Absorbente	4 Yd	10	40
Sellante de Madera Piroxilina	1/4 Galón	15	15
Total			523.05

Tabla 3.2

Costo de Mano de Obra

N°	Detalle	Costo
1	Asesor en la Construcción	300
1	Pintor	30
1	Redimensionamiento en CAD	200
Total		530 USD

Tabla 3.3

Costos de Herramientas

N°	Herramientas	Costo
1	Kit de Limas para aluminio	5
1	Kit de Mezcla de Resina	10
8	Lija N° 30	8
2	Guantes Quirúrgicos	2.50
Total		25.5 USD

Tabla 3.4

Costos Secundarios

N°	Descripción	Costo
1	Materiales de Papelería	30
2	Internet	5
3	Impresiones	50
4	Empastado y Anillado	30
5	Transporte y Movilización	200
6	Alimentación	200
7	Vivienda	150
Total		665 USD

Tabla 3.5

Costo Total del Proyecto

N°	Descripción	Costo
1	Costo Primario	523.05
2	Costo Mano de Obra	530
3	Costo Herramientas	25.5
4	Costo Secundarios	665
Total		1.743.55

3.2.2 FACTOR TÉCNICO CONSTRUCTIVO

Se consideró este factor importante al momento de determinar las dimensiones correspondientes al ATR 42 – 500 por tratarse de un modelo a escala, tomando en cuenta que se acudirá a fuentes confiables y no restringidas, como el Manual de Entrenamiento del avión ATR.

Mismo que no contaba en su totalidad con las dimensiones correspondientes para el desarrollo del modelo a escala, por lo que se vio factible partir con dichas dimensiones y redimensionar el avión en el programa AUTO – CAD a una escala 1: 20, Ver Anexos B.

De esta manera tener dimensiones como la mayor exactitud posible ya que estas medidas son extraídas de un manual con fines de entrenamiento, cabe recalcar como es de conocimiento la información en cuanto a una aeronave es restringida por parte de quienes operan la misma.

3.2.3 FACTOR HERRAMIENTAS DE CONSTRUCCIÓN

Este factor se consideró ya que en su mayoría las herramientas para la elaboración de los moldes fueron adquiridas, mientras que otras herramientas fueron de fácil acceso por que se encontraban en el espacio donde se trabajó. El trabajar con materiales compuestos implicaba herramientas especiales y desechables.

3.3 DIMENSIONES PARA ELABORACIÓN DE LOS MOLDES

3.3.1 TABLA DE DIMENSIONES REALES

La determinación de esta tabla su extraída del Manual de Entrenamiento del ATR 42-500.

Tabla 3.6

Dimensiones Internas Cabina ATR 42- 500

Descripción	Medidas Reales	
	metros (m)	pulgadas (in)
Máxima altura Interior de Cabina	1.91m	75.2 in
Máxima ancho Interior de Cabina	2.570m	102 in
Máxima ancho Exterior de Cabina	2.865m	112.2 in
Máxima ancho de Piso	2.263m	89 in

Tabla 3.7

Dimensiones Externas Principales ATR 42- 500

Descripción	Medidas Reales	
	metros (m)	feet (ft) pulgadas (in)
Largo	22.67m	74ft 5 in
Envergadura	24.572m	80ft 7 in
Altura	7.59m	24ft 11 in
Diámetro exterior del Fuselaje	2.865m	9ft 5 in
Área de las Alas	54.514 m ²	586 sq ft
Base de Neumáticos	8.78 m	28ft 10 in
Distancia entre los Motores	8.10m	26ft 7 in
Distancia entre los Neumáticos	4.100m	13ft 5 in
Espacio entre las Hélices y Fuselaje	0.835 m	2ft 8.9 in

3.3.2 TABLA DE DIMENSIONES A ESCALA

Tomando en cuenta que existen diferentes tipos de escala se determinó la más factible, basándose en el factor económico. La escala que se aplicó fue de 1:20 a las dimensiones reales, se calculó de la siguiente manera aplicando la fórmula: Dimensión a Escala = Factor de Escala / Dimensión Real. En los anexos (Anexos B) se podrá determinar y visualizar de mejor manera las dimensiones.

Tabla 3.8

Dimensiones Internas a Escala de la Cabina ATR 42- 500

Descripción	Medidas a Escala 1: 20	
	metros (m)	centímetros (cm)
Máxima altura Interior de Cabina	0.0955 m	9.55 cm
Máxima ancho Interior de Cabina	0.1285 m	12.85 cm
Máxima ancho Exterior de Cabina	0.14325 m	14.325 cm
Máxima ancho de Piso	0.11315 m	11.315 cm

Tabla 3.9

Dimensiones Externas a Escala Principales ATR 42- 500

Descripción	Medidas a Escala 1: 20	
	metros (m)	centímetros (cm)
Largo	1.133 m	113.3 cm
Envergadura	1.228 m	122.8 cm
Altura	0.379 m	37.9 cm
Diámetro exterior del Fuselaje	0.1432m	14.32 cm
Área de las Alas	2,7257m ²	272.57 cm ²
Base de Neumáticos	0.439 m	43.9 cm
Distancia entre los Motores	0.405 m	40.5 cm
Distancia entre los Neumáticos	0,205 m	20.5 cm
Espacio entre las Hélices y Fuselaje	0.04175 m	4.175 cm

3.4 CONSTRUCCIÓN DE LOS MOLDES PRINCIPALES

3.4.1 PROCESO DE CONSTRUCCIÓN DE LOS MOLDES PARA EL AVIÓN

La etapa de diseño y construcción de los moldes dependió mucho de la eficiencia e importancia que se le dio desde la delimitación de medidas hasta la selección correspondiente al material a usar en la elaboración de los mismos, ya que de esto dependerá el éxito del modelo a escala.

Previamente a la elaboración de los moldes se determinó que tipo de molde se realizara, para lo cual se puso en consideración, las características y detalles que implica realizar un molde de un avión, seleccionando un molde hembra ya que cumple con las características y exigencias que tiene la elaboración.

Una vez seleccionado que tipo de molde que se ocupara, procese a la determinación del material idóneo a usar para su elaboración, para lo cual se determinó; Madera de Laurel para Fuselaje, Madera de Balsa para las superficies estructurales como: Motores, Estabilizadores y Ala.

Mientras que se utilizó macilla para la parte del Fairing del Ala y Fairing Trenes y para las Hélices Aluminio Comercial se seleccionando estos materiales por sus características de fácil moldeo, tallando, livianas y no costosas.

Construcción del Molde para el Fuselaje

Se consiguió dos bloques de Madera de Laurel de 114 cm x 14 cm, luego se procedió a la unión de las mismas, con una pega adhesiva (COLA DE MADERA) esperando su respectivo secado. Una vez secado se aplicó macilla sobre la unión reforzando esta parte, para luego ser llevada a un torno dándole su forma cilíndrica, formando así la parte cilíndrica del fuselaje del avión.

Hay que tomar en cuenta que la elaboración del molde del fuselaje, implica tallar y desbastar para forma la Nariz y Cola, detallando su proceso de formación a continuación.

Nariz.-En la parte delantera se desbaste usando un Cuchillo siguiendo siempre la forma y dimensiones, utilizando los planos como guía (Anexo B), luego se comenzó a lijar detallando su forma el lijado se repitió dos veces para asegurar su acabado.



Figura 3.1: Desbastado de la Nariz

Cola.- En esta parte del avión se usó un Cuchillo devastando mucho hasta llegar a su forma para luego terminar con el lijado utilizando una Lija 30, este proceso se repitió dos veces de tal forma que su superficie quede completamente lisa, finiquitando los detalles que deja el uso del cuchillo.



