



# INSTITUTO POLITÉCNICO NACIONAL

ESCUELA SUPERIOR DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA

UNIDAD TICOMÁN

## ANÁLISIS ESTRUCTURAL DE LA ADAPTACIÓN DEL CONTENEDOR DE AGUA EXTERNO SIMPLEX S311 AL DISEÑO DEL NAUTI

### T É S I S

Para obtener el título de:  
Ingeniero en Aeronáutica

Presentan:

Adrián Enrique García Velázquez

Manuel Armando Lozano López

Asesores:

Dr. José Félix Vázquez Flores

Ing. Adelaido I. Matías Domínguez



México D.F., Mayo 2011

# INSTITUTO POLITÉCNICO NACIONAL

## ESCUELA SUPERIOR DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA

### UNIDAD TICOMÁN

QUE PARA OBTENER EL TÍTULO DE: INGENIERO EN AERONÁUTICA  
POR LA OPCIÓN DE TITULACIÓN: TESIS COLECTIVA  
DEBERÁN PRESENTAR: LOS.C C. PASANTES  
**GARCÍA VELÁZQUEZ ADRIAN ENRIQUE**  
**LOZANO LÓPEZ MANUEL ARMANDO**

### “ANÁLISIS ESTRUCTURAL DE LA ADAPTACIÓN DEL CONTENEDOR DE AGUA EXTERNO SIMPLEX S311 AL DISEÑO DEL NAUTI”

CAPÍTULO I  
CAPÍTULO II  
CAPÍTULO III  
CAPÍTULO IV  
CAPÍTULO V

INTRODUCCIÓN  
JUSTIFICACIÓN  
OBJETIVOS  
ALCANCE  
ANTECEDENTES  
UBICACIÓN DEL TANQUE Y POSICIONES LIMITE DEL CG  
DETERMINACIÓN DE CONDICIÓN DE VUELO Y CUADERNA CRÍTICA  
ANÁLISIS ESTRUCTURAL  
DISEÑO DE LA SUJECIÓN DEL TANQUE  
CONCLUSIONES  
RECOMENDACIONES  
ANEXOS  
BIBLIOGRAFÍA

México, DF., a 23 de Mayo de 2011.

**A S E S O R**

  
DR. JOSÉ FÉLIX VÁZQUEZ FLORES

  
ING. ADELAIDO MATÍAS DOMÍNGUEZ

Vo. Bo.

  
ING. MIGUEL ALVAREZ MONTAÑO  
DIRECTOR ESCUELA SUPERIOR DE  
INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA  
UNIDAD TICOMÁN  
DIRECCIÓN

## **Agradecimientos**

A dios, creador del universo.

A mis padres Magda y Jesús, por darme la vida y todo su amor.

A mis hermanos Hiram y Gabriel, por su apoyo y compañía.

A mis abuelos, tíos y primos, por que se que siempre puedo contar con ellos.

A mis amigos, por su amistad y lealtad.

A mis profesores, por guiarme en los senderos del conocimiento.

Y a todas aquellas personas, instituciones y circunstancias de la vida que me han ayudado en mi crecimiento personal.

A todos ellos, muchas gracias.

***Adrián Enrique García Velázquez.***

Agradezco en primer término a mis padres Jorge Alfredo Lozano Becerril y Genoveva López Flores, que desde el conocimiento de mi existencia supieron cuidarme, apoyarme y darme todo lo necesario para confrontar mi destino.

Estas líneas no son solo muestra de mi gratitud en este proyecto sino también por una vida de apoyo.

A mis hermanos Daniel y Jorge, que con su apoyo y consejos supieron alentarme a seguir con esta decisión.

A mi institución la ESIME, por brindarme la oportunidad de conocer este maravilloso mundo de conocimiento y permitirme aprender.

A mis profesores, que siempre supieron darme una guía y un consejo.

A mis amigos, por brindarme su compañía y amistad a lo largo de este largo camino y hacerlo ameno.

A todos ustedes y a las personas que no pude mencionar, gracias.

***Manuel Armando Lozano López.***

# Introducción

Los incendios forestales son un grave problema en todo el mundo, particularmente en nuestro país, en donde, contrario a lo que se cree, ha habido un importante crecimiento en los últimos años<sup>1</sup>. La solución de este problema es de sumo cuidado, ya que de nosotros depende la protección de las áreas verdes.

La adquisición de un equipo especializado en el combate de este fenómeno resulta ser de un costo elevado, considerando que su operación se ve limitada a la frecuencia con que este fenómeno aparece, dando como resultado que estos equipos permanezcan inactivos durante largos periodos de tiempo.

El interés de este trabajo se orienta al apoyo labores de extinción de incendios forestales proponiendo la modificación de una aeronave, con el fin de hacer una inversión económica menor que si se compra un avión diseñado para este fin. Dicha modificación está encaminada a ampliar la funcionalidad de la aeronave y mantener la tarea para la cual fue diseñada.

La modificación consiste en la adaptación de un tanque externo en la parte inferior del avión, el cual es de fácil instalación a través de sus ocho puntos de sujeción. Para asegurar el óptimo desempeño de dicha aeronave bajo esta configuración propuesta, es necesario llevar a cabo el análisis estructural de la misma, el cual indicará si se requiere alguna modificación.

En el primer capítulo se presentan las características principales de la aeronave NAUTI, así como del tanque Simplex S311; fundamentales para el desarrollo del presente trabajo.

El desarrollo del capítulo II está encaminado a mostrar que la carga de paga del diseño original de la aeronave está por encima del peso máximo del tanque. Dicho peso es obtenido a raíz de la exclusión de aquellos accesorios que no son indispensables para esta configuración. Además, se establecerá la localización del tanque en el avión que permitan mantener los límites de centro de gravedad del NAUTI.

---

<sup>1</sup> CONAFOR

El capítulo III está orientado a determinar la sección crítica obtenida del análisis estructural del fuselaje, con ayuda de los diagramas de fuerza cortante y momento flector en cada condición de vuelo del mismo. Los cuales son obtenidos a partir de las cargas a las que está sometido el fuselaje.

En el capítulo IV se trabaja el análisis estructural de los tres elementos que componen la estructura del fuselaje (languero, piel y cuaderna), comprobando si son capaces de resistir los esfuerzos máximos a los que están sometidos o es necesario un cambio en sus características.

En el último capítulo se propone el diseño de los herrajes de sujeción que servirán como unión entre el tanque y el fuselaje.

## Justificación

Un incendio forestal es la propagación libre y no programada del fuego sobre la vegetación en los bosques, selvas y zonas áridas y semiáridas, el cual es un fenómeno que tiene la capacidad de alterar el ciclo vital de los ecosistemas y de no detener su avance este puede provocar<sup>2</sup>:

- Destrucción del hábitat de la fauna silvestre. Muchas veces el fuego rompe con el equilibrio de las cadenas alimenticias y genera desorden en las poblaciones animales.
- Exposición del suelo a la erosión por viento y lluvia como consecuencia de la devastación de la cobertura vegetal. Al no haber vegetación, el agua de lluvia no es retenida, lo que evita su filtración al subsuelo y la formación de los mantos freáticos (agua subterránea).
- Al quemarse la vegetación se eliminan las plantas que generan oxígeno y afectan el clima del lugar.
- La exposición a temperaturas mayores a los 70°C en un lapso mayor de 10 minutos es capaz de eliminar a los hongos del suelo, así como a los protozoarios y algunas bacterias, que son los encargados desintegrar los materiales orgánicos.
- El producto de la combustión de la vegetación genera humos que contienen carbono y otros elementos nocivos al medio ambiente, lo que incrementa el efecto invernadero en la atmósfera terrestre.
- Destrucción de volúmenes de madera con el consecuente impacto en la economía de los propietarios.

Debido a lo anterior se han creado instancias que se encargan de la prevención, detección y combate de incendios forestales, las cuales destinan millones de pesos cada año para éstos fines, donde podemos destacar la adquisición de artefactos de localización y combate aéreo de incendios; siendo los helicópteros una de las opciones más comunes, mismos que resultan de un costo considerablemente alto tanto en adquisición como en operación. En México esto representa un grave problema debido al bajo presupuesto que es asignado a las dependencias encargadas del combate de incendios forestales, además de que es muy difícil prevenir su aparición, por ello se propone la modificación de una

---

<sup>2</sup> [www.semarnat.gob.mx](http://www.semarnat.gob.mx)

aeronave mediante la adición de un tanque de agua, que le permita ser usada como herramienta para la extinción de incendios, solución que resultará de bajo costo debido a que se busca que la aeronave no pierda su propósito original por la instalación y remoción del tanque.

Primeramente se llevó a cabo un análisis de aeronaves que se utilizan para este fin, buscando las características fundamentales que debería tener la aeronave para éste propósito, encontrando como principales propiedades las siguientes:

- Tipo utilitaria.
- Capacidad de transportar más de 10,000 N de carga útil.
- De baja velocidad.

Se encontró que el proyecto NAUTI (Nacional Utilitario), aunque nunca se construyó, cumple con muchas de las características mencionadas. Además de que se tiene información sobre el diseño, lo cual aventaja a cualquier aeronave existente, por lo que será adecuado para poder adaptar el tanque Simplex S311.

# Objetivos

## Objetivo general

Adaptar al diseño del avión NAUTI un contenedor de agua externo con el objeto de ampliar su funcionalidad en apoyo al combate de incendios forestales.

## Objetivos particulares

- Presentar las características generales del NAUTI, así como del tanque de agua seleccionado.
- Analizar la ubicación del tanque respetando los límites de C.G.
- Determinar la condición de vuelo y sección de fuselaje crítica.
- Establecer la estructura requerida que soporte las nuevas condiciones de carga del fuselaje, por medio de un análisis estático.
- Diseñar los herrajes de sujeción del tanque.

# Alcance

El desarrollo de este trabajo consiste en determinar la fiabilidad de la estructura del fuselaje del NAUTI para la adaptación del tanque externo Simplex S311, por medio del análisis estático de cada uno de los elementos estructurales que lo componen. Proponiendo modificaciones en caso de ser necesario, así como la realización del diseño preliminar de los herrajes de que sujeten al tanque externo.



## Lista de tablas

<b>Tabla</b>	<b>Descripción</b>	<b>Página</b>
1.1.1	Aviones cisterna.....	1
1.1.2	Helicópteros.....	1
1.1.3	Aviones utilitarios.....	4
1.2.1	Característica cualitativa.....	6
1.2.2	Características geométricas.....	6
1.2.3	Desempeño.....	7
1.2.4	Envolvente de vuelo.....	17
1.2.5	Características aerodinámicas del ala.....	18
1.2.6	Especificaciones del tanque.....	21
2.1	Límite delantero del conjunto fuselaje.....	24
2.2	Límite Trasero del conjunto fuselaje.....	25
2.3	Distribución de pesos del conjunto fuselaje en vacío.....	26
2.4	Pesos y CG de los grupos del avión.....	32
3.1.1	Datos de referencia para el cálculo respecto al CG delantero.....	37
3.1.2	Datos de referencia para el cálculo respecto al CG trasero.....	37
3.1.3	Carga de equilibrio para límite delantero del CG.....	38
3.1.4	Carga de equilibrio para límite trasero del CG.....	40
3.2.1	Fuerzas en el fuselaje por condición de vuelo para el límite del CG delantero.....	41
3.2.2	Fuerzas en el fuselaje por condición de vuelo para le límite del CG trasero.....	42
3.2.3	Reacciones en el empotre del ala para límite de CG trasero.....	43
3.2.4	Reacciones en el empotre del ala para límite de CG delantero.....	43
3.3.1	Distribución del peso de la estructura del fuselaje.....	43
3.3.2	Incremento de peso de fuselaje para límite trasero de CG.....	47
3.3.3	Incremento de peso de fuselaje para límite delantero de CG.....	49
3.4.1	Fuerza cortante (condición A) $CG_T$ .....	50
3.4.2	Fuerza cortante (condición A) $CG_D$ .....	54
3.5.1	Momentos flectores (condición A).....	57
4.1.1	Momento de área en sección crítica.....	60
4.1.2	Esfuerzo y carga aplicada en cada larguero.....	61
4.2.1	Propiedades del material Alclad 2024-T4.....	63
4.2.2	Carga crítica para inestabilidad primaria.....	67
4.2.3	Esfuerzo crítico por pandeo local.....	69
4.3.1	Flujo de corte por flexión.....	74
4.3.2	Tableros rectos equivalentes.....	76
4.3.3	Momento generado por flujo de corte.....	76
4.3.4	Flujo de corte total y esfuerzo cortante.....	78
4.7.1	Margen de seguridad de esfuerzos combinado de corte y compresión, para distintos espesores de piel para tablero 13-14 (crítico por corte)....	85
4.7.2	Margen de seguridad de esfuerzos combinado de corte y compresión, para distintos espesores de piel para tablero 25-26 (crítico por axial)....	86
4.7.3	Margen de seguridad de esfuerzos combinado de corte y compresión, para distintos espesores de piel para tablero 8-9.....	86
4.7.4	Margen de seguridad de esfuerzos combinado de corte y compresión, para distintos espesores de piel para tablero 20-21.....	87

4.8.1	Esfuerzos y cargas aplicadas en sección reforzada.....	91
4.8.2	Flujo de corte en sección reforzada de fuselaje.....	93
4.8.3	Carga crítica para inestabilidad primaria para larguero en Z.....	95
4.8.4	Esfuerzo crítico por pandeo local.....	97
4.8.5	Margen de seguridad de esfuerzos para sección crítica por corte (Tablero 13.5-14).....	100
4.8.6	Margen de seguridad de sección lateral crítica por esfuerzo normal (Tablero 25-25.5).....	101
4.8.7	Margen de seguridad de sección superior crítica (Tablero 8.5-9).....	101
4.8.8	Margen de seguridad para sección inferior crítica (Tablero 20-20.5).....	101
4.9.1	Distribución de pieles en sección lateral por corte máximo.....	102
4.9.2	Distribución de pieles en sección lateral por esfuerzo normal máximo...	103
4.9.3	Distribución de pieles en sección superior.....	103
4.9.4	Distribución de pieles en sección inferior.....	104
4.11.1	Cargas en las cuadernas principales.....	107
4.11.2	Características de los análisis de las cuadernas principales.....	108
4.11.3	Resumen de resultados.....	111
4.11.4	Resultado de los análisis de las cuadernas principales.....	117
5.1	Fuerzas actuantes en cada sujeción.....	129
5.2	Determinación de diámetros de barrenos para sujeciones.....	130
5.3	Características de los análisis de las sujeciones.....	130
5.4	Esfuerzo de Von-Mises máximo en cada sujeción por cada maniobra....	131
5.5	Características de la malla para cada sujeción.....	136
5.6	Fuerza actuante en cada sujeción reforzada.....	136
5.7	Carga en las cuadernas principales con la nueva distribución de herrajes.....	146
5.8	Resultado de los análisis de las cuadernas principales con la nueva distribución de herrajes.....	146

## Lista de figuras

Figura	Descripción	Página
1.1	Maqueta del NAUTI.....	5
1.2	Vista superior del ala.....	7
1.3	Vista frontal del ala.....	7
1.4	Vista lateral del ala.....	8
1.5	Ubicación del ala en el avión.....	8
1.6	Estructura del ala.....	8
1.7	Vista superior del fuselaje.....	9
1.8	Vista frontal del fuselaje.....	9
1.9	Vista lateral del fuselaje.....	10
1.10	Conjunto larguero cuaderna.....	10
1.11	Cuaderna.....	11
1.12	Sección transversal de la cuaderna.....	11
1.13	Distribución de cuadernas en el fuselaje.....	12
1.14	Larguero del fuselaje.....	12
1.15	Sección transversal del larguero.....	12
1.16	Distribución de largueros en el fuselaje.....	13
1.17	Vista superior del empenaje horizontal.....	13
1.18	Vista lateral del empenaje horizontal.....	14
1.19	Vista superior del empenaje vertical.....	14
1.20	Vista lateral del empenaje vertical.....	14
1.21	Ubicación de los empenajes en el fuselaje.....	15
1.22	Vista lateral del tren de aterrizaje.....	15
1.23	Vista frontal del tren de aterrizaje.....	15
1.24	Motor Pratt & Whitney PT6A-27.....	16
1.25	Vista superior de la planta motriz.....	16
1.26	Vista lateral de la planta motriz.....	16
1.27	Plano general del NAUTI.....	17
1.28	Envolvente de vuelo.....	18
1.29	Curva del levantamiento del ala.....	19
1.30	Curva de resistencia al avance del ala.....	19
1.31	Polar del ala.....	20
1.32	Curvas características del ala.....	20
1.33	Tanque Simplex S311.....	21
1.34	Plano general del tanque Simplex S311.....	22
2.1	Convención de signos para distancias de referencia.....	23
2.2	Límite delantero y trasero de CG del conjunto fuselaje.....	26
2.3	Metodología para la ubicación del tanque.....	28
2.4	Posición del tanque en el fuselaje.....	31
2.5	Límites del CG del conjunto fuselaje.....	32
2.6	Límites del CG del avión.....	34
3.1	Cargas aplicadas en el avión.....	36
3.2	Distancias y factores de carga para el cálculo de cargas de equilibrio en el avión.....	36
3.3	Simplificación de fuerzas para cálculo de reacciones en el empotre del ala.....	41

3.4	Cargas muertas en el fuselaje.....	44
3.5	Idealización de cargas muertas en la cuaderna.....	45
3.6	Diagrama de fuerza cortante en velocidad de ascenso (condición A).....	51
3.7	Diagrama de fuerza cortante en velocidad crucero (condición C).....	52
3.8	Diagrama de fuerza cortante en velocidad de picada (condición D).....	52
3.9	Diagrama de fuerza cortante en velocidad de picada (condición E).....	52
3.10	Diagrama de fuerza cortante en velocidad crucero (condición F).....	53
3.11	Diagrama de fuerza cortante en velocidad de picada (condición G).....	53
3.12	Diagrama de fuerza cortante en velocidad de ascenso (condición A).....	55
3.13	Diagrama de fuerza cortante en velocidad crucero (condición C).....	55
3.14	Diagrama de fuerza cortante en velocidad de picada (condición D).....	55
3.15	Diagrama de fuerza cortante en velocidad de picada (condición E).....	56
3.16	Diagrama de fuerza cortante en velocidad crucero (condición F).....	56
3.17	Diagrama de fuerza cortante en velocidad de picada (condición G).....	56
3.18	Diagrama de fuerza cortante y momento flector en la condición crítica de vuelo (condición A límite trasero CG).....	58
4.1	Sección crítica de fuselaje.....	59
4.2	Sección transversal de larguero.....	63
4.3	Pandeo de columna.....	64
4.4	Esfuerzo crítico contra relación de esbeltez.....	66
4.5	Pandeo local del larguero.....	68
4.6	Esfuerzos críticos de inestabilidad primaria y secundaria.....	69
4.7	Tablero piel-larguero a compresión.....	70
4.8	Distribución de esfuerzos de la piel entre largueros.....	70
4.9	Ancho efectivo para una sección de sombrero.....	71
4.10	Columna equivalente.....	72
4.11	Flujo de corte en sección cerrada de fuselaje.....	75
4.12	Elemento recto equivalente.....	76
4.13	Flujo de corte total en la sección crítica.....	79
4.14	Geometría del tablero recto.....	79
4.15	Geometría del tablero curvo crítico.....	81
4.16	Metodología para propuesta de refuerzo.....	84
4.17	Geometría de tablero curvo en la sección inferior de la cuaderna.....	87
4.18	Posición de largueros de refuerzos.....	89
4.19	Geometría de la sección en Z para largueros de refuerzo.....	90
4.20	Sección reforzada de fuselaje.....	90
4.21	Dimensiones del larguero en Z.....	94
4.22	Ancho efectivo para la sección en Z.....	97
4.23	Columna equivalente.....	98
4.24	Restricciones y cargas en la cuaderna 14.....	109
4.25	Restricciones y cargas en las cuadernas 13 y 17.....	109
4.26	Distribución de esfuerzos de Von Mises en la cuaderna 14.....	110
4.27	Margen de seguridad de la cuaderna 14.....	110
4.28	Sección transversal de las cuadernas 13 y 14.....	112
4.29	Distribución de esfuerzos de Von Mises en la cuaderna 14 modificada.....	112
4.30	Margen de seguridad de la cuaderna 14 modificada.....	113
4.31	Distribución de esfuerzos de Von Mises en la cuaderna 13 modificada.....	113
4.32	Margen de seguridad de la cuaderna 13 modificada.....	114
4.33	Sección transversal de la cuaderna 15.....	114
4.34	Distribución de esfuerzos de Von Mises en la cuaderna 15 modificada.....	115
4.35	Margen de seguridad de la cuaderna 15 modificada.....	115

4.36	Sección transversal de la cuaderna 17.....	116
4.37	Distribución de esfuerzos de Von Mises en la cuaderna 17 modificada.....	116
4.38	Margen de seguridad de la cuaderna 17 modificada.....	117
5.1	Ubicación del tanque en el fuselaje.....	118
5.2	Sujeciones delanteras del tanque.....	119
5.3	Sujeciones traseras del tanque.....	119
5.4	Planos generales de las sujeciones laterales delanteras.....	120
5.5	Planos generales de las sujeciones laterales traseras.....	120
5.6	Planos generales de las sujeciones inferiores delanteras.....	121
5.7	Planos generales de las sujeciones inferiores traseras.....	121
5.8	Fuerzas en el tanque durante el despegue.....	122
5.9	Maniobra de ascenso inicial.....	124
5.10	Fuerzas en el tanque durante el ascenso inicial.....	124
5.11	Fuerzas en el tanque durante un viraje (plano XY).....	127
5.12	Fuerzas en el tanque durante un viraje (plano YZ).....	127
5.13	Cargas y restricciones en la sujeción lateral delantera.....	131
5.14	Distribución de esfuerzos de Von Mises en la sujeción inferior trasera..	132
5.15	Distribución de sujeciones del tanque en el fuselaje.....	133
5.16	Planos generales de las sujeciones inferiores delanteras reforzadas.....	134
5.17	Planos generales de las sujeciones inferiores traseras reforzadas.....	134
5.18	Planos generales de las sujeciones laterales delanteras reforzadas.....	135
5.19	Planos generales de las sujeciones laterales traseras reforzadas.....	135
5.20	Planos generales de las sujeciones adicionales.....	136
5.21	Desplazamientos de la sujeción lateral delantera reforzada.....	137
5.22	Distribución de esfuerzos de Von Mises en la sujeción lateral delantera reforzada.....	137
5.23	Margen de seguridad de la sujeción lateral delantera reforzada.....	138
5.24	Desplazamientos de la sujeción lateral trasera reforzada.....	138
5.25	Distribución de esfuerzos de Von Mises en la sujeción lateral trasera reforzada.....	139
5.26	Margen de seguridad de la sujeción lateral trasera reforzada.....	139
5.27	Desplazamientos de la sujeción inferior delantera reforzada.....	140
5.28	Distribución de esfuerzo de Von Mises en la sujeción inferior delantera reforzada.....	140
5.29	Margen de seguridad de la sujeción inferior delantera reforzada.....	141
5.30	Desplazamientos de la sujeción inferior trasera reforzada.....	141
5.31	Distribución de esfuerzos de Von Mises en la sujeción inferior trasera reforzada.....	142
5.32	Margen de seguridad de la sujeción inferior trasera reforzada.....	142
5.33	Desplazamientos de la sujeción adicional.....	143
5.34	Distribución de esfuerzos de Von Mises en la sujeción adicional.....	143
5.35	Margen de seguridad de la sujeción adicional.....	144
5.36	Diagrama de fuerza cortante y momento flector para límite de CG trasero (condición A).....	145

## Simbología

<b>A<sub>lar</sub></b>	Área del larguero.	<b>K<sub>t</sub></b>	Coefficiente de pandeo por corte.
<b>a</b>	Lado más largo del tablero.	<b>L</b>	Longitud de columna.
<b>a<sub>asc</sub></b>	Aceleración de ascenso.	<b>L'</b>	Longitud efectiva de columna.
<b>a<sub>desp</sub></b>	Aceleración al despegue	<b>L<sub>a</sub></b>	Levantamiento del ala.
<b>A<sub>lar</sub></b>	Área del larguero.	<b>L<sub>eh</sub></b>	Levantamiento del empenaje horizontal.
<b>A<sub>sec</sub></b>	Área de la sección crítica.	<b>L<sub>f</sub></b>	Levantamiento del fuselaje.
<b>a<sub>v</sub></b>	Aceleración en viraje.	<b>M</b>	Momento flector.
<b>b</b>	Lado más corto del tablero.	<b>M<sub>q</sub></b>	Momento por flujo de corte.
<b>C</b>	Coefficiente de fijación.	<b>MS</b>	Margen de seguridad.
<b>C<sub>a</sub></b>	Cuerda alar.	<b>M<sub>T</sub></b>	Momento torcionante.
<b>C<sub>C</sub></b>	Coefficiente cordal del ala.	<b>n</b>	Factor de carga.
<b>CG</b>	Centro de gravedad.	<b>n<sub>f</sub></b>	Factor de carga del fuselaje.
<b>CG<sub>D</sub></b>	Límite del centro de gravedad delantero de la aeronave.	<b>P<sub>a</sub></b>	Carga aplicada.
<b>CG<sub>DCF</sub></b>	Límite del centro de gravedad delantero del conjunto fuselaje.	<b>P<sub>cr</sub></b>	Carga crítica.
<b>CG<sub>t</sub></b>	Centro de gravedad del tanque.	<b>P<sub>d</sub></b>	Presión dinámica.
<b>CG<sub>T</sub></b>	Límite del centro de gravedad trasero de la aeronave.	<b>P<sub>suj</sub></b>	Carga de sujeción.
<b>CG<sub>TCF</sub></b>	Límite del centro de gravedad trasero del conjunto fuselaje.	<b>Q</b>	Momento de área.
<b>C<sub>L</sub></b>	Coefficiente de levantamiento del ala.	<b>q</b>	Flujo de corte.
<b>C<sub>n</sub></b>	Coefficiente normal del ala.	<b>q<sub>T</sub></b>	Flujo de corte total.
<b>C<sub>p</sub></b>	Centro de presiones del ala.	<b>q<sub>t</sub></b>	Flujo de cote por torsión.
<b>d</b>	Distancia del centroide a la figura a cada larguero.	<b>ρ</b>	Radio de giro.
<b>D<sub>a</sub></b>	Resistencia al avance del ala.	<b>R</b>	Radio de giro en maniobra.
<b>D<sub>f</sub></b>	Resistencia al avance del fuselaje.	<b>Rc</b>	Relación de esfuerzos de compresión.
<b>D<sub>t</sub></b>	Resistencia al avance del tanque.	<b>Rs</b>	Relación de esfuerzos de corte.
<b>D<sub>tsuj</sub></b>	Resistencia al avance del tanque transmitida a cada sujeción.	<b>R<sub>vd</sub></b>	Reacción vertical del empotre delantero del ala.
<b>E</b>	Módulo de elasticidad.	<b>R<sub>vt</sub></b>	Reacción vertical del empotre trasero del ala.
<b>e</b>	Centro de corte.	<b>S<sub>a</sub></b>	Superficie alar.
<b>Fi<sub>t</sub></b>	Fuerza de inercia del tanque.	<b>σ<sub>a</sub></b>	Esfuerzo normal crítico.
<b>FS</b>	Factor de seguridad.	<b>σ<sub>criar</sub></b>	Esfuerzo normal critico del larguero.
<b>g</b>	Aceleración de la gravedad	<b>σ<sub>y</sub></b>	Esfuerzo de cedencia.
<b>I<sub>x</sub></b>	Momento de inercia respecto al eje x.	<b>t</b>	Espesor.
<b>K<sub>s</sub></b>	Coefficiente de pandeo por compresión.	<b>T</b>	Tracción.
		<b>V</b>	Fuerza cortante.
		<b>V<sub>0</sub></b>	Velocidad inicial.
		<b>V<sub>ap</sub></b>	Fuerza cortante aplicada en análisis de cuaderna.

