



UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO

FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA

INGENIERÍA MECÁNICA

**TRABAJO ESTRUCTURADO DE MANERA INDEPENDIENTE
MODALIDAD DE TESIS, PREVIA A LA OBTENCIÓN DEL TÍTULO DE
INGENIERO MECÁNICO**

TEMA:

**"ANÁLISIS ESTRUCTURAL DE LOS PLANOS DE VUELO DEL
DIRIGIBLE 27T DEL CENTRO DE INVESTIGACIÓN Y DESARROLLO DE
LA FUERZA AÉREA ECUATORIANA PARA MEJORAR SU
COMPORTAMIENTO MECÁNICO"**

AUTOR: Pineda Silva Giovanny Vinicio

TUTOR: Ing. Mg. Gonzalo López

AMBATO - ECUADOR

2015

APROBACIÓN DEL TUTOR

En mi calidad de Tutor del trabajo de investigación sobre el tema:

"ANÁLISIS ESTRUCTURAL DE LOS PLANOS DE VUELO DEL DIRIGIBLE 27T DEL CENTRO DE INVESTIGACIÓN Y DESARROLLO DE LA FUERZA AÉREA ECUATORIANA PARA MEJORAR SU COMPORTAMIENTO MECÁNICO", desarrollado por el señor Giovanni Vinicio Pineda Silva, egresado de la carrera de Ingeniería Mecánica, considero que dicho informe investigativo reúne los requisitos tanto técnicos como científicos y está acorde a lo establecido en el Reglamento de Graduación de Pregrado, modalidad Trabajo Estructurado de manera Independiente de la Universidad Técnica de Ambato y en el normativo para la presentación de proyectos de investigación de la Facultad de Ingeniería Civil y Mecánica.

Por lo tanto, autorizo la presentación del mismo para ser sometidos a la evaluación del Jurado Examinador designado por el H. Consejo Directivo.

Ambato, Marzo de 2015

Ing. Mg. Gonzalo López
Tutor del Proyecto

AUTORÍA

Yo, Giovanni Vinicio Pineda Silva, portador de la C.I. 180406214-7 tengo a bien indicar que las ideas expuestas en el presente trabajo de investigación: "ANÁLISIS ESTRUCTURAL DE LOS PLANOS DE VUELO DEL DIRIGIBLE 27T DEL CENTRO DE INVESTIGACIÓN Y DESARROLLO DE LA FUERZA AÉREA ECUATORIANA PARA MEJORAR SU COMPORTAMIENTO MECÁNICO", así como también los contenidos, ideas, análisis, conclusiones y propuesta son de mi absoluta responsabilidad.

Ambato, Marzo de 2015

EL AUTOR

Giovanni Vinicio Pineda Silva

C.I 180406214-7

DERECHOS DE AUTOR

Autorizo a la Universidad Técnica de Ambato, para que haga de este Trabajo estructurado de manera independiente Modalidad de Tesis, o parte de él, un documento disponible para su lectura, consulta y procesos de investigación, según las normas de la Institución.

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

Ambato, Marzo de 2015

EL AUTOR

Giovanny Vinicio Pineda Silva

C.I 180406214-7

Dedicatoria

El presente proyecto está dedicado a Dios por haberme dado la oportunidad de tener una formación académica, y a una persona maravillosa que llegó a mi vida para alegrarla mucho más, quien me da ánimos para seguir adelante y vencer obstáculos, mi preciosa hija Cristina Estefanía.

Agradecimiento

Agradezco profundamente a los docentes de la Carrera de Ingeniería Mecánica de la UTA quienes a más de ser maestros y compartir sus conocimientos; fueron amigos que inculcaron en mi persona, valores de responsabilidad, respeto y honestidad, para ser una persona formada ética y profesionalmente. De manera especial quiero agradecer a mis padres y esposa, quienes me apoyaron incondicionalmente para llegar a la meta de ser un profesional.

ÍNDICE GENERAL DE CONTENIDOS

PÁGINAS PRELIMINARES

Aprobación del Tutor.....	II
Autoría.....	III
Derechos de autor.....	IV
Dedicatoria.....	V
Agradecimiento.....	VI
Índice General de Contenidos.....	VII
Índice de Figuras.....	XII
Índice de Tablas.....	XIV
Índice de Fichas.....	XVI

RESUMEN EJECUTIVO.....	XX
-------------------------------	-----------

SUMMARY.....	XXI
---------------------	------------

EL PROBLEMA.....	1
-------------------------	----------

1.1 Tema.....	1
---------------	---

1.2 Planteamiento del problema.....	1
-------------------------------------	---

1.2.1 Contextualización.....	1
------------------------------	---

1.2.2 Análisis crítico.....	3
-----------------------------	---

1.2.3 Prognosis.....	4
----------------------	---

1.2.4 Formulación del problema.....	5
-------------------------------------	---

1.2.5 Preguntas directrices.....	5
----------------------------------	---

1.2.6 Delimitación del Objeto de Investigación.....	5
---	---

1.2.6.1 Delimitación de Contenido.....	5
--	---

1.2.6.2 Delimitación Temporal.....	5
------------------------------------	---

1.2.6.3 Delimitación Espacial.....	6
------------------------------------	---

1.3 Justificación.....	6
------------------------	---

1.4 Objetivos.....	7
--------------------	---

1.4.1 Objetivo General.....	7
-----------------------------	---

1.4.2 Objetivos Específicos.....	7
----------------------------------	---

CAPÍTULO II	8
MARCO TEÓRICO.....	8
2.1 Antecedentes Investigativos.....	8
2.2 Fundamentación Filosófica.....	11
2.3 Fundamentación Legal.....	11
2.4 Categorías Fundamentales.....	11
2.4.1 Diseño Mecánico.....	12
2.4.1.1 Esfuerzos.....	12
2.4.1.2 Factor de Seguridad.....	18
2.4.2 Estructuras de Superficies Aerodinámicas.....	18
2.4.2.1 Dirigible.....	20
2.4.2.2 Perfil Aerodinámico.....	22
2.4.2.3 Nomenclatura NACA de los perfiles aerodinámicos.....	24
2.4.3 Análisis Estructural de los planos de vuelo.....	25
2.4.3.1 Principios Físicos.....	26
2.4.3.2 Factores atmosféricos.....	30
2.4.3.3 Tipos de Cargas.....	32
2.4.4 Ensayo de Materiales no ferrosos.....	35
2.4.4.1 Aleaciones ligeras de Aluminio.....	36
2.4.4.2 Aleaciones de Titanio.....	38
2.4.4.3 Aleaciones de Magnesio.....	39
2.4.4.4 Materiales Poliméricos.....	39
2.4.4.5 Materiales Compuestos.....	40
2.4.4.6 Madera.....	40
2.4.4.7 Recubrimiento de perfiles aerodinámicos.....	41
2.4.4.8 Encolados estructurales.....	42
2.4.5 Propiedades de materiales utilizados en Aeronáutica.....	44
2.4.5.1 Tenacidad.....	44
2.4.5.2 Elasticidad.....	44
2.4.5.3 Dureza.....	44
2.4.5.4 Fragilidad.....	45
2.4.5.5 Plasticidad.....	45

2.4.5.6 Ductilidad.....	45
2.4.5.7 Maleabilidad.....	46
2.4.5.8 Resistencia.....	46
2.4.5.9 Higroscopicidad.....	46
2.4.5.10 Hendibilidad.....	47
2.4.5.11 Resiliencia.....	47
2.4.6 Comportamiento Mecánico.....	47
2.4.6.1 Módulo de Young.....	47
2.4.6.2 Módulo de Rigidez.....	48
2.4.6.3 Deformación.....	48
2.4.6.4 Límite de Fluencia.....	48
2.4.7 Análisis por elementos finitos.....	49
2.4.7.1 Modelos matemáticos utilizados en el análisis por elementos finitos.....	50
2.5 Hipótesis.....	51
2.6 Señalamiento de Variables.....	51
CAPÍTULO III.....	52
METODOLOGÍA.....	52
3.1 Enfoque.....	52
3.2 Modalidad Básica de la Investigación.....	52
3.3 Nivel o Tipo de Investigación.....	53
3.4 Población y Muestra.....	53
3.5 Operacionalización de Variables.....	54
3.5.1 Variable Independiente.....	54
3.5.2 Variable Dependiente.....	55
3.6 Plan de Recolección de Información.....	56
3.7 Plan de Procesamiento de la Información.....	56
CAPÍTULO IV.....	57
ANÁLISIS E INTERPRETACIÓN DE RESULTADOS.....	57
4.1 Análisis de los Resultados.....	58
4.1.1 Datos Obtenidos.....	58

4.1.1.1 Entrevistas.....	58
4.1.1.2 Fichas de Datos.....	62
4.1.1.3 Coordenadas del perfil aerodinámico de los planos de vuelo.....	68
4.1.1.4 Coordenadas del perfil aerodinámico del dirigible.....	72
4.1.2 Modelación de las superficies aerodinámicas.....	75
4.1.3 Análisis de dinámica de fluidos computacional (CFD).....	79
4.1.4 Análisis estático de la configuración actual de los planos de vuelo.....	93
4.1.5 Cálculos desarrollados.....	103
4.1.5.1 Vigas equivalentes de los planos de vuelo.....	106
4.1.5.2 Cálculo de cargas distribuidas.....	109
4.1.5.3 Cálculo de reacciones.....	110
4.1.5.4 Cálculo de fuerza cortante y momento flector.....	110
4.1.5.5 Diagramas de fuerza cortante y momento flector.....	111
4.1.5.6 Esfuerzo y deflexión producida.....	114
4.1.5.7 Concentración de esfuerzos.....	116
4.1.5.8 Esfuerzo de los elementos de unión.....	120
4.1.5.9 Factor de Seguridad.....	121
4.1.6 Diseños útiles para planos de vuelo.....	122
4.1.6.1 Valoración del diseño.....	123
4.2 Interpretación de Datos.....	126
4.2.1 Componentes de velocidad.....	126
4.2.2 Posición de la parte móvil de los planos de vuelo.....	126
4.2.3 Esfuerzos producidos y factor de seguridad.....	128
4.2.4 Valoración alternativas de diseño.....	131
4.3 Verificación de Hipótesis.....	132
CAPÍTULO V.....	133
CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES.....	133
5.1 Conclusiones.....	133
5.2 Recomendaciones.....	135

CAPÍTULO VI.....	137
PROPUESTA.....	137
6.1 Datos Informativos.....	137
6.2 Antecedentes de la Propuesta.....	138
6.3 Justificación.....	138
6.4 Objetivos.....	139
6.4.1 Objetivo General.....	139
6.4.2 Objetivos Específicos.....	139
6.5 Análisis de Factibilidad.....	139
6.6 Fundamentación.....	139
6.6.1 Modelo dinámico de un dirigible.....	139
6.6.2 Cargas aplicadas sobre la estructura de los planos de vuelo.....	140
6.6.3 Recomendaciones de diseño estructural.....	141
6.6.4 Análisis por elementos finitos.....	142
6.6.5 Tipos de celosías.....	142
6.6.6 Vigas.....	144
6.6.7 Materiales autolubricantes.....	145
6.6.7.1 Nylatron NSM.....	146
6.6.7.2 Grafito.....	147
6.6.7.3 Rulon.....	147
6.6.7.4 Bronce.....	148
6.7 Metodología.....	148
6.7.1 Diseño por resistencia a la fatiga.....	149
6.7.1.1 Diseño por resistencia a la fatiga - esfuerzos fluctuantes.....	150
6.7.2 Diseño de elementos sometidos a perforaciones.....	153
6.7.3 Diseño de los pasadores.....	154
6.7.3.1 Selección del material.....	154
6.7.3.2 Cálculo del diámetro del pasador.....	156
6.7.4 Diseño de los elementos de unión.....	158
6.8 Administración.....	181
6.8.1 Costos Directos.....	181

6.8.2 Costos Indirectos.....	181
6.8.3 Costo Total.....	182
6.9 Previsión de la Evaluación.....	182
Bibliografía.....	183
Anexo A. Cuadro comparativo de perfiles NACA.....	185
Anexo B. Velocidad del viento en función de la altura.....	186
Anexo C. Gráfica velocidad del viento - altura.....	189
Anexo D. Factores atmosféricos ISA.....	190
Anexo E. Propiedades mecánicas nylatron NSM.....	192
Anexo F. Clasificación del rulon.....	193
Anexo G. Factores de concentración de esfuerzos.....	194
Anexo H. Catálogo tubos redondos.....	195
Anexo I. Propiedades mecánicas aluminio 6063.....	197
Anexo J. Validación Centro de Investigación y Desarrollo de la FAE.....	198
Anexo K. Planos.....	199

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1.1 Dirigible construido por la Empresa Jakab S.L.....	2
Figura 1.2 Dirigibles Ecuatorianos.....	3
Figura 2.1 Valores de resistencia máxima a tracción.....	9
Figura 2.2 Valores de módulo de Young.	9
Figura 2.3 Planos de vuelo dirigible.	10
Figura 2.4 Esfuerzo normal.	13
Figura 2.5 Esfuerzo cortante.	14
Figura 2.6 Esfuerzo de contacto.	15
Figura 2.7 Esfuerzo por torsión.	16
Figura 2.8 Esfuerzo por flexión.....	16
Figura 2.9 Cargas que producen la fatiga de un elemento.....	17
Figura 2.10 Estructura de superficies aerodinámicas.....	19

Figura 2.11	Dirigible construido por la Fuerza Aérea de los Estados Unidos.....	20
Figura 2.12	Clasificación de dirigibles y sus componentes.....	21
Figura 2.13	Partes de un dirigible.....	22
Figura 2.14	Perfil aerodinámico.....	23
Figura 2.15	Partes de un perfil alar.....	25
Figura 2.16	Principio de la Continuidad.....	28
Figura 2.17	Principio de Bernoulli.....	28
Figura 2.18	Perfil asimétrico con sustentación nula.....	32
Figura 2.19	Perfil simétrico con sustentación positiva.....	33
Figura 2.20	Resistencia Total.....	34
Figura 2.21	Material Compuesto.....	40
Figura 4.1	Flujograma Análisis Planos de vuelo.....	57
Figura 4.2	Perfil Aerodinámico - Configuración inferior.....	71
Figura 4.3	Perfil Aerodinámico - Configuración superior.....	71
Figura 4.4	Perfil Aerodinámico - Dirigible.....	75
Figura 4.5	Modelación plano de vuelo vertical superior.....	76
Figura 4.6	Modelación plano de vuelo vertical inferior.....	76
Figura 4.7	Modelación plano de vuelo horizontal.....	77
Figura 4.8	Modelación góndola.....	77
Figura 4.9	Modelación del globo del dirigible.....	78
Figura 4.10	Ensamblaje dirigible 27T.....	78
Figura 4.11	Flujograma Análisis CFD.....	79
Figura 4.12	Distribución de presiones sobre las superficies aerodinámicas.....	93
Figura 4.13	Flujograma Análisis estático.....	94
Figura 4.14	Viga en voladizo.....	104
Figura 4.15	Parte fija del plano de vuelo vertical y su viga equivalente.....	107
Figura 4.16	Parte móvil del plano de vuelo vertical y su viga equivalente.....	107
Figura 4.17	Parte fija del plano de vuelo horizontal y su viga equivalente.....	108
Figura 4.18	Parte móvil del plano de vuelo horizontal y su viga equivalente....	108
Figura 4.19	Diagramas de carga aplicada, fuerza cortante y momento flector de la parte fija de los planos de vuelo.....	112

Figura 4.20	Diagramas de carga aplicada, fuerza cortante y momento flector de la parte móvil de los planos de vuelo.....	113
Figura 4.21	Factor teórico de concentración de esfuerzos.....	117
Figura 4.22	Perforaciones plano de vuelo vertical.....	117
Figura 4.23	Perforaciones plano de vuelo horizontal.....	118
Figura 4.24	Distribución de presiones - diagrama de barras.....	127
Figura 4.25	Resumen de resultados esfuerzos - diagrama de barras.....	130
Figura 4.26	Resumen de resultados factor de seguridad - diagrama de barras...	130
Figura 6.1	Distribución de presiones sobre un perfil aerodinámico.....	140
Figura 6.2	Celosía Tipo Pratt.....	143
Figura 6.3	Celosía Tipo Warren.....	143
Figura 6.4	Celosía Tipo Cruz.....	143
Figura 6.5	Celosía con elementos secundarios.....	144
Figura 6.6	Vigas Isostáticas.....	144
Figura 6.7	Vigas Hiperestáticas.....	145
Figura 6.8	Nylatron NSM.....	146
Figura 6.9	Buje y engrane de Nylatron NSM.....	146
Figura 6.10	Buje de grafito.....	147
Figura 6.11	Tubos de Rulon.....	148
Figura 6.12	Bujes autolubricados de bronce.....	148
Figura 6.13	Tubos normalizados de aluminio 6063 - EXTRUDAL.....	157

ÍNDICE DE TABLAS

Tabla 2.1	Proporciones volumétricas y másicas de materiales compuestos.....	8
Tabla 2.2	Características Geográficas de Ambato.....	30
Tabla 2.3	Factores atmosféricos ISA.....	31
Tabla 2.4	Velocidad del viento en función de la altura.....	31
Tabla 2.5	Clasificación aleaciones de aluminio.....	37
Tabla 2.6	Tratamientos térmicos de las aleaciones de aluminio.....	38
Tabla 2.7	Propiedades mecánicas de la Madera Balsa.....	41

Tabla 2.8	Propiedades mecánicas del Monokote.....	42
Tabla 2.9	Clasificación de los adhesivos.....	43
Tabla 3.1	Muestra de parámetros de estudio.....	53
Tabla 4.1	Componentes del Dirigible 27T.....	62
Tabla 4.2	Coordenadas Perfil Aerodinámico de los planos de vuelo.....	68
Tabla 4.3	Coordenadas configuración inferior Perfil Aerodinámico.....	69
Tabla 4.4	Coordenadas configuración superior Perfil Aerodinámico.....	70
Tabla 4.5	Características geométricas de las semielipses del globo del dirigible.....	72
Tabla 4.6	Características Globo interno del dirigible.....	73
Tabla 4.7	Coordenadas configuración del Perfil Aerodinámico del globo del dirigible.....	74
Tabla 4.8	Parámetros necesarios para el análisis de fluidos.....	80
Tabla 4.9	Simulación de operación del dirigible.....	81
Tabla 4.10	Interpolación Factores Atmosféricos ISA.....	103
Tabla 4.11	Fuerza cortante y momento flector - parte fija.....	111
Tabla 4.12	Fuerza cortante y momento flector - parte móvil.....	111
Tabla 4.13	Esfuerzo y deformación parte fija - plano de vuelo vertical.....	114
Tabla 4.14	Esfuerzo y deformación parte móvil - plano de vuelo vertical.....	115
Tabla 4.15	Esfuerzo y deformación parte fija - plano de vuelo horizontal.....	115
Tabla 4.16	Esfuerzo y deformación parte móvil - plano de vuelo horizontal.....	116
Tabla 4.17	Factor K_t de las perforaciones del plano de vuelo vertical.....	118
Tabla 4.18	Factor K_t de las perforaciones del plano de vuelo horizontal.....	118
Tabla 4.19	Esfuerzo y factor de seguridad perforaciones plano vertical.....	119
Tabla 4.20	Esfuerzo y factor de seguridad perforaciones plano horizontal.....	120
Tabla 4.21	Factor de Seguridad calculado.....	121
Tabla 4.22	Propiedades de los materiales en base a los diferentes sectores de aplicación.....	122
Tabla 4.23	Alternativas de diseño Planos de vuelo.....	123
Tabla 4.24	Escala de Valoración.....	124
Tabla 4.25	Puntuación Alternativas de diseño.....	124
Tabla 4.26	Porcentaje Alternativas de diseño.....	125

Tabla 4.27 Distribución de presiones.....	127
Tabla 4.28 Resultados análisis estático.....	128
Tabla 4.29 Resultados cálculos matemáticos.....	128
Tabla 4.30 Resumen de resultados del esfuerzo producido.....	129
Tabla 4.31 Resumen de resultados del factor de seguridad.....	130
Tabla 4.32 Parámetros de selección - alternativas de diseño.....	131
Tabla 4.33 factor de seguridad.....	132
Tabla 6.1 Factor de seguridad mínimo planos de vuelo.....	149
Tabla 6.2 Momento producido por la presión mínima.....	151
Tabla 6.3 Momentos máximo y mínimo.....	152
Tabla 6.4 Valor mínimo necesario de la base de la sección transversal.....	152
Tabla 6.5 Magnitud de la base de los elementos sometidos a perforaciones.....	153
Tabla 6.6 Alternativas de material.....	154
Tabla 6.7 Puntuación alternativas de material para el diseño.....	155
Tabla 6.8 Porcentaje Alternativas de diseño.....	155
Tabla 6.9 Características físicas y mecánicas del aluminio.....	156
Tabla 6.10 Parámetros de entrada diseño elementos de unión.....	159
Tabla 6.11 Magnitud de la base de la sección transversal elementos de unión.....	159
Tabla 6.12 Características anteriores y características actuales.....	180
Tabla 6.13 Porcentaje aumento de masa.....	180
Tabla 6.14 Costo de materiales.....	181
Tabla 6.15 Costo de maquinaria y equipos.....	181
Tabla 6.16 Costos varios.....	182
Tabla 6.17 Costo total.....	182

ÍNDICE DE FICHAS

Ficha de datos E1. Entrevista 1 - Director de Operaciones del CIDFAE.....	59
Ficha de datos E2. Entrevista 2 - Jefe Sección Planificación y Pruebas del CIDFAE.....	60

Ficha de datos A1. Plano de vuelo vertical inferior.....	63
Ficha de datos A2. Plano de vuelo vertical superior.....	64
Ficha de datos A3. Plano de vuelo horizontal.....	65
Ficha de datos A4. Góndola.....	66
Ficha de datos A5. Globo.....	67
Ficha B1. Módulo de fluidos - Posición recta y nivelada - componente axial - Nuevo estudio y elección del sistema de unidades.....	82
Ficha B2. Módulo de fluidos - Posición recta y nivelada - componente axial - Selección del tipo de análisis y del fluido.....	83
Ficha B3. Módulo de fluidos - Posición recta y nivelada - componente axial - Ingreso de parámetros y mallado.....	84
Ficha B4. Módulo de fluidos - Posición recta y nivelada - componente axial - Delimitación del dominio.....	85
Ficha B5. Módulo de fluidos - Posición recta y nivelada - componente axial - Selección del parámetro a calcular.....	86
Ficha B6. Módulo de fluidos - Posición recta y nivelada - componente axial - Distribución de presiones y líneas de flujo de aire.....	87
Ficha B7. Módulo de fluidos - Posición recta y nivelada - componente transversal - Distribución de presiones y líneas de flujo de aire.....	88
Ficha B8. Módulo de fluidos - Posición recta y nivelada - velocidad total - Distribución de presiones y líneas de flujo de aire.....	89
Ficha B9. Módulo de fluidos - Superficies móviles desfasadas 45° - componente axial - Distribución de presiones y líneas de flujo de aire.....	90
Ficha B10. Módulo de fluidos - Superficies móviles desfasadas 45° - componente transversal - Distribución de presiones y líneas de flujo de aire.....	91
Ficha B11. Módulo de fluidos - Superficies móviles desfasadas 45° - velocidad total - Distribución de presiones y líneas de flujo de aire.....	92
Ficha B12. Módulo de simulación - Análisis estático - Cargas de presión.....	95
Ficha B13. Módulo de simulación - Análisis estático - Planos de vuelo horizontal y vertical analizados.....	96
Ficha B14. Módulo de simulación - Análisis estático - Ubicación de cuerdas - apoyos fijos y elástico.....	97

Ficha B15. Módulo de simulación - Análisis estático - Control de mallado - mallado basado en curvatura.....	98
Ficha B16. Módulo de simulación - Análisis estático - Esfuerzos - plano de vuelo vertical.....	99
Ficha B17. Módulo de simulación - Análisis estático - Factor de seguridad - plano de vuelo vertical.....	100
Ficha B18. Módulo de simulación - Análisis estático - Esfuerzos - plano de vuelo horizontal.....	101
Ficha B19. Módulo de simulación - Análisis estático - Factor de seguridad - plano de vuelo horizontal.....	102
Ficha C1. Módulo de fluidos - Superficies móviles desfasadas 45° - velocidad total - Nuevo estudio y elección del sistema de unidades.....	161
Ficha C2. Módulo de fluidos - Selección del tipo de análisis y del fluido.....	162
Ficha C3. Módulo de fluidos - Ingreso de parámetros y mallado.....	163
Ficha C4. Módulo de fluidos - Delimitación del dominio.....	164
Ficha C5. Módulo de fluidos - Selección del parámetro a calcular.....	165
Ficha C6. Módulo de fluidos - Distribución de presiones y líneas de flujo de aire.....	166
Ficha C7. Módulo de simulación - Análisis estático - importación de cargas.....	167
Ficha C8. Módulo de simulación - Análisis estático - plano de vuelo vertical.....	168
Ficha C9. Módulo de simulación - Análisis estático - sujeciones - mallado plano de vuelo vertical.....	169
Ficha C10. Módulo de simulación - Análisis estático - Esfuerzos - plano de vuelo vertical.....	170
Ficha C11. Módulo de simulación - Análisis estático - Factor de seguridad - plano de vuelo vertical.....	171
Ficha C12. Módulo de simulación - Análisis de fatiga - ingreso de datos.....	172
Ficha C13. Módulo de simulación - Análisis de fatiga - relación de carga.....	173
Ficha C14. Módulo de simulación - Análisis de fatiga - Esfuerzos - plano de vuelo vertical.....	174

Ficha C15. Módulo de simulación - Análisis de fatiga - Factor de seguridad - plano de vuelo vertical.....	175
Ficha C16. Módulo de simulación - Análisis estático - Esfuerzos - plano de vuelo horizontal.....	176
Ficha C17. Módulo de simulación - Análisis estático - Factor de seguridad - plano de vuelo horizontal.....	177
Ficha C18. Módulo de simulación - Análisis de fatiga - Esfuerzos - plano de vuelo horizontal.....	178
Ficha C19. Módulo de simulación - Análisis de fatiga - Factor de seguridad - plano de vuelo horizontal.....	179

RESUMEN EJECUTIVO

El proyecto se desarrolló de acuerdo a la planificación establecida y a los requerimientos del Departamento de Diseño del Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana; es decir, en primera instancia se efectuó el análisis estructural de los planos de vuelo, a través de la aplicación del método de elementos finitos en un software de diseño y simulación con su comprobación posterior mediante cálculos matemáticos, donde se determinó presiones máximas, esfuerzos combinados presentes y el factor de seguridad actual, con lo cual se pudo identificar zonas críticas de los planos de vuelo que provocaban fallas sobre el dirigible 27T en operaciones de vuelo.

Una vez identificadas las falencias estructurales de las superficies aerodinámicas, se elaboró una tabla de ponderación, con la finalidad de facilitar y encaminar de forma adecuada el rediseño de estos elementos, realizando la preselección del material apropiado, así como posibles configuraciones estructurales o adecuaciones, que permitan mejorar su comportamiento mecánico.

Con los resultados obtenidos en el análisis de los planos de vuelo, se rediseñó estos componentes considerando las zonas de menor resistencia: parte móvil, elementos de acople o unión y zonas sometidas a perforaciones para colocación de cuerdas tensoras, además se optó por utilizar un pasador en la zona de acoplamiento en lugar de bisagras con la finalidad de disminuir la concentración de esfuerzos.

Al finalizar el rediseño de la estructura de los planos de vuelo, se realizó el análisis CFD (módulo de fluidos), simulación de resistencia estática y de fatiga mediante elementos finitos, obteniendo resultados favorables, consiguiendo mejorar efectivamente el comportamiento mecánico de las superficies aerodinámicas.

SUMMARY

The project has been developed according to the planning established and the requirements of the Design Department of Research and Development Center of the Ecuadorian Air Force; that is to say, in the first instance the structural analysis of flight plans was conducted through the application of finite element method in a design and simulation software with a subsequent verification by mathematical calculations, where maximum pressures, combined efforts present and the current safety factor was determined, with which it could identify critical areas of flight plans that caused failures on the dirigible flight operations 27T.

Once identified the weaknesses in structures of the aerodynamic surfaces, a weighting table, was made in order to facilitate and properly route the redesign of these elements, performing the pre-selection of the proper material, as well as possible structural configurations or adjustments, to improve its mechanical behavior.

With the results obtained in the analysis of flight plans, this components were redesign considering the areas of least resistance: mobile part, coupling elements or union and areas under drilling for placement of tension ropes, moreover a pin was chosen to be used in the coupling region instead of hinges; in order to reduce the concentration of efforts.

At the end of redesigning the structure of flight plans, the CFD analysis (modulo fluid) was performed, simulation of static resistance and fatigue through finite elements, obtaining favorable results, getting an effective improvement in the mechanical behavior of the aerodynamic surface.

CAPÍTULO I

EL PROBLEMA

1.1 Tema

"ANÁLISIS ESTRUCTURAL DE LOS PLANOS DE VUELO DEL DIRIGIBLE 27T DEL CENTRO DE INVESTIGACIÓN Y DESARROLLO DE LA FUERZA AÉREA ECUATORIANA PARA MEJORAR SU COMPORTAMIENTO MECÁNICO".

1.2 Planteamiento del Problema

1.2.1 Contextualización

A nivel mundial, Estados Unidos de América es uno de los pioneros en la construcción de dirigibles, en los cuales, los planos de vuelo o superficies aerodinámicas tienen una configuración en forma de "V", comúnmente conocidas como de tipo ruddervator; son elaborados con materiales ultralivianos especializados de alta calidad, como son el Kevlar y el Honeycomb o colmena estructural. Con este tipo de construcción se consiguen excelentes características, con muy poco peso. Básicamente consiste en construir un núcleo y recubrirlo por ambas caras. Este núcleo está prácticamente hueco, pero al forrarlo con el revestimiento, se consigue una alta resistencia.

Otra de las alternativas que adoptaron las principales Empresas Internacionales constructoras de dirigibles, entre ellas Jakab S.L. y Globos Notheisz y Sós S.L. es que los planos de vuelo y el globo sean parte de un solo cuerpo, con el fin de que al inflar con el gas se levanten al mismo tiempo los elementos mencionados; cabe mencionar que la rigidez de los planos de vuelo se consigue

con varias láminas de materiales compuestos, previamente diseñadas y acopladas al globo en la parte constitutiva de los mismos.



Figura 1.1 Dirigible construido por la Empresa Jakab S.L.
(Fuente: ART AIRSHIP AND BALLOON LTD.)

En los países sudamericanos como Colombia y Venezuela, los planos de vuelo de los dirigibles son elaborados con laminados de múltiples capas de polyvinylfluoride (PVF) conocido como Tedlar, que es un material muy liviano comparado con el poliuretano y el neopreno; y películas de poliéster conocido como Mylar, con buenas propiedades mecánicas, baja permeabilidad al helio y resistencia a los rayos UV; mientras que en Brasil los laminados reúnen características especiales, las mismas que constan de tres capas principales unidas entre sí mediante un adhesivo elastómero llamado Hytrel, que es capaz de soportar cargas y esfuerzos presentes en los planos de vuelo; el material más utilizado para esta capa es el poliéster en fibras, conocido como Dacron, como una alternativa utilizan también poliamidas como el Nylon y fibras de Aramidas como el Kevlar. Se suele reforzar con aleaciones de aluminio o polipropileno laminado metalizado a las superficies aerodinámicas en dirigibles de capacidades elevadas, en las zonas donde los esfuerzos son considerables. (Carmona, 2004).

En el Ecuador, el único lugar en el cual se diseñan y construyen dirigibles es el Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana, localizado en el Aeropuerto de Chachoán, en la ciudad de Ambato, lugar en el cual los planos

de vuelo son construidos con elementos estructurales cuyo material es la balsa; además los perfiles aerodinámicos son elaborados en base a experimentaciones previas, en su mayoría basadas en la serie NACA, los cuales son recubiertos con pieles poliméricas apropiadas para aviación como son el Monokote y la piel Dakkar. En la actualidad estos elementos presentan fisuras y daños permanentes después del desarrollo de una operación de vuelo.



Figura 1.2 Dirigibles Ecuatorianos
(Fuente: Centro de Investigación y Desarrollo-FAE)

1.2.2 Análisis Crítico

El requerimiento de equipos y dispositivos que permitan cumplir con tareas de vigilancia, control e investigación del territorio ecuatoriano y recursos naturales, así como diversificar sus telecomunicaciones desde operaciones realizadas en el aire con una aeronave no tripulada denominado dirigible; obliga a que partes y componentes aerodinámicos principales como los planos de vuelo, cumplan con estándares de diseño, resistencia y sobre todo seguridad de la aeronave, para cumplir con el fin mencionado.

Con la finalidad de abaratar costos se ha optado por trabajar con materiales de fácil adquisición dentro del ámbito nacional, los que al no ser utilizados adecuadamente han causado inconvenientes en la operación de las superficies

aerodinámicas y por ende de todo el dirigible; llevando consigo sustitución permanente de la estructura de los planos de vuelo, por presencia de fisuras, debido a la baja resistencia a cargas dinámicas que presentan los mismos. Por eso aparece la necesidad de que en el país se realice estudios de la resistencia estructural de los planos de vuelo, analizando cargas de viento, materiales y configuraciones geométricas, que mediante un correcto diseño, permitan obtener un elemento estructural que ofrezca un bajo peso y resistencia necesaria para soportar las cargas a las cuales va a estar sometido en operación, mejorando de esta manera el comportamiento mecánico de los planos de vuelo y por consiguiente una disminución de la probabilidad de que ocurra un contratiempo o accidente en la operación del dirigible en el aire.

Tecnológicamente es viable la ejecución de este estudio en el Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana, debido a que cuenta con información previa necesaria, que servirán como parámetros de entrada para la presente investigación.

En caso de ser necesario estudios específicos se cuenta con los laboratorios de la Facultad de Ingeniería Civil y Mecánica de la Universidad Técnica de Ambato; y para aquellas que no puedan ser realizadas en dicho establecimiento, se dispondrá de laboratorios de otra Universidad o Escuela Politécnica.

1.2.3 Prognosis

La industria Aeronáutica es una de las áreas en las cuales el Ecuador está incursionando desde hace pocos años, existiendo complicaciones en lo referente a la selección de materiales, diseño y proceso de fabricación de los componentes de las aeronaves que son construidos en su totalidad en territorio nacional.

Los resultados obtenidos actualmente en los planos de vuelo de los dirigibles no son los esperados, presentando una serie de dificultades, que afectan directamente en la estabilidad del dirigible cuando está en operación.

Es importante entonces dar una alternativa de solución, puesto que a falta de este estudio, las tareas que tenga que cumplir el dirigible, llevarán consigo una alta

probabilidad de que se produzca un accidente, causar graves daños a los componentes del dirigible, así como a los dispositivos instalados en el mismo; provocando pérdidas de equipos de costo elevado, impidiendo que la industria aeronáutica nacional progrese.

1.2.4 Formulación del Problema

¿Cómo mejorará el comportamiento mecánico de los planos de vuelo del dirigible 27T del Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana aplicando un estudio de resistencia estructural?

1.2.5 Preguntas Directrices

¿Cómo simular correctamente el comportamiento mecánico, mediante un análisis por elementos finitos?

¿Cuál es la presión máxima que actúa sobre los planos de vuelo?

¿Cuál es la magnitud de los esfuerzos combinados a los que están sometidos los planos de vuelo?

¿Cuál es el factor de seguridad de los planos de vuelo?

1.2.6 Delimitación del Objeto de Investigación

1.2.6.1 Delimitación de Contenido

El presente estudio se fundamenta en el campo de la Ingeniería Mecánica, en el área de Diseño: Resistencia de Materiales y Diseño Estructural. Además como parte complementaria se aplicará el método de Elementos Finitos para el análisis de resultados obtenidos por simulación.

1.2.6.2 Delimitación Temporal

El estudio será realizado en el período Junio 2014 - Enero 2015, tiempo en el cual se determinará los parámetros necesarios para la presente investigación.

1.2.6.3 Delimitación Espacial

El estudio de esfuerzos y comportamiento mecánico de los planos de vuelo, será realizado en las instalaciones de la Facultad de Ingeniería Civil y Mecánica de la Universidad Técnica de Ambato (UTA), y del Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (CIDFAE), ambas entidades localizadas en la ciudad de Ambato.

El estudio se complementará en la biblioteca de la Facultad de Ingeniería Civil y Mecánica de la Universidad Técnica de Ambato, Escuela Politécnica Nacional en Quito y Universidad de las Fuerzas Armadas, ubicada en Latacunga.

1.3 Justificación

Con esta investigación se pretende mejorar el comportamiento mecánico de la estructura de los planos de vuelo del dirigible 27T de la Fuerza Aérea Ecuatoriana, puesto que actualmente, debido a la baja resistencia que presentan a las cargas soportadas en vuelo; en cada misión que el dirigible tiene que cumplir, regresa a tierra con desperfectos en los elementos estructurales de las superficies aerodinámicas, los cuales deben ser reparados inmediatamente y en ocasiones sustituidos por completo, conllevando consigo consumo de recursos económicos, humanos y tiempo, que bien pueden ser utilizados en nuevas investigaciones dentro de la misma institución; a más de existir una alta probabilidad de ocurrencia de un accidente como lo ocurrido en las últimas pruebas realizadas en los meses de marzo y abril del 2013, donde por roturas producidas en los planos de vuelo, se perdió el control del dirigible, provocando inestabilidad del mismo y aterrizajes peligrosos. La presente investigación parte de estudios previamente realizados por el Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana; es importante mencionar que el trabajo es complementario y pretende mejorar los resultados obtenidos anteriormente, disminuyendo o eliminando problemas que influyen negativamente en el comportamiento mecánico de los planos de vuelo, mejorando la funcionalidad del dirigible.

El desarrollo de la investigación es económicamente factible tomando en cuenta que se posee los recursos necesarios y apoyo de la entidad beneficiaria; es factible tecnológicamente porque se cuenta con la información suficiente y los conocimientos técnicos adecuados sobre materiales y resistencia estructural; complementada con la disponibilidad de un software de diseño, cuya licencia la posee la entidad beneficiaria.

El beneficiario directo del presente proyecto será el Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana, entidad encargada de diseñar y construir aeronaves que permitan el desarrollo ecuatoriano, aportando significativamente a la misión de esta institución, que consiste en desarrollar la investigación científica y tecnológica aeronáutica y aeroespacial, para mejorar la capacidad operativa de la Fuerza Aérea y contribuir a la producción científica, tecnológica y al desarrollo nacional.

1.4 Objetivos

1.4.1 Objetivo General

Analizar la estructura de los planos de vuelo del dirigible 27T del Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana, por el método de elementos finitos para mejorar el comportamiento mecánico.

1.4.2 Objetivos Específicos

- Simular el comportamiento mecánico, mediante un análisis por elementos finitos.
- Obtener la presión máxima que actúa sobre los planos de vuelo.
- Determinar la magnitud de los esfuerzos combinados a los que están sometidos los planos de vuelo.
- Obtener el factor de seguridad de los planos de vuelo.

CAPÍTULO II

MARCO TEÓRICO

2.1 Antecedentes Investigativos

Los materiales compuestos empezaron a ser utilizados en la fabricación de perfiles aerodinámicos dentro de la industria aeronáutica, desde hace algunos años, donde cada investigación realizada ha llevado a conclusiones en ocasiones favorables y beneficiosas, mientras que en otras no.

La Fuerza Aérea de los Estados Unidos (1988), empezó a utilizar aleaciones ligeras de aluminio, como primer material para perfiles aerodinámicos en la parte estructural, para posteriormente realizar pruebas con diferentes tipos de fibras como es el caso de resina epoxy reforzada con kevlar, siendo esta última la que mejores resultados presentó, cuya aplicación principal fueron los planos de vuelo de aeronaves de combate. Sus experimentaciones se basaron en:

Tabla 2.1 Proporciones volumétricas y másicas de materiales compuestos.

Tipo	PRFC	PRFB	PRFC	PRFV	PRFK	ARFB
Fibra	T300	B(4)	AS	Vidrio-E	Kev 49	Boro
Matriz	N5208	5505	3501	Epoxy	Epoxy	Al
Densidad Fibra	1,750	2,600	1,750	2,600	1,440	2,600
Densidad Matriz	1,200	1,200	1,200	1,200	1,200	3,500
ρ_f/ρ_m	1,458	2,167	1,458	2,167	1,200	0,743
Vol. Fibra	0,700	0,500	0,666	0,450	0,700	0,450
Vol. Matriz	0,295	0,495	0,329	0,545	0,295	0,550
Comp. Dens. P	1,579	1,894	1,560	1,824	1,362	3,095
Masa fibra	0,776	0,686	0,747	0,641	0,740	0,378
Masa matriz	0,224	0,314	0,253	0,359	0,260	0,622

(Fuente: Stephen W. Tsai. & Antonio Miravete. (1988). Diseño y Análisis de Materiales Compuestos. Barcelona. Editorial Reverté.)

En el año de 1991, Gómez de Salazar J., conjuntamente con otros investigadores de la Universidad Complutense de Madrid, empezaron a utilizar en planos de vuelo pequeños, la tecnología de los nanotubos de carbono combinados con fibra de vidrio, con propiedades mecánicas y eléctricas impresionantes, como sustituto de la fibra de carbono tradicional utilizada como refuerzo para polímeros, sin embargo el alto precio impidió que este material sea utilizado a gran escala.

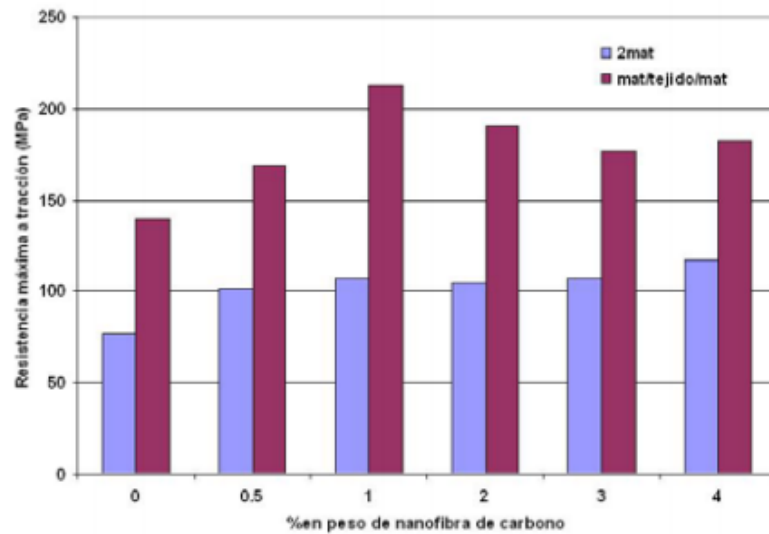


Figura 2.1 Valores de resistencia máxima a tracción.
 (Fuente: Dpto. CC. De Materiales e Ing. Metalúrgica.
 Universidad Complutense de Madrid)

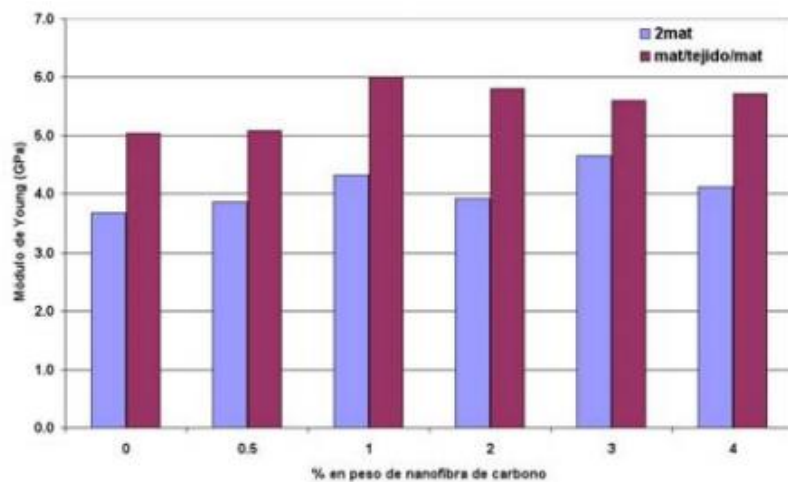


Figura 2.2 Valores de módulo de Young.
 (Fuente: Dpto. CC. De Materiales e Ing. Metalúrgica.
 Universidad Complutense de Madrid)

En el año 2012, Natalia Soldevilla, titulada en Ingeniería de Materiales por la Escuela Técnica Superior de Ingeniería de Bilbao, realizó un estudio sobre la estructura microscópica de una superaleación denominada Inconel 718 utilizada en la fabricación de componentes para la industria aeronáutica, determinando su comportamiento mecánico (resistencia y estabilidad en condiciones extremas), la misma que ha sido probada en aeronaves tripuladas y no tripuladas, tanto en la parte estructural como en elementos constitutivos de una turbina, dando como resultados su aplicación en elementos sometidos a temperaturas elevadas, por lo que se estaría subutilizando este material como elemento estructural de planos de vuelo.

En los últimos cuatro años, se han realizado investigaciones en Ecuador, en el Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana, acerca de materiales apropiados para la estructura de los planos de vuelo de los dirigibles y aviones no tripulados, de los cuales mediante experimentación, se han construido los perfiles aerodinámicos de los dirigibles con balsa recubierta con pieles poliméricas, los cuales han presentado problemas de resistencia después de ser sometido a cargas durante el vuelo del dispositivo, presentando fisuras, lo que ha conllevado a una sustitución permanente de los mismos.



Figura 2.3 Planos de vuelo dirigible.

(Fuente: Centro de Investigación y Desarrollo-FAE)

2.2 Fundamentación Filosófica

La presente investigación consiste en analizar el caso real del comportamiento mecánico de los planos de vuelo del dirigible 27T del CIDFAE, por lo tanto el paradigma que predomina es el crítico propositivo, debido a que aportará al desarrollo tecnológico en el campo aeronáutico de la Fuerza Aérea Ecuatoriana y del país en general.

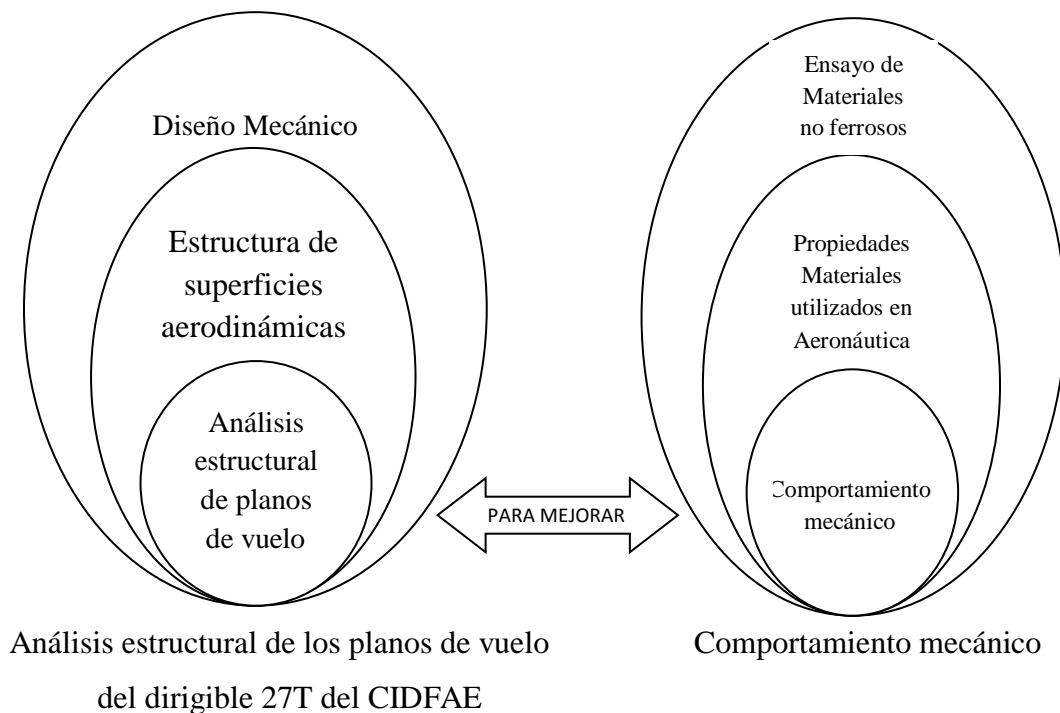
Además permitirá determinar una o más alternativas de solución para obtener las características óptimas que deben presentar los perfiles aerodinámicos mencionados, para conseguir un comportamiento mecánico acorde a los requerimientos de operaciones en vuelo.

2.3 Fundamentación Legal

CS-25 Certification Specifications for Large Aeroplanes.

JAR-23 Normal, Utility, Aerobatic and Commuter Category Aeroplanes.

2.4 Categorías Fundamentales



2.4.1 Diseño Mecánico

El diseño mecánico es el proceso de crear soluciones eficaces, con el objetivo de proporcionar una solución para definir un producto de forma que satisfaga los requisitos o necesidades, así como características mecánicas adecuadas, de acuerdo a las prestaciones o solicitaciones a la que va a estar sometido.

Las etapas del diseño mecánico son las siguientes:

- a) Conceptualización: ideas.
- b) Síntesis: agrupación de elementos.
- c) Análisis: elementos finitos.
- d) Evaluación: costos.
- e) Representación: planos.

2.4.1.1 Esfuerzos

En el diseño, es de fundamental importancia conocer las fuerzas o cargas a las que va a estar sometido un elemento mecánico, con la finalidad de determinar los esfuerzos que podrían causar fallas e impedir su correcto funcionamiento. Los tipos de esfuerzo se presentan a continuación:

- a) Esfuerzo Normal

El esfuerzo o tensión normal es producido cuando un elemento mecánico está sometido a una carga axial, y se lo puede determinar mediante el cociente entre la intensidad de la fuerza aplicada y el área perpendicular a la misma. (Singer, 1994).

$$\sigma = \pm \frac{P}{A} \quad \text{Ec. 2.1}$$

Donde:

$P \rightarrow$ fuerza aplicada (N)

$A \rightarrow$ área de la sección transversal (m^2)

$\sigma \rightarrow$ esfuerzo normal (Pa)

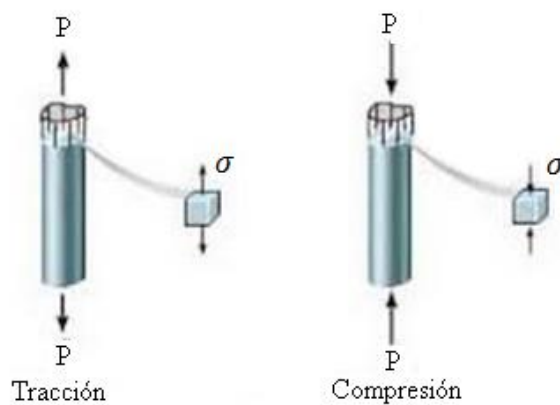


Figura 2.4 Esfuerzo normal.

(Fuente: carpenoctem2012.wordpress.com/2012/08/26/esfuerzo-normal)

De acuerdo con la figura 2.4, cuando la barra es estirada por la fuerza P , se denomina esfuerzo de tracción; si se invierte el sentido de la fuerza, ocasionará que la barra esté comprimida, provocando un esfuerzo de compresión.

La ecuación 2.1 es válida solo si la tensión está uniformemente distribuida sobre la sección transversal de la barra; esta condición se cumple si la fuerza axial P actúa a través del centroide de la sección transversal.

Desde luego, aún cuando la tensión no esté uniformemente distribuida, la ecuación es de utilidad porque da la tensión normal promedio sobre la sección transversal. (Singer, 1994).

b) Esfuerzo Cortante

Se denomina esfuerzo cortante o tensión tangencial, al esfuerzo provocado por una fuerza que actúa tangencialmente a la superficie del material.

La tensión tangencial actúa en forma de cizalla sobre la sección transversal de un elemento mecánico y se obtiene mediante el cociente entre la fuerza cortante y el área paralela a la misma, representada matemáticamente mediante la ecuación 2.2 (Singer, 1994).

$$\tau = \frac{V}{A} \quad \text{Ec. 2.2}$$

Donde:

$V \rightarrow$ fuerza cortante (N)

$A \rightarrow$ área de corte (m^2)

$\tau \rightarrow$ esfuerzo cortante (Pa)

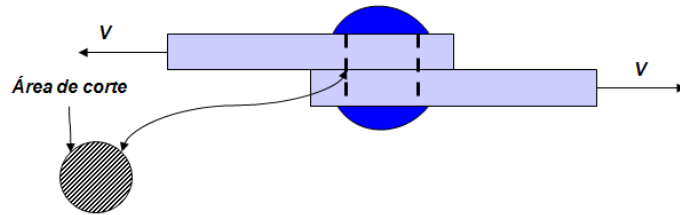


Figura 2.5 Esfuerzo cortante.

(Fuente: carpenoctem2012.wordpress.com/2012/08/26/esfuerzo-normal)

c) Esfuerzo de Contacto o Aplastamiento

"El esfuerzo de contacto actúa sobre el área proyectada de la superficie de contacto en un plano diametral del orificio, el cual es perpendicular a la dirección de la fuerza".

Algunos elementos mecánicos de sujeción como pernos, remaches, pasadores, tornillos, etc.; están sometidos a este tipo de esfuerzo y se lo puede expresar como: (Singer, 1994).

$$\sigma_b = \frac{P}{t*d} \quad \text{Ec. 2.3}$$

Donde:

$P \rightarrow$ fuerza aplicada (N)

$t \rightarrow$ altura del elemento sujetado (m)

$d \rightarrow$ diámetro del elemento de sujeción (m)

$\sigma_b \rightarrow$ esfuerzo de aplastamiento (Pa)

La figura 2.6 muestra cada uno de los parámetros que intervienen para el cálculo del esfuerzo de aplastamiento.

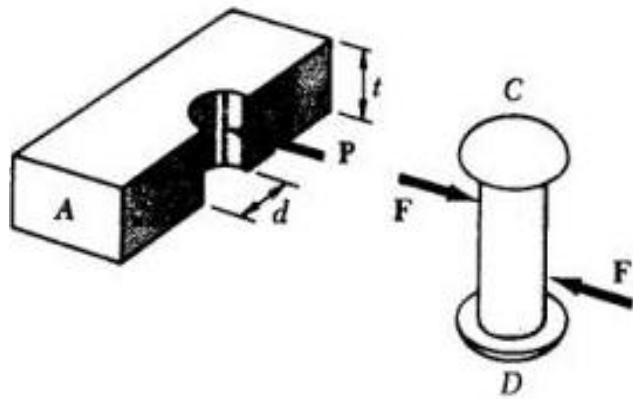


Figura 2.6 Esfuerzo de contacto.