Figura 3.2: Molde de la cola del avión

Construcción del Molde de Fairing Ala y Fairing Trenes

Fairing Trenes.- Siguiendo la forma de los planos como guía, se formó con macilla en la parte central inferior del fuselaje, esperando su respectivo secado, para luego definir sus detalles con el uso del estilete y Lija.



Figura 3.3: Colocación de la Macilla Carrenado

Fairing Ala.- Una vez determinada ubicación del ala, se comenzó a formar el fairing con macilla con la ayuda de los planos se marcó su forma en el fuselaje facilitando la elaboración del mismo, finalizando con los detalles utilizando la cuchilla y una lija.



Figura 3.4: Formación del Fairing Ala

Construcción del molde para los motores

Motores.- Los motores izquierdo y derecho se formaron utilizando dos balsas cilíndricas de 15cm x 8cm para cada motor, el uso de la cuchilla y lija fue muy primordial, por lo cual se utilizó los planos que sirven como guía facilitando su proceso de formado.

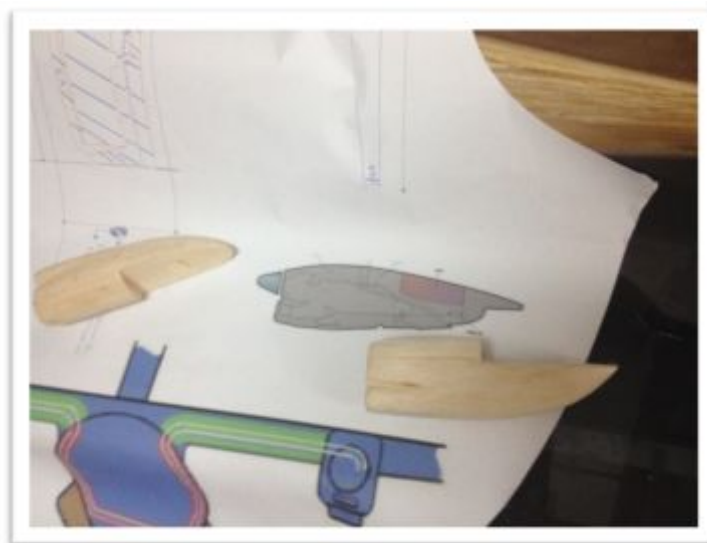


Figura 3.5: Lijado de los Motores

Construcción del molde del ala

Ala.- El proceso que se desarrolló en la construcción del ala fue muy complejo su forma y detalles que presenta, amerita el uso de madera de balsa ya que esto facilitaría su elaboración, tomando como guía los respectivos planos, se partió desde la unión de dos balsas de 123 cm x 1,5 cada una, para luego con una cuchilla y lija poder formar su superficie.



Figura 3.6: Elaboración del Ala

Construcción molde de los estabilizadores

Estabilizador Horizontal.- Se formó mediante la unión de dos balsas de 40cm x 1,5cm cada una, aquí se utilizó un estilete ya que la balsa es fina y esto permitió el fácil moldeado, detallando su forma con la lija.



Figura 3.7: Elaboración del Estabilizador Horizontal

Estabilizador Vertical.- Para llegar a su forma se partió de una balsa de 45cm x 30cm, desbastando su lado en forma curva, se lijo y siguiendo la guía de los planos facilito el formado del estabilizador.



Figura 3.8: Lijado del Estabilizador Vertical

Construcción de las Hélices

La construcción de las hélices se la realizó a partir del moldeado de aluminio, manipulando su forma.



Figura 3.9: Elaboración de la Hélices

3.5 PROCESO DE ELABORACIÓN DEL MOLDE BASE

Una vez terminado con los moldes principales del avión, se continuó con el proceso de elaboración del molde base en fibra de vidrio, tomando en cuenta que fue necesario realizar algunos procedimientos previamente a la aplicación de la fibra de vidrio los cuales se detallaran a continuación.

3.5.1 ENSAMBLE DEL MOLDE DEL FUSELAJE Y DEL ESTABILIZADOR VERTICAL

Se realizó el ensamblaje de estos dos moldes ya que facilitaría los posteriores procedimientos. Terminado el fuselaje y el estabilizador horizontal, se procedió a la unión de estas superficies mediante una Espiga para que sostenga el estabilizador vertical de tal forma que se sujeté y se fije al fuselaje.



Figura 3.10: Estabilizador – Fuselaje

3.5.2 PROCESO DE LIJADO

Este proceso se desarrolló previamente terminados los moldes, se comienza a lijar cada uno de estos, las veces que se considere necesaria hasta, tener completamente lisas cada superficie de los moldes finiquitando todos los detalles.



Figura 3.11: Lijado de las Superficies de los moldes

3.5.3 COLOCACIÓN DEL SELLADOR

El tipo de sellador que aplico fue Piroxilina, tomando todas la medidas de seguridad y la utilización de EPP, se procedió a la aplicación del sellante en todos los moldes, con la superficie completamente lisa se aplicó tres veces el Sellador esperando su respectivo secado de un día, se realizó este proceso permitiendo que los moldes queden sin ningún tipo de porosidad, generalmente se realiza o se aplica en base a la experiencia al trabajar con fibras.



Figura 3.12: Aplicación del Sellador en los Moldes

3.5.4 COLOCACIÓN DE VINILO

Con la superficie de los moldes completamente seca se procedió al forrado con Vinilo en cada uno de los moldes principales, utilizando una secadora de pelo que facilite su adhesión y quede completamente lisa, ya que se aplicara desmoldante, una vez forrado de los moldes.



Figura 3.13: Colocación de Vinilo en los Moldes

3.5.5 APLICACIÓN DEL DESMOLDANTE

La aplicación del desmoldante permitirá desmoldar fácilmente el molde base una vez realizado el proceso de laminado de la fibra. El procedimiento que se realizó, fue de aplicar el desmoldante en todas las superficies de los moldes; lo que consiste en aplicar con un guape el desmoldante tipo crema para luego de unos 10min pasar nuevamente un guape limpio y quitar el exceso.

La aplicación de este desmoldante permitirá que la fase de desmolde sea mucho más fácil, permitiendo que no se adhieran al molde base.



Figura 3.14: Aplicación del Desmoldante

3.5.6 COLOCACIÓN DE LA FIBRA DE VIDRIO/RESINA

Es la parte más importante del proyecto, ya que servirá como molde base para la aplicación y cumplimiento de los objetivos del presente trabajo. Una vez cumplido con los procedimientos previamente al desarrollo del mismo, se inició con la colocación de la tela de fibra de vidrio y resina sobre los distintos moldes.

El proceso de fabricación de materiales compuestos que se realizó fue de Wet lay-up: este método permitió colocar varias capas de fibra de vidrio impregnadas en resina una sobre otra y de esta forma obtener un molde base sólido.

Se utilizó fibra de vidrio tipo E y Resina Epoxi con su respectivo catalizador, con una relación de 100% - 38%.

1. Cortar la tela de fibra de vidrio necesario para cada uno de los moldes con una tijera especial para cortar este tipo de tela.

2. Preparar la resina necesaria para cada molde, utilizando un recipiente para mezclar la resina y catalizador.

3. Impregnar por completo de resina la fibra de vidrio, para luego. Para luego colocar sobre los moldes.

Este último paso se realizara de manera rápida, de tal manera que la aplicación del moldeo por vacío cause su efecto. Todo este proceso se realizó tomando en cuenta medidas de precaución y la utilización EPP.



Figura 3.15: Colocación de Fibra de vidrio/ Resina

3.5.7 MOLDEO POR VACÍO

El moldeo por vacío se realizó una vez laminado cada uno de los moldes y con el suficiente tiempo antes de que comience el proceso de gelificación de la matriz polimérica, se disponen sobre todo el laminado de los materiales que nos permitirán realizar el compactado de resina, para evitar que dichos materiales o residuos se adhieran al molde principal facilitando el desmolde del molde base.