$V_{\text{desp}}$	Velocidad al despegue.	$W_{\text{tsuj}}$	Peso del tanque por sujeción.
$W_A$	Peso del grupo alar.	$W_{\text{tv}}$	Peso del tanque en vacío.
$W_{\text{CFb}}$	Peso del conjunto fuselaje básico.	$W_v$	Peso en vacío de la aeronave.
$W_{\text{CFmax}}$	Peso máximo del conjunto fuselaje.	$X$	Datum X.
$W_{\text{CFmaxO}}$	Peso máximo del conjunto fuselaje original.	$x$	Distancia paralelo al eje x.
$W_{\text{CFtot}}$	Peso máximo del conjunto fuselaje.	$X_g$	Distancia recorrida en tierra.
$W_{\text{CFv}}$	Peso vacío del conjunto fuselaje.	$Y$	Datum Y.
$W_e$	Ancho efectivo.	$y$	Distancia paralelo al eje y.
$W_L$	Peso libre.	$y'$	Distancia centroidal en y.
$W_{\text{Lt}}$	Peso de lastre.	$Z$	Datum Z.
$W_{\text{max}}$	Peso máximo de la aeronave.	$z$	Distancia paralelo al eje z.
$W_n$	Peso de componente.	$\alpha$	Ángulo de cabeceo del aeronave.
$W_p$	Peso del grupo propulsor.	$\sigma_0$	Esfuerzo crítico de referencia.
$W_{\text{pd}}$	Peso de paga disponible.	$\tau_a$	Esfuerzo de corte aplicado.
$W_{\text{tmax}}$	Peso total del tanque.	$\tau_{\text{cr}}$	Esfuerzo de corte crítico.
		$\varphi$	Ángulo de guiñada.

# Índice

<b>Capítulo I</b>	<b>Antecedentes .....</b>	<b>1</b>
1.1	Estado del arte .....	1
1.2	Datos técnicos.....	5
<b>Capítulo II</b>	<b>Ubicación del tanque y posiciones límite del CG .....</b>	<b>23</b>
2.1	Determinación de peso disponible.....	23
2.2	Primera estimación de posición del tanque. ....	28
2.3	Centro de gravedad y peso de lastre final para el conjunto fuselaje.....	30
2.4	Centro de gravedad total de la aeronave.....	32
<b>Capítulo III</b>	<b>Determinación de condición de vuelo y cuaderna crítica .....</b>	<b>35</b>
3.1	Levantamiento del empenaje horizontal .....	35
3.2	Cálculo de las reacciones en el empotre del ala.....	41
3.3	Distribución de peso en el fuselaje .....	43
3.4	Diagrama de fuerzas cortantes para cada condición de vuelo y para los límites delantero y trasero .....	50
3.5	Diagrama de momentos flexionantes .....	57
<b>Capítulo IV</b>	<b>Análisis estructural .....</b>	<b>59</b>
4.1	Esfuerzos normales aplicados en los largueros.....	59
4.2	Análisis de larguero crítico .....	63
4.3	Flujo de corte en sección crítica del fuselaje .....	73
4.4	Análisis de tablero recto crítico.....	79
4.5	Análisis de tablero curvo crítico.....	81
4.6	Margen de seguridad para tableros críticos.....	82
4.7	Primer propuesta de reforzamiento .....	84
4.8	Segunda propuesta de reforzamiento .....	89
4.9	Distribución de pieles .....	102
4.10	Paso entre remaches .....	105
4.11	Análisis de cuadernas .....	106
<b>Capítulo V</b>	<b>Diseño de la sujeción de tanque.....</b>	<b>118</b>
5.1	Determinación de geometría y posición de los herrajes de sujeción en el fuselaje .....	118



5.2 Determinación de fuerzas en los herrajes de sujeción .....	122
5.3 Determinación de diámetro de los barrenos en las sujeciones.....	129
5.4 Análisis de sujeciones.....	130
5.5 Refuerzo de sujeciones .....	132
<b>Conclusiones.....</b>	<b>147</b>
<b>Recomendaciones.....</b>	<b>148</b>
<b>Anexo A.....</b>	<b>149</b>
<b>Anexo B.....</b>	<b>150</b>
<b>Anexo C.....</b>	<b>151</b>
<b>Anexo D.....</b>	<b>152</b>
<b>Anexo E.....</b>	<b>154</b>
<b>Anexo F.....</b>	<b>156</b>
<b>Anexo G .....</b>	<b>157</b>
<b>Bibliografía. ....</b>	<b>159</b>

# Capítulo I Antecedentes

El diseño de una aeronave requiere definir correctamente las necesidades que exige el tipo de operación que se desea realizar, más aún si se pretende modificar un avión existente para realizar otra tarea es de vital importancia delimitar las características que le permitan desempeñar dicha función.

El sentido de este capítulo es seleccionar la aeronave, que ofrezca las características adecuadas para su implementación como avión cisterna, además de conservar su configuración como aeronave de carga. Una vez seleccionada, se presentan sus características además de su de ficha técnica.

## 1.1 Estado del arte

Los incendios forestales han sido durante mucho tiempo temidos por su impacto potencialmente devastador en el paisaje y la vida de las personas. El avance de la tecnología, la mejora de las técnicas de extinción de incendios y una mejor coordinación entre las agencias han reducido el número de vidas perdidas, pero las llamas todavía pueden causar una destrucción generalizada. Debido a esto, en varios países se han dado a la tarea de generar estrategias que ayuden a prevenir y extinguir este terrible mal.

Un avance importante se dio cuando se empezó a utilizar aeronaves para logística, detección y combate de incendios forestales, las cuales se pueden clasificar<sup>1</sup> como:

- Aeronave caza incendios: es la que provee soporte a los bomberos en tierra desde el aire, ya que esta puede acceder a terrenos rocosos o escarpados y áreas inseguras antes que cualquier escuadrón terrestre.
- Aeronave táctica: aeronave que puede volar sobre un incidente, proveer coordinación táctica con los comandos en tierra y dirigir los aviones y helicópteros cisterna a las aéreas críticas del incendio para que dejen caer su agua o retardante.
- Avión cisterna: es un avión de ala fija capaz de cargar retardante de fuego o agua para derramarlos sobre un incendio forestal.
- Helicóptero: es una aeronave de ala rotativa que pueden estar equipada con un tanque o balde con agua o retardante.

---

<sup>1</sup> California Department of Forestry and Fire Protection.

En la actualidad existen diversos equipos que pueden cumplir con estos propósito, muchos de ellos han sido modificaciones de aeronaves existentes impulsadas por la necesidad de combatir los incendios forestales, de las cuales se presentan un listado de las aeronaves más representativas por un lado como avión cisterna y por otro como helicópteros:

<b>Tabla 1.1.1 Aviones cisterna.</b>					
<b>Avión</b>	<b>Modificado</b>	<b>Capacidad de agua/retardante (L)</b>	<b>Peso Máximo (KN)</b>	<b>Velocidad crucero (Km/hr)</b>	<b>Tipo/numero de motores</b>
Boeing 747-100 Supertanker	Sí	77 600	3677.278	895	Turbofan/4
Airtractor AT-802F	No	3 104	71.19	307	Alternativo/1
Bombardier CL-415	No	6140	194.23	346	Turboprop/2
McDonnell Douglas DC-10 airtanker	Sí	4540	1912.95	908	Turbofan/3
Grumman S2-A airtanker	Sí	3030	120.17	360	Alternativo/2
Beriev Be-200	No	12 000	402.21	157	Turbofan/2
Lockheed C-130 airtanker	Sí	3 000	689.64	540	Turboprop/4
Martin JRM Mars airtanker	Sí	2 270	733.78	305	Alternativo/4

<b>Tabla 1.1.2 Helicópteros.</b>				
<b>Helicóptero</b>	<b>Modificado</b>	<b>Capacidad de agua/retardante (L)</b>	<b>Peso Máximo (Kg)</b>	<b>Velocidad crucero (Km/hr)</b>
Sikorsky CH-53E "Super Stallion"	Sí	7600	326.673	278
Aérospatiale SA 315B "Lama"	No	700	22.563	210
Eurocopter AS350 AStar	No	7000	22.0725	450
Bell 206B "JetRanger"	Sí	460	14.23431	210
Siorsky S-61	Sí	3800	84.5622	222

Como puede observarse en las tablas anteriores, existe una gran tendencia a adaptar aeronaves existentes para realizar labores de extinción de incendios forestales.

Dado que el objetivo de esta tesis es modificar una aeronave para los fines planteados, se presenta a continuación un listado de aeronaves utilitarias que puedan ser adaptadas, es necesario aclarar, que la selección de estas aeronaves está en función de su carga de paga disponible para la instalación del tanque Simplex S311<sup>2</sup> que tiene un peso máximo de 11.987 KN.

Aunque la tabla siguiente se muestran aviones aptos para la adaptación del tanque, se ha decidido usar el proyecto NAUTI, que presenta las siguientes ventajas:

- Baja velocidad de crucero:  
Necesaria para realizar con precisión la operación de descarga de agua.
- Carga de paga apropiada:  
Que se encuentra por encima del peso máximo del tanque.
- Acceso a la información del diseño:  
Que será de gran utilidad para el desarrollo del trabajo, debido a que en base a esta información se llevara la adecuación del tanque. De no contar con esta información se tendría que proponer un diseño estructural, el cual podría variar al real.

---

<sup>2</sup> Dicho tanque se seleccionó debido a que se cuenta con la facilidad de obtener datos del mismo a través del cuartel de los cóndores de la SSP del DF, donde actualmente cuentan con uno de estos dispositivos en operación.

<b>Tabla 1.1.3 Aeronaves utilitarias.</b>						
<b>Avión</b>	<b>Pasajeros</b>	<b>Motores</b>	<b>Peso máximo (KN)</b>	<b>Carga de paga (KN)</b>	<b>Velocidad máxima (Km/h)</b>	<b>Velocidad de crucero (Km/h)</b>
Eclipse 500	4-5	2 x Pratt & Whitney Canada PW610F turbofan, 4 KN de empuje cada uno.	26.47	10.68	810.22	684
Cessna 510 Citation Mustang	4-5	2x Pratt & Whitney Canada PW615F turbofan, 6.49 KN de empuje cada uno.	38.85	15.03	750.7	630
Cessna 208-B Caravan Super Cargomaster	9 o 14	1 x turbohélice Pratt & Whitney PT6A-114A, 677 hp de potencia.	36.12	17	324	317
Adam A700	4-6	2 x Williams FJ-33-4A , 6 KN de empuje cada uno	38.27	13.57	684	612
FWBJ*	6	2 x Williams FJ33-4-17M, 7.4 KN de empuje cada uno.	29.4	10.81	-	914.4
NAUTI*	12	2 x turbohélice Pratt & Whitney PT6A—27 de 715 S.H.P de potencia cada uno.	39.33	12.429	-	306
CASA C-212 Aviocar	20	2x turbohélice Garrett AiResearch TPE-331-10R-513C, 912 HP de potencia cada uno.	78.48	24.57	370	315
Fairchild Swearingen Metroliner	19	2x Garrett AiResearch TPE-33 turboprops, 1,000 shp de potencia cada uno	71.1	25	542	450
Learjet 35	8	2x Turbofán Garrett TFE731-2-2B, 15.6 KN de empuje cada uno.	80.78	14.05	872	774
Piper PA-31 Navajo	7	2x Lycoming TIO-540-A, alternativo 6 cilindros opuestos, 310 HP de potencia cada uno.	28.92	10.8	420	383

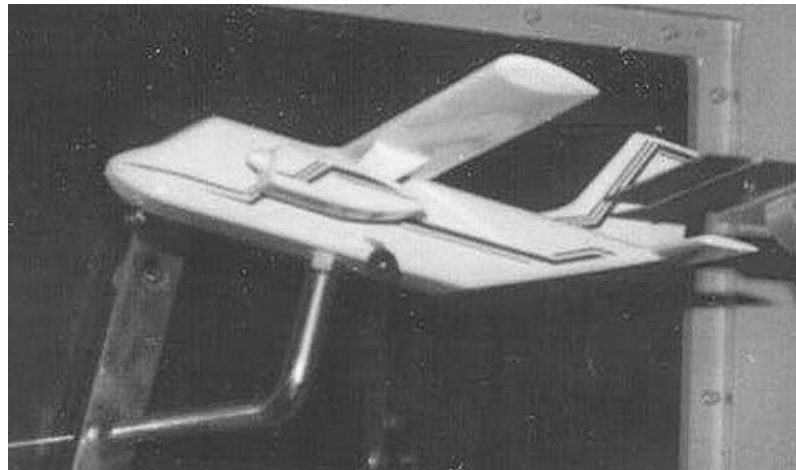
\* Diseño de aeronave que no se fabricó.

## 1.2 Datos técnicos

### 1.2.1 NAUTI – 01

A fines de 1978 en la ESIME se dio inicio al proyecto "*NAUTI*" con el apoyo del entonces Director General del IPN, de la Secretaría de Marina y alumnos de la carrera de Ingeniería Aeronáutica con el fin de diseñar y construir una aeronave bimotora, de tipo utilitario, apta para operar en medios rurales como transporte de pasaje y carga; de bajo costo de producción y de operación.

Al diseñar dicha aeronave, se proyectó hacerla lo más versátil posible, es decir, con cierta facilidad de cambiar de configuración, asignándole diferentes tipos de utilidad como: transporte de pasaje, carga, correo, paquetería, ambulancia, armamento, etc.<sup>3</sup>



**Figura 1.1 Maqueta del NAUTI.**

El diseño del NAUTI cuenta con dos versiones, una con motor alternativo Lycoming IO—720—A1A de 400 H.P., y otra con motor turbo—hélice Pratt & Whitney PT6A—27 de 715 S.H.P. De las cuales se decidió optar por la segunda, debido a que ofrece mayor potencia y menor peso.

---

<sup>3</sup> Proyecto NAUTI, Proyecto preliminar, Manuel Quintero Quintero, México D.F. 1978.

**Ficha técnica<sup>4</sup>**

<b>Tabla 1.2.1 Características Cualitativas.</b>	
Categoría	Utilitario
Utilización	Pasaje / carga
Tipo de aeronave	Mediana
Pista de operación	Pavimento / terracería
Tipo de ala	Alta—Rectangular
Motor	Turbo hélice
Hélice	Paso variable
Tren de aterrizaje	Triciclo fijo
Puertas	Laterales y posterior para carga

<b>Tabla 1.2.2 Características Geométricas.</b>				
<b>Sección</b>		<b>Símbolo</b>	<b>Sist. Inter.</b>	<b>Sist. Inglés</b>
Ala	Área	$S_a$	31,63 m <sup>2</sup>	346 ft <sup>2</sup>
	Envergadura	$b_a$	16,4 m	54 ft
	Cuerda	$C_a$	1,92 m	6,3 ft
	Alargamiento	$AR_a$	8,5	
	Ángulo incidencia		2°	
	Ángulo diedro		3°	
Fuselaje	Longitud	$C_f$	12,06 m	39,6 ft
	Ancho	$b_f$	1,66 m	5,95 ft
	Alto	$h_f$	1,86 m	6,1 ft
Empenaje Horizontal	Área	$S_h$	7,9 m <sup>2</sup>	85 ft <sup>2</sup>
	Envergadura	$b_h$	6,1 m	20 ft
	Cuerda	$C_h$	1,3 m	4,25 ft
	Alargamiento	$AR_h$	4,7	
	Ángulo incidencia		—2°	
Empenaje Vertical	Área	$S_v$	5,67 m <sup>2</sup>	61 ft <sup>2</sup>
	Envergadura	$b_v$	2,5 m	8,2 ft
	Cuerda media	$C_v$	2,27 m	7,44 ft
	Alargamiento	$AR_v$	1,1	
Barquillas del motor	Alto	$h_m$	0,8 m	2,62 ft
	Ancho	$b_m$	0,87 m	2,85 ft
	Largo	$C_m$	1,17 m	3,84 ft
Tanque de combustible	Capacidad	—	908 L	240 gls

<sup>4</sup> Proyecto NAUTI, Proyecto preliminar, Manuel Quintero Quintero, México D.F. 1978.

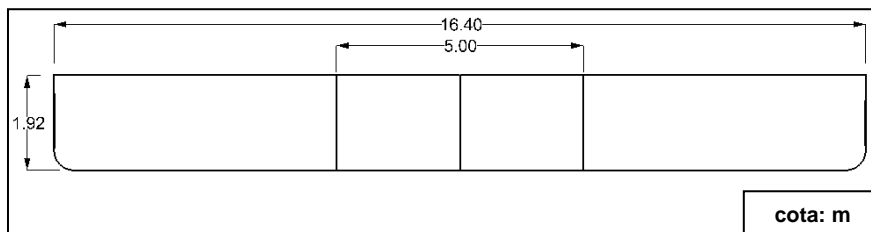
Tabla 1.2.3 Desempeño.				
Característica		Símbolo	Sist. Inter.	Sist. Inglés
Velocidad	Crucero	$V_C$ (75% HP)	85 m/s (306 Km/hr)	165 kts
		$V_C$ (55% HP)	72.22 m/s (260 Km/hr)	140 kts
	Desplome (sin aletas)	$V_S$ (s/a)	36.11 (130 Km/hr)	70 kts
	Desplome (con aletas)	$V_S$ (c/a)	28.33 m/s (102 Km/hr)	55 kts
	Mínima de control	$V_A$	33.33 m/s (120 Km/hr)	65 kts
Autonomía		E	5,17 hrs	
Alcance		R	905 millas nauticas.	
Techo de servicio			6100 m	20000 ft
Razón de ascenso		$V_z$	7.61 m/s (457 m/min)	1500 ft/min
Longitud mínima de pista			488 m	1600 ft

**Características geométricas**

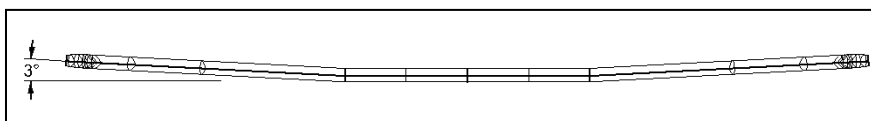
En esta sección se presentan las características geométricas y ubicación de cada uno de los componentes principales que conforman la aeronave: ala, fuselaje, empenaje vertical y horizontal, tren de aterrizaje; que serán utilizados en el desarrollo del presente trabajo.

**Ala**

El NAUTI tiene un ala alta rectangular, con un perfil híbrido resultado de la combinación de los perfiles NACA 4417, GA(W)-1 y NACA 23017 bautizado como POLI—01. Además tiene 16.4 m de envergadura, 1.92 m de cuerda y 3° de diedro como muestra la siguiente figura:

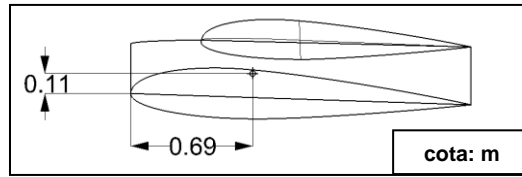


**Figura 1.2 Vista superior del ala.**



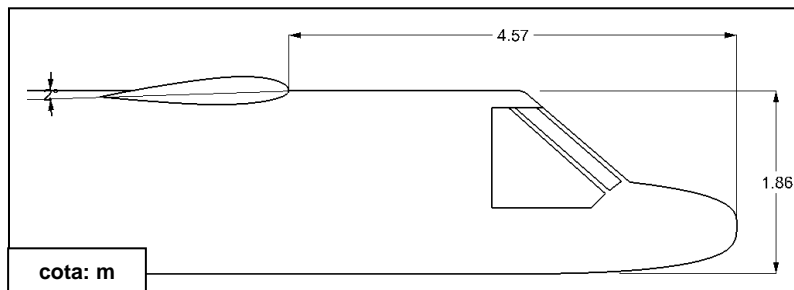
**Figura 1.3 Vista frontal del ala.**





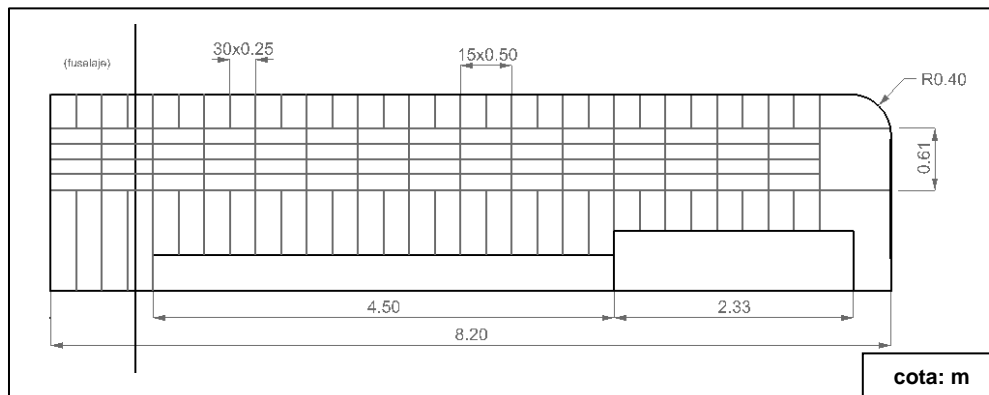
**Figura 1.4 Vista lateral del ala.**

El ala esta localizada a una distancia de 4.57 m del borde de ataque a la punta de la nariz del avión. Su centro de gravedad se ubica sobre el eje de simetría a una distancia de 0.688 m del borde de ataque y 0.1119 m por encima de la cuerda. Se estima el peso de este componente en 3629.7 N (370 kgf).



**Figura 1.5 Ubicación del ala en el avión.**

Su estructura está formada por dos vigas principales ubicadas al 17.7% y 48.9% de la cuerda ( $C_w$ ), tres largueros en el extradós y tres más en el intradós distribuidos uniformemente entre las dos vigas; y 15 costillas completas a lo largo de cada ala separadas 0.5 m, con un espesor  $8.128 \times 10^{-4}$  m (0.032”), entre ellas a 0.25 m de separación hay costillas en el borde de ataque y salida únicamente de  $6.35 \times 10^{-4}$  m (0.025”)<sup>5</sup>.



**Figura 1.6 Estructura del ala.**

<sup>5</sup> Proyecto NAUTI, Diseño y cálculo estructural del ala, José Javier Roch Soto, México D.F. 1980.

## Fuselaje

El fuselaje es de sección transversal rectangular con redondeo de 0.15 m en las esquinas, el peso estimado de este componente es de 3924 N (400 kg<sub>f</sub>) y su centro de gravedad está situado a 5.37 m de la punta del mismo. En él están contenidos aditamentos necesarios para el funcionamiento de avión como instrumentos de navegación, controles, tren de aterrizaje, asientos y demás elementos que deben ser considerados para obtener un peso y C.G. de todo el conjunto. Para efectos prácticos se presenta el centro de gravedad de la estructura básica del fuselaje, sin considerar todos sus accesorios. La distribución de pesos en su interior debido a elementos internos y carga de paga será analizada en el capítulo II.

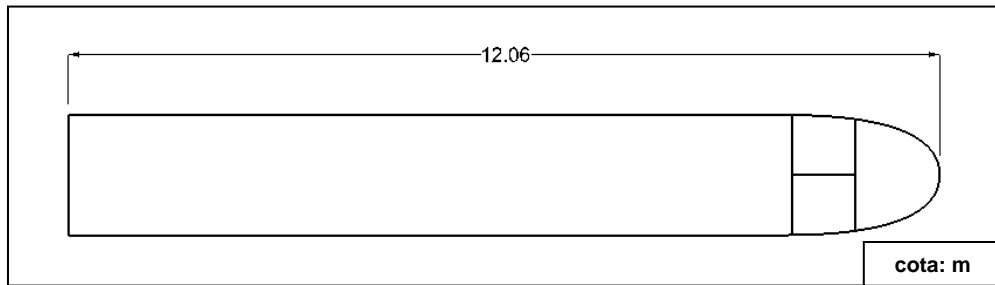


Figura 1.7 Vista superior del fuselaje.

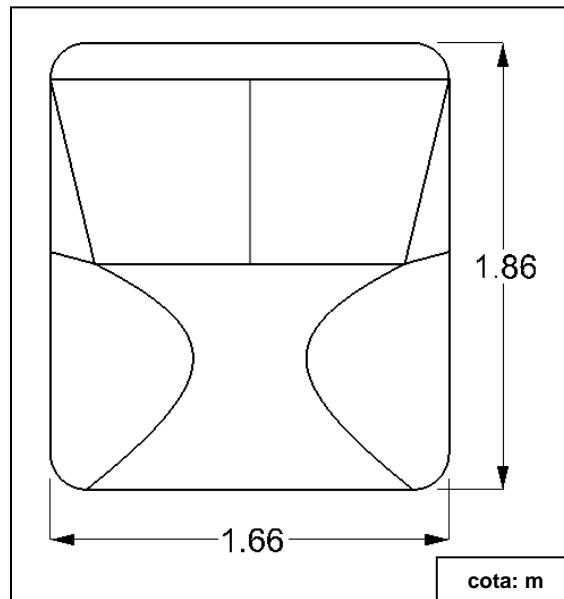
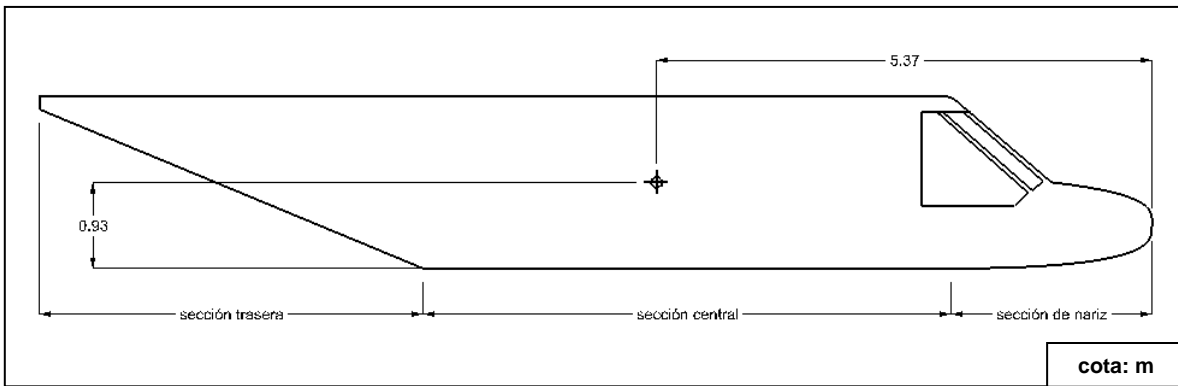


Figura 1.8 Vista frontal del fuselaje.