(Fuente: www.angelfire.com/pro2/resmat/U02/04esfuerzoaplastamiento/esfap.htm)

d) Esfuerzo por Torsión

"Torsión es la sollicitación que se presenta cuando se aplica un momento sobre el eje longitudinal de un elemento constructivo o prisma mecánico, como pueden ser ejes o, en general, elementos donde una dimensión predomina sobre las otras dos, aunque es posible encontrarla en situaciones diversas". (Singer, 1994).

La torsión se caracteriza geoméricamente porque cualquier curva paralela al eje de la pieza, deja de estar contenida en el plano formado inicialmente por las dos curvas. En lugar de eso una curva paralela al eje se retuerce alrededor de él.

El esfuerzo de torsión es considerado también como un esfuerzo cortante y se calcula mediante la siguiente ecuación: (Singer, 1994).

$$\tau = \frac{T * \rho}{J} \quad \text{Ec. 2.4}$$

Donde:

$T \rightarrow$ momento torsor (Nm)

$\rho \rightarrow$ distancia del centro del elemento a una fibra cualquiera (m)

$J \rightarrow$ momento polar de inercia (m^4)

$\tau \rightarrow$ esfuerzo cortante (Pa)

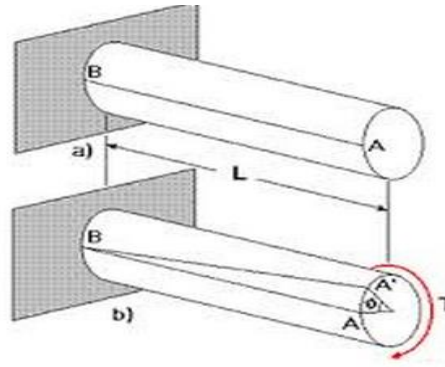


Figura 2.7 Esfuerzo por torsión.

(Fuente: www.monografias.com/trabajos59/torsion-metales/torsion-metales.shtml)

e) Esfuerzo por Flexión

Para cierta disposición de cargas, algunos tramos de los elementos que las soportan están sometidos a un momento flector. Cuando un elemento está sometido a flexión, las fibras superiores soportan un esfuerzo de compresión, mientras que las fibras inferiores un esfuerzo de tracción; el esfuerzo se calcula mediante la ecuación: (Shigley, 2008).

$$\sigma = \frac{M}{S} \quad \text{Ec. 2.5}$$

Donde:

$M \rightarrow$ momento flector (Nm)

$S \rightarrow$ módulo de resistencia (m^3)

$\sigma \rightarrow$ esfuerzo normal (Pa)

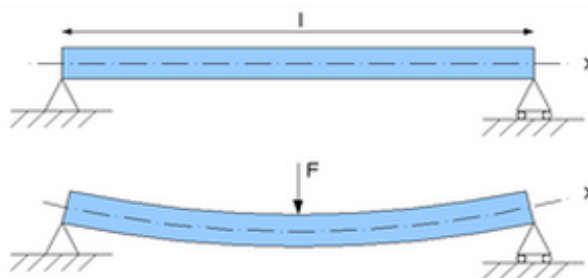


Figura 2.8 Esfuerzo por flexión.

(Fuente: www.aulatecnologia.com/ESO/SEGUNDO/teoria/estructuras/ESTRUCTURAS.htm)

f) Esfuerzo por Fatiga

La fatiga es el efecto generado en el material debido a la aplicación de cargas dinámicas cíclicas. Los esfuerzos pueden ser alternantes, repetitivos o fluctuantes, como se muestra en la figura 2.9. La gran cantidad de repetición de esfuerzos conducen a la falla por fatiga del elemento, así el máximo esfuerzo calculado esté dentro del límite permisible.

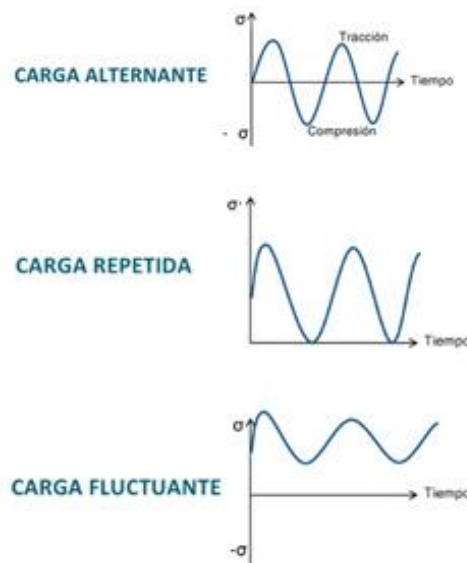


Figura 2.9 Cargas que producen la fatiga de un elemento.

(Fuente: www.slideshare.net/mauroespitia/5-fatiga)

Una de las características más importantes de la fatiga es que la fuerza necesaria para provocar la rotura es muy inferior a la necesaria en el caso que el elemento esté sometido a una carga estática. (Shigley, 2008).

En el análisis de la fatiga se debe considerar varios factores o aspectos:

- Factor de superficie (k_a).
- Factor de tamaño (k_b).
- Factor de carga (k_c).
- Factor de temperatura (k_d).
- Factor de confiabilidad (k_e).
- Factor de efectos diversos (k_f)

Los mismos que están relacionados mediante la siguiente ecuación:

$$S_e = k_a \cdot k_b \cdot k_c \cdot k_d \cdot k_e \cdot k_f \cdot \frac{1}{K_f} \cdot S'_e \quad \text{Ec. 2.6}$$

Donde:

$K_f \rightarrow$ factor teórico de concentración de esfuerzos

$S'_e \rightarrow$ límite de resistencia a la fatiga de acuerdo al material (MPa)

$S_e \rightarrow$ límite de resistencia a la fatiga (MPa)

2.4.1.2 Factor de Seguridad

Para evitar un fallo estructural, las cargas que una estructura es capaz de soportar deben ser mayores que las cargas a la que estará sometida en servicio. El cociente entre la resistencia del material y el esfuerzo de diseño se llama factor de seguridad.

$$n = \frac{S}{\sigma} \quad \text{Ec. 2.7}$$

El factor de seguridad debe siempre ser mayor a 1, para evitar cualquier tipo de fallo. Según el diseño y aplicación, se usan factores de seguridad con valores comprendidos entre 1 y 10.

"La determinación de un factor de seguridad también debe tomar en cuenta asuntos como la probabilidad de una sobrecarga accidental de la estructura por cargas que excedan las cargas de diseño, si las cargas se aplican una o varias veces, la precisión con la que se conoce la magnitud de las cargas, posibilidad de fallo por fatiga, corrosión o efectos ambientales, entre otros". (Shigley, 2008).

2.4.2 Estructuras de Superficies Aerodinámicas

Las estructuras de los perfiles aerodinámicos están conformados por varios elementos mecánicos que cumplen una función específica, entre los más importantes tenemos: largueros, larguerillos, mamparos, cuernas, chapas de refuerzo, montantes, anclajes, vigas, además las estructuras deben tener un

revestimiento que sea capaz de soportar al igual que los elementos mecánicos, los esfuerzos producidos en vuelo. (Carmona, 2004).

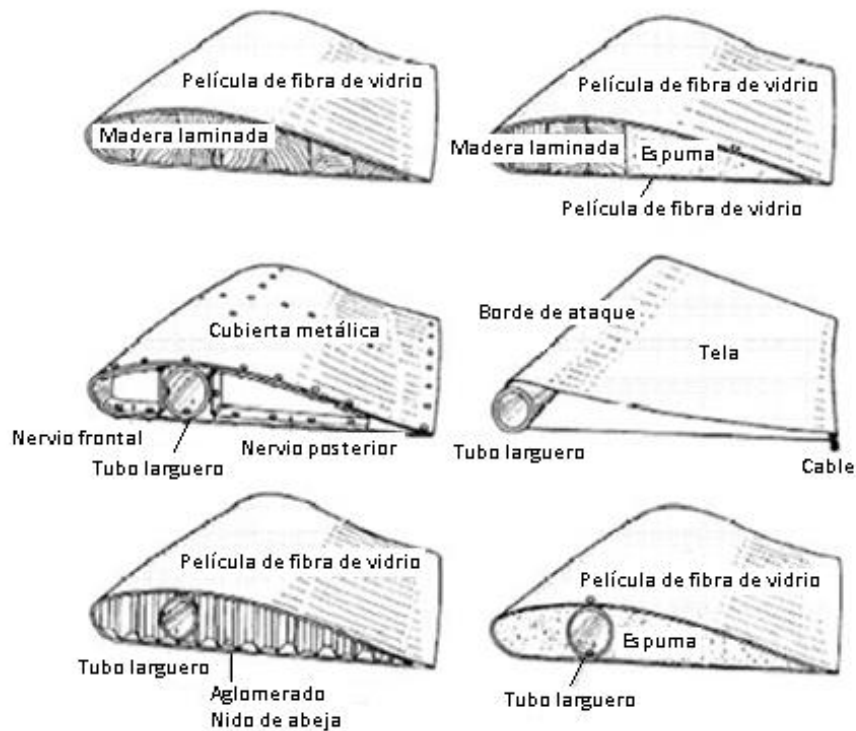


Figura 2.10 Estructura de superficies aerodinámicas.

(Fuente: opex-energy.com/EN/eolica/palas_aeronaves.html)

Los requisitos que debe cumplir la estructura de un perfil aerodinámico, para que su operatividad sea la adecuada son las siguientes: (Carmona, 2004).

- a) Tener una resistencia estructural adecuada a las condiciones de trabajo a las que va a ser sometida.
- b) Resistencia a fatiga, en particular a tensiones alternas debidas a vibraciones.
- c) Rigidez.
- d) Peso bajo.
- e) Facilidad de fabricación.
- f) Resistencia a agentes medioambientales como la erosión y la corrosión.

Es importante mencionar que un dirigible es un perfil aerodinámico, cuyas generalidades sobre sus componentes y estructura se cita a continuación.

2.4.2.1 Dirigible

Un dirigible o llamado también Zeppelin, es un aerostato autopropulsado, es decir un aparato con una determinada forma aerodinámica, cuya suspensión aerostática en el aire se debe al empleo de un gas con menor densidad que el propio aire, lo que le permite elevarse y ser maniobrado como una aeronave.

La diferencia esencial entre un globo convencional y un dirigible radica en el hecho de que la autopropulsión de éste permite el control de la dirección, mientras que en un globo convencional toma el rumbo de las corrientes de aire que encuentra en su trayectoria.

En los diseños actuales de aerostatos, interviene en gran medida la función que cumplen los planos de vuelo horizontal y vertical, los primeros permiten obtener la sustentación necesaria para mantenerlo en aire, y los verticales permiten direccionar a la aeronave.



Figura 2.11 Dirigible construido por la Fuerza Aérea de los Estados Unidos
(Fuente: ART AIRSHIP AND BALLOON LTD.)

Los principales tipos de dirigibles son los siguientes:

a) Dirigible no rígido: utilizan presión del gas interno para retener su forma. Pueden ser globos de observación o exploración que se diferencian de los aerostatos por la posibilidad de dirigir su movimiento horizontal, ya sea mediante hélices u otros mecanismos.

b) Dirigible semirrígido: requieren una presión interna generalmente menor, ya que incluyen estructuras bajo el globo que permiten distribuir las cargas.

c) Dirigibles con membrana metálica: reúnen las características de los dirigibles rígidos y de los no rígidos, mediante la utilización de una envoltura metálica muy fina en lugar de tela plastificada. Solo se han construido dos dirigibles de este tipo: el dirigible de Schwarz de 1897 y el ZMC-2

d) Dirigibles híbridos: con este nombre se designan los aparatos que combinan características de las aeronaves con tecnologías de disminución del peso.

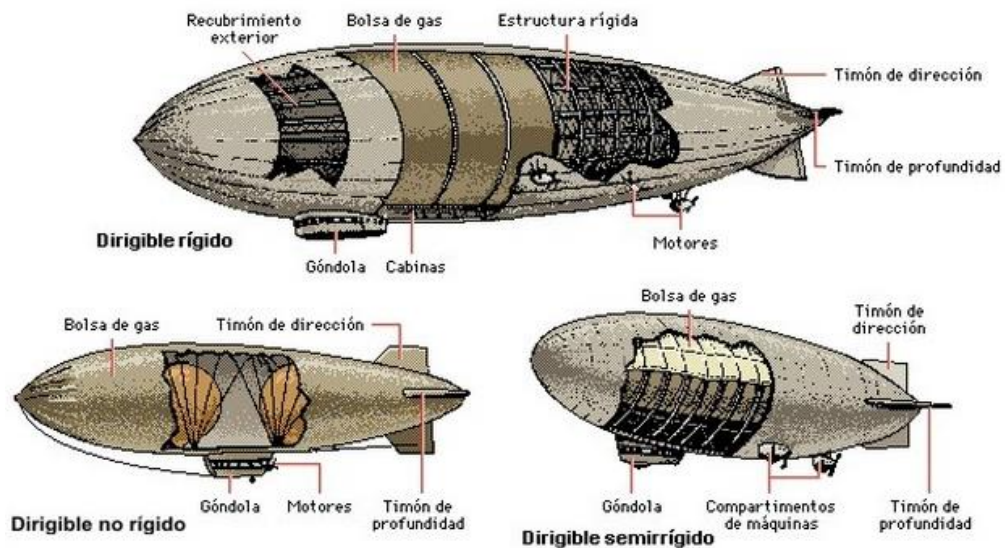


Figura 2.12 Clasificación de dirigibles y sus componentes

(Fuente: COOLTEXT Graphics Generator.)

Un dirigible consta de los siguientes componentes principales; que pueden ser identificados en la figura 2.13.

a) Envoltura o piel: es el componente que almacena el gas; la misma que es soportada por una estructura interna.

b) Gondola: está localizada en la parte inferior del dirigible, cuya función es la de albergar y transportar a los pasajeros; este número depende del diseño y capacidad del dirigible previamente establecidos.

c) Motores: son los elementos que permiten mover el dirigible en cualquier dirección, la mayoría de los motores utilizados en la actualidad funcionan con gasolina.

d) Planos o controles de vuelo: son los elementos encargados de permitir que el dirigible se mueva hacia arriba, hacia abajo y hacia adelante. Entre los planos principales tenemos los timones de dirección (estabilizador vertical) y los elevadores o timones de cabeceo (estabilizador horizontal).

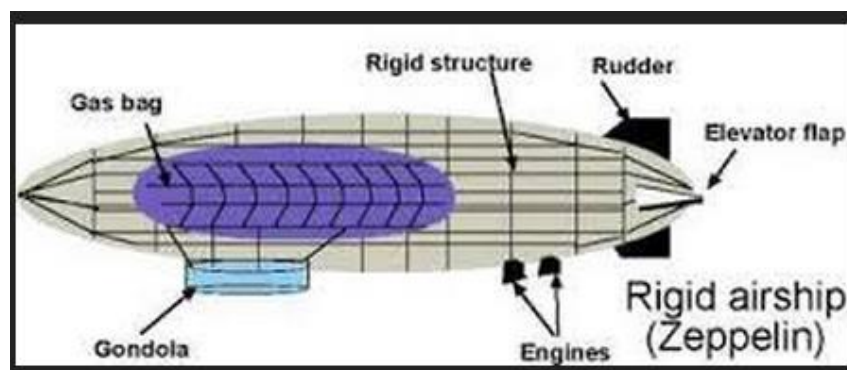


Figura 2.13 Partes de un dirigible
(Fuente: COOLTEXT Graphics Generator.)

2.4.2.2 Perfil Aerodinámico

"La forma y la inclinación del perfil respecto a la dirección de la corriente de aire, son de gran importancia en la distribución de presiones que da origen a la sustentación".

Las partes o componentes de un perfil aerodinámico se muestran en la figura 2.14 y son las siguientes: (Carmona, 2004).

- a) Cuerda: es la línea recta que une el borde de ataque con el borde de salida.
- b) Extradós: es la parte o línea superior del perfil.
- c) Intradós: es la parte inferior del perfil.

d) Línea de curvatura media: es una línea equidistante entre el extradós y el intradós. La forma de esta línea es muy importante en las características aerodinámicas del perfil, ya que esta fija la curvatura del perfil. Si la línea de curvatura media, cae por encima de la cuerda, se dice que la curvatura es positiva, negativa si va por debajo y de doble curvatura si va en un tramo por arriba y en otro por debajo.

e) Ordenada máxima de la línea de curvatura media: es la máxima distancia entre la línea de curvatura media y la cuerda.

f) Espesor y distribución del espesor: el valor del espesor máximo y su posición se expresan en porcentaje de la cuerda. Este valor varía entre un 3% y 18%.

g) Radio de curvatura del borde de ataque: es el radio de un círculo tangente al extradós e intradós, y con su centro situado en la línea tangente en el origen a la línea de curvatura media. Un radio de curvatura pequeño significa un borde de ataque agudo y puede causar una separación temprana de la capa límite cerca del borde de ataque.

h) Ángulo de ataque: es el que existe entre la cuerda y la dirección de la corriente libre de aire. (Carmona, 2004).

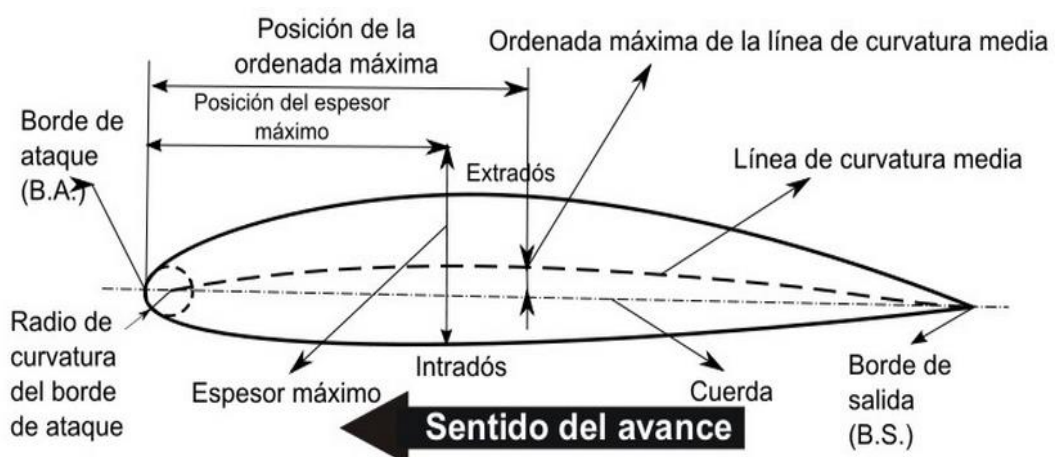


Figura 2.14 Perfil aerodinámico

(Fuente: Carmona, A. I. (2004). *Aerodinámica y Actuaciones del Avión*. España. Paraninfo.)

2.4.2.3 Nomenclatura NACA de los perfiles aerodinámicos

NACA, National Advisory Committee for Aeronautics, ha llevado a cabo una investigación sistemática de diferentes tipos de perfiles, seguido de una serie de números. (Anderson, 2007).

Las cifras que van a continuación de las siglas NACA indican, por su cantidad y por su valor, los datos necesarios para poder determinar o construir el perfil aerodinámico

a) Serie NACA de cuatro cifras: la primera cifra expresa la ordenada máxima de la línea de curvatura media en porcentaje de la cuerda. La segunda cifra designa la posición de dicha ordenada máxima en décimas de la cuerda. La tercera y cuarta cifra, expresan el espesor máximo del perfil en porcentaje de la cuerda.

Estos perfiles tienen el espesor máximo situado en el 30% de la cuerda, (t) representa el espesor máximo en porcentaje, el radio de la curvatura del borde de ataque es $r = 1.1 t$.

La línea de curvatura media son dos parábolas que se unen en el punto de ordenada máxima. (Anderson, 2007).

b) Serie NACA de cinco cifras: la primera cifra expresa, aproximadamente el valor de la ordenada máxima de la línea de curvatura media. La segunda y tercera cifra, designan el doble de la posición de dicha ordenada máxima. La cuarta y quinta cifra, expresan el espesor máximo en porcentaje. (Anderson, 2007).

c) Serie NACA de seis cifras: en ellos se mantiene el régimen laminar de la capa límite durante la mayor parte del perfil, lo que significa una disminución considerable de la resistencia de fricción. La primera cifra indica el número de serie, con lo que se conoce el tipo de distribución de espesor empleada. La segunda cifra representa la posición del mínimo de presión del perfil simétrico, en décimas de cuerda. La tercera cifra, indica en décimas la semiamplitud del intervalo alrededor del c_L ideal, para el cual la capa límite es laminar (± 0.1).

La cuarta cifra es el coeficiente de sustentación ideal multiplicado por 10. La quinta y sexta cifra expresan el espesor máximo en porcentaje. (Anderson, 2007).

d) Las series NACA 1, NACA 7 y NACA 8, no son muy utilizadas en la actualidad en lo referente a aviación; son más bien utilizadas en el diseño de paletas, o cualquier elemento rotatorio que permanezca en tierra. (Carmona, 2004).

Las ventajas, desventajas y aplicaciones de las series NACA, se muestran en el Anexo A.

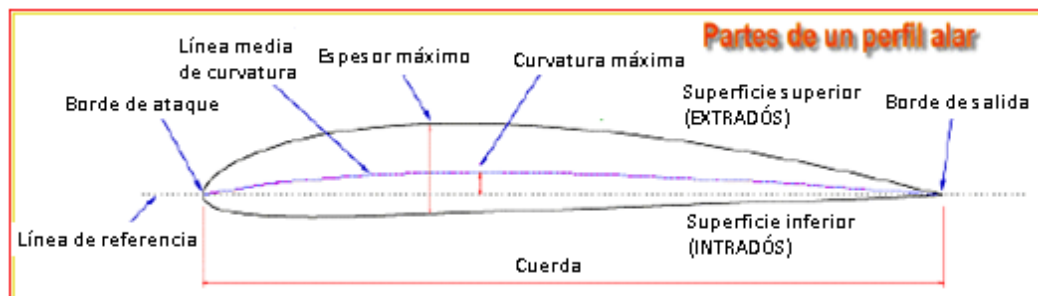


Figura 2.15 Partes de un perfil alar

(Fuente: www.cenece.com)

2.4.3 Análisis Estructural de los planos de vuelo

Los planos o controles de vuelo son las superficies aerodinámicas cuyo cuerpo está diseñado para obtener una reacción deseable del aire a través del cual se mueve. Es decir el elemento o conjunto de elementos que convierten la resistencia del aire en una fuerza útil para el vuelo es considerada como una superficie aerodinámica. (Fuentes, 2012).

Los planos de vuelo al ser sometidos a un corte transversal por un plano paralelo a la cuerda del mismo, determina el perfil aerodinámico con el que fue diseñado.

El análisis estructural de los planos de vuelo consiste en la determinación del efecto producido por las acciones de las cargas estáticas y dinámicas sobre la totalidad o parte de la estructura, con el objetivo de determinar los esfuerzos a los que está sometida y efectuar las comprobaciones de la resistencia del material utilizado. (Fuentes, 2012).

"El análisis estructural debe adoptar, en cada caso, los modelos e hipótesis fundamentales de cálculo apropiados para aproximar el comportamiento real de la estructura con la precisión necesaria para asegurar que no sea superado el estado límite de resistencia considerado...", por lo que existe la necesidad de conocer algunos de los principios físicos utilizados y cargas generadas en vuelo. (Flores, 2006).

2.4.3.1 Principios Físicos

Entre los principales principios físicos en los cuales se basa la aerodinámica y análisis de perfiles aerodinámicos se encuentran los siguientes:

a) Número de Mach

"En las aeronaves que vuelan a grandes velocidades, los fenómenos de compresibilidad del aire tienen gran importancia, por lo que existe la necesidad de expresar esta velocidad en función del número MACH, ya que permite evaluar si los fenómenos debidos al cambio de densidad del aire, compresibilidad, tienen o no mucha importancia". En los fenómenos del vuelo se puede considerar, sin un error apreciable, que el aire es incompresible para Mach inferiores a 0.5. (Fuentes, 2012).

$$M = \frac{v}{c} \quad \text{Ec. 2.8}$$

Donde:

$v \rightarrow$ velocidad verdadera de la aeronave

$c \rightarrow$ velocidad del sonido

$M \rightarrow$ número de Mach

"Para una misma velocidad de vuelo, pueden corresponder diferentes Mach, basta para ello que varíe la temperatura, volando por ejemplo a mayor altitud, como la temperatura disminuye, también disminuirá la velocidad del sonido, y por tanto el Mach será superior que a altitudes inferiores, para un mismo valor de la velocidad verdadera". (Carmona, 2004).

$$v = 340.294 M \sqrt{\frac{T}{T_o}} \quad \text{Ec. 2.9}$$

Donde:

$v \rightarrow$ velocidad de la aeronave

$M \rightarrow$ número de Mach

$T \rightarrow$ temperatura a la altitud sobrevolada (K)

$T_o \rightarrow$ temperatura a nivel del mar (K)

b) Ecuación de la Continuidad

Considerando dos secciones S_1 y S_2 , de un tubo de corriente, donde el fluido no puede atravesar las paredes del tubo, la ecuación de la continuidad establece que la masa del fluido m_1 que pasa por segundo a través de la superficie S_1 es igual a la masa m_2 que pasa por segundo a través de la superficie S_2 .

La densidad del fluido está representado por ρ , el volumen por V , el espacio recorrido por Δl , la velocidad por v ; por lo tanto: (Anderson, 2007).

$$m_1 = \frac{\rho * V}{\Delta t}$$

$$m_1 = \frac{\rho * S_1 * \Delta l}{\Delta t}$$

$$m_1 = \rho * S_1 * v_1 \quad \text{y} \quad m_2 = \rho * S_2 * v_2$$

$$\rho * S_1 * v_1 = \rho * S_2 * v_2$$

Considerando que la densidad del fluido es constante, la ecuación para fluidos incompresibles se reduciría a:

$$S_1 * v_1 = S_2 * v_2 \quad \text{Ec. 2.10}$$

Donde:

$S_1 \rightarrow$ área de la sección 1 (m^2)

$v_1 \rightarrow$ velocidad en la sección 1 ($\frac{m}{s}$)

$S_2 \rightarrow$ área de la sección 2 (m^2)

$v_2 \rightarrow$ velocidad en la sección 2 ($\frac{m}{s}$)

Esta ecuación es válida también para el aire, siempre y cuando el número de Mach sea pequeño, porque el error cometido sería despreciable. (Carmona, 2004).

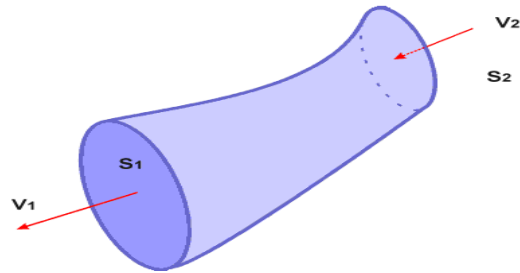


Figura 2.16 Principio de la Continuidad

(Fuente: Carmona, A. I. (2004). *Aerodinámica y Actuaciones del Avión*. España. Paraninfo.)

c) Ecuación de Bernoulli

Consideremos el tubo formado por las líneas de corriente de un fluido cualquiera, compresible o incompresible, que se observa en la figura 2.17. Aislando una longitud Δl o dl ; siendo S y S' las superficies del tubo en los extremos y v y $v + dv$, las velocidades correspondientes en esas secciones; se estudiarán las fuerzas a las que está sometida la masa limitada por el tubo de corriente.

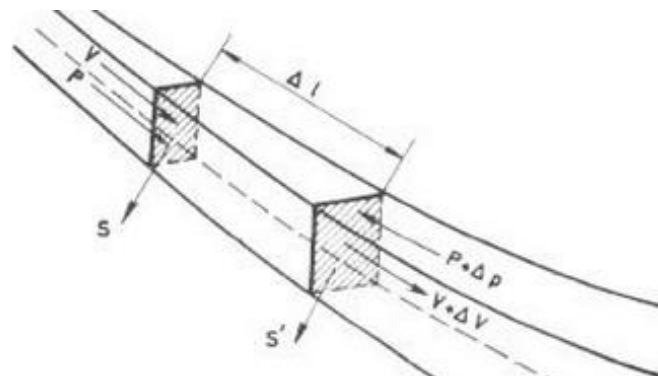


Figura 2.17 Principio de Bernoulli

(Fuente: Carmona, A. I. (2004). *Aerodinámica y Actuaciones del Avión*. España. Paraninfo.)

Sobre la cara S , el resto de fluido a la izquierda, ejercerá una presión p perpendicular a la cara; sobre la otra cara S' , el resto de fluido a la derecha ejercerá una presión $p + dp$. Las fuerzas que actúan sobre esa masa, tomando como sentido positivo el mismo sentido de la velocidad, serán:

$$F = p.S - (p + dp)S'$$

Considerando que dl es tan pequeño, se puede asumir que las secciones S y S' son iguales, por lo tanto:

$$F = -dp.S$$

La masa estaría dada por:

$$m = \rho.S.dl$$

Por lo tanto se concluye que:

$$dp + \rho.v.dv = 0$$

Para un fluido incompresible, al ser la densidad constante, por lo tanto la ecuación diferencial, al ser integrada resultaría:

$$p + \frac{1}{2}\rho v^2 = cte \quad \text{Ec. 2.11}$$

Donde:

$p \rightarrow$ presión (Pa)

$\rho \rightarrow$ densidad del fluido (Kg/m^3)

$v \rightarrow$ velocidad del fluido (m/s)

La ecuación 2.11 es la expresión más conocida del teorema de Bernoulli, y será válida para un fluido en el que la densidad sea constante, o para el aire a bajos números de Mach, existiendo un error de características despreciables.

Mientras que para un fluido compresible, "...se debe utilizar la ecuación diferencial, considerando que el aire es un conductor y un radiador muy malo del calor y que las transformaciones ocurren muy rápidamente, podemos considerar

que no hay intercambio de calor entre las diferentes regiones, es decir, que el fenómeno es idealmente adiabático y reversible, isentrópico...", llegando a la siguiente ecuación: (Carmona, 2004).

$$p_t - p_s = \frac{1}{2} \rho v^2 \left(1 + \frac{1}{4} M^2 + \frac{1}{40} M^4 + \dots \right) \quad \text{Ec. 2.12}$$

Donde:

$p_t \rightarrow$ presión total (Pa)

$p_s \rightarrow$ presión estática (Pa)

2.4.3.2 Factores atmosféricos

Como se menciona con anterioridad, la presión, temperatura y velocidad del viento a la cual opera una aeronave; son los factores que intervienen directamente en el comportamiento de superficies aerodinámicas:

a) Presión y Temperatura atmosférica

La presión y temperatura atmosférica son también parámetros necesarios y fundamentales para el correcto análisis de los planos de vuelo, por lo que en función de las características geográficas de la ciudad de Ambato, lugar en el que opera el dirigible en estudio, es necesario conocer las magnitudes de las mismas:

Tabla 2.2 Características Geográficas de Ambato

CARACTERÍSTICAS GEOGRÁFICAS DE AMBATO	
LATITUD	1°14'30"S
LONGITUD	78°37'11"O
ALTITUD	2577 msnm

(Fuente: es.wikipedia.org/wiki/Ambato)

A continuación se presenta un cuadro de factores atmosféricos en función de la altura sobre el nivel del mar (Tabla completa: Ver Anexo D).

Tabla 2.3 Factores Atmosféricos ISA

FACTORES ATMOSFÉRICOS ISA					
ALTITUD	TEMPERATURE	PRESSURE	DENSITY	SPEED OF SOUND	VISCOSITY
h (m)	T (K)	P (N/m ²)	ρ (Kg/m ³)	a (m/s)	μ (Kg/ms)
2500	271,92	74692	0,95696	330,6	1,71E-05
3000	268,67	70121	0,90926	328,6	1,69E-05
3500	265,42	65780	0,86341	326,6	1,68E-05
4000	262,18	61660	0,81935	324,6	1,66E-05
4500	258,93	57752	0,77704	322,6	1,65E-05
5000	255,69	54048	0,73643	320,5	1,63E-05

(Fuente: Brandt, Steven A. (2004). *Introduction to Aeronautics: A Design Perspective*. (2^a Ed.). AIAA Education Series.)

b) Velocidad de Viento

La velocidad del viento, a la altura a la que opera el dirigible, es una variable que influye directamente en el comportamiento mecánico de los planos de vuelo; a continuación se presentan algunos de los valores promedios de velocidad del viento a diferentes alturas (Tabla completa: Ver Anexo B); estos valores fueron medidos por sensores instalados en la aeronave FÉNIX UAV, diseñada y construida en el CIDFAE, durante el cumplimiento de diferentes misiones:

Tabla 2.4 Velocidad del viento en función de la altura

VELOCIDAD DEL VIENTO - ALTURA	
Altura h(m)	Velocidad V(m/s)
3569	12,35
3573	12,17
3578	11,92
3583	11,67
3587	11,42
3591	11,17
3596	11,02
3601	10,85
3606	10,64

(Fuente: Centro de Investigación y Desarrollo-FAE)

2.4.3.3 Tipos de Cargas

a) Cargas Estáticas

La carga principal e importante de considerar es la presión estática, la misma que actúa directamente sobre la superficie aerodinámica superior y es provocada por la presión de la atmósfera ambiente; está directamente relacionada con el peso del elemento aerodinámico analizado. *"Cuando un perfil está expuesto a una corriente de aire, la presión estática es variable, según la mayor o menor velocidad que posee la corriente de aire en una zona determinada de la superficie"*. Esta presión varía de acuerdo con el Principio de Bernoulli, de menor presión cuando la velocidad local es mayor. (Laible, 1988).

b) Cargas Dinámicas

- Fuerza de Fricción: esta fuerza aumenta a medida que progresa el movimiento del aire desde el borde de ataque hasta el borde de salida de la sección.

- Empuje: proporcionado por los motores, hace que el dispositivo volador venza la fuerza de arrastre y se pueda mover.

- Sustentación: *"es una fuerza producida, cuando el perfil de la superficie aerodinámica tiene un ángulo de ataque positivo, provocando un aumento de la velocidad en el extradós respecto a la de la corriente libre, y una disminución en el intradós..."*.

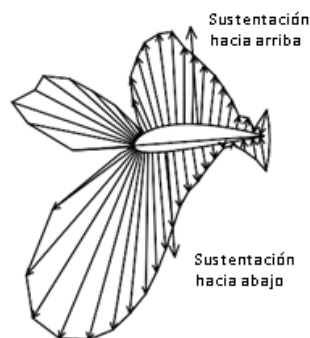


Figura 2.18 Perfil asimétrico con sustentación nula

(Fuente: Galindo, D. R. (2006). *Características Geométricas y Aerodinámicas de un perfil*. México. Tesis de Maestría en Ciencias en Ingeniería Mecánica.)

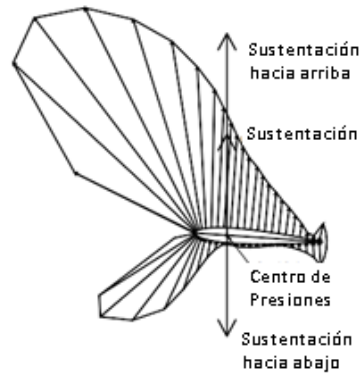


Figura 2.19 Perfil simétrico con sustentación positiva

(Fuente: Galindo, D. R. (2006). *Características Geométricas y Aerodinámicas de un perfil*. México. Tesis de Maestría en Ciencias en Ingeniería Mecánica.)

El aumento de la velocidad en el extradós aumenta el valor de la presión negativa denominada succión, mientras que la disminución de la velocidad en el intradós disminuye el valor de la succión; el resultado de esta distribución de presiones o presión diferencial es una fuerza dirigida hacia arriba; la componente de esta fuerza perpendicular a la corriente de aire libre se denomina sustentación, la misma que está aplicada en el centro de presión como se muestra en las figuras 2.18 y 2.19; se calcula mediante la siguiente ecuación: (Oñate, 2004).

$$L = \frac{1}{2} * \rho * V^2 * c_L * S \quad \text{Ec. 2.13}$$

Donde:

$L \rightarrow$ fuerza de sustentación (N)

$S \rightarrow$ superficie del plano de vuelo (m^2)

$c_L \rightarrow$ coeficiente de sustentación

$\rho \rightarrow$ densidad del aire (Kg/m^3)

$V \rightarrow$ velocidad relativa (m/s)

- Resistencia: comúnmente llamada resistencia de presión o de forma; es una fuerza producida en la dirección del movimiento. El motivo de que se denomine resistencia de forma proviene del hecho de que la distribución de presiones que la origina depende en gran manera de la forma del cuerpo, especialmente de la forma

de la parte trasera. "...Esta resistencia dependerá de la forma de la estela, que equivale a que la capa límite se desprenda antes o después"; como ejemplo de contorno que produce poca resistencia de presión, podemos poner el del dirigible. Se calcula mediante la siguiente ecuación: (Barrero, 2011).

$$D = \frac{1}{2} * \rho * V^2 * c_D * S \quad \text{Ec. 2.14}$$

Donde:

$D \rightarrow$ fuerza de resistencia (N)

$S \rightarrow$ superficie del plano de vuelo (m^2)

$c_D \rightarrow$ coeficiente de resistencia

$\rho \rightarrow$ densidad del aire (Kg/m^3)

$V \rightarrow$ velocidad relativa (m/s)

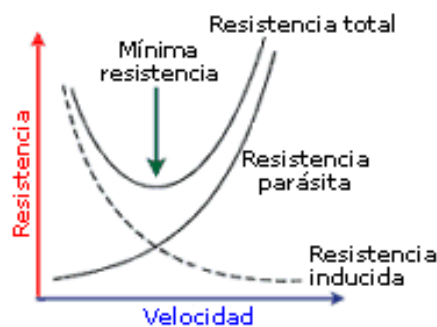


Figura 2.20 Resistencia Total

(Fuente: Manual de Vuelo. www.manualvuelo.com/PBV/PBV13.html)

La resistencia total de una aeronave está dada por la suma de dos tipos de resistencia: la resistencia inducida y la resistencia parásita.

- Resistencia inducida: "es inevitable, es un producto de la sustentación, y se incrementa en proporción directa al incremento del ángulo de ataque". Al encontrarse en la parte posterior de la superficie aerodinámica, la corriente de aire que fluye por arriba con la que fluye por debajo, la mayor velocidad de la primera defleja hacia abajo a la segunda haciendo variar ligeramente el viento relativo, y este efecto crea una resistencia. (Barrero, 2011).

- Resistencia parásita: es producida por las demás resistencias no relacionadas con la sustentación, como son: resistencia al avance de las partes del dirigible que sobresalen; rozamiento o fricción superficial con el aire. También, la superficie total del plano de vuelo y la forma de éste afecta a la resistencia parásita; *"...un plano más alargado presenta mayor superficie al viento, y por ello mayor resistencia parásita, que un plano más corto; la resistencia parásita aumenta con la velocidad"*. (Oñate, 2004).

2.4.4 Ensayo de Materiales no ferrosos

La mayoría de exigencias industriales requiere a los materiales ferrosos por sus excelentes propiedades mecánicas, sin embargo en aplicaciones especiales se requiere de materiales con características diferentes.

En aplicaciones aeronáuticas con frecuencia se exige propiedades como buena resistencia a la corrosión, baja densidad, elevada resistencia mecánica, alta resistencia al desgaste, difícil de lograr con el hierro y sus aleaciones. (Oñate, 2004).

Los ensayos de los materiales no ferrosos, al igual que en los ferrosos tienen el objetivo de determinar las propiedades físicas y mecánicas para poseer las características principales que se necesitan para su aplicación posterior en elementos de máquinas u otras aplicaciones industriales.

Es importante recalcar que el ensayo de materiales no ferrosos también consiste en realizar pruebas con materiales cuyas propiedades son conocidas, pero su aplicación no está comprobada en determinados requerimientos de carga, por lo que en este caso, el ensayo consistiría en determinar si dicho material posee las características necesarias para trabajar de manera efectiva en condiciones de carga conocidas.

Los materiales no ferrosos básicos y más utilizados en la actualidad de la construcción aeronáutica se clasifican en tres grupos:

a) Aleaciones ligeras, que se subdividen a su vez en tres clases:

- Aleaciones ligeras de aluminio.
- Aleaciones ligeras de titanio.
- Aleaciones ligeras de magnesio.

b) Materiales compuestos, que están formados por hilos o fibras de material de gran resistencia embebida en una matriz plástica.

Los materiales compuestos son el último grupo de materiales que ha llegado a la industria aeronáutica, con el objetivo de disminuir el peso de los componentes estructurales de las aeronaves pero manteniendo la resistencia mecánica.

c) Materiales auxiliares, extenso grupo en la que hay que incluir los polímeros, gomas, entre otros; que se emplean en partes específicas auxiliares de la aeronave. (Oñate, 2004).

2.4.4.1 Aleaciones ligeras de Aluminio

Las aleaciones de aluminio que emplea la industria aeronáutica son el resultado de la combinación del aluminio con otros metales, normalmente el cobre (Cu), manganeso (Mn) y el magnesio (Mg).

Estas aleaciones son ligeras, su peso específico es relativamente bajo y poseen gran resistencia mecánica.

El aluminio puro posee gran resistencia a la corrosión, pero las aleaciones de aluminio ya no tienen esa misma capacidad de resistir los ataques corrosivos, de tal manera que deben tratarse por diversos procedimientos para prevenir su deterioro con el paso del tiempo. El producto más típico es el "alclad", que es una aleación de aluminio recubierta o plaqueada con aluminio puro, consiguiendo una resistencia a la corrosión similar a la del aluminio puro, mientras se mantenga intacta la película protectora. (Oñate, 2004).

a) Clasificación de las aleaciones de aluminio.

El sistema actual de clasificación de las aleaciones de aluminio que interesa en la producción aeronáutica es el de cuatro dígitos:

Tabla 2.5 Clasificación aleaciones de aluminio

CLASIFICACIÓN	ALEACIÓN
1XXX	Aluminio de 99% de pureza, o más.
2XXX	Aleación de aluminio con cobre.
3XXX	Aleación de aluminio con manganeso.
4XXX	Aleación de aluminio con silicio.
5XXX	Aleación de aluminio con magnesio.
6XXX	Aleación de aluminio con magnesio-silicio.
7XXX	Aleación de aluminio con zinc.
8XXX	Aleación de aluminio con elementos varios.

(Fuente: Oñate, A. E. (2004). *Las Aeronaves y sus Materiales*. España. Paraninfo.)

El primer dígito indica el elemento que participa en la aleación con mayor porcentaje.

El segundo dígito indica los controles de la aleación en cuanto a impurezas; por ejemplo si es un 0 se quiere reflejar que no hay controles especiales sobre las impurezas que puede contener la aleación; si el dígito se sitúa entre 1 y 9 quiere decir que hay controles especiales sobre las impurezas.

En los grupos 2XXX a 8XXX, las dos últimas cifras de la designación no tienen un significado especial y solo sirven para identificar las diferentes aleaciones dentro de cada grupo.

b) Designación de los tratamientos térmicos de las aleaciones de aluminio.

El estado estructural en que se encuentra un material, producto de un tratamiento térmico previo efectuado sobre él, para conseguir características especiales y necesarias para ser utilizado en el campo aeronáutico es un dato esencial de verificación previo a cualquier trabajo que se debe efectuar con este material. (Oñate, 2004).

La Tabla 2.6 muestra las siglas de designación de los tratamientos térmicos de las aleaciones de aluminio, cada una con su respectivo significado:

Tabla 2.6 Tratamientos térmicos de las aleaciones de aluminio

DESIGNACIÓN	SIGNIFICADO
O	Recocido sin ablandamiento
F	Sin tratar, estado de suministro.
W	Tratamiento de solubilización, enfriado bruscamente. Estado inestable. Condición no utilizable.
T3	Tratamiento de solubilización, enfriado bruscamente y trabajo en frío. Maduración natural.
T4	Tratamiento de solubilización, enfriado bruscamente y maduración natural.
T41	Tratamiento de solubilización, enfriado bruscamente en agua de 80 a 90°C hasta alcanzar alivio de tensiones.
T42	Suministro en estado a discreción de tratamiento térmico y el consumidor será el que efectúe el tratamiento de solubilización, enfriamiento rápido y maduración natural.
T6	Tratamiento de solubilización, enfriado bruscamente y maduración artificial a resistencia máxima.
T7	Tratamiento de solubilización, enfriado bruscamente y sobreendurecimiento.
T8	Tratamiento de solubilización, enfriado bruscamente, trabajo en frío y maduración artificial.

(Fuente: Oñate, A. E. (2004). *Las Aeronaves y sus Materiales*. España. Paraninfo.)

2.4.4.2 Aleaciones de Titanio

Una de las mejores definiciones que el diseñador aeronáutico es que el titanio se encuentra con características intermedias entre el acero y las aleaciones de aluminio, es relativamente ligero, dúctil y posee resistencia a la corrosión a temperaturas moderadas. Sin embargo, a temperaturas elevadas experimenta serios problemas de corrosión.

Una de las desventajas de estas aleaciones es que son de precio elevado, por lo que es utilizado en diseños especiales. El mecanizado y conformado del titanio no es fácil; su sustituto a la hora de una reparación debe ser el mismo material o puede ser un acero de la serie 4130, 4140 ó 4340. (Oñate, 2004).

2.4.4.3 Aleaciones de Magnesio

El magnesio es el metal de aplicación estructural más ligero que se conoce. Es 1.5 veces más liviano que el aluminio, 4 veces menos que el acero. Por ello como presenta una resistencia mecánica muy buena, tiene unas características de resistencia-peso excelentes.

La característica más importante desde el punto de vista de la construcción de elementos estructurales aeronáuticos es su fácil conformabilidad.

Es el material más fácil de trabajar en la industria aeronáutica, de manera que se pueden aplicar todos los procesos de mecanizado.

"Se han desarrollado aleaciones de magnesio para trabajos a temperaturas moderadamente altas mediante la inclusión de porcentajes de torio (2.5 a 4%). El problema es que el torio es un material ligeramente radiactivo, de manera que siempre es aconsejable adoptar medidas mínimas de seguridad". (Oñate, 2004).

2.4.4.4 Materiales Poliméricos

Los principales materiales utilizados fueron derivados de la celulosa, que es un polímero natural. Actualmente los materiales poliméricos provienen de fuentes naturales y artificiales o sintéticas; la clasificación más apropiada es la siguiente:

- a) Termoestables: se endurecen por calentamiento y no se pueden volver a fundir sin descomponerse; no pueden volver a moldearse.
- b) Termoplásticos: el calor los ablanda, pueden moldearse varias veces, siempre y cuando no se supere la temperatura máxima que el polímero puede soportar.

La mayoría de los elementos poliméricos que se emplean en aeronáutica se obtienen mediante laminación o mecanización del material.

Los termoplásticos más utilizados en aeronáutica son plásticos de base acrílica y de acetato de celulosa. Una de sus cualidades mecánicas es que pesa la tercera parte de un cristal común y tiene una resistencia al choque diez veces mayor. (Oñate, 2004).

2.4.4.5 Materiales Compuestos

"Estos materiales están constituidos por dos elementos: fibras y material aglomerante. Las fibras son hilos de un material con alta resistencia que están entretejidos en una matriz que sirve de aglomerante y es de naturaleza polimérica". (Oñate, 2004).

La resistencia y otras propiedades de los materiales compuestos están en función de la orientación de las fibras, así como del número de capas formadas; por lo que esta característica es importante desde el punto de vista estructural. Si se orientan todos los hilos en una dirección, el elemento resultante tendrá gran resistencia en esa dirección, pero escasa en la dirección transversal.

En la práctica, se debe hacer un análisis previo del tipo de esfuerzo al que estará sometido un determinado elemento en servicio, para seleccionar adecuadamente la orientación de los hilos.

"Las propiedades mecánicas de los materiales compuestos se comparan favorablemente con las mejores aleaciones de aluminio. Los valores de resistencia mecánica en relación al peso son aproximadamente cuatro veces mayores; la resistencia a la fatiga es relativamente alta, pero tienen baja resistencia al impacto". (Oñate, 2004).

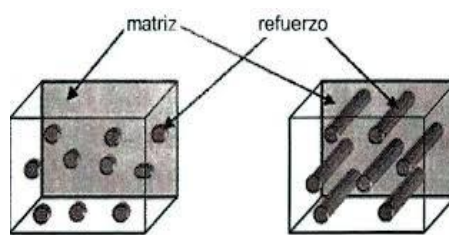


Figura 2.21 Material Compuesto

(Fuente: www.arquitecturacarbono.wordpress.com)

2.4.4.6 Madera

La madera en muchos aspectos se comporta como un material compuesto, por cómo está constituida por capas, con mejores propiedades en la dirección

longitudinal de la fibra, tiene valores de módulo elástico y resistencias muy altos para su densidad. (Barrero, 2011).

La madera es uno de los materiales utilizados en aplicaciones aeronáuticas, desde hace varios años atrás, debido a las ventajas que presentan sus propiedades mecánicas en comparación con su densidad. (Barrero, 2011).

Los tipos de madera mayormente empleados son: abeto, abedul y balsa.

A continuación se presenta una tabla con las propiedades físicas y mecánicas de la madera balsa, material utilizado actualmente en la estructura de los planos de vuelo; estos valores fueron obtenidos de forma experimental en el laboratorio de Ensayos de Materiales del CIDFAE, en investigaciones previas para el desarrollo de proyectos en los que interviene el material en estudio.

Tabla 2.7 Propiedades mecánicas de la Madera Balsa

MATERIAL: MADERA Balsa		
PROPIEDAD	MAGNITUD	UNIDAD
Módulo de Elasticidad:	4312	MPa
Relación de Poisson:	0,29	-
Módulo Cortante:	166	MPa
Densidad:	159,99	Kg/m ³
Resistencia última a la Tracción:	13,35	MPa
Límite de Fluencia:	10,13	MPa

(Fuente: Centro de Investigación y Desarrollo-FAE)

2.4.4.7 Recubrimientos de perfiles aerodinámicos

El monokote y la piel dakar, son polímeros de peso ligero y propiedades mecánicas aceptables, con un adhesivo en un lado, utilizados como envoltura para cubrir y formar las superficies de perfiles aerodinámicos de aeronaves. (Oñate, 2004).

En el CIDFAE, el monokote es el material utilizado como recubrimiento de las superficies aerodinámicas, cuyas propiedades mecánicas obtenidas experimentalmente se muestran a continuación:

Tabla 2.8 Propiedades mecánicas del Monokote

MATERIAL: MONOKOTE		
PROPIEDAD	MAGNITUD	UNIDAD
Módulo de Elasticidad:	1070	MPa
Relación de Poisson:	0,4101	-
Módulo Cortante:	186,5	MPa
Densidad:	350	Kg/m ³
Resistencia última a la Tracción:	2,32	MPa
Límite de Fluencia:	2,08	MPa

(Fuente: Centro de Investigación y Desarrollo-FAE)

2.4.4.8 Encolados estructurales

Una estructura se considera como encolada, cuando dos elementos se unen mediante adhesivos.

La resistencia del conjunto ensamblado se apoya en el enlace químico del adhesivo y no en las uniones convencionales mediante elementos mecánicos de fijación como tornillos, pernos o remaches. (Bhatt, 1999).

Las ventajas de las estructuras encoladas respecto a la construcción metálica convencional son las siguientes: (Oñate, 2004).

- a) Mayor relación resistencia mecánica/peso del conjunto, la cual es una característica que permite disminuir el peso de la estructura, conservando la capacidad de soportar cargas.
- b) Buenas características de resistencia a la fatiga y amortiguación de las vibraciones.

c) Posibilidad de unión de revestimientos de espesor pequeño, proceso que mediante un tipo de unión convencional sería complicado.

Los adhesivos se clasifican según su aspecto y su composición, como se muestra en la Tabla 2.9.

Tabla 2.9 Clasificación de los adhesivos

SEGÚN SU ASPECTO	SEGÚN SU COMPOSICIÓN
Líquidos	Nitrilofenólicos
Películas	Vinilofenólicos
Pastas	Epoxfenólicos
Espumas	Epoxi poliamida
	Poliamida
	Acrílicos

(Fuente: Oñate, A. E. (2004). *Las Aeronaves y sus Materiales*. España. Paraninfo.)

Los núcleos llamados panel de abeja son estructuras celulares muy ligeras, que están constituidas por hojas de aluminio o materiales compuestos, que vienen encolados de fábrica. Los núcleos por lo tanto pueden ser: (Oñate, 2004).

a) Núcleos metálicos: normalmente aleación de aluminio 5052; se clasifican de acuerdo con la protección superficial que llevan:

- Núcleos desnudos, sin protección.
- Núcleos protegidos por películas de conversión química.
- Núcleos protegidos por recubrimientos orgánicos.

b) Núcleos no metálicos: se clasifican de acuerdo con el material de las células y la impregnación que reciben:

- Núcleos de fibra de vidrio impregnada en resina fenólica.
- Núcleos de fibra de vidrio impregnada en resina poliéster.
- Núcleos de fibra de vidrio impregnada en resina de poliamida.

2.4.5 Propiedades de materiales utilizados en Aeronáutica

Las propiedades mecánicas describen la forma en que un material soporta fuerzas aplicadas; como tensión, compresión, impacto, fatiga, cargas de viento o comportamiento a altas temperaturas; a continuación se describe cada una de ellas.

2.4.5.1 Tenacidad

Es la propiedad que tienen ciertos materiales de soportar, sin deformarse ni romperse, los esfuerzos bruscos a los que se encuentren sometidos. (Smith, 2006).

La tenacidad podría ser considerada como la energía absorbida por un material antes de alcanzar la rotura.

2.4.5.2 Elasticidad

El término elasticidad designa la propiedad mecánica de ciertos materiales de sufrir deformaciones reversibles cuando se encuentran sujetos a la acción de fuerzas exteriores y de recuperar la forma original si estas fuerzas exteriores se eliminan o dejan de actuar por determinados intervalos de tiempo, es decir "*...es la capacidad de un sólido de sufrir transformaciones termodinámicas reversibles*". (Smith, 2006).

2.4.5.3 Dureza

"Es la resistencia que un material opone a la penetración o a ser rayado por otro. Es la capacidad de oponer resistencia a la deformación superficial por uno más duro". (Smith, 2006).

Por ejemplo: la madera puede rayarse con facilidad, esto significa que no tiene mucha dureza, mientras que el vidrio es mucho más difícil de rayar. La dureza no debe ser confundida o asociada con la resistencia; puesto que un material duro, no necesariamente es resistente. (Smith, 2006).