Este proceso se realizó, con la aplicación de los materiales necesarios para el moldeo por vacío de cada uno de los moldes principales, se aplicó de forma ordenada como se lo presenta a continuación.

1. Tela Pelables o Peel Plies

Son generalmente aplicados como último material en la secuencia del laminado, permitiendo utilizarlos en contacto directo con el laminado, actuando como protector superficiales del laminado.

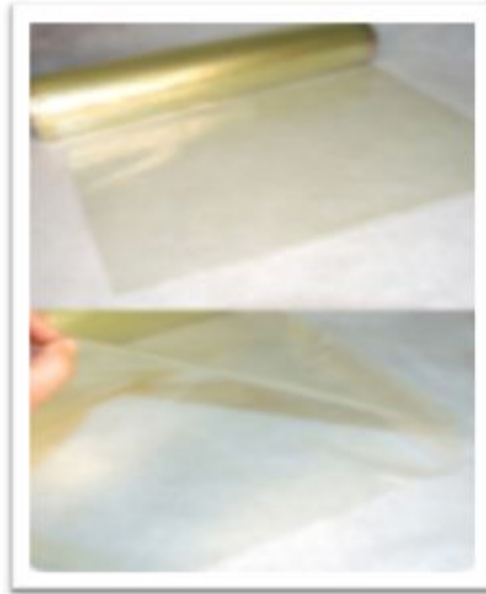


Figura 3.16: Tela Pelable

2. Film Separadores y Sangradores

Los film separadores son utilizados para el laminado del resto de materiales del proceso de vacío. Los films sangradores permiten sacar el exceso de resina que haya en el laminado.



Figura 3.17: Film Separadores

3. Tela Absorbente

Cumple dos funciones, de permitir circular el aire atrapado por todo el interior de la bolsa y la de actuar como absorbente del exceso de la resina.



Figura 3.18: Tela Absorbente

4. Vacumm Film o Bolsa de Vacío

Es encargado de sellar todo el laminado de materiales compuestos, y los materiales fungibles anteriormente, se aplica vacío al laminado para que actúe externamente la presión atmosférica.



Figura 3.19: Bolsa de Vacío

5. Vacuum Tape

Cumple con el sellado de la bolsa, encargada de asegurar estanqueidad en el momento del proceso de vacío.

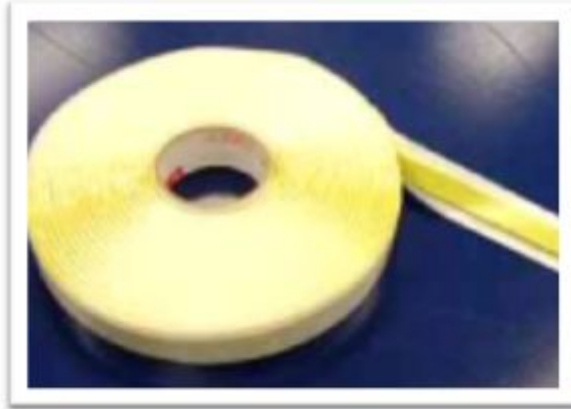


Figura 3.20: Vacuum Tape

- **Accesorios para el Vacío**

Una vez aplicado todos los materiales en cada uno de los moldes para el proceso de vacío, se coló accesorios como el medidor de presión de vacío y el conector. Tomando en cuenta que se realizara el proceso de vacío uno a uno, por contar con solo tipo accesorio.



Figura 3.21: Proceso de Vacío Listo

Tabla 3. 10

Herramientas para el vacío

Herramientas	Cantidad
EZ-Vac Conector	1
Medidor Vacuum Gauge	1
Neopreno Tubing	1
2 Stages Vacuum Pump	1

El proceso de conexión de los accesorios que se realizó, fue conectar estos en la parte superior de la bolsa, para luego con una tubería que viene desde la Bomba de vacío se conecta mediante el conector instalado en las bolsas y de esta manera comience el proceso de vaciado aproximadamente 20min controlado mediante el medidor de vacío, obtenido por la bomba y así evitar el aplastamiento del núcleo o del material base.

**Figura 3.22:** Bomba para Vacío

Desmolde de los Moldes

Una vez terminado con el moldeo por vacío de cada uno de los moldes correspondientes a la superficie del avión, se procedió al desmolde de los mismos

Lo primero que realizo fue sacar de cada uno de los moldes, todos los materiales que fueron usado para el moldeo por vacío. De esta manera se procedió con rápida el corte transversal y longitudinal dependiendo del molde, para poder extraer el molde principal y dejar solo el molde base en fibra de vidrio.

Tomando en cuenta que el único molde a utilizar será el molde base, como su palabra lo dice servirá de base para seguir con el desarrollo del presente trabajo, mientras que el otro molde se lo guarda ya que no es desechable.



Figura 3.23: Separación del Molde Fuselaje

3.6 PROCESO DE ELABORACIÓN DE MATERIALES COMPUESTOS APLICABLES AL AVIÓN

Previamente la ejecución de este proceso de construcción nos centramos, en los tipos de estructura en materiales compuestos y sus refuerzos según están constituidas las superficies estructurales de la aeronave.

Para lo cual se indago información en el manual de entrenamiento del ATR, ATA 50, determinando que dependiendo de la superficie estructural se

constituirá la Estructura Monolítica y Estructura Nomex Sándwich con sus respectivos refuerzos.

De esta manera se procedió a realizar cada uno de los procesos correspondientes a los tipos de materiales compuestos, por consiguiente se determinó que la elaboración de estos se realizara de manera demostrativa, lo que implicó la utilización de materiales de fácil acceso y no costosos.

Como es en la construcción del tipo de estructura, para lo cual se utilizó balsa y panel de abeja de cartón. Mientras que para los refuerzos se utilizó fibras de vidrio, carbón y kevlar.

Las superficies estructurales a elaborar en materiales compuestos son:

- Estabilizadores Vertical y Horizontal
- Caja Externa del Ala
- Motores Capotas
- Fairing Ala y Trenes
- Nariz del Avión
- Cola del Avión
- Hélices



Figura 3.24: Superficies ATR con Composites

3.6.1 PROCESO DE LAMINADO

Este proceso se lo realiza previamente a la ubicación del tipo de estructura, tomando en cuenta que el laminado será el refuerzo correspondiente al tipo de estructura aplicable en el avión, se puede visualizar de mejor manera la aplicación en las diferentes superficies estructurales.