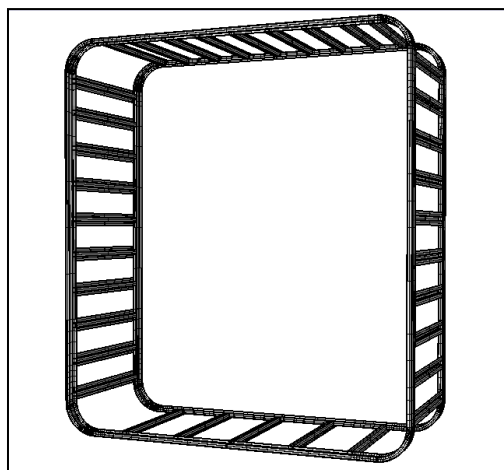


**Figura 1.9 Vista lateral del fuselaje.**

El fuselaje está dividido en tres secciones:

- Sección de nariz: En ella está localizada la cabina de mando y el tren de aterrizaje de nariz.
- Sección central: Es donde se encuentra localizada la mayor concentración de cargas, debidas al tren de aterrizaje principal, el empotre del ala y la carga de paga en sí.
- Sección trasera: Es la sección con menos concentración de carga, en ella se localizan el empenaje vertical y horizontal, además de la puerta de descenso de carga.

La estructura del fuselaje es de tipo semi—monocoque formada por celdas de pared delgada reforzadas por largueros y cuadernas.



**Figura 1.10 Conjunto larguero-cuaderna.**

## Cuadernas

Tienen un perfil de tipo “canal”, con una longitud óptima de 0.06 m de alma por 0.02 m de patín y un espesor de  $8.128 \times 10^{-4}$  m (0.032”) fabricado de aluminio Alclad 2024—T4.

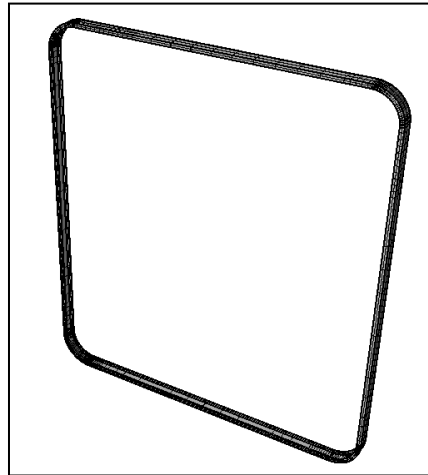


Figura 1.11 Cuaderna.

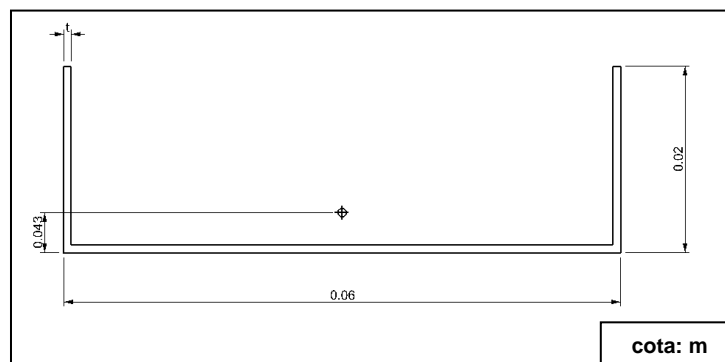


Figura 1.12 Sección transversal de la cuaderna.

Características geométricas de la sección trasversal de la cuaderna:

$$A = 7.995 \times 10^{-5} \text{ m}^2$$

$$I_Y = 4.194 \times 10^{-8} \text{ m}^3$$

$$I_X = 2.861 \times 10^{-9} \text{ m}^3$$

La estructura del fuselaje esta conformada por un total de 30 cuadernas separadas 0.6 m en la sección trasera y parte de la de nariz, y a 0.3 m en la sección central que separan el fuselaje en 30 estaciones. En las cuadernas 13 y 15 se ubican los empotes con las vigas principales del ala.

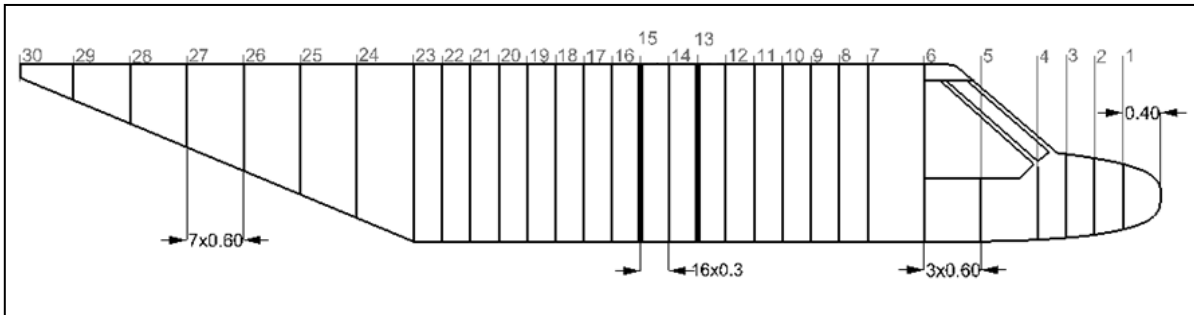


Figura 1.13 Distribución de cuadernas en el fuselaje.

**Largueros.**

Tienen un perfil de tipo “sombbrero” fabricado de aluminio Alclad 2024—T4 con un espesor (t) de  $8.128 \times 10^{-4}$  m (0.032”), con las siguientes dimensiones:

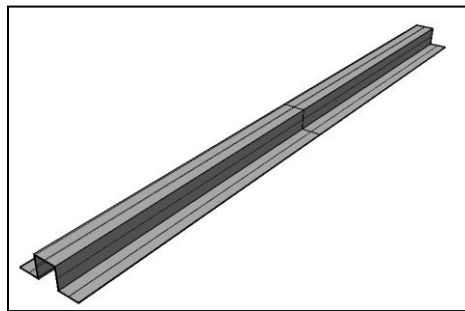


Figura 1.14 Larguero del fuselaje.

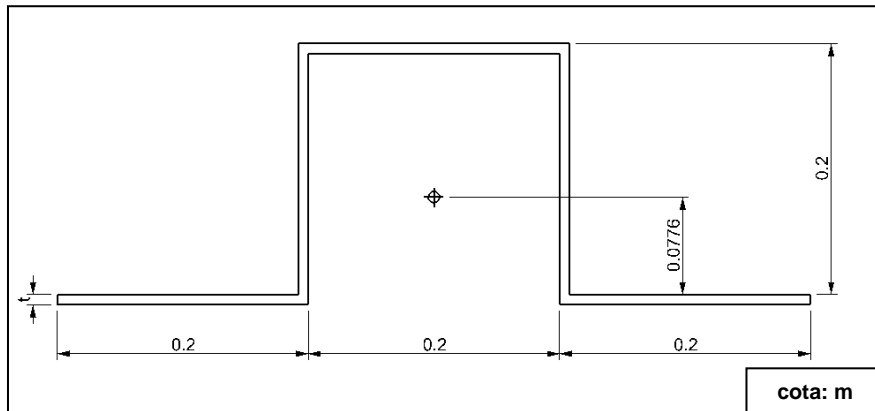


Figura 1.15 Sección transversal del larguero.

Características geométricas de la sección trasversal del larguero:

$$A = 8.128 \times 10^{-5} \text{ m}^2$$

$$I_Y = 1.815 \times 10^{-8} \text{ m}^3$$

$$I_X = 5.694 \times 10^{-9} \text{ m}^3$$

Se encuentran ubicados 10 elementos en las caras laterales separados 0.17 m entre ellos, en la superior 9 elementos con la misma separación; y en el piso únicamente 5 elementos distribuidos uniformemente.

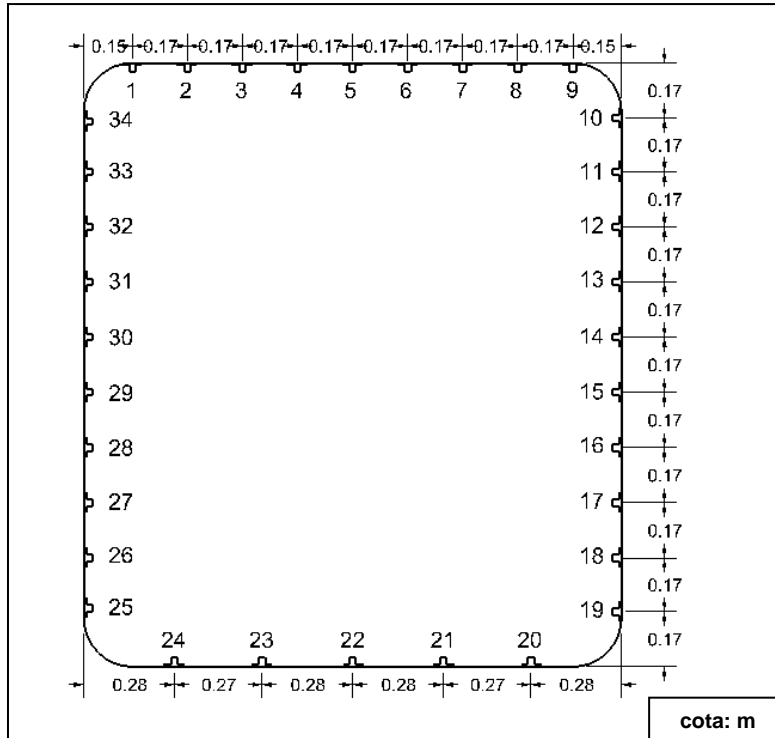


Figura 1.16 Distribución de largueros en el fuselaje.

### Empenaje horizontal

Es de forma rectangular de 6.1 m de envergadura por 1.3 m de cuerda, tiene un perfil NACA 0012. Su peso estimado es de 539.55 N (55 kg<sub>f</sub>).

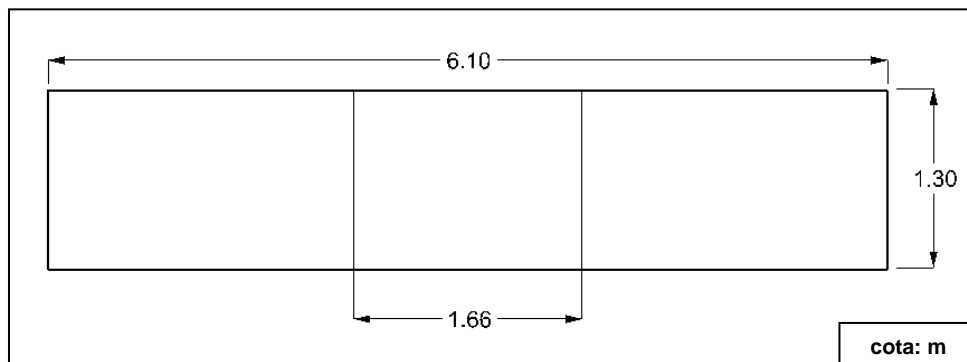


Figura 1.17 Vista superior del empenaje horizontal.

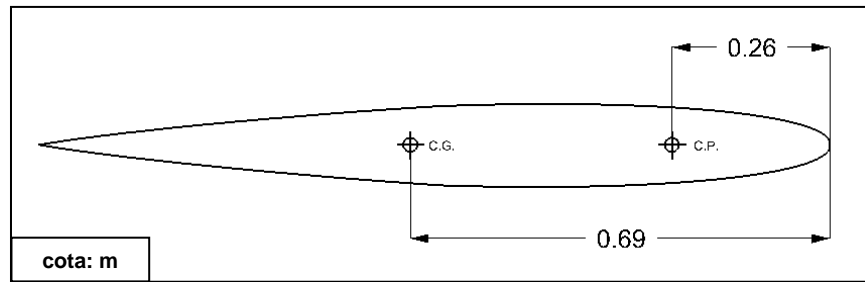


Figura 1.18 Vista lateral del empenaje horizontal.

### Empenaje vertical

De igual forma que el empenaje horizontal, el empenaje vertical cuenta con un perfil NACA 0012, está ubicado por encima del fuselaje con base en el empenaje horizontal, su peso estimado es de 441.45 N (45 kg<sub>f</sub>) y tiene las siguientes medidas.

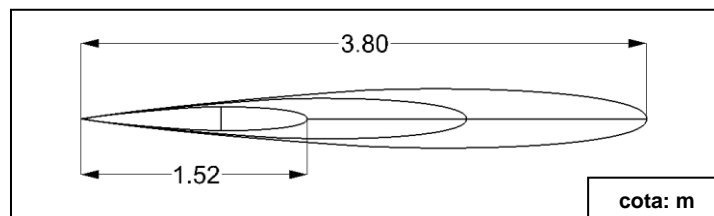


Figura 1.19 Vista superior del empenaje vertical.

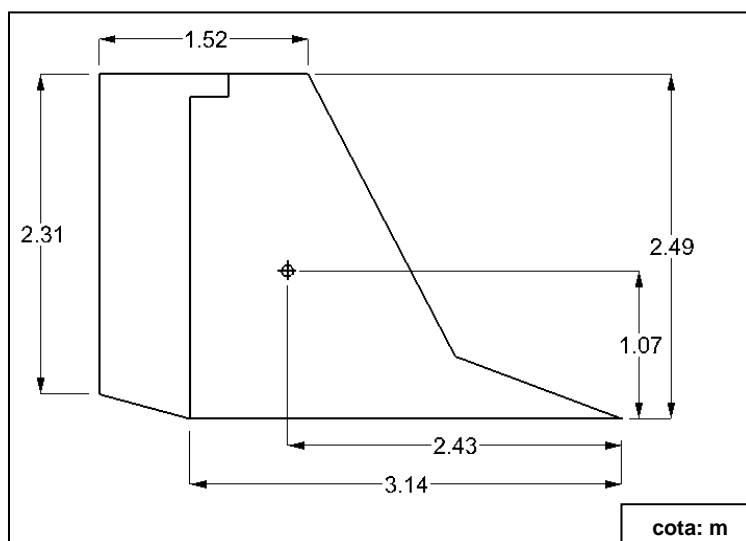


Figura 1.20 Vista lateral del empenaje vertical.

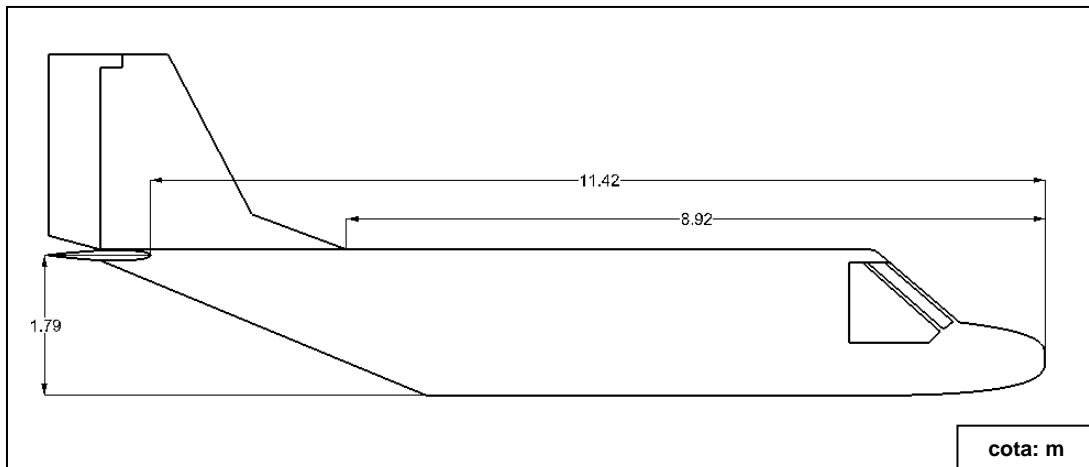


Figura 1.21 Ubicación de los empenajes en el fuselaje.

### Tren de aterrizaje

El tren de aterrizaje es de tipo triciclo, fijo y de muelle. El tren de nariz está ubicado sobre el eje de simetría del fuselaje a una distancia de 1.1 m de la nariz y pesa 539.55 N (55 kg<sub>f</sub>), mientras que el el tren principal se halla a 5.65 m de la punta del fuselaje, tiene una distancia entre ruedas de 3.05m y un peso de 1618.65 N (165 kg<sub>f</sub>).

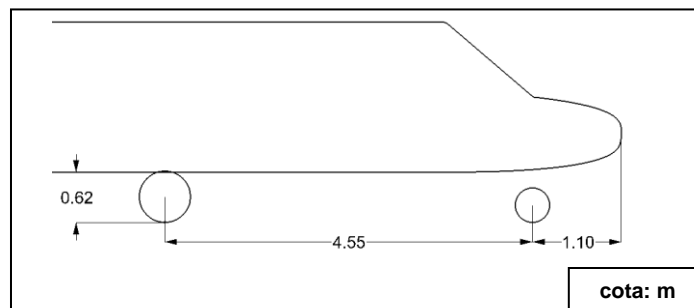


Figura 1.22 Vista lateral del tren de aterrizaje.

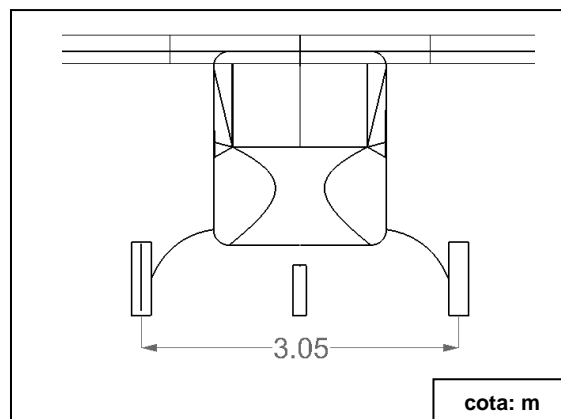
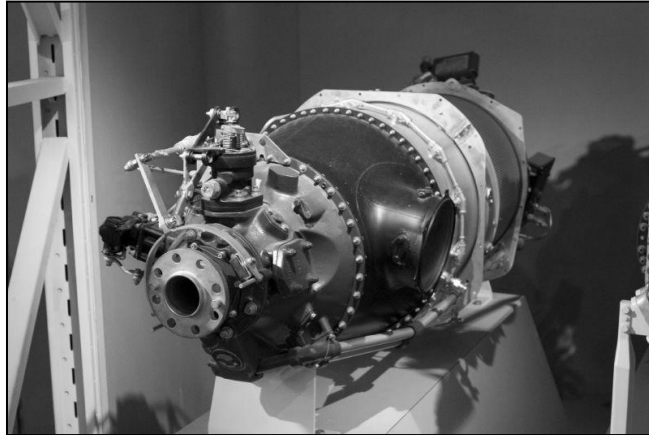


Figura 1.23 Vista frontal del tren de aterrizaje.

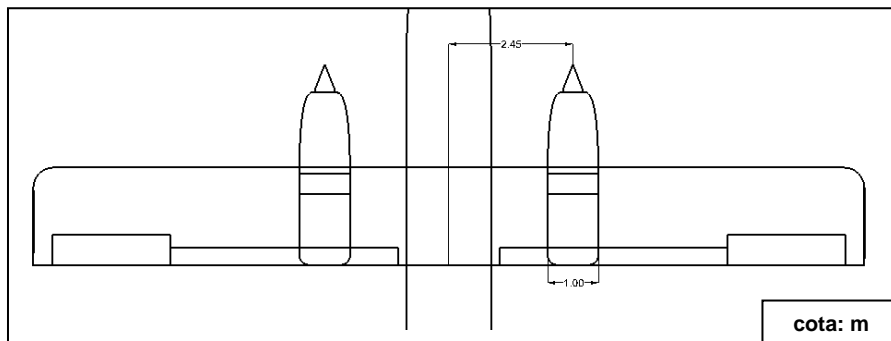


**Planta motriz**

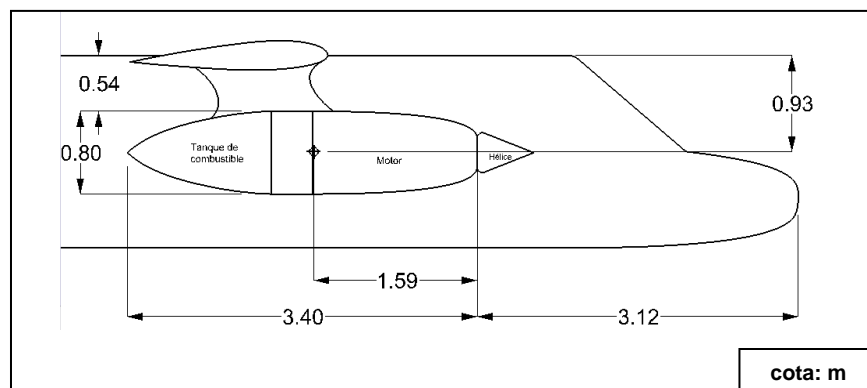
La versión elegida cuenta con dos motores turbo—hélice Pratt & Whitney PT6A—27 de 715 S.H.P. localizados en el ala, uno a cada lado.



**Figura 1.24 Motor Pratt & Whitney PT6A—27.**



**Figura 1.25 Vista superior de la planta motriz.**



**Figura 1.26 Vista lateral de la planta motriz.**

Los tanques de combustible de este avión se encuentran ubicados en la parte trasera de cada motor, dentro de las barquillas; si se considera el conjunto se obtiene un peso total

de 12 311.55 N (1255 kg<sub>f</sub>) y encontramos su centro de gravedad como se muestra en la figura anterior.

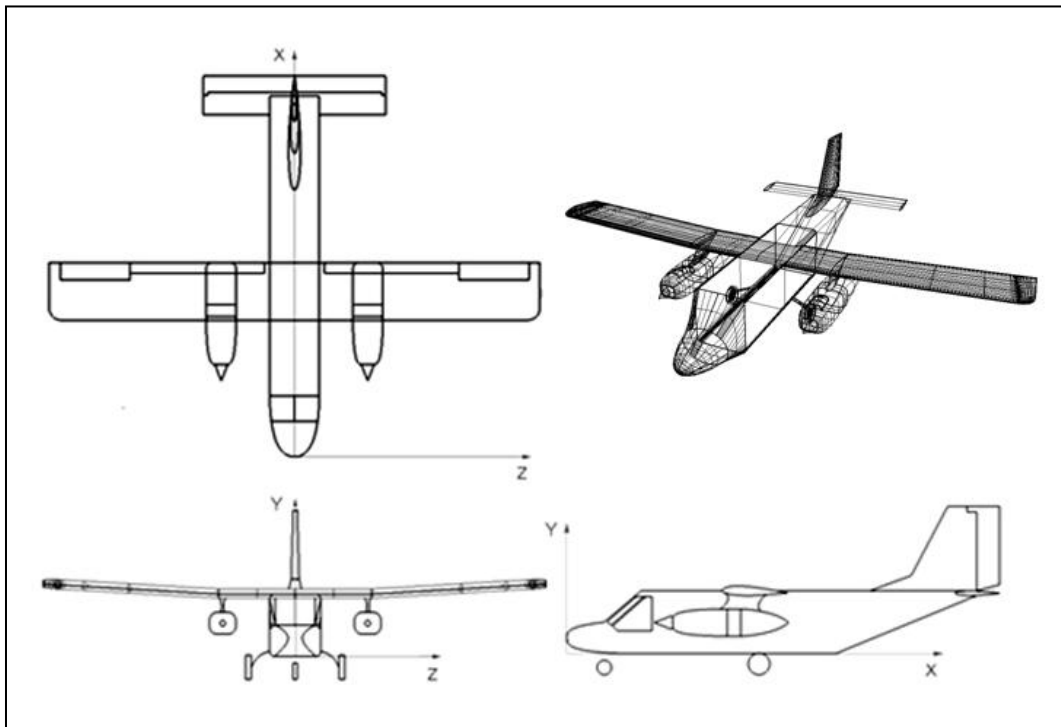


Figura 1.27 Plano general del NAUTI.

### Características aerodinámicas

#### Envolvente de vuelo

Una de las características del NAUTI—01 es su aplicación de tipo utilitario, por lo tanto el FAR—23 especifica un factor de carga  $n=4.4$ , y de acuerdo al peso máximo de la aeronave de 23 000 N se tienen los siguientes factores de carga y velocidades de diseño para cada uno de las seis condiciones de vuelo:

Tabla 1.2.4 Envolvente de vuelo.			
Condición de vuelo	Punto	Velocidad (nudos)	Factor de carga
Maniobra (+)	A	137	4.4
Crucero (+)	C	166	4.4
Picada (+)	D	248	4.4
Picada (-)	E	248	-1
Crucero (-)	F	166	-1.76
Maniobra (-)	G	130	-1.76

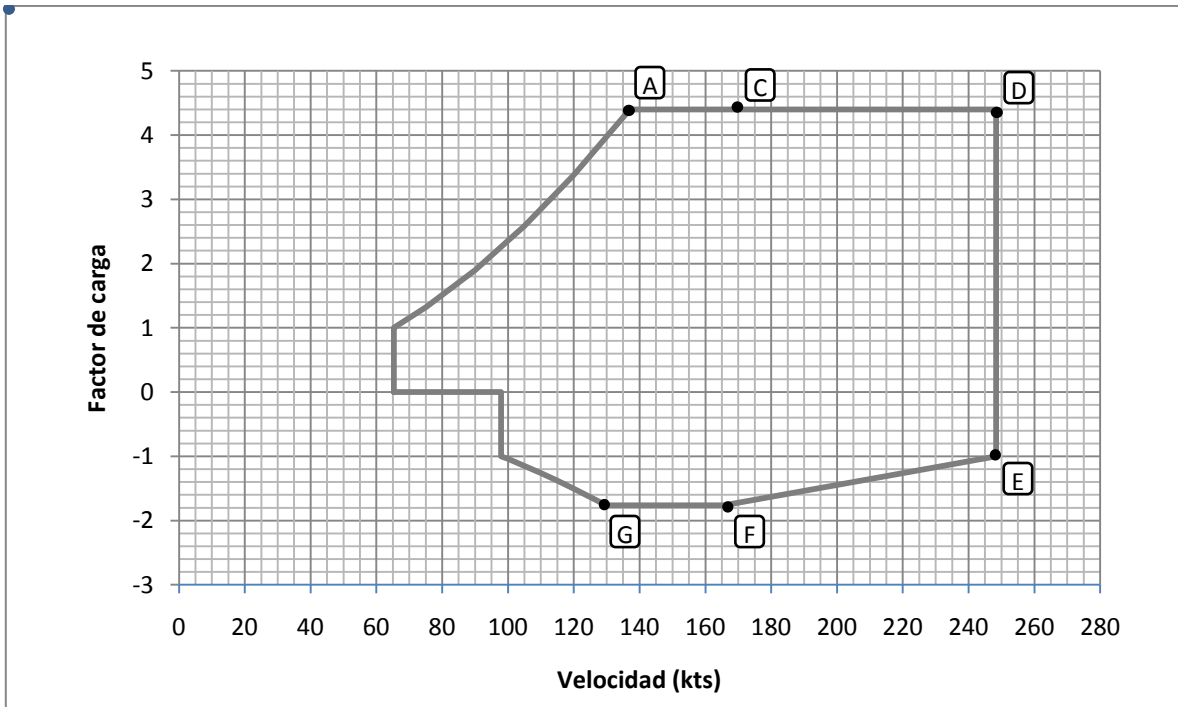


Figura 1.18 Envolvente de vuelo.