2.4.5.4 Fragilidad

"La fragilidad se relaciona con la cualidad de los objetos y materiales de romperse con facilidad por la acción de un choque". (Smith, 2006).

Aunque técnicamente la fragilidad se define más propiamente como la capacidad de un material de fracturarse con escasa deformación, a diferencia de los materiales dúctiles que se rompen tras sufrir acusadas deformaciones plásticas. (Smith, 2006).

2.4.5.5 Plasticidad

Capacidad de un material a deformarse ante la acción de una carga, permaneciendo la deformación al retirarse la misma. Es decir es una deformación permanente e irreversible. En los metales, la plasticidad se explica en términos de desplazamientos irreversibles de dislocaciones.

La plasticidad de los materiales está relacionada con cambios irreversibles en esos materiales. *"A diferencia del comportamiento elástico que es termodinámicamente reversible, un cuerpo que se deforma plásticamente experimenta cambios de entropía, como desplazamientos de las dislocaciones".* En el comportamiento plástico parte de la energía mecánica se disipa internamente, en lugar de transformarse en energía potencial elástica. (Smith, 2006).

2.4.5.6 Ductilidad

Considerada una variante de la plasticidad, es la propiedad que poseen ciertos metales para poder estirarse en forma de hilos finos.

"La ductilidad es una propiedad que presentan algunos materiales, como las aleaciones metálicas o materiales asfálticos, los cuales bajo la acción de una fuerza, pueden deformarse sosteniblemente sin romperse, permitiendo obtener alambres o hilos de dicho material". A los materiales que presentan esta propiedad se les denomina dúctiles. Los materiales no dúctiles se clasifican como

frágiles. Aunque los materiales dúctiles también pueden llegar a romperse bajo el esfuerzo adecuado, esta rotura sólo se produce tras producirse grandes deformaciones. (Smith, 2006).

2.4.5.7 Maleabilidad

Se refiere a la propiedad que presentan los materiales de deformarse sin romperse obteniendo láminas. Es una variación plástica ante la aplicación de carga o fuerza. La maleabilidad es la propiedad de la materia, que junto a la ductilidad presentan los cuerpos al ser labrados por deformación.

Se diferencia de aquella en que mientras la ductilidad se refiere a la obtención de hilos, la maleabilidad permite la obtención de delgadas láminas de material sin que éste se rompa. (Smith, 2006).

2.4.5.8 Resistencia

Se refiere a la propiedad que presentan los materiales para soportar las diversas fuerzas. Es la oposición al cambio de forma y a la separación, es decir a la destrucción por acción de fuerzas o cargas. *"La resistencia de un elemento se define como su capacidad para resistir esfuerzos y fuerzas aplicadas sin romperse, adquirir deformaciones permanentes o deteriorarse de algún modo"*. (Smith, 2006).

Un modelo de resistencia de materiales establece una relación entre las fuerzas aplicadas, también llamadas cargas o acciones, y los esfuerzos y desplazamientos inducidos por ellas. (Smith, 2006).

2.4.5.9 Higroscopicidad

La higroscopicidad es la capacidad de los materiales para absorber la humedad atmosférica, es decir de absorber el agua. Para cada sustancia existe una humedad que se llama de equilibrio, es decir, un contenido de humedad tal de la atmósfera a la cual el material ni capta ni libera humedad al ambiente.

Si la humedad ambiente es menor que este valor de equilibrio, el material se secará, si la humedad ambiente es mayor, se humedecerá. (Smith, 2006).

2.4.5.10 Hendibilidad

Es la propiedad de partirse en el sentido de las fibras o láminas. La hendibilidad es la propiedad que presentan las maderas de poder romperse a lo largo de las fibras, por separación de éstas, mediante un esfuerzo de tracción transversal. (Smith, 2006).

2.4.5.11 Resiliencia

"Es la capacidad de oponer resistencia a la destrucción por carga dinámica...". La resiliencia es una magnitud que cuantifica la cantidad de energía por unidad de volumen que almacena un material al deformarse elásticamente debido a una tensión aplicada. En términos simples es la capacidad de memoria de un material para recuperarse de una deformación, producto de una presión externa. (Smith, 2006).

2.4.6 Comportamiento Mecánico

El comportamiento mecánico de un elemento está en función del diseño efectuado y de algunos factores propios del material utilizado para su construcción, como son los módulos de Young y de rigidez, los cuales están directamente relacionados con las deformaciones producidas por aplicación de cargas.

Además el límite de fluencia establece el límite de capacidad para soportar cargas de un elemento mecánico permaneciendo en la zona elástica del material.

2.4.6.1 Módulo de Young

El módulo de Young o módulo elástico longitudinal es un parámetro que caracteriza el comportamiento de un material elástico, según la dirección en la que se aplica una fuerza. *"Para un material elástico lineal e isótropo, el módulo de*

Young tiene el mismo valor para una tracción que para una compresión, siendo una constante independiente del esfuerzo siempre que no exceda de un valor máximo denominado límite elástico", y es siempre mayor que cero: si se tracciona una barra, aumenta la longitud, no disminuye. (Bhatt, 1999).

2.4.6.2 Módulo de Rigidez

El módulo de rigidez mide la facilidad o dificultad para deformar por cizalladura (o esfuerzo cortante) un material determinado. Un material con un módulo de rigidez bajo, es un material fácil de deformar por cizalladura.

Este sólo tiene significado para materiales sólidos. Para la mayor parte de los materiales el módulo de rigidez varía entre la mitad y un tercio del módulo de Young. (Smith, 2006).

2.4.6.3 Deformación

Se conoce como deformación cuando un cuerpo cambia de tamaño y de forma a través de un esfuerzo interno producido o a través de fuerzas efectuadas sobre él. La deformación se mide a través de la magnitud que es conocida como deformación unitaria o deformación axial. Esta deformación se consigue determinando el cambio de longitud por unidad de longitud. El valor de la deformación se puede descomponer en deformación reversible o elástica y en deformación irreversible o plástica. En la primera deformación el cuerpo tiende a volver a su forma original luego de quitar la fuerza que produce la deformación; en el segundo tipo de deformación, el cuerpo nunca vuelve a su estado original luego de retirar la fuerza que produce la deformación. (Shigley, 2008).

2.4.6.4 Límite de Fluencia

La fluencia o cedencia es la deformación brusca de la probeta sin incremento de la carga aplicada que se puede llegar a producir en el ensayo de tracción (algunos materiales no experimentan fluencia).

El fenómeno de fluencia se da cuando las impurezas o los elementos de aleación bloquean las dislocaciones de la red cristalina impidiendo su deslizamiento, proceso mediante el cual el material se deforma plásticamente.

Alcanzado el límite de fluencia se llegan a liberar las dislocaciones, produciéndose una brusca deformación.

"La deformación en este caso también se distribuye uniformemente a lo largo de la probeta, pero concentrándose en las zonas en las que se ha logrado liberar las dislocaciones (bandas de Luders)". (Bhatt, 1999).

2.4.7 Análisis por elementos finitos

El método de elementos finitos es una herramienta muy utilizada en la solución de varios problemas de ingeniería. Las aplicaciones más importantes se mencionan a continuación: (Tirupathi, Ashok, 1999).

- a) Análisis por deformación y esfuerzo de elementos mecánicos, aeronaves, automóviles, edificios, estructuras.
- b) Campos de flujo de calor, de fluidos, magnético, filtraciones, entre otros.

Debido al avance de la tecnología del sistema CAD (Diseño Asistido por Computador), se pueden modelar problemas complejos y probar varias configuraciones alternas antes de construir el primer prototipo de un elemento mecánico determinado. Las propiedades del material y las condiciones de frontera o cargas aplicadas, son consideradas sobre estos elementos, dando lugar a un conjunto de ecuaciones, que al ser resueltas permiten obtener el comportamiento aproximado del elemento o conjunto analizado. (Tirupathi, Ashok, 1999).

El método de los Elementos finitos es un método numérico empleado en la resolución de ecuaciones diferenciales, *"el método se basa en dividir el cuerpo o geometría a validar en múltiples partes de pequeño tamaño denominadas elementos. Los elementos comparten entre ellos puntos comunes de intersección denominados Nodos."* (Gómez, 2008).

"Las ecuaciones matemáticas empleadas definen los Desplazamientos de cada uno de los Nodos en las direcciones X, Y y Z en función de la carga, las restricciones de movimiento y las propiedades mecánicas del material empleado. El desplazamiento de cada uno de los Nodos permite al programa calcular las deformaciones unitarias en las diferentes direcciones y las Tensiones resultantes." (Gómez, 2008).

Posteriormente el Post-procesado indica las tensiones y deformaciones sufridas bajo las condiciones de contorno definidas al inicio.

2.4.7.1 Modelos matemáticos utilizados en el análisis por elementos finitos

Si se considera un elemento diferencial de volumen, la fuerza distribuida por unidad de volumen, es el vector f dado por: (Tirupathi, Ashok, 1999).

$$f = [f_x, f_y, f_z]^T \quad \text{Ec. 2.15}$$

Donde T representa la fuerza distribuida por unidad de área.

Para considerar el equilibrio del elemento diferencial de volumen, es necesario plantear las siguientes ecuaciones:

$$\frac{\delta \sigma_x}{\delta x} + \frac{\delta \tau_{xy}}{\delta y} + \frac{\delta \tau_{xz}}{\delta z} + f_x = 0 \quad \text{Ec. 2.16}$$

$$\frac{\delta \tau_{xy}}{\delta x} + \frac{\delta \sigma_y}{\delta y} + \frac{\delta \tau_{yz}}{\delta z} + f_y = 0 \quad \text{Ec. 2.17}$$

$$\frac{\delta \tau_{xz}}{\delta x} + \frac{\delta \tau_{yz}}{\delta y} + \frac{\delta \sigma_z}{\delta z} + f_z = 0 \quad \text{Ec. 2.18}$$

Donde:

$\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z \rightarrow$ Esfuerzos normales (N/m^2)

$\tau_{xy}, \tau_{xz}, \tau_{yz} \rightarrow$ Esfuerzos cortantes (N/m^2)

En la siguiente ecuación representamos las deformaciones unitarias en una forma vectorial que corresponde a los esfuerzos: (Tirupathi, Ashok, 1999).

$$\epsilon = [\epsilon_x, \epsilon_y, \epsilon_z, \gamma_{yz}, \gamma_{xz}, \gamma_{xy}]^T \quad \text{Ec. 2.19}$$

Donde:

$\epsilon_x, \epsilon_y, \epsilon_z \rightarrow$ deformaciones unitarias normales

$\gamma_{yz}, \gamma_{xz}, \gamma_{xy} \rightarrow$ deformaciones angulares unitarias cortantes

El análisis por elementos finitos implica la solución de una serie de ecuaciones diferenciales; por lo que el proceso manual no es una alternativa práctica, debido a que el nivel de complejidad es elevado y conllevaría un consumo innecesario de tiempo, es por esta razón que se recomienda la utilización de un software de modelación y análisis para obtener resultados válidos optimizando recursos.

2.5 Hipótesis

¿El análisis estructural de los planos de vuelo del dirigible 27T del CIDFAE permitirá mejorar su comportamiento mecánico?

2.6 Señalamiento de Variables

VARIABLE INDEPENDIENTE:

Análisis estructural de los planos de vuelo del dirigible 27T del Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana.

VARIABLE DEPENDIENTE:

Comportamiento Mecánico.

TÉRMINO DE RELACIÓN:

Mejorará.

CAPÍTULO III

METODOLOGÍA

3.1 Enfoque

En el proceso de investigación se realizaron estudios y análisis cuantitativos, debido a que se efectuaron simulaciones y cálculos para determinar presiones aplicadas sobre las superficies aerodinámicas; se determinó los esfuerzos presentes en la estructura de las mismas, posteriormente se efectuó el análisis comparativo de las características actuales de los planos de vuelo, con las que debería tener para soportar las condiciones de vuelo del dirigible. La investigación se complementó con el análisis de las propiedades y características de materiales apropiados para la aplicación en estudio. La información necesaria para llevar a cabo la presente investigación provino principalmente de fuentes secundarias como son libros, artículos técnicos y tesis relacionadas con el tema.

3.2 Modalidad Básica de la Investigación

- De Campo, debido a que se obtuvieron datos e información necesaria desde el sitio donde se origina el Problema, en el Centro de Investigación y Desarrollo de la FAE, estando en contacto directo con los protagonistas del hecho que se desea analizar, lo cual permitió obtener información primaria como características geométricas y mecánicas actuales de los planos de vuelo del dirigible, al igual que las fallas originadas en los mismos.
- Bibliográfica Documental, puesto que permitió obtener información actualizada y validada del problema a investigar, a partir de fuentes como libros, artículos técnicos, y tesis relacionadas con el análisis estructural y diseño de superficies aerodinámicas.

3.3 Nivel o Tipo de Investigación

- Exploratorio, debido a que existe limitada información relacionada con el problema a investigar, por lo que ameritó un tipo de investigación flexible que permita identificar características importantes de la estructura de los planos de vuelo, para posteriormente obtener una solución a dicho problema, consiguiendo mejorar su comportamiento mecánico.

- Descriptivo, puesto que en el lugar de los hechos, es decir en el Centro de Investigación y desarrollo de la FAE se analizó y evaluó este problema, describiendo causas y consecuencias directamente relacionadas con el comportamiento mecánico deficiente de los planos de vuelo.

3.4 Población y Muestra

En la Investigación desarrollada no fue necesario aplicar fórmulas probabilísticas para obtener la muestra, puesto que se realizó un estudio de casos, en el cual se analiza en forma técnica elementos mecánicos definidos, de acuerdo a los siguientes parámetros involucrados.

Tabla 3.1 Muestra de parámetros de estudio

N1	PLANO DE VUELO	N2	POSICIÓN SUPERFICIE MÓVIL	N3	COMPONENTE VELOCIDAD
1	Horizontal	A	Recta y nivelada	a	Axial
		B	Desfasada 45°	b	Transversal
				c	Total
2	Vertical	A	Recta y nivelada	a	Axial
		B	Desfasada 45°	b	Transversal
				c	Total

(Fuente: Autor)

3.5 Operacionalización de Variables

3.5.1 Variable Independiente:

Análisis estructural de los planos de vuelo del dirigible 27T del Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana.

CONCEPTO	CATEGORÍA	INDICADOR	ÍTEMS	TÉCNICAS E INSTRUMENTOS
El análisis estructural de los planos de vuelo consiste en efectuar un análisis CFD para identificar la posición crítica de la superficie móvil y la componente de velocidad que produce una presión mayor, comprende además el análisis estático, donde las propiedades de los materiales son los parámetros a considerar.	Análisis CFD	Posición de la superficie móvil: Recta y nivelada Desfasada 45° Componente de Velocidad: Axial Transversal Total	¿Cuál es la posición crítica de las superficie móvil de los planos de vuelo? 18.91 m/s 2.572 m/s 19.084 m/s	Investigación bibliográfica Modelación Simulación
	Análisis Estático	Propiedades de los materiales: Módulo de elasticidad Módulo Cortante Densidad Resistencia última a la tracción Límite de fluencia	Balsa Monokote 4312 MPa 1070 MPa 166 MPa 186.5 MPa 159.99 Kg/m ³ 350 Kg/m ³ 13.35 MPa 2.32 MPa 10.13 MPa 2.08 MPa	Investigación bibliográfica Hoja de datos

3.5.2 Variable Dependiente:

Comportamiento Mecánico.

CONCEPTO	CATEGORÍA	INDICADOR	ÍTEMS	TÉCNICAS E INSTRUMENTOS
El comportamiento mecánico de los planos de vuelo sometidos a diferentes cargas, se basa en la presión global máxima producida por el viento, la cual provoca los esfuerzos combinados en los elementos estructurales y hace posible la determinación del factor de seguridad.	Presión del viento	Presión global máxima	¿Cuál es la presión global máxima que actúa sobre los planos de vuelo?	Investigación bibliográfica
	Esfuerzos	Esfuerzo combinado	¿Cuál es el valor del esfuerzo combinado que actúa sobre los planos de vuelo?	Modelación
		Factor de Seguridad	¿Cuál es el factor de seguridad presente sobre los planos de vuelo?	Simulación Hojas de cálculo

3.6 Plan de Recolección de Información

En esta etapa de la Investigación se realizó la acumulación de la información necesaria referente al problema mediante la técnica Bibliográfica, la cual proporcionó información secundaria, es decir proveniente de libros, artículos técnicos relacionados con la investigación y la técnica De Campo, la cual se desarrolló con el fin de obtener información primaria para determinar características del problema a solucionar, para lo cual fue necesario realizar una visita técnica para observar directamente el problema a solucionar y efectuar una entrevista dirigida al Director de Operaciones del CIDFAE, el Myr. Ing. Paúl Armas y al Tnte. Ing. Miguel Baca por ser personas con mayor conocimiento y experiencia sobre el problema, quienes proporcionaron información técnica necesaria para el desarrollo de la investigación.

3.7 Plan de Procesamiento de la Información

Una vez recolectada toda la información primaria y secundaria, mediante observación directa e investigación bibliográfica, se procedió a clasificarla y organizarla, para facilitar su interpretación y posterior utilidad que se le pueda dar; además se realizaron modelaciones en un software de diseño de los planos de vuelo con su configuración geométrica actual, donde se efectuó un análisis CFD y posteriormente un análisis estático, con lo cual se determinó posiciones críticas de las superficies móviles de los planos de vuelo, presiones globales máximas aplicadas sobre las superficies aerodinámicas, con la finalidad de facilitar el procesamiento de estos datos y determinar los esfuerzos y factor de seguridad a los que están sometidos estos elementos mecánicos. El análisis de la información recolectada se realizó desde el punto de vista de diseño mecánico, estableciendo condiciones actuales de operación de los planos de vuelo del dirigible, sostenidos en la información recolectada, relacionando así las variables de la investigación, estableciendo conclusiones y recomendaciones.

CAPÍTULO IV

ANÁLISIS E INTERPRETACIÓN DE RESULTADOS

Con la finalidad de desarrollar el análisis de la estructura de los planos de vuelo de una manera ordenada se establece un diagrama de flujo, en el cual se muestra los procesos a seguir en forma sistematizada, para cumplir con los objetivos establecidos e interpretar los resultados alcanzados.

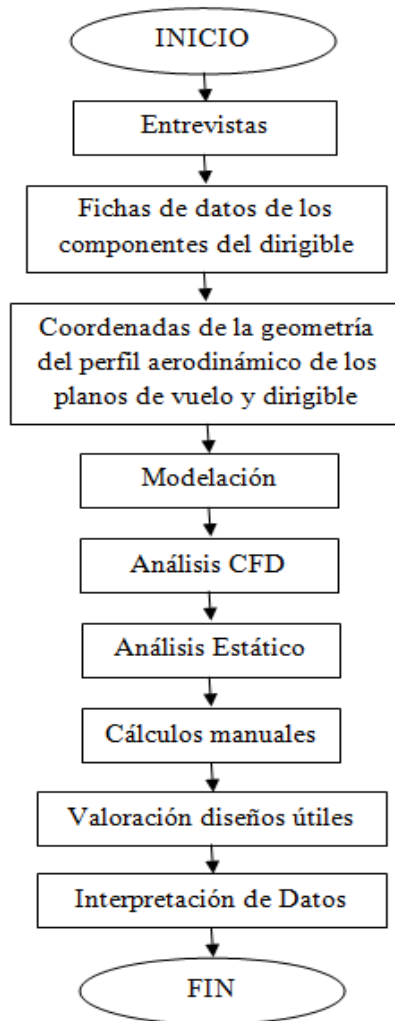


Figura 4.1 Flujograma Análisis Planos de vuelo

(Fuente: Autor)

4.1 Análisis de los Resultados

En esta etapa de la Investigación se presentan los datos obtenidos en el Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana (CIDFAE), referente a la geometría estructural y aerodinámica de los planos de vuelo del Dirigible 27T, para el correcto desarrollo de su modelación y posterior análisis, con la finalidad de identificar los parámetros que influyen directamente en su comportamiento mecánico.

4.1.1 Datos Obtenidos

Los dirigibles diseñados y construidos en su totalidad en el CIDFAE, son aeronaves no tripuladas equipadas con dispositivos electrónicos que permiten cumplir misiones de monitoreo del territorio ecuatoriano desde el aire.



De acuerdo a lo mencionado por el personal de operación y mantenimiento de los dirigibles, tienen problemas permanentes en la estructura de los planos de vuelo, los mismos que presentan fisuras en los elementos estructurales, así como elementos de acople entre las superficies fija y móvil; problemas que impiden la correcta sustentación y direccionamiento de la aeronave, provocando aterrizajes peligrosos y daños en los equipos instalados en la misma.

4.1.1.1 Entrevistas

Con la finalidad de obtener información más detallada de los planos de vuelo del dirigible 27T se procede a efectuar una entrevista a las personas encargadas del correcto desempeño de las aeronaves no tripuladas en el cumplimiento de sus misiones:

- Director de Operaciones del CIDFAE: Myr. Ing. Paúl Armas
- Jefe de la Sección Planificación y Pruebas: Tnte. Ing. Miguel Baca

A continuación se muestran las fichas elaboradas para el desarrollo de las entrevistas, con los datos conseguidos en su ejecución:

	UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO		
	FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA		
	FICHA DE DATOS E1 - ENTREVISTA 1		
	NOMBRE:	Myr. Ing. Paúl Armas	
	CARGO:	Director de Operaciones del CIDFAE	
	LUGAR:	CIDFAE-Aeropuerto-Ambato	
FECHA:	16 de junio de 2014		

1. OBJETIVO

Obtener información referente a la operación de los planos de vuelo del dirigible 27T del CIDFAE.

2. PREGUNTAS EFECTUADAS

2.1 ¿Cuál es la máxima altitud a la que vuela el dirigible 27T?

El dirigible 27T cumple misiones de monitoreo a diferentes altitudes, en función de las necesidades, pero la altura máxima a la que trabaja y es la más frecuente es 1000 metros sobre el nivel de Ambato, es decir a aproximadamente 3500 metros sobre el nivel del mar.

2.2 ¿Con qué velocidad se desplaza el dirigible 27T?

La velocidad promedio con la que el dirigible realiza sus operaciones es de 25 km/h.



2.3 ¿Con qué frecuencia cumple misiones de monitoreo el dirigible 27T?

Las misiones de monitoreo se efectúan quincenalmente, pero desde que se presentan los daños, se ha dejado de utilizar esta aeronave porque implica consumo de recursos económicos y de personal.

2.4 ¿Qué tipo de daños o averías se presentan en los planos de vuelo del dirigible 27T?

Los daños que se presentan en la estructura de los planos de vuelo son fisuras y en ocasiones inclusive, miembros estructurales completamente rotos.

Realizado por:	Pineda Silva Giovanni Vinicio
Revisado por:	Ing. Mg. Gonzalo López
Aprobado por:	Ing. Mg. Gonzalo López

	UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO		
	FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA		
	FICHA DE DATOS E2 - ENTREVISTA 2		
	NOMBRE:	Tnte. Ing. Miguel Baca	
	CARGO:	Jefe Sección Planificación y Pruebas del CIDFAE	
	LUGAR:	CIDFAE-Aeropuerto-Ambato	
FECHA:	17 de junio de 2014		

1. OBJETIVO

Obtener información referente a las características de los planos de vuelo del dirigible 27T del CIDFAE.

2. PREGUNTAS EFECTUADAS

2.1 ¿Cuál es el material utilizado en los elementos estructurales de los planos de vuelo del dirigible 27T?

El material utilizado para la construcción de la estructura de los planos de vuelo es balsa, con la finalidad de disminuir el peso total de estas superficies aerodinámicas.

2.2 ¿Qué material es empleado como recubrimiento de los planos de vuelo?

El material utilizado como piel que cubre los planos de vuelo es el monokote, el cual es un polímero con características especiales utilizadas en aviación.

2.3 ¿Cuáles son los elementos que influyen directamente en el comportamiento de los planos de vuelo?

El globo del dirigible es uno de los elementos que influye directamente, puesto que el aire en primera instancia choca contra éste, para posteriormente dirigir el flujo hacia los planos de vuelo, además la góndola que es el componente donde se instala los equipos electrónicos influye debido a que modifica la trayectoria del aire; el tren de aterrizaje es un componente que no interviene en el comportamiento de los planos de vuelo.

2.4 ¿Cuál es el gas utilizado para inflar el globo del dirigible?

El gas utilizado es el helio, cabe recalcar que dentro del globo principal, existe uno más pequeño inflado con aire común, con la finalidad de compensar

presiones cuando se encuentre la aeronave en operación a grandes altitudes, permitiendo que el aire salga y el helio ocupe el volumen total disponible.

2.5 ¿Qué material es empleado para el globo del dirigible?

El material utilizado es el monokote recubierto con uretano termosellable y capa con protección UV.

2.6 ¿El CIDFAE posee datos de velocidad de viento?

Sí, se posee datos de velocidad de viento tomados por otras aeronaves construidas en el CIDFAE durante varias misiones en el transcurso de aproximadamente dos años.

Además la velocidad de viento cruzado en la ciudad de Ambato, a la altura a la que operan las aeronaves es de aproximadamente 5 nudos.

2.7 ¿Existe alguna ecuación o función que rige el perfil del dirigible?

Sí, está diseñado y construido a partir de dos semielipses:

- Elipse 1: semieje mayor: 11183.766 mm, semieje menor: 3240 mm.
- Elipse 2: semieje mayor: 15816.234 mm, semieje menor: 3240 mm.

2.8 ¿De qué material está construida la góndola?

La góndola posee miembros estructurales fabricados con fibra de vidrio y kevlar con un núcleo de poliestireno expandido (espuma flex).

2.9 ¿Cómo están montados los planos de vuelo sobre el dirigible?

Los planos de vuelo, dos verticales y dos horizontales son montados tangencialmente al dirigible, mediante el uso de cuerdas que unen ambos elementos, además se utiliza Velcro industrial.

Realizado por:	Pineda Silva Giovanni Vinicio
Revisado por:	Ing. Mg. Gonzalo López
Aprobado por:	Ing. Mg. Gonzalo López

4.1.1.2 Fichas de Datos

Con el objetivo de obtener información más detallada de los componentes del dirigible 27T, se realizó una visita a las instalaciones del Centro de Investigación y Desarrollo de la FAE, específicamente el hangar de aeronaves no tripuladas; para realizar mediciones necesarias de cada uno de los elementos e identificar características importantes para la correcta modelación y simulación de los componentes.

En primera instancia se identificó y codificó cada uno de los componentes del dirigible 27T, para facilitar su posterior identificación, modelación y análisis.

Los elementos constitutivos del dirigible 27T son los siguientes:


Tabla 4.1 Componentes del Dirigible 27T

No.	COMPONENTE	CODIFICACIÓN
1	Plano de vuelo vertical inferior	FAE-27T-PV1
2	Plano de vuelo vertical superior	FAE-27T-PV2
3	Plano de vuelo horizontal 1	FAE-27T-PH1
4	Plano de vuelo horizontal 2	FAE-27T-PH2
5	Góndola	FAE-27T-GO1
6	Globo	FAE-27T-D1
7	Tren de aterrizaje	FAE-27T-TA1

(Fuente: Autor)

De acuerdo a estudios previos realizados en el CIDFAE, la configuración geométrica del tren de aterrizaje no influye en el comportamiento aerodinámico de los planos de vuelo, debido a las dimensiones poco representativas en relación al dirigible en conjunto, por lo tanto no es necesario modelarlo; únicamente se considerará los componentes que afectan el direccionamiento del viento que impacta sobre los planos de vuelo.

A continuación se detalla las características geométricas principales de cada uno de los componentes identificados:


	UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO		
	FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA		
	FICHA DE DATOS A1		
	ELEMENTO:	Plano de vuelo vertical inferior	
	CÓDIGO:	FAE-27T-PV1	
	LUGAR:	CIDFAE-Aeropuerto-Ambato	
FECHA:	19 de junio de 2014		

No.	VARIABLE	MAGNITUD	UNIDAD
1	Cuerda perfil aerodinámico superior	4000	mm
2	Cuerda perfil aerodinámico inferior	3020	mm
3	Longitud superior - superficie fija	1820	mm
4	Longitud inferior - superficie fija	2800	mm
5	Longitud - superficie móvil	1200	mm
6	Altura - superficie fija	2000	mm
7	Altura - superficie móvil	1600	mm
8	Número de articulaciones	3	-
9	Longitud articulaciones	200	mm
10	Ancho articulaciones	42	mm
11	Espesor articulaciones	15	mm

ESQUEMA



Realizado por:	Pineda Silva Giovanni Vinicio
Revisado por:	Ing. Mg. Gonzalo López
Aprobado por:	Ing. Mg. Gonzalo López



	UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO		
	FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA		
	FICHA DE DATOS A2		
	ELEMENTO:	Plano de vuelo vertical superior	
	CÓDIGO:	FAE-27T-PV2	
	LUGAR:	CIDFAE-Aeropuerto-Ambato	
FECHA:	19 de junio de 2014		

No.	VARIABLE	MAGNITUD	UNIDAD
1	Cuerda perfil aerodinámico superior	4000	mm
2	Cuerda perfil aerodinámico inferior	3020	mm
3	Longitud superior - superficie fija	1820	mm
4	Longitud inferior - superficie fija	2800	mm
5	Longitud - superficie móvil	1200	mm
6	Altura - superficie fija	2000	mm
7	Altura - superficie móvil	1600	mm
8	Número de articulaciones	3	-
9	Longitud articulaciones	200	mm
10	Ancho articulaciones	42	mm
11	Espesor articulaciones	15	mm
12	Coord. Vert. - Centro de la circunferencia	686	mm
13	Coord. Horiz. - Centro de la circunferencia	855	mm
14	Diámetro circunferencia	500	mm

ESQUEMA



Realizado por:	Pineda Silva Giovanni Vinicio
Revisado por:	Ing. Mg. Gonzalo López
Aprobado por:	Ing. Mg. Gonzalo López



	UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO		
	FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA		
	FICHA DE DATOS A3		
	ELEMENTO:	Plano de vuelo horizontal	
	CÓDIGO:	FAE-27T-PH1 / FAE-27T-PH2	
	LUGAR:	CIDFAE-Aeropuerto-Ambato	
FECHA:	19 de junio de 2014		

No.	VARIABLE	MAGNITUD	UNIDAD
1	Cuerda perfil aerodinámico superior	4000	mm
2	Cuerda perfil aerodinámico inferior	3020	mm
3	Longitud superior - superficie fija	1820	mm
4	Longitud inferior - superficie fija	2800	mm
5	Longitud - superficie móvil	1200	mm
6	Altura - superficie fija	2000	mm
7	Altura - superficie móvil	1600	mm
8	Número de articulaciones	3	-
9	Longitud articulaciones	450	mm
10	Ancho articulaciones	42	mm
11	Espesor articulaciones	15	mm

ESQUEMA



Realizado por:	Pineda Silva Giovanni Vinicio
Revisado por:	Ing. Mg. Gonzalo López
Aprobado por:	Ing. Mg. Gonzalo López



	UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO		
	FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA		
	FICHA DE DATOS A4		
	ELEMENTO:	Góndola	
	CÓDIGO:	FAE-27T-G1	
	LUGAR:	CIDFAE-Aeropuerto-Ambato	
FECHA:	19 de junio de 2014		

No.	VARIABLE	MAGNITUD	UNIDAD
1	Longitud cuerda superior	2300	mm
2	Longitud cuerda inferior	2200	mm
3	Altura	1100	mm
4	Ancho superficie superior	540	mm
5	Ancho superficie inferior	470	mm
6	Longitud segmento recto	1120	mm
7	Espesor pared	30	mm
8	Número de puertas laterales	4	-
9	Ancho puerta 1	280	mm
10	Ancho puerta 2	400	mm
11	Altura puertas laterales	840	mm
12	Separación puertas laterales	380	mm
13	Distancia superficie inferior-puerta lateral	90	mm
14	Altura puerta frontal	985.5	mm
15	Distancia superficie inferior-puerta frontal	30	mm

ESQUEMA



Realizado por:	Pineda Silva Giovanni Vinicio
Revisado por:	Ing. Mg. Gonzalo López
Aprobado por:	Ing. Mg. Gonzalo López

	UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO		
	FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA		
	FICHA DE DATOS A5		
	ELEMENTO:	Globo	
	CÓDIGO:	FAE-27T-D1	
	LUGAR:	CIDFAE-Aeropuerto-Ambato	
FECHA:	19 de junio de 2014		

No.	VARIABLE	MAGNITUD	UNIDAD
1	Longitud semieje mayor 1	11183.766	mm
2	Longitud semieje mayor 2	15816.234	mm
3	Longitud semieje menor	3240	mm
4	Radio esfera interna	4475	mm
5	Dist. Centro esfera interna- borde de ataque	12920.281	mm

ESQUEMA



Realizado por:	Pineda Silva Giovanni Vinicio
Revisado por:	Ing. Mg. Gonzalo López
Aprobado por:	Ing. Mg. Gonzalo López

4.1.1.3 Coordenadas del perfil aerodinámico de los planos de vuelo

La sección transversal de los planos de vuelo del dirigible 27T del CIDFAE, posee una forma aerodinámica que permite que el flujo de aire sea continuo cuando estos elementos están en operación en vuelo.

A continuación se presentan las coordenadas cartesianas del perfil utilizado, en base a una cuerda de un metro de longitud.

Tabla 4.2 Coordenadas Perfil Aerodinámico de los planos de vuelo

COORDENADAS					
X(m)	Y(m)	X(m)	Y(m)	X(m)	Y(m)
1,0000	0,0000	0,3250	0,0088	0,3500	-0,0087
0,9750	0,0011	0,3000	0,0087	0,3750	-0,0087
0,9500	0,0019	0,2750	0,0087	0,4000	-0,0086
0,9250	0,0025	0,2500	0,0086	0,4250	-0,0084
0,9000	0,0029	0,2250	0,0085	0,4500	-0,0083
0,8750	0,0033	0,2000	0,0083	0,4750	-0,0081
0,8500	0,0037	0,1750	0,0080	0,5000	-0,0079
0,8250	0,0041	0,1500	0,0077	0,5250	-0,0077
0,8000	0,0044	0,1250	0,0073	0,5500	-0,0075
0,7750	0,0048	0,1000	0,0067	0,5750	-0,0072
0,7500	0,0051	0,0750	0,0060	0,6000	-0,0070
0,7250	0,0055	0,0500	0,0051	0,6250	-0,0067
0,7000	0,0058	0,0250	0,0037	0,6500	-0,0064
0,6750	0,0061	0,0000	0,0000	0,6750	-0,0061
0,6500	0,0064	0,0250	-0,0037	0,7000	-0,0058
0,6250	0,0067	0,0500	-0,0051	0,7250	-0,0055
0,6000	0,0070	0,0750	-0,0060	0,7500	-0,0051
0,5750	0,0072	0,1000	-0,0067	0,7750	-0,0048
0,5500	0,0075	0,1250	-0,0073	0,8000	-0,0044
0,5250	0,0077	0,1500	-0,0077	0,8250	-0,0041
0,5000	0,0079	0,1750	-0,0080	0,8500	-0,0037
0,4750	0,0081	0,2000	-0,0083	0,8750	-0,0033
0,4500	0,0083	0,2250	-0,0085	0,9000	-0,0029
0,4250	0,0084	0,2500	-0,0086	0,9250	-0,0025
0,4000	0,0086	0,2750	-0,0087	0,9500	-0,0019
0,3750	0,0087	0,3000	-0,0087	0,9750	-0,0011
0,3500	0,0087	0,3250	-0,0088	1,0000	0,0000

(Fuente: Centro de Investigación y Desarrollo-FAE)

De acuerdo a las mediciones realizadas, los planos de vuelo horizontal y vertical poseen la misma forma aerodinámica; donde la configuración inferior tiene una cuerda de 4000 mm. de longitud, mientras que la superior una cuerda de 3020 mm. En las tablas 4.3 y 4.4 se presentan las coordenadas cartesianas para las configuraciones mencionadas.

Tabla 4.3 Coordenadas configuración inferior Perfil Aerodinámico

COORDENADAS CONFIGURACIÓN INFERIOR					
X(mm)	Y(mm)	X(mm)	Y(mm)	X(mm)	Y(mm)
4000,00	0,00	1300,00	35,00	1400,00	-34,87
3900,00	4,40	1200,00	34,98	1500,00	-34,61
3800,00	7,50	1100,00	34,81	1600,00	-34,23
3700,00	9,81	1000,00	34,46	1700,00	-33,75
3600,00	11,48	900,00	33,91	1800,00	-33,16
3500,00	13,10	800,00	33,13	1900,00	-32,48
3400,00	14,68	700,00	32,09	2000,00	-31,72
3300,00	16,22	600,00	30,74	2100,00	-30,88
3200,00	17,71	500,00	29,02	2200,00	-29,97
3100,00	19,15	400,00	26,84	2300,00	-28,99
3000,00	20,55	300,00	24,03	2400,00	-27,95
2900,00	21,91	200,00	20,31	2500,00	-26,85
2800,00	23,22	100,00	14,92	2600,00	-25,69
2700,00	24,48	0,00	0,00	2700,00	-24,48
2600,00	25,69	100,00	-14,92	2800,00	-23,22
2500,00	26,85	200,00	-20,31	2900,00	-21,91
2400,00	27,95	300,00	-24,03	3000,00	-20,55
2300,00	28,99	400,00	-26,84	3100,00	-19,15
2200,00	29,97	500,00	-29,02	3200,00	-17,71
2100,00	30,88	600,00	-30,74	3300,00	-16,22
2000,00	31,72	700,00	-32,09	3400,00	-14,68
1900,00	32,48	800,00	-33,13	3500,00	-13,10
1800,00	33,16	900,00	-33,91	3600,00	-11,48
1700,00	33,75	1000,00	-34,46	3700,00	-9,81
1600,00	34,23	1100,00	-34,81	3800,00	-7,50
1500,00	34,61	1200,00	-34,98	3900,00	-4,40
1400,00	34,87	1300,00	-35,00	4000,00	0,00

(Fuente: Autor)

Tabla 4.4 Coordenadas configuración superior Perfil Aerodinámico

COORDENADAS CONFIGURACIÓN SUPERIOR					
X(mm)	Y(mm)	X(mm)	Y(mm)	X(mm)	Y(mm)
3020,0	0,000	981,5	26,425	1057,0	-26,327
2944,5	3,322	906,0	26,410	1132,5	-26,131
2869,0	5,663	830,5	26,282	1208,0	-25,844
2793,5	7,407	755,0	26,017	1283,5	-25,481
2718,0	8,667	679,5	25,602	1359,0	-25,036
2642,5	9,891	604,0	25,013	1434,5	-24,522
2567,0	11,083	528,5	24,228	1510,0	-23,949
2491,5	12,246	453,0	23,209	1585,5	-23,314
2416,0	13,371	377,5	21,910	1661,0	-22,627
2340,5	14,458	302,0	20,264	1736,5	-21,887
2265,0	15,515	226,5	18,143	1812,0	-21,102
2189,5	16,542	151,0	15,334	1887,5	-20,272
2114,0	17,531	75,5	11,265	1963,0	-19,396
2038,5	18,482	0,0	0,000	2038,5	-18,482
1963,0	19,396	75,5	-11,265	2114,0	-17,531
1887,5	20,272	151,0	-15,334	2189,5	-16,542
1812,0	21,102	226,5	-18,143	2265,0	-15,515
1736,5	21,887	302,0	-20,264	2340,5	-14,458
1661,0	22,627	377,5	-21,910	2416,0	-13,371
1585,5	23,314	453,0	-23,209	2491,5	-12,246
1510,0	23,949	528,5	-24,228	2567,0	-11,083
1434,5	24,522	604,0	-25,013	2642,5	-9,891
1359,0	25,036	679,5	-25,602	2718,0	-8,667
1283,5	25,481	755,0	-26,017	2793,5	-7,407
1208,0	25,844	830,5	-26,282	2869,0	-5,663
1132,5	26,131	906,0	-26,410	2944,5	-3,322
1057,0	26,327	981,5	-26,425	3020,0	0,000

(Fuente: Autor)

En las figuras 4.2 y 4.3 se muestran las gráficas de las configuraciones inferior y superior de los perfiles aerodinámicos de los planos de vuelo, necesarias para su posterior modelación, donde se aprecia el borde de ataque en la parte izquierda, donde impacta directamente el aire y opuesto al mismo el borde de salida.

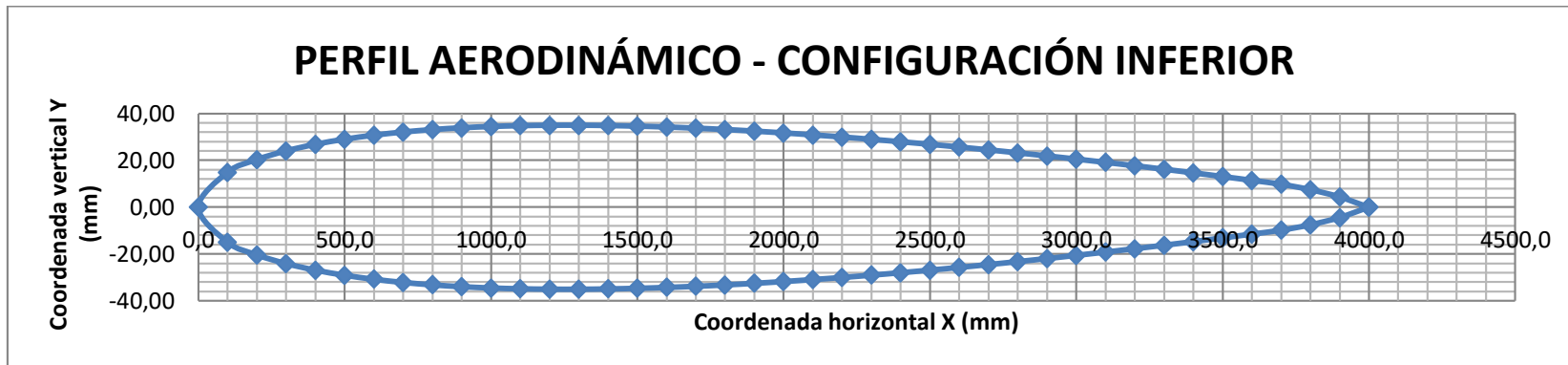


Figura 4.2 Perfil Aerodinámico - Configuración inferior

(Fuente: Autor)

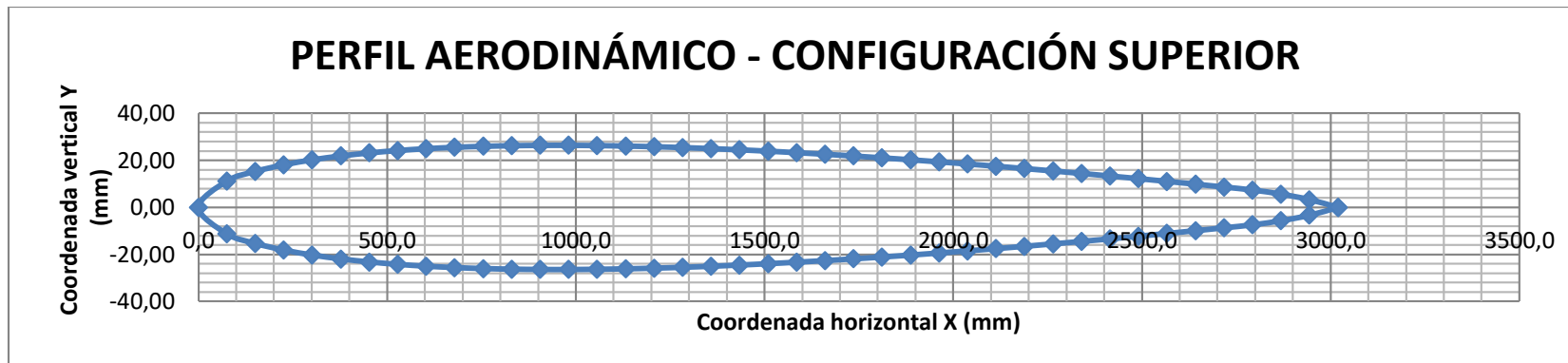


Figura 4.3 Perfil Aerodinámico - Configuración superior

(Fuente: Autor)

4.1.1.4 Coordenadas del perfil aerodinámico del dirigible

La configuración del perfil aerodinámico del globo del dirigible 27T está dada por la ecuación de dos semielipses tangentes entre sí, con la finalidad de conseguir un flujo de aire continuo.

Para determinar las coordenadas cartesianas del elemento mencionado, es necesario hallar las ecuaciones que rigen la geometría de las cónicas, a partir de los valores medidos de los semiejes mayor y menor de cada una de ellas, mostrados en la tabla 4.5.

Tabla 4.5 Características geométricas de las semielipses del globo del dirigible

ELIPSE	INTERVALO DOMINIO (m)	SEMIEJE MAYOR a (m)	SEMIEJE MENOR b (m)
1	$0 \leq X \leq 11,183766$	11,183766	3,24
2	$11,183766 \leq X \leq 27$	15,816234	3,24

(Fuente: Centro de Investigación y Desarrollo-FAE)

Como se observa en la tabla anterior, las semielipses están definidas para dos intervalos, identificados a lo largo de la cuerda de 27 metros del perfil aerodinámico del globo del dirigible, los cuales permitirán establecer el dominio de cada una de las curvas y su posterior aplicación para determinar las coordenadas cartesianas del dirigible.

Además es importante recalcar que en la parte interna del dirigible, se encuentra instalado un globo, el cual en tierra es llenado con oxígeno; con el objetivo de compensar la presión del dirigible en operaciones desarrolladas a grandes altitudes, donde el aire sale de este compartimento producto de la diferencia de presiones, permitiendo que este espacio sea ocupado por el helio, aliviando tensiones internas que podrían provocar la falla del material utilizado para este componente del dirigible.

Tabla 4.6 Características Globo interno del dirigible

PARÁMETRO	POSICIÓN (m)	RADIO (m)
MAGNITUD	X=12920.281	2237.5

(Fuente: Centro de Investigación y Desarrollo-FAE)

A continuación se presentan las ecuaciones que regirán las coordenadas cartesianas del globo del dirigible:

- **Ecuación - Semi-elipse 1:** Intervalo: $0 \leq X \leq 11,183766$

$$\frac{(x - h)^2}{a^2} + \frac{(y_1 - k)^2}{b^2} = 1$$

$$\frac{(x - 11.183766)^2}{11.183766^2} + \frac{(y_1 - 0)^2}{3.24^2} = 1$$

$$y_1^2 = 3.24^2 - \left(\frac{3.24}{11.183766}\right)^2 (x - 11.183766)^2$$

$$y_1 = \sqrt{3.24^2 - \left(\frac{3.24}{11.183766}\right)^2 (x - 11.183766)^2}$$

- **Ecuación - Semi-elipse 2:** Intervalo: $11,183766 \leq X \leq 27$

$$\frac{(x - h)^2}{a^2} + \frac{(y_2 - k)^2}{b^2} = 1$$

$$\frac{(x - 11.183766)^2}{15.816234^2} + \frac{(y_2 - 0)^2}{3.24^2} = 1$$

$$y_2^2 = 3.24^2 - \left(\frac{3.24}{15.816234}\right)^2 (x - 11.183766)^2$$

$$y_2 = \sqrt{3.24^2 - \left(\frac{3.24}{15.816234}\right)^2 (x - 11.183766)^2}$$

En la tabla 4.7 se presentan las coordenadas cartesianas del globo del dirigible, mediante las ecuaciones aplicadas en el intervalo correspondiente.

Tabla 4.7 Coordenadas configuración del Perfil Aerodinámico del globo del dirigible

COORDENADAS					
X(m)	Y(m)	X(m)	Y(m)	X(m)	Y(m)
0,00	0,000000	18,00	2,923675	18,00	-2,923675
0,25	0,681232	18,50	2,872515	17,50	-2,970425
0,50	0,957948	19,00	2,816706	17,00	-3,012971
1,00	1,339165	19,50	2,755963	16,50	-3,051488
1,50	1,620832	20,00	2,689954	16,00	-3,086127
2,00	1,849018	20,50	2,618281	15,50	-3,117018
2,50	2,041733	21,00	2,540462	15,00	-3,144271
3,00	2,208283	21,50	2,455916	14,50	-3,167980
3,50	2,354228	22,00	2,363919	14,00	-3,188224
4,00	2,483204	22,50	2,263564	13,50	-3,205068
4,50	2,597739	23,00	2,153683	13,00	-3,218567
5,00	2,699672	23,50	2,032731	12,50	-3,228761
5,50	2,790385	24,00	1,898593	12,00	-3,235683
6,00	2,870940	24,50	1,748238	11,50	-3,239352
6,50	2,942174	25,00	1,577033	11,183766	-3,240000
7,00	3,004748	25,50	1,377225	11,00	-3,239563
7,50	3,059194	26,00	1,133791	10,50	-3,233939
8,00	3,105940	26,50	0,808228	10,00	-3,221799
8,50	3,145328	26,75	0,573793	9,50	-3,203070
9,00	3,177634	27,00	0,000000	9,00	-3,177634
9,50	3,203070	26,75	-0,573793	8,50	-3,145328
10,00	3,221799	26,50	-0,808228	8,00	-3,105940
10,50	3,233939	26,00	-1,133791	7,50	-3,059194
11,00	3,239563	25,50	-1,377225	7,00	-3,004748
11,183766	3,240000	25,00	-1,577033	6,50	-2,942174
11,50	3,239352	24,50	-1,748238	6,00	-2,870940
12,00	3,235683	24,00	-1,898593	5,50	-2,790385
12,50	3,228761	23,50	-2,032731	5,00	-2,699672
13,00	3,218567	23,00	-2,153683	4,50	-2,597739
13,50	3,205068	22,50	-2,263564	4,00	-2,483204
14,00	3,188224	22,00	-2,363919	3,50	-2,354228
14,50	3,167980	21,50	-2,455916	3,00	-2,208283
15,00	3,144271	21,00	-2,540462	2,50	-2,041733
15,50	3,117018	20,50	-2,618281	2,00	-1,849018
16,00	3,086127	20,00	-2,689954	1,50	-1,620832
16,50	3,051488	19,50	-2,755963	1,00	-1,339165
17,00	3,012971	19,00	-2,816706	0,50	-0,957948
17,50	2,970425	18,50	-2,872515	0,25	-0,681232

(Fuente: Autor)

En la figura 4.4 se muestra la gráfica de la configuración geométrica del globo del dirigible 27T:

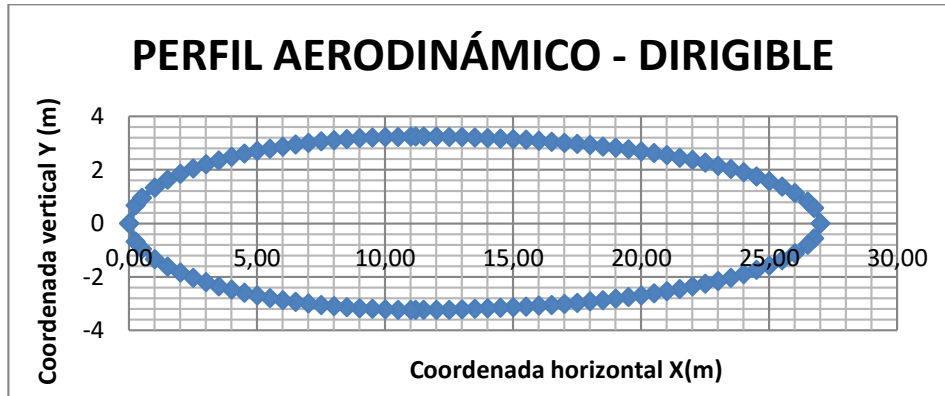


Figura 4.4 Perfil Aerodinámico - Dirigible
(Fuente: Autor)

4.1.2 Modelación de las superficies aerodinámicas

Con la finalidad de simular el comportamiento del aire sobre los planos de vuelo, es necesario modelar cada uno de los componentes principales del dirigible, de acuerdo a las dimensiones citadas con anterioridad.