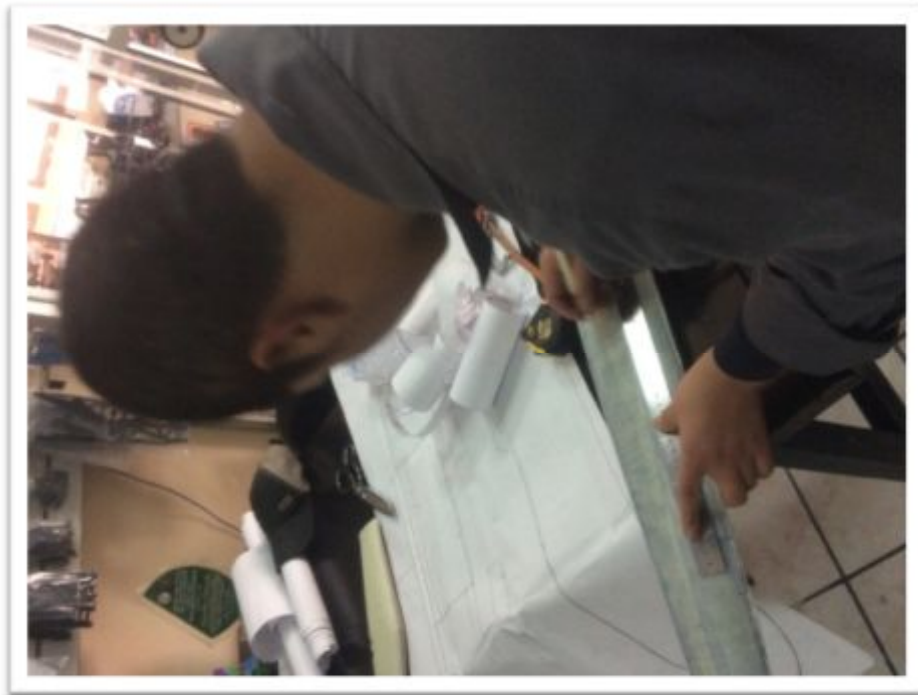


Figura 3.25: Determinación del Laminado

3.6.1.1 LAMINADO CON FIBRA DE CARBONO

El proceso de laminado en fibra de carbono, se lo realizo sobre cada una de las superficies, correspondientes en el avión. Utilizando tela de fibra de carbono de tipo HR de alta resistencia, el procedimiento que se realizo fue el siguiente:

1. Determinación de la superficie a aplicar el laminado
2. Cortar la tela de fibra de carbono con la ayuda de tijeras adecuada para este tipo de fibra.

3. Preparar en un recipiente adecuado la resina Epoxi la cantidad adecuada, con una relación 100% - 38%.
4. Laminar las superficies, utilizando un pincel para la impregnación de la resina sobre la fibra.
5. Esperar su respectivo curado.
6. Lijar y cortar los residuos de las superficies laminadas, depurando detalles.



Figura 3.26. Cortado de la fibra de Carbono

Las superficies que se laminaron con fibra de carbono fueron, repitiendo el mismo proceso para cada una de estas:

- Borde de Salida del Ala (Controles de vuelo)



Figura 3.27. Laminado Carbono en Bordes de Ataque

- Borde de Salida Estabilizador Horizontal



Figura 3.28: Laminado Carbono en Estabilizador

- Rudder.



Figura 3.29: Laminado Carbono en Rudder

3.6.1.2 LAMINADO CON FIBRA DE KEVLAR

Una vez determinado y seleccionado la superficie donde se laminará con fibra de kevlar sobre el molde base, se lamino utilizando el Dupont Kevlar 149.

Para el laminado de las superficies fue necesario cumplir la siguiente secuencia:

1. Cortar la tela de fibra de kevlar, utilizando una tijera adecuada para este tipo de fibra.
2. Preparar en un recipiente adecuado la resina epoxi, la cantidad necesaria con una relación 100% - 38%.
3. Comenzar a laminar la superficie correspondiente, utilizando un pincel para la impregnación de la resina sobre la fibra.
4. Esperar su respectivo curado.
5. Lijar y cortar los residuos de las superficies del lamino, depurando detalles.

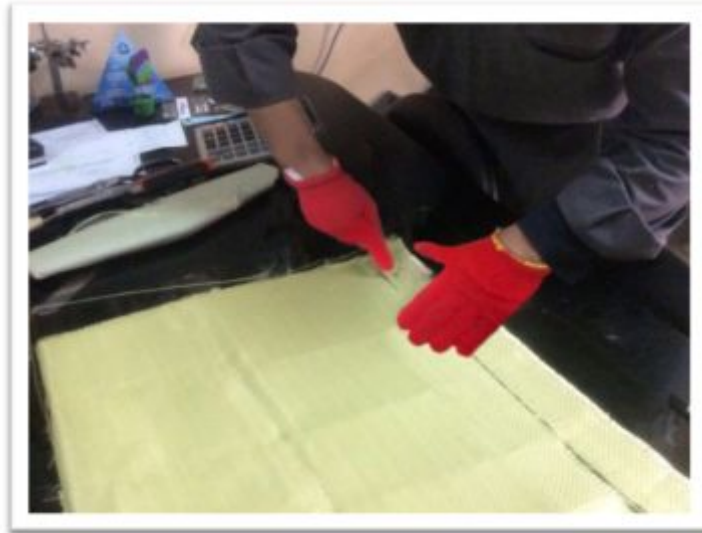


Figura 3.30: Cortado de la tela fibra de kevlar

Las superficies en las que se aplicó el laminado en fibra de kevlar se realizó con el mismo procedimiento detallado anteriormente:

- Fairing Trenes y Alas ,Nariz y Cola del Avión



Figura 3.31: Laminado en Fibra de Kevlar

- Borde de Ataque del Ala



Figura 3.32: Laminado Kevlar en Borde de Ataque del Ala

- After Dorsal Fin (Estabilizador Vertical)



Figura 3.33: Laminado Kevlar en After Dorsal Fin

3.6.1.3 LAMINADO CON FIBRA DE VIDRIO

El laminado de fibra de vidrio se lo realizo siguiendo una secuencia de procedimientos descritos a continuación.

1. Determinación de la superficie a aplicar el laminado
2. Cortar la tela de fibra de kevlar, utilizando una tijera para cortar fibra de kevlar y con la ayuda de un estilete.
3. Preparar en un recipiente adecuado la resina epoxi, la cantidad necesaria con una relación 100% - 38%.
4. Comenzar a laminar la superficie correspondiente, utilizando un pincel para la impregnación de la resina sobre la fibra.
5. Esperar su respectivo curado.
6. Lijar y cortar los residuos de las superficies del lamino, depurando detalles.

La superficie que se laminó fue Foward Dorsal Fin del estabilizador vertical.



Figura 3.34: Laminado Vidrio en Foward Dorsal Fin

3.6.2 SECCIONAMIENTO APLICABLE AL TIPO DE ESTRUCTURA

El tipo de estructura que se realizó es de forma demostrativa, de esta manera se determinó que se utilizara madera de balsa, panel de abeja y aluminio para su formado, dependiendo que tipo de estructura se va representar.

Fue necesario realizar una secuencia de pasos para su elaboración y colocación en el lugar correspondiente en el modelo a escala.

1. Determinación del Tipo de Estructura
2. Seccionamiento adecuado para la visualización interna de la estructura conforme a su refuerzo
3. Elaboración del tipo de estructura.
4. Colocación del tipo de estructura en las diferentes superficies



Figura 3.35: Seccionamiento de las superficies

3.6.2.1 ESTRUCTURA TIPO MONOLÍTICA

El proceso de elaboración que se realizó fue de elaborar el alma en madera de balsa, con su respectivo refuerzo previamente laminado.

Para lo cual fue necesario:

1. Moldear madera de balsa para darle la forma correspondiente según el modelo de las costillas y largueros, utilizando lija y cuchilla para facilitar su moldeo.
2. Con las costillas y largueros se empezó a formar la estructura interna utilizando gota Mágica (Brujita) para pegar y colocar las costillas en los largueros según corresponda estructura
3. Pintado

Se representó este tipo de estructura haciendo un corte seccionado en el ala como en el Estabilizador Horizontal.