### Curvas aerodinámicas del ala

Como se menciona previamente, el perfil utilizado para el ala del NAUTI fue creado a partir de los perfiles NACA 4417 y GA(W)-1, de los cuales se obtuvieron las siguientes características aerodinámicas:

Tablas 1.2.5 Características aerodinámicas del ala.						
$\alpha$	$C_L$	$C_D$	$C_{Dr}$	$\alpha R$	$C_N$	$C_C$
-10	-0.65	0.01117	0.0282	-11.6159	-0.642	-0.103
-9	-0.6	0.01053	0.025	-10.4916	-0.594	-0.084
-8	-0.47	0.00969	0.0186	-9.1684	-0.466	-0.0565
-7	-0.345	0.00909	0.0139	-7.8576	-0.343	-0.0334
-6	-0.244	0.00869	0.0111	-6.6065	-0.243	-0.0170
-5	-0.12	0.00838	0.009	-5.2983	-0.120	-0.0021
-4.1	0	0.0079	0.0079	-4.1	-0.0005	0.0078
-4	0.02	0.00784	0.0079	-3.9502	0.019	0.0092
-3	0.12	0.00777	0.0084	-2.7016	0.119	0.0139
-2	0.257	0.00758	0.0102	-1.3610	0.256	0.0163
-1	0.39	0.00749	0.0136	-0.0304	0.389	0.0138
0	0.481	0.00757	0.0169	1.1957	0.481	0.0068

continuación...

Tablas 1.2.5 Características aerodinámicas del ala						
1	0.62	0.00762	0.0231	2.5413	0.620	-0.0044
2	0.72	0.00809	0.029	3.7899	0.720	-0.0186
3	0.85	0.00864	0.0378	5.1131	0.849	-0.0381
4	0.96	0.00926	0.0464	6.3865	0.959	-0.0606
5	1.07	0.00988	0.056	7.6600	1.067	-0.0871
6	1.172	0.01054	0.0659	8.9135	1.168	-0.1164
7	1.275	0.01158	0.0771	10.1696	1.268	-0.1492
8	1.367	0.01268	0.088	11.3983	1.357	-0.1839
9	1.475	0.01407	0.1018	12.666	1.461	-0.2241
10	1.537	0.01487	0.1101	13.8209	1.518	-0.2602
11	1.637	0.01605	0.124	15.0695	1.612	-0.3058
12	1.688	0.01662	0.1315	16.1963	1.657	-0.3445
13	1.76	0.01728	0.1421	17.3753	1.722	-0.3899
14	1.808	0.01766	0.1494	18.4946	1.762	-0.4318
15	1.841	0.01796	0.1546	19.5767	1.786	-0.4712
16	1.841	0.0186	0.1552	20.5767	1.778	-0.5017
17	1.841	0.0186	0.1552	21.5767	1.7692	-0.5327

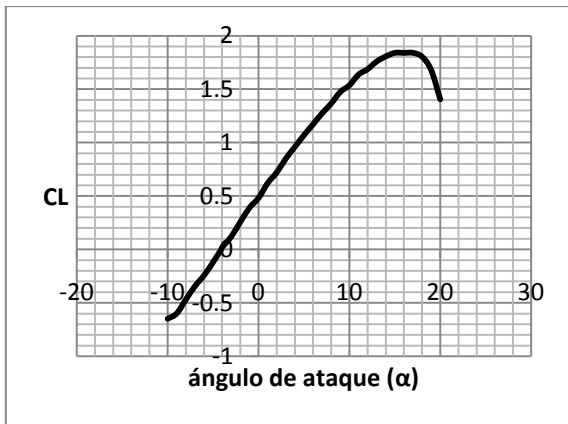


Figura 1.29 Curva de levantamiento del ala.

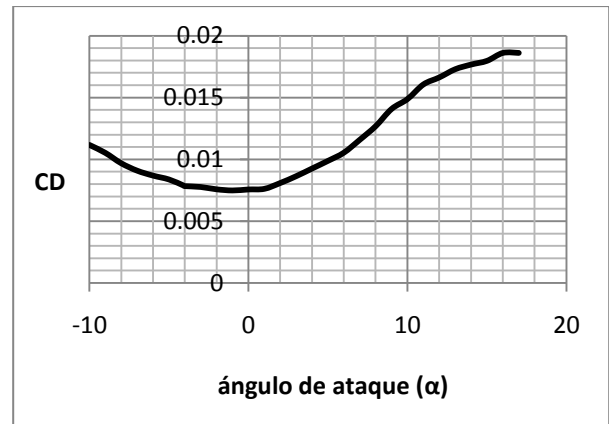


Figura 1.30 Curva de resistencia al avance del ala.

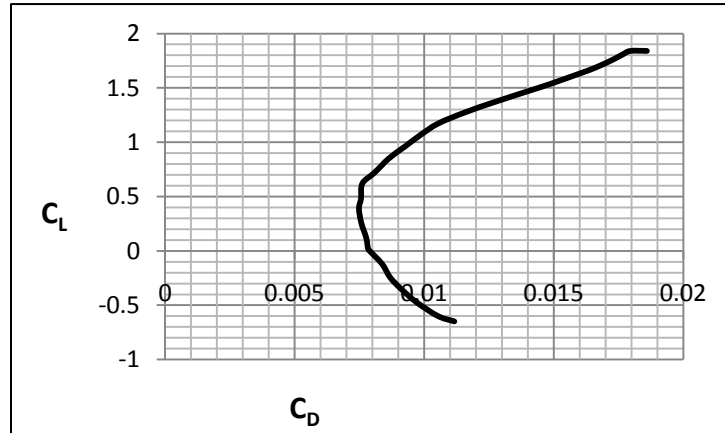


Figura 1.31 Polar del ala. ( $R=6 \times 10^6$ )

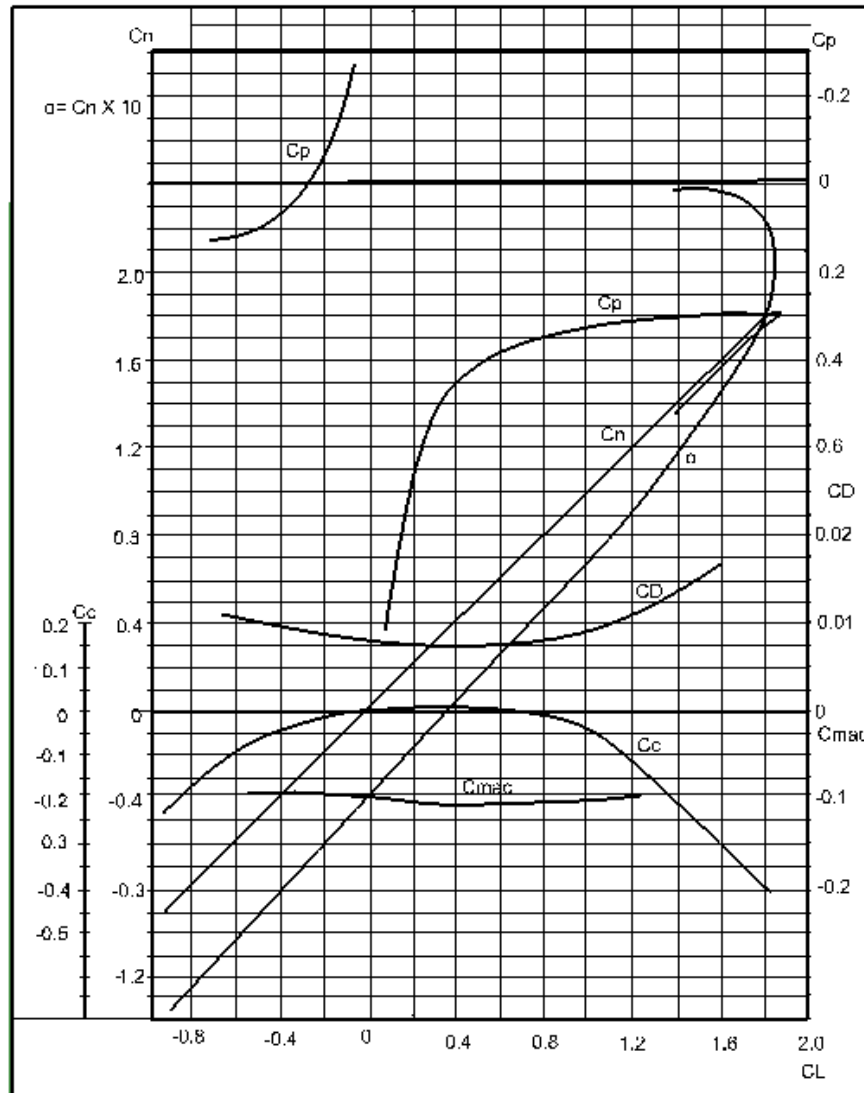


Figura 1.32 Curvas características del ala.

### 1.2.2 Tanque Simplex S311<sup>6</sup>

En la actualidad existen pocos aviones diseñados especialmente para el combate de incendios forestales, sin embargo existen empresas que se dedican a la construcción de tanques contenedores de agua y espuma retardante especiales para este propósito.

El tanque Simplex S311 está construido en fibra de carbono con diseño aerodinámico para vuelos rápidos.

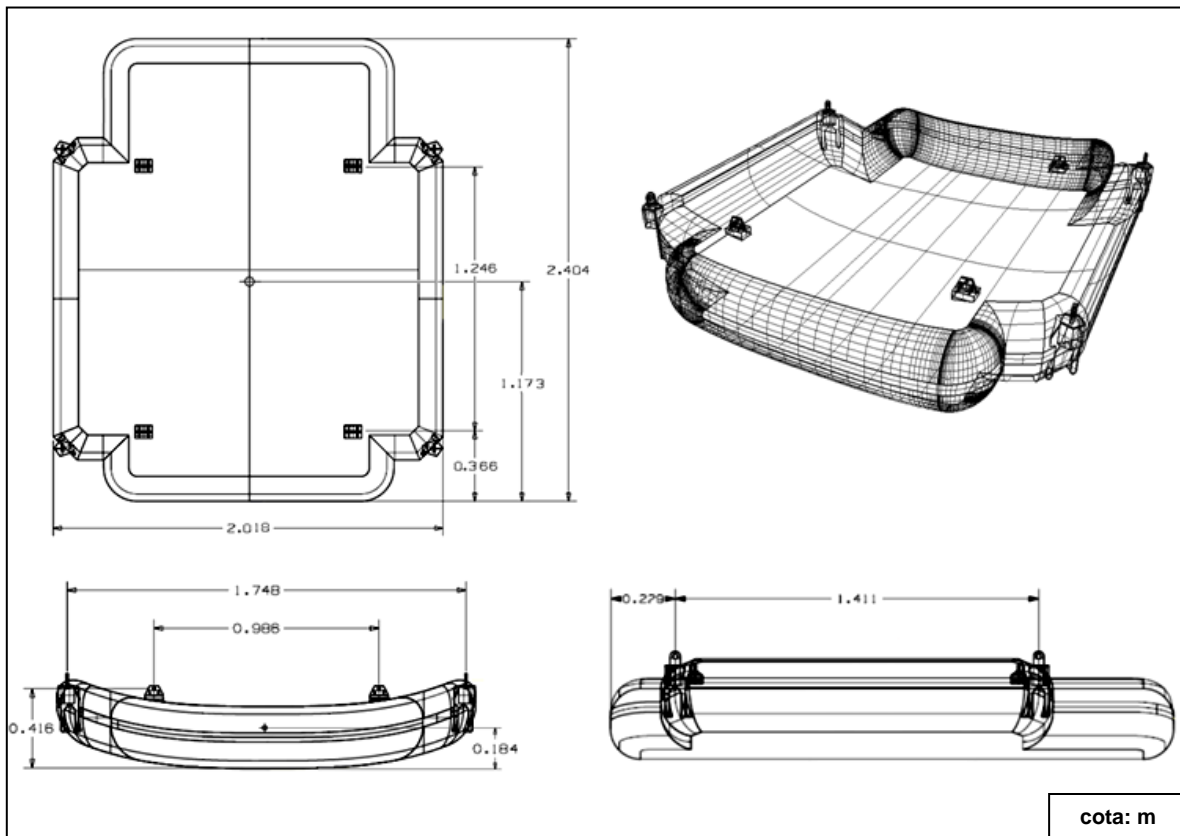


Figura 1.33 Tanque Simplex S311.

Peso	Vacío ( $W_{t_v}$ )	1.177 KN
	Total ( $W_{t_{max}}$ )	11.987 KN
Capacidad	Agua	1102 L
	Retardante	167 L

<sup>6</sup> Simplex Mfg Aviation Mission Equipment

**Características geométricas**



**Figura 1.34 Plano general del tanque Simplex S311.**

## Capítulo II Ubicación del tanque y posiciones límite del CG del CG

### 2.1 Determinación de peso disponible.

Un punto importante en el diseño de toda aeronave es asegurar su estabilidad y control en función de sus características y su tipo de misión. El centro de gravedad de una aeronave no es fijo debido a las distintas cargas a las que se somete, pero se puede definir dentro de dos límites donde se mueve con seguridad. El diseño original tiene unos límites de CG establecidos dentro de los cuales la aeronave es estable, los cuales se respetarán durante el desarrollo de esta tesis.

Tomando la misma nomenclatura que las tesis de referencia, se define al conjunto fuselaje como la estructura del mismo junto con los accesorios que estén en él alojados, el tren principal y de nariz, y empenajes; como se muestra en la figura 2.1. Todas estas medidas están tomadas desde dos datum que fueron establecidos desde el capítulo 1. La convención de signos para las distancias longitudinales es positiva a la izquierda con referencia a Y, mientras que para las distancias verticales son positivas hacia arriba con respecto a X.

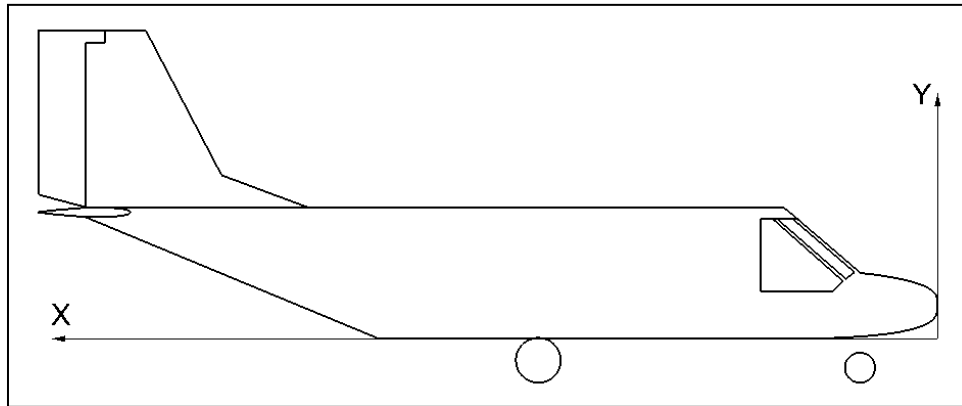


Figura 2.1 Convención de signos para distancias de referencia.



A continuación se presentan las tablas 2.1 y 2.1 de límite delantero y trasero respectivamente para el conjunto fuselaje donde se muestra la distribución de pesos<sup>7</sup> bajo las cuales se obtienen los límites del CG.

Cabe aclarar que no se presenta la coordenada en Y por la simetría de la aeronave, por lo tanto su posición se encuentra justo a la mitad del ancho del fuselaje.

<b>Tabla 2.1 Límite delantero del conjunto fuselaje.</b>					
<b>Concepto</b>	<b>Peso (W) (N)</b>	<b>x (m)</b>	<b>y (m)</b>	<b>Wx (Nm)</b>	<b>Wy (Nm)</b>
Fuselaje básico	3924	5.37	0.93	21071.88	3649.32
Empenaje Vertical	441.45	11.35	2.93	5010.45	1293.44
Empenaje Horizontal	539.55	12.11	1.79	6533.95	965.79
Controles	137.34	5.8	1.82	796.57	249.95
Instrumentos	529.74	1.45	0.93	768.12	492.65
Compensadores	88.29	1.4	0.63	123.60	55.62
Radio	882.9	0.85	0.27	750.46	238.38
Asientos	647.46	5.37	0.93	3476.86	602.13
Tren principal	1618.65	5.65	-0.12	9145.37	-194.23
Tren nariz	539.55	1.1	-0.11	593.50	-59.350
Equipo eléctrico	627.84	1.3	0.45	816.19	282.52
Piloto y copiloto	1373.4	2.1	0.84	2884.14	1153.65
<b>Peso vacío total</b>	<b>11.350 KN</b>				
Pasajero 2-3	1589.22	3.4	0.73	5403.34	1160.13
Pasajero 4-5	1589.22	4.3	0.73	6833.64	1160.13
Pasajero 6-7	1589.22	5.2	0.73	8263.94	1160.13
Pasajero 8-9	1589.22	6.1	0.73	9694.24	1160.13
Pasajero 10-11	1589.22	7	0.73	11124.54	1160.13
Pasajero 12-13-14	2383.83	7.9	0.73	18832.25	1740.19
Compartimiento del.	1765.8	0.5	0.45	882.90	794.61
Compartimiento tras.	147.15	8.7	1.19	1280.20	175.10
Herramienta mecánico	186.39	2.45	0.93	456.65	173.34
<b>Peso de paga</b>	<b>12.429 KN</b>				
<b>TOTAL</b>	<b>23.779 KN</b>			<b>114.742 KNm</b>	<b>17.413 KNm</b>

<sup>7</sup> Proyecto NAUTI, Diseño estructural del fuselaje, Juan Salgado Estrada, México D.F. 1980.

<b>Tabla 2.2 Límite trasero del conjunto fuselaje.</b>					
<b>Concepto</b>	<b>Peso (W) (N)</b>	<b>x (m)</b>	<b>y (m)</b>	<b>Wx (Nm)</b>	<b>Wy (Nm)</b>
Fuselaje básico	3924	5.37	0.93	21071.88	3649.32
Empenaje Vertical	441.45	11.35	2.93	5010.45	1293.44
Empenaje Horizontal	539.55	12.11	1.79	6533.95	965.79
Controles	137.34	5.8	1.82	796.57	249.95
Instrumentos	529.74	1.45	0.93	768.12	492.65
Compensadores	88.29	1.4	0.63	123.60	55.62
Radio	882.9	0.85	0.27	750.46	238.38
Asientos	647.46	5.37	0.93	3476.86	602.13
Tren principal	1618.65	5.65	-0.12	9145.37	-194.23
Tren nariz	539.55	1.1	-0.11	593.50	-59.35
Equipo eléctrico	627.84	1.3	0.45	816.19	282.52
Piloto y copiloto	1373.4	2.1	0.84	2884.14	1153.65
<b>Peso vacío total</b>	<b>11.350 KN</b>				
Pasajero 2-3	1373.4	3.4	0.73	4669.56	1002.58
Pasajero 4-5	1373.4	4.3	0.73	5905.62	1002.58
Pasajero 6-7	1373.4	5.2	0.73	7141.68	1002.58
Pasajero 8-9	1373.4	6.1	0.73	8377.74	1002.58
Pasajero 10-11	1373.4	7	0.73	9613.80	1002.58
Pasajero 12-13-14	2060.1	7.9	0.73	16274.79	1503.87
Compartimiento del.	588.6	0.5	0.45	294.30	264.87
Compartimiento tras.	1628.46	8.7	1.19	14167.60	1937.86
Herramienta mecánico.	186.39	2.45	0.93	456.65	173.34
<b>Peso de paga</b>	<b>11.330 KN</b>				
<b>TOTAL</b>	<b>22.680 KN</b>			<b>11.887 KNm</b>	<b>17.622 KNm</b>

Se puede observar que el límite delantero se localiza a una distancia en  $x = 4.825 m$  y  $y = 0.732 m$ , mientras que para el límite trasero están a una distancia en  $x = 5.241 m$  y  $y = 0.777 m$ , como se muestra en la figura 2.2.

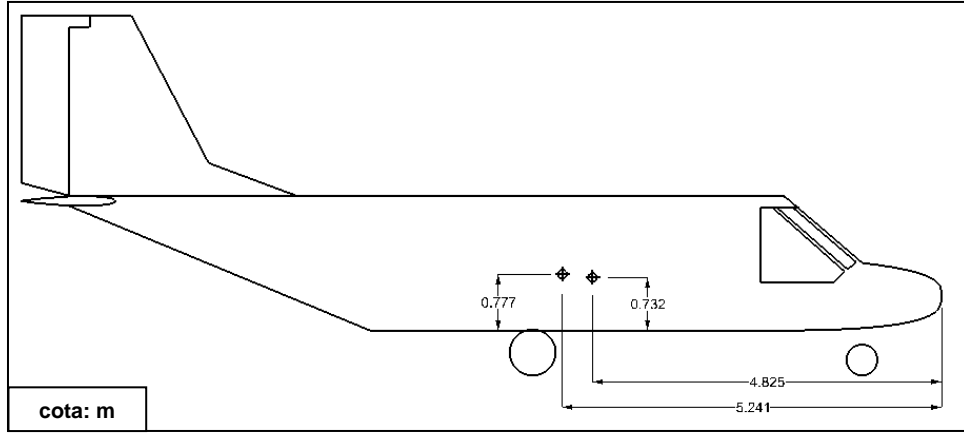


Figura 2.2 Límites delantero y trasero de CG del conjunto fuselaje.

Se realizó el balance de pesos únicamente en el conjunto fuselaje debido a que será este el centro de análisis de este trabajo y es donde se presentarán las posibles modificaciones, dejando los demás componentes sin alteración alguna.

Por consiguiente se analizará qué elementos de la carga de paga pueden ser retirados y así conocer el peso disponible para la adaptación del tanque externo.

De las tablas 2.1 y 2.2 se quitan la carga de paga que no será ocupada, la cual consta de todos los pasajeros (del 2 al 14), el peso en los dos compartimientos (delantero y trasero), la herramienta del mecánico y los asientos. Esto da como resultado un peso del conjunto fuselaje vacío general de:

<b>Tabla 2. 3 Distribución de pesos del conjunto fuselaje en vacío.</b>					
<b>Concepto</b>	<b>Peso (W) (N)</b>	<b>x (m)</b>	<b>y (m)</b>	<b>Wx (Nm)</b>	<b>Wy (Nm)</b>
Fuselaje básico	3924	5.37	0.93	21071.88	3649.32
Empenaje Vertical	441.45	11.35	2.93	5010.4575	1293.44
Empenaje Horizontal	539.55	12.11	1.79	6533.9505	965.79
Controles	137.34	5.8	1.82	796.572	249.95
Instrumentos	529.74	1.45	0.93	768.123	492.65
Compensadores	88.29	1.4	0.63	123.606	55.62
Radio	882.9	0.85	0.27	750.465	238.38
Tren principal	1618.65	5.65	-0.12	9145.3725	-194.23
Tren nariz	539.55	1.1	-0.11	593.505	-59.35
Equipo eléctrico	627.84	1.3	0.45	816.192	282.52
Piloto y copiloto	1373.40	2.1	0.84	2884.14	1153.65
<b>Peso vacío</b>	<b>10.702 KN</b>			<b>48.494 KNm</b>	<b>8.127 KNm</b>

Restando el peso en vacío del fuselaje (tabla 2.3) al peso máximo del mismo (tabla 2.1), conocemos el peso disponible para poder adaptar el tanque externo, respetando el diseño original de la aeronave.

Se elije el peso del límite delantero de CG, que como se observa en las tablas anteriores es el mayor de los dos límites y es el que se usará para los cálculos posteriores, ya que se necesita calcular toda la estructura con el máximo peso en la que puede operar el avión.

$$W_{Pd} = W_{CF_{maxO}} - W_{CFb} \quad (2.1)$$

Donde:

$W_{Pd}$  = Peso de paga disponible

$W_{CF_{maxO}}$  = Peso máxima del conjunto fuselaje del diseño original

$W_{CFb}$  = Peso del conjunto fuselaje básico

Sustituyendo los valores:

$$W_{Pd} = 23.779 \text{ KN} - 10.702 \text{ KN} = 13.076 \text{ KN}$$

Ahora bien si se resta el peso total del tanque ( $W_{T_{max}}$ ) al peso disponible en el avión ( $W_{Pd}$ ), se determinará el peso libre ( $W_L$ ), que es el peso disponible para la configuración de peso total de tanque, es decir, si es necesario cargar más peso en la aeronave, se tiene:

$$W_L = W_{Pd} - W_{t_{max}} \quad (2.2)$$

$$W_L = 13.076 \text{ KN} - 11.987 \text{ KN} = 1.088 \text{ KN}$$

Una vez posicionado en tanque se tiene a disposición 1089 N que pueden ser utilizados sin alterar el diseño original, siempre y cuando se haga el análisis de la posición adecuada en donde situarlo, para no modificar los límites del CG establecidos.

Este análisis se llevará a cabo utilizando el método de momento estático con los pesos, respetando el eje de referencia en la punta de la nariz de la aeronave, así como las distancias a los pesos ya antes mencionados.

## 2.2 Primera estimación de posición del tanque.

En este apartado se hará una primera proposición para localizar el tanque con la condición de que equilibre a la aeronave y mantenga los dos límites de CG, en todo caso de que la posición del tanque no se encuentre dentro de los límites, será necesario otro acomodo de pesos, para respetar los CG anteriores.

El siguiente diagrama muestra este proceso.

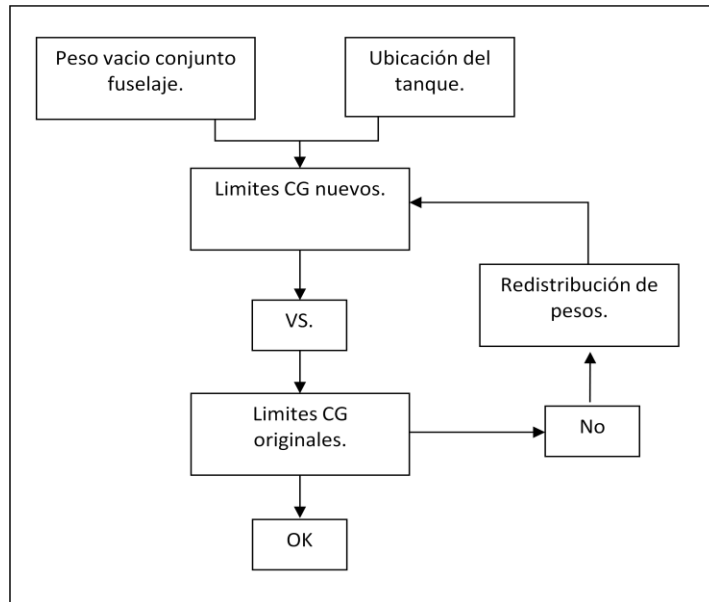


Figura 2.3 Metodología para la ubicación del tanque.

Se procederá ubicando el centro de gravedad del tanque ( $CG_t$ ) que se muestra en la figura 1.34, primeramente sobre X, para posteriormente ubicarlo sobre Y. Dada la simetría de la aeronave a Z la posición del tanque quedará en el origen del mismo. Teniendo en cuenta la siguiente nomenclatura:

Se usará en el peso del conjunto fuselaje (CF) el subíndice “v” para indicar que es con tanque vacío y “max” para indicar que es con tanque lleno; también el subíndice “D” y “T” en el CG para indicar que es el trasero y el delantero respectivamente.