La modelación y posterior simulación, así como el estudio de resistencia de la configuración estructural de los planos de vuelo de esta aeronave, será desarrollada en el software de diseño mecánico SolidWorks, cuyas licencias y permisos para su uso han sido adquiridas por el Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana, entidad beneficiaria del presente proyecto. Las licencias del software a utilizar son:

SOLIDWORKS PREMIUM 2012:

9000207342536019FCJ24F25

SOLIDWORKS FLOW SIMULATION STANDARD 2012:

90000073425446916ZBYCGBC

A continuación se muestra una vista isométrica de cada uno de los elementos, para su posterior análisis:

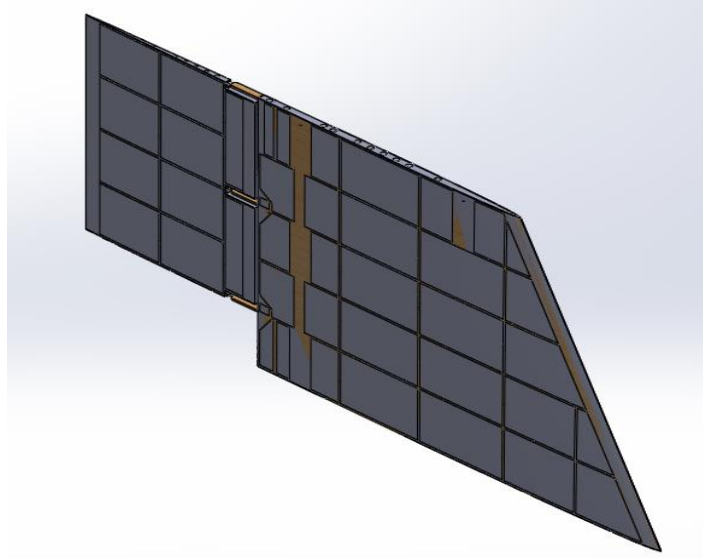


Figura 4.5 Modelación plano de vuelo vertical superior
(Fuente: Autor)

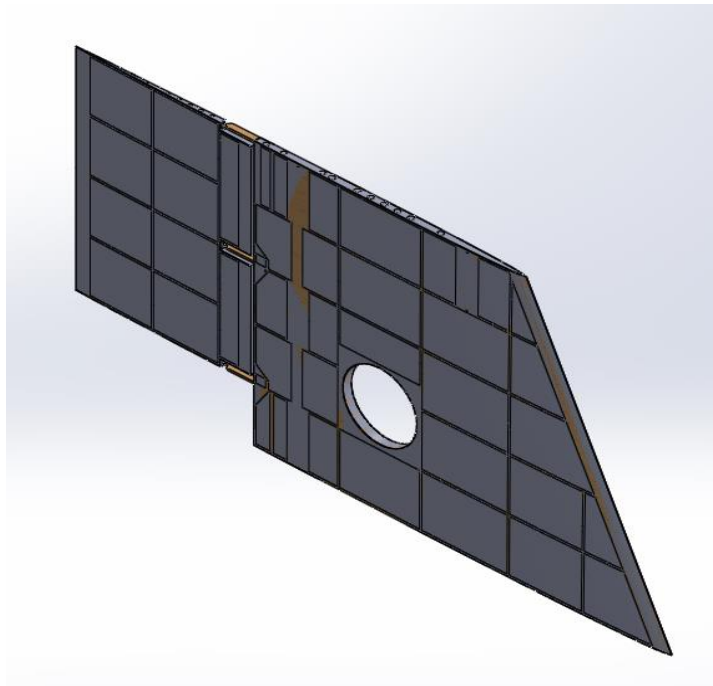


Figura 4.6 Modelación plano de vuelo vertical inferior
(Fuente: Autor)

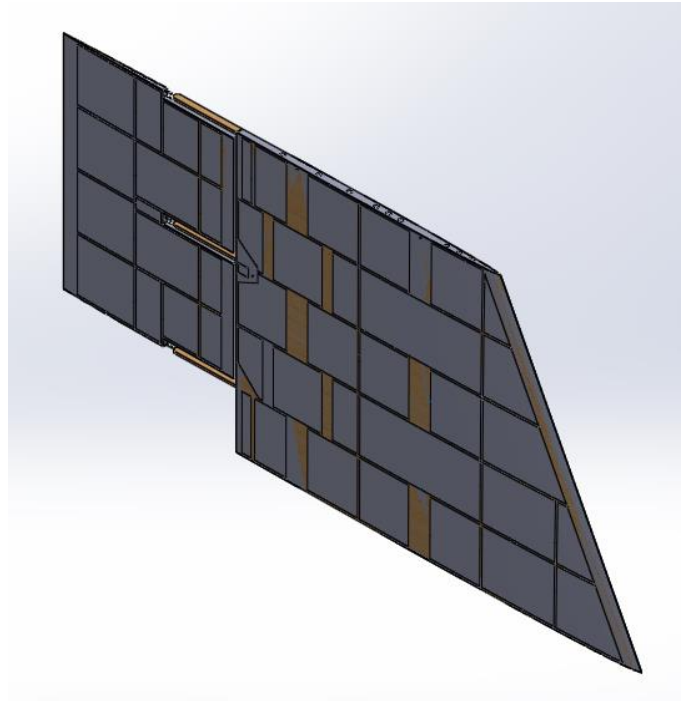


Figura 4.7 Modelación plano de vuelo horizontal
(Fuente: Autor)

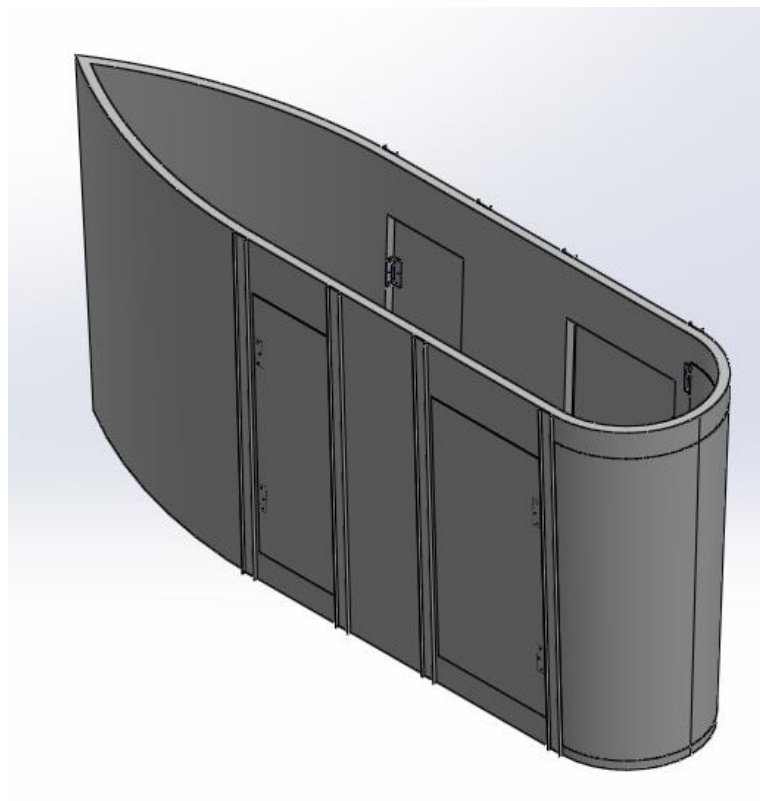


Figura 4.8 Modelación góndola
(Fuente: Autor)

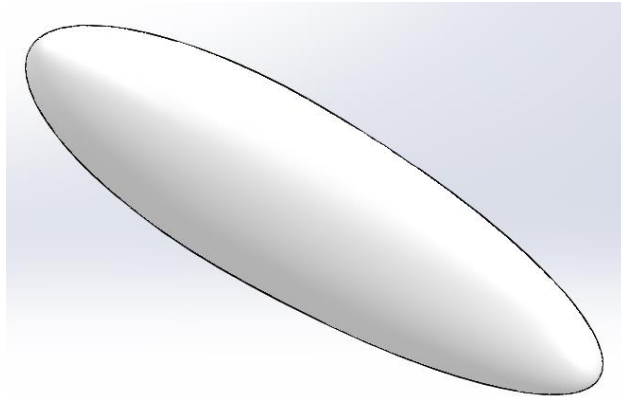


Figura 4.9 Modelación del globo del dirigible
(Fuente: Autor)

Una vez modelado cada uno de los componentes principales del dirigible 27T, se realiza el ensamblaje de los mismos, de acuerdo a las características con las cuales ha estado en operatividad dentro del CIDFAE.

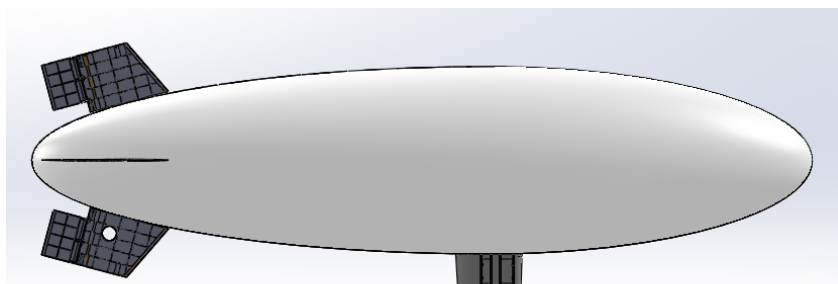
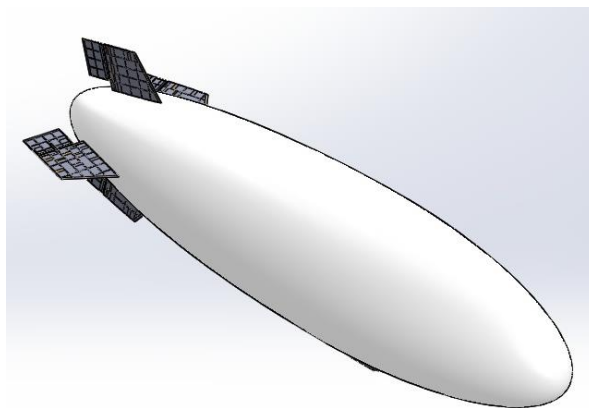


Figura 4.10 Ensamblaje dirigible 27T
(Fuente: Autor)

4.1.3 Análisis de dinámica de fluidos computacional (CFD)

El parámetro a calcular en el análisis CFD es la presión global que incide sobre las superficies aerodinámicas del dirigible, para que mediante la posterior exportación de cargas, permita determinar los esfuerzos producidos y el factor de seguridad de los planos de vuelo, el procedimiento a seguir se muestra en el siguiente diagrama de flujo.

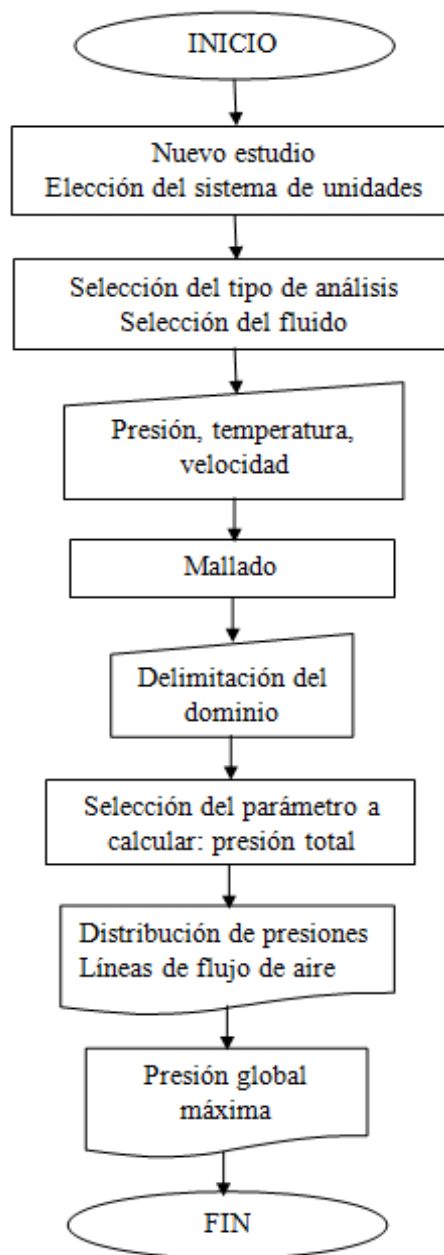


Figura 4.11 Flujograma Análisis CFD

(Fuente: Autor)

La altura a la que opera el dirigible es de aproximadamente 1000 metros sobre el nivel de la ciudad de Ambato; por lo tanto, es necesario determinar los parámetros mencionados a la altura de operación del dirigible sobre el nivel del mar; para lo cual se han realizado las respectivas interpolaciones de los factores atmosféricos ISA, y de la velocidad de viento.

La tabla 4.8 muestra los valores determinados de temperatura y presión atmosférica, así como las componentes de velocidad de viento axial y transversal que incide sobre el dirigible, los cuales son los datos de entrada para iniciar el análisis CFD.

Tabla 4.8 Parámetros necesarios para el análisis de fluidos

PARÁMETRO	MAGNITUD	UNIDAD
Altura de Operación	3577	m
Temperatura	264,921	K
Presión	65145,52	Pa
Velocidad de viento	11,97	m/s
Velocidad dirigible	6,94	m/s
Velocidad total axial	18,91	m/s
Velocidad viento cruzado	2,572	m/s

(Fuente: Autor)

La componente axial es la sumatoria de la velocidad de avance del dirigible y la velocidad de impacto frontal del viento, mientras que la componente transversal es la provocada por el viento cruzado, que a la altitud a la que opera el dirigible es la principal causante de turbulencias e inestabilidad de la aeronave, por lo que es fundamental considerarla, puesto que afecta directamente en el comportamiento mecánico de las superficies aerodinámicas.

El estudio se realizó considerando tres alternativas de aplicación de las componentes de velocidad; para identificar a más de la posición crítica de las superficies móviles de los planos de vuelo, la componente que provoca una presión total mayor y por ende mayores esfuerzos afectando su comportamiento mecánico.

Tabla 4.9 Simulación de operación del dirigible



SIMULACIÓN DE OPERACIÓN DEL DIRIGIBLE		
No.	POSICIÓN DE LA SUPERFICIE MÓVIL DE LOS PLANOS DE VUELO	COMPONENTE DE VELOCIDAD
1	Recta y Nivelada	Axial
2	Recta y Nivelada	Transversal
3	Recta y Nivelada	Total
4	Superficies móviles desfasadas 45°	Axial
5	Superficies móviles desfasadas 45°	Transversal
6	Superficies móviles desfasadas 45°	Total

(Fuente: Autor)

Es necesario especificar que el procedimiento establecido para desarrollar el análisis de fluidos que se muestra en las fichas técnicas, está desarrollada únicamente para la componente axial en la posición recta y nivelada de los planos de vuelo, debido a que el procedimiento es repetitivo para todas las combinaciones a analizar; únicamente se varía los parámetros de velocidad, el resto de datos de entrada son constantes.

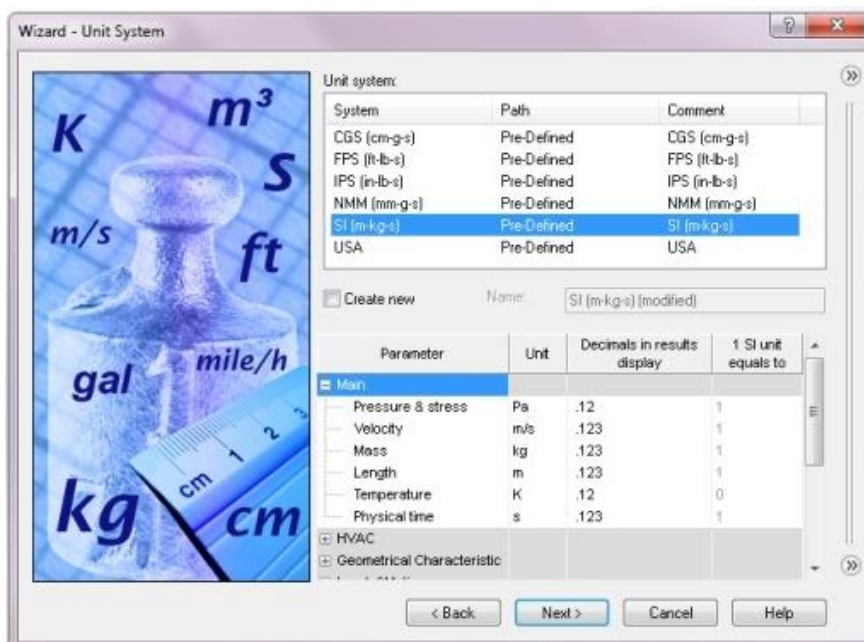
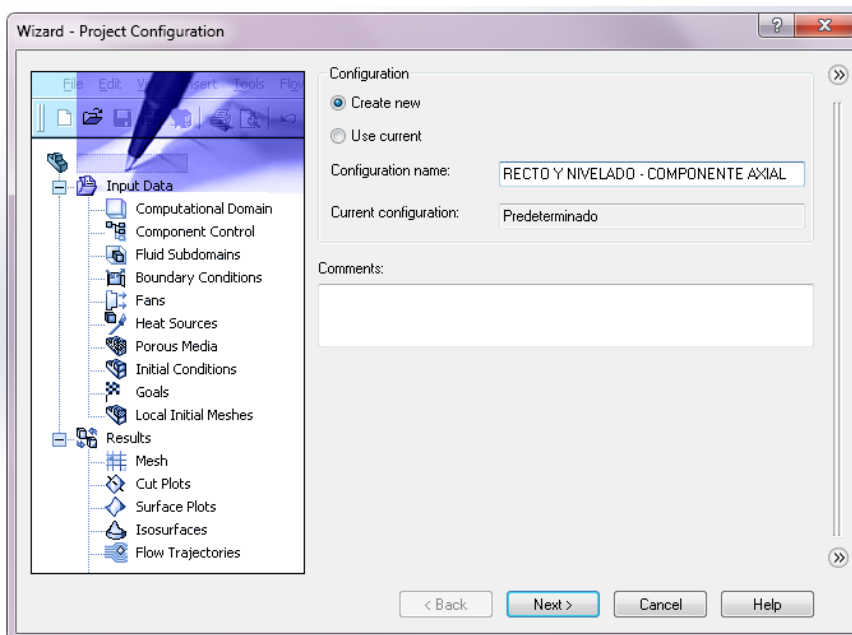
Al final del estudio se muestra el resultado del análisis del flujo de aire, desarrollado para las dos posiciones críticas de las partes móviles de los planos de vuelo, en las cuales está aplicada la componente de velocidad de acuerdo a lo establecido en la tabla 4.9.

Las líneas de flujo del aire muestran la trayectoria de este fluido, que impacta sobre todos los componentes de la aeronave; donde se identifica claramente que aunque los elementos que conforman el dirigible poseen una forma aerodinámica con la finalidad de suavizar la trayectoria del aire y conseguir un flujo laminar, se presentan turbulencias que inciden sobre la estructura de los planos de vuelo, provocando esfuerzos que deben ser absorbidos por los elementos mecánicos en estudio.



	UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO		
	FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA		
	FICHA B1 - MÓDULO DE FLUIDOS		
	LUGAR:	CIDFAE-Aeropuerto-Ambato	
FECHA:	3 de septiembre de 2014		

POSICIÓN RECTA Y NIVELADA - COMPONENTE AXIAL

NUEVO ESTUDIO Y ELECCIÓN DEL SISTEMA DE UNIDADES

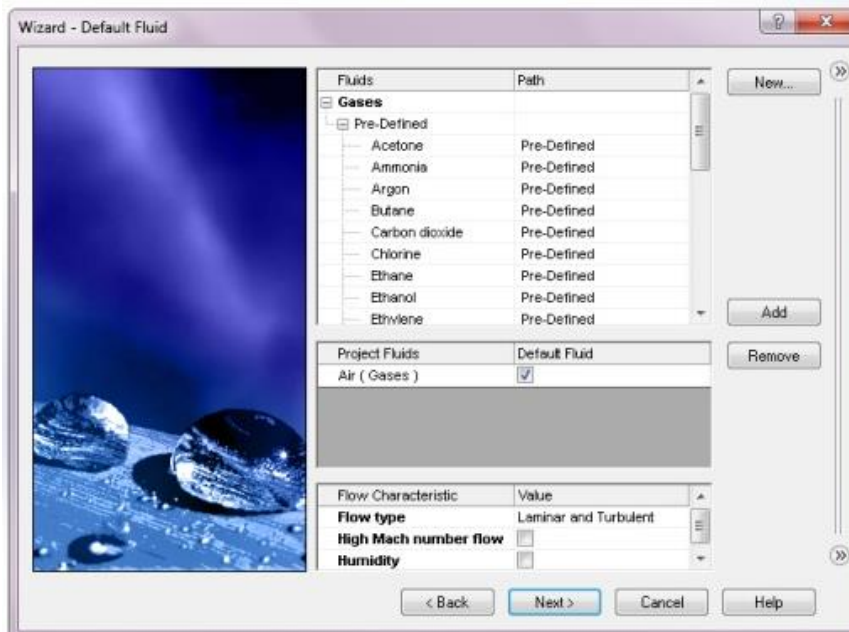
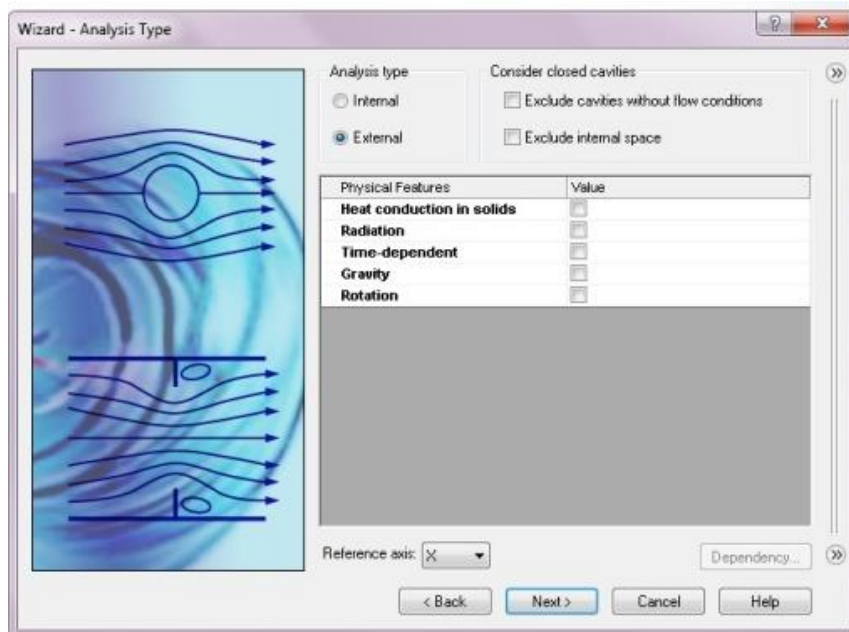


Realizado por:	Pineda Silva Giovanni Vinicio
Revisado por:	Ing. Mg. Gonzalo López
Aprobado por:	Ing. Mg. Gonzalo López

	UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO		
	FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA		
	FICHA B2 - MÓDULO DE FLUIDOS		
	LUGAR:	CIDFAE-Aeropuerto-Ambato	
	FECHA:	3 de septiembre de 2014	

POSICIÓN RECTA Y NIVELADA - COMPONENTE AXIAL

SELECCIÓN DEL TIPO DE ANÁLISIS Y DEL FLUIDO



Realizado por:	Pineda Silva Giovanni Vinicio
Revisado por:	Ing. Mg. Gonzalo López
Aprobado por:	Ing. Mg. Gonzalo López

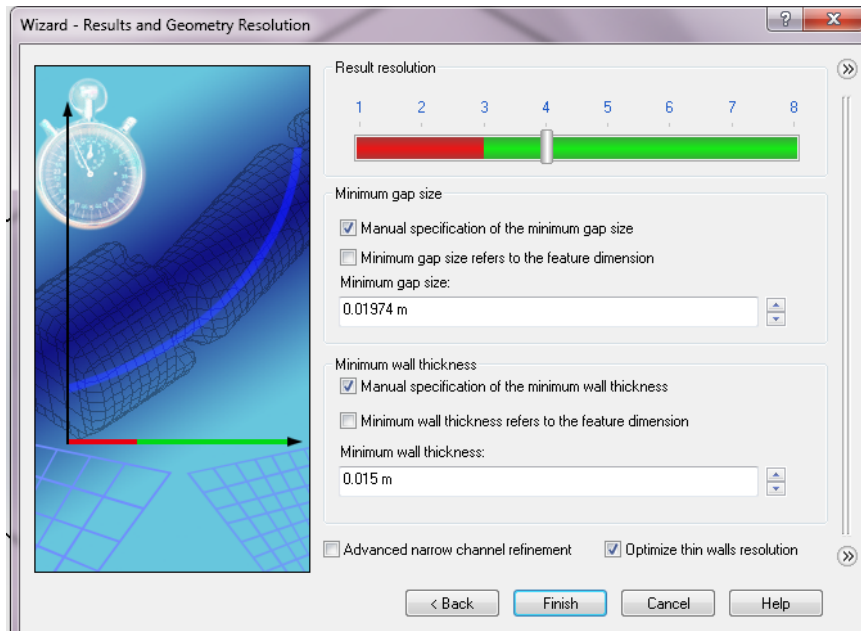
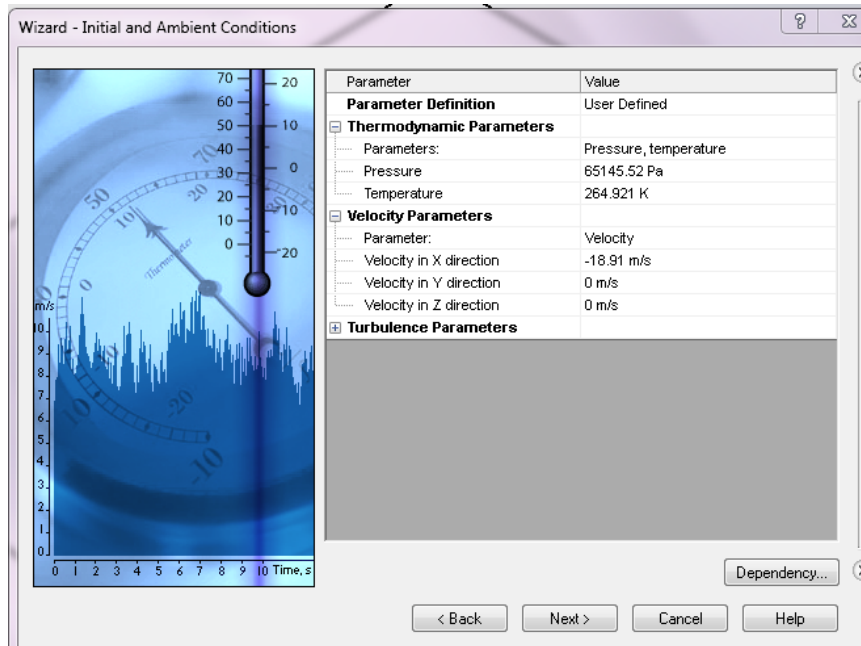


UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO
FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA
FICHA B3 - MÓDULO DE FLUIDOS
LUGAR: CIDFAE-Aeropuerto-Ambato
FECHA: 3 de septiembre de 2014



POSICIÓN RECTA Y NIVELADA - COMPONENTE AXIAL



INGRESO DE PARÁMETROS Y MALLADO



Realizado por: Pineda Silva Giovanni Vinicio

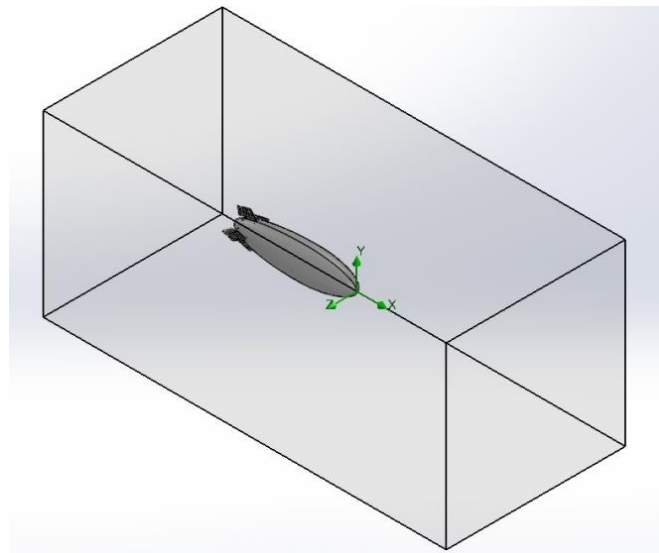
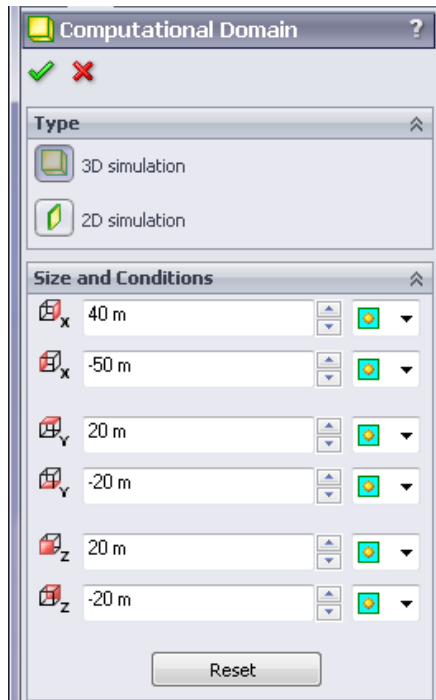
Revisado por: Ing. Mg. Gonzalo López

Aprobado por: Ing. Mg. Gonzalo López



	UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO		
	FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA		
	FICHA B4 - MÓDULO DE FLUIDOS		
	LUGAR:	CIDFAE-Aeropuerto-Ambato	
FECHA:	3 de septiembre de 2014		

POSICIÓN RECTA Y NIVELADA - COMPONENTE AXIAL

DELIMITACIÓN DEL DOMINIO

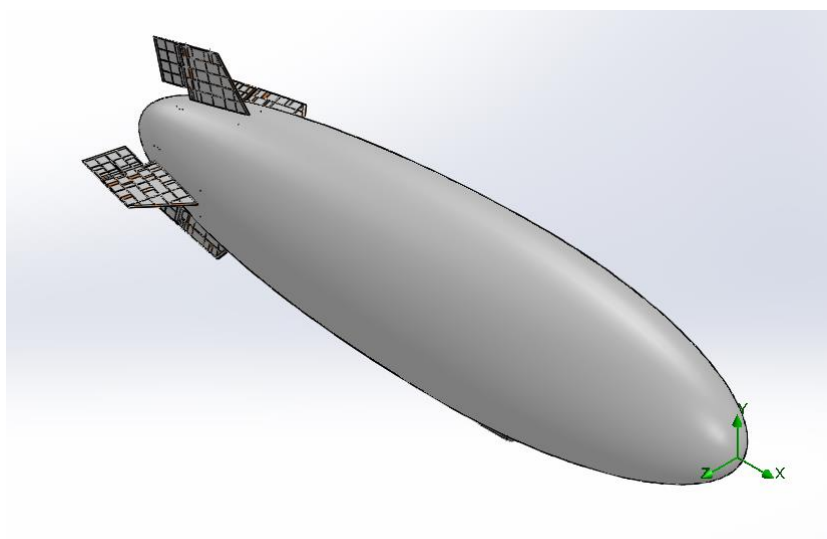
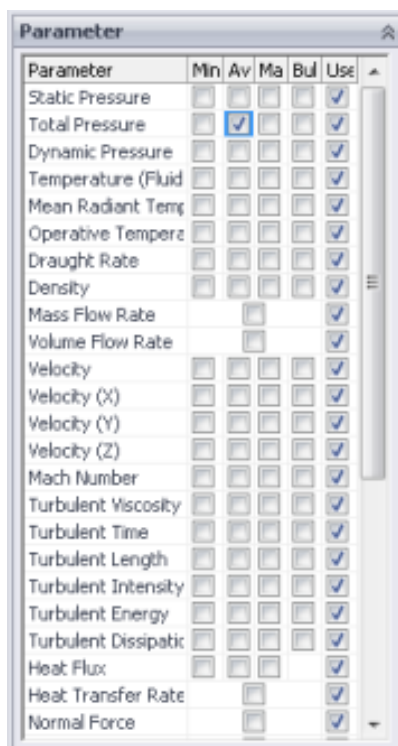


Realizado por:	Pineda Silva Giovanni Vinicio
Revisado por:	Ing. Mg. Gonzalo López
Aprobado por:	Ing. Mg. Gonzalo López

	UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO		
	FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA		
	FICHA B5 - MÓDULO DE FLUIDOS		
	LUGAR:	CIDFAE-Aeropuerto-Ambato	
FECHA:	3 de septiembre de 2014		



POSICIÓN RECTA Y NIVELADA - COMPONENTE AXIAL

SELECCIÓN DEL PARÁMETRO A CALCULAR



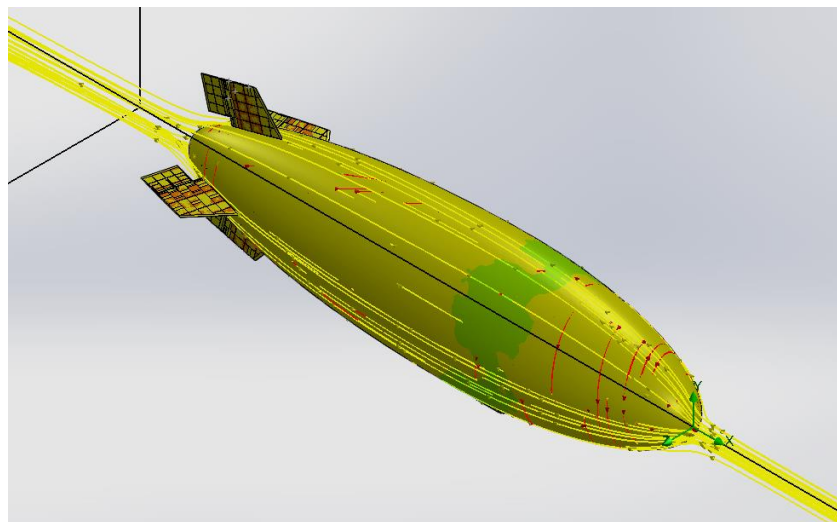
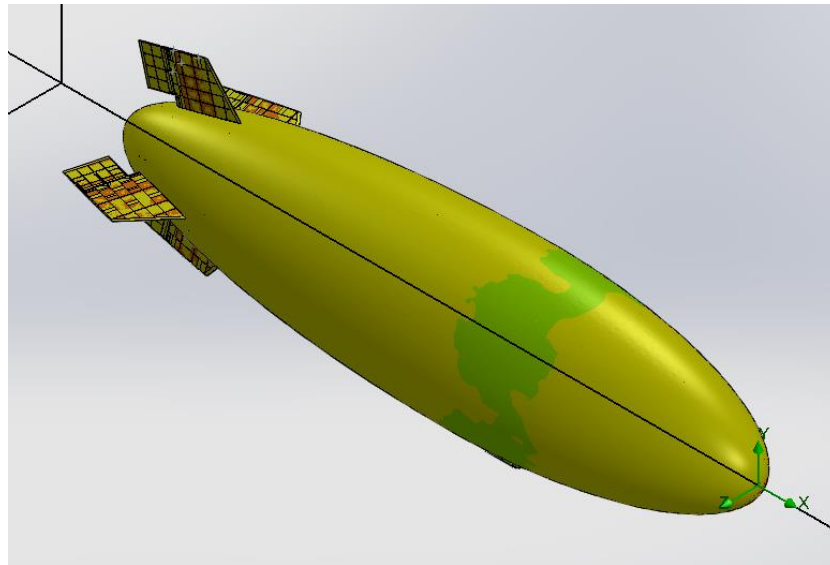
Realizado por:	Pineda Silva Giovanni Vinicio
Revisado por:	Ing. Mg. Gonzalo López
Aprobado por:	Ing. Mg. Gonzalo López

A continuación se muestran los resultados obtenidos mediante la simulación en el módulo de fluidos para cada una de las alternativas analizadas.

	UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO		
	FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA		
	FICHA B6 - MÓDULO DE FLUIDOS		
	LUGAR:	CIDFAE-Aeropuerto-Ambato	
	FECHA:	3 de septiembre de 2014	

POSICIÓN RECTA Y NIVELADA - COMPONENTE AXIAL

DISTRIBUCIÓN DE PRESIONES Y LÍNEAS DE FLUJO DE AIRE



Realizado por:	Pineda Silva Giovanny Vinicio
Revisado por:	Ing. Mg. Gonzalo López
Aprobado por:	Ing. Mg. Gonzalo López

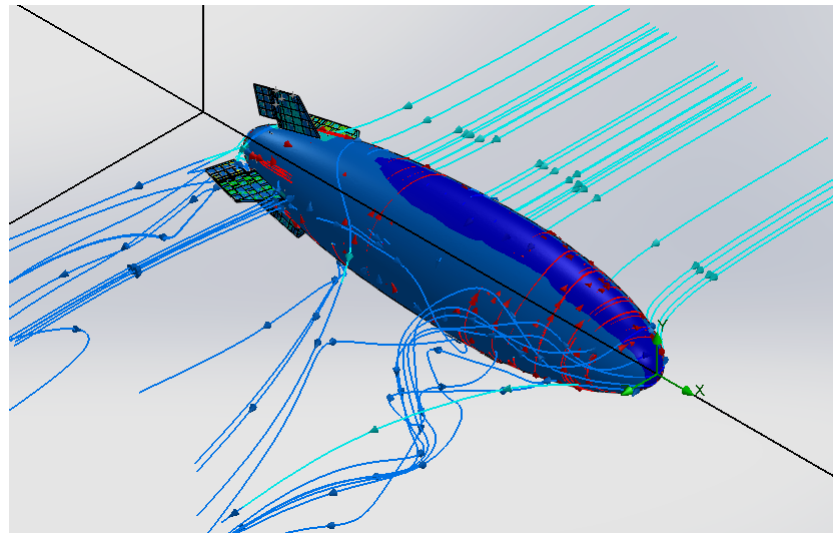
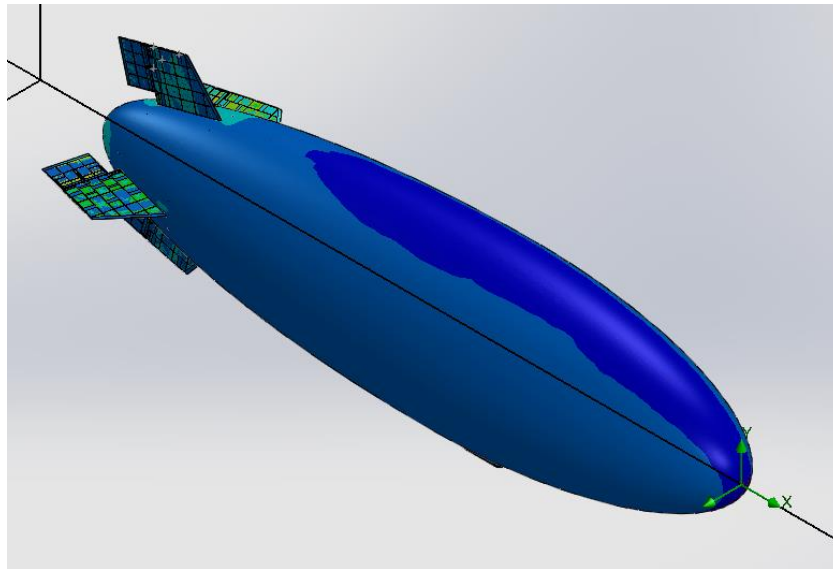


UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO
FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA
FICHA B7 - MÓDULO DE FLUIDOS
LUGAR: CIDFAE-Aeropuerto-Ambato
FECHA: 10 de septiembre de 2014



POSICIÓN RECTA Y NIVELADA - COMPONENTE TRANSVERSAL

DISTRIBUCIÓN DE PRESIONES Y LÍNEAS DE FLUJO DE AIRE



Realizado por:	Pineda Silva Giovanni Vinicio
Revisado por:	Ing. Mg. Gonzalo López
Aprobado por:	Ing. Mg. Gonzalo López

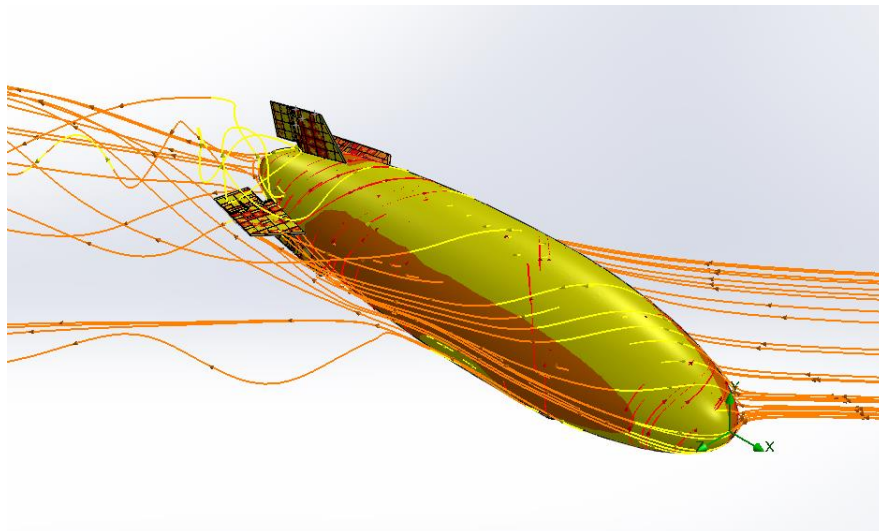
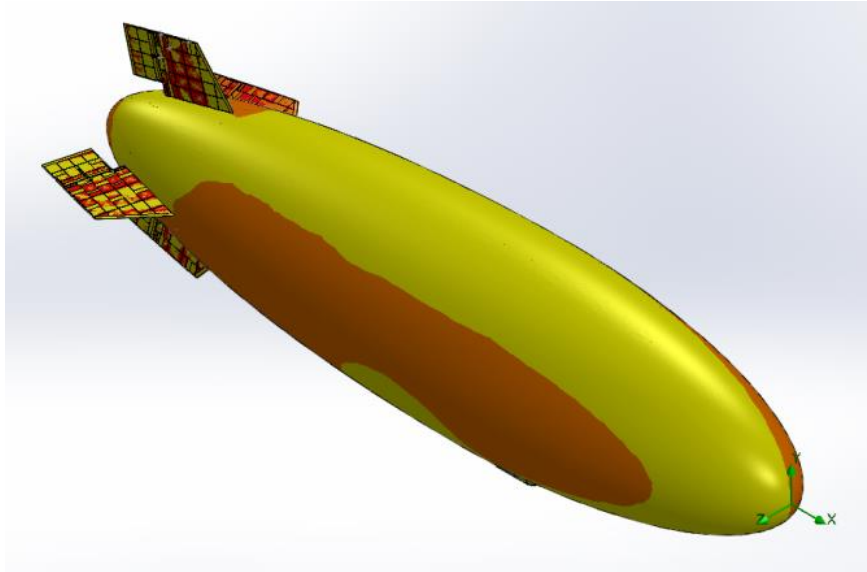


UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO	
FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA	
FICHA B8 - MÓDULO DE FLUIDOS	
LUGAR:	CIDFAE-Aeropuerto-Ambato
FECHA:	15 de septiembre de 2014



POSICIÓN RECTA Y NIVELADA - VELOCIDAD TOTAL

DISTRIBUCIÓN DE PRESIONES Y LÍNEAS DE FLUJO DE AIRE



Realizado por:	Pineda Silva Giovanny Vinicio
Revisado por:	Ing. Mg. Gonzalo López
Aprobado por:	Ing. Mg. Gonzalo López

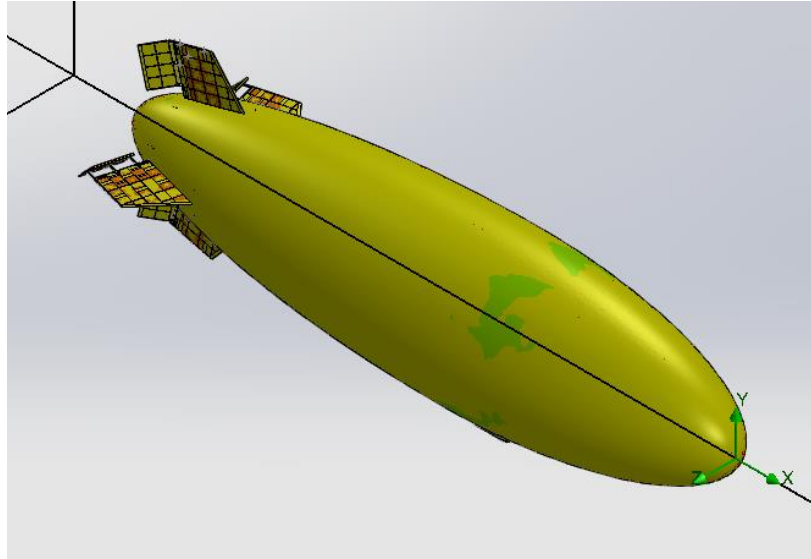


UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO
FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA
FICHA B9 - MÓDULO DE FLUIDOS
LUGAR: CIDFAE-Aeropuerto-Ambato
FECHA: 26 de septiembre de 2014



SUPERFICIES MÓVILES DESFASADAS 45° - COMPONENTE AXIAL

DISTRIBUCIÓN DE PRESIONES Y LÍNEAS DE FLUJO DE AIRE



Realizado por:	Pineda Silva Giovanni Vinicio
Revisado por:	Ing. Mg. Gonzalo López
Aprobado por:	Ing. Mg. Gonzalo López

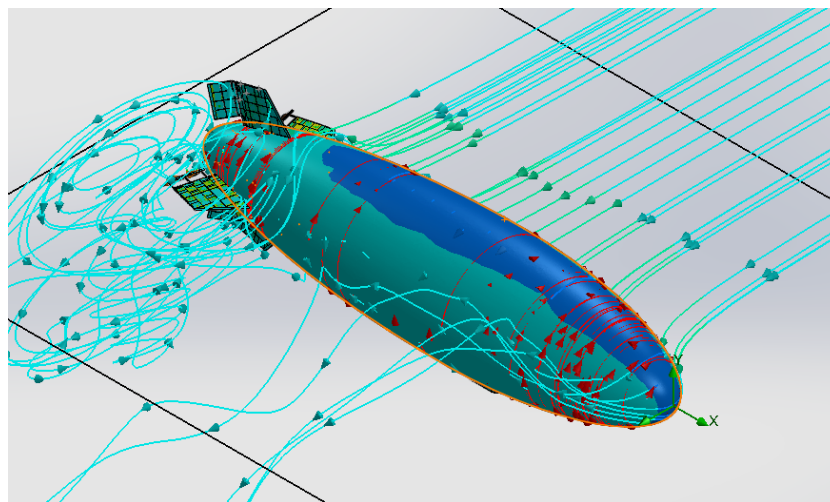
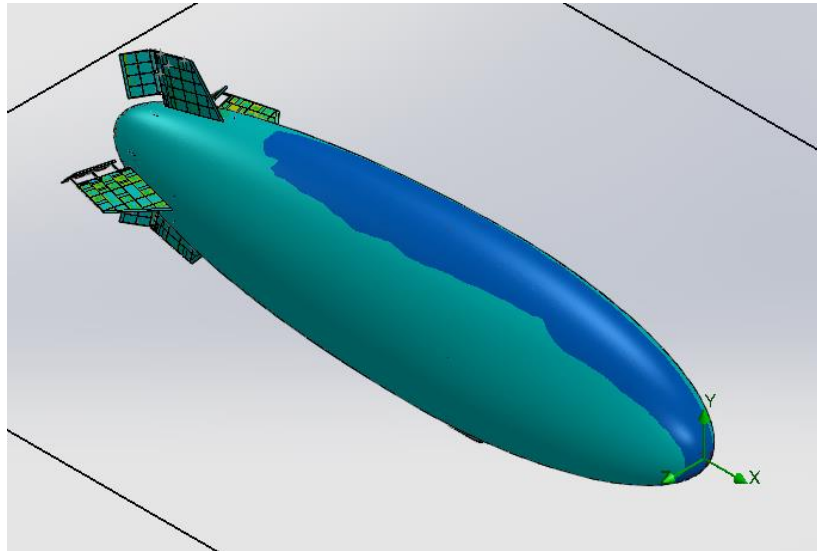


UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO
FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA
FICHA B10 - MÓDULO DE FLUIDOS
LUGAR: CIDFAE-Aeropuerto-Ambato
FECHA: 6 de octubre de 2014



SUPERFICIES MÓVILES DESFASADAS 45° - COMP. TRANSVERSAL

DISTRIBUCIÓN DE PRESIONES Y LÍNEAS DE FLUJO DE AIRE



Realizado por:	Pineda Silva Giovanni Vinicio
Revisado por:	Ing. Mg. Gonzalo López
Aprobado por:	Ing. Mg. Gonzalo López

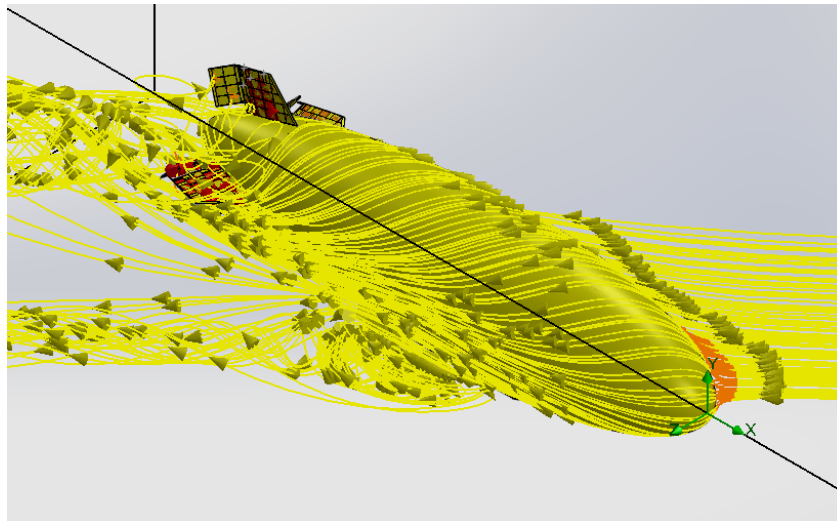
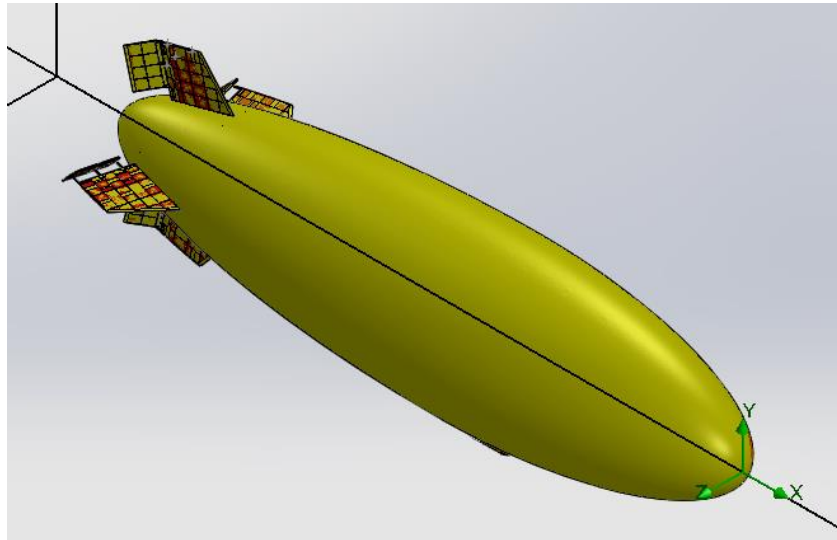


UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO
FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA
FICHA B11 - MÓDULO DE FLUIDOS
LUGAR: CIDFAE-Aeropuerto-Ambato
FECHA: 10 de octubre de 2014



SUPERFICIES MÓVILES DESFASADAS 45° - VELOCIDAD TOTAL

DISTRIBUCIÓN DE PRESIONES Y LÍNEAS DE FLUJO DE AIRE



Realizado por:	Pineda Silva Giovanni Vinicio
Revisado por:	Ing. Mg. Gonzalo López
Aprobado por:	Ing. Mg. Gonzalo López

4.1.4 Análisis estático de la configuración actual de los planos de vuelo

Una vez desarrollado el análisis CFD, se determinó la posición crítica de los planos de vuelo, así como la componente de velocidad que provoca una distribución de presiones mayor; este valor se obtiene cuando las superficies móviles se encuentran desfasadas 45°, actuando la velocidad total, es decir el vector resultante de las componentes axial y transversal.

La magnitud de la presión global máxima que actúa sobre las superficies aerodinámicas es:

$$P_{m\acute{a}x} = 80588,68 \text{ MPa}$$

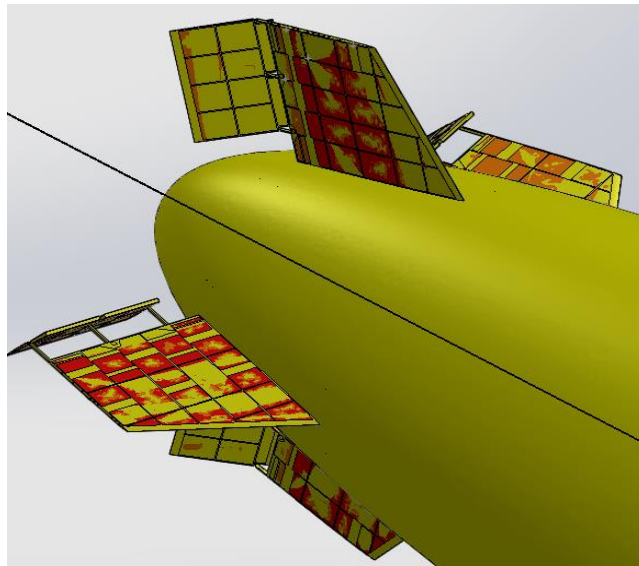


Figura 4.12 Distribución de presiones sobre las superficies aerodinámicas

(Fuente: Autor)

Por lo tanto, el análisis estático se desarrolló sobre esta posición crítica y el objetivo es determinar los esfuerzos máximos producidos, así como el factor de seguridad presente sobre los planos de vuelo horizontal y vertical que permitan posteriormente dar solución a los puntos y/o zonas de falla, de acuerdo al siguiente procedimiento:

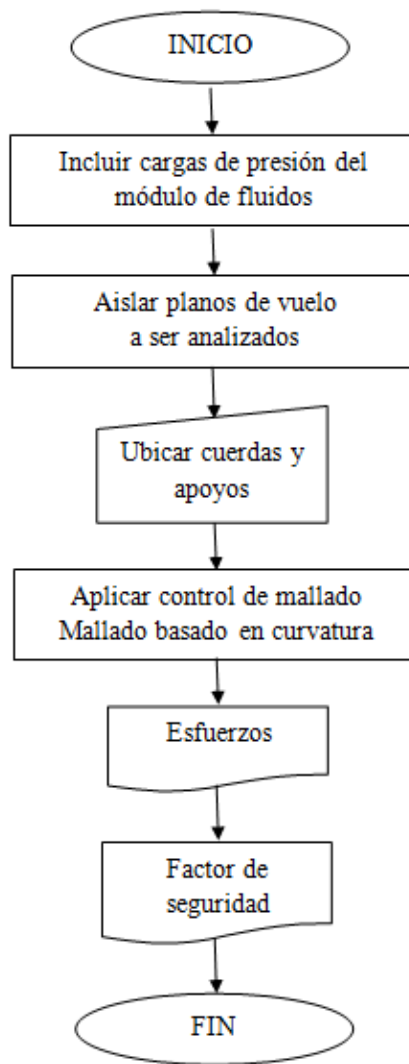


Figura 4.13 Flujograma Análisis estático
(Fuente: Autor)

Al ser los planos de vuelo horizontales izquierdo y derecho iguales, es suficiente desarrollar el análisis estático sobre uno de ellos. Lo mismo ocurre con los planos de vuelo verticales superior e inferior; la única diferencia radica en que el inferior posee un agujero central, que fue desarrollado por requerimientos que en la actualidad no son necesarios, debido a que la función que cumplía era albergar una pequeña hélice, que ha sido suplida por elementos colocados en otros componentes del dirigible. Las siguientes fichas técnicas muestran el análisis estático desarrollado sobre los planos de vuelo horizontal y vertical:



UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO
FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA
FICHA B12 - MÓDULO DE SIMULACIÓN
LUGAR: CIDFAE-Aeropuerto-Ambato
FECHA: 16 de octubre de 2014



ANÁLISIS ESTÁTICO

CARGAS DE PRESIÓN - MÓDULO DE FLUIDOS

Estático

Opciones Solución adaptativa Incluir efectos térmicos/de fluidos Comentario

Opciones térmicas

Introducir temperatura

Temperaturas del estudio térmico

Estudio térmico: [] Intervalo: [1]

Para cada intervalo no lineal, utilizar la temperatura del correspondiente paso de tiempo del análisis térmico transitorio.