- **Ala**



Figura 3.36: Estructura Monolítica Ala

- **Estabilizador Vertical**

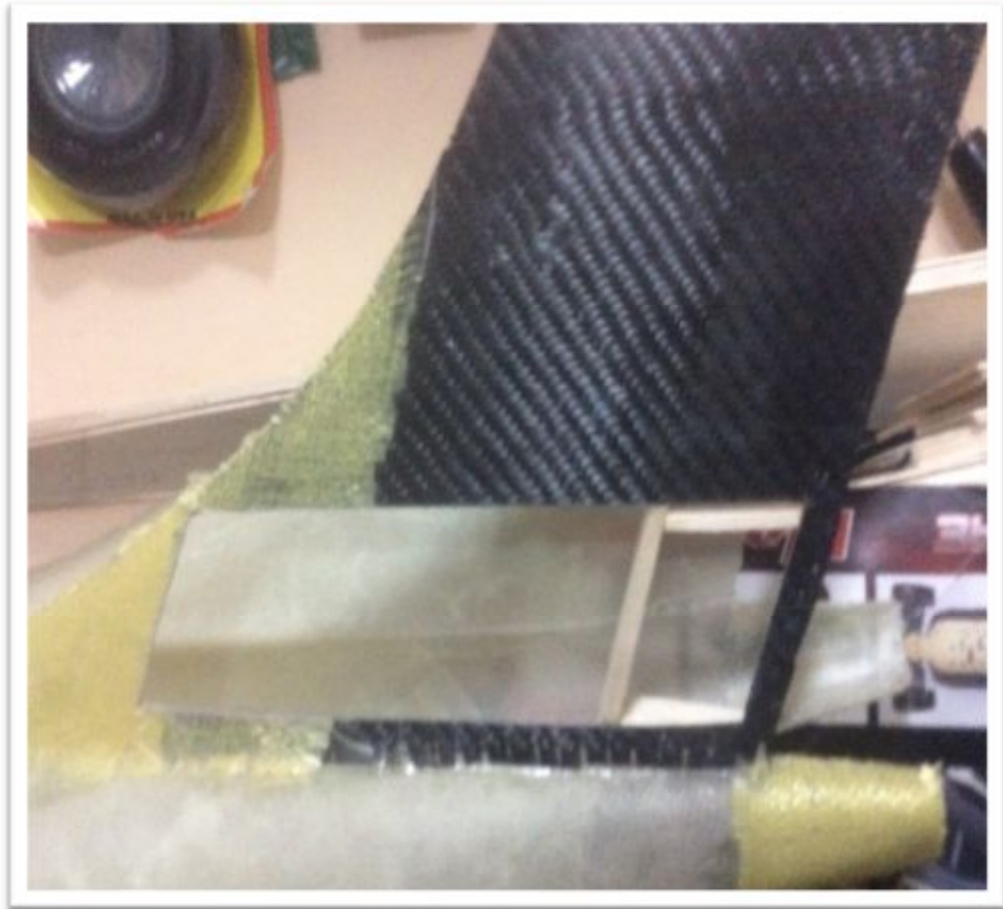


Figura 3.37: Estructura Monolítica Estabilizador Vertical

3.6.2.2 ESTRUCTURA TIPO NOMEX SÁNDWICH

La elaboración de este tipo de estructura se realizó utilizando Honeycomb, en el refuerzo correspondiente.

Su elaboración se la realizo:

1. Cortado del panel de abeja según la ubicación donde se va a representar.
2. Ubicación del mismo según su superficie a representar
3. Pegado del panel de abeja

Este tipo de estructura se representó haciendo un corte en la superficie a representar:

- Ala



Figura 3.38: Estructura Nomex Ala

- Fairing Trenes



Figura 3.39: Estructura Nomex Fairing Trenes

- **Estabilizador Vertical**



Figura 3.40: Estructura Nomex Estabilizador Vertical

- **Estabilizador Horizontal**



Figura 3.41: Estructura Nomex Estabilizador Horizontal

3.6.2.3 ESTRUCTURA DE ALUMINIO

La elaboración de este tipo de estructura se realizó en base al Manual de Entrenamiento ATA 50.

Caja Central Ala

La representación estructural interna se realizó; comenzando con el cortado respectivo del aluminio, siguiendo la forma de las costillas a representar.

El proceso que se realizó para el formado fue de cortar cuatro pedazos de aluminio del 2.9 x 6.2 cm, se procedió al desbastado y formado de está utilizando lima y tijera, llegando a su forma.

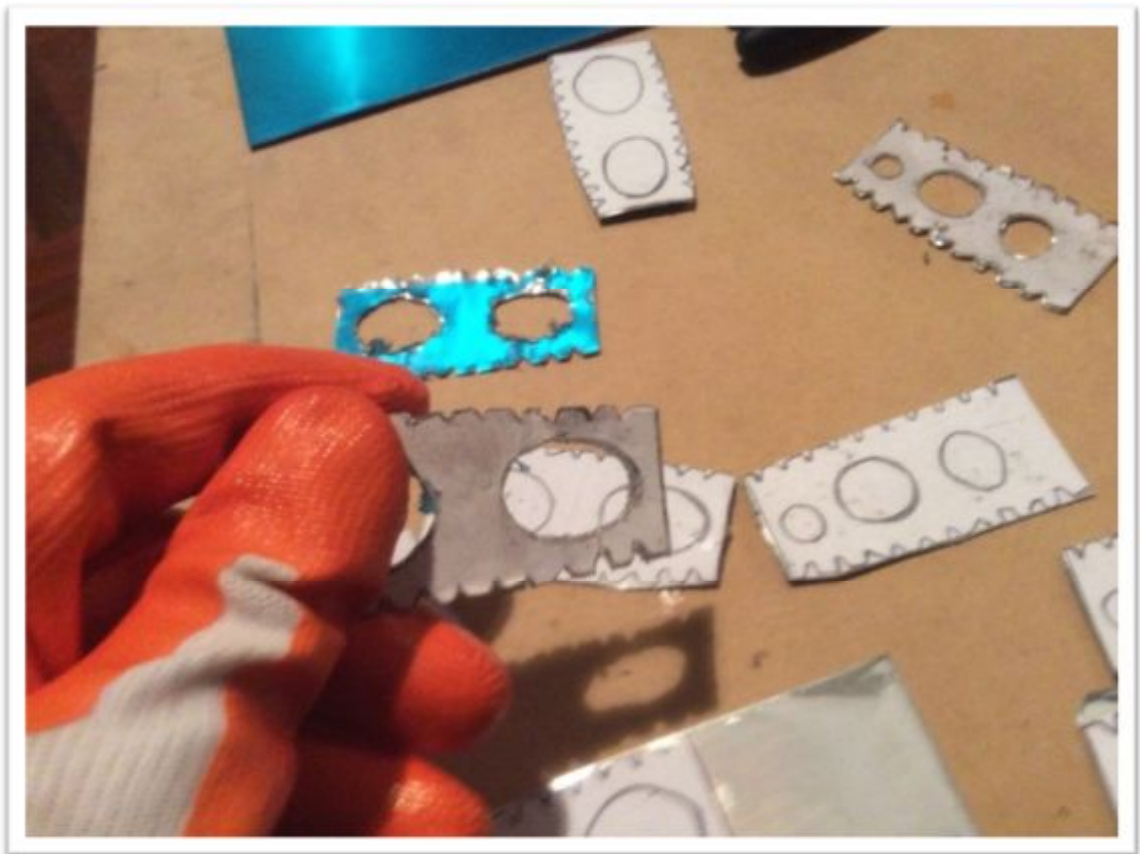


Figura 3.42: Formado de Costillas caja central del Ala



Figura 3.43: Estructura Interna del Ala

Fuselaje

La representación que se realizó en cuanto a la estructura de este, fue solo de forma representativa al material a usar. Por tanto solo se representó cortando un pedazo de aluminio y ubicando en una parte del fuselaje ya que así se representa y diferenciara el material.



Figura 3.44: Lamiendo Fuselaje en aluminio

3.7 PROCESO DE TERMINADO

Una vez terminado el proceso demostrativo del lado izquierdo del modelo a escala, en cuanto a materiales compuestos (tipos de estructuras y refuerzos aplicables en la aeronave), se continuó con el acabado del mismo.