Para obtener los límites de CG es necesario conocer la suma de todos los pesos, también la multiplicación de estos por su distancia al datum (Momento estático de primer orden) como se expresa:

$$W_{CFb} = \sum_{i=1}^n W_i = W_n + W_{n-1} + \dots + W_1 \quad (2.3)$$

$$W_{CFb}x = \sum_{i=1}^n (W_i \cdot x_i) = (W_n \cdot x_n) + (W_{n-1} \cdot x_{n-1}) + \dots + (W_1 \cdot x_1) \quad (2.4)$$

Se escoge el límite de CG trasero del conjunto fuselaje (Figura 2.2) y el peso máximo del mismo más el peso del tanque lleno, para obtener la distancia del  $CG_t$  despejándola de la siguiente ecuación:

$$CG_{TCF_x} = \frac{W_{CFb} x + W_{tmax} d}{W_{CFb} + W_{tmax}} \quad (2.5)$$

$$5.2411m = \frac{48.494 KNm + (11.987 KN * d)}{10.702 KN + 11.987 KN}$$

Despejando la distancia (d):

$$d = \frac{5.24m * (10.702 KN + 11.987 KN) - 48.494 KNm}{11.987 KN}$$

$$d = 5.87 m$$

Ahora necesitamos saber cuál es el  $CG_{DCF}$  cuando colocamos el tanque de agua vacío a la distancia indicada. Para lo cual tenemos:

$$CG_{DCF_x} = \frac{W_{CFb} x + W_{tv} d}{W_{CFb} + W_{tv}} \quad (2.6)$$

$$CG_{DCF_x} = \frac{48.494 KNm + (1.177 KN * 5.87m)}{10.702 KN + 1.177 KN}$$

$$CG_{DCF_x} = 4.66 m$$

Como se puede observar, la posición del tanque se encuentra dentro del límite trasero de CG, pero no el delantero.

Existen varias formas de remediar este problema: una es calcular la posición del tanque nuevamente hasta que quede dentro de los dos límites de CG, pero esto podría reducir el rango entre estos dos límites. Otra posibilidad es lastrar el avión, lo que permitiría mantener los límites de CG previamente establecidos. En vista de que se tiene 1089 N de peso libre y que los compartimientos traseros y delanteros no son ocupados, se lastrará el avión en la parte trasera, ya que se necesita recorrer el  $CG_{DCF}$  hacia esa dirección.

### 2.3 Centro de gravedad y peso de lastre final para el conjunto fuselaje.

Para saber el peso de lastre ( $W_{Lt}$ ) que debe de contener el compartimiento de carga trasero y la posición correcta del tanque ( $d$ ), se usarán las ecuaciones 2.5 y 2.6, en forma simultánea, como se muestra enseguida:

$$W_{CFmax} = W_{CFb} + W_{tmax} + W_{Lt} \quad (2.7)$$

$$W_{CFv} = W_{CFb} + W_{tv} + W_{Lt} \quad (2.8)$$

$$CG_{TCFx} = \frac{W_{CFmax}x}{W_{CFmax}} \quad (2.9)$$

$$5.2411m = \frac{48.494 \text{ KNm} + (11.987 \text{ KN} \cdot d) + (W_{Lt} \cdot 8.7 \text{ m})}{22.690 \text{ KN} + W_{Lt}} \quad (2.9a)$$

$$CG_{DCFx} = \frac{W_{CFv}x}{W_{CFv}} \quad (2.10)$$

$$4.8253m = \frac{48.494 \text{ KNm} + (1.177 \text{ KN} \cdot d) + (W_{CT} \cdot 8.7 \text{ m})}{11.879 \text{ KN} + W_{Lt}} \quad (2.6a)$$

Ahora simplificando y reduciendo las ecuaciones 2.5.a y 2.6.a se obtiene:

$$3.458m \cdot W_{Lt} + 11.987 \text{ KN} \cdot d = 70.429 \text{ KNm}$$

$$3.874m \cdot W_{Lt} + 1.177 \text{ KN} \cdot d = 8.829 \text{ KNm}$$

Resolviendo el sistema de ecuaciones obtenemos los siguientes resultados:

$$d = 5.71 \text{ m} \quad \text{y} \quad W_{Lt} = 541.36 \text{ N}$$

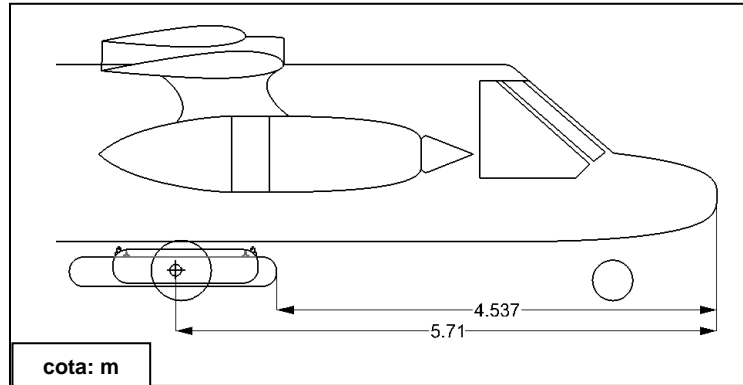


Figura 2.4 Posición del tanque en el fuselaje.

Una vez obtenida la posición del  $CG_t$  en X y el peso de lastre necesario, solo resta conocer la posición del  $CG_t$  sobre el Y, para este fin regresamos a la tabla 2.3 y se nota que el valor de la coordenada en Y del conjunto fuselaje sin el tanque es de:

$$CG_{CFb_y} = \frac{W_{CFb} \cdot y}{W_{CFb}}$$

$$CG_{CFb_y} = \frac{8.127 \text{ KNm}}{10.702 \text{ KN}} = 0.759 \text{ m}$$

Ahora se hará la suma del momento generado por el tanque en Y con el mismo procedimiento que se hizo anteriormente, proponiendo una distancia de 0.35 m para la localización del tanque por debajo de X, distancia que permite no obstruir con el espacio del tren de aterrizaje.

$$CG_{TCF_y} = \frac{W_{CFmax} \cdot y}{W_{CFmax}} = \frac{8.127 \text{ KNm} - (11.987 \text{ KN} \cdot 0.35\text{m}) - (0.541 \text{ KN} \cdot -1.19\text{m})}{22.690 \text{ KN} + 0.541 \text{ KN}}$$

$$CG_{TZF} = 0.1969 \text{ m}$$

$$CG_{DZF} = \frac{W_{CFv} \cdot y}{W_{CFv}} = \frac{8.127 \text{ KNm} - (1.177 \text{ KN} \cdot 0.35\text{m}) - (0.541 \text{ KN} \cdot -1.19\text{m})}{11.879 \text{ KN} + 0.541 \text{ KN}}$$

$$CG_{TZF} = 0.673 \text{ m}$$



Resumiendo podemos marcar finalmente los dos límites del CG del conjunto fuselaje,

$$CG_{TCF}: x = 5.2411m \quad y = 0.1969m$$

$$CG_{DCF}: x = 4.8253m \quad y = 0.673m$$

En seguida se presenta el dibujo donde se localiza el CG del conjunto fuselaje:

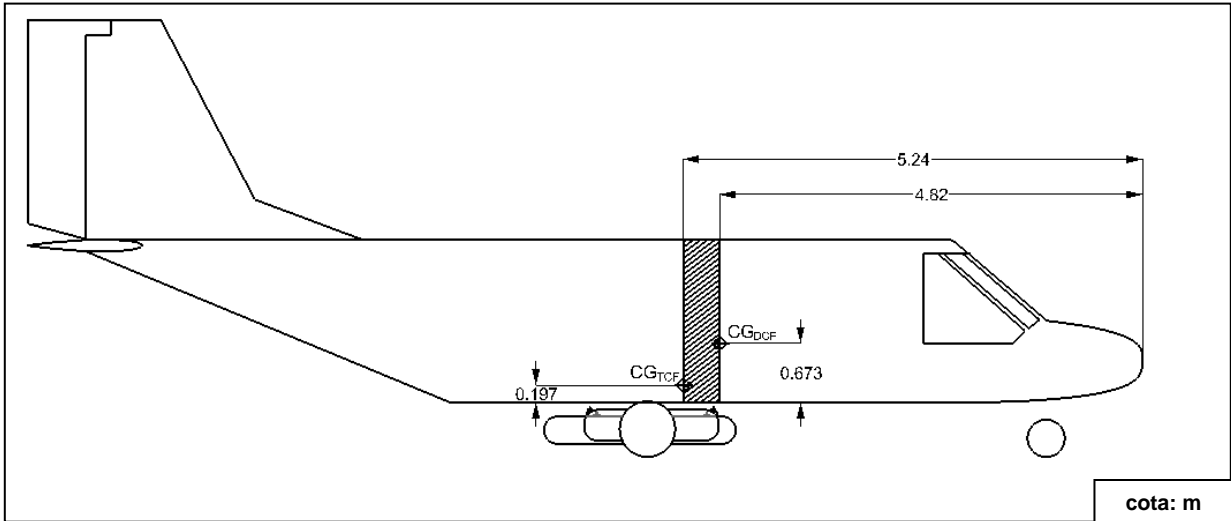


Figura 2.5 Límites del CG del conjunto fuselaje.

## 2.4 Centro de gravedad total de la aeronave.

Como ya se tiene el conjunto fuselaje con sus límites referenciados a la nariz del avión (datum), para obtener el centro de gravedad delantero ( $CG_D$ ) y el centro de gravedad trasero ( $CG_T$ ) de la aeronave sólo se necesita agregar el ala y los motores, con su peso y balance respectivo.

En la siguiente tabla se muestra las características de peso y CG de los tres grupos que usaremos el grupo alar, el grupo propulsor y el grupo fuselaje.

Tabla 2.4 Pesos y GG de los grupos del avión.			
Grupo	Peso (KN)	$CG_x$ (m)	$CG_y$ (m)
Alar ( $W_A$ )	3.629	5.25	1.97
Propulsor ( $W_P$ )	12.311	4.66	0.93
Fuselaje ( $W_{CFV}$ )	12.421	4.82	0.67
Fuselaje ( $W_{CFmax}$ )	23.231	5.24	0.19

Teniendo ya estos valores, sólo resta hacer el peso y balance de todos los componentes del avión como se estableció desde el inicio del capítulo. De la tabla 2.4 se puede conocer el peso en vacío ( $W_v$ ) y máximo ( $W_{max}$ ) del avión completo:

$$W_v = W_A + W_P + W_{CFv} \quad (2.11)$$

$$W_{max} = W_A + W_P + W_{CFmax} \quad (2.12)$$

- Para el límite delantero:  $CG_D = \frac{\Sigma(W_n \text{ CG})}{W_v} \quad (2.13)$

$$CG_{Dx} = \frac{(3.629 \text{ KN} * 5.25 \text{ m}) + (12.311 \text{ KN} * 4.66 \text{ m}) + (12.421 \text{ KN} * 4.82 \text{ m})}{3.629 \text{ KN} + 12.311 \text{ KN} + 12.421 \text{ KN}}$$

$$CG_{Dx} = \frac{136.503 \text{ KNm}}{28.362 \text{ KN}} = 4.81 \text{ m}$$

$$CG_{Dy} = \frac{(3.629 \text{ KN} * 1.9719 \text{ m}) + (12.311 \text{ KN} * 0.93 \text{ m}) + (12.421 \text{ KN} * 0.673 \text{ m})}{3.629 \text{ KN} + 12.311 \text{ KN} + 12.421 \text{ KN}}$$

$$CG_{Dy} = \frac{26.966 \text{ KNm}}{28.362 \text{ KN}} = 0.95 \text{ m}$$

- Para el límite trasero:

$$CG_T = \frac{\Sigma(W_n \text{ CG})}{W_{max}} \quad (2.14)$$

$$CG_{Tx} = \frac{198.328 \text{ KNm}}{39.173 \text{ KN}} = 5.06 \text{ m}$$

$$CG_{Ty} = \frac{23.181 \text{ KNm}}{39.173 \text{ KN}} = 0.59 \text{ m}$$

Finalmente los límites del centro de gravedad de la aeronave completa son:

$$GG_T: x = 5.062 \text{ m} \quad y = 0.592 \text{ m}$$

$$GG_D: x = 4.812 \text{ m} \quad y = 0.951 \text{ m}$$

Como se muestra en la imagen:

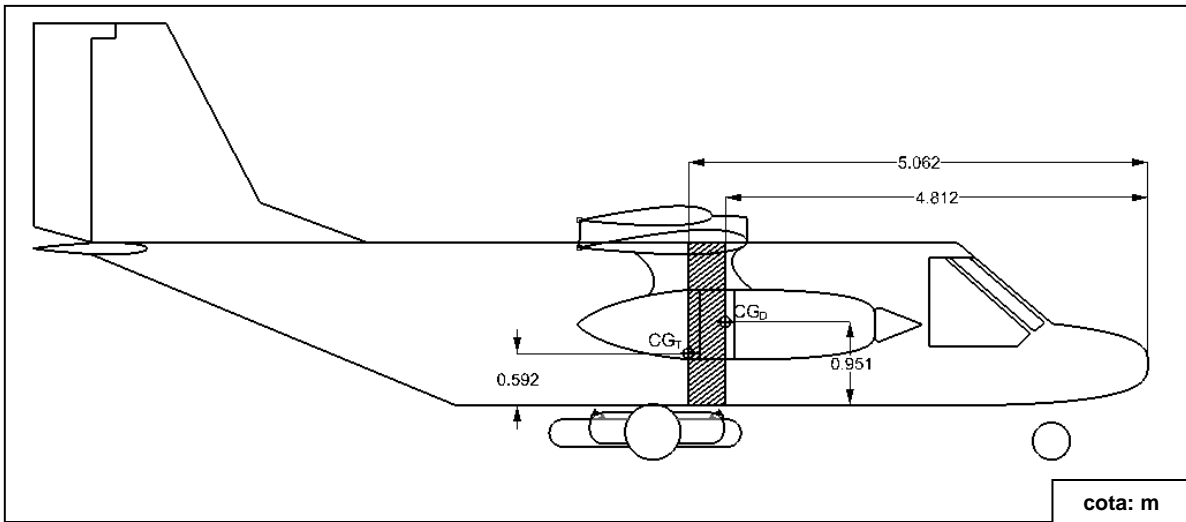


Figura 2.6 Límites del centro de gravedad del avión.

## **Capítulo III Determinación de condición de vuelo y cuaderna crítica**

Una aeronave en vuelo está sujeta a diversas fuerzas aerodinámicas (levantamiento, resistencia al avance) y sus respectivos momentos que varían dependiendo de las actuaciones (vuelo en maniobra, crucero, picada, etc.), estas fuerzas afectan a la estructura del avión y son tomadas como punto de partida para el diseño estructural de cada componente del avión.

Las fuerzas generadas por el ala, empenaje, motores, tren de aterrizaje, etc. son transmitidas a la estructura del fuselaje; por lo que determinar en que sección del fuselaje se generan los mayores esfuerzos, es el propósito de este capítulo.

La determinación de dicha sección se logrará a raíz de conocer los diagramas de fuerzas cortantes y momentos flectores para cada condición de vuelo, en las distintas configuraciones de la aeronave. Los diagramas se obtienen con las cargas aplicadas en el fuselaje, las cuales son: reacciones en el empotre del ala, fuerza de inercia del conjunto fuselaje y levantamiento del empenaje horizontal y que surgen a partir de los factores de carga a los cuales está sometido la aeronave en vuelo.

### **3.1 Levantamiento del empenaje horizontal**

Con los límites de CG previamente calculados en el capítulo anterior y conociendo las cargas aplicadas en el fuselaje es posible obtener la fuerza que equilibra a la aeronave en vuelo. Esta fuerza es el levantamiento producido por el empenaje horizontal, y puede ser calculado de varias maneras, para esta tesis se usará un método que permita la facilidad de establecer el origen de forma arbitraria, además de que no se considerará el coeficiente de momentos, debido a que todas las fuerzas aerodinámicas se concentran en el centro de presiones, como se muestra en la figura siguiente:

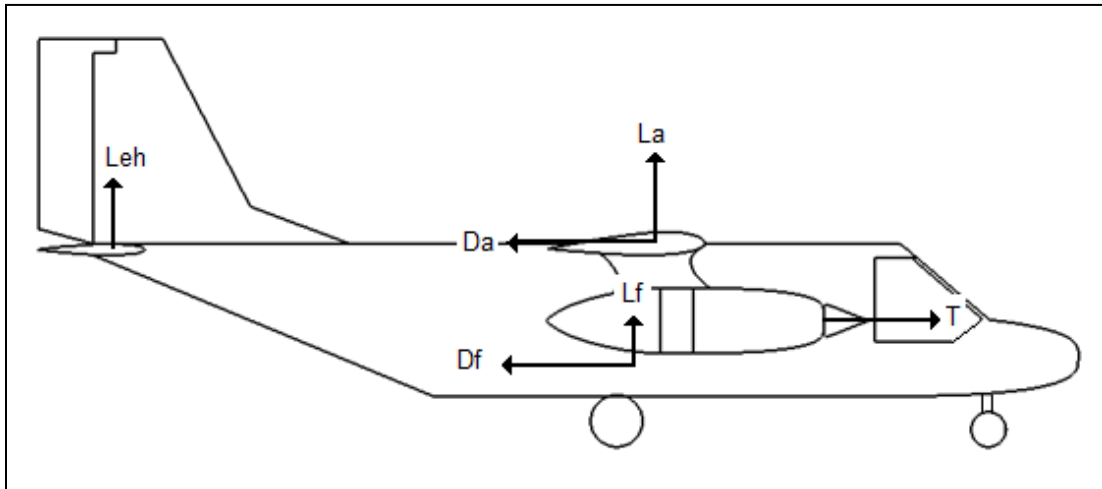


Figura 3.1. Cargas aplicadas en el avión.

La figura 3.2 presenta las distancias necesarias para el cálculo de la fuerza de equilibrio en este modelo junto con la nomenclatura que se usará, cabe mencionar que el sistema de coordenadas, se localiza en la punta de la nariz y en el eje de tracción.

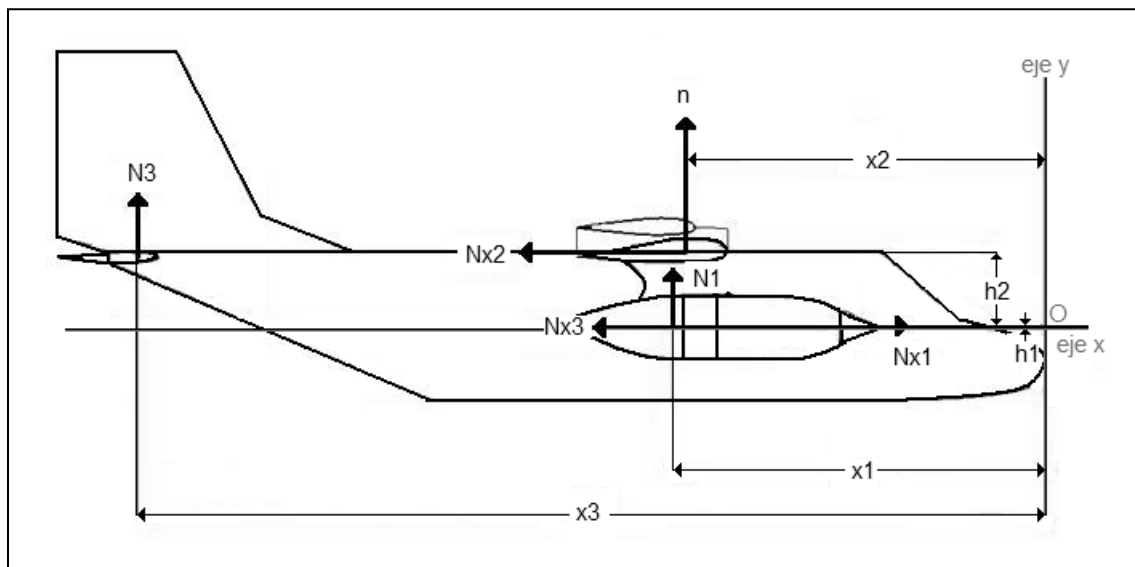


Figura 3.2 Distancias y factores de carga para el cálculo de cargas de equilibrio en el avión.

De la figura anterior se tiene que:

$N$  = Factor de carga (levantamiento del ala).

$Nx2$  = Resistencia del ala.

$Nx1$  = Tracción.

$Nx3$  = Resistencia del fuselaje.

N3 = Levantamiento del empenaje.

N1 = Levantamiento del fuselaje.

x2 = Distancia del eje vertical al centro de presión del ala.

x1 = Distancia del eje vertical al CG.

x3 = Distancia del eje vertical al centro de presión del empenaje horizontal.

h1 = Distancia del eje horizontal al CG.

h2 = Distancia del eje horizontal al centro de presión del ala.

En las tablas 3.1.1 y 3.1.2, se muestran los datos correspondientes a cada límite de CG, donde:

$S_a$  = Superficie alar.

$C_a$  = Cuerda media aerodinámica.

d = Distancia del datum al borde de ataque del ala.

<b>Tabla 3.1.1 Datos de referencia para cálculo respecto al CG delantero.</b>			
<b><math>W_v</math> (KN)</b>	28.362	<b><math>C_a</math> (m)</b>	1.92
<b><math>S_a</math> (m<sup>2</sup>)</b>	31,63	<b>d m</b>	4.57
<b>x1 (m)</b>	4.8128	<b>Potencia (HP)</b>	1430
<b>x2 (m)</b>	Distancia al <b>Cp.</b>	<b>h1 m</b>	0.0307
<b>x3 (m)</b>	11.68	<b>h2 m</b>	0.94

<b>Tabla 3.1.2 Datos de referencia para cálculo respecto al CG trasero.</b>			
<b><math>W_{max}</math> (KN)</b>	39.173	<b><math>C_a</math> (m)</b>	1.92
<b><math>S_a</math> (m<sup>2</sup>)</b>	31,63	<b>d (m)</b>	4.57
<b>x1 (m)</b>	5.062	<b>Potencia (HP)</b>	1430
<b>x2 (m)</b>	Distancia al <b>Cp.</b>	<b>h1 (m)</b>	-0.3283
<b>x3 (m)</b>	11.68	<b>h2 (m)</b>	0.94

Se observa que los valores de x1 y h1 en las tablas 3.1.1 y 3.1.2 son distintos debido a que son las distancias del datum a cada límite del CG, por lo tanto se hará un análisis para cada uno de ellos.

A continuación se presenta la tabla 3.1.3 con los resultados de levantamiento del empenaje horizontal para el límite delantero del CG, en cada condición de vuelo (A, C, D, E, F y G) que se obtienen a partir de la figura 1.22.

**Tabla 3.1.3 Cargas de equilibrio para el límite delantero del CG.**

Condición de vuelo		A		C		D		E		F		G	
1	Velocidad (nudos)	137		166		248		248		166		130	
2	n	4.4		4.4		4.4		-1		-1.76		-1.76	
3	$P_d$ ( $lb/in^2$ )	63.586		93.356		208.367		208.367		93.356		57.255	
4	$C_L$	1.7368		1.183		0.53		-0.1204		-0.4732		-0.7715	
5	$C_n$	1.7		1.18		0.49		-0.12		-0.45		-0.75	
6	$C_c$	-0.366		-0.1		0		0		-0.05		-0.14	
7	$C_p$	0.3		0.32		0.42		-0.15		0.07		0.12	
8	N	4.3065		4.3887		4.0676		-0.9961		-1.6736		-1.7107	
9	NX2	-0.414		-0.12665		0		0		-0.12665		-0.23302	
10	X2	2.6902		2.7102		2.8302		2.1002		2.4052		2.480208	
11	X3	6.0833		6.0833		6.0833		6.0833		6.0833		6.0833	
12	X1	2.5066		2.5066		2.5066		2.5066		2.5066		2.5066	
13	H1	0.0159		0.0159		0.0159		0.0159		0.0159		0.0159	
14	H2	0.4895		0.4895		0.4895		0.4895		0.4895		0.4895	
Potencia		0	max	0	max	0	max	0	max	0	max	0	max
15	NX1	0	0.399	0	0.329	0	0.220	0	0.220	0	0.329	0	0.421
16	NX3	0.414	0.813	0.126	0.456	0	0.220	0	0.220	0.126	0.456	0.233	0.654
17	N3	-0.280	-0.278	-0.267	-0.265	-0.398	-0.397	-0.113	-0.112	-0.066	-0.065	-0.043	-0.041
18	N1	-4.119	-4.121	-4.132	-4.134	-4.001	-4.002	1.113	1.112	1.826	1.825	1.803	1.801
19	$L_E$ (KN)	-7.95	-7.90	-7.57	-7.53	-1.12	-1.126	-3.223	-3.195	-1.891	-1.849	-1.244	-1.190

De la tabla anterior se tiene que:

Fila 1: Velocidad en nudos en cada una de las seis condiciones de envolvente de vuelo.

Fila 2: Factor de carga correspondiente a cada condición de vuelo.

Fila 3: Presión dinámica ( $P_d$ ) en el sistema inglés debido a la velocidad en nudos.

Fila 4: Coeficiente de levantamiento correspondiente a la presión dinámica.

Fila 5: Coeficiente normal obtenido a partir de la Figura 1.26, para cada condición de vuelo.

Fila 6: Coeficiente cordal obtenido a partir de la Figura 1.26, para cada condición de vuelo.

Fila 7: Centro de presión obtenido a partir de la Figura 1.26, para cada condición de vuelo.

Fila 8: Comprobación de factor de carga.

Fila 9: Factor de carga producido por la resistencia del ala.

Fila 10: Distancia horizontal del datum al  $C_p$  dividido entre la cuerda del ala.

Fila 11: Distancia horizontal del datum al  $C_p$  del empenaje horizontal dividido entre la cuerda del ala.

Fila 12: Distancia horizontal del datum al CG dividido entre la cuerda del ala.

Fila 13: Distancia vertical del datum al CG dividido entre la cuerda del ala.

Fila 14: Distancia vertical del datum al  $C_p$  dividido entre la cuerda del ala.

Fila 15: Factor de carga producido por la tracción con una eficiencia de la hélice de 75%.

Fila 16: Factor de carga producido por la resistencia del fuselaje.

Fila 17: Factor de carga producido por el levantamiento del empenaje.

Fila 18: Factor de carga producido por el levantamiento del fuselaje.

Fila 19: Fuerza de levantamiento en el empenaje en KN.