Temperatura desde SolidWorks Flow Simulation

[] [...]

Nombre del modelo de SolidWorks

Nombre de configuración :

Temperatura desde intervalo:

Temperatura de referencia para deformación nula: [298] [Kelvin]

Presiones desde un análisis de fluidos

Incluir cargas de presión desde SolidWorks Flow Simulation

[C:\Users\Inicio\Desktop\1\ENSAMBLE\1\1.fld] [...]

Nombre del modelo de SolidWorks: Ensamblaje1.SLDASM

Nombre de configuración : PLANOS INCLINADOS -

Nº de iteraciones : 255



Usar presión de referencia (equidistancia) en el archivo .fld N/m²

Definir presión de referencia (equidistancia) [0] N/m²

Ejecutar como estudio heredado (excluir tensión de cortadura)

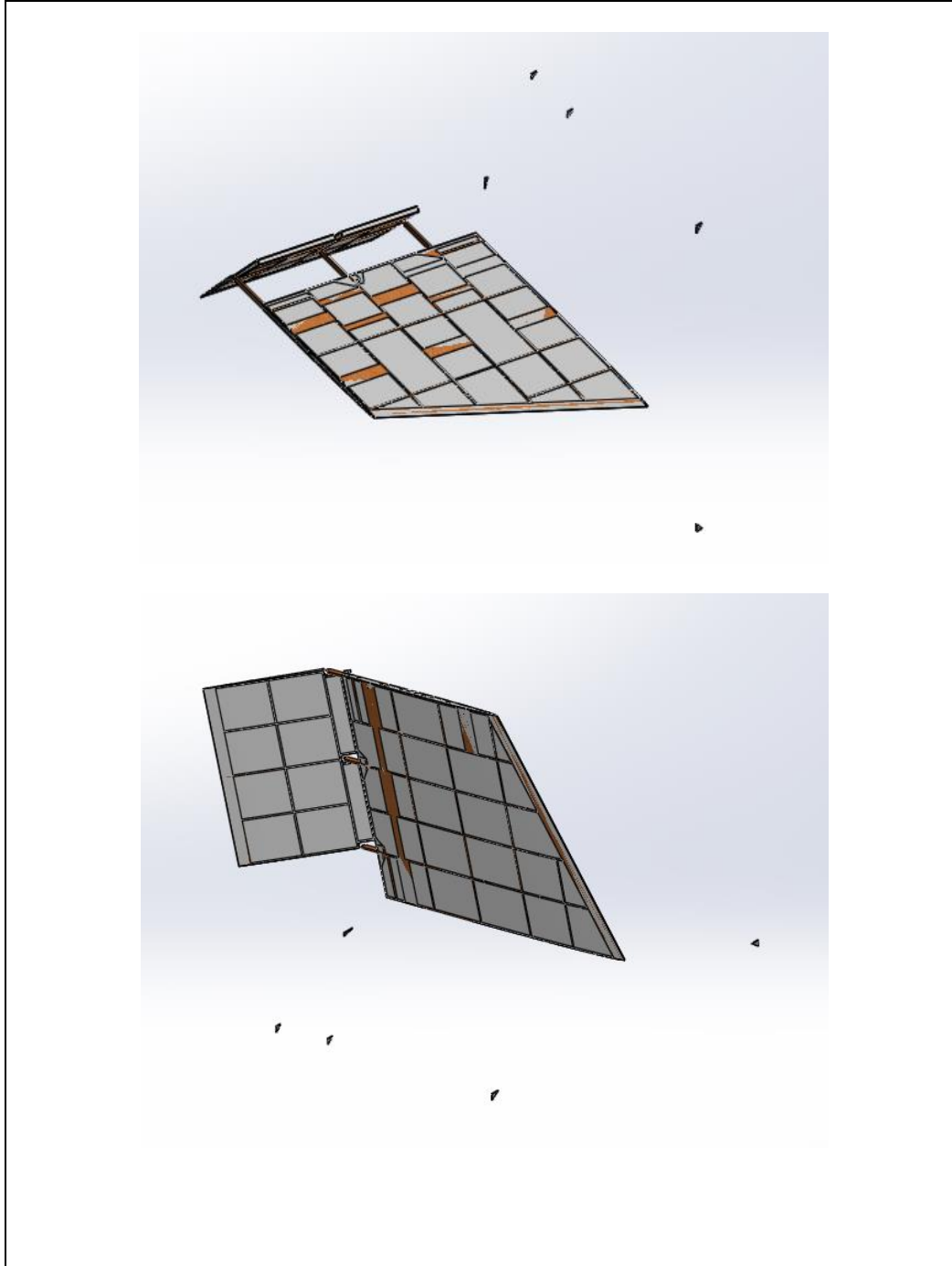
Aceptar Cancelar Aplicar Ayuda

Realizado por:	Pineda Silva Giovanny Vinicio
Revisado por:	Ing. Mg. Gonzalo López
Aprobado por:	Ing. Mg. Gonzalo López

	UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO		
	FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA		
	FICHA B13 - MÓDULO DE SIMULACIÓN		
	LUGAR:	CIDFAE-Aeropuerto-Ambato	
	FECHA:	16 de octubre de 2014	

ANÁLISIS ESTÁTICO

PLANOS DE VUELO HORIZONTAL Y VERTICAL ANALIZADOS



Realizado por:	Pineda Silva Giovanni Vinicio
Revisado por:	Ing. Mg. Gonzalo López
Aprobado por:	Ing. Mg. Gonzalo López

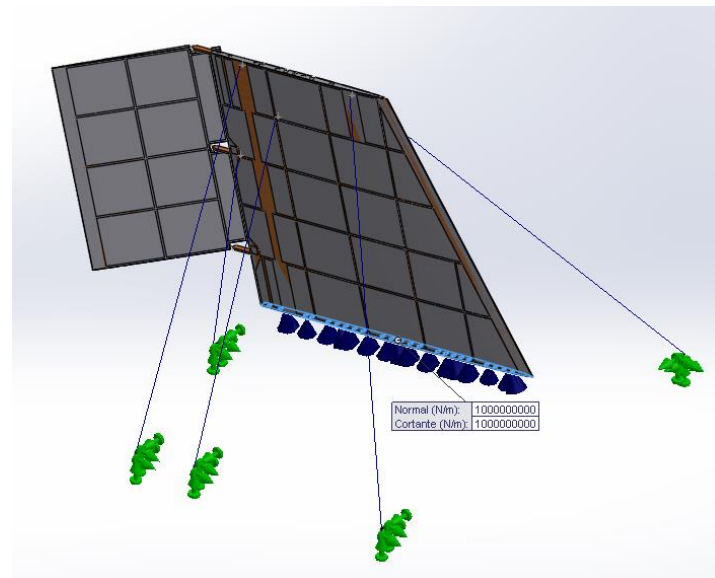
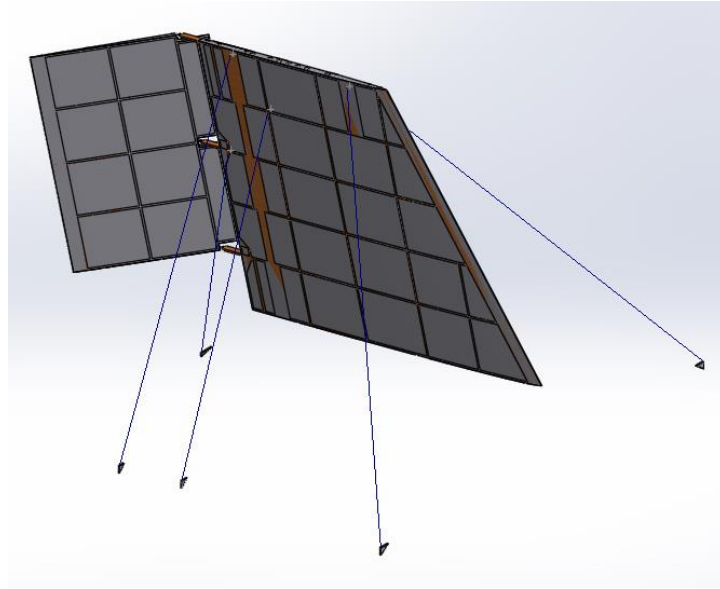


UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO
FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA
FICHA B14 - MÓDULO DE SIMULACIÓN
LUGAR: CIDFAE-Aeropuerto-Ambato
FECHA: 16 de octubre de 2014



ANÁLISIS ESTÁTICO

UBICACIÓN DE CUERDAS - APOYOS FIJOS Y ELÁSTICO



Realizado por:	Pineda Silva Giovanni Vinicio
Revisado por:	Ing. Mg. Gonzalo López
Aprobado por:	Ing. Mg. Gonzalo López

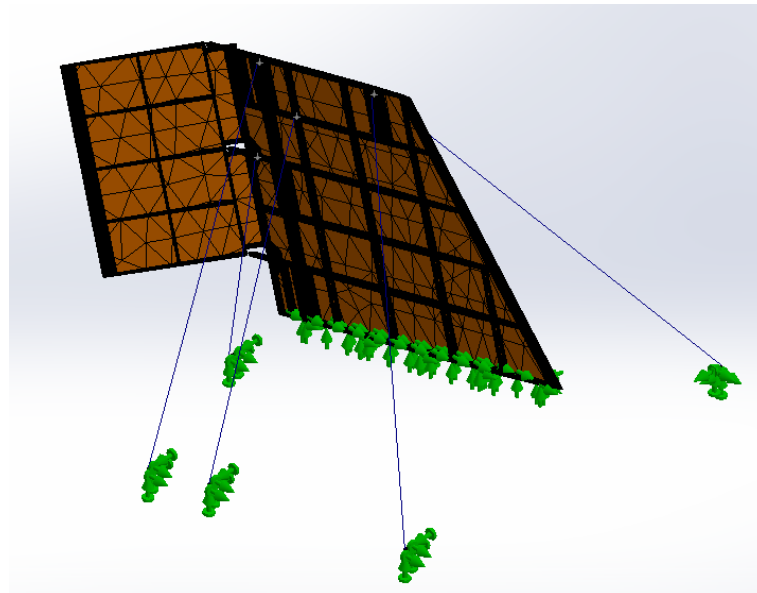
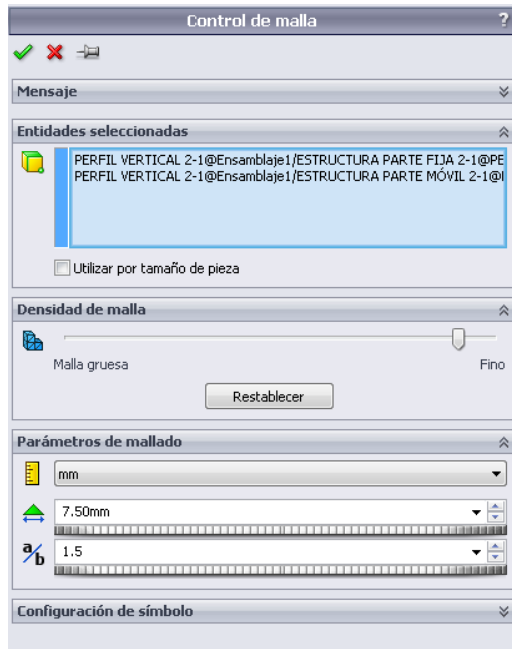


UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO
FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA
FICHA B15 - MÓDULO DE SIMULACIÓN
LUGAR: CIDFAE-Aeropuerto-Ambato
FECHA: 16 de octubre de 2014



ANÁLISIS ESTÁTICO

CONTROL DE MALLADO - MALLADO BASADO EN CURVATURA



Realizado por:	Pineda Silva Giovanny Vinicio
Revisado por:	Ing. Mg. Gonzalo López
Aprobado por:	Ing. Mg. Gonzalo López

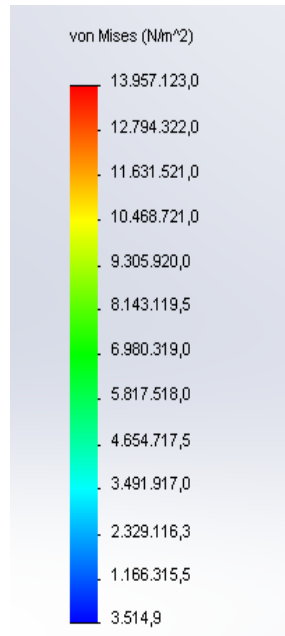
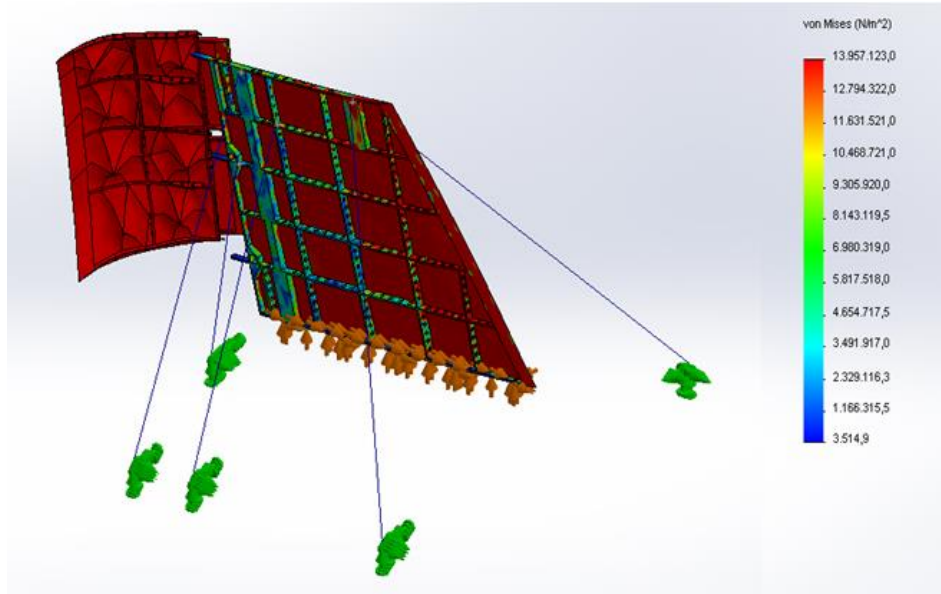


UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO
FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA
FICHA B16 - MÓDULO DE SIMULACIÓN
LUGAR: CIDFAE-Aeropuerto-Ambato
FECHA: 16 de octubre de 2014



ANÁLISIS ESTÁTICO

ESFUERZOS - PLANO DE VUELO VERTICAL



Realizado por:	Pineda Silva Giovanni Vinicio
Revisado por:	Ing. Mg. Gonzalo López
Aprobado por:	Ing. Mg. Gonzalo López

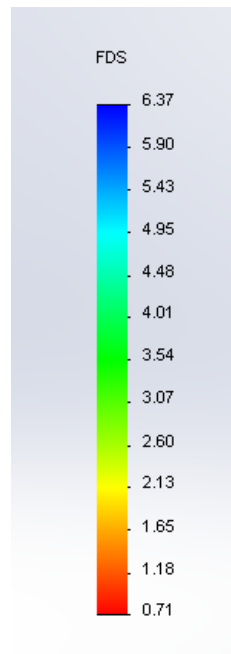
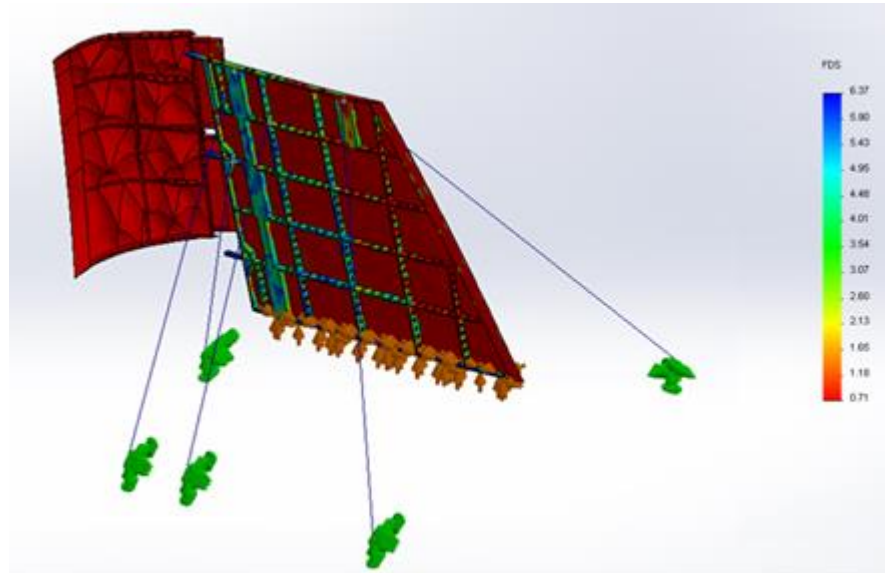


UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO
FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA
FICHA B17 - MÓDULO DE SIMULACIÓN
LUGAR: CIDFAE-Aeropuerto-Ambato
FECHA: 16 de octubre de 2014



ANÁLISIS ESTÁTICO

FACTOR DE SEGURIDAD - PLANO DE VUELO VERTICAL



Realizado por:	Pineda Silva Giovanny Vinicio
Revisado por:	Ing. Mg. Gonzalo López
Aprobado por:	Ing. Mg. Gonzalo López

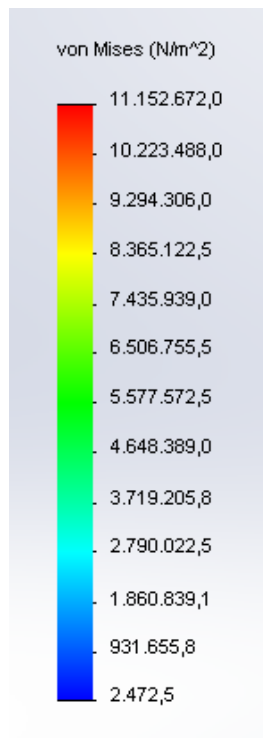
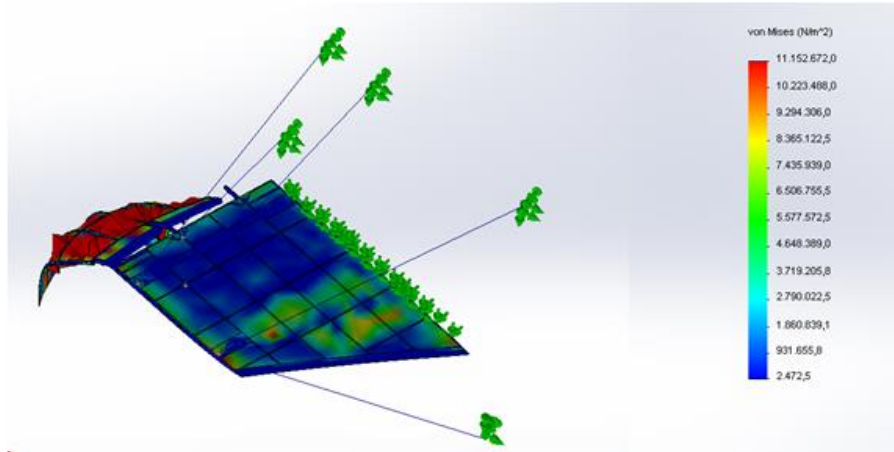


UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO
FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA
FICHA B18 - MÓDULO DE SIMULACIÓN
LUGAR: CIDFAE-Aeropuerto-Ambato
FECHA: 16 de octubre de 2014





ANÁLISIS ESTÁTICO

ESFUERZOS - PLANO DE VUELO HORIZONTAL

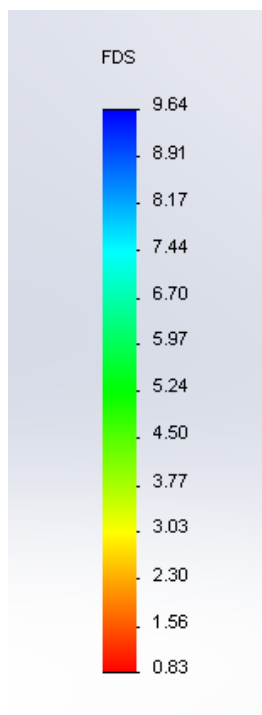
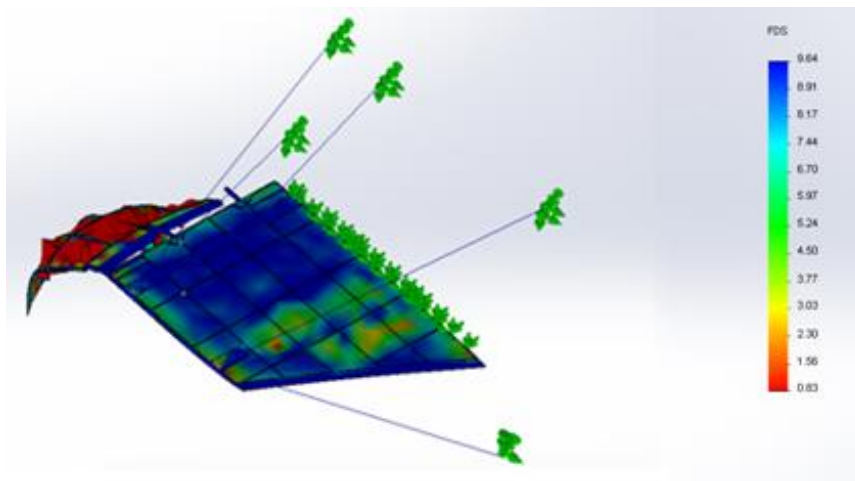


Realizado por:	Pineda Silva Giovanny Vinicio
Revisado por:	Ing. Mg. Gonzalo López
Aprobado por:	Ing. Mg. Gonzalo López

	UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO		
	FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA		
	FICHA B19 - MÓDULO DE SIMULACIÓN		
	LUGAR:	CIDFAE-Aeropuerto-Ambato	
	FECHA:	16 de octubre de 2014	

ANÁLISIS ESTÁTICO

FACTOR DE SEGURIDAD - PLANO DE VUELO HORIZONTAL



Realizado por:	Pineda Silva Giovanny Vinicio
Revisado por:	Ing. Mg. Gonzalo López
Aprobado por:	Ing. Mg. Gonzalo López

El análisis estático desarrollado sobre los planos de vuelo vertical y horizontal muestran que los esfuerzos producidos superan la resistencia del material utilizado, lo cual provoca que el factor de seguridad sea menor a 1, lo que indica claramente la falla de las superficies aerodinámicas en operaciones de vuelo.

4.1.5 Cálculos desarrollados

A continuación se presentan los cálculos manuales del análisis de la estructura de los planos de vuelo horizontal y vertical para corroborar los resultados determinados por el método de elementos finitos.

La densidad del aire está en función de la altura con respecto al nivel del mar; a continuación se presenta el valor de este parámetro, considerando los factores atmosféricos ISA.

Tabla 4.10 Interpolación Factores Atmosféricos ISA

ALTITUD	TEMPERATURE	PRESSURE	DENSITY	VISCOSITY
h (m)	T (K)	P (N/m ²)	ρ (Kg/m ³)	μ (Kg/ms)
3500	265,420	65780	0,86341	1,68E-05
3577	264,921	65145,52	0,85662	1,67E-05
4000	262,180	61660	0,81935	1,66E-05

(Fuente: Brandt, Steven A. (2004). *Introduction to Aeronautics: A Design Perspective*. (2^a Ed.). AIAA Education Series.)

El módulo del vector resultante de la velocidad del viento se muestra a continuación:

$$V = \sqrt{V_a^2 + V_t^2}$$

$$V = \sqrt{\left(18.91 \frac{m}{s}\right)^2 + \left(2.572 \frac{m}{s}\right)^2}$$

$$V = 19.084 \frac{m}{s}$$

Es necesario determinar la presión ejercida por el viento para el posterior cálculo de la carga distribuida que actúa sobre cada una de las superficies de los planos de vuelo del dirigible 27T.

$$P = \frac{1}{2} \rho V^2$$

$$P = \frac{1}{2} \left(0.85662 \frac{Kg}{m^3} \right) \left(19.084 \frac{m}{s} \right)^2$$

$$P = 156 \text{ N/m}^2$$

La configuración estructural de los planos de vuelo fijo y móvil, presenta una forma compleja, por lo que se ha optado por simplificar el análisis a vigas en voladizo (un extremo empotrado y un extremo libre).

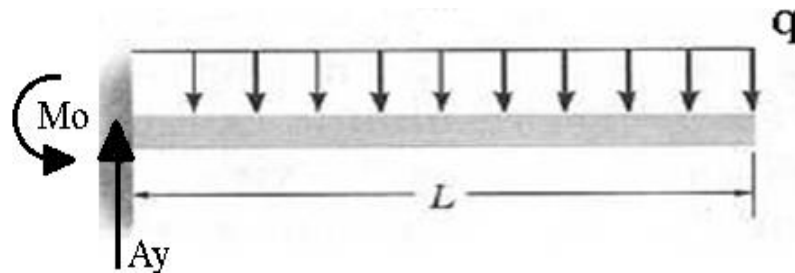


Figura 4.14 Viga en voladizo

(Fuente: Shigley. (2008). *Diseño en Ingeniería Mecánica*. México. McGrawHill.)

a) Ecuación de la Carga distribuida

$$EIy'''' = -q$$

b) Ecuación de la Fuerza cortante

$$EIy''' = \int -q \, dx$$

$$EIy''' = -qx + C_1$$

$$\text{Condiciones: } y''' = 0 \rightarrow x = L$$

$$0 = -qL + C_1$$

$$C_1 = qL$$

$$EIy''' = -qx + qL$$

c) Ecuación del Momento Flector

$$EIy'' = \int (-qx + qL) dx$$

$$EIy'' = -\frac{qx^2}{2} + qLx + C_2$$

$$\text{Condiciones: } y'' = 0 \rightarrow x = L$$

$$0 = -\frac{qL^2}{2} + qL^2 + C_2$$

$$C_2 = \frac{qL^2}{2} - qL^2$$

$$C_2 = -\frac{qL^2}{2}$$

$$EIy'' = -\frac{qx^2}{2} + qLx - \frac{qL^2}{2}$$

d) Ecuación de la deformación angular

$$EIy' = \int \left(-\frac{qx^2}{2} + qLx - \frac{qL^2}{2} \right) dx$$

$$EIy' = -\frac{qx^3}{6} + \frac{qLx^2}{2} - \frac{qL^2x}{2} + C_3$$

Condiciones: $y' = 0 \rightarrow x = 0$

$$C_3 = 0$$

$$EIy' = -\frac{qx^3}{6} + \frac{qLx^2}{2} - \frac{qL^2x}{2}$$

e) Ecuación de la deflexión

$$EIy = \int \left(-\frac{qx^3}{6} + \frac{qLx^2}{2} - \frac{qL^2x}{2} \right) dx$$

$$EIy = -\frac{qx^4}{24} + \frac{qLx^3}{6} - \frac{qL^2x^2}{4} + C_4$$

Condiciones: $y = 0 \rightarrow x = 0$

$$C_4 = 0$$

$$EIy = -\frac{qx^4}{24} + \frac{qLx^3}{6} - \frac{qL^2x^2}{4}$$

4.1.5.1 Vigas equivalentes de los planos de vuelo

Para facilitar el análisis, se ha tomado una media del espesor variable de cada una de las superficies aerodinámicas, con la finalidad de facilitar el análisis matemático del perfil aerodinámico y obtener resultados cercanos a la realidad y poder compararlos con los obtenidos mediante el análisis por elementos finitos en el software. Es necesario recalcar que el cálculo a desarrollar mediante técnicas matemáticas es una aproximación, debido a que no considera variabilidad de la trayectoria del viento, forma aerodinámica de los planos de vuelo, entre otros.

A continuación se presenta la configuración geométrica de la estructura de la parte fija y móvil de los planos de vuelo vertical y horizontal con sus respectivas vigas equivalentes.

a) Vigas equivalentes del plano de vuelo vertical

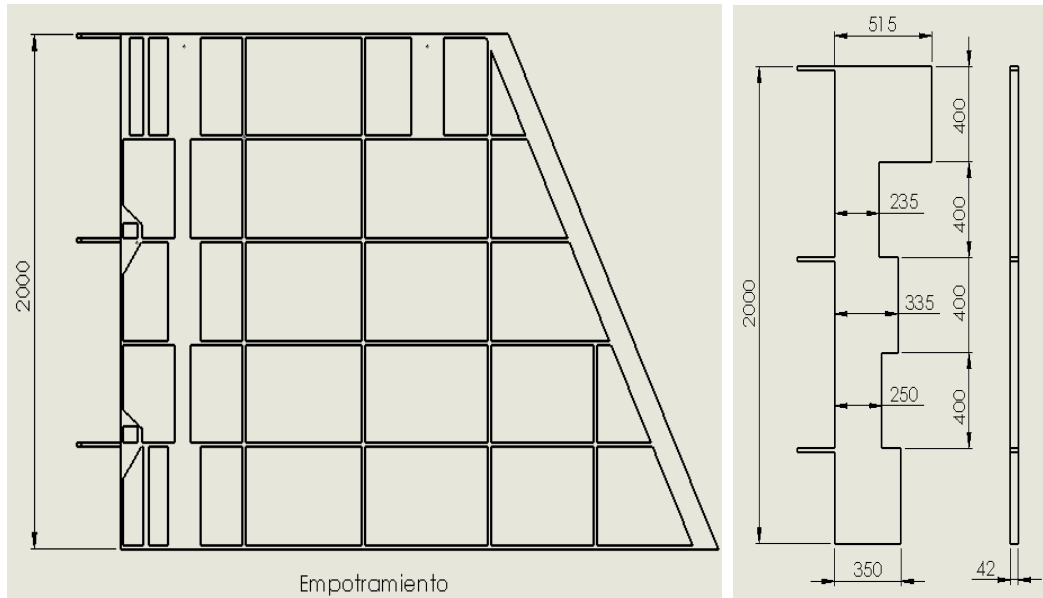


Figura 4.15 Parte fija del plano de vuelo vertical y su viga equivalente
(Fuente: Autor)

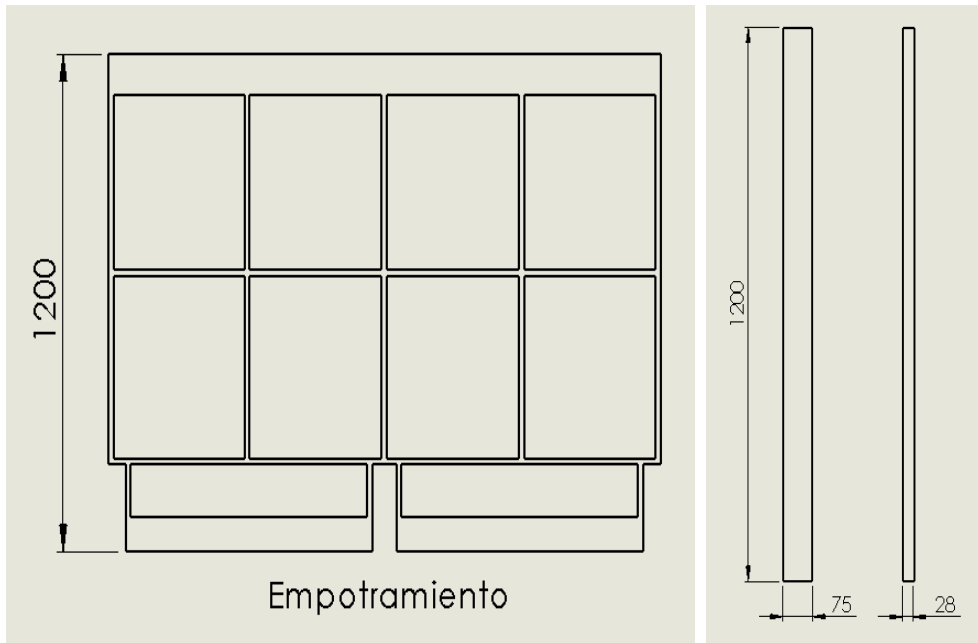


Figura 4.16 Parte móvil del plano de vuelo vertical y su viga equivalente
(Fuente: Autor)

b) Vigas equivalentes del plano de vuelo horizontal

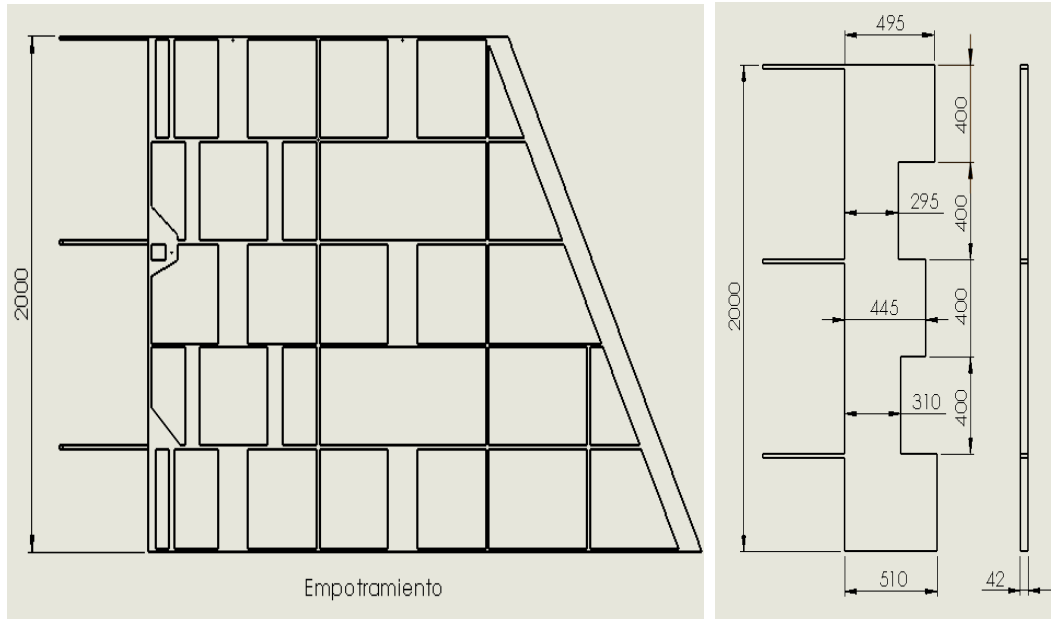


Figura 4.17 Parte fija del plano de vuelo horizontal y su viga equivalente
(Fuente: Autor)

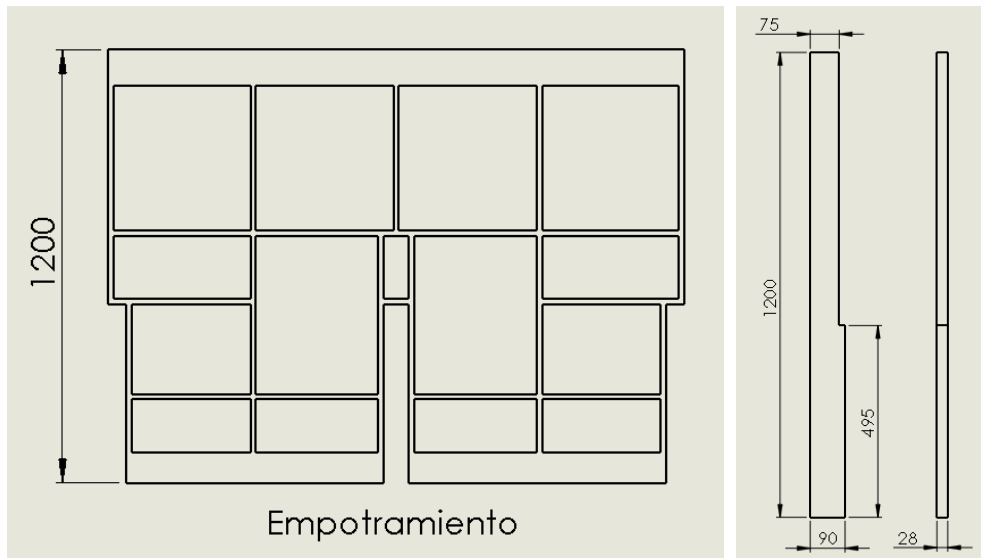


Figura 4.18 Parte móvil del plano de vuelo horizontal y su viga equivalente
(Fuente: Autor)

La longitud de las vigas equivalentes de la parte fija y móvil de los planos de vuelo horizontal y vertical son iguales; por lo que el cálculo de reacciones, fuerza cortante y momento flector con sus respectivos diagramas, son válidos para cada una de estas zonas de los dos perfiles aerodinámicos analizados.

El análisis de los esfuerzos producidos se desarrollará de forma individual, debido a que la sección transversal es diferente para cada uno de los componentes analizados.

4.1.5.2 Cálculo de cargas distribuidas

La carga distribuida aplicada sobre los planos de vuelo está dada por el producto de la presión ejercida por el viento y la longitud total de la viga equivalente; debido a que las dimensiones de la parte fija y móvil del plano de vuelo son diferentes, se muestra la carga aplicada para cada una de estas superficies aerodinámicas:

a) Carga distribuida aplicada sobre la parte fija

$$q_1 = P * L_1$$

$$q_1 = 156 \frac{N}{m^2} * 2 m$$

$$q_1 = 312 \frac{N}{m}$$

b) Carga distribuida aplicada sobre la parte móvil

$$q_2 = P * L_2$$

$$q_2 = 156 \frac{N}{m^2} * 1.2 m$$

$$q_2 = 187.2 \frac{N}{m}$$

4.1.5.3 Cálculo de reacciones

Las reacciones producidas en el extremo empotrado de la viga equivalente están dadas por las siguientes ecuaciones, que serán aplicadas de forma individual para cada una de las partes constitutivas de la superficie aerodinámica (parte fija y parte móvil de los planos de vuelo):

$$\begin{aligned}\sum F_y &= 0 & \sum M_A &= 0 \\ A_y - qL &= 0 & M_0 - qL\left(\frac{L}{2}\right) &= 0 \\ A_y &= qL & M_0 &= \frac{qL^2}{2}\end{aligned}$$

a) Reacciones producidas sobre la parte fija

$$\begin{aligned}A_{y1} &= q_1 L_1 & M_{01} &= \frac{q_1 L_1^2}{2} \\ A_{y1} &= 312 \frac{N}{m} (2 m) & M_{01} &= \frac{312 \frac{N}{m} (2 m)^2}{2} \\ A_{y1} &= 624 N & M_{01} &= 624 Nm\end{aligned}$$

b) Reacciones producidas sobre la parte móvil

$$\begin{aligned}A_{y2} &= q_2 L_2 & M_{02} &= \frac{q_2 L_2^2}{2} \\ A_{y1} &= 187.2 \frac{N}{m} (1.2 m) & M_{02} &= \frac{187.2 \frac{N}{m} (1.2 m)^2}{2} \\ A_{y1} &= 224.64 N & M_{02} &= 134.784 Nm\end{aligned}$$

4.1.5.4 Cálculo de fuerza cortante y momento flector

a) Fuerza cortante y momento flector de la parte fija

$$\begin{aligned}V_1 &= (-312x + 624)N \\ M_1 &= (-156x^2 + 624x - 624)Nm\end{aligned}$$

Tabla 4.11 Fuerza cortante y momento flector - parte fija

PARTE FIJA - PLANOS DE VUELO		
x (m)	V (N)	M (Nm)
0,0	624,0	-624,00
0,2	561,6	-505,44
0,4	499,2	-399,36
0,6	436,8	-305,76
0,8	374,4	-224,64
1,0	312,0	-156,00
1,2	249,6	-99,84
1,4	187,2	-56,16
1,6	124,8	-24,96
1,8	62,4	-6,24
2,0	0,0	0,00

(Fuente: Autor)

b) Fuerza cortante y momento flector de la parte móvil

$$V_2 = (-187.2 x + 224.64)N$$

$$M_2 = (-93.6x^2 + 224.64x - 134.784)Nm$$

Tabla 4.12 Fuerza cortante y momento flector - parte móvil

PARTE MÓVIL - PLANOS DE VUELO		
x (m)	V (N)	M (Nm)
0,0	224,64	-134,78
0,2	187,20	-93,60
0,495	131,98	-46,52
0,4	149,76	-59,90
0,6	112,32	-33,70
0,8	74,88	-14,98
1,0	37,44	-3,74
1,2	0,00	0,00

(Fuente: Autor)

4.1.5.5 Diagramas de fuerza cortante y momento flector

Mediante los datos determinados en las tablas 4.11 y 4.12 se muestra a continuación los diagramas de fuerza cortante y momento flector:

a) Diagramas parte fija de los planos de vuelo

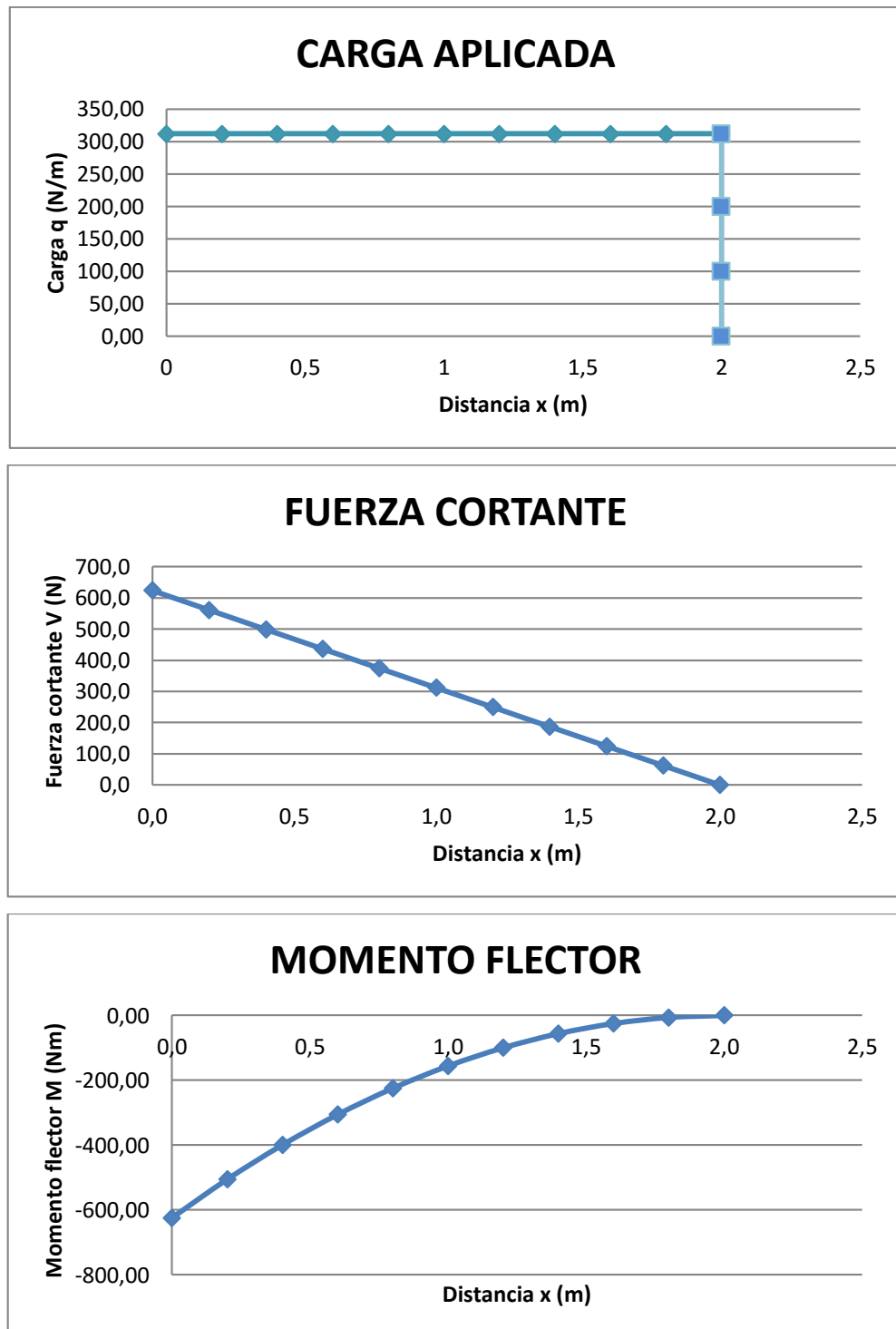


Figura 4.19 Diagramas de carga aplicada, fuerza cortante y momento flector de la parte fija de los planos de vuelo
(Fuente: Autor)

b) Diagramas parte móvil de los planos de vuelo

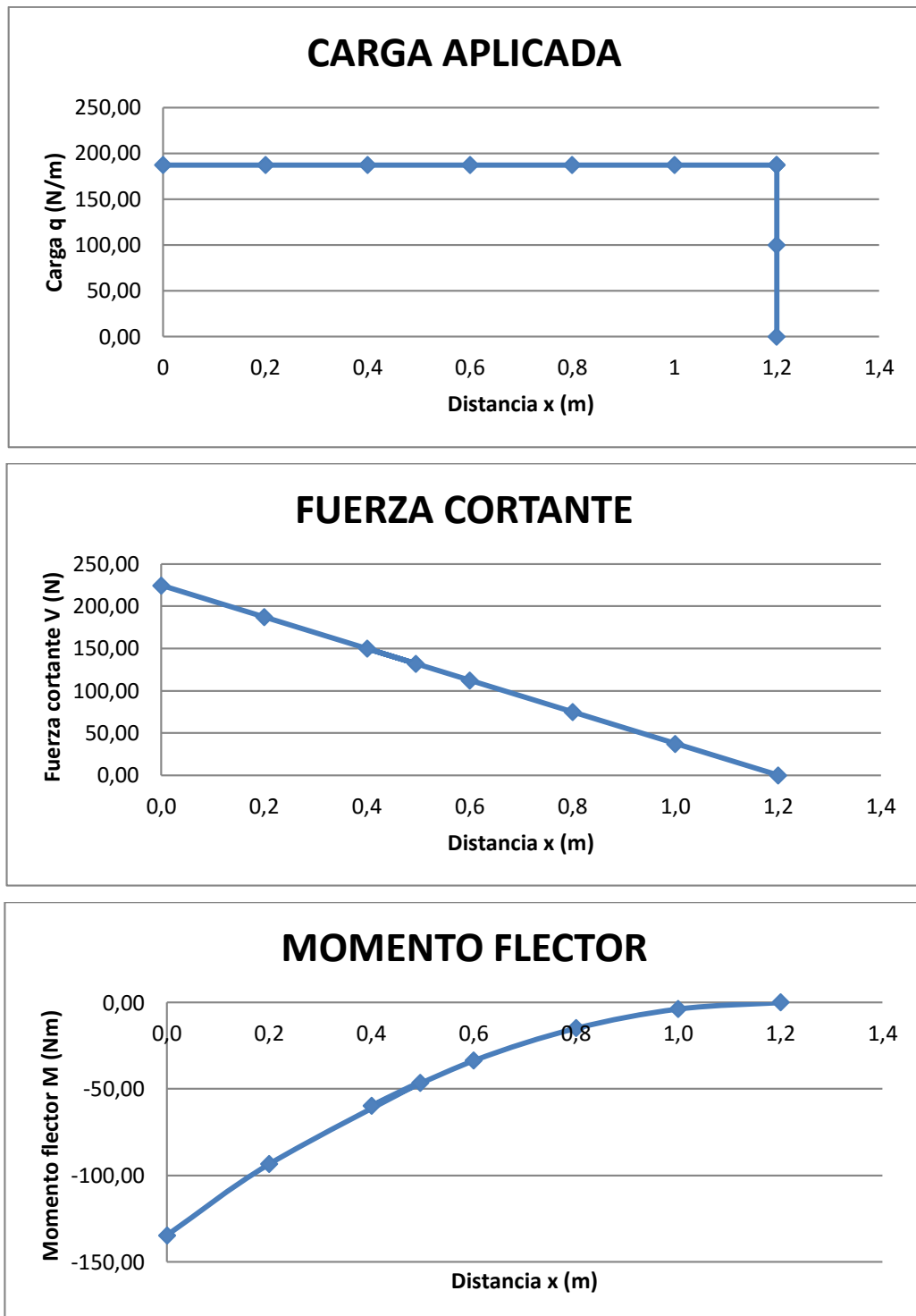


Figura 4.20 Diagramas de carga aplicada, fuerza cortante y momento flector de la parte móvil de los planos de vuelo

(Fuente: Autor)

4.1.5.6 Esfuerzo y deflexión producida

El esfuerzo provocado por flexión para una sección rectangular está dada por la siguiente ecuación:

$$\sigma = \frac{6M}{bh^2}$$

La deflexión de la viga está dada por:

$$Ely = -\frac{qx^4}{24} + \frac{qLx^3}{6} - \frac{qL^2x^2}{4}$$

A continuación se muestra en tablas estructuradas, los esfuerzos y deflexiones producidos a lo largo de la viga equivalente de la configuración estructural de las partes fija y móvil de los planos de vuelo vertical y horizontal, considerando las dimensiones de cada una de las secciones rectangulares.

a) Parte fija del plano de vuelo vertical

$$Ely_1 = (-13x^4 + 104x^3 - 312x^2)m$$

Tabla 4.13 Esfuerzo y deformación parte fija - plano de vuelo vertical

ESFUERZO - DEFORMACIÓN					
Posición	Momento	Base	Altura	Deflexión	Esfuerzo
x (m)	M (Nm)	b (m)	h (m)	y (m)	σ (MN/m ²)
0,0	-624,00	0,350	0,042	0	6,064
0,2	-505,44	0,350	0,042	-0,00125	4,912
0,4	-399,36	0,250	0,042	-0,00655	5,433
0,6	-305,76	0,250	0,042	-0,01375	4,160
0,8	-224,64	0,335	0,042	-0,01702	2,281
1,0	-156,00	0,335	0,042	-0,02478	1,584
1,2	-99,84	0,235	0,042	-0,02740	1,445
1,4	-56,16	0,235	0,042	-0,03111	0,813
1,6	-24,96	0,515	0,042	-0,03410	0,165
1,8	-6,24	0,515	0,042	-0,03945	0,041
2,0	0,00	0,515	0,042	-0,04551	0,000

(Fuente: Autor)

b) Parte móvil del plano de vuelo vertical

$$Ely_2 = (-7.8x^4 + 37.44x^3 - 67.392x^2)m$$

Tabla 4.14 Esfuerzo y deformación parte móvil - plano de vuelo vertical

ESFUERZO - DEFORMACIÓN					
Posición	Momento	Base	Altura	Deflexión	Esfuerzo
x (m)	M (Nm)	b (m)	h (m)	y (m)	σ (MN/m ²)
0,0	-134,78	0,075	0,028	0	13,753
0,2	-93,60	0,075	0,028	-0,00407	9,551
0,4	-59,90	0,075	0,028	-0,01451	6,113
0,6	-33,70	0,075	0,028	-0,02905	3,438
0,8	-14,98	0,075	0,028	-0,04590	1,528
1,0	-3,74	0,075	0,028	-0,06381	0,382
1,2	0,00	0,075	0,028	-0,08202	0,000

(Fuente: Autor)

c) Parte fija del plano de vuelo horizontal

$$Ely_1 = (-13x^4 + 104x^3 - 312x^2)m$$

Tabla 4.15 Esfuerzo y deformación parte fija - plano de vuelo horizontal

ESFUERZO - DEFORMACIÓN					
Posición	Momento	Base	Altura	Deflexión	Esfuerzo
x (m)	M (Nm)	b (m)	h (m)	y (m)	σ (MN/m ²)
0,0	-624,00	0,510	0,042	0,00000	4,162
0,2	-505,44	0,510	0,042	-0,00086	3,381
0,4	-399,36	0,310	0,042	-0,00528	3,362
0,6	-305,76	0,310	0,042	-0,01109	3,355
0,8	-224,64	0,445	0,042	-0,01281	1,717
1,0	-156,00	0,445	0,042	-0,01865	1,192
1,2	-99,84	0,295	0,042	-0,02776	1,151
1,4	-56,16	0,295	0,042	-0,03289	0,648
1,6	-24,96	0,495	0,042	-0,03475	0,172
1,8	-6,24	0,495	0,042	-0,04104	0,043
2,0	0,00	0,495	0,042	-0,04735	0,000

(Fuente: Autor)

d) Parte móvil del plano de vuelo horizontal

$$EIy_2 = (-7.8x^4 + 37.44x^3 - 67.392x^2)m$$

Tabla 4.16 Esfuerzo y deformación parte móvil - plano de vuelo horizontal

ESFUERZO - DEFORMACIÓN					
x (m)	M (Nm)	b (m)	h (m)	y (m)	σ (MN/m ²)
0,000	-134,78	0,090	0,028	0	11,461
0,200	-93,60	0,090	0,028	-0,00339	7,959
0,400	-59,90	0,090	0,028	-0,01209	5,094
0,495	-46,52	0,090	0,028	-0,01752	3,956
0,600	-33,70	0,075	0,028	-0,02905	3,438
0,800	-14,98	0,075	0,028	-0,04590	1,528
1,000	-3,74	0,075	0,028	-0,06381	0,382
1,200	0,00	0,075	0,028	-0,08202	0,000

(Fuente: Autor)

4.1.5.7 Concentración de esfuerzos

Una vez finalizado el análisis de los planos de vuelo considerando su estructura en forma general, se procede a realizar el estudio de zonas específicas donde se presentan perforaciones en la parte fija, con la finalidad de permitir la colocación de las cuerdas que anclan las superficies aerodinámicas con el cuerpo del globo del dirigible. Uno de los factores importantes para el estudio es calcular la constante de Neuber, que está en función de la resistencia última del material:

$$\sqrt{a} = 0.245799 - 0.307794(10^{-2})S_{ut} + 0.150874(10^{-4})S_{ut}^2 - 0.266978(10^{-7})S_{ut}^3$$

$$\sqrt{a} = 0.245799 - 0.307794(10^{-2})(1.9345) + 0.150874(10^{-4})(1.9345)^2 - 0.266978(10^{-7})(1.9345)^3$$

$$\sqrt{a} = 0.24 \sqrt{pul}$$

$$\sqrt{a} = 1.21 \sqrt{mm}$$

El radio de la muesca igual para todas las perforaciones realizadas, tanto en el plano de vuelo vertical como horizontal. Su valor es:

$$r = 3 \text{ mm}$$

El factor teórico de concentración de esfuerzos K_t , se determina a partir de la siguiente gráfica:

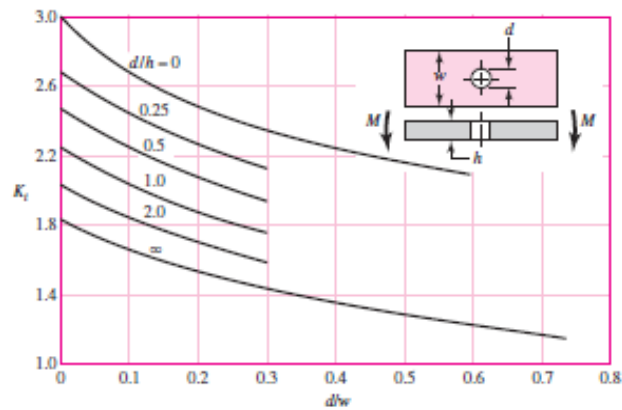


Figura 4.21 Factor teórico de concentración de esfuerzos

(Fuente: Shigley. (2008). *Diseño en Ingeniería Mecánica*. México. McGrawHill.)