3.7.1 PROCESO DE PINTADO

Este proceso se lo ejecuto, con la finalidad de proteger y dar un acabado estetico al modelo a escala.

1. Cubrir todas las superficies que no se pintaran.
2. Lijar todas las superficies a pintar.
3. Limpiar con diluyente todo la superficie, esperando su respectivo secado.
4. Fondear las superficie a pintar esperando su respectivo secado 2hr, el tipo de fondo que te utilizo fue de poliuterano.
5. Masillar las imporosidades.
6. Lijar las imporosidades que se visualizo con la macilla.
7. Fondear la segunda capa con poliuterano, esperando su respectivo secado 2 hr.
8. Una vez secado el fondeado, se procedio a lijar con una lja de agua 400.
9. Pintar con el color correspondiente a representar, esperando su respectivo secado.
10. Se coloco un capa de varnix lo que permitira que brille el pintado y protega el mismo.



Figura 3.45: Proceso de Pintado

3.7.2 PROCESO DE UNIÓN

Este proceso se lo realizo una vez culminado el pintado únicamente en la parte del fuselaje, ya que esta se encontraba separada. Para lo cual se utilizó pega Epoxi de 30min y una tira de vinil para proceder con la respectiva unión, esta parte de la unión es importante, una vez unida permitirá realizar el ensamblaje de las superficies estructurales restantes.



Figura 3.46: Unión del Fuselaje

3.7.3 PROCESO DE ENSAMBLADO

Terminado la respectiva unión, se continuó con el ensamblaje de las superficies restantes como son el ala al fuselaje específicamente al fairing del ala, del estabilizador horizontal al estabilizador vertical como también el motor al ala conjuntamente con las hélices en su lugar correspondiente, para lo cual se utilizó pega de epoxi de 30min y luego poner una lámina pequeña de vinilo, dejando estéticamente de tal forma que no se visualice la unión del mismo, este proceso se lo realizó para ensamblar cada superficie.



Figura 3.47: Ensamblaje del Ala – Fuselaje



Figura 3.48: Ensamblaje de los Estabilizadores

3.7.4 PROCESO DE TERMINADO



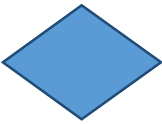



Este procedimiento se realizó una vez terminado con el ensamblaje de las superficies; ala al fuselaje como estabilizador horizontal al estabilizador vertical. se procedió a colocar los respectivos sellos de identificación, como los detalles externos que el avión lo que permitirá visualizar e identificar: ventanas de cabina, puertas y controles de vuelo. Una vez colocado su respectiva identificación se puso una capa de barniz, lo que permitirá cubrir la respectiva identificación y dar una acabado brillante protegiendo el pintado.



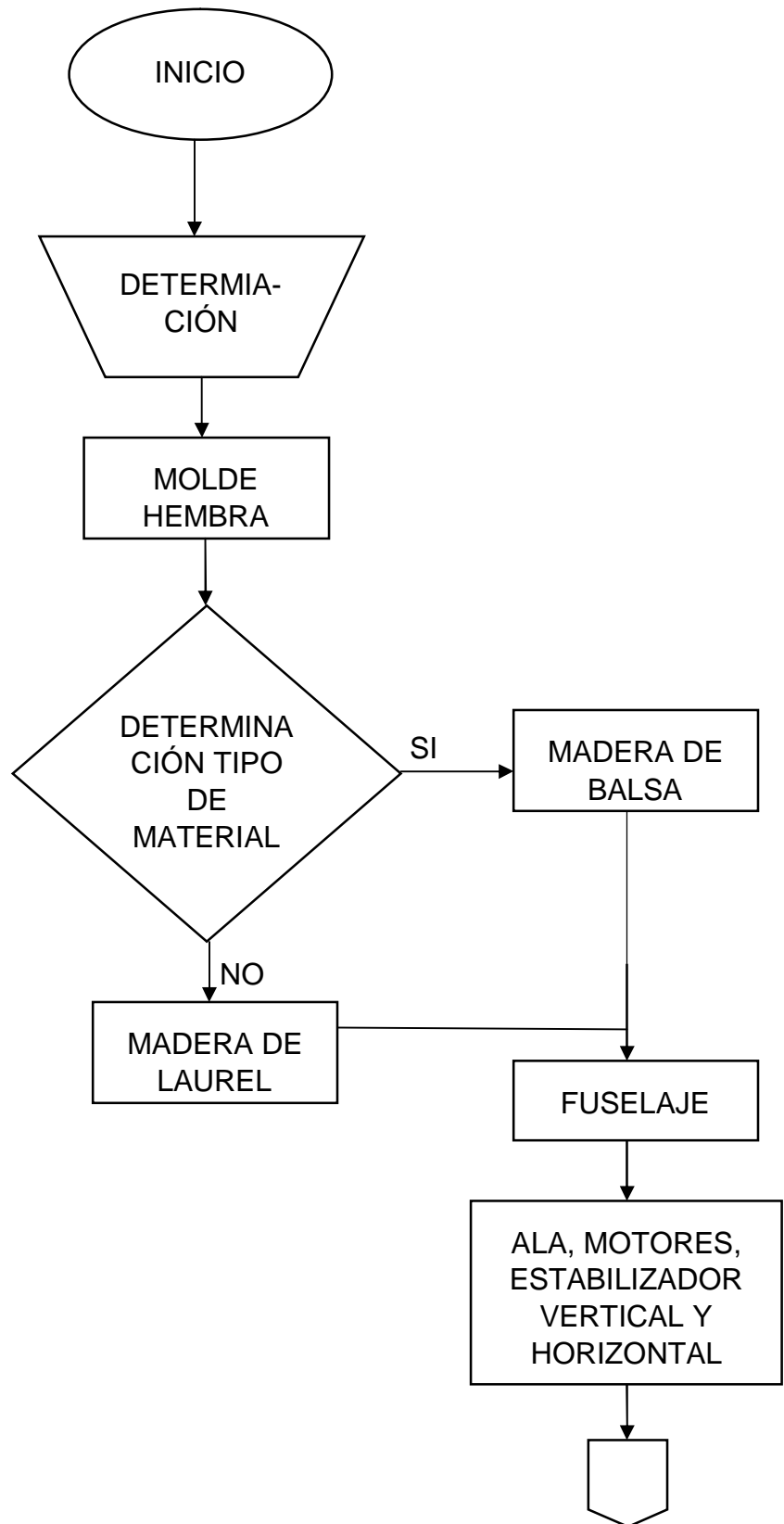
Figura 3.49: Terminado de la Modelo a Escala