El procedimiento anterior fue para el límite del CG delantero, a continuación se presenta el correspondiente al límite de CG trasero:



Tabla 3.1.4 Cargas de equilibrio para el límite trasero del CG.													
Condición de vuelo		A		C		D		E		F		G	
1	Velocidad (nudos)	137		166		248		248		166		130	
2	n	4.4		4.4		4.4		-1		-1.76		-1.76	
3	$P_d$ ( $lb/in^2$ )	63.586		93.356		208.367		208.367		93.356		57.255	
4	$C_L$	1.7368		1.183		0.53		-0.1204		-0.4732		-0.7715	
5	$C_n$	1.7		1.18		0.49		-0.12		-0.45		-0.75	
6	$C_c$	-0.366		-0.1		0		0		-0.05		-0.14	
7	$C_p$	0.3		0.32		0.42		-0.15		0.07		0.12	
8	N	4.3065		4.3887		4.0676		-0.9961		-1.6736		-1.71076	
9	NX2	-0.9271		-0.3719		0		0		-0.1859		-0.31934	
10	X2	2.6802		2.7002		2.8002		2.2302		2.4502		2.5002	
11	X3	6.0833		6.0833		6.0833		6.0833		6.0833		6.0833	
12	X1	2.6368		2.6368		2.6368		2.6368		2.6368		2.6368	
13	H1	-0.1709		-0.1709		-0.1709		-0.1709		-0.1709		-0.1709	
14	H2	0.4895		0.4895		0.4895		0.4895		0.4895		0.4895	
Potencia			max	0	max	0	max	0	max	0	max	0	max
15	NX1	0	0.293	0	0.242	0	0.162	0	0.162	0	0.242	0	0.309
16	NX3	0.927	1.22	0.371	0.614	0	0.162	0	0.162	0.185	0.428	0.319	0.628
17	N3	-0.233	-0.247	-0.152	-0.164	-0.208	-0.216	-0.117	-0.126	-0.130	-0.142	-0.130	-0.146
18	N1	-4.166	-4.152	-4.247	-4.235	-4.191	-4.183	1.117	1.126	1.890	1.902	1.890	1.906
19	$L_E$ (KN)	-9.128	-9.699	-5.959	-6.430	-8.168	-8483.65	-4.622	-4.937	-5.130	-5.601	-5.131	-5.732

### 3.2 Cálculo de las reacciones en el empotre del ala

Una vez obtenido el valor de levantamiento del empenaje en cada condición de vuelo, es necesario conocer la totalidad de las cargas que soporta el fuselaje, haciendo un resumen, las cargas ya calculadas son:

1. Tracción generada por la planta motriz y la hélice.
2. Fuerza de inercia del fuselaje.
3. Resistencia al avance, producida por el fuselaje.
4. Levantamiento del empenaje horizontal.

Haciendo un equilibrio estático, podemos analizar el sistema como se muestra en la siguiente imagen:

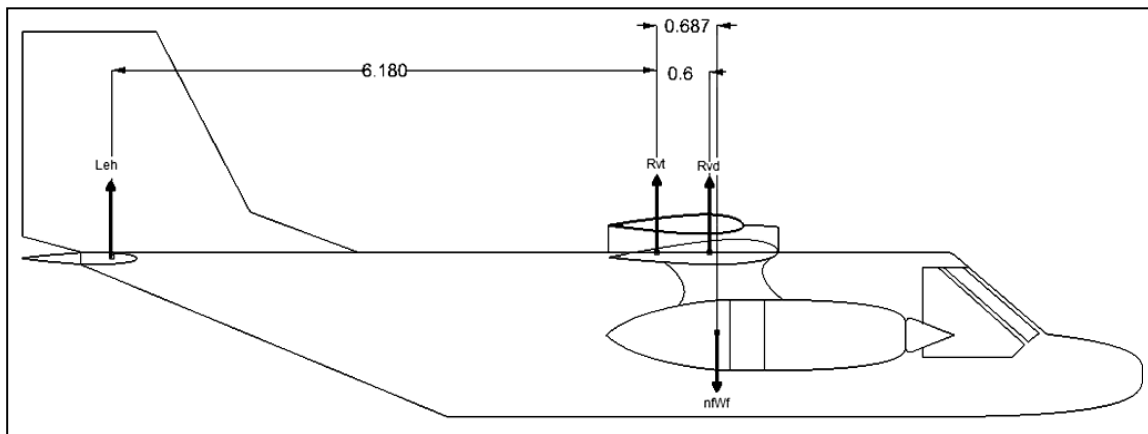


Figura 3.3 Simplificación de fuerzas para cálculo de reacciones en el empotre del ala.

A raíz de las tablas 3.1.3 y 3.1.4, se presentan las tablas 3.2.1 y 3.2.2 donde se resumen los valores de las cargas anteriormente mencionadas para cada condición de vuelo, cada límite de CG y para las potencias cero y máxima.

Límite de CG delantero:

Tabla 3.2.1 Fuerzas en el fuselaje por condiciones de vuelo para límite de CG delantero.						
Condición de vuelo	A		C		D	
Potencia	0	Max	0	Max	0	Max
$N1 \cdot W_{CFv}$ (KN)	49.915	49.937	50.078	50.096	48.492	48.504
$L_{eh}$ (KN)	-7.959	-7.908.	-7.577	-7.535	-11.288	-11.260
Condición de vuelo	E		F		G	
$N1 \cdot W$ (KN)	-13.494	-13.482	-22.134	-22.116	-21.857	-21.835
$L_{eh}$ (KN)	-3.223	-3.195	-1.891	-1.849	-1.244	-1.190

Límite de CG trasero:

<b>Tabla 3.2.2 Fuerzas en el fuselaje por condiciones de vuelo para límite de CG trasero.</b>						
<b>Condición de vuelo</b>	<b>A</b>		<b>C</b>		<b>D</b>	
<b>Potencia</b>	<b>0</b>	<b>Max</b>	<b>0</b>	<b>Max</b>	<b>0</b>	<b>Max</b>
<b>N1*W<sub>CFv</sub> (KN)</b>	97.446	97.106	99.338	99.057	98.019	97.831
<b>L<sub>eh</sub> (KN)</b>	-9.128	-9.699	-5.959	-6.430	-8.168	-8.483
<b>Condición de vuelo</b>	<b>E</b>		<b>F</b>		<b>G</b>	
<b>N1*W (KN)</b>	-26.144	-26.333	-44.221	-44.502	-44.221	-44.580
<b>L<sub>eh</sub> (KN)</b>	-4.622	-4.937	-5.130	-5.601	-5.131	-5.732

Para poder obtener los valores de las dos reacciones para cada condición de vuelo, se usarán los valores más críticos en éstas, los cuales están sombreados en las tablas 3.2.1 y 3.2.2; ya que para calcular una estructura adecuada es necesario hacerlo con las mayores cargas aplicadas en ella.

Con las ecuaciones de equilibrio y poniendo el datum de referencia en la viga trasera del empotre del ala, podemos formular lo siguiente:

$$+\uparrow \sum Fy = 0 = R_{VD} + R_{VT} - N1 * W_{CF} + L_{eh} \quad (3.1)$$

$$+\curvearrowright \sum M_{Zo} = 0 = -R_{VD} * X_{VD} + L_{eh} * X_{eh} + N1 * W_{CF} * CG_x \quad (3.2)$$

Donde:

$R_{VD}$  = Reacción vertical de la viga delantera.

$R_{VT}$  = Reacción vertical de la viga trasera.

$W_F$  = Peso del conjunto fuselaje.

$N1$  = Factor de carga del conjunto fuselaje.

$L_{eh}$  = Levantamiento del empenaje horizontal.

$X_{VD}$  = Distancia del datum a la viga delantera.

$X_{eh}$  = Distancia del datum al  $C_p$  del empenaje horizontal.

$CG_x$  = Distancia del datum al límite del CG.

Resolviendo el sistema de ecuaciones obtenemos el valor de las reacciones para cada condición de vuelo y para cada límite de CG.

Condición de vuelo	A	C	D	E	F	G
<b>R<sub>VT</sub> (KN)</b>	82.683	78.347	120.516	38.382	24.592	17.238
<b>R<sub>VD</sub> (KN)</b>	-24.808	-20.691	-60.734	-48.653	-44.835	-37.851

Condición de vuelo	A	C	D	E	F	G
<b>R<sub>VT</sub> (KN)</b>	135.947	99.544	122.410	48.647	51.219	52.684
<b>R<sub>VD</sub> (KN)</b>	-29.142	5.943	-16.094	-70.043	-90.120	-91.532

### 3.3 Distribución de peso en el fuselaje

El fuselaje está sometido a diversas cargas generadas por los elementos que lo componen, así como por efecto de su propio peso, por lo que es necesario conocer la distribución de pesos aplicados sobre el fuselaje.

Conociendo la distribución de cuadernas y el peso de cada sección de fuselaje, es necesario obtener la distribución de pesos muertos, es decir, aquellos elementos que no son parte de la estructura del mismo. El peso de la estructura será utilizado de manera similar al diseño original<sup>8</sup> debido a que hasta el momento no se ha realizado ninguna modificación.

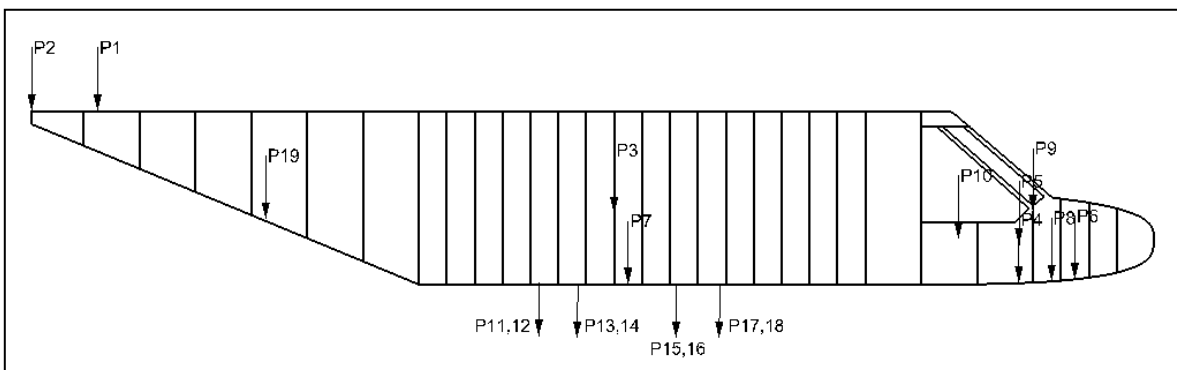
Estación	Distancia (m)	Peso de la sección (N)
0	0.2516	71.338
1	0.4	83.817
2	0.7	89.889
3	1	98.041
4	1.3	140.930
5	1.9	207.011
6	2.5	251.577
7	3.1	164.376
8	3.4	124.459

<sup>8</sup> Proyecto NAUTI, Diseño estructural del fuselaje, Juan Salgado Estrada, México D.F. 1980.

continuación...

9	3.7	121.173
10	4	115.562
11	4.3	127.903
12	4.6	119.868
13	4.9	148.072
14	5.2	108.969
15	5.5	148.082
16	5.8	119.868
17	6.1	127.903
18	6.4	119.868
19	6.7	129.414
20	7	131.346
21	7.3	135.849
22	7.6	131.346
23	7.9	216.723
24	8.5	152.908
25	9.1	116.219
26	9.7	120.231
27	10.3	92.204
28	10.9	125.284
29	11.5	66.836
30	12.02	24.035

La tabla 2.3 muestra el peso y posición de los elementos dentro del fuselaje, mismos que a continuación se ilustran en la figura 3.4, junto con las cargas transmitidas por las sujeciones del tanque al fuselaje, las cuales fueron ubicadas respetando la posición del centro de gravedad del tanque ( $CG_t$ ) calculada en el capítulo 2, además de los planos de la figura 1.34. Los detalles de los herrajes de sujeción se analizarán posteriormente.



**Figura 3.4 Cargas muertas en el fuselaje.**

Donde:

$P_1$ =	Empenaje Vertical	$P_7$ =	Tren principal
$P_2$ =	Empenaje Horizontal	$P_8$ =	Tren nariz
$P_3$ =	Controles	$P_9$ =	Equipo eléctrico
$P_4$ =	Instrumentos	$P_{10}$ =	Piloto y copiloto
$P_5$ =	Compensadores	$P_{11}, \dots, P_{18}$ =	Sujecciones del tanque
$P_6$ =	Radio	$P_{19}$ =	Peso de lastre

Analizaremos el efecto del peso de cada elemento concentrándolo sobre cada una de las cuadernas del fuselaje, idealizando cada sección como una viga simplemente apoyada como se muestra a continuación:

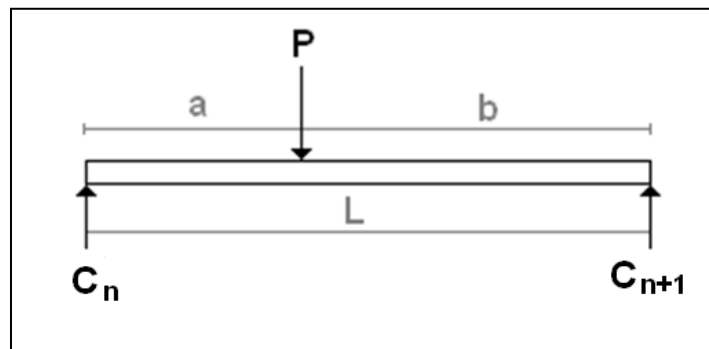


Figura 3.5 Idealización de cargas muertas en las cuadernas.

Donde:

$P_n$  = Peso del elemento a considerar.

$C_n, C_{n+1}$  = Peso transmitido a las cuadernas más cercanas.

$a$  = Distancia de la carga a la cuaderna "n".

$b$  = Distancia de la carga a la cuaderna "n+1".

$L$  = Distancia total entre cuadernas.

Por equilibrio de fuerzas encontramos que:

$$C_n = \frac{Pb}{L} \quad (3.3)$$

$$C_{n+1} = \frac{Pa}{L} \quad (3.4)$$

**Distribución de cargas en el fuselaje para el límite del CG trasero**

El CG del empenaje vertical se encuentra a una distancia de 11.35 m sobre el eje longitudinal del avión, entre las cuadernas 28 y 29 que están a 10.9 m y 11.5 m de la punta del avión.

$$C_{28} = \frac{P_1 b}{L} = \frac{(441.45N)(0.15m)}{0.6m} = 110.36N$$

$$C_{29} = \frac{(441.45N)(0.45m)}{0.6m} = 331.08N$$

Los cuales se aplicarán respectivamente sobre las cuadernas 28 y 29.

Con el tanque de agua totalmente cargado se tiene un peso de 11.987 KN, del cual se tomará una octava parte de este peso para cada sujeción, es decir, 1.498 KN aplicadas a las distancias correspondientes, mostradas en la figura 1.27. Cada sujeción que a continuación se presentan considera la carga que transmiten dos herrajes de sujeción.

- Primera sujeción:

$$C_{13} = \frac{(2 * 1.498 KN)(0.0049m)}{0.3m}$$

$$C_{13} = 2.948 KN$$

$$C_{14} = \frac{(2 * 1.498 KN)(0.2951m)}{0.3m}$$

$$C_{14} = 0.048 KN$$

- Segunda sujeción:

$$C_{13} = \frac{(2 * 1.498 KN)(0.3126m)}{0.3m}$$

$$C_{13} = 2.123 KN$$

$$C_{14} = \frac{(2 * 1.498 KN)(0.0874m)}{0.3m}$$

$$C_{14} = 0.873 KN$$

- Tercera sujeción:

$$C_{17} = \frac{(2 * 1.498 KN)(0.1662m)}{0.3m}$$

$$C_{17} = 1.660 KN$$

$$C_{18} = \frac{(2 * 1.498 KN)(0.1338m)}{0.3m}$$

$$C_{18} = 1.336 KN$$

- Cuarta sujeción:

$$C_{17} = \frac{(2 * 1.498 KN)(0.0236m)}{0.3m}$$

$$C_{17} = 835.13N$$

$$C = \frac{(2 * 1.498 KN)(0.2764m)}{0.3m}$$

$$C_{17} = 2.161 KN$$

Asimismo se seguirá éste procedimiento para cada elemento del fuselaje y se realizará

la sumatoria de estas fuerzas actuantes sobre cada sección, obteniendo la carga muerta total, de manera que al sumar el peso de la sección de fuselaje más la carga muerta se conocerá el respectivo incremento de peso ( $\Delta W_f$ ):

<b>Estación</b>	<b>Peso de la sección (N)</b>	<b>Carga muerta (N)</b>	<b><math>\Delta W_f</math> (N)</b>
0	71.338	0	-71.33
1	83.817	0	-83.81
2	89.889	441.45	-531.33
3	98.041	801.0846	-899.12
4	140.930	1278.5373	-1419.46
5	207.011	1062.7173	-1269.72
6	251.577	457.7346	-709.31
7	164.376	0	-164.37
8	124.459	0	-124.45
9	121.173	0	-121.17
10	115.562	0	-115.56
11	127.903	0	-127.90
12	119.868	0	-119.86
13	148.072	0	-5219.91
14	108.969	0	-1031.00
15	148.082	971.1510373	-957.40
16	119.868	3137.119963	-1066.53
17	127.903	5651.541	-2623.34
18	119.868	608.7105	-3618.31
19	129.414	0	-129.41
20	131.346	0	-131.34
21	135.849	6896.9205	-135.84
22	131.346	1094.88756	-131.34
23	216.723	0	-216.72
24	152.908	98.1	-611.66
25	116.219	49.05	-345.59
26	120.231	0	-120.23
27	92.204	0	-92.20
28	125.284	110.3625	-235.64
29	66.836	331.0875	-397.92
LE	0.000	0	0
30	24.035	539.55	-563.58



**Distribución de cargas en el fuselaje para el límite del CG delantero**

Debido a que el límite delantero es el resultado de tener el avión sin carga de paga, únicamente diferirá este análisis del trasero en el cambio de peso del tanque de agua, es decir, para este caso consideraremos el peso del tanque vacío, dejando los elementos restantes sin modificación.

El peso del tanque de agua vacío es de 1.196 KN, distribuidos en los mismos puntos de sujeción:

- Primera sujeción:

$$C_{13} = \frac{(2 * 1.196 \text{ KN})(0.0049\text{m})}{0.3\text{m}}$$

$$C_{13} = 0.289 \text{ KN}$$

$$C_{14} = \frac{(2 * 1.196 \text{ KN})(0.2951\text{m})}{0.3\text{m}}$$

$$C_{14} = 0.004 \text{ KN}$$

- Segunda sujeción:

$$C_{13} = \frac{(2 * 1.196 \text{ KN})(0.3126\text{m})}{0.3\text{m}}$$

$$C_{13} = 0.208 \text{ KN}$$

$$C_{14} = \frac{(2 * 1.196 \text{ KN})(0.0874\text{m})}{0.3\text{m}}$$

$$C_{14} = 0.085 \text{ KN}$$

- Tercera sujeción:

$$C_{17} = \frac{(2 * 1.196 \text{ KN})(0.1662\text{m})}{0.3\text{m}}$$

$$C_{17} = 0.163 \text{ KN}$$

$$C_{18} = \frac{(2 * 1.196 \text{ KN})(0.1338\text{m})}{0.3\text{m}}$$

$$C_{18} = 0.131 \text{ KN}$$

- Cuarta sujeción:

$$C_{17} = \frac{(2 * 1.196 \text{ KN})(0.0236\text{m})}{0.3\text{m}}$$

$$C_{17} = 0.082 \text{ KN}$$

$$C_{18} = \frac{(2 * 1.196 \text{ KN})(0.2764\text{m})}{0.3\text{m}}$$

$$C_{18} = 0.212 \text{ KN}$$

<b>Tabla 3.3.3 Incremento de peso de fuselaje para limite delantero de CG.</b>			
<b>Estación</b>	<b>Peso de la sección (N)</b>	<b>Carga muerta (N)</b>	<b><math>\Delta W_f</math> (N)</b>
0	71.338	0	-71.338
1	83.817	0	-83.817
2	89.889	441.45	-531.339
3	98.041	801.0846	-899.126
4	140.930	1278.5373	-1419.468
5	207.011	1062.7173	-1269.728
6	251.577	457.7346	-251.577
7	164.376	0	-164.376
8	124.459	0	-124.459
9	121.173	0	-121.173
10	115.562	0	-115.562
11	127.903	0	-127.903
12	119.868	0	-119.868
13	148.072	0	-646.126
14	108.969	0	-199.516
15	148.082	971.1510373	-957.407
16	119.868	3137.119963	-1066.533
17	127.903	5651.541	-372.957
18	119.868	608.7105	-463.415
19	129.414	0	-129.414
20	131.346	0	-131.346
21	135.849	6896.9205	-135.849
22	131.346	1094.88756	-131.346
23	216.723	0	-216.723
24	152.908	98.1	-611.663
25	116.219	49.05	-345.596
26	120.231	0	-120.231
27	92.204	0	-92.204
28	125.284	110.3625	-235.646
29	66.836	331.0875	-397.923
30	24.035	539.55	-563.585

Ahora bien para trazar el diagrama de fuerzas cortantes es necesario multiplicar el incremento de peso de fuselaje por el factor de carga (n), obtenido de la envolvente de vuelo, correspondiente a cada condición de vuelo.

Para el trazo de éste diagrama se requiere introducir las cargas generadas en el empotre de las vigas del ala ( $R_{VD}$  y  $R_{VT}$ ) y levantamiento del empenaje horizontal ( $L_{Eh}$ ) en el lugar correspondiente, dichas cargas son mostradas en las tablas 3.2.1 y 3.2.2.

### 3.4 Diagrama de fuerzas cortantes para cada condición de vuelo y para los límites delantero y trasero

El diagrama de fuerzas cortantes es una representación gráfica de las cargas actuantes sobre el fuselaje debidas al peso por el factor de carga, el cual permitirá determinar la sección crítica, es decir, la sección donde se presentará la mayor carga para su posterior análisis.

#### Límite trasero de CG

#### Velocidad de ascenso positivo (condición A)

Para esta condición de vuelo el factor de carga es  $n = 4.4$ , las reacciones del ala son  $R_{V_{VD}} = -29142.756N$ ,  $R_{V_{VT}} = 135947.907N$  y el levantamiento en el empenaje horizontal es  $LE = -9699.097N$ .

<b>Tabla 3.4.1 Fuerza cortante (condición A).</b>			
<b>Estación</b>	$\Delta W_f (N)$	$n \times \Delta W_f (N)$	$V = \Sigma(n \times \Delta W_f) (KN)$
0	-71.33	-314	-0.314
1	-83.81	-369	-0.683
2	-531.33	-2338	-3.021
3	-899.12	-3956	-6.977
4	-1419.46	-6246	-13.222
5	-1269.72	-5587	-18.809
6	-709.312	-3121	-21.930
7	-164.376	-723	-22.653
8	-124.459	-548	-23.201
9	-121.173	-533	-23.734
10	-115.562	-508	-24.243
11	-127.903	-563	-24.805
12	-119.868	-527	-25.333
13 ( $R_{VD}$ )	-5219.911	-52110	-77.443
14	-1031.002	-4536	-81.980
15 ( $R_{VD}$ )	-957.407	131735	49.756
16	-1066.533	-4693	45.063
17	-2623.341	-11543	33.520
18	-3618.311	-15921	17.600
19	-129.414	-569	17.030
20	-131.346	-578	16.452
21	-135.849	-598	15.855
22	-131.346	-578	15.277
23	-216.723	-954	14.323
24	-611.663	-2691	11.632
25	-345.596	-1521	10.111

continuación...

Tabla 3.4.1 Fuerza cortante (condición A).			
26	-120.231	-529	9.582
27	-92.204	-406	9.176
28	-235.646	-1037	8.140
29	-397.923	-1751	6.389
LE	0.000	-9129	-2.740
30	-563.585	-2480	-5.220

El resultado de la operación  $n \times \Delta W_f$  (columna 3) en las cuadernas 13 y 15, está considerando el efecto de la reacción de la viga delantera y trasera del ala de la siguiente forma:

$$(n \times \Delta W_f) + R_V$$

Ahora bien, se graficará cada una de estas fuerzas contra la estación en que se generan:

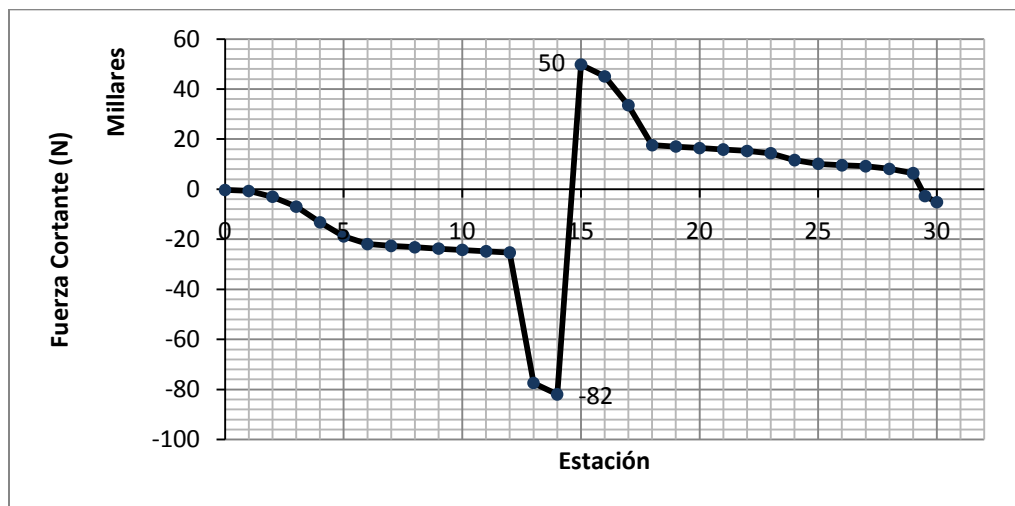


Figura 3.6 Diagrama de fuerza cortante en velocidad de ascenso (Condición A).

Para las siguientes condiciones de vuelo se llevará a cabo el procedimiento anteriormente mostrado y solo serán mostradas las gráficas resultantes para conocer la condición de vuelo y sección de fuselaje crítica.

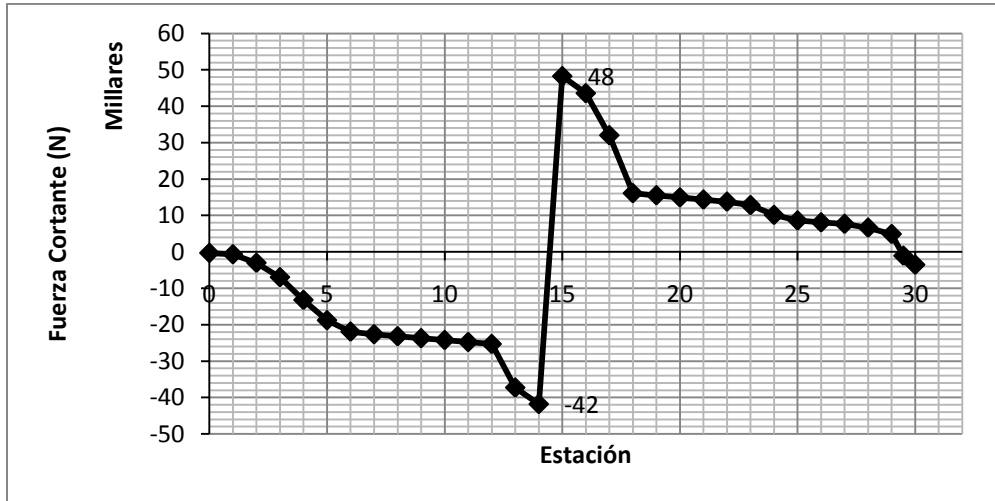


Figura 3.7 Diagrama de fuerza cortante en Velocidad de crucero (condición C).