Las siguientes figuras muestran la ubicación de las perforaciones en cada una de las partes fijas de los planos de vuelo:

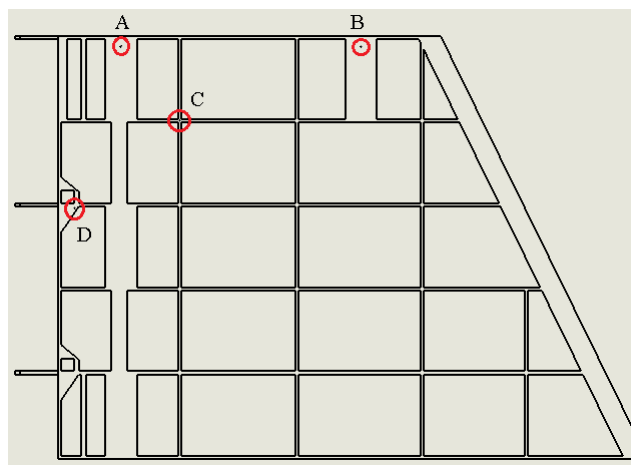


Figura 4.22 Perforaciones plano de vuelo vertical

(Fuente: Autor)

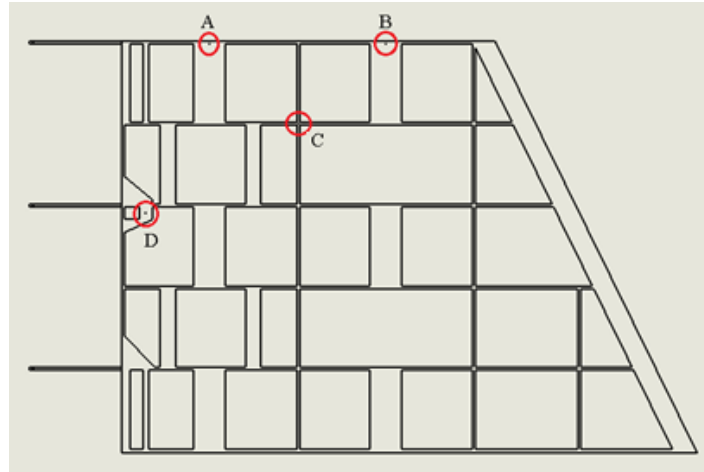


Figura 4.23 Perforaciones plano de vuelo horizontal

(Fuente: Autor)

De acuerdo a la lectura realizada de la Fig. 4.21 se muestra el valor del factor teórico de concentración de esfuerzos para cada una de las perforaciones mostradas en los planos de vuelo, en función de su geometría:

Tabla 4.17 Factor K_t de las perforaciones del plano de vuelo vertical

PERFORACIÓN	d (m)	h (m)	w (m)	d/h	d/w	K_t
A	0,006	0,042	0,150	0,143	0,04	2,75
B	0,006	0,042	0,150	0,143	0,04	2,75
C	0,006	0,042	0,015	0,143	0,40	2,10
D	0,006	0,042	0,100	0,143	0,06	2,60

(Fuente: Autor)

Tabla 4.18 Factor K_t de las perforaciones del plano de vuelo horizontal

PERFORACIÓN	d (m)	h (m)	w (m)	d/h	d/w	K_t
A	0,006	0,042	0,150	0,143	0,04	2,75
B	0,006	0,042	0,150	0,143	0,04	2,75
C	0,006	0,042	0,015	0,143	0,40	2,10
D	0,006	0,042	0,065	0,143	0,09	2,50

(Fuente: Autor)

El factor de sensibilidad a la muesca K_f , está dado por la siguiente ecuación:

$$K_f = 1 + \left[\frac{K_t - 1}{1 + \frac{\sqrt{a}}{\sqrt{r}}} \right]$$

El límite de resistencia de los elementos que poseen las perforaciones, considerando la sensibilidad de la muesca es:

$$S_e = \frac{1}{K_f} * S_e'$$

$$S_e = \frac{1}{K_f} * 0.5 Sut$$

Para determinar el esfuerzo producido y el factor de seguridad en los elementos estructurales donde se hallan las perforaciones, se utiliza las siguientes ecuaciones:

$$\sigma = \frac{6M}{b_s h^2}$$

$$n = \frac{S_e}{\sigma}$$

Es necesario recalcar que el parámetro b_s , representa la magnitud de la base del elemento de la estructura de la parte fija del plano de vuelo en el punto donde se halla la perforación y es igual a w . Las tablas 4.19 y 4.20 muestran el esfuerzo producido y el factor de seguridad presente en los elementos que poseen perforaciones.

Tabla 4.19 Esfuerzo y factor de seguridad perforaciones plano vertical

PERFORAC.	K_t	K_f	S_e (MPa)	b_s (m)	M (Nm)	σ (Mpa)	n
A	2,75	2,03	3,288	0,150	24,96	0,566	5,81
B	2,75	2,03	3,288	0,150	24,96	0,566	5,81
C	2,10	1,65	4,051	0,015	56,16	12,735	0,32
D	2,60	1,94	3,437	0,100	156,00	5,306	0,65

(Fuente: Autor)

Tabla 4.20 Esfuerzo y factor de seguridad perforaciones plano horizontal

PERFORAC.	K_t	K_f	S_e (MPa)	b_s (m)	M (Nm)	σ (Mpa)	n
A	2,75	2,03	3,288	0,150	24,96	0,566	5,81
B	2,75	2,03	3,288	0,150	24,96	0,566	5,81
C	2,10	1,65	4,051	0,015	56,16	12,735	0,32
D	2,50	1,88	3,545	0,065	156,00	8,163	0,43

(Fuente: Autor)

El análisis desarrollado de los elementos que poseen perforaciones en la parte fija de los planos de vuelo, permiten identificar lugares críticos que provocan fallas en la estructura de estas superficies, debido a que el factor de seguridad en algunos de los casos es menor que 1.

Este efecto es provocado por la concentración de esfuerzos sobre la muesca, reducción de la sección transversal del elemento mecánico y alteración de la resistencia del material.

4.1.5.8 Esfuerzo de los elementos de unión

Para realizar el análisis de los elementos de unión entre la parte fija y móvil del plano de vuelo vertical y horizontal, es necesario obtener la fuerza cortante y momento flector que actúa sobre cada uno de ellos; para lo cual, es suficiente efectuar la división de las reacciones calculadas en la viga equivalente de la parte fija del plano de vuelo entre el número de elementos de unión.

El número de elementos de unión para los planos de vuelo horizontal y vertical es el mismo e igual a tres, por lo tanto el siguiente cálculo es válido para las dos superficies aerodinámicas:

$$P_3 = \frac{A_{y1}}{3}$$

$$M_3 = \frac{M_{02}}{3}$$

$$P_3 = \frac{224.64 N}{3}$$

$$M_3 = \frac{134.784 Nm}{3}$$

$$P_3 = 74.88 N$$

$$M_3 = 44.928 Nm$$

Con el momento flector que actúa sobre cada uno de los elementos de unión entre la parte fija y móvil de los planos de vuelo, es posible determinar el esfuerzo provocado, cuya magnitud está dada por:

$$\sigma_3 = \frac{6M_3}{b_3 h_3^2}$$

$$\sigma_3 = \frac{6(44.928 \text{ Nm})}{(0.015 \text{ m})(0.042 \text{ m})^2}$$

$$\sigma_3 = 10.187 \text{ MPa}$$

4.1.5.9 Factor de Seguridad

Una vez determinados los esfuerzos máximos presentes en las partes fija, móvil y los elementos de unión de las superficies aerodinámicas vertical y horizontal, se procede a calcular el factor de seguridad en cada uno de estos elementos mecánicos componentes de los planos de vuelo, mediante el criterio de resistencia por carga estática, aplicando la siguiente ecuación:

$$n = \frac{S_y}{\sigma}$$

$$n = \frac{10.13 \text{ MPa}}{\sigma}$$

Tabla 4.21 Factor de Seguridad calculado

PLANO DE VUELO	COMPONENTE	ESFUERZO σ (MPa)	FACT. SEG. (n)
Vertical	Parte fija	6,064	1,67
	Parte móvil	13,753	0,74
	Elementos de unión	10,187	0,99
Horizontal	Parte fija	4,162	2,43
	Parte móvil	11,461	0,88
	Elementos de unión	10,187	0,99

(Fuente: Autor)

4.1.6 Diseños útiles para planos de vuelo

De acuerdo a estudios bibliográficos y estudios previos realizados en las instalaciones del Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana, las alternativas de diseño se limitan en cuanto al material a utilizar, debido a que un parámetro fundamental a considerar es el peso de la estructura de los planos de vuelo, el cual no debe ser excesivo, puesto que influye directamente en el funcionamiento y operatividad general de una aeronave.

Las propiedades críticas de los materiales a considerar para aplicaciones aeronáuticas se muestran en la siguiente tabla:

Tabla 4.22 Propiedades de los materiales en base a los diferentes sectores de aplicación

	Aeronáutica	Automotriz	Ferrocarriles	Construcción	Industria	I. naval	Medicina	Electricidad y electrónica	Deportes
Vida útil									
Rigidez				x		x	x	x	x
Resistencia mecánica				x	x	x	x		x
Resistencia a la fatiga	x					x			
Resistencia a la corrosión	x	x		x		x	x	x	
Impermeabilidad				x	x				
Seguridad									
Resistencia a los choques		x				x	x		x
Resistencia al fuego	x		x	x	x			x	
Aislamiento térmico				x	x			x	
Aislamiento eléctrico								x	
Amortiguamiento, vibraciones					x				x
Diseño									
Integración de funciones	x	x						x	
Formas complejas	x	x	x	x					x
Transparencia ondas electromagnéticas								x	
Disminución del peso de las estructuras	x	x							x

(Fuente: Guerrero, V.H. (2011). *Nuevos Materiales: Aplicaciones Estructurales e Industriales*. Ecuador. Imprefepp.)

La configuración estructural es otro de los parámetros a valorar, puesto que la actual, después de haber sido analizada no presenta las garantías de seguridad que se requieren en el ámbito aeronáutico. En función de los parámetros mencionados con anterioridad, se proponen algunas opciones de diseño de los planos de vuelo, los cuales se muestran a continuación:

Tabla 4.23 Alternativas de diseño Planos de vuelo

DISEÑOS ÚTILES PARA PLANOS DE VUELO			
OPCIÓN	MATERIAL		CONFIGURACIÓN ESTRUCTURAL
A	Aluminio	1	Celosía tipo Pratt
		2	Celosía tipo Warren
		3	Celosía actual con refuerzos
B	Madera Balsa	1	Celosía tipo Pratt
		2	Celosía tipo Warren
		3	Celosía actual con refuerzos
C	Fibra de carbono-Epoxy	1	Celosía tipo Pratt
		2	Celosía tipo Warren
		3	Celosía actual con refuerzos

(Fuente: Autor)

4.1.6.1 Valoración del diseño

Con la finalidad de seleccionar el diseño apropiado para los planos de vuelo, se realizará el análisis cuantitativo de parámetros importantes a considerar para cada una de las alternativas, con lo que se pretende filtrar información y llegar a una conclusión que permita dar solución al problema en estudio. Los parámetros a considerar se muestran a continuación:

- Características mecánicas.
- Características físicas y químicas
- Disponibilidad en el mercado.
- Construcción.
- Mantenimiento.

La calificación estará dada en forma porcentual, a partir de un protocolo, en el cual se podrá valorar matemáticamente la mejor alternativa, el resultado estará basado en la siguiente escala de calificación:

Tabla 4.24 Escala de Valoración

ESCALA DE VALORACIÓN	
CALIFICACIÓN	PUNTUACIÓN
Excelente	4
Buena	3
Regular	2
Deficiente	1

(Fuente: Autor)

Una vez realizado un análisis técnico de cada uno de los parámetros que intervienen directamente en el diseño de los planos de vuelo, se obtuvo las siguientes calificaciones:

Tabla 4.25 Puntuación Alternativas de diseño

PARÁMETRO		PUNTUACIÓN - ALT. DE DISEÑO		
		A	B	C
CARACT. MECÁNICAS	– Resist. a la fatiga	3	2	3
	– Módulo Cortante	3	2	3
	– Límite de Fluencia	4	2	3
CARACT. FÍS. Y QUÍM.	– Densidad	2	4	3
	– Resist. a la corrosión	3	4	4
	– Resist. al fuego	3	1	1
	– Peso total	1	4	2
DISPONIBILIDAD		3	4	2
FACT. CONSTRUCCIÓN		1	4	1
MANTENIMIENTO		2	2	1

(Fuente: Autor)

En la tabla 4.26 se asigna un porcentaje a cada parámetro, en función de su importancia sobre el diseño, y se calcula la calificación total que obtiene cada una de las alternativas de materiales propuestos:

Tabla 4.26 Porcentaje Alternativas de diseño

PARÁMETRO		PORC.	PORCENTAJE - ALT. DE DISEÑO		
			A (%)	B (%)	C (%)
CARACT. MECÁNICAS	– Resist. a la fatiga	10	7,50	5,00	7,50
	– Módulo Cortante	10	7,50	5,00	7,50
	– Límite de Fluencia	10	10,00	5,00	7,50
CARACT. FÍS. Y QUÍM.	– Densidad	15	7,50	15,00	11,25
	– Resist. a la corrosión	5	3,75	5,00	5,00
	– Resist. al fuego	5	3,75	1,25	1,25
	– Peso total	15	3,75	15,00	7,50
DISPONIBILIDAD		10	7,50	10,00	5,00
FACT. CONSTRUCCIÓN		10	2,50	10,00	2,50
MANTENIMIENTO		10	5,00	5,00	2,50
TOTAL		100	58,75	76,25	57,50

(Fuente: Autor)

La mayor calificación obtuvo la opción B, correspondiente a la madera balsa, utilizada actualmente, por lo que en el posterior rediseño se aplicará el mismo material, al poseer varias ventajas en relación al resto de alternativas.

Determinado el material apropiado para la aplicación en el diseño de los planos de vuelo, se realiza el análisis de la configuración geométrica, donde las primeras alternativas que implican el cambio de tipo de celosía, por una tipo Pratt o Warren resultan eficientes en lo referente al comportamiento mecánico, con la desventaja que aumentan el peso total de la aeronave, al necesitar mayor cantidad de miembros estructurales; por lo que se opta en reforzar la estructura actual pero sin descartar las dos primeras alternativas en función de los requerimientos de resistencia estructural.

4.2 Interpretación de Datos

Una vez finalizada la recolección de datos necesarios para realizar el análisis estructural de los planos de vuelo del dirigible 27T del Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana, se puede establecer lo siguiente:

4.2.1 Componentes de velocidad

La velocidad del viento es el principal parámetro que influye en el comportamiento mecánico de los planos de vuelo, puesto que debido a su impacto sobre las superficies aerodinámicas se producen esfuerzos sobre la estructura de los planos de vuelo; las componentes de velocidad determinadas en función de la altura a la que opera la aeronave en estudio son las siguientes:

$$\vec{V} = (-18.91i + 2.572k) \text{ m/s}$$

La componente axial representa la sumatoria de la velocidad del viento que impacta de manera frontal con la aeronave, con la velocidad de avance del dirigible; mientras que la componente transversal representa la velocidad de viento cruzado. La componente de viento cruzado que impacta sobre los planos de vuelo, aunque posee una magnitud menor en comparación con la componente axial, influye directamente en los esfuerzos producidos, afectando la estructura de estas superficies, debido a que es la principal causante de flujo turbulento.

4.2.2 Posición de la parte móvil de los planos de vuelo

Las posiciones críticas de la parte móvil de los planos de vuelo, en las cuales se basa la operatividad general del dirigible, donde es fundamental realizar el cálculo de los esfuerzos desarrollados son:

- Posición recta y nivelada.
- Superficies desfasadas 45°

La segunda posición mencionada es la máxima inclinación que pueden presentar. Cabe recalcar que las superficies móviles de los planos de vuelo horizontales se desfasan de su posición de equilibrio con la finalidad de conseguir una mayor

sustentación de la aeronave; mientras que el objetivo del desfase de los planos de vuelo verticales es permitir el giro del dirigible en operaciones de vuelo.

Finalizada la simulación y análisis en el módulo de fluidos, desarrollado para cada una de las combinaciones posibles de posición de las superficies móviles de los planos de vuelo y componente de velocidad del viento, se obtuvo los siguientes resultados de presión máxima.

Tabla 4.27 Distribución de presiones

DISTRIBUCIÓN DE PRESIONES				
Núm. Sim.	POSICIÓN PLANOS DE VUELO	COMPONENTE VELOCIDAD	PRESIÓN GLOBAL (MPa)	
			MÁXIMA	MÍNIMA
3	Recta y Nivelada	Axial	73820,47	48316,01
3		Transversal	75889,15	53199,19
3		Total	76466,39	63866,30
3	Superficies móviles desfasadas 45°	Axial	76472,48	48200,09
3		Transversal	76493,15	55195,84
3		Total	80588,68	64347,29

(Fuente: Autor)

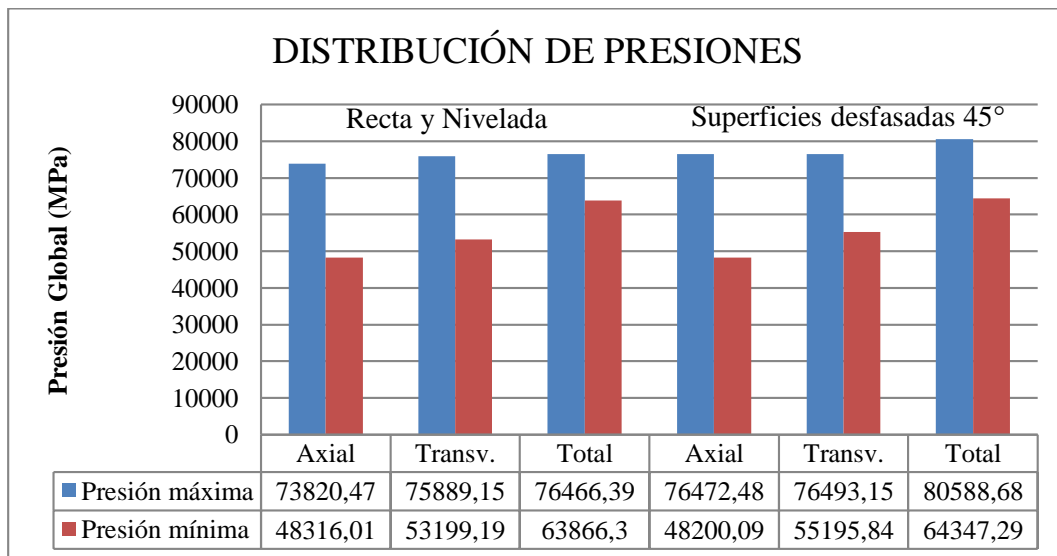


Figura 4.24 Distribución de presiones - diagrama de barras

(Fuente: Autor)

La figura 4.24 indica claramente que la presión global máxima que actúa sobre los planos de vuelo se produce cuando las superficies móviles se encuentran desfasadas 45°, donde actúa la velocidad total.

4.2.3 Esfuerzos producidos y factor de seguridad

En la tablas 4.28 y 4.29 se muestra un resumen de los resultados obtenidos de los esfuerzos combinados presentes y del factor de seguridad de las superficies aerodinámicas, de acuerdo al análisis estático desarrollado en base a las cargas obtenidas en el módulo de fluidos y los cálculos matemáticos aproximados, para cada uno de los tres componentes que conforman los planos de vuelo:

Tabla 4.28 Resultados análisis estático

ANÁLISIS ESTÁTICO			
PLANO DE VUELO	COMPONENTE	ESFUERZO (MPa)	FACT. SEG.
VERTICAL	Parte fija	6,442	1,59
	Parte móvil	13,957	0,71
	Elementos de unión	10,634	0,94
HORIZONTAL	Parte fija	4,323	2,31
	Parte móvil	11,152	0,83
	Elementos de unión	9,821	0,95

(Fuente: Autor)

Tabla 4.29 Resultados cálculos matemáticos

ANÁLISIS ESTÁTICO			
PLANO DE VUELO	COMPONENTE	ESFUERZO (MPa)	FACT. SEG.
VERTICAL	Parte fija	6,064	1,67
	Parte móvil	13,753	0,74
	Elementos de unión	10,187	0,99
HORIZONTAL	Parte fija	4,162	2,43
	Parte móvil	11,461	0,88
	Elementos de unión	10,187	0,99

(Fuente: Autor)

De acuerdo al análisis estático desarrollado, se observa claramente que el factor de seguridad no está acorde a los requerimientos de operatividad y servicio de la aeronave, puesto que es menor que 1.

Por lo tanto no es necesario realizar el estudio de fatiga, debido a que esta consideración de diseño es inclusive más crítica y disminuiría considerablemente el factor de seguridad.

Se detectó zonas críticas que sufren el daño, principalmente en la parte móvil y elementos de unión de los planos de vuelo, que definitivamente no están aptas para soportar las cargas presentes en vuelo, impidiendo el correcto funcionamiento del dirigible en el cumplimiento de misiones de monitoreo.

A continuación se presentan tablas comparativas de los resultados obtenidos mediante el análisis desarrollado por elementos finitos en un software de diseño y los calculados manualmente mediante ecuaciones matemáticas establecidas, con la finalidad de determinar la variación existente entre los valores homólogos, correspondientes a cada componente principal de los planos de vuelo horizontal y vertical, mediante la relación:

$$\text{Porc. Diferencia} = \frac{2 * |\text{Valor 1} - \text{Valor 2}|}{(\text{Valor 1} + \text{Valor 2})} * 100$$

Tabla 4.30 Resumen de resultados del esfuerzo producido

RESUMEN DE RESULTADOS				
PLANO DE VUELO	COMPONENTE	ESFUERZO (MPa)		% DIFERENCIA
		SOFTW.	CALC.	
VERTICAL	Parte fija	6,442	6,064	6,05
	Parte móvil	13,957	13,753	1,47
	Elementos de unión	10,634	10,187	4,29
HORIZONTAL	Parte fija	4,323	4,162	3,79
	Parte móvil	11,152	11,461	2,73
	Elementos de unión	9,821	10,187	3,66

(Fuente: Autor)

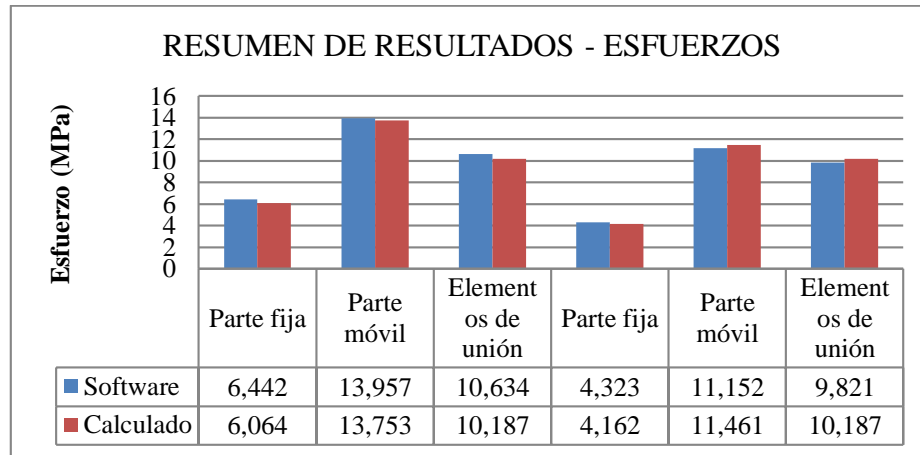


Figura 4.25 Resumen de resultados esfuerzos - diagrama de barras

(Fuente: Autor)

Tabla 4.31 Resumen de resultados del factor de seguridad

RESUMEN DE RESULTADOS				
PLANO DE VUELO	COMPONENTE	FACT. SEG. (n)		% DIFERENCIA
		SOFTWARE.	CALC.	
VERTICAL	Parte fija	1,59	1,67	4,91
	Parte móvil	0,71	0,74	4,14
	Elementos de unión	0,94	0,99	5,18
HORIZONTAL	Parte fija	2,31	2,43	5,06
	Parte móvil	0,83	0,88	5,85
	Elementos de unión	0,95	0,99	4,12

(Fuente: Autor)

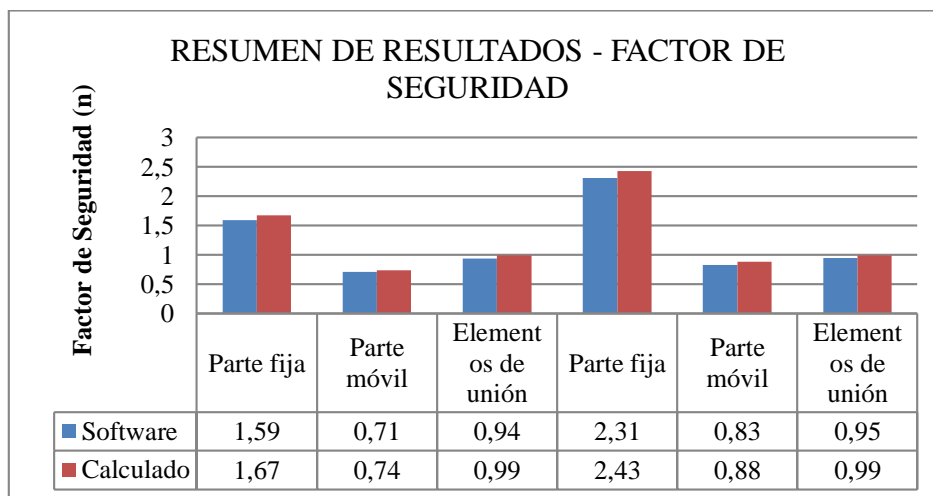


Figura 4.26 Resumen de resultados factor de seguridad - diagrama de barras

(Fuente: Autor)

El porcentaje de diferencia existente entre los valores calculados en software y los calculados manualmente es relativamente pequeño, debido a que el valor máximo es del 6.05%, un valor aceptable, considerando que el cálculo desarrollado sin el apoyo técnico de un software conlleva errores de cálculo por la aproximación a configuraciones geométricas equivalentes, técnica aceptada por la complejidad del cálculo manual con la geometría real, al poseer una sección transversal variable, de acuerdo al modelo matemático que rige el perfil aerodinámico de los planos de vuelo. Las dos técnicas utilizadas para el análisis estructural de los planos de vuelo, convergen en un solo resultado, el cual muestra claramente que el diseño actual es inapropiado para las exigencias provocadas en operaciones de vuelo.

4.2.4 Valoración alternativas de diseño

La configuración estructural y el material, son los parámetros a considerar en el diseño de los planos de vuelo y conseguir el comportamiento mecánico apropiado para cumplir con las necesidades en vuelo del dirigible 27T. Después de haber comparado diferentes características de alternativas de material y configuración geométrica, mediante tablas de ponderación se determinó que la madera balsa, material utilizado actualmente es el apropiado, porque reúne los requisitos necesarios para esta aplicación; el diseño debe estar enfocado en determinar la configuración geométrica óptima, para mejorar la resistencia sin afectar de forma considerable el peso total de los planos de vuelo. Los parámetros que fueron considerados para la selección del material se presentan a continuación:

Tabla 4.32 Parámetros de selección - alternativas de diseño

PARÁMETRO	
CARACTERÍSTICAS MECÁNICAS	– Resist. a la fatiga
	– Módulo Cortante
	– Límite de Fluencia
CARACTERÍSTICAS FÍSICAS Y QUÍMICAS	– Densidad
	– Resist. a la corrosión
	– Resist. al fuego
	– Peso total
DISPONIBILIDAD	
FACT. CONSTRUCCIÓN	
MANTENIMIENTO	

(Fuente: Autor)

4.3 Verificación de Hipótesis

El análisis estructural de los planos de vuelo del dirigible 27T del CIDFAE, desarrollado mediante un análisis CFD y un análisis estático, corroborado con cálculos manuales de configuraciones equivalentes de la estructura de los planos de vuelo, convergen en el mismo resultado, donde el parámetro indicador es el factor de seguridad, el cual es menor a 1, como se muestra en la Tabla 4.33, por lo tanto es inadecuado para la operatividad de la aeronave en estudio.

Además el estudio desarrollado ha permitido identificar zonas críticas de los planos de vuelo donde se presentan las fallas que provocan el incorrecto desempeño de la aeronave; donde mediante la aplicación de un rediseño correctamente desarrollado, se mejorará el desempeño de la aeronave en operaciones de vuelo.

Tabla 4.33 Factor de seguridad

PLANO DE VUELO	COMPONENTE	FACT. SEG. (n)	
		SOFTW.	CALC.
VERTICAL	Parte fija	1,59	1,67
	Parte móvil	0,71	0,74
	Elementos de unión	0,94	0,99
HORIZONTAL	Parte fija	2,31	2,43
	Parte móvil	0,83	0,88
	Elementos de unión	0,95	0,99

(Fuente: Autor)

De esta manera está demostrada la hipótesis debido a que el análisis estructural, permitió identificar las zonas a rediseñar para mejorar el comportamiento mecánico de los planos de vuelo.

CAPÍTULO V

CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

5.1 Conclusiones

- La simulación del comportamiento mecánico de los planos de vuelo del dirigible 27T comprende dos etapas: el análisis CFD y el análisis estático, como se establece en los numerales 4.1.3 y 4.1.4 respectivamente.
- Los parámetros necesarios para el correcto desarrollo del análisis CFD son: las componentes de velocidad del viento, la velocidad y altura de operación de la aeronave, establecidos en la Tabla 4.8.
- Para el desarrollo del análisis estático, los parámetros de entrada son los resultados obtenidos en el módulo de fluidos y las características del material de los elementos estructurales y del recubrimiento de los planos de vuelo, la madera balsa y el monokote, respectivamente.
- La posición crítica de las superficies aerodinámicas, donde se presenta la presión mayor del viento y por ende condiciones críticas es aquella donde la parte móvil de los planos de vuelo se encuentra desfasada 45° .(pág. 93)
- La presión global máxima que actúa sobre superficies de los planos de vuelo, se obtiene con el vector resultante de las componentes axial y transversal de la velocidad del viento, producidas por el viento frontal y cruzado respectivamente; cuya magnitud es 80588,68 MPa.(pág. 93)
- Las magnitudes de los esfuerzos producidos y factor de seguridad presentes sobre los componentes de los planos de vuelo, de acuerdo al análisis desarrollado por elementos finitos son:

Plano de vuelo vertical:

- Parte fija:	$\sigma = 6,442 \text{ MPa}$	$n = 1,59$
- Parte móvil:	$\sigma = 13,957 \text{ MPa}$	$n = 0,71$
- Elementos de unión:	$\sigma = 10,634 \text{ MPa}$	$n = 0,94$

Plano de vuelo horizontal:

- Parte fija:	$\sigma = 4,323 \text{ MPa}$	$n = 2,31$
- Parte móvil:	$\sigma = 11,152 \text{ MPa}$	$n = 0,83$
- Elementos de unión:	$\sigma = 9,821 \text{ MPa}$	$n = 0,95$

- Los esfuerzos presentes y factor de seguridad en las zonas sometidas a perforaciones para la colocación de cuerdas en la parte fija de los planos de vuelo son:

Plano de vuelo vertical:

- Perforación A:	$\sigma = 0,566 \text{ MPa}$	$n = 5,81$
- Perforación B:	$\sigma = 0,566 \text{ MPa}$	$n = 5,81$
- Perforación C:	$\sigma = 12,735 \text{ MPa}$	$n = 0,32$
- Perforación D:	$\sigma = 5,306 \text{ MPa}$	$n = 0,65$

Plano de vuelo horizontal:

- Perforación A:	$\sigma = 0,566 \text{ MPa}$	$n = 5,81$
- Perforación B:	$\sigma = 0,566 \text{ MPa}$	$n = 5,81$
- Perforación C:	$\sigma = 12,735 \text{ MPa}$	$n = 0,32$
- Perforación D:	$\sigma = 8,163 \text{ MPa}$	$n = 0,43$

- La configuración estructural actual de los planos de vuelo no brinda las garantías necesarias para la operatividad del dirigible, debido a que el factor de seguridad es inferior a 1 en la parte móvil, elementos de unión entre la parte fija y móvil y perforaciones desarrolladas en la parte fija de los planos de vuelo vertical y horizontal.

- Los valores del esfuerzo producido y factor de seguridad, determinados mediante la técnica manual y el análisis desarrollado por elementos finitos ofrecieron resultados aproximados, con un porcentaje de diferencia máximo del 6.05%, como se muestra en la Tabla 4.30.

5.2 Recomendaciones

- Para el correcto análisis de los planos de vuelo por el método de elementos finitos se recomienda modelar el globo y la góndola, debido a que influyen directamente en el direccionamiento del flujo de aire.
- No es recomendable modelar el recubrimiento de los planos de vuelo como superficie, sino más bien como sólido, debido a que en el análisis CFD presenta complicaciones al no reconocer el elemento.
- No se recomienda modelar las cuerdas que sujetan los planos de vuelo al globo del dirigible para el análisis del flujo de aire, debido a que provocan errores en el proceso de mallado; más bien se recomienda ubicarlas en el análisis estático para simular su comportamiento sobre las superficies aerodinámicas.
- Antes de iniciar el análisis es necesario chequear que no existan interferencias en el ensamble general de los planos de vuelo, pues producen errores dentro del análisis.
- Para mejorar resultados del análisis CFD es aconsejable especificar el espacio mínimo por el que va a circular el aire y el espesor mínimo de pared de los componentes del ensamblaje.
- Es recomendable para el análisis estático realizar un mallado basado en curvatura, y no un mallado estándar debido a la forma aerodinámica de los planos de vuelo.

- Verificar que existan por lo menos dos elementos finitos en el espesor de los elementos estructurales, para conseguir buenos resultados del análisis, por lo que se recomienda realizar los controles de mallado necesarios.
- Para facilitar el cálculo manual de la estructura de los planos de vuelo, es recomendable aproximarla a una configuración geométrica equivalente.
- Es recomendable desarrollar un rediseño y simulación de la estructura de los planos de vuelo del dirigible 27T del Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana con la finalidad de mejorar su comportamiento mecánico.

CAPÍTULO VI

PROPUESTA

6.1 Datos Informativos

Título:

Rediseño y simulación de la estructura de los planos de vuelo del dirigible 27T del Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana con la finalidad de mejorar su comportamiento mecánico.

Beneficiario:

El beneficiario del presente trabajo es el Estado Ecuatoriano, por medio del Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana; aportando de manera significativa al progreso tecnológico y desarrollo de la aviación dentro del país.

Ubicación:

El Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana está localizado en las instalaciones del Aeropuerto de Chachoán, en la ciudad de Ambato, provincia de Tungurahua.

Equipo Técnico responsable:

- Investigador.
- Tutor CIDFAE.
- Tutor FICM - UTA

6.2 Antecedentes de la Propuesta

Los últimos estudios realizados en el Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana, han ofrecido buenos resultados al modelar y simular la operatividad de las aeronaves y anticipar el comportamiento mecánico de los componentes, pues han permitido desarrollar proyectos, en los cuales la configuración estructural es el parámetro más importante a diseñar.

Mediante este procedimiento se ha realizado el diseño de superficies aerodinámicas de aviones no tripulados; donde se aprovecha las ventajas que brinda el software para realizar el análisis y conseguir resultados que pueden ser mejorados continuamente, identificar errores y realizar correcciones necesarias hasta conseguir los resultados esperados.

6.3 Justificación

El desarrollo del presente proyecto se basa en el estudio previo desarrollado, donde se determinó que las características mecánicas actuales de la configuración estructural de los planos de vuelo no son las óptimas para el correcto desempeño de misiones que tiene que cumplir el dirigible, puesto que el factor de seguridad no garantiza un comportamiento acorde a los requerimientos de la aeronave.

Al rediseñar la configuración estructural de los planos de vuelo del dirigible 27T se pretende mejorar su comportamiento mecánico, por ende su factor de seguridad y minimizar la probabilidad de presencia de fallas en vuelo, que podrían causar pérdidas económicas considerables y la cancelación de misiones asignadas a esta aeronave, limitando el desarrollo de nuevos proyectos e inclusive cancelando algunos de ellos.

El beneficio que recibe el Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana, es poseer un nuevo diseño que permita posteriormente poner en operatividad al dirigible 27T para cumplir misiones asignadas y toma de datos necesarios para futuros proyectos; actividad que actualmente está suspendida al no contar la aeronave con las garantías necesarias para operar.

6.4 Objetivos

6.4.1 Objetivo General

Rediseñar la estructura de los planos de vuelo del dirigible 27T del Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana.

6.4.2 Objetivos Específicos

- Determinar la configuración geométrica óptima para los planos de vuelo.
- Modelar la aeronave en un software de diseño.
- Efectuar el análisis CFD de la aeronave.
- Desarrollar el análisis estático y de fatiga de los planos de vuelo.
- Comparar características mecánicas anteriores y actuales.

6.5 Análisis de Factibilidad

El rediseño de la estructura de los planos de vuelo del dirigible 27T se basa en parámetros conocidos a los cuales va a estar sometida la aeronave, como son la distribución de presiones sobre estas superficies producida por la velocidad del viento a la altura de operación, velocidad propia de la aeronave, zonas críticas que provocan actualmente la falla de la estructura, entre otros; conociendo de esta manera donde enfatizar en el nuevo diseño y solucionar problemas anteriores.

Además el CIDFAE posee la licencia de un software de simulación; facilitando la posibilidad de realizar análisis por elementos finitos sobre los planos de vuelo.

6.6 Fundamentación

6.6.1 Modelo dinámico de un dirigible

El modelo dinámico del dirigible se establece sobre la base de las siguientes hipótesis: (Ciencia e Ingeniería Neogranadina, 2008).

- a) La envoltura es considerada como un sólido: los fenómenos aero-elásticos y el movimiento del helio dentro de la envoltura son ignorados.
- b) La masa del dirigible y su volumen son considerados constantes.
- c) El dirigible desplaza volumen: los fenómenos inducidos por este desplazamiento producen fenómenos de masas e inercias adicionales.
- d) La posición del centro de empuje de la fuerza de sustentación aerostática coincide con el centro de volumen.
- e) La tierra es considerada plana sobre el área de vuelo.

6.6.2 Cargas aplicadas sobre la estructura de los planos de vuelo

La estructura de los planos de vuelo de una aeronave debe ser diseñada para soportar diferentes tipos de cargas que pueden ser puntuales o concentradas; sobre todo las cargas aerodinámicas, que son el resultado de las presiones y tensiones de corte distribuidas sobre toda la superficie del dirigible; estas cargas no se distribuyen uniformemente debido a que las condiciones de vuelo cambian constantemente, y es necesario asumir las cargas máximas posibles y un factor de seguridad alto. (Carmona, 2004).

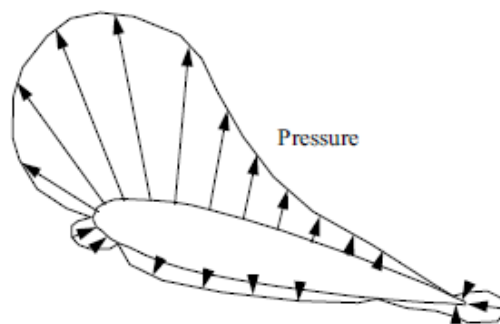


Figura 6.1 Distribución de presiones sobre un perfil aerodinámico
 (Fuente: Brandt, Steven A. (2004). *Introduction to Aeronautics: A Design Perspective*. (2ª Ed.). AIAA Education Series.)

El diseño conceptual de estructuras de perfiles aerodinámicos y fuselajes de aeronaves consiste en decidir correctamente donde colocar los principales elementos estructurales; esta decisión es crítica, debido a que un miembro fuera de

lugar puede causar fallas y descompensación del balance de la aeronave, pues aumenta de forma considerable el peso total, sin necesidad alguna.

Las cargas producidas por la presión ejercida por el viento sobre las superficies aerodinámicas transmite las cargas a los elementos estructurales por medio de la piel que las recubre. (Ciencia e Ingeniería Neogranadina, 2008).

6.6.3 Recomendaciones de diseño estructural

El diseño estructural es diferente para cada aplicación y se basa en los requerimientos específicos de la aeronave en estudio, sin embargo a continuación se sugieren las siguientes pautas generales que se recomienda considerar para un diseño apropiado: (Brandt, 2004).

- Los elementos estructurales deben estar unidos cuidadosamente sobre la piel de recubrimiento, es recomendable no sujetarla por puntos debido a que las cargas no se trasladan correctamente hacia la estructura.
- Los miembros estructurales no deben pasar a través de las entradas de aire o algún otro componente que comprometa el funcionamiento normal de la aeronave.
- Los principales miembros de soporte de carga deben atravesar completamente la superficie aerodinámica, no se debe colocar articulaciones innecesarias que únicamente debilitan la estructura.
- Añadir refuerzos en las uniones de elementos estructurales conllevan un aumento de peso, por lo que un estudio previo permitiría colocarlos únicamente donde sea necesario, optimizando recursos económicos sin perjudicar el comportamiento mecánico.
- Un diseño redundante hará posible que en caso que falle un elemento estructural no cause la pérdida total de la aeronave.

- El estudio previo de las cargas aplicadas y el ingenio son fundamentales para realizar un diseño óptimo de manera que se pueda ahorrar complejidad, peso y costo.

6.6.4 Análisis por elementos finitos

Esta forma de análisis utiliza el poder de las computadoras para predecir tensiones y el comportamiento mecánico en estructuras muy complejas de analizarlas manualmente.

El método básico consiste en dividir la estructura en miles o incluso millones de diminutos elementos, denominados elementos diferenciales que están vinculados entre sí, formando nodos en las uniones de sus esquinas.

La ley de Hooke está escrita en forma de matriz para cada elemento, y la condición que cumple es que el desplazamiento de un nodo compartido por dos elementos debe ser el mismo para ambos elementos; de esta manera se construye una gran matriz de ecuaciones que describen las relaciones de tensión deformación de los nodos compartidos.

Algunas estructuras complejas no poseen una única solución, por lo que es necesario varias iteraciones para converger en una solución válida. El análisis de elementos finitos es el método que permite optimizar el diseño, ahorrar peso y recursos económicos.

6.6.5 Tipos de celosías

Una celosía es una estructura de barras interconectadas en nodos formando triángulos planos en celosías planas o pirámides tridimensionales en celosías espaciales, existen diferentes tipos de celosías:

- Celosía tipo Pratt: las diagonales están sometidas a tracción bajo cargas gravitatorias, se las utiliza cuando predomina este tipo de cargas; en la celosía

de la Fig. 6.2 las diagonales están sometidas a tracción bajo cargas de levantamiento.

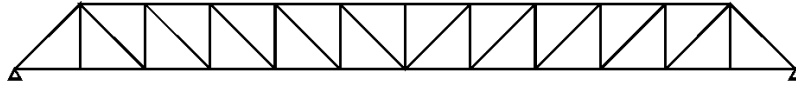


Figura 6.2 Celosía Tipo Pratt

(Fuente: sections.arcelormittal.com/fileadmin/redaction/4-Library)

- Celosía Warren: en estas celosías, las diagonales se encuentran de modo alternativo a tracción y a compresión, se suele utilizar como vigas horizontales.

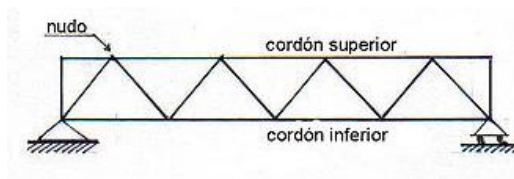


Figura 6.3 Celosía Tipo Warren

(Fuente: sections.arcelormittal.com/fileadmin/redaction/4-Library)

- Celosía tipo Cruz: si las diagonales han sido calculadas para resistir la compresión, la celosía en cruz es la superposición de dos celosías tipo Warren. Si se ignora la resistencia de los elementos diagonales a compresión, el comportamiento será el mismo que en una celosía tipo Pratt. Se las utiliza con frecuencia en contravientos, en los que las diagonales son muy largas.



Figura 6.4 Celosía Tipo Cruz

(Fuente: sections.arcelormittal.com/fileadmin/redaction/4-Library)

A los tipos de celosía anteriormente mencionados se pueden añadir elementos secundarios para:

- a) crear puntos de carga intermedios.
- b) limitar la longitud de pandeo de los elementos a compresión, sin influir en el comportamiento estructural global.

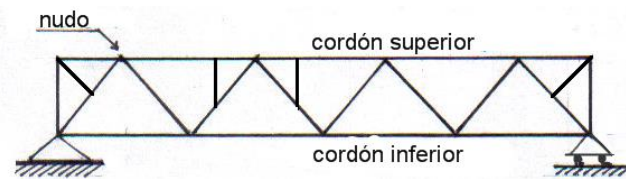


Figura 6.5 Celosía con elementos secundarios

(Fuente: sections.arcelormittal.com/fileadmin/redaction/4-Library)

6.6.6 Vigas

Una viga es una barra recta que se encuentra sometida a fuerzas que actúan perpendicularmente a su eje longitudinal.

Las vigas pueden ser Isostáticas (estáticamente determinadas), o Hiperestáticas (estáticamente indeterminadas); las primeras son aquellas en las que las reacciones en los apoyos se pueden calcular mediante las ecuaciones fundamentales de la estática; mientras que las otras son aquellas en las que las reacciones plantean más incógnitas que las que permiten resolver las ecuaciones anteriores, por lo que es necesario además ecuaciones basadas en la deformación de la viga.

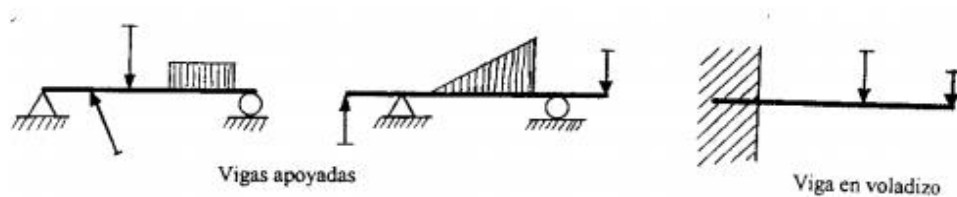


Figura 6.6 Vigas Isostáticas

(Fuente: roble.pntic.mec.es/jlec0009/pdfs/UT05%20Flexion.pdf)

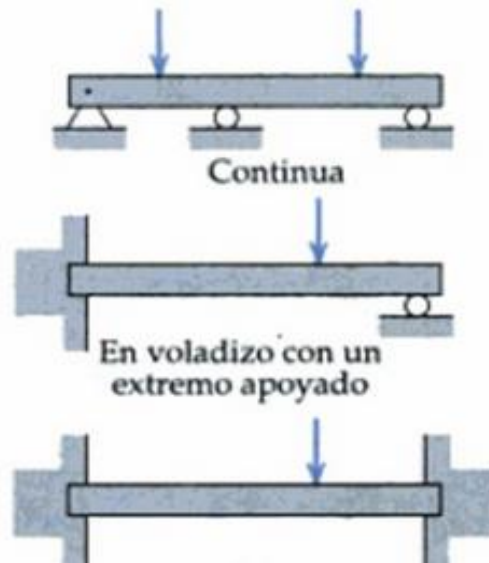


Figura 6.7 Vigas Hiperestáticas

(Fuente: roble.pntic.mec.es/jlec0009/pdfs/UT05%20Flexion.pdf)

Un parámetro fundamental a considerar en el diseño de vigas o cualquier elemento mecánico es la concentración de esfuerzos; mediante un estudio detallado de los mismos se evita fallas posteriores, puesto que el factor de seguridad disminuye en forma considerable. (Carmona, 2004).

6.6.7 Materiales autolubricantes

Los materiales autolubricantes poseen una virtud especial, la cual en función de sus propiedades químicas y físicas, desarrollan una valiosa acción lubricante incluso en condiciones de temperaturas elevadas, grandes cargas aplicadas, altas velocidades, movimiento relativo, entre otros.

El uso de este tipo de materiales se ha extendido en la actualidad, pues implica mejor comportamiento mecánico de los elementos componentes de un dispositivo o máquina y reducción de costos de mantenimiento.

A continuación se presentan materiales con propiedades de autolubricación, utilizados comúnmente en aplicaciones aeronáuticas:

6.6.7.1 Nylatron NSM

Este material ha sido desarrollado para aplicaciones especiales, debido a que sus propiedades superan en gran porcentaje a los demás materiales versión cojinete de primera calidad.

Las aplicaciones principales del Nylatron NSM son cojinetes y almohadillas de desgaste; proporciona además reducción de peso y ruido, resistencia a la corrosión y facilidad de maquinado. (Quadrant Industry).



Figura 6.8 Nylatron NSM

(Fuente: www.quadrantplastics.com/na-es/productos/plasticos-maquinables/ingenieria-175-325-f/nylons-extruidos-y-vaciados/nylatron-R-nsm.html)

La empresa creadora de este producto "QUADRANT INDUSTRY" ha probado este material en bujes de pivote en el cual la duración fue 10 veces mayor que el nylon 6 estándar, además ha sido utilizado en rodillos, ruedas e incluso engranes.



Figura 6.9 Buje y engrane de Nylatron NSM

(Fuente: www.quadrantplastics.com/na-es/productos/plasticos-maquinables/ingenieria-175-325-f/nylons-extruidos-y-vaciados/nylatron-R-nsm.html)

6.6.7.2 Grafito

Debido a su estructura cristalina, el grafito tiene excelentes propiedades autolubricantes, además posee alta estabilidad a temperaturas elevadas y es inerte a gran cantidad de agentes químicos.

Algunos elementos fabricados a partir de grafito como cojinetes y juntas hidráulicas de bombas presentan algunas limitaciones, tanto tecnológicas como económicas; de esta manera se ha llegado a la conclusión que se consiguen mejores prestaciones de este material mediante la infiltración de metales o sales con la problemática que ello conlleva desde la legislación ambiental y laboral.

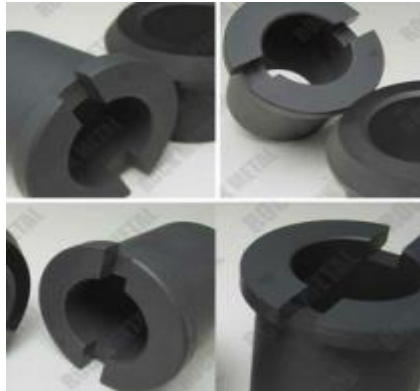


Figura 6.10 Buje de grafito

(Fuente: www.google.com.ec/search.Fcarbon-graphite-bushing-bearing-284305527.html%3B800%3B800)

6.6.7.3 Rulon

El Rulon es el nombre comercial para una de las familias de PTFE, una de sus principales características es su bajo coeficiente de fricción y excelente resistencia a la abrasión; es muy utilizado para la fabricación de sellos, aros de pistón, pasadores, cojinetes y aislamiento eléctrico.

Existen algunos tipos de Rulon, cada uno con características específicas en función de la aplicación requerida. (Quadrant Industry).



Figura 6.11 Tubos de Rulon

(Fuente: www.plasticsintl.com/ptfe-tube.html)

6.6.7.4 Bronce

Los bujes y cojinetes autolubricados de bronce se obtienen mediante el proceso de pulvimetalurgia, a partir de polvos aleados tratados por sinterizado a altas temperaturas en atmósferas controladas. El bronce para cojinetes y bujes reduce considerablemente la fricción entre componentes al retener lubricante en su estructura porosa.



Figura 6.12 Bujes autolubricados de bronce

(Fuente: tortonese.com.ar/bujes_autolubricados/caracteristicas_generales.htm)

6.7 Metodología

El rediseño de la estructura de los planos de vuelo del dirigible estará basado en el estudio previo realizado y recomendaciones generales de seguridad para reforzar zonas de concentración de esfuerzos, minimizar la probabilidad de presencia de fallas en operaciones de vuelo y por ende mejorar su comportamiento mecánico.

A continuación se presenta el factor de seguridad mínimo aceptable para el diseño por resistencia a la fatiga para cada una de las superficies aerodinámicas:

Tabla 6.1 Factor de seguridad mínimo planos de vuelo

PLANO DE VUELO	ELEMENTO	$n_{mín}$
Vertical	Parte fija	1,5
	Parte móvil	1,5
Horizontal	Parte fija	1,5
	Parte móvil	1,5

(Fuente: Autor)

El parámetro a determinar para conseguir el comportamiento mecánico deseado de la estructura de las partes fija y móvil de los planos de vuelo es la magnitud de la base (b) de la sección transversal de cada una de las vigas equivalentes, debido a que la altura es un parámetro constante dado por un valor medio calculado del espesor del perfil de las superficies aerodinámicas.

El criterio a aplicar es el diseño por la resistencia a fatiga de los planos de vuelo producida por cargas alternantes en función de la variación de velocidad del viento; una vez finalizado el rediseño mediante cálculos manuales se realizará la comprobación mediante un análisis por elementos finitos.

6.7.1 Diseño por resistencia a la fatiga

El diseño de los planos de vuelo será realizado para vida infinita, con la finalidad de reducir costos de mantenimiento en la operatividad del dirigible.

Por criterio de diseño, no se estimarán los factores que modifican el límite de fatiga, debido a que la resistencia del material es baja, lo cual provocaría un error de cálculo en los factores de superficie y de tamaño, que resultarían mayores que 1, lo que implica un aumento del límite de resistencia a la fatiga S'_e .

Por lo tanto se acepta:

$$S'_e = 0.5 Sut$$

$$S'_e = 0.5(13.35 MPa)$$

$$S'_e = 6.675 MPa$$

$$S_e = S'_e$$

$$S_e = 6.675 MPa$$

6.7.1.1 Diseño por resistencia a la fatiga - esfuerzos fluctuantes

Es necesario recalcar que la velocidad del viento es variable, los valores con los que se ha trabajado hasta el momento son los máximos medidos a la altura que vuela la aeronave.