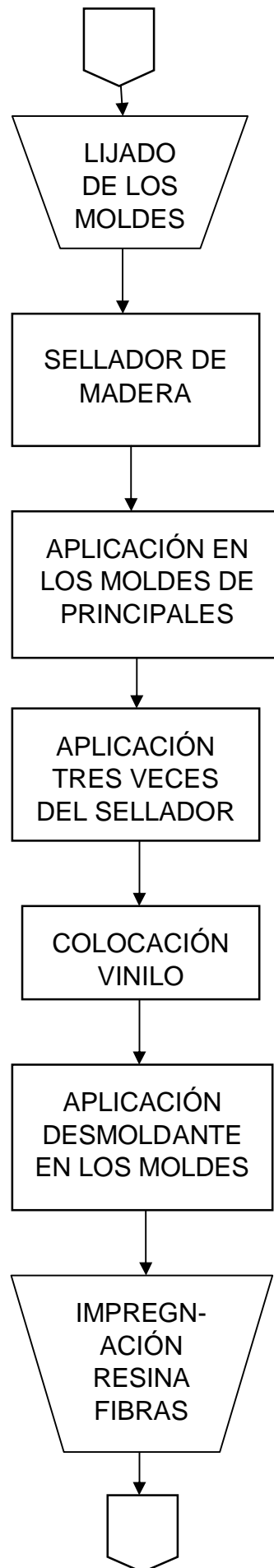
Tabla 3. 11

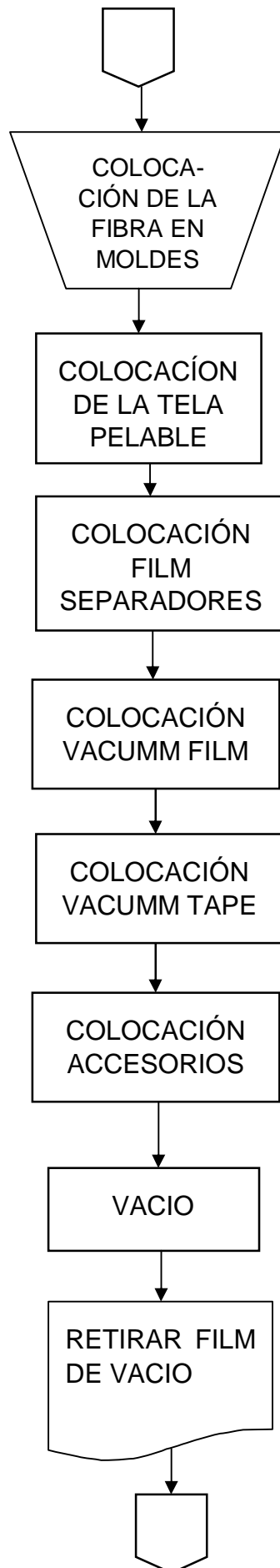
Simbología del diagrama de procesos

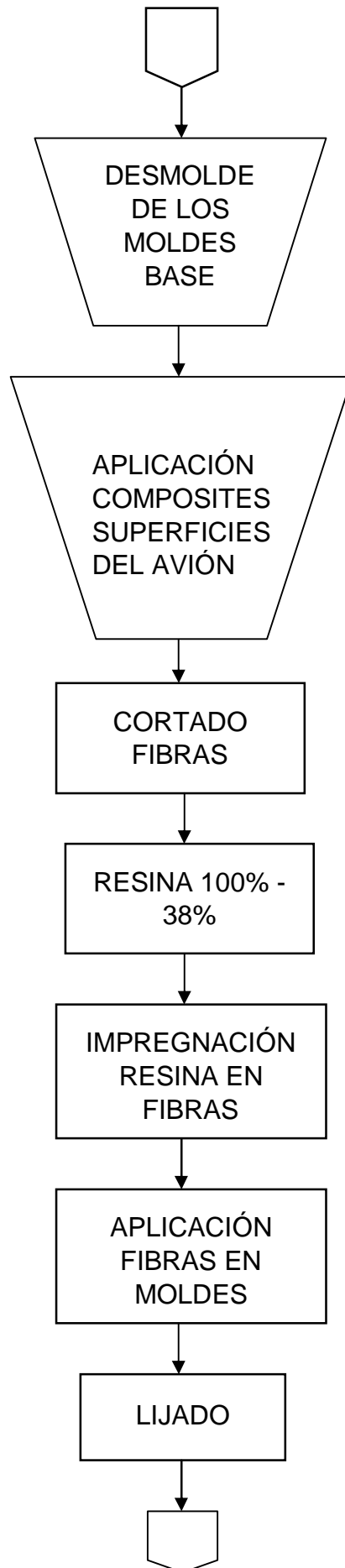
SÍMBOLO	SIGNIFICADO
	Termina: Indica inicio o la finalización del flujo.
	Actividad: Describe las funciones o operaciones que se desempeñan.
	Decisión: Indica una decisión o alternativa dentro de un proceso.
	Conector de Página: Conexión o enlace con otra página.
	Disparo: Indica el inicio de un procedimiento.
	Líneas de Flujo: Conecta procesos

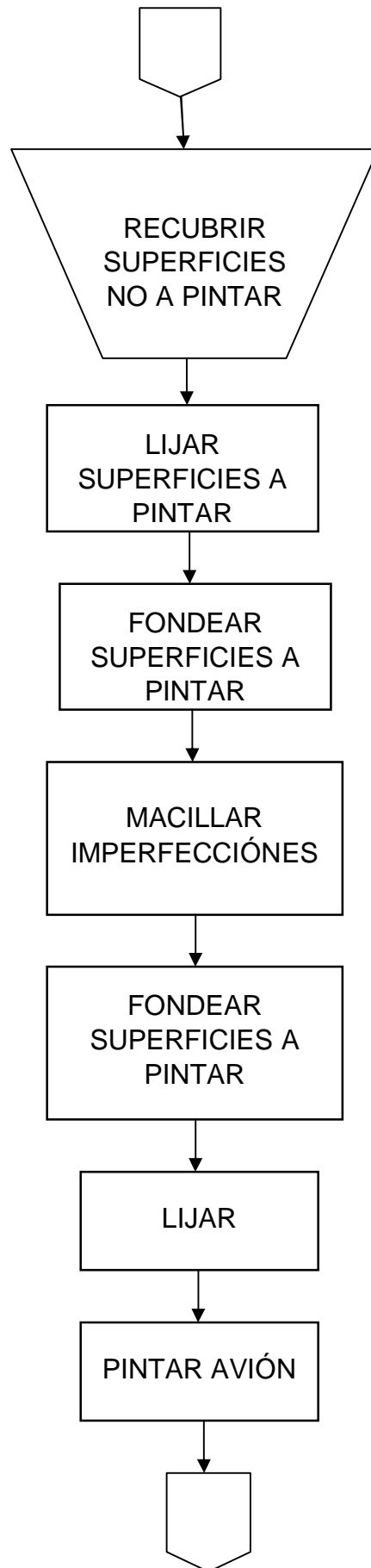
3.7.5 DIAGRAMA DE PROCESO DE CONSTRUCCIÓN DEL AVION ATR 42 – 500

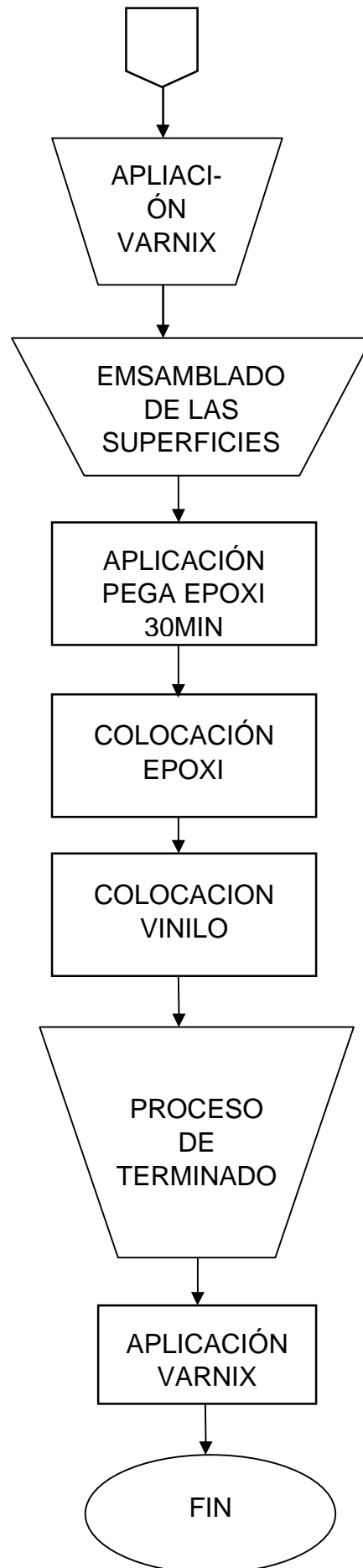












CAPÍTULO IV

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

4.1 CONCLUSIONES

- Se realizó la recopilación de información concerniente a las dimensiones y zonas de aplicación de Composites en el avión, necesarias para el desarrollo del presente trabajo, obtenidas del manual de entrenamiento como de fuentes bibliográficas.
- Por medio del diseño y redimensionamiento realizado al avión ATR 42 – 500 a escala 1:20, se construyó el modelo con la mayor exactitud posible.
- La adquisición de los materiales compuestos, fue complicada ya que se buscó proveedores en el extranjero, importando cada uno de los materiales.
- La construcción del avión aplicando las nuevas técnicas en la implementación de materiales compuestos, permitió adquirir conocimientos y generar nuevas destrezas en cuanto a la manipulación de los mismos.