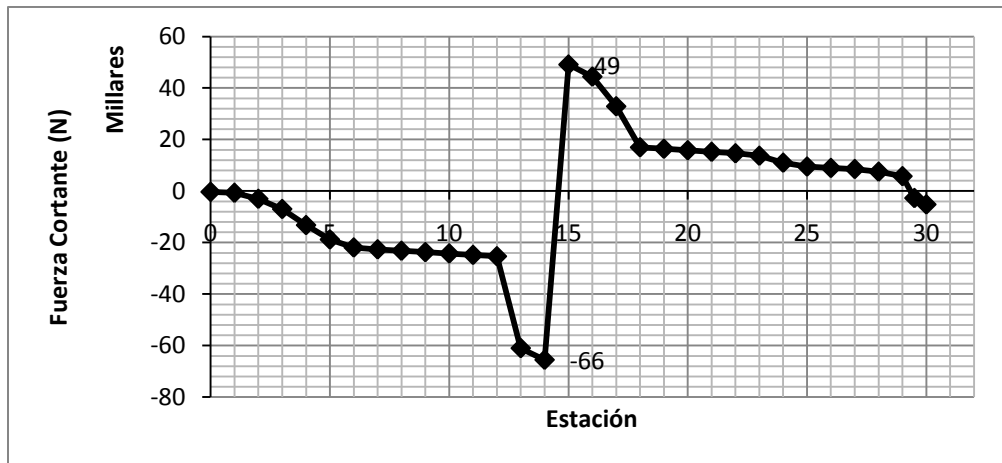


Figura 3.8 Diagrama de fuerza cortante en Velocidad de picada (condición D).

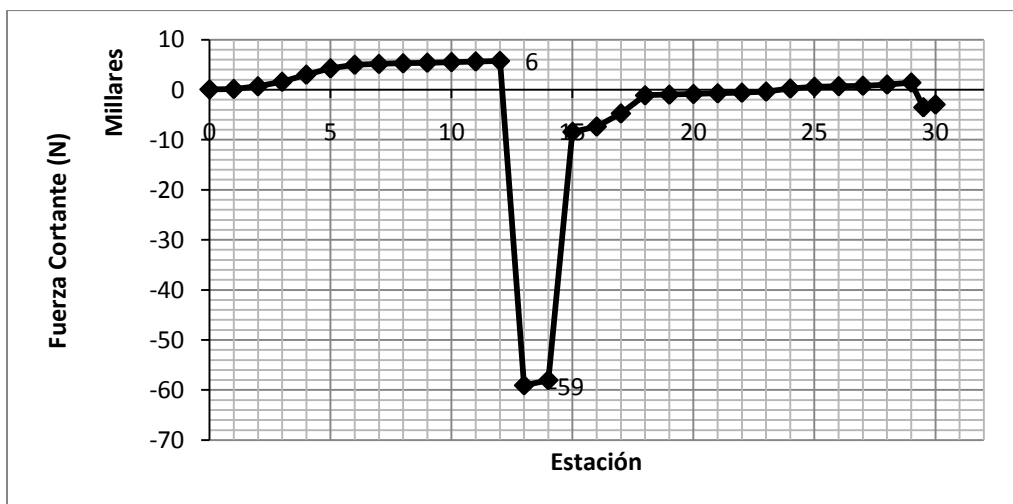


Figura 3.9 Diagrama de fuerza cortante en Velocidad de picada (condición E).

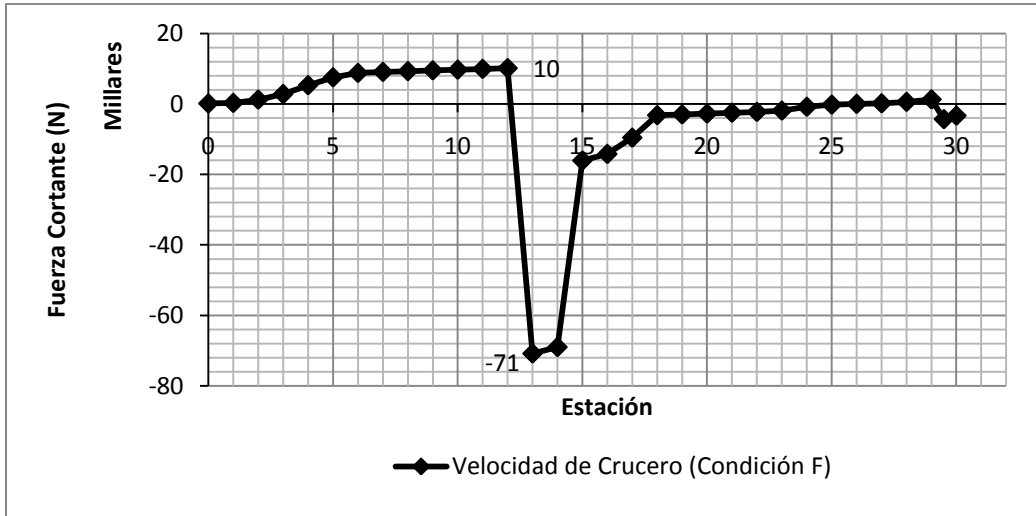


Figura 3.10 Diagrama de fuerza cortante en Velocidad de crucero (condición F).

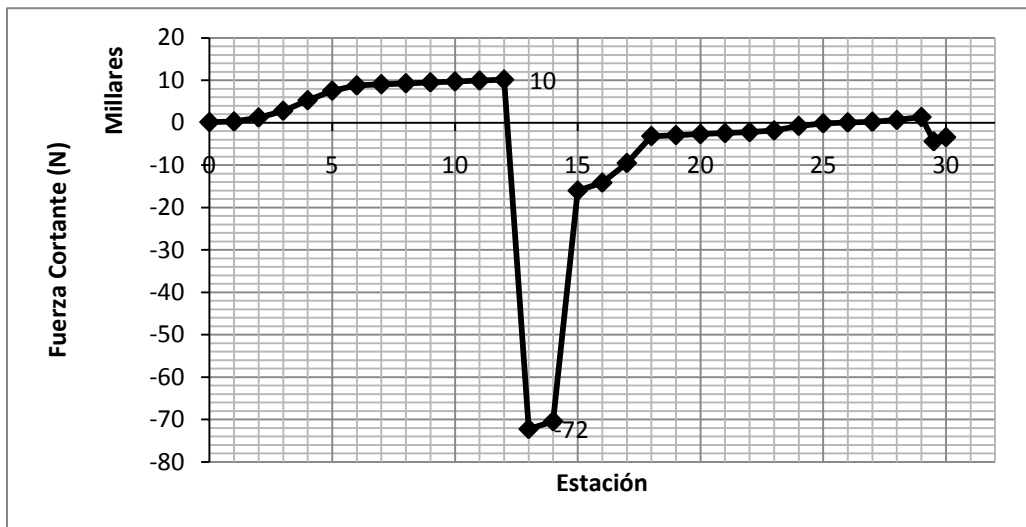


Figura 3.11 Diagrama de fuerza cortante en Velocidad de picada (condición G).

### Límite delantero del CG

#### Velocidad de ascenso positivo (condición A)

Para esta condición de vuelo el factor de carga es  $n = 4.4$ , las reacciones del ala son  $R_{V_{VD}} = -24808.53\text{N}$ ,  $R_{V_{VT}} = 82683.01\text{N}$  y el levantamiento en el empenaje horizontal es  $LE = -7959.06\text{N}$ .

**Tabla 3.4.2 Fuerza cortante (condición A).**

<b>Estación</b>	$\Delta W_f$ (N)	$n \times \Delta W_f$ (N)	$V = \Sigma(n \times \Delta W_f)$ (KN)
0	-71.338	-314	-0.314
1	-83.817	-369	-0.683
2	-531.339	-2338	-3.021
3	-899.126	-3956	-6.977
4	-1419.468	-6246	-13.222
5	-1269.728	-5587	-18.809
6	-709.312	-1107	-19.916
7	-164.376	-723	-20.639
8	-124.459	-548	-21.187
9	-121.173	-533	-21.720
10	-115.562	-508	-22.229
11	-127.903	-563	-22.791
12	-119.868	-527	-23.319
13 (RV <sub>VD</sub> )	-5219.911	-27105	-50.423
14	-1031.002	-878	-51.301
15 (RV <sub>VD</sub> )	-957.407	77894	26.593
16	-1066.533	-4693	21.900
17	-2623.341	-1641	20.259
18	-3618.311	-2039	18.220
19	-129.414	-569	17.651
20	-131.346	-578	17.073
21	-135.849	-598	16.475
22	-131.346	-578	15.897
23	-216.723	-954	14.944
24	-611.663	-2691	12.253
25	-345.596	-1521	10.732
26	-120.231	-529	10.203
27	-92.204	-406	9.797
28	-235.646	-1037	8.760
29	-397.923	-1751	7.009
LE	0.000	-7959	-0.950
30	-563.585	-2480	-3.429



Figura 3.12 Diagrama de fuerza cortante en Velocidad de asenso (condición A).

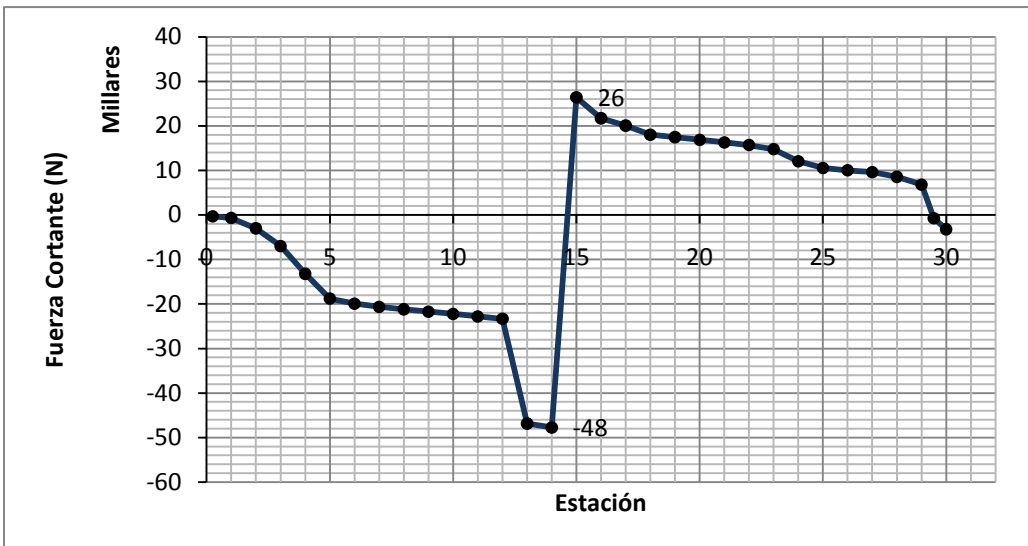


Figura 3.13 Diagrama de fuerza cortante en Velocidad de crucero (condición C).

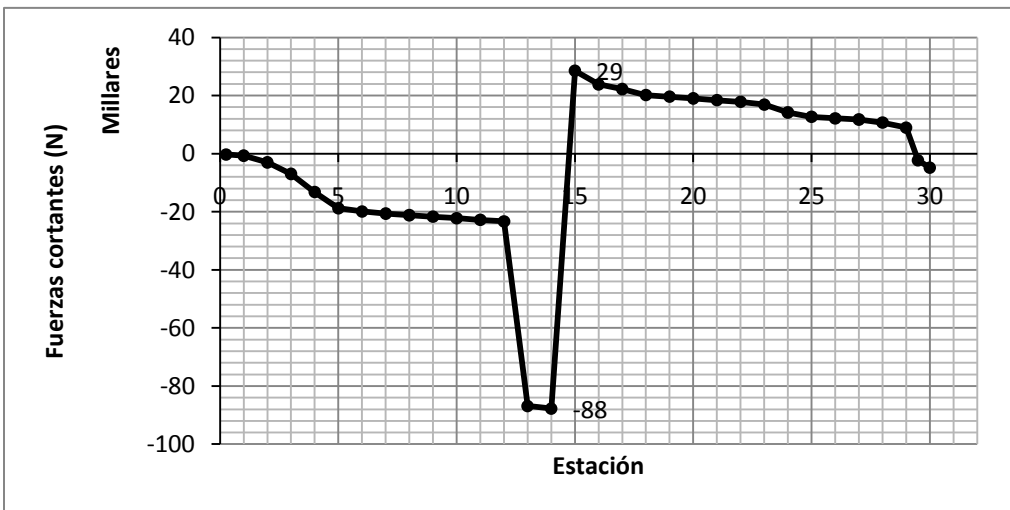


Figura 3.14 Diagrama de fuerza cortante en Velocidad de picada (condición D).



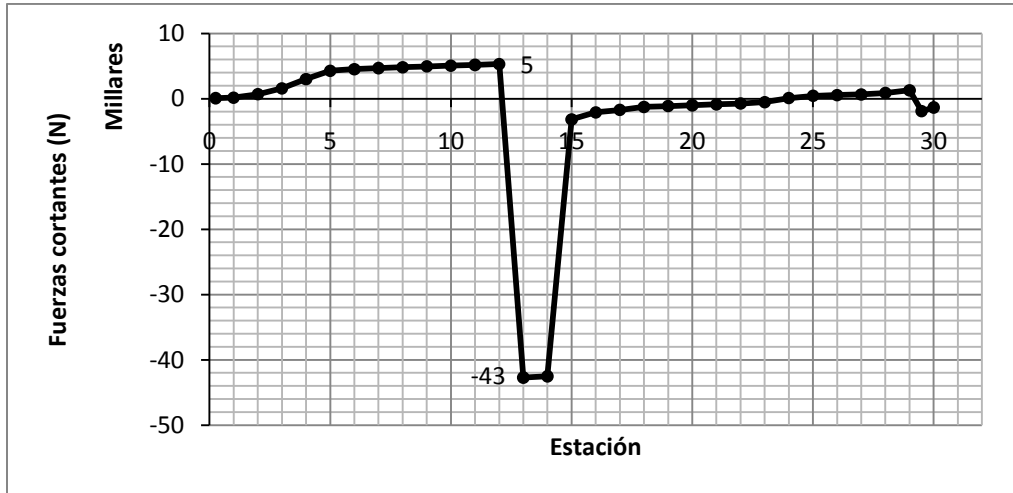


Figura 3.15 Diagrama de fuerza cortante en Velocidad de ascenso (condición E).

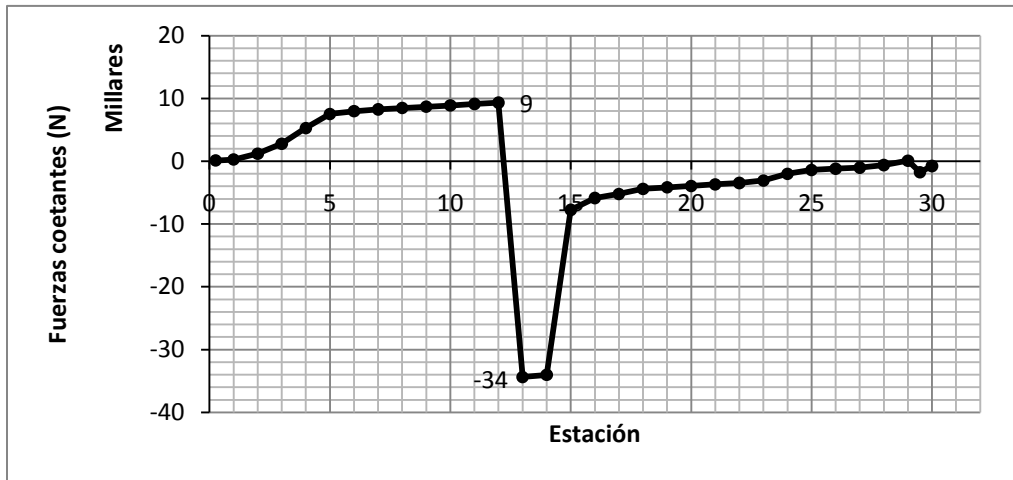


Figura 3.16 Diagrama de fuerza cortante en Velocidad de crucero (condición F).

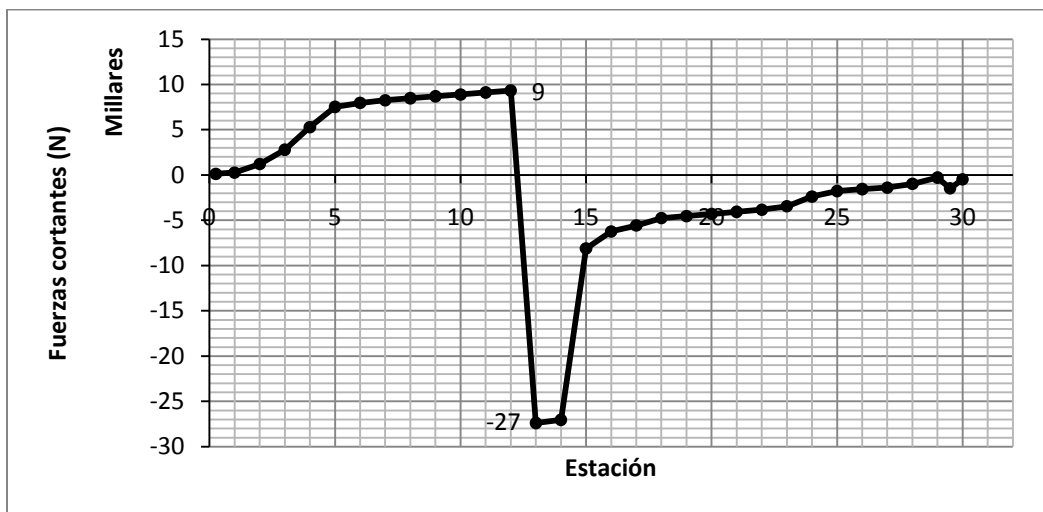


Figura 3.17 Diagrama de fuerza cortante en Velocidad de picada (condición G).

### 3.5 Diagrama de momentos flexionantes

Para la obtención del diagrama de momentos flexionantes, se usarán los diagramas de fuerzas cortantes anteriormente obtenidos, de los cuales se seleccionará la condición de vuelo A en el  $CG_T$ , ya que es éste el que presenta el valor de fuerza cortante más grande cómo es posible observar en la figura 3.6 (condición crítica).

El momento flexionante se obtendrá multiplicando la fuerza cortante actuante en cada cuaderna por la distancia existente entre cada estación ( $\Delta x$ ).

<b>Tabla 3.5.1 Momentos flectores (Condición A).</b>				
<b>Estación</b>	<b><math>x</math> (m)</b>	<b><math>\Delta x</math> (m)</b>	<b><math>\Delta M = V \times \Delta x</math> (KNm)</b>	<b><math>M = \Sigma \Delta M</math> (KNm)</b>
0	0.2516	0	-0.047	-0.047
1	0.4	0.1484	-0.205	-0.251
2	0.7	0.3	-0.906	-1.158
3	1	0.3	-2.093	-3.251
4	1.3	0.3	-7.933	-11.184
5	1.9	0.6	-11.286	-22.470
6	2.5	0.6	-13.158	-35.628
7	3.1	0.6	-6.796	-42.424
8	3.4	0.3	-6.960	-49.384
9	3.7	0.3	-7.120	-56.504
10	4	0.3	-7.273	-63.777
11	4.3	0.3	-7.442	-71.219
12	4.6	0.3	-7.600	-78.819
13 (RV <sub>VD</sub> )	4.9	0.3	-23.233	-102.051
14	5.2	0.3	-24.594	-126.645
15 (RV <sub>VD</sub> )	5.5	0.3	14.927	-111.719
16	5.8	0.3	13.519	-98.200
17	6.1	0.3	10.056	-88.144
18	6.4	0.3	5.280	-82.864
19	6.7	0.3	5.109	-77.755
20	7	0.3	4.936	-72.819
21	7.3	0.3	4.756	-68.063
22	7.6	0.3	4.583	-63.480
23	7.9	0.3	8.594	-54.886
24	8.5	0.6	6.979	-47.907
25	9.1	0.6	6.067	-41.840
26	9.7	0.6	5.749	-36.091
27	10.3	0.6	5.506	-30.585
28	10.9	0.6	4.884	-25.701
29	11.5	0.6	8.94	-24.807
LE	11.64	0.14	-1.041	-25.848
30	12.02	0.38	0	-25.848

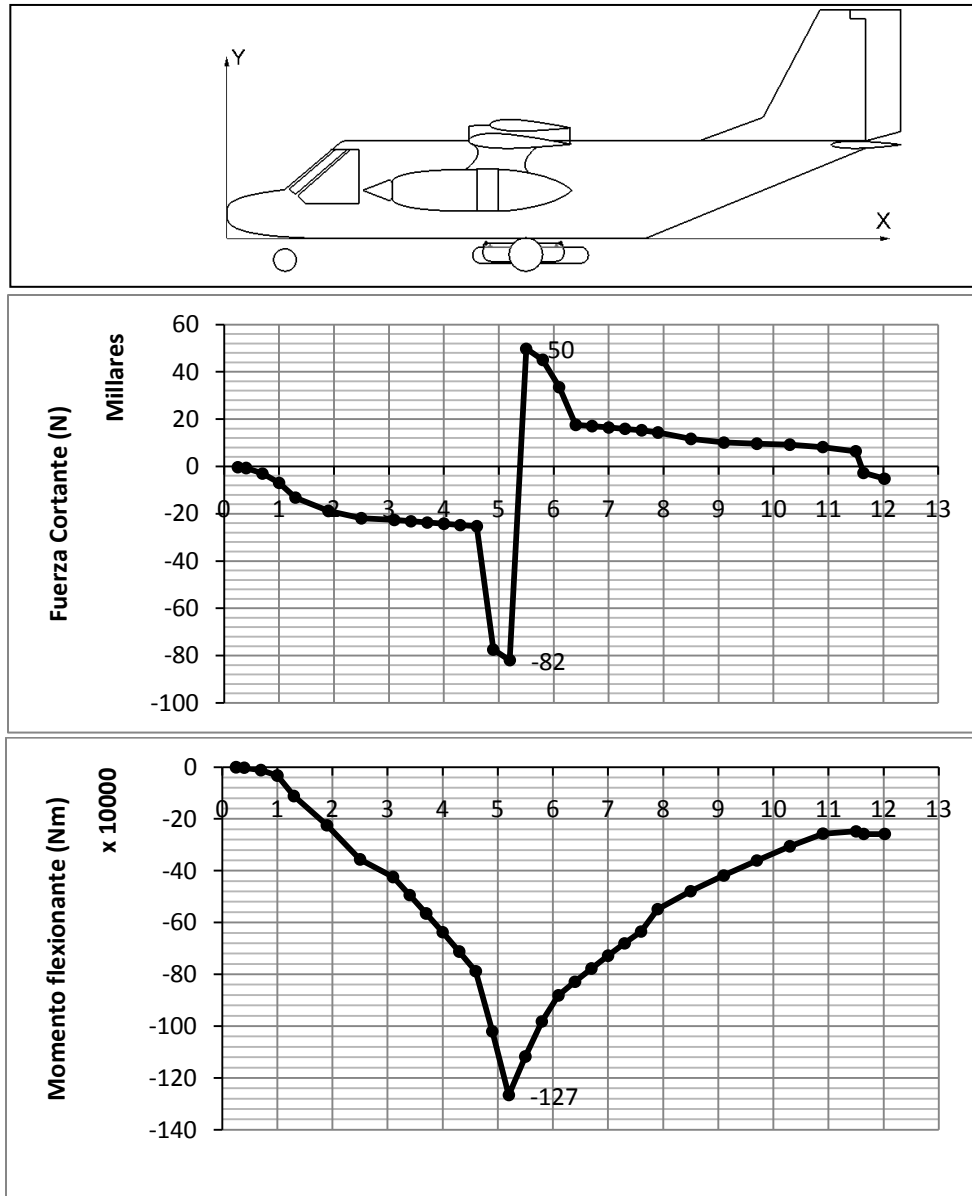


Figura 3.18 Diagrama de fuerza cortante y momento flector en la condición crítica de vuelo (condición A límite trasero de CG).

## Capítulo IV Análisis estructural

Este capítulo está enfocado al análisis de los tres elementos estructurales (larguero, piel y cuaderna) de la sección crítica del fuselaje, con el fin de determinar si es que éstos son capaces de resistir los esfuerzos generados en la configuración de carga que en esta tesis se propone. De no ser así se hará una propuesta de reforzamiento adecuado para este propósito.

### 4.1 Esfuerzos normales aplicados en los largueros

Para calcular los esfuerzos generados en cada uno de los largueros es necesario conocer el valor de momento flexionante en la condición y sección crítica del fuselaje (figura 3.18), la geometría de la sección a analizar y su respectivo momento de inercia centroidal.

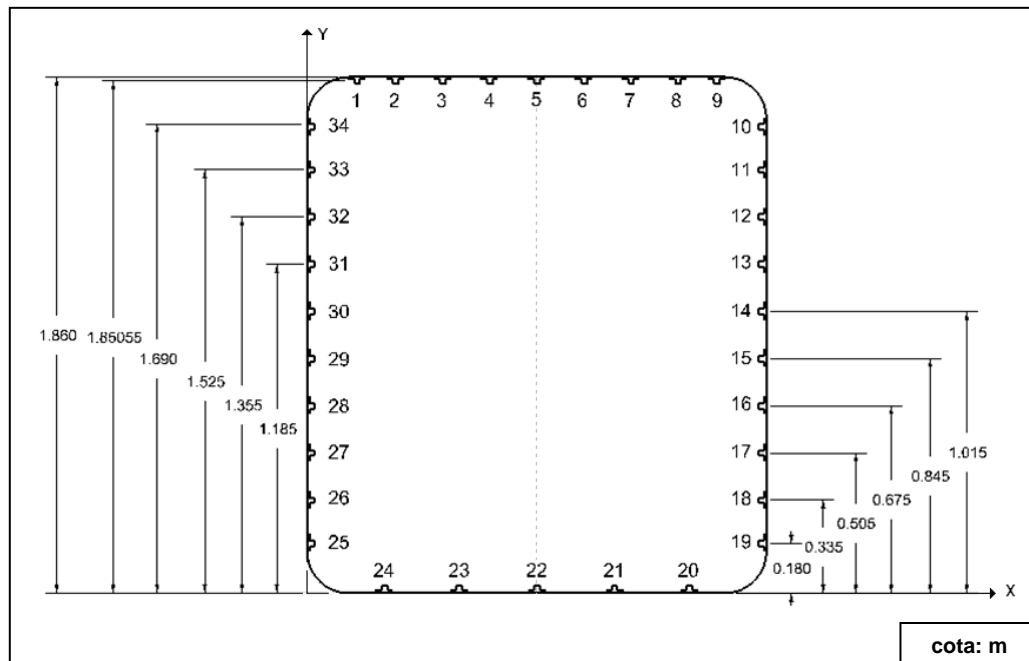


Figura 4.1 Sección crítica de fuselaje.

La distribución de largueros presentada en la figura 4.1 difiere de la propuesta por los diseñadores del NAUTI—01<sup>9</sup>, debido a que los elementos 1, 9, 10, 19, 25 y 34 presentaban interferencia con la curva descrita en las puntas del fuselaje. Dichos largueros fueron recorridos lo mínimo necesario a fin de evitar la obstrucción, y

<sup>9</sup> Proyecto NAUTI, Diseño estructural del fuselaje, Juan Salgado Estrada, México D.F. 1980.

redistribuidos de manera uniforme siguiendo el patrón de distribución originalmente propuesto.

Para el cálculo del momento de inercia centroidal de esta sección es necesario obtener el centroide de la misma, sabiendo que el área transversal de los largueros es  $A_{lar} = 8.128 \times 10^{-5} m^2$  y que la sección es simétrica a la línea imaginaria que une a los largueros 5 y 22.