Para efectuar el diseño por resistencia a la fatiga causado por esfuerzos fluctuantes, es necesario además determinar el esfuerzo mínimo presente, el cual se produciría asumiendo que la única velocidad que actúa es la propia del dirigible, es decir considerando que el vuelo se realiza en condiciones ideales, sin viento que influya directamente sobre las superficies aerodinámicas.

$$V_{dirigible} = 6.94 m/s$$

La presión mínima ejercida sobre los planos de vuelo es:

$$P_{mín} = \frac{1}{2} \rho V^2$$

$$P_{mín} = \frac{1}{2} \left(0.85662 \frac{Kg}{m^3} \right) \left(6.94 \frac{m}{s} \right)^2$$

$$P_{mín} = 20.63 \frac{N}{m^2}$$

La siguiente tabla muestra el cálculo del momento máximo producido por la presión mínima ejercida sobre los elementos fijo y móvil de las superficies aerodinámicas:

Tabla 6.2 Momento producido por la presión mínima

PLANO DE VUELO	ELEMENTO	$P_{mín}$ (N/m ²)	Carga q (N/m)	Momento M(Nm)
Vertical	Parte fija	20,63	41,260	82,52
	Parte móvil	20,63	24,756	17,82
Horizontal	Parte fija	20,63	41,260	82,52
	Parte móvil	20,63	24,756	17,82

(Fuente: Autor)

Con los valores calculados es factible estimar el valor de la base de la sección rectangular de las vigas equivalentes de las partes fija y móvil de los planos de vuelo.

A partir de la relación de Goodman Modificada, donde se considera el esfuerzo medio (σ_m) y la amplitud de esfuerzo (σ_a), que están en función de los momentos máximo y mínimo entre los cuales fluctúa el comportamiento mecánico de las superficies aerodinámicas, se puede obtener una ecuación que permita determinar el parámetro mencionado:

$$\sigma_m = \frac{\sigma_{m\acute{a}x} + \sigma_{m\acute{i}n}}{2}$$

$$\sigma_a = \frac{\sigma_{m\acute{a}x} - \sigma_{m\acute{i}n}}{2}$$

Relación de Goodman modificada:

$$\frac{\sigma_a}{S_e} + \frac{\sigma_m}{S_{ut}} = \frac{1}{n}$$

$$\frac{\sigma_{m\acute{a}x} - \sigma_{m\acute{i}n}}{2 S_e} + \frac{\sigma_{m\acute{a}x} + \sigma_{m\acute{i}n}}{2 S_{ut}} = \frac{1}{n}$$

$$\frac{6M_2 - 6M_1}{2 S_e bh^2} + \frac{6M_2 + 6M_1}{2 S_{ut} bh^2} = \frac{1}{n}$$

$$\frac{3M_2 - 3M_1}{S_e bh^2} + \frac{3M_2 + 3M_1}{S_{ut} bh^2} = \frac{1}{n}$$

$$\frac{1}{bh^2} \left(\frac{3M_2 - 3M_1}{S_e} + \frac{3M_2 + 3M_1}{S_{ut}} \right) = \frac{1}{n}$$

$$b = \frac{n}{h^2} \left(\frac{3M_2 - 3M_1}{S_e} + \frac{3M_2 + 3M_1}{S_{ut}} \right)$$

A continuación se muestra el valor que debería tener la base de la sección rectangular de cada elemento, acorde a los requerimientos de resistencia de los planos de vuelo:

Tabla 6.3 Momentos máximo y mínimo

PLANO DE VUELO	ELEMENTO	S_e (MN/m ²)	S_{ut} (MN/m ²)	M_2 (Nm)	M_1 (Nm)
Vertical	Parte fija	6,675	13,35	624,00	82,52
	Parte móvil	6,675	13,35	134,78	17,82
Horizontal	Parte fija	6,675	13,35	624,00	82,52
	Parte móvil	6,675	13,35	134,78	17,82

(Fuente: Autor)

Tabla 6.4 Valor mínimo necesario de la base de la sección transversal

PLANO DE VUELO	ELEMENTO	n_{min}	h (m)	$b_{calc.}$ (m)	$b_{min.}$ (m)
Vertical	Parte fija	1,5	0,042	0,342	0,350
	Parte móvil	1,5	0,028	0,166	0,170
Horizontal	Parte fija	1,5	0,042	0,342	0,350
	Parte móvil	1,5	0,028	0,166	0,170

(Fuente: Autor)

6.7.2 Diseño de elementos sometidos a perforaciones

De acuerdo al análisis desarrollado de concentración de esfuerzos en los elementos que contienen perforaciones en la parte fija de los planos de vuelo vertical y horizontal, resulta necesario efectuar el rediseño de estos componentes para obtener un mejor comportamiento mecánico, mejorando el factor de seguridad acorde a los requerimientos, minimizando así el riesgo de falla en operaciones de vuelo. El parámetro a determinar es la magnitud de la base del elemento en estudio, con la finalidad de conseguir un factor de seguridad mayor o igual a 1,5.

El cálculo será desarrollado mediante iteraciones, donde se asumirá la magnitud de la base b_s , se realizará la lectura del factor teórico de concentración de esfuerzos de acuerdo a la Fig. 4.21 y se determinará el factor de seguridad presente, mediante la ecuación:

$$n = \frac{S_e}{\sigma}$$

$$n = \frac{0,5 Sut * b_s * h^2}{6M * K_f}$$

La tabla 6.5 muestra el proceso desarrollado, el cual converge en una solución que cumple con los requisitos establecidos previamente y es válido para los elementos que sufren perforaciones en la estructura de la parte fija de los planos de vuelo vertical y horizontal.

Tabla 6.5 Magnitud de la base de los elementos sometidos a perforaciones

PERFOR.	M (Nm)	h (m)	b_s (m)	d/h	d/w	K_t	K_f	n
A	24,96	0,042	0,040	0,143	0,150	2,50	1,88	1,67
B	24,96	0,042	0,040	0,143	0,150	2,50	1,88	1,67
C	56,16	0,042	0,090	0,143	0,067	2,70	2,00	1,57
D	156,00	0,042	0,250	0,143	0,024	2,75	2,03	1,55

(Fuente: Autor)

Con esta consideración se puede distribuir la magnitud total de la base de la viga equivalente de los planos de vuelo y, de esta forma obtener la nueva configuración estructural de las superficies aerodinámicas.

6.7.3 Diseño de los pasadores

El diseño anterior de los planos de vuelo posee bisagras como componentes de fijación entre los elementos de unión y la parte móvil de los planos de vuelo; donde, de acuerdo al análisis desarrollado por elementos finitos, se presenta una concentración de esfuerzos que influye directamente en el comportamiento mecánico de estas superficies aerodinámicas.

Por lo tanto en el rediseño se optará por utilizar pasadores que permitan cumplir con la misma función, para lo cual en primera instancia se seleccionará el material apropiado para estos elementos mecánicos.

6.7.3.1 Selección del material

Una de las características principales a considerar del material a utilizar para cumplir con esta función es que posea una baja densidad para no afectar el peso total de los planos de vuelo. Después de haber desarrollado una preselección, se ha determinado que los materiales a valorar, de acuerdo a requerimientos en operaciones relacionadas con aviación, son los que se muestran a continuación:

Tabla 6.6 Alternativas de material

ALTERNATIVA	MATERIAL
A	Nylatron
B	Aluminio
C	Rulon
D	Bronce

(Fuente: Autor)

Los parámetros a evaluar serán los mismos que se utilizaron para la selección del material de la estructura de los planos de vuelo, y su puntuación estará dada por la escala de valoración mostrada en la Tabla 4.24.

Tabla 6.7 Puntuación alternativas de material para el diseño

PARÁMETRO		PUNTUACIÓN - ALT. DE MATERIAL			
		A	B	C	D
CARACT. MECÁNICAS	– Resist. a la fatiga	3	3	2	3
	– Módulo Cortante	2	3	2	3
	– Límite de Fluencia	3	3	1	4
CARACT. FÍS. Y QUÍM.	– Densidad	4	4	3	1
	– Resist. a la corrosión	4	4	4	3
	– Resist. al fuego	2	2	3	4
	– Peso total	4	4	3	1
DISPONIBILIDAD		3	3	3	4
FACT. CONSTRUCCIÓN		4	4	3	1
MANTENIMIENTO		3	4	2	2

(Fuente: Autor)

En la siguiente tabla se muestra la calificación total en forma porcentual que obtiene cada una de las alternativas:

Tabla 6.8 Porcentaje Alternativas de diseño

PARÁMETRO			PUNTUACIÓN - ALT. DE MATERIAL				
			PORC.	A (%)	B (%)	C (%)	D (%)
CARACT. MECÁNICAS	– Resist. a la fatiga	10	7,5	7,5	5	7,5	
	– Módulo Cortante	10	5	7,5	5	7,5	
	– Límite de Fluencia	10	7,5	7,5	2,5	10	
CARACT. FÍS. Y QUÍM.	– Densidad	15	15	15	11,25	3,75	
	– Resist. a la corrosión	5	5	5	5	3,75	
	– Resist. al fuego	5	2,5	2,5	3,75	5	
	– Peso total	15	15	15	11,25	3,75	
DISPONIBILIDAD			10	7,5	7,5	7,5	10
FACT. CONSTRUCCIÓN			10	10	10	7,5	2,5
MANTENIMIENTO			10	7,5	10	5	5
TOTAL			100	82,5	87,5	63,75	58,75

(Fuente: Autor)

De acuerdo a la calificación anterior se determina que el material apropiado para los pasadores es el Aluminio.

6.7.3.2 Cálculo del diámetro del pasador

La fuerza que actúa directamente sobre el pasador es la reacción calculada en la viga equivalente de la parte móvil de los planos de vuelo, produciendo un esfuerzo cortante sobre este elemento mecánico, por lo que el diámetro es determinado en base a esta consideración con un factor de seguridad de 4, para que esté en las condiciones de soportar a más de carga estática, cargas de fatiga.

La Tabla 6.9 muestra las características físicas y mecánicas del aluminio, material seleccionado para el pasador:

Tabla 6.9 Características físicas y mecánicas del aluminio

PARÁMETRO	SÍMBOLO	MAGNITUD	UNIDAD
Densidad	δ	2,7	g/cm^3
Límite de resistencia	S_{ut}	100	MPa
Límite de fluencia	S_y	50	MPa
Resistencia al corte	S_c	70	MPa

(Fuente: www.alacermas.com/img/galeria/files/aluminio/chapa_6063_aluminio.pdf)

$$P = A_{y1}$$

$$P = 224.64 N$$

$$n = \frac{S_c}{\tau}$$

$$n = \frac{A * S_c}{P}$$

$$A = \frac{P * n}{S_c}$$

$$A = \frac{224.64 N * 4}{70 * 10^6 N/m^2}$$

$$A = 1.28 * 10^{-5} m^2$$

$$A = 12.84 mm^2$$

En función del área determinada de la sección transversal, se selecciona un tubo redondo de aluminio 6063, de acuerdo a especificaciones de catálogos.

MATRIZ		Dimensiones en Milímetros			Dimensiones en Pulgadas			PESO Kg./m.	PESO Kg./Pza.	FACTOR	D.C.C. mm.
		Diámetro Exterior	Diámetro Interior	Espesor Pared "T"	Diámetro Exterior	Diámetro Interior	Espesor Pared "T"				
N 2918		9,52	7,32	1,10	3/8	0,288	0,043	0,079	0,482	39	10
N 1131		9,52	6,52	1,50	3/8	0,257	0,059	0,103	0,628	28	10
N 1801		9,52	5,20	2,16	3/8	0,205	0,085	0,135	0,824	20	10

Figura 6.13 Tubos normalizados de aluminio 6063 - EXTRUDAL

(Fuente: <http://www.extrudal.com/cat1.pdf>)

$$A_{N 2918} = \frac{\pi}{4} (d_e^2 - d_i^2)$$

$$A_{N 2918} = \frac{\pi}{4} (9.52^2 - 7.32^2) mm^2$$

$$A_{N 2918} = 29.09 mm^2$$

Se cumple:

$$A_{N 2918} > A$$

De acuerdo al catálogo anterior, se selecciona el Tubo redondo N 2918, cuya área transversal es mayor que la calculada, por lo que es aceptada.

6.7.4 Diseño de los elementos de unión

Con la finalidad de disminuir el esfuerzo que actúa sobre cada uno de los componentes que permiten la unión entre la parte fija y móvil de los planos de vuelo, y por ende mejorar su comportamiento mecánico; se procede a determinar el número de elementos necesarios (e), para soportar el momento (M_{02}) que actúa sobre estos componentes en base a la reacción calculada con anterioridad.

Otro de los parámetros a calcular es el valor de la base (b) de la sección transversal de estos componentes, debido a que la dimensión de la altura no se puede modificar, puesto que la medida actual hace posible la tangencia con la parte fija de las superficies aerodinámicas; pero es necesario considerar que la magnitud de la altura se ve afectada por la perforación necesaria para el diámetro exterior del pasador (d_e), calculado con anterioridad.

El valor de la base de la sección transversal de los elementos de unión en función del factor de seguridad y el número de elementos de unión, está dado por la siguiente ecuación:

$$n = \frac{S_y}{\sigma_3}$$

$$n * \sigma_3 = S_y$$

$$n \left(\frac{6M_3}{b_3(h_3 - d_e)^2} \right) = S_y$$

$$n \left(\frac{6M_{02}}{e b_3(h_3 - d_e)^2} \right) = S_y$$

$$b_3 = \frac{6n * M_{02}}{e * S_y * (h_3 - d_e)^2}$$

El proceso a desarrollar será iterativo, es decir, para el cálculo de la base de la sección transversal de los elementos de unión se impondrá un número de componentes necesarios; este proceso permitirá converger en una solución que satisfaga las condiciones de diseño requeridas.

A continuación se muestra el valor de cada uno de los parámetros necesarios para iniciar el proceso de iteración:

Tabla 6.10 Parámetros de entrada diseño elementos de unión

PARÁMETRO	SÍMBOLO	PLANO DE VUELO		UNIDAD
		VERTICAL	HORIZONTAL	
Momento	M_{02}	134,784	134,784	Nm
Altura	h_3	0,042	0,042	m
Diám. ext. perf.	d_e	0,00952	0,00952	m
Lím. fluencia balsa	S_y	$10,13 * 10^6$	$10,13 * 10^6$	N/m ²
Long. elem. unión	L	0,20	0,45	m
Módulo elasticidad	E	$4312 * 10^6$	$4312 * 10^6$	N/m ²

(Fuente: Autor)

La Tabla 6.11 muestra el valor aceptado de la magnitud de la base de la sección transversal de los elementos de unión, así como el número de componentes necesarios para los planos de vuelo vertical y horizontal.

Tabla 6.11 Magnitud de la base de la sección transversal elementos de unión

ITERACIÓN	$n_{mín}$	e	$b_3 \text{ calc. (m)}$	$b_3 \text{ acept. (m)}$
1	1,6	3	0,0416	0,042
2	1,6	4	0,0312	0,032
3	1,6	5	0,0249	0,025
4	1,6	6	0,0208	0,021

(Fuente: Autor)

Es recomendable utilizar un rodamiento de agujas de un material autolubricado para facilitar el giro del pasador que permite el acoplamiento entre la parte fija y móvil de los planos de vuelo, a través de las perforaciones realizadas en los elementos de unión.

Finalizado el rediseño de los planos de vuelo, se procede a efectuar la comprobación de los resultados obtenidos, mediante la aplicación del método de elementos finitos en el software de diseño SolidWorks, desarrollando en primera instancia el estudio CFD y posteriormente el análisis estático y de fatiga.

La posición a analizar es la crítica determinada en el estudio desarrollado en el Capítulo 4, con las superficies móviles desfasadas 45° y actuando la velocidad total del viento.

Para el análisis de resistencia a la fatiga de la estructura de los planos de vuelo, es necesario ingresar el factor de carga (R), el cual está dado en función de la presión mínima y máxima que actúa sobre las superficies aerodinámicas.

$$P_{\text{mín}} = 20.63 \frac{N}{m^2}$$

$$P_{\text{máx}} = 156 \frac{N}{m^2}$$



Por lo tanto:

$$R = \frac{P_{\text{mín}}}{P_{\text{máx}}}$$

$$R = \frac{20.63 \frac{N}{m^2}}{156 \frac{N}{m^2}}$$

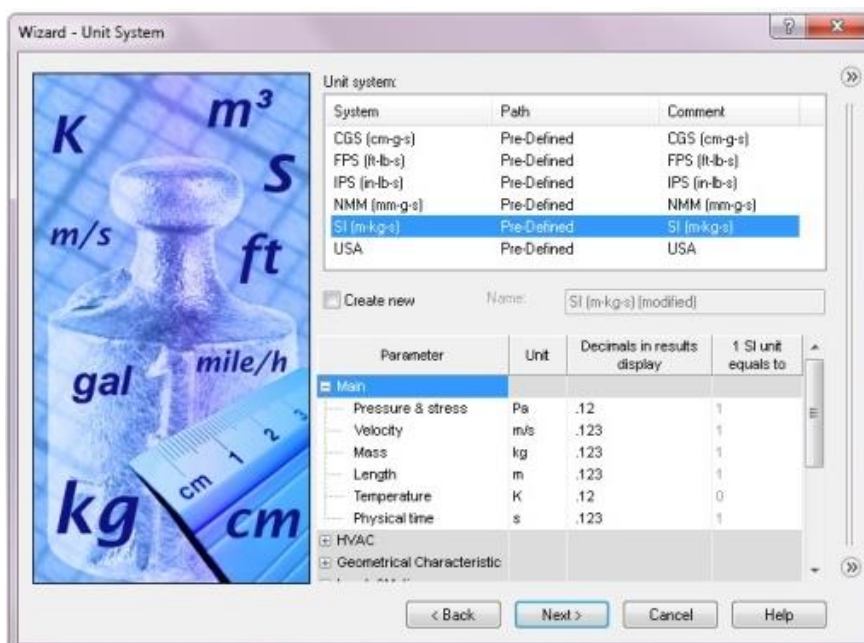
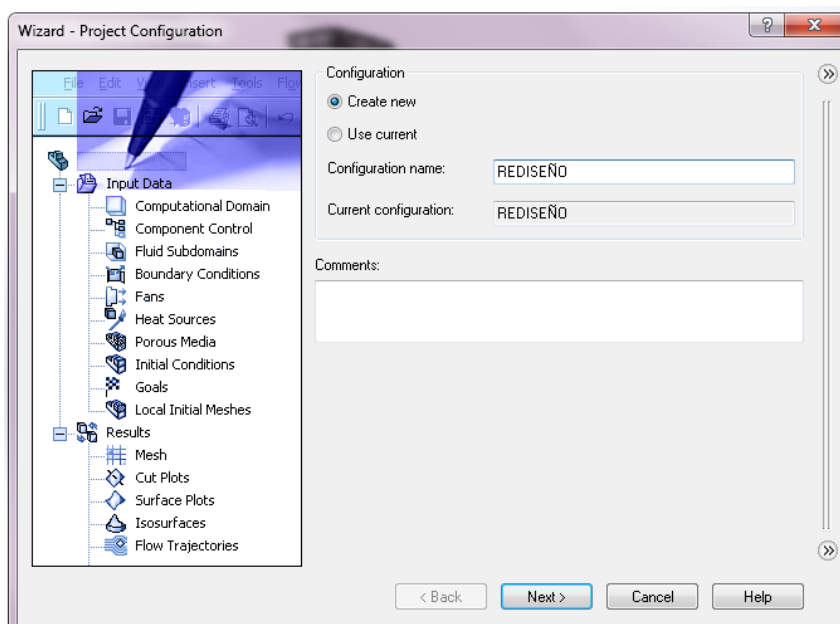
$$R = 0.132$$

En las siguientes fichas se muestran los resultados de cada uno de los procesos mencionados con anterioridad:

	UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO		
	FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA		
	FICHA C1 - MÓDULO DE FLUIDOS		
	LUGAR:	CIDFAE-Aeropuerto-Ambato	
	FECHA:	7 de Enero de 2015	

SUPERFICIES MÓVILES DESFASADAS 45° - VELOCIDAD TOTAL

NUEVO ESTUDIO Y ELECCIÓN DEL SISTEMA DE UNIDADES



Realizado por:	Pineda Silva Giovanni Vinicio
Revisado por:	Ing. Mg. Gonzalo López
Aprobado por:	Ing. Mg. Gonzalo López

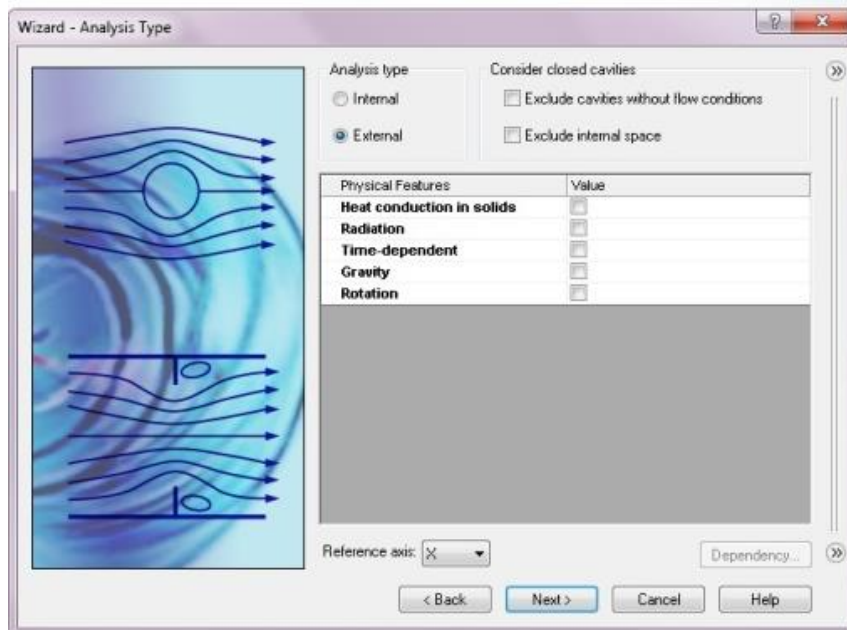


UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO
FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA
FICHA C2 - MÓDULO DE FLUIDOS
LUGAR: CIDFAE-Aeropuerto-Ambato
FECHA: 7 de Enero de 2015





SUPERFICIES MÓVILES DESFASADAS 45° - VELOCIDAD TOTAL

SELECCIÓN DEL TIPO DE ANÁLISIS Y DEL FLUIDO

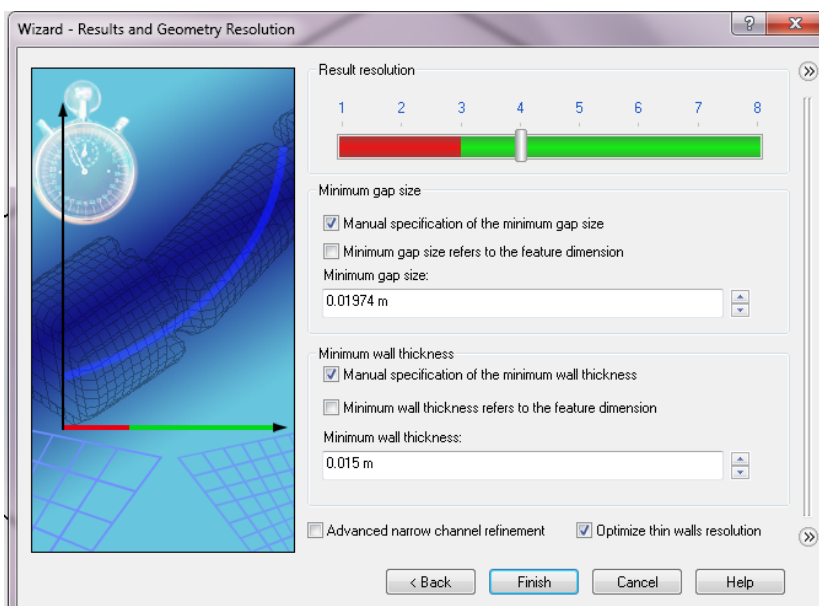
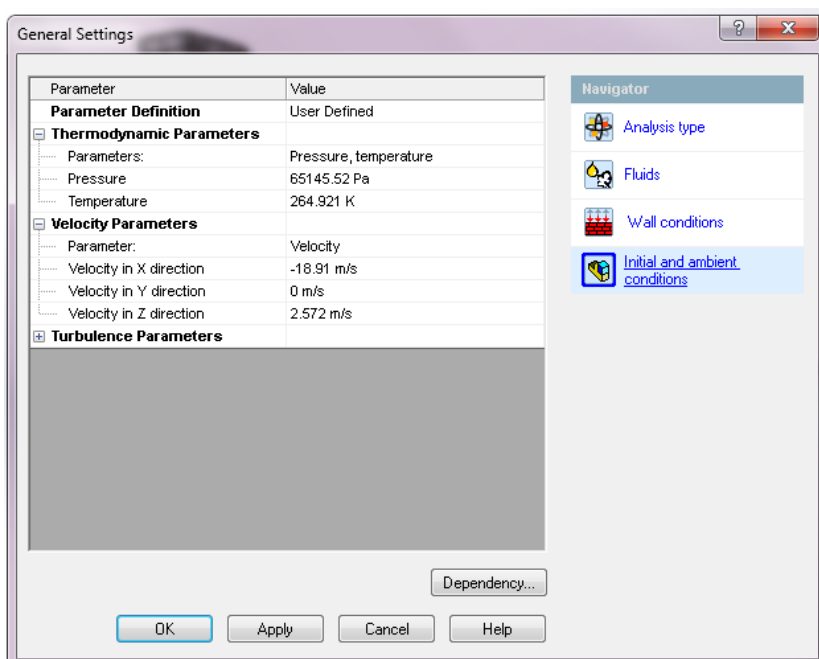


Realizado por: Pineda Silva Giovanni Vinicio
Revisado por: Ing. Mg. Gonzalo López
Aprobado por: Ing. Mg. Gonzalo López



	UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO		
	FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA		
	FICHA C3 - MÓDULO DE FLUIDOS		
	LUGAR:	CIDFAE-Aeropuerto-Ambato	
FECHA:	7 de Enero de 2015		

SUPERFICIES MÓVILES DESFASADAS 45° - VELOCIDAD TOTAL

INGRESO DE PARÁMETROS Y MALLADO

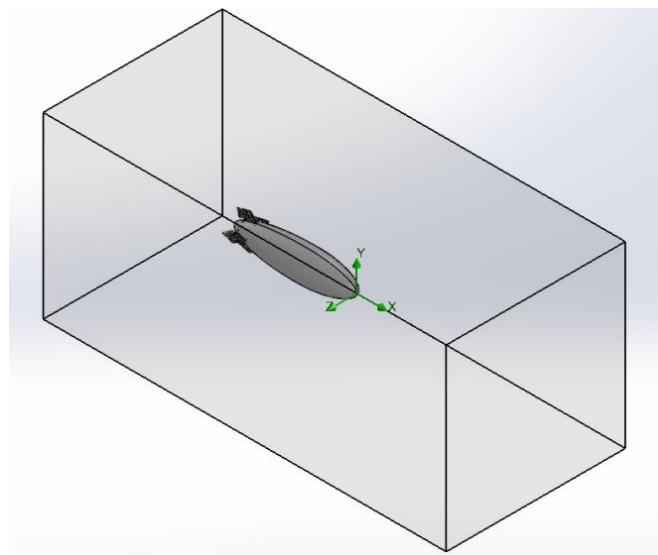
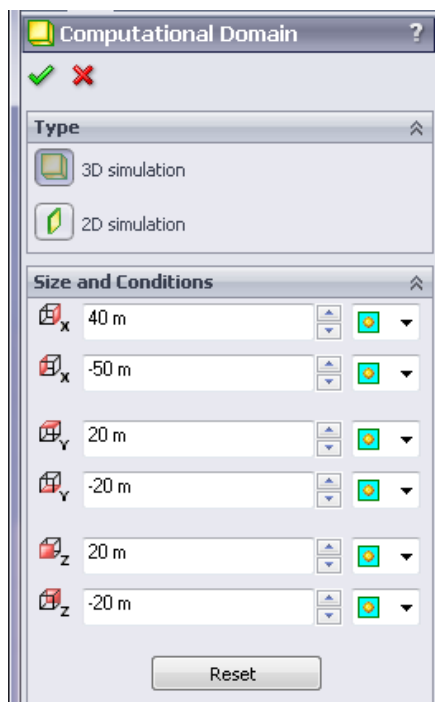


Realizado por:	Pineda Silva Giovanni Vinicio
Revisado por:	Ing. Mg. Gonzalo López
Aprobado por:	Ing. Mg. Gonzalo López

	UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO		
	FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA		
	FICHA C4 - MÓDULO DE FLUIDOS		
	LUGAR:	CIDFAE-Aeropuerto-Ambato	
FECHA:	7 de Enero de 2015		

SUPERFICIES MÓVILES DESFASADAS 45° - VELOCIDAD TOTAL

DELIMITACIÓN DEL DOMINIO



Realizado por:	Pineda Silva Giovanni Vinicio
Revisado por:	Ing. Mg. Gonzalo López
Aprobado por:	Ing. Mg. Gonzalo López

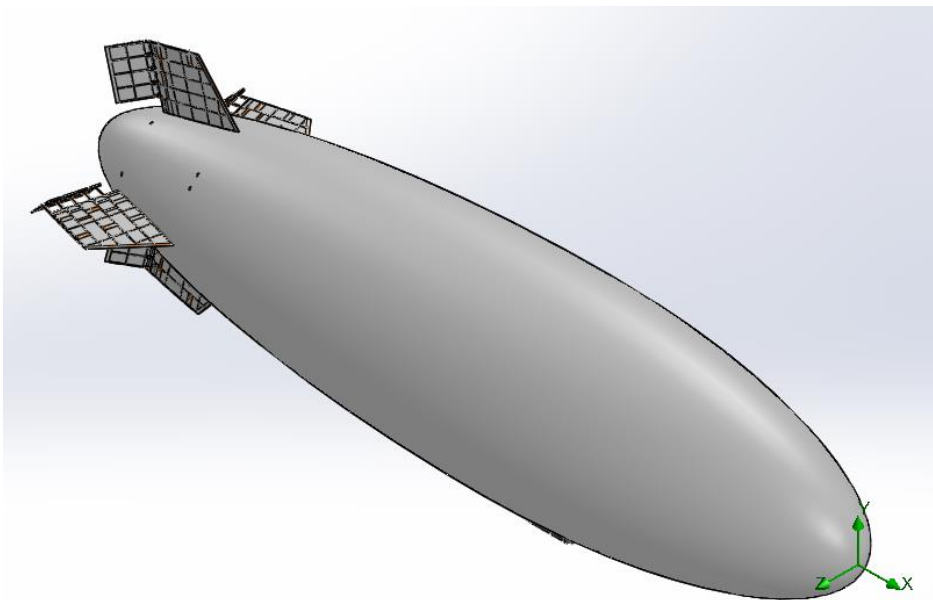
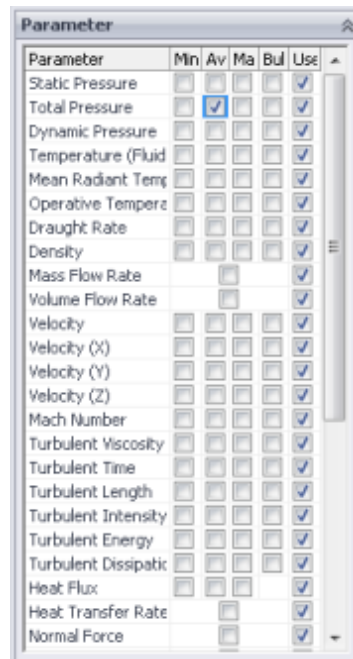


UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO
FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA
FICHA C5 - MÓDULO DE FLUIDOS
LUGAR: CIDFAE-Aeropuerto-Ambato
FECHA: 7 de Enero de 2015



SUPERFICIES MÓVILES DESFASADAS 45° - VELOCIDAD TOTAL

SELECCIÓN DEL PARÁMETRO A CALCULAR



Realizado por:	Pineda Silva Giovanni Vinicio
Revisado por:	Ing. Mg. Gonzalo López
Aprobado por:	Ing. Mg. Gonzalo López

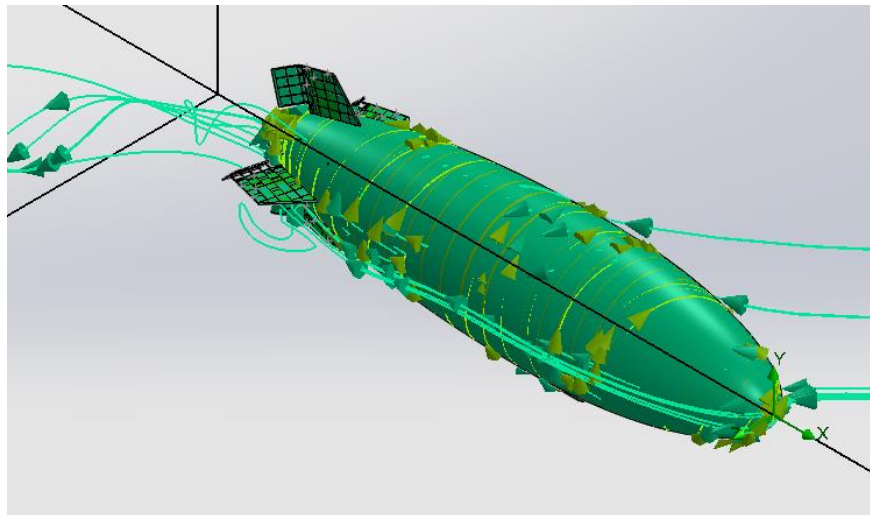
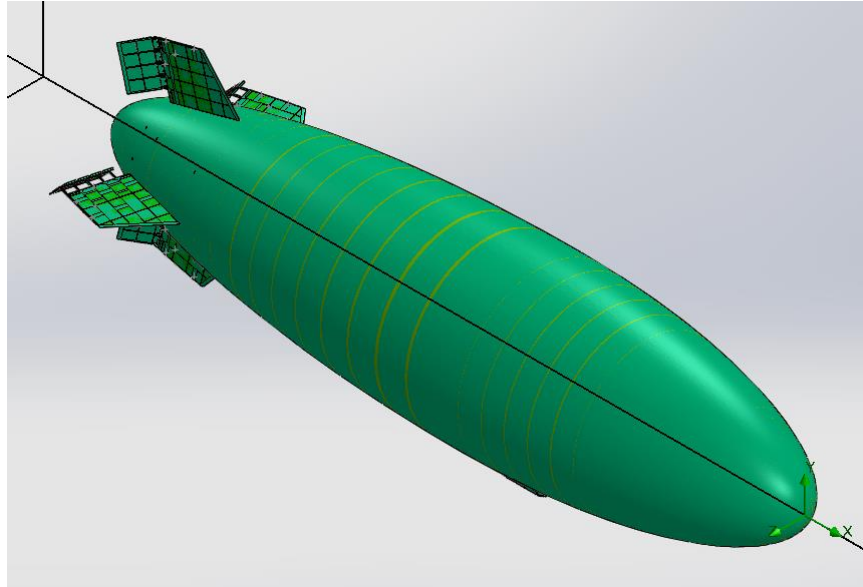


UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO
FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA
FICHA C6 - MÓDULO DE FLUIDOS
LUGAR: CIDFAE-Aeropuerto-Ambato
FECHA: 7 de Enero de 2015



SUPERFICIES MÓVILES DESFASADAS 45° - VELOCIDAD TOTAL

DISTRIBUCIÓN DE PRESIONES Y LÍNEAS DE FLUJO DE AIRE



Realizado por:	Pineda Silva Giovanny Vinicio
Revisado por:	Ing. Mg. Gonzalo López
Aprobado por:	Ing. Mg. Gonzalo López



UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO
FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA
FICHA C7 - MÓDULO DE SIMULACIÓN
LUGAR: CIDFAE-Aeropuerto-Ambato
FECHA: 10 de Enero de 2015



ANÁLISIS ESTÁTICO

IMPORTACIÓN DE CARGAS

Estático

Opciones Solución adaptativa Incluir efectos térmicos/de fluidos Comentario

Opciones térmicas

Introducir temperatura

Temperaturas del estudio térmico

Estudio térmico: Intervalo:

Para cada intervalo no lineal, utilizar la temperatura del correspondiente paso de tiempo del análisis térmico transitorio.

Temperatura desde SolidWorks Flow Simulation

...

Nombre del modelo de SolidWorks

Nombre de configuración :

Temperatura desde intervalo:

Temperatura de referencia para deformación nula: Kelvin

Presiones desde un análisis de fluidos

Incluir cargas de presión desde SolidWorks Flow Simulation

...

Nombre del modelo de SolidWorks: Ensamblaje1.SLDASM

Nombre de configuración : REDISEÑO

Nº de iteraciones : 223

Usar presión de referencia (equidistancia) 65145.52 1 N/m²

Definir presión de referencia (equidistancia) N/m²

Ejecutar como estudio heredado (excluir tensión de cortadura)

Aceptar Cancelar Aplicar Ayuda

Realizado por:	Pineda Silva Giovanni Vinicio
Revisado por:	Ing. Mg. Gonzalo López
Aprobado por:	Ing. Mg. Gonzalo López

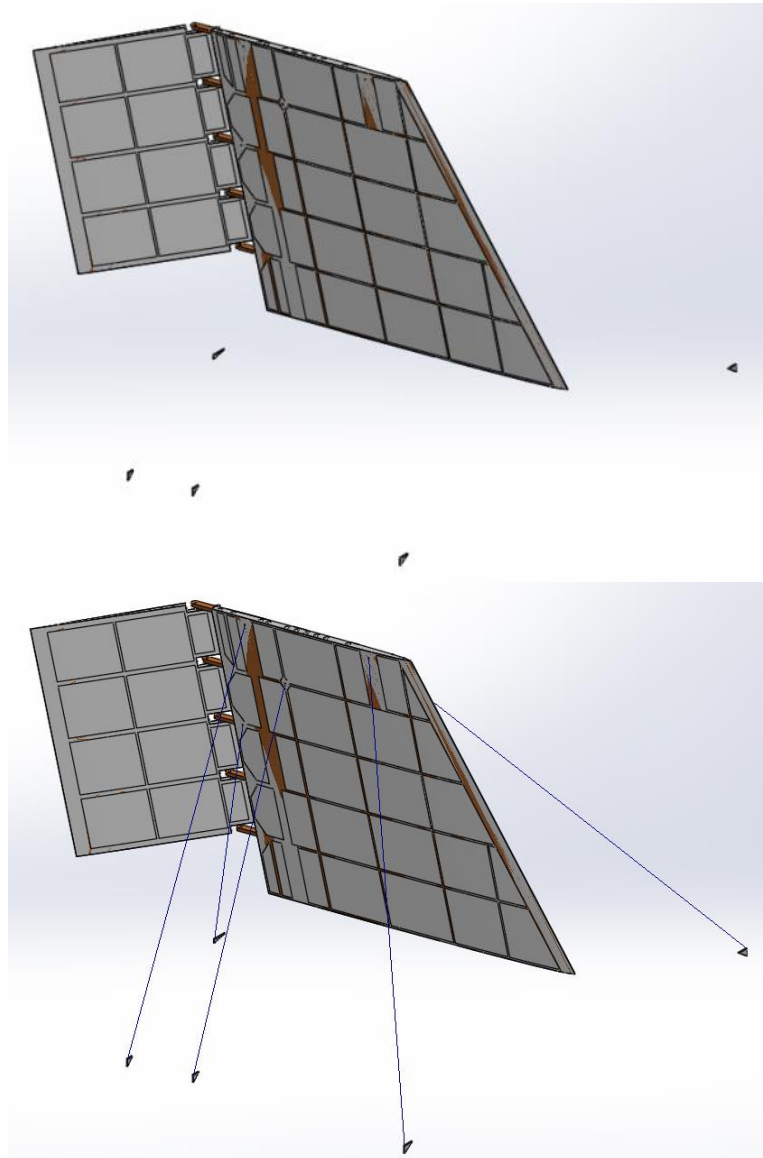


UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO
FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA
FICHA C8 - MÓDULO DE SIMULACIÓN
LUGAR: CIDFAE-Aeropuerto-Ambato
FECHA: 10 de Enero de 2015



ANÁLISIS ESTÁTICO

PLANO DE VUELO VERTICAL



Realizado por:	Pineda Silva Giovanni Vinicio
Revisado por:	Ing. Mg. Gonzalo López
Aprobado por:	Ing. Mg. Gonzalo López

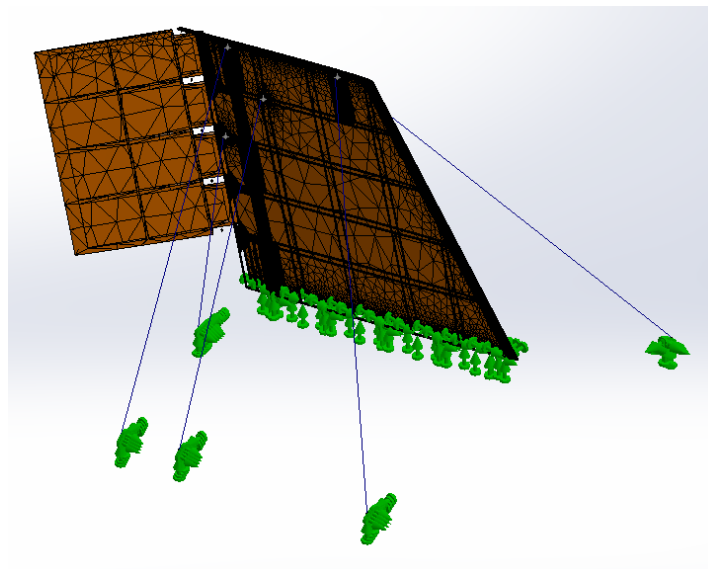
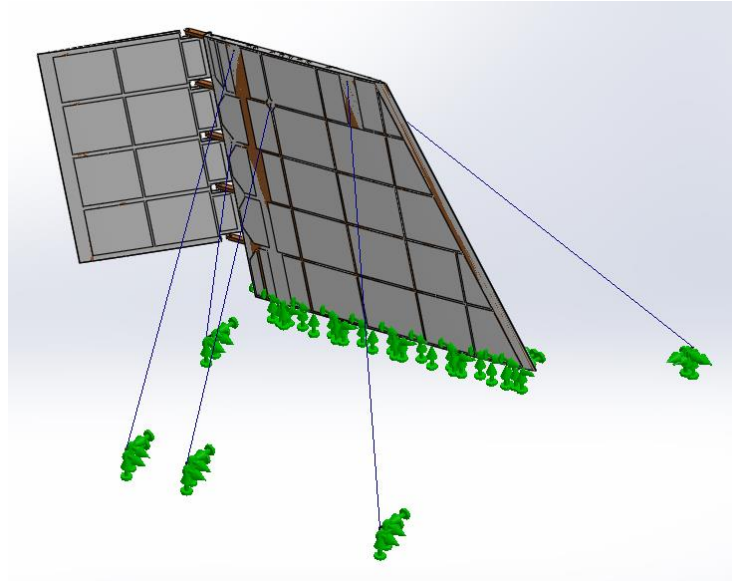


UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO
FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA
FICHA C9 - MÓDULO DE SIMULACIÓN
LUGAR: CIDFAE-Aeropuerto-Ambato
FECHA: 10 de Enero de 2015



ANÁLISIS ESTÁTICO

SUJECIONES - MALLADO PLANO DE VUELO VERTICAL



Realizado por:	Pineda Silva Giovanny Vinicio
Revisado por:	Ing. Mg. Gonzalo López
Aprobado por:	Ing. Mg. Gonzalo López

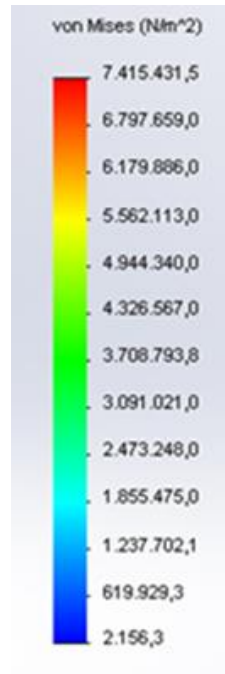
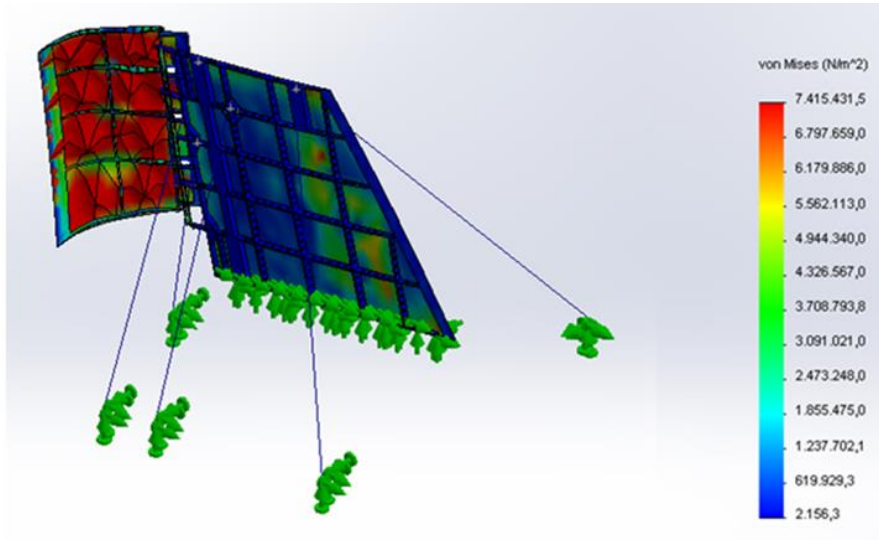


UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO
FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA
FICHA C10 - MÓDULO DE SIMULACIÓN
LUGAR: CIDFAE-Aeropuerto-Ambato
FECHA: 10 de Enero de 2015



ANÁLISIS ESTÁTICO

ESFUERZOS - PLANO DE VUELO VERTICAL



Realizado por:	Pineda Silva Giovanny Vinicio
Revisado por:	Ing. Mg. Gonzalo López
Aprobado por:	Ing. Mg. Gonzalo López

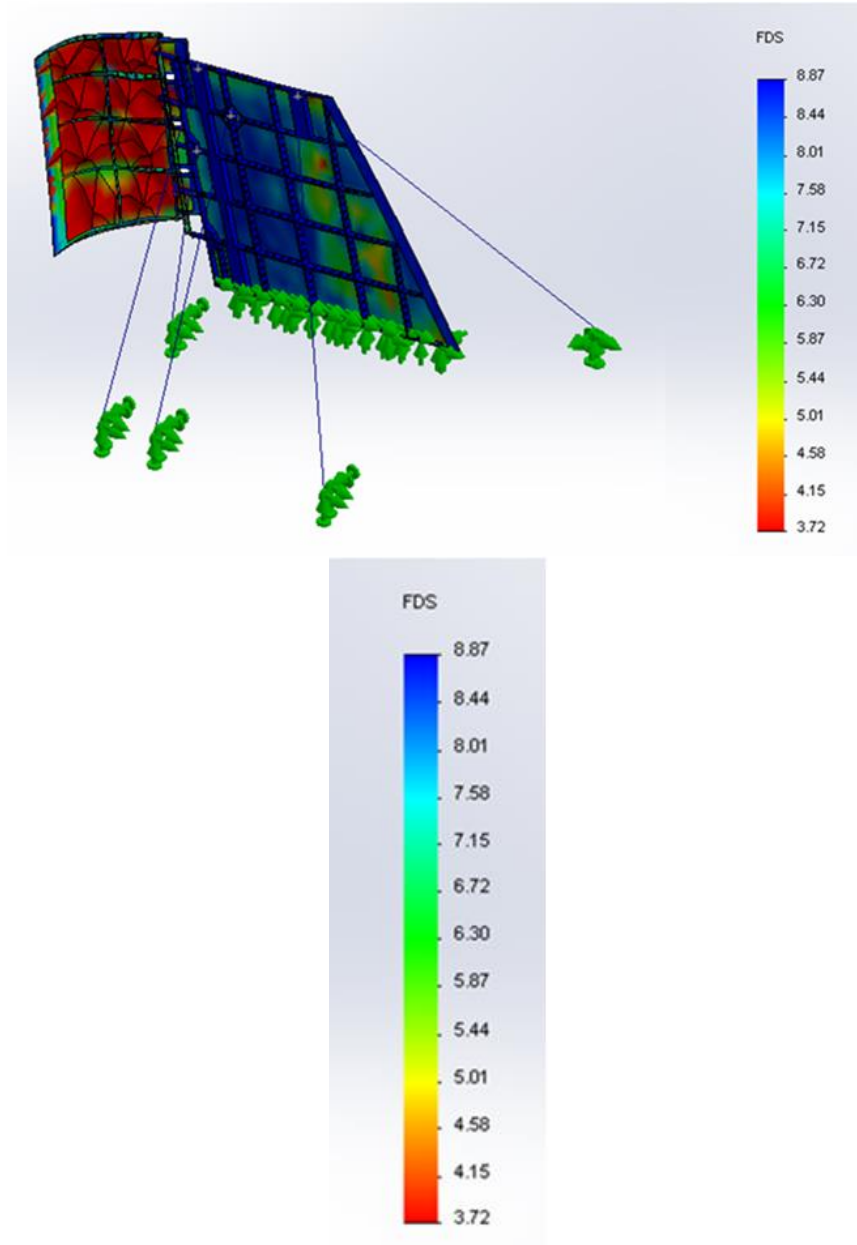


UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO
FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA
FICHA C11 - MÓDULO DE SIMULACIÓN
LUGAR: CIDFAE-Aeropuerto-Ambato
FECHA: 10 de Enero de 2015





ANÁLISIS ESTÁTICO

FACTOR DE SEGURIDAD - PLANO DE VUELO VERTICAL

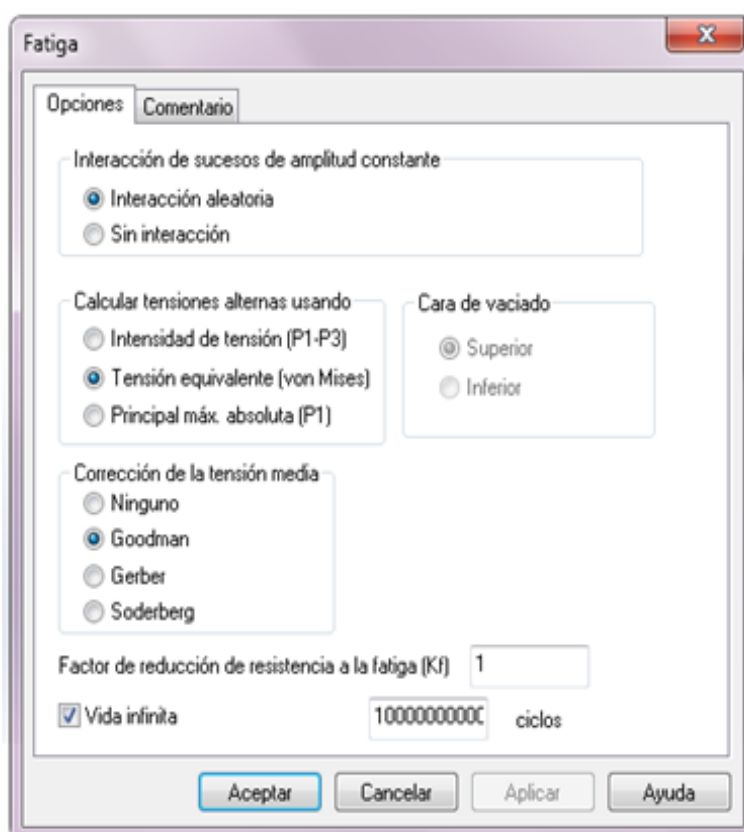


Realizado por:	Pineda Silva Giovanni Vinicio
Revisado por:	Ing. Mg. Gonzalo López
Aprobado por:	Ing. Mg. Gonzalo López

	UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO		
	FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA		
	FICHA C12 - MÓDULO DE SIMULACIÓN		
	LUGAR:	CIDFAE-Aeropuerto-Ambato	
	FECHA:	12 de Enero de 2015	

ANÁLISIS DE FATIGA

INGRESO DE DATOS



Realizado por:	Pineda Silva Giovanny Vinicio
Revisado por:	Ing. Mg. Gonzalo López
Aprobado por:	Ing. Mg. Gonzalo López



UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO
FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA
FICHA C13 - MÓDULO DE SIMULACIÓN
LUGAR: CIDFAE-Aeropuerto-Ambato
FECHA: 12 de Enero de 2015



ANÁLISIS DE FATIGA

RELACIÓN DE CARGA

Agregar suceso (Cons... ?)