4.2 RECOMENDACIONES

- Utilizar el presente modelo a escala como material didáctico para impartir la materia de Materiales Compuestos (estructura no metálica) en la UGT.
- Realizar la correcta manipulación del modelo a escala, siguiendo los procedimientos detallados en el manual de la maqueta.
- Cuando se trabaja con materiales compuestos y fibras, utilizar los EPP apropiados.
- Trabajar con una persona con experiencia en la manipulación y uso de los materiales compuestos para su correcta aplicación.

GLOSARIO

TÉRMINOS

Adhesivo: Es una sustancia que puede mantener unidos a dos o más cuerpos por contacto superficial. Es sinónimo de cola y pegamento.

Aleación: Material metálico que se obtiene mediante combinaciones químicas de distintos elementos (por ejemplo, el acero se hace con hierro y carbono). Comúnmente, las aleaciones tienen mejores propiedades mecánicas que los metales puros.

Arámida: Son una clase de fibras sintéticas resistentes y termoestables. Se utilizan en aplicaciones aeroespaciales y militares.

Composites: Grupo de materiales formado por mezclas de metales, sustancias cerámicas o polímeros, de manera que se obtienen combinaciones de propiedades poco comunes, conocidos como materiales compuestos.

Catalizador: Se denomina a la sustancia del proceso por el cual se aumenta la velocidad de una reacción química.

Fairing: Se lo conoce también como Carrenado, una estructura en el diseño de las aeronaves utilizadas para reducir la fricción, mejorar la apariencia y mecanismo para soporta del ala como de trenes.

Gelificación: Es el proceso mediante el cual se forma un gel, donde la fase continua es sólida y la dispersa es líquida. Los geles presentan una densidad similar a los líquidos, sin embargo su estructura se asemeja más a la de un sólido.

Híbridos: Conocido así a la mezclas de dos o más fibras para recibir los beneficios de cada uno de los materiales que lo conforma.

Impregnado: Consiste en mojar la capa superficial de un cuerpo con un líquido o con una sustancia.

Metal: Elemento que tiene enlace metálico y en general buena ductilidad, resistencia y conductividad eléctrica.

Monómero: Los monómeros son compuestos de bajo peso molecular que pueden unirse a otras moléculas pequeñas (ya sea iguales o diferentes) para formar macromoléculas de cadenas largas comúnmente conocidas como polímeros.

Poliéster: Poliéster es un término que describe una fibra manufacturada cuya sustancia está formada por cualquier polímero sintético.

Polímeros: Grupo de materiales que normalmente se obtienen uniendo moléculas orgánicas para formar cadenas o redes moleculares gigantes. Se caracteriza por tener baja resistencia, baja temperatura de fusión y mala conductividad eléctrica.

Polimerización: Proceso por el cual moléculas (monómeros) son unidas para construir moléculas gigantes o polímeros.

Rudder: Superficie control del avión que forma parte del estabilizador vertical, es encargado de dar la dirección a la aeronave.

SIGLAS

DGAC: Dirección de Aviación Civil

SENESCYT: Secretaría Nacional de Educación Superior

ATR: Aeronaves de Transporte Regional

UGT: Unidad de Gestión de Tecnologías

EPP: Equipo de Protección Personal

Al: Aluminio

Ti: Titanio

BIBLIOGRAFIA

- Manual de Entrenamiento del avión .ATR 42-500: ATA 50
- Cayo,W.(s.f).Estructura No Metálicas (Materiales Compuestos).
- Miravete A., 2007. Materiales Compuestos I. EDITORIAL REVERTE, S.A. Barcelona-España.
- Heimbs, P. Middendorf , M. Maier, “Honeycomb sandwich material modeling for dynamic simulations of aircraft interior components”, 9th International LS-DYNA Users Conference, Deetroit USA (2006)
- Askeland D., 1998. Ciencia e Ingeniería de los Materiales. 3ª edición. International Thomson Editores. México. D, F.
- William D., Callister, Jr., 2000. Introducción a la Ciencia e Ingeniería de los Materiales. EDITORIA REVERTE, S.A. Barcelona- España.
- Donald R., Pradeep P., 2004. Ciencia e Ingeniería de los Materiales. 4ª edición. International Thomson Editores S.A. México. D, F.
- Askeland D., 1987. La Ciencia e Ingeniería de los Materiales. Grupo Editorial Iberoamericana, S.A. de C.V. México.
- Donald R., Prapeep P., Wendelin J., 2012. Ciencia e Ingeniería de los Materiales. 6ª edición. CengageLearning Editores, S.A. de C.V. Mexico, D, F.

NETGRAFIA

- Allée Pierre Nadot. (s.f).31712 BLAGNAC Cedex, FRANCE. www.atraircraft.com (en línea)
- Reche, A. (s.f). Estructuras Principales del Avión. Fuselaje. Pg 1-6. Actualizado22Abril2009,<http://www.ivao.es/uploads/8697689eec233abb95cd0b31ab6e8dec.pdf> (en línea)
- UCLM. Universidad de casilla la mancha. Materiales de compuestos reforzados con fibras. (s.f).
<http://www.uclm.es/profesorado/maarranz/Documentos/alumnosmateriales0506/Materiales%20I.pdf> (en línea)

- WP. Word press. Materiales Compuestos. Datos publicados en el 2004. <http://lopezva.files.wordpress.com/2011/09/materiales-compuestos1.pdf> (en línea)
- Malavia J. (s.f). Caracterización de paneles sándwich híbridos FRP con alma de nido de abeja de aluminio. Recuperado en el 2013. <https://riunet.upv.es/bitstream/handle/10251/18052/Tesis.pdf?sequence=1> (en línea)
- Poveda S. (s.f). Materiales compuestos En: Lecturas Complementarias. http://ocw.upm.es/expresion-grafica-en-la-ingenieria/ingenieria-grafica-metodologias-de-diseno-para-proyectos/Teoria/LECTURA_COMPLEMENTARIA/MATERIALES/materialescompuestos.pdf (en línea)
- SP. SandglassPatrol. Materiales Aeronáuticos. Datos recuperados en el 2012. <http://www.sandglasspatrol.com/IIGM-12oclockhigh/Materiales%20Aeronauticos.htm>. (en línea)
- Besednjack.A. (s.f). Los Moldes. <http://ocw.upc.edu/sites/default/files/materials/15012220/22638-3142.pdf> (en línea)
- Mariano. (2011). Tecnología de los Plásticos: Fibra de Vidrio. <http://tecnologiadelosplasticos.blogspot.com/2011/12/fibra-de-vidrio.html> (en línea)
- Llano Uribe C.(s.f).Metal Actual. Fibra de Carbono: Esencialmente Carbono. Pg 11. www.metalactual.com/revista/11/materialescarbono.pdf (en línea)
- Osha. (2010).Hoja de Datos OSHA. Equipos de Protección Personal. https://www.osha.gov/OshDoc/data_General_Facts/ppe-factsheet-spanish.pdf (en línea)