✓ ✗ 📎

Carga

1000000

Relación de carga

0.132

Curvas de función

Biblioteca de curva: C:\Program Files\SolidWorks Corp\SolidWorks\Simulation\CwLang\spanish\lco

Información de curva

Nombre: Balsa wood C92200 (N.)
Forma: Definido por el usua
Factor de tensión: 0

Vista preliminar

Datos de curva

Unidades: N/A, N/m²

Punto	Ciclos	Tensión alterna
1	13000	1.85e+008
2	100000	1.47e+008
3	1000000	1.05e+008
4	10000000	80000000
5	1e+008	62000000
6	1.4e+008	60000000

Guardar Guardar como... Aceptar Cancelar Ayuda

Realizado por: Pineda Silva Giovanny Vinicio

Revisado por: Ing. Mg. Gonzalo López

Aprobado por: Ing. Mg. Gonzalo López

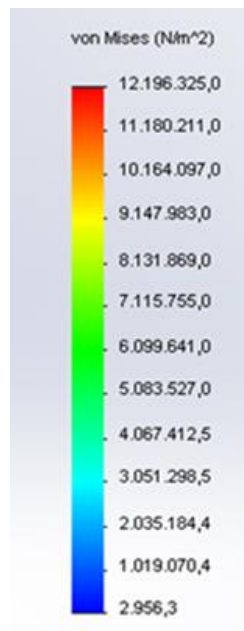
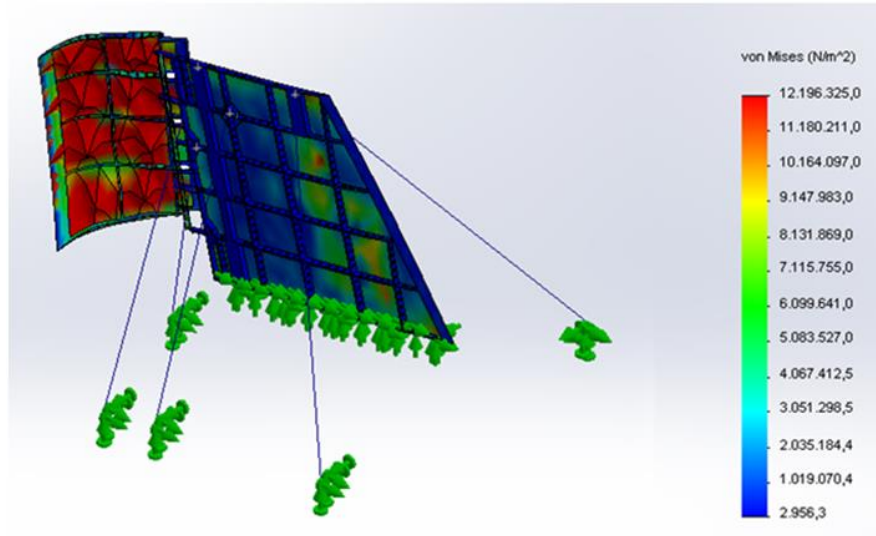


UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO
FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA
FICHA C14 - MÓDULO DE SIMULACIÓN
LUGAR: CIDFAE-Aeropuerto-Ambato
FECHA: 12 de Enero de 2015



ANÁLISIS DE FATIGA

ESFUERZOS - PLANO DE VUELO VERTICAL



Realizado por:	Pineda Silva Giovanny Vinicio
Revisado por:	Ing. Mg. Gonzalo López
Aprobado por:	Ing. Mg. Gonzalo López

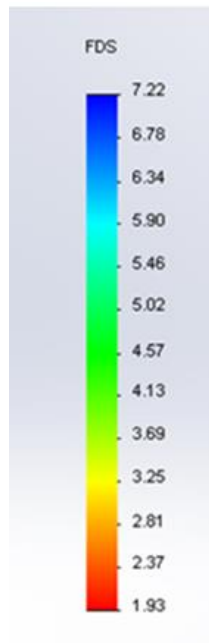
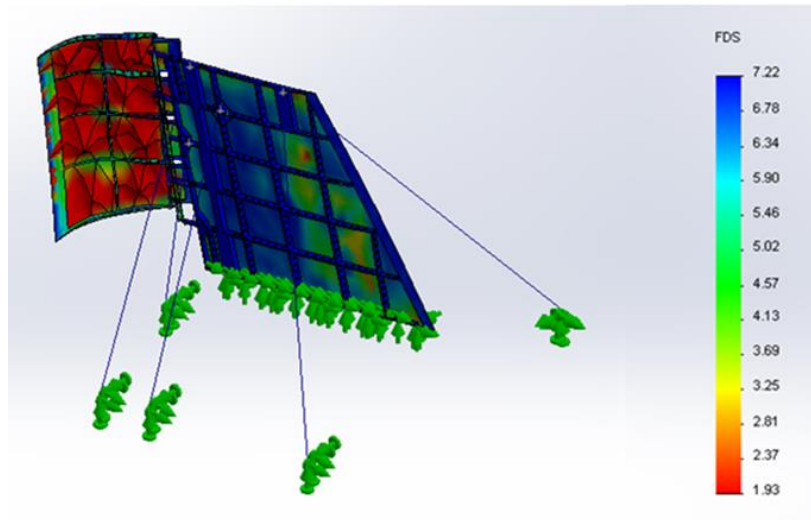


UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO
FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA
FICHA C15 - MÓDULO DE SIMULACIÓN
LUGAR: CIDFAE-Aeropuerto-Ambato
FECHA: 12 de Enero de 2015



ANÁLISIS DE FATIGA

FACTOR DE SEGURIDAD - PLANO DE VUELO VERTICAL



Realizado por:	Pineda Silva Giovanny Vinicio
Revisado por:	Ing. Mg. Gonzalo López
Aprobado por:	Ing. Mg. Gonzalo López

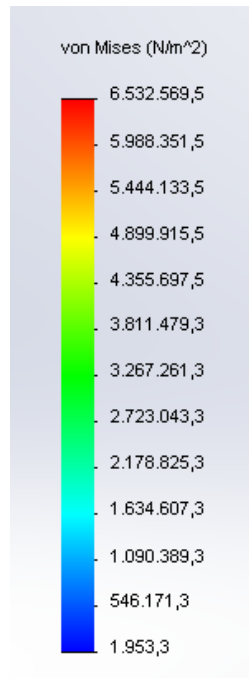
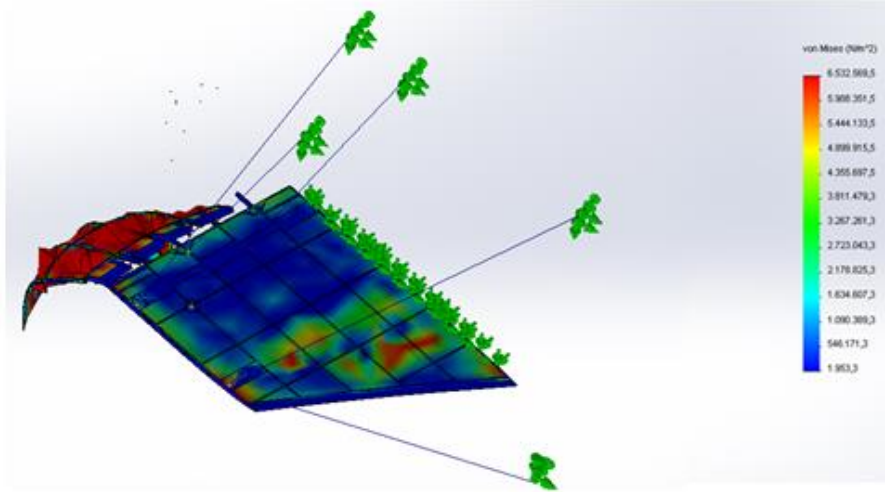


UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO
FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA
FICHA C16 - MÓDULO DE SIMULACIÓN
LUGAR: CIDFAE-Aeropuerto-Ambato
FECHA: 15 de Enero de 2015



ANÁLISIS ESTÁTICO

ESFUERZOS - PLANO DE VUELO HORIZONTAL



Realizado por:	Pineda Silva Giovanny Vinicio
Revisado por:	Ing. Mg. Gonzalo López
Aprobado por:	Ing. Mg. Gonzalo López

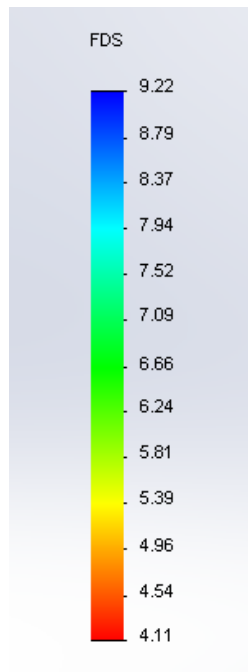
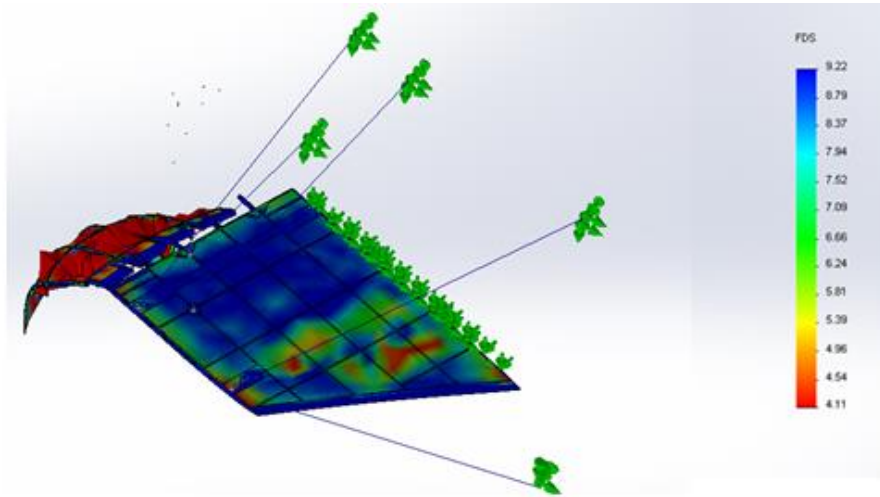


UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO
FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA
FICHA C17 - MÓDULO DE SIMULACIÓN
LUGAR: CIDFAE-Aeropuerto-Ambato
FECHA: 15 de Enero de 2015



ANÁLISIS ESTÁTICO

FACTOR DE SEGURIDAD - PLANO DE VUELO HORIZONTAL



Realizado por:	Pineda Silva Giovanny Vinicio
Revisado por:	Ing. Mg. Gonzalo López
Aprobado por:	Ing. Mg. Gonzalo López

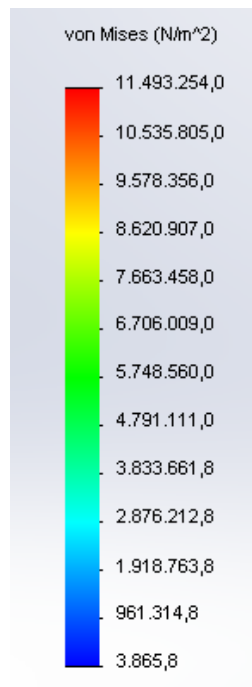
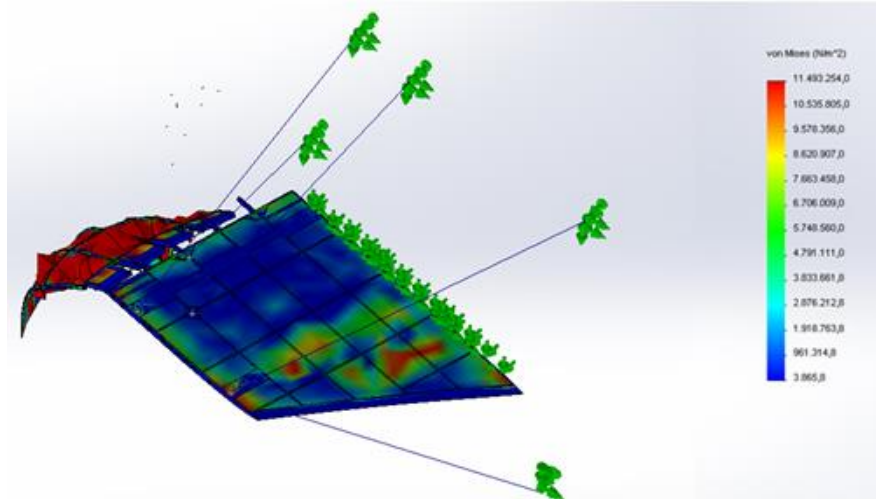


UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO
FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA
FICHA C18 - MÓDULO DE SIMULACIÓN
LUGAR: CIDFAE-Aeropuerto-Ambato
FECHA: 18 de Enero de 2015



ANÁLISIS DE FATIGA

ESFUERZOS - PLANO DE VUELO HORIZONTAL



Realizado por:	Pineda Silva Giovanni Vinicio
Revisado por:	Ing. Mg. Gonzalo López
Aprobado por:	Ing. Mg. Gonzalo López

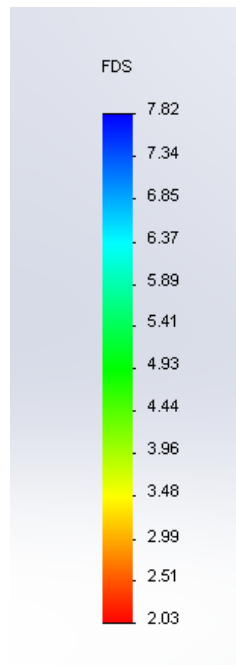
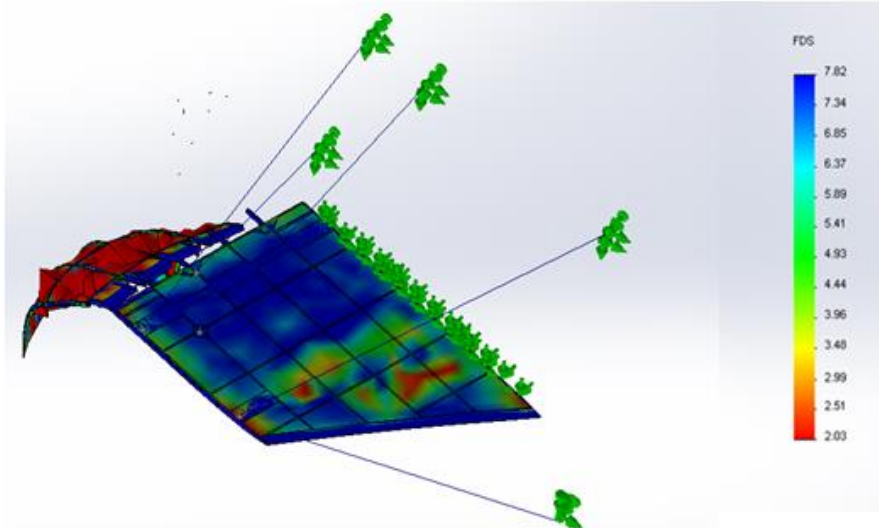


UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO
FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA
FICHA C19 - MÓDULO DE SIMULACIÓN
LUGAR: CIDFAE-Aeropuerto-Ambato
FECHA: 18 de Enero de 2015



ANÁLISIS DE FATIGA

FACTOR DE SEGURIDAD - PLANO DE VUELO HORIZONTAL



Realizado por:	Pineda Silva Giovanny Vinicio
Revisado por:	Ing. Mg. Gonzalo López
Aprobado por:	Ing. Mg. Gonzalo López

La tabla 6.12 muestra la comparación de las principales características del diseño anterior y el actual de los planos de vuelo.

Tabla 6.12 Características anteriores y características actuales

PLANO DE VUELO	COMPONENTE	FACT. SEG.		MASA (Kg)	
		ANT.	ACT.	ANT.	ACT.
VERTICAL	Parte Fija - Perforaciones	0,65	1,93	8,018	8,784
	Parte móvil	0,68	1,85		
	Elementos de unión	0,86	1,60		
HORIZONTAL	Parte Fija - Perforaciones	0,43	2,03	9,957	10,848
	Parte móvil	0,82	1,87		
	Elementos de unión	0,91	1,60		

(Fuente: Autor)

De acuerdo a los resultados mostrados en la tabla anterior, efectivamente se consiguió mejorar el comportamiento mecánico de los planos de vuelo, cuyo indicador principal es el factor de seguridad, que después de haber realizado el estudio de resistencia estática y de fatiga, presenta un margen de seguridad mínimo del 60%.

El nuevo diseño presenta un porcentaje de aumento de su masa, cuya magnitud está dada por la siguiente ecuación:

$$\% \text{ Aumento} = \frac{100(m_{act.} - m_{ant.})}{m_{ant.}}$$

Tabla 6.13 Porcentaje aumento de masa

PLANO DE VUELO	$m_{ant.}$ (Kg)	$m_{act.}$ (Kg)	% Aumento
VERTICAL	8,018	8,784	9,55
HORIZONTAL	9,957	10,848	8,94

(Fuente: Autor)

El porcentaje determinado del aumento de masa es aceptado, al no influir en forma relevante en el peso y balance de la aeronave.

6.8 Administración

Es importante considerar un análisis de costos, para cuantificar el recurso económico invertido y un presupuesto aproximado para la posterior ejecución del proyecto por parte del Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana.

6.8.1 Costos Directos

a) Costo de materiales

Tabla 6.14 Costo de materiales

No.	DESCRIPCIÓN	CANT.	UNIDAD	PRECIO UNIT. (USD)	SUBTOTAL (USD)
1	Madera de balsa	35	m ²	8,00	280,00
2	Monokote	60	m ²	14,50	870,00
3	Tubos de aluminio	2	---	12,00	24,00
4	Cuerdas	100	m	0,80	80,00
5	Rodamiento de agujas	20	---	3,50	70,00
TOTAL (USD)					1324,00

(Fuente: Autor)

6.8.2 Costos Indirectos

a) Costo de maquinaria y equipos

Tabla 6.15 Costo de maquinaria y equipos

No.	DESCRIPCIÓN	CANT.	UNIDAD	PRECIO UNIT. (USD)	SUBTOTAL (USD)
1	Maquinado	12	h	12,00	144,00
2	Cortes	3	h	8,00	24,00
3	Ensamblaje	20	h	8,00	160,00
4	Computador	1	---	150,00	150,00
TOTAL (USD)					478,00

(Fuente: Autor)

b) Costos varios

Tabla 6.16 Costos varios

No.	DESCRIPCIÓN	CANT.	UNIDAD	PRECIO UNIT. (USD)	SUBTOTAL (USD)
1	Ayudante	40	h	10,00	400,00
2	Transporte	30	viajes	2,50	75,00
3	Copias	900	---	0,03	27,00
4	Impresiones	800	---	0,15	120,00
6	Internet	40	h	0,80	32,00
7	Diseño	60	h	12,00	720,00
8	Anillados	3	---	2,50	7,50
9	Empastado	2	---	25,00	50,00
				TOTAL (USD)	1431,50

(Fuente: Autor)

6.8.3 Costo Total

Tabla 6.17 Costo total

DETALLE	COSTO
Costo de materiales	1324,00
Costos de maquinaria y equipos	478,00
Costos varios	1431,50
SUBTOTAL	3233,50
Imprevistos (10%)	323,35
TOTAL	3556,85

(Fuente: Autor)

6.9 Previsión de la Evaluación

La investigación desarrollada en el presente proyecto y su posterior ejecución permitirá reanudar la operatividad del dirigible 27T del CIDFAE, y por ende las misiones de monitoreo destinadas a esta aeronave, actividad que actualmente se encuentra paralizada.

Es recomendable realizar investigaciones relacionadas con el tema, así como investigaciones complementarias destinadas a mejorar la forma aerodinámica de los planos de vuelo, con la finalidad de facilitar el direccionamiento del flujo de aire.

BIBLIOGRAFÍA

Anderson, J. (2007). *Fundamentals of Aerodynamics*. (5ª Ed.). Boston. McGrawHill.

Barrero, R. & Meseguer, R. & Sanz, A. (2011). *Aerodinámica de Altas Velocidades*. (2ª Ed.). España. Garceta Grupo Editorial.

Bhatt, P. (1999). *Estructuras*. México. CECSA.

Brandt, Steven A. (2004). *Introduction to Aeronautics: A Design Perspective*. (2ª Ed.). AIAA Education Series.

Carmona, A. I. (2004). *Aerodinámica y Actuaciones del Avión*. España. Paraninfo. Ciencia e Ingeniería Neogranadina, Vol. 18-1, pp. 51-74. Bogotá, Junio de 2008. ISSN 0124-8170

Flores, D. (2006). *Diseño de Perfiles Aerodinámicos*. Tesis de Pregrado de Ingeniería Aeronáutica, Instituto Politécnico Nacional. Recuperado de <http://kimerius.com/app/download/5784800258/Dise%C3%B1o+de+perfiles+aerodin%C3%A1micos.pdf>

Fuentes, G. (2012). *Fundamentos de Aeronáutica*. México. Trillas.

Gallegos, S. (2010). *Análisis de Sólidos y Estructural mediante el método de elementos finitos*. México. Limusa.

Gómez, S. (2008). *Solidworks*. México. Alfaomega.

Laible, J. (1988). *Análisis Estructural*. México. Nueva Editorial Interamericana.

McCormac. (1994). *Análisis de Estructuras*. México. Alfaomega.

Oñate, A. E. (2004). *Las Aeronaves y sus Materiales*. España. Paraninfo.

Shigley. (2008). *Diseño en Ingeniería Mecánica*. México. McGrawHill.

Smith, W. (2006). *Fundamentos de la Ciencia e Ingeniería de Materiales*. (4^a Ed.). España. McGrawHill.

Stephen W. Tsai. & Antonio Miravete. (1988). *Diseño y Análisis de Materiales Compuestos*. Barcelona. Editorial Reverté.)

Tirupathi, R. & Ashok, D. (1999). *Introducción al estudio del elemento finito en Ingeniería*. (2^a Ed.). México. Prentice Hall S.A.

ANEXOS

ANEXO A

CUADRO COMPARATIVO DE PERFILES NACA

FAMILIA	VENTAJAS	DESVENTAJAS	APLICACIONES
Serie 4	<ol style="list-style-type: none"> 1. Buenas características de pérdida. 2. Pequeño movimiento del centro de presiones a lo largo del rango de gran velocidad. 	<ol style="list-style-type: none"> 1. Bajo coeficiente de sustentación. 2. Relativamente gran arrastre. 3. Elevado momento de cabeceo. 	<ol style="list-style-type: none"> 1. Aviación general. 2. Colas horizontales. 3. Jets supersónicos. 4. Palas de helicópteros. 5. Soportes. 6. Aletas de misiles y cohetes.
Serie 5	<ol style="list-style-type: none"> 1. Coeficiente de sustentación más alto. 2. Bajo momento de cabeceo. 3. La rugosidad tiene un pequeño efecto. 	<ol style="list-style-type: none"> 1. Pobre comportamiento de pérdida. 2. Relativamente alto arrastre. 	<ol style="list-style-type: none"> 1. Aviación general. 2. Aviones propulsados por motores de pistón. 3. Conmutadores.
Serie 16	<ol style="list-style-type: none"> 1. Evita los picos de baja presión. 2. Bajo arrastre a altas velocidades. 	<ol style="list-style-type: none"> 1. Relativamente baja sustentación. 	<ol style="list-style-type: none"> 1. Propelas de aeronaves. 2. Propelas de barcos.
Serie 6	<ol style="list-style-type: none"> 1. Coeficiente de sustentación alto. 2. Muy bajo arrastre sobre un pequeño rango de condiciones de operación. 3. Optimizado para altas velocidades con regiones amplias de flujo laminar. 	<ol style="list-style-type: none"> 1. Alto arrastre fuera del rango óptimo de las condiciones de operación. 2. Momento de cabeceo elevado. 3. Comportamiento pobre de pérdida. 4. Muy susceptible a la rugosidad. 	<ol style="list-style-type: none"> 1. Aviones propulsados por motores de pistón. 2. Jets supersónicos.
Serie 7	<ol style="list-style-type: none"> 1. Muy bajo arrastre sobre un pequeño rango de condiciones de operación. 2. Bajo momento de cabeceo. 		Poco usados.

(Fuente: Galindo, D. R. (2006). *Características Geométricas y Aerodinámicas de un perfil*. México. Tesis de Maestría en Ciencias en Ingeniería Mecánica.)

ANEXO B

VELOCIDAD DEL VIENTO EN FUNCIÓN DE LA ALTURA

VELOCIDAD DEL VIENTO - ALTURA					
h(m)	V(m/s)	h(m)	V(m/s)	h(m)	V(m/s)
2789	3,60	3210	7,57	3455	12,30
2810	3,67	3216	7,89	3462	12,48
2824	3,72	3222	8,20	3469	12,25
2834	3,75	3229	8,49	3475	12,60
2843	3,76	3237	8,78	3481	12,55
2852	3,75	3244	9,04	3487	12,60
2864	3,72	3251	9,30	3494	12,48
2875	3,66	3257	9,54	3500	12,66
2885	3,58	3262	9,76	3505	12,52
2897	3,48	3267	9,97	3510	12,82
2909	3,36	3271	10,17	3513	12,86
2922	3,22	3275	10,35	3516	13,05
2935	3,05	3279	10,52	3519	13,00
2948	3,20	3282	10,67	3522	13,12
2957	3,80	3287	10,81	3524	13,15
2964	3,70	3292	10,93	3527	13,23
2970	4,05	3298	11,04	3530	13,30
2977	4,02	3305	11,14	3533	13,36
2986	4,24	3313	11,23	3536	13,43
2996	4,28	3322	11,30	3540	13,49
3007	4,33	3331	11,36	3542	13,56
3017	4,42	3340	11,43	3544	13,62
3027	4,51	3347	11,49	3547	13,54
3040	4,36	3352	11,56	3551	13,48
3052	4,45	3357	11,62	3554	13,25
3063	4,52	3363	11,69	3558	13,12
3072	4,68	3371	11,75	3561	12,95
3082	4,48	3378	11,82	3565	12,76
3092	4,70	3386	11,88	3569	12,35
3104	4,95	3394	11,95	3573	12,17
3116	4,92	3402	12,01	3578	11,92
3130	5,06	3411	12,08	3583	11,67
3144	5,44	3419	12,14	3587	11,42
3159	5,82	3426	12,21	3591	11,17
3174	6,18	3432	12,27	3596	11,02
3188	6,54	3437	12,34	3601	10,85
3198	6,90	3442	12,40	3606	10,64
3204	7,24	3448	12,47	3612	10,24

(Fuente: Centro de Investigación y Desarrollo FAE)

VELOCIDAD DEL VIENTO - ALTURA (Cont.)					
h(m)	V(m/s)	h(m)	V(m/s)	h(m)	V(m/s)
3617	10,28	3877	8,95	4106	7,13
3623	10,34	3885	8,95	4111	7,07
3629	10,40	3892	8,95	4117	7,03
3636	10,47	3900	8,96	4122	7,00
3642	10,54	3908	8,98	4127	6,97
3649	10,61	3915	8,99	4132	6,96
3655	10,67	3922	9,00	4137	6,94
3662	10,71	3930	9,01	4143	6,94
3668	10,74	3937	9,01	4148	6,93
3674	10,76	3944	9,01	4154	6,93
3680	10,75	3951	9,00	4160	6,92
3686	10,72	3957	8,97	4165	6,92
3692	10,67	3963	8,95	4170	6,91
3697	10,61	3970	8,91	4176	6,91
3702	10,53	3976	8,87	4181	6,91
3708	10,43	3982	8,82	4186	6,91
3714	10,33	3988	8,77	4191	6,91
3720	10,22	3994	8,73	4196	6,92
3727	10,12	4000	8,68	4202	6,94
3734	10,02	4007	8,63	4207	6,96
3741	9,92	4013	8,57	4212	6,99
3748	9,84	4019	8,52	4218	7,03
3755	9,76	4024	8,46	4223	7,07
3763	9,68	4029	8,40	4228	7,11
3770	9,62	4034	8,33	4234	7,16
3778	9,56	4039	8,26	4240	7,21
3786	9,50	4045	8,18	4246	7,25
3793	9,44	4050	8,10	4251	7,29
3800	9,38	4056	8,01	4257	7,33
3807	9,32	4061	7,92	4262	7,36
3815	9,26	4067	7,82	4268	7,38
3822	9,21	4072	7,72	4274	7,39
3830	9,15	4077	7,63	4280	7,40
3838	9,10	4081	7,53	4285	7,39
3846	9,05	4086	7,43	4291	7,38
3855	9,01	4091	7,35	4297	7,36
3862	8,98	4096	7,26	4303	7,34
3870	8,96	4102	7,19	4309	7,31

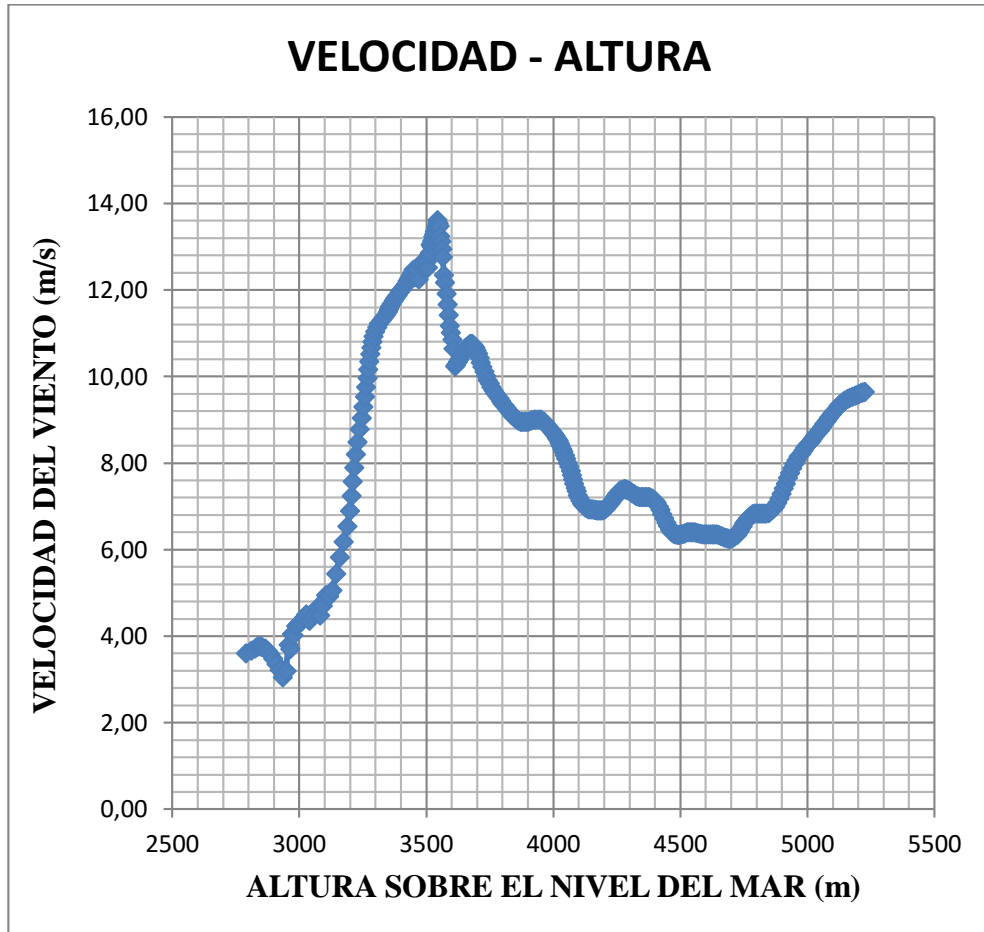
(Fuente: Centro de Investigación y Desarrollo FAE)

VELOCIDAD DEL VIENTO - ALTURA (Cont.)					
h(m)	V(m/s)	h(m)	V(m/s)	h(m)	V(m/s)
4315	7,29	4594	6,35	4906	7,41
4321	7,26	4602	6,36	4915	7,53
4327	7,24	4610	6,36	4923	7,66
4333	7,23	4618	6,36	4931	7,77
4339	7,22	4626	6,36	4939	7,88
4347	7,22	4633	6,36	4948	7,98
4354	7,22	4641	6,35	4956	8,07
4361	7,22	4649	6,34	4965	8,15
4367	7,22	4657	6,32	4974	8,22
4374	7,22	4664	6,30	4983	8,29
4381	7,20	4672	6,28	4990	8,35
4390	7,18	4680	6,27	4998	8,41
4399	7,13	4688	6,26	5006	8,46
4407	7,08	4696	6,25	5014	8,51
4414	7,00	4705	6,27	5022	8,57
4421	6,92	4713	6,30	5030	8,63
4428	6,82	4722	6,34	5039	8,70
4436	6,73	4729	6,40	5048	8,76
4444	6,63	4736	6,47	5056	8,83
4451	6,55	4743	6,54	5066	8,91
4458	6,47	4750	6,61	5076	8,98
4465	6,41	4758	6,68	5085	9,06
4473	6,37	4766	6,73	5095	9,13
4480	6,35	4774	6,78	5105	9,20
4488	6,34	4783	6,82	5115	9,26
4495	6,34	4792	6,84	5123	9,32
4502	6,35	4802	6,84	5131	9,37
4510	6,37	4812	6,84	5140	9,42
4517	6,38	4820	6,83	5148	9,45
4525	6,40	4828	6,83	5157	9,48
4532	6,41	4837	6,84	5167	9,51
4540	6,41	4846	6,85	5177	9,54
4547	6,41	4854	6,88	5186	9,56
4555	6,40	4863	6,93	5194	9,57
4562	6,39	4872	6,99	5202	9,60
4570	6,38	4880	7,08	5210	9,62
4579	6,37	4888	7,18	5217	9,64
4586	6,36	4897	7,29	5225	9,65

(Fuente: Centro de Investigación y Desarrollo FAE)

ANEXO C

GRÁFICA VELOCIDAD DEL VIENTO - ALTURA



(Fuente: Autor)

ANEXO D

FACTORES ATMOSFÉRICOS ISA

FACTORES ATMOSFÉRICOS ISA					
ALTITUD	TEMPERATURE	PRESSURE	DENSITY	SPEED OF SOUND	VISCOSITY
h (m)	T (K)	P (N/m ²)	ρ (Kg/m ³)	a (m/s)	μ (Kg/ms)
0	288,16	101325	1,22500	340,3	1,79E-05
500	284,91	95461	1,16730	338,4	1,77E-05
1000	281,66	89876	1,11170	336,4	1,76E-05
1500	278,41	84560	1,05810	334,5	1,74E-05
2000	275,16	79501	1,00660	332,5	1,73E-05
2500	271,92	74692	0,95696	330,6	1,71E-05
3000	268,67	70121	0,90926	328,6	1,69E-05
3500	265,42	65780	0,86341	326,6	1,68E-05
4000	262,18	61660	0,81935	324,6	1,66E-05
4500	258,93	57752	0,77704	322,6	1,65E-05
5000	255,69	54048	0,73643	320,5	1,63E-05
5500	252,44	50539	0,69747	318,5	1,61E-05
6000	249,20	47217	0,66011	316,5	1,76E-05
6500	245,95	44075	0,62431	314,4	1,60E-05
7000	242,71	41105	0,59002	312,3	1,58E-05
7500	239,47	38299	0,55719	310,2	1,56E-05
8000	236,23	35651	0,52578	308,1	1,54E-05
8500	232,98	33154	0,49575	306,0	1,53E-05
9000	229,74	30800	0,46706	303,9	1,51E-05
9500	226,50	28584	0,43966	301,7	1,49E-05
10000	223,26	26500	0,41351	299,6	1,48E-05
10500	220,02	25540	0,38857	297,4	1,46E-05
11000	216,78	22700	0,36480	295,2	1,44E-05
11500	216,66	20985	0,33743	295,1	1,42E-05
12000	216,66	19399	0,31194	295,1	1,42E-05
12500	216,66	17934	0,28837	295,1	1,42E-05
13000	216,66	16579	0,26659	295,1	1,42E-05
13500	216,66	15327	0,24646	295,1	1,42E-05

(Fuente: Brandt, Steven A. (2004). *Introduction to Aeronautics: A Design Perspective*. (2^a Ed.). AIAA Education Series.)

FACTORES ATMOSFÉRICOS ISA (Cont.)					
ALTITUD	TEMPERATURE	PRESSURE	DENSITY	SPEED OF SOUND	VISCOSITY
h (m)	T (K)	P (N/m ²)	ρ (Kg/m ³)	a (m/s)	μ (Kg/ms)
14000	216,66	14170	0,22785	295,1	1,42E-05
14500	216,66	13101	0,21065	295,1	1,42E-05
15000	216,66	12112	0,19475	295,1	1,42E-05
16000	216,66	10353	0,16647	295,1	1,42E-05
17000	216,66	8849,6	0,14230	295,1	1,42E-05
18000	216,66	7565,2	0,12165	295,1	1,42E-05
19000	216,66	6467,4	0,10399	295,1	1,42E-05
20000	216,66	5529,3	0,08891	295,1	1,42E-05
21000	216,66	4728,9	0,07572	295,1	1,42E-05
22000	216,66	4047,5	0,06451	295,1	1,42E-05
23000	216,66	3466,9	0,05558	295,1	1,42E-05
24000	216,66	2955,4	0,04752	295,1	1,42E-05
25000	216,66	2527,3	0,04064	295,1	1,42E-05
30000	231,24	1185,5	0,01786	295,1	1,49E-05

(Fuente: Brandt, Steven A. (2004). *Introduction to Aeronautics: A Design Perspective*. (2^a Ed.). AIAA Education Series.)

ANEXO E

PROPIEDADES MECÁNICAS NYLATRON NSM

Mechanical Properties	Metric	English	Comments
Hardness, Rockwell M	80	80	ASTM D785
Hardness, Rockwell R	110	110	ASTM D785
Hardness, Shore D	85	85	ASTM D2240
Tensile Strength	75.8 MPa	11000 psi	ASTM D638
Tensile Strength at 65°C (150°F)	41.4 MPa	6000 psi	ASTM D638
Elongation at Break	20 %	20 %	ASTM D638
Tensile Modulus	2.83 GPa	410 ksi	ASTM D638
Flexural Strength	110 MPa	16000 psi	ASTM D790
Flexural Modulus	3.28 GPa	475 ksi	ASTM D790
Compressive Strength	96.5 MPa	14000 psi	10% Def.; ASTM D695
Compressive Modulus	2.76 GPa	400 ksi	ASTM D695
Shear Strength	68.9 MPa	10000 psi	ASTM D732
Izod Impact, Notched	0.267 J/cm	0.500 ft-lb/in	ASTM D256 Type A
Coefficient of Friction, Dynamic	0.18	0.18	Dry vs. Steel; QTM55007
K (wear) Factor	24.2 x 10 ⁻⁸ mm ³ /N-M	12.0 x 10 ⁻¹⁰ in ³ -min/ft-lb-hr	QTM 55010
Limiting Pressure Velocity	0.525 MPa-m/sec	15000 psi-ft/min	4:1 safety factor; QTM 55007
Electrical Properties	Metric	English	Comments
Surface Resistivity per Square	>= 1.00e+13 ohm	>= 1.00e+13 ohm	EOS/ESD S11.11
Dielectric Strength	15.7 kV/mm	400 kV/in	Short Term; ASTM D149
Thermal Properties	Metric	English	Comments
CTE, linear	99.0 µm/m-°C @Temperature -40.0 - 149 °C	55.0 µin/in-°F @Temperature -40.0 - 300 °F	ASTM E831
Melting Point	216 °C	420 °F	Crystalline, Peak; ASTM D3418
Maximum Service Temperature, Air	93.3 °C	200 °F	Long Term
Deflection Temperature at 1.8 MPa (264 psi)	93.3 °C	200 °F	ASTM D648
Flammability, UL94	HB	HB	1/8 inch (Estimated Rating)

(Fuente: qepp.matweb.com/search/DataSheet.aspx?Bassnum=P1SM25&ckck=1)

ANEXO F

CLASIFICACIÓN DEL RULON

RULON
Rulon LR: Material autolubricado con características de baja deformación, recomendado para aplicaciones de fricción contra superficies duras. Químicamente inerte. Color rojo.
Rulon J: Materiales autolubricados, reforzado con cargas, con excelente resistencia en aplicaciones de fricción contra superficies blandas. Ideal para aplicaciones intermitentes. Color dorado.
Rulon 641: Material autolubricado, cumple normativa FDA, con excelente resistencia en aplicaciones de fricción contra la mayoría de superficies. Ideal para aplicaciones farmacéuticas y alimentarias. Color blanco.
Rulon W2: Material autolubricado, cumple la normativa DWGV, con excelente resistencia en aplicaciones de fricción contra la mayoría de superficies. Ideal para aplicaciones con agua fría potable. Color negro.
Rulon 123: Material autolubricado, cumple las normativas FDA, USDA, NSF, con características de baja deformación. Recomendado en aplicaciones de fricción contra superficies blandas. Excelentes propiedades de disipación térmica y electrostática. Temperatura máxima de trabajo de 300°C. Color negro.
Rulon 488: Material autolubricado, recomendado en aplicaciones de fricción contra superficies pintadas o delicadas. Resistencia química, anticorrosiva y antiabrasiva. Ideal para trabajo en compresores de hidrógeno y gas natural. Color azul turquesa.
Rulon 957: Material autolubricado, recomendado en aplicaciones de fricción contra porcelana y superficies metálicas tratadas. Buenas propiedades de absorción de vibraciones. Color gris.
Rulon XL: Material autolubricado con características de baja deformación, recomendado en aplicaciones de fricción contra aluminio. Recomendado para aplicaciones en vacío. Color naranja.
Rulon F: Material autolubricado con características de baja deformación. Excelentes propiedades antiabrasivas. Usado principalmente como superficie de fricción para casquillos. Color verde.
Rulon 142: Material autolubricado, reforzado con cargas, con características de baja deformación, estabilidad dimensional y excelente disipación térmica. Recomendado en aplicaciones de fricción uniforme. Excelentes propiedades mecánicas, soluciona problemas de alineación en casquillos centradores. Color azul.
Rulon 945: Material autolubricado con características de muy baja deformación. Recomendado en aplicaciones de fricción contra superficies duras. Resistencia química. Estabilidad dimensional. Color negro.
Rulon 1045: Material autolubricado, con características de alargamiento en aplicaciones de estanqueidad y sellado. Resistencia química y compatibilidad con la mayoría de los lubricantes comercializados.

(Fuente: www.plasticos-mecanizables.com/plasticos_rulon.html)

ANEXO G

FACTORES DE CONCENTRACIÓN DE ESFUERZOS

Table A-15

Charts of Theoretical Stress-Concentration Factors K_t

Figure A-15-1

Bar in tension or simple compression with a transverse hole. $\sigma_0 = F/A$, where $A = (w - d)t$ and t is the thickness.

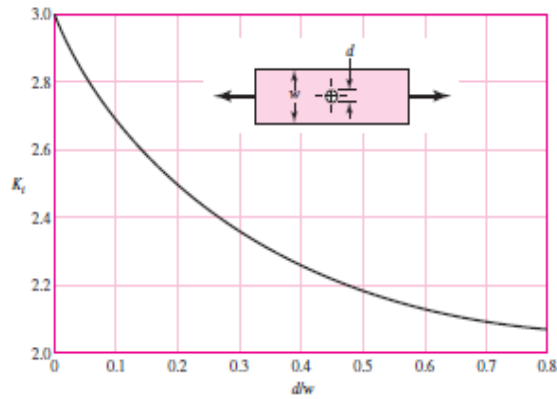


Figure A-15-2

Rectangular bar with a transverse hole in bending. $\sigma_0 = Mc/I$, where $I = (w - d)h^3/12$.

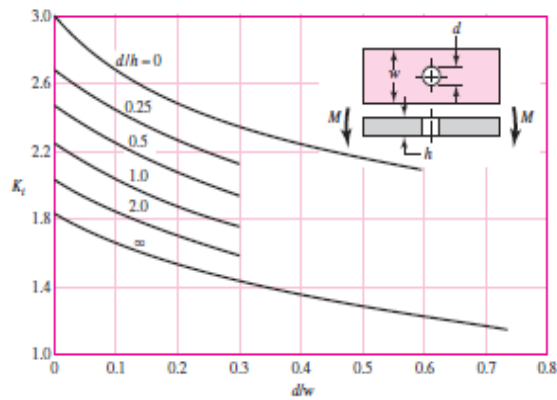
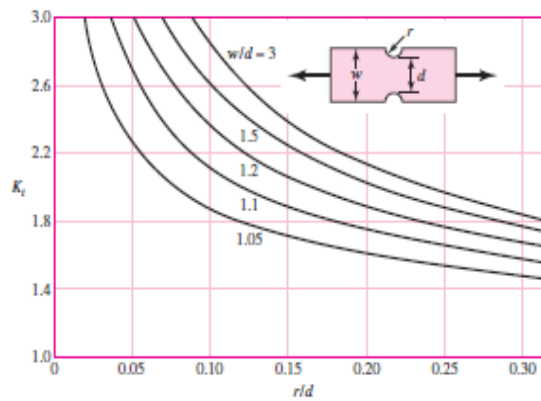


Figure A-15-3

Notched rectangular bar in tension or simple compression. $\sigma_0 = F/A$, where $A = dt$ and t is the thickness.

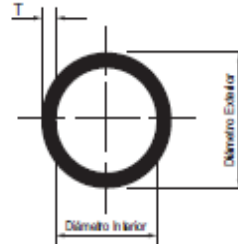


(Fuente: Shigley. (2008). *Diseño en Ingeniería Mecánica*. México. McGrawHill.)

ANEXO H

CATÁLOGO TUBOS REDONDOS

TUBOS REDONDOS

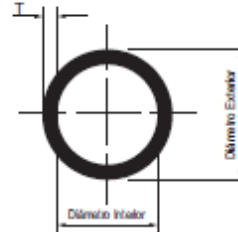


Aleación: 6063
Temple: T5
Largo Normal: 6.10 Mts.

MATRIZ	Dimensiones en Milímetros			Dimensiones en Pulgadas			PESO Kg./m.	PESO Kg./Pza.	FACTOR	D.C.C. mm.
	Diámetro Exterior	Diámetro Interior	Espesor Pared "T"	Diámetro Exterior	Diámetro Interior	Espesor Pared "T"				
N 2918	9,52	7,32	1,10	3/8	0,288	0,043	0,079	0,482	39	10
N 1131	9,52	6,52	1,50	3/8	0,257	0,059	0,103	0,628	28	10
N 1801	9,52	5,20	2,16	3/8	0,205	0,085	0,135	0,824	20	10
N 1906	12,00	9,00	1,50	0,472	0,354	0,059	0,134	0,817	29	12
N 1132	12,70	10,50	1,10	1/2	0,414	0,043	0,108	0,659	40	13
N 1133	12,70	10,10	1,30	1/2	0,398	0,051	0,126	0,769	33	13
N 1800	12,70	8,12	2,29	1/2	0,320	0,090	0,203	1,238	19	13
N 1134	15,88	13,27	1,30	5/8	0,522	0,051	0,161	0,982	33	16
N 1799	15,88	10,40	2,74	5/8	0,409	0,108	0,306	1,866	16	16
N 2956	16,50	12,50	2,00	0,650	0,492	0,079	0,247	1,507	22	17
N 2957	19,00	15,00	2,00	0,748	0,591	0,079	0,289	1,763	22	19
N 1135	19,05	16,45	1,30	3/4	0,648	0,051	0,196	1,196	33	19
N 1136	22,22	19,62	1,30	7/8	0,772	0,051	0,232	1,415	33	22
N 3443	22,22	18,22	2,00	7/8	0,717	0,079	0,344	2,098	22	22
N 1862	22,80	21,00	0,90	0,898	0,827	0,035	0,168	1,025	48	23
N 2958	23,00	19,00	2,00	0,905	0,748	0,079	0,358	2,184	22	23
N 3024	25,40	23,11	1,14	1	0,910	0,045	0,236	1,440	38	25
N 1137	25,40	23,20	1,10	1	0,914	0,043	0,228	1,391	40	25
N 2125	25,40	23,38	1,02	1	0,920	0,040	0,210	1,281	43	25
N 1786	25,40	22,60	1,40	1	0,890	0,055	0,286	1,745	31	25
N 1709	25,40	22,40	1,50	1	0,882	0,059	0,305	1,861	29	25
N 1138	25,40	22,26	1,57	1	0,876	0,062	0,319	1,946	28	25
N 3448	25,40	21,40	2,00	1	0,843	0,079	0,398	2,428	22	25
N 1891	25,40	18,50	3,45	1	0,728	0,136	0,645	3,935	12	25
N 2126	31,75	29,15	1,30	1 1/4	1,148	0,051	0,337	2,056	33	32
N 2717	31,75	28,75	1,50	1 1/4	1,132	0,059	0,386	2,355	29	32

(Fuente: www.extrudal.com/cat1.pdf)

**TUBOS REDONDOS
"CONTINUACIÓN"**



Aleación: 6063
Temple: T5
Largo Normal: 6.10 Mts.

MATRIZ	Dimensiones en Milímetros			Dimensiones en Pulgadas			PESO Kg./m.	PESO Kg./Pza.	FACTOR	D.C.C. mm.
	Diámetro Exterior	Diámetro Interior	Espesor Pared "T"	Diámetro Exterior	Diámetro Interior	Espesor Pared "T"				
N 1139	31,75	27,75	2,00	1 1/4	1,093	0,079	0,506	3,087	22	32
N 1140	38,10	35,50	1,30	1 1/2	1,398	0,051	0,407	2,483	33	39
N 1141	38,10	34,98	1,60	1 1/2	1,377	0,063	0,497	3,032	27	39
N 1142	38,10	34,10	2,00	1 1/2	1,343	0,079	0,615	3,752	22	39
N 3075	38,10	31,76	3,17	1 1/2	1,25	0,125	0,943	5,752	14	38
N 2006	42,00	38,86	1,57	1,654	1,53	0,062	0,540	3,294	28	42
N 1143	50,80	46,80	2,00	2	1,843	0,079	0,831	5,069	22	51
N 2086	50,80	43,80	3,50	2	1,724	0,138	1,409	8,595	12	51
N 2822	57,15	50,80	3,17	2 1/4	2	0,125	1,459	8,900	14	57
N 2005	60,00	56,44	1,78	2,362	2,222	0,070	0,882	5,380	24	60
N 1476	73,70	69,10	2,30	2,902	2,72	0,091	1,398	8,528	19	74
N 2853	76,00	70,00	3,00	2,992	2,756	0,118	1,865	11,377	14	76
N 2859	82,20	76,20	3,00	3,236	3	0,118	2,022	12,334	14	82
N 1845	82,20	76,20	3,00	3,236	3	0,118	2,022	12,334	14	82
N 1144	88,90	82,56	3,17	3 1/2	3,25	0,125	2,314	14,115	14	90
N 1068	101,60	95,26	3,17	4	3,75	0,125	2,655	16,195	14	102
N 2012	106,00	102,00	2,00	4,173	4,016	0,079	1,771	10,803	22	106
N 1145	114,30	107,96	3,17	4 1/2	4,25	0,125	2,999	18,294	14	114
N 2964	126,67	109,33	8,66	4,987	4,304	0,341	8,710	53,131	5	127
N 2854	156,00	150,00	3,00	6,142	5,905	0,118	3,908	23,839	14	156
N 2858	160,00	150,00	5,00	6,299	5,905	0,197	6,598	40,248	9	160

(Fuente: www.extrudal.com/cat1.pdf)

ANEXO I

PROPIEDADES MECÁNICAS ALUMINIO 6063

-6063- (ALUMINIO – MAGNESIO – SILICIO)

COMPOSICIÓN QUÍMICA

%	Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Cr	Zn	Ti	Otros elementos	Al
Mínimo	0,30	0,10			0,40		0,15	0,20	0,15	El resto
Máximo	0,60	0,30	0,10	0,30	0,60	0,05				

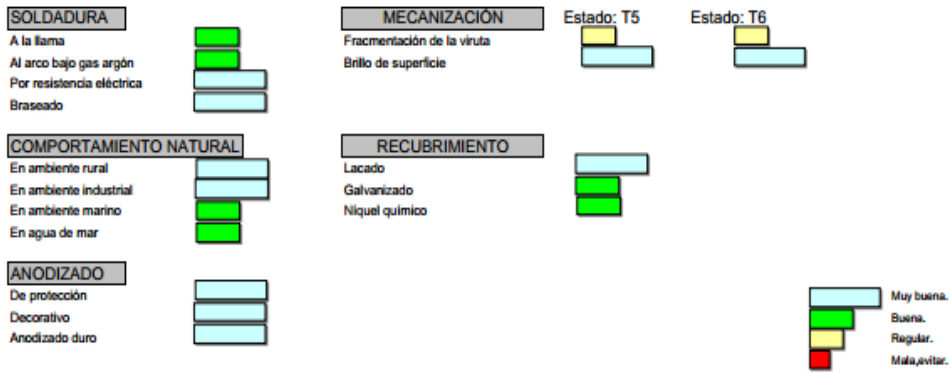
PROPIEDADES MECÁNICAS TÍPICAS (a temperatura ambiente de 20°C)

Estado	Características a la tracción						Dureza Brinell (HB)
	Carga de rotura Rm, N/mm ²	Limite elástico Rp 0,2, N/mm ²	Alargamiento A 5,65%	Limite a la fatiga N/mm ²	Resistencia a la cizalladura τ N/mm ²		
0	100	50	27	110	70	25	
T1	150	90	26	150	95	45	
T4	160	90	21	150	110	50	
T5	215	175	14	150	135	60	
T6	245	210	14	150	150	75	
T8	260	240			155	80	

PROPIEDADES FÍSICAS TÍPICAS (a temperatura ambiente de 20°C)

Módulo elástico N/mm ²	Peso específico g/cm ³	Intervalo de fusión °C	Coefficiente de dilatación lineal 1/10 ⁶ K	Conductividad térmica W/m K	Resistividad eléctrica a 20°C - $\mu\Omega$ cm	Conductividad eléctrica % IACS	Potencial de disolución V
69,500	2,70	615-655	23,5	T1-193 T5-209	T1-3,4 T5-3,1	T1-50,5 T5-55,5	-0,80

APTITUDES TECNOLÓGICAS



(Fuente: www.alacermas.com/img/galeria/files/aluminio/chapa_6063_aluminio.pdf)

ANEXO J

VALIDACIÓN CENTRO DE INVESTIGACIÓN Y DESARROLLO DE LA FAE



FUERZA AÉREA
CENTRO DE INVESTIGACIÓN Y DESARROLLO



Ambato, 26 de enero de 2015

Asunto: Inf. Trabajo Investigación

Ingeniero M.Sc.
Francisco Pazmiño

DECANO
FACULTAD DE INGENIERÍA CIVIL Y MECÁNICA
UNIVERSIDAD TÉCNICA DE AMBATO
Presente.

De mi consideración:

En calidad de tutor designado por parte del CIDFAE, certifico que el trabajo de investigación: "ANÁLISIS ESTRUCTURAL DE LOS PLANOS DE VUELO DEL DIRIGIBLE 27T DEL CENTRO DE INVESTIGACIÓN Y DESARROLLO DE LA FUERZA AÉREA ECUATORIANA PARA MEJORAR SU COMPORTAMIENTO MECÁNICO", desarrollado por el señor Pinada Silva Giovanni Vinicio con CI. 180406214-7, ha sido concluido de conformidad a los intereses de este Centro, recalcando la consecución de los objetivos que se mencionan a continuación:

- ✓ Analizar la estructura de los planos de vuelo del dirigible 27T del Centro de Investigación y Desarrollo de la Fuerza Aérea Ecuatoriana, por el método de elementos finitos para mejorar el comportamiento mecánico.
- ✓ Simular el comportamiento mecánico, mediante un análisis por elementos finitos.
- ✓ Obtener la presión máxima que actúa sobre los planos de vuelo.
- ✓ Determinar la magnitud de los esfuerzos combinados a los que están sometidos los planos de vuelo.
- ✓ Obtener el factor de seguridad de los planos de vuelo.

Atentamente,

DIOS, PATRIA Y LIBERTAD.


Ing. Miguel Baca.
Inte. Tec. Avc.



JEFE SECCIÓN PLANIFICACIÓN PRUEBAS DEL CIDFAE

Alfredo Coloma 04-303 e Ignacio Vela. Aeropuerto Chachoán. Sector Izamba
Telefax: 032854381
e-mail: cidfae@cidfae.gob.ec

ANEXO K

PLANOS