<b>Tabla 4.1.1 Momento de áreas en sección crítica.</b>			
<b>Larguero</b>	<b>y (m)</b>	<b><math>A_{lar} (m^2)</math></b>	<b><math>Q_x = Ay (m^3)</math></b>
1	1.850555	8.128E-05	1.504E-04
2	1.850555	8.128E-05	1.504E-04
3	1.850555	8.128E-05	1.504E-04
4	1.850555	8.128E-05	1.504E-04
5	1.850555	8.128E-05	1.504E-04
6	1.850555	8.128E-05	1.504E-04
7	1.850555	8.128E-05	1.504E-04
8	1.850555	8.128E-05	1.504E-04
9	1.850555	8.128E-05	1.504E-04
10	1.69	8.128E-05	1.374E-04
11	1.525	8.128E-05	1.240E-04
12	1.355	8.128E-05	1.101E-04
13	1.185	8.128E-05	9.632E-05
14	1.015	8.128E-05	8.250E-05
15	0.845	8.128E-05	6.868E-05
16	0.675	8.128E-05	5.486E-05
17	0.505	8.128E-05	4.105E-05
18	0.335	8.128E-05	2.723E-05
19	0.18	8.128E-05	1.463E-05
20	0.0098288	8.128E-05	7.989E-07
21	0.0098288	8.128E-05	7.989E-07
22	0.0098288	8.128E-05	7.989E-07
23	0.0098288	8.128E-05	7.989E-07
24	0.0098288	8.128E-05	7.989E-07
25	0.18	8.128E-05	1.463E-05
26	0.335	8.128E-05	2.723E-05
27	0.505	8.128E-05	4.105E-05
28	0.675	8.128E-05	5.486E-05
29	0.845	8.128E-05	6.868E-05
30	1.015	8.128E-05	8.250E-05
31	1.185	8.128E-05	9.632E-05
32	1.355	8.128E-05	1.101E-04
33	1.525	8.128E-05	1.240E-04
34	1.69	8.128E-05	1.378E-04
<b>Total</b>		<b>2.764E-03</b>	<b>2.872E-03</b>

Se encontrará la distancia centroidal de la sección haciendo uso de la expresión

$$y' = \frac{\sum Q_x}{\sum A_{lar}} \quad (4.1)$$

$$y' = \frac{2.764 \times 10^{-3} m^3}{2.872 \times 10^{-3} m^2} = 1.039m$$

Con la distancia de cada larguero al centroide de la sección ( $\bar{y}$ ), se obtendrá el momento de inercia centroidal ( $I_x$ ), y se procederá a realizar el cálculo de esfuerzos normales aplicados en los largueros debidos al momento flexionante. Dado que se considera únicamente el momento alrededor del eje transversal del avión (Z), es posible conocer el esfuerzo en cada larguero por medio de la ecuación de la escuadría en su versión simplificada<sup>10</sup>.

$$\sigma_a = \frac{M\bar{y}}{I_x} \quad (4.2)$$

Donde:

M = Momento flexionante en la condición de vuelo y cuaderna crítica de fuselaje (Figura 3.18).

Para finalizar se calculará la carga aplicada en cada larguero multiplicando el esfuerzo por el área transversal del mismo.

$$F = \sigma A \quad (4.3)$$

Tabla 4.1.2 Esfuerzo y carga aplicadas en cada larguero.						
Sección	Elemento	$y$ (m)	$\bar{y} = y - y'$ (m)	$I_x = A\bar{y}^2$ (m <sup>4</sup> )	$\sigma_a$ (MPa)	$P_a$ (KN)
Superior	1	1.85	8.115E-01	5.352E-05	-78.187	-6.355
	2	1.85	8.115E-01	5.352E-05	-78.187	-6.355
	3	1.85	8.115E-01	5.352E-05	-78.187	-6.355
	4	1.85	8.115E-01	5.352E-05	-78.187	-6.355
	5	1.85	8.115E-01	5.352E-05	-78.187	-6.355
	6	1.85	8.115E-01	5.352E-05	-78.187	-6.355
	7	1.85	8.115E-01	5.352E-05	-78.187	-6.355
	8	1.85	8.115E-01	5.352E-05	-78.187	-6.355
	9	1.85	8.115E-01	5.352E-05	-78.187	-6.355

<sup>10</sup> Analysis and design of flight vehicle structures, E.F. Bruhn, ed. Tri-State Offset Company, U.S.A 1973

continuación...

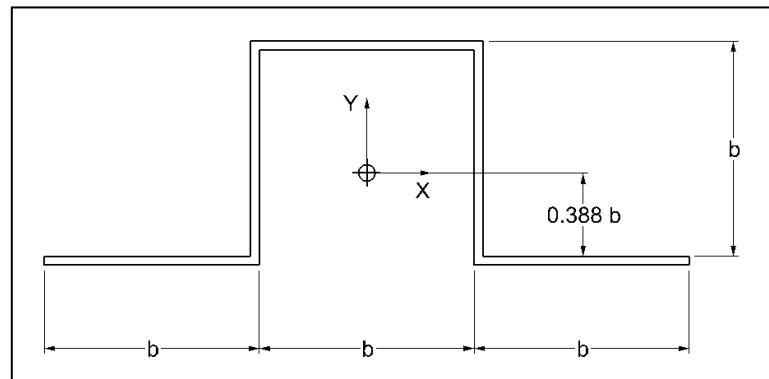
Tabla 4.1.2 Cargas aplicadas en cada larguero.						
Lateral derecha	10	1.71	6.509E-01	3.444E-05	-62.717	-5.098
	11	1.54	4.859E-01	1.919E-05	-46.819	-3.805
	12	1.37	3.159E-01	8.112E-06	-30.439	-2.474
	13	1.2	1.459E-01	1.730E-06	-14.059	-1.143
	14	1.03	-2.409E-02	4.718E-08	02.321	1.887
	15	0.86	-1.941E-01	3.062E-06	18.701	1.520
	16	0.69	-3.641E-01	1.077E-05	35.081	2.851
	17	0.52	-5.341E-01	2.319E-05	51.461	4.183
	18	0.35	-7.041E-01	4.029E-05	67.841	5.514
	19	0.18	-8.591E-01	5.999E-05	82.776	6.728
Inferior	20	0.00982	-1.029E+00	8.611E-05	99.172	8.061
	21	0.00982	-1.029E+00	8.611E-05	99.172	8.061
	22	0.00982	-1.029E+00	8.611E-05	99.172	8.061
	23	0.00982	-1.029E+00	8.611E-05	99.172	8.061
	24	0.00982	-1.029E+00	8.611E-05	99.172	8.061
Lateral izquierda	25	0.18	-8.591E-01	5.999E-05	82.776	6.728
	26	0.35	-7.041E-01	4.029E-05	67.841	5.514
	27	0.52	-5.341E-01	2.319E-05	51.461	4.183
	28	0.69	-3.641E-01	1.077E-05	35.081	2.851
	29	0.86	-1.941E-01	3.062E-06	18.701	1.520
	30	1.03	-2.409E-02	4.718E-08	02.321	1.887
	31	1.2	1.459E-01	1.730E-06	-14.059	-1.143
	32	1.37	3.159E-01	8.112E-06	-30.439	-2.474
	33	1.54	4.859E-01	1.919E-05	-46.819	-3.805
	34	1.71	6.559E-01	3.497E-05	-63.199	-5.137
Total				1.314E-03		

En tabla anterior se puede observar que el esfuerzo ( $\sigma$ ) y la carga crítica (P) son aplicados a los largueros de la parte inferior (20–24), es decir, 99.172 MPa y 8.061 KN respectivamente. Es preciso resaltar que el signo negativo en las columnas de esfuerzo y carga, indica que el elemento se encuentra trabajando a tensión, mientras que el signo positivo indica que trabajan a compresión.

## 4.2 Análisis de larguero crítico

Teniendo las características de los largueros presentados en el primer capítulo, es necesario revisar la falla por inestabilidad.

Sabemos que el larguero tienen un perfil de tipo “sombrero” fabricado de aluminio Alclad 2024—T4 con un espesor  $t= 0.8128$  mm (0.032 pulg.) con las siguientes dimensiones y propiedades:



**Figura 4.2 Sección transversal del larguero.**

En la siguiente tabla, se presentan las propiedades mecánicas del material utilizado para estos análisis, los cuales fueron leídos del anexo B.

<b>Tabla 4.2.1 Propiedades del material Alclad 2024—T4.</b>		
<b>Propiedad</b>	<b>Sistema Inglés</b>	<b>Sistema Internacional</b>
E (módulo de elasticidad)	10.8 (Mlb/pulg <sup>2</sup> )	74.5 (GPa)
$\sigma_y$ (esfuerzo de cedencia)	46 (Klb/pulg <sup>2</sup> )	320 (MPa)

### Inestabilidad primaria

Anteriormente se analizaron los esfuerzos aplicados a la estructura, siempre idealizando los largueros, ahora es necesario tener en cuenta las propiedades que éste tiene, además de los esfuerzos que puede soportar.

La inestabilidad primaria (pandeo), es un fenómeno que se presenta en elementos esbeltos sometidos a compresión y que se manifiesta mediante el desplazamiento transversal a la dirección principal de compresión. Un ejemplo gráfico se muestra en la siguiente figura.



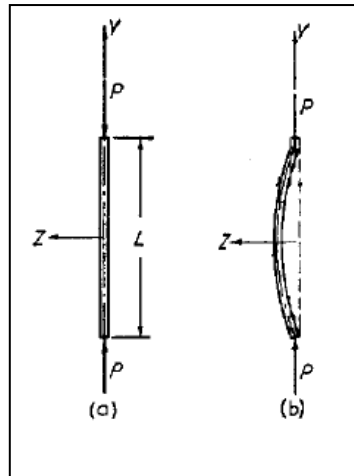


Figura 4.3 Pandeo de columna.

Una parte importante en el cálculo de esfuerzos en los largueros es conocer su comportamiento como columna, es decir, si éste se comporta como columna larga o como columna corta.

Por medio de la ecuación de Euler<sup>11</sup> se puede encontrar el esfuerzo crítico al que está sometido un larguero, ésta es válida sólo cuando el material se comporta dentro del rango de la ley de Hooke, es decir, cuando su relación de esbeltez es grande y se dice que es una columna larga:

$$\sigma_{cr} = \frac{C\pi^2 E}{\left(\frac{L'}{\rho}\right)^2} \quad (4.4)$$

Donde:

$\sigma_{cr}$  = Esfuerzo crítico.

$L'$  = Longitud efectiva.

$\rho$  = Radio de giro.

$C$  = Coeficiente de fijación obtenido del anexo C = 2.05.

Cuando la relación de esbeltez de una columna es pequeña, se dice que el comportamiento de la misma ya no se encuentra en el rango elástico, y la ecuación de Euler ya no es adecuada para predecir su comportamiento.

<sup>11</sup> Airplane Structural Analysis and Design, Ernest E. Sechler and Louis G. Dunn, Edit. Wiley, p. 156.

Para este caso, el método que se utiliza para el análisis de la columna corta es de la parábola de Johnson<sup>12</sup>, el cual emplea la siguiente ecuación:

$$\sigma_{cr} = \sigma_o \left[ 1 - \frac{\sigma_o \left( \frac{L'}{\rho} \right)^2}{4\pi^2 E} \right] \quad (4.5)$$

En donde  $\sigma_o$  es el esfuerzo crítico de referencia<sup>13</sup> para  $\frac{L'}{\rho} = 0$  y está dado por la ecuación:

$$\sigma_o = \sigma_y \left[ 1 + \sqrt{\frac{\sigma_y}{1000}} \right] \quad (4.6)$$

Debe de tomarse en cuenta que la ecuación 4.6 es válida únicamente cuando las unidades del esfuerzo de cedencia ( $\sigma_y$ ) están en kilo libras sobre pulgada cuadrada (KSI).

El análisis de cualquier columna depende de conocer si ésta es corta o larga, lo que hace necesario conocer la relación de esbeltez de transición, es decir, en qué punto la columna deja de ser corta para convertirse en larga. Esta relación de esbeltez de transición esta dada por la siguiente expresión:

$$\left( \frac{L'}{\rho} \right)_{tr} = \pi \sqrt{\frac{2E}{\sigma_o}} \quad (4.7)$$

Sustituyendo los valores:

$$\left( \frac{L'}{\rho} \right)_{tr} = \pi \sqrt{\frac{2 * 74.4 \text{ GPa}}{385.2 \text{ MPA}}} = 43.68 \quad (4.8)$$

Este valor nos indica el punto donde la columna pasa del rango elástico al inelástico, dependiendo de su longitud; por lo tanto tenemos las siguientes consideraciones:

$$\left( \frac{L'}{\rho} \right)_{tr} < \left( \frac{L'}{\rho} \right)_{col} \quad \text{Se analiza como columna larga por medio de la ecuación de Euler.}$$

<sup>12</sup> Análisis estructural, Adelaido I. Matías Domínguez, Instituto Politécnico Nacional, p. 129

<sup>13</sup> Análisis estructural, Adelaido I. Matías Domínguez, Instituto Politécnico Nacional, p. 126

$\left(\frac{L'}{\rho}\right)_{tr} > \left(\frac{L'}{\rho}\right)_{col}$  Se analiza como columna corta por medio de las ecuaciones empíricas.

Enseguida se muestra la gráfica del comportamiento de esfuerzo crítico de la columna contra la relación de esbeltez, mostrándose el punto de transición.

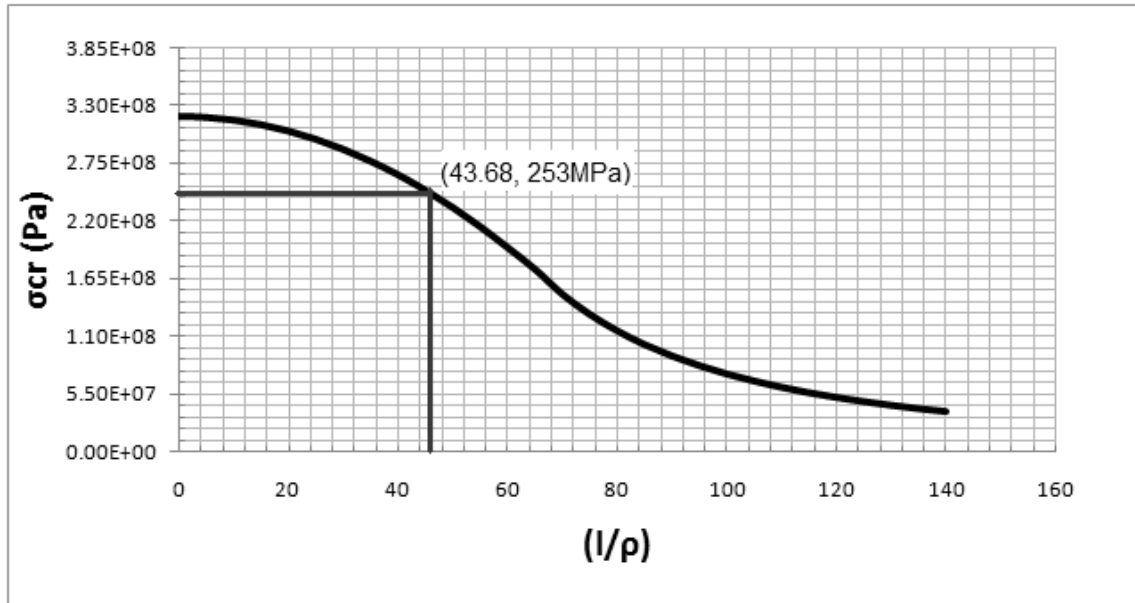


Figura 4.4 Esfuerzo crítico contra relación de esbeltez.

Una vez identificado el valor de la relación de esbeltez de transición, se proponen distintas longitudes para la distancia “b” (que se muestra en la figura 4.2) y sus correspondientes esfuerzos.

El radio de giro a utilizar para el cálculo de la relación de esbeltez será el menor ( $\rho_x$ ) debido a que éste permitirá encontrar el menor esfuerzo crítico al que puede fallar la columna. Mientras que la longitud efectiva de la columna estará dada por la siguiente ecuación<sup>14</sup>:

$$L' = \frac{L}{\sqrt{C}} = 0.209m \quad (4.9)$$

Donde:

$L$  = Longitud de la columna = 0.3 m

<sup>14</sup> Theory and Analysis of Flight Structures, Robert M. Rivello, McMraw-Hill, p. 397.

C = Coeficiente de fijación = 2.05

**Tabla 4.2.2 Carga crítica para inestabilidad primaria.**

Distancia "b" (m)	Radio de giro ρ (m)	Área (m <sup>2</sup> )	Relación esbeltez (L'/ρ)	Esfuerzo crítico σ <sub>cr</sub> (MPa)	Tipo de Columna	Carga crítica P <sub>cr</sub> (KN)
0.002	0.000833	8.13E-06	251.65	11.6	Larga	0.094
0.004	0.001665	1.63E-05	125.82	46.41		0.75
0.006	0.002498	2.44E-05	83.88	104.44		2.54
0.008	0.00333	3.25E-05	62.91	185.67		6.03
0.01	0.004163	4.06E-05	50.33	290.12		11.79
0.012	0.004996	4.88E-05	41.94	296.39	corta	14.45
0.014	0.005828	5.69E-05	35.95	319.95		18.2
0.016	0.006661	6.5E-05	31.45	335.23		21.79
0.018	0.007493	7.32E-05	27.96	345.72		25.29
0.02	0.008326	8.13E-05	25.16	353.21		28.7

En el diseño original se escogió una distancia de 0.02 m para "b"<sup>15</sup>, por consiguiente se corroborará que los largueros con esta dimensión soporten las nuevas cargas aplicadas.

Para asegurar que el diseño es adecuado y seguro, se usará un factor de seguridad FS = 1.5, conociendo el valor de la máxima carga aplicada (obtenida de la tabla 4.1.2) se observa que los largueros 20, 21, 22, 23 y 24 soportan una carga P<sub>a</sub> = 8.06 KN Comparando la carga aplicada con el factor de seguridad contra la carga crítica que puede soportar el larguero, se puede saber cuál es el margen de seguridad del larguero:

$$MS = \left( \frac{P_{cr}}{FS \cdot P_a} - 1 \right) * 100\% \tag{4.10}$$

$$MS = \left( \frac{28.7KN}{1.5 * 8.06KN} - 1 \right) * 100\% = 137.38\%$$

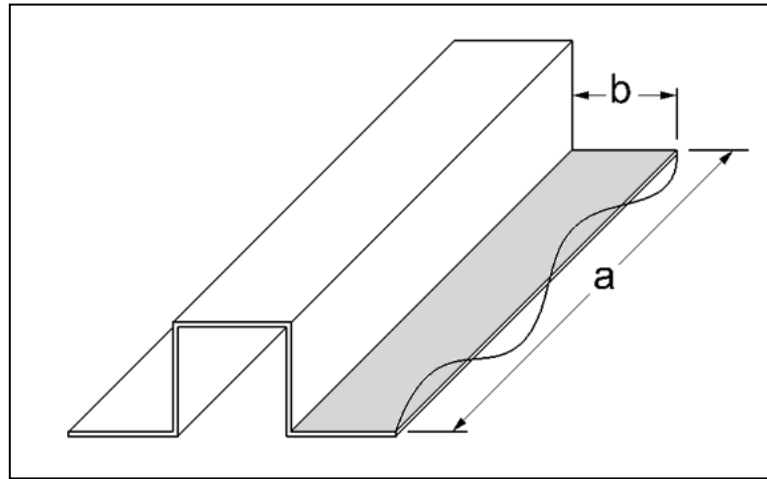
Se observa que con el factor de seguridad aplicado el larguero soporta adecuadamente la carga, por lo tanto no existe pandeo.

**Inestabilidad secundaria**

Otra falla que presentan las columnas es el pandeo local, que se da cuando un elemento que está sometido a fuerzas de compresión que produce el colapso del miembro estructural en su sección transversal. En este caso se analizará una de las alas del

<sup>15</sup> Proyecto NAUTI – 01, Diseño estructural del fuselaje, Juan Salgado Estrada, México D.F. 1980.

larguero, como un pequeño tablero, para saber si sufre una deformación en su sección transversal o no. Un ejemplo de este tipo de fenómeno se muestra en la figura 4.5.



**Figura 4.5 Pandeo local del larguero.**

Con los datos de la figura 4.2 y por medio de la ecuación de Bryan<sup>16</sup>, se puede encontrar el esfuerzo normal crítico del larguero como tablero, con la siguiente ecuación:

$$\sigma_{cr} = \frac{K_{\sigma} \pi^2 E}{12(1-\mu^2)} \left(\frac{t}{b}\right)^2 \quad (4.11)$$

Donde:

$K_{\sigma}$  = Coeficiente de pandeo por compresión [factor que depende de las condiciones de apoyo en los extremos y de la relación de esbeltez (a/b)].

$\mu$  = Relación de Poisson = 0.3

t = Espesor del tablero =  $8.128 \times 10^{-4}$  m.

b = Lado más corto del tablero = " $2 \times 10^{-2}$  m".

La relación de esbeltez para la inestabilidad secundaria es:

$$\left(\frac{a}{b}\right) = \frac{\text{Longitud más larga del tablero}}{\text{Longitud más corta del tablero}} = \frac{0.3 \text{ m}}{0.02 \text{ m}} = 15$$

<sup>16</sup> Airplane Structural Analysis and Design, Ernest E. Sechler and Louis G. Dunn, Edit. Wiley, p. 168.

Con este valor y suponiendo que una de las caras más largas del tablero esta empotrada, mientras que el resto están simplemente apoyadas, de la gráfica del anexo D obtenemos un valor de  $K_{\sigma} = 1.4$ . Sustituyendo distintos valores de "b":

Tabla 4.2.3 Esfuerzo crítico por pandeo local.	
Tablero	Esfuerzo crítico
$b$ (m)	$\sigma_{cr}$ (MPa)
0.002	15562.23094
0.004	3890.557736
0.006	1729.136772
0.008	972.639434
0.01	622.4892377
0.012	432.2841929
0.014	317.5965499
0.016	243.1598585
0.018	192.1263079
0.02	155.6223094

Obteniendo el margen de seguridad para la inestabilidad secundaria:

$$MS = \left( \frac{155.62 \text{ MPa}}{1.5 * 99.172 \text{ MPa}} - 1 \right) * 100\% = 103.99\%$$

Y Graficando el comportamiento de las dos fallas, se puede observar cuál es el comportamiento del larguero bajo el esfuerzo de compresión.

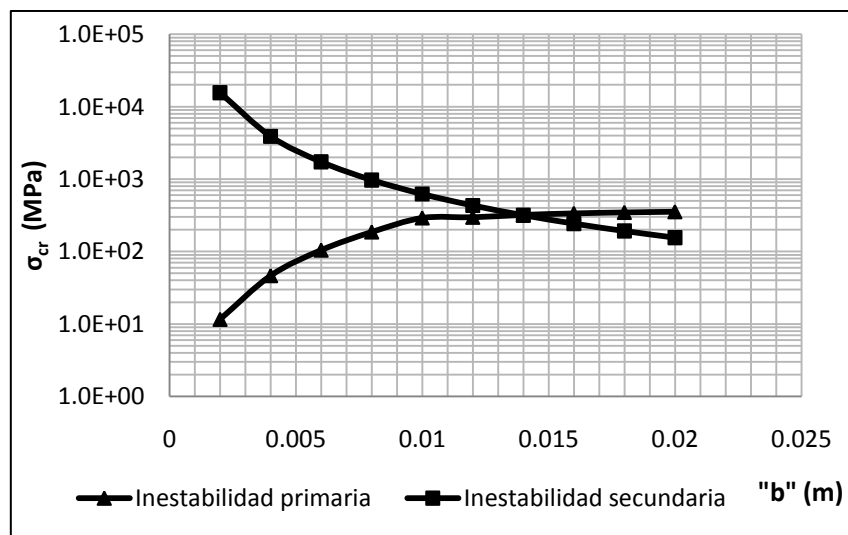
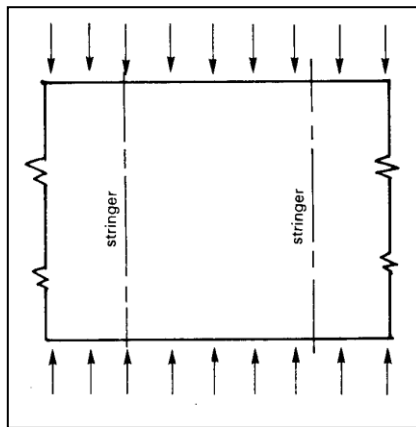


Figura 4.6 Esfuerzos críticos de inestabilidad primaria y secundaria.

Como se observa, el larguero soporta el esfuerzo de compresión aplicado y no es necesario un cambio en sus propiedades.

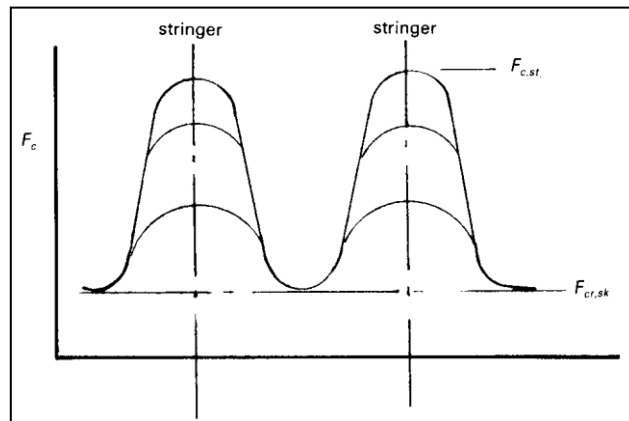
**Ancho efectivo de piel**

Anteriormente se idealizó que el larguero es el único elemento estructural que soporta esfuerzos de compresión, pero si se tiene un panel piel-larguero sujeto a compresión axial como muestra la figura 4.7 y la piel se pandea a un esfuerzo distinto al del larguero, el tablero falla a un esfuerzo superior al del larguero



**Figura 4.7 Tablero piel-larguero a compresión.**

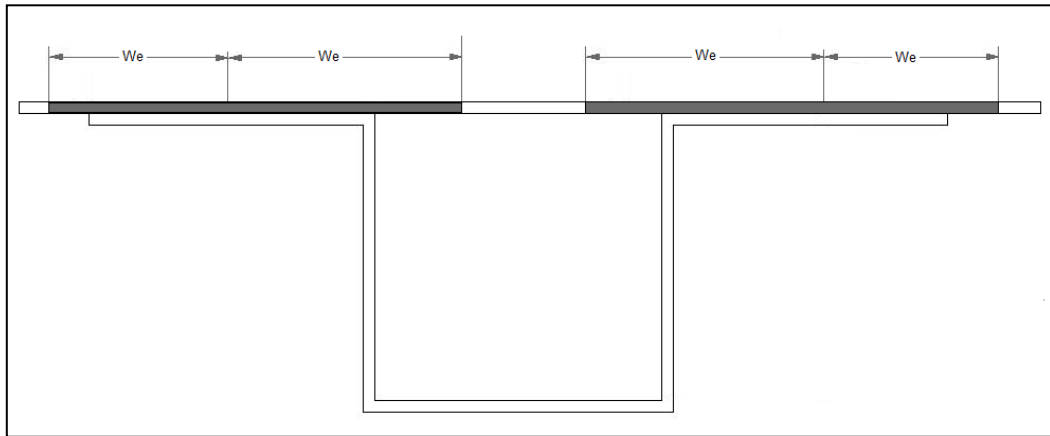
Como el esfuerzo del larguero crece hasta alcanzar el esfuerzo de pandeo de la piel, el conjunto piel-larguero puede soportar un esfuerzo adicional que es soportado por el larguero. El esfuerzo de la piel en el centro entre los largueros, no excede el esfuerzo de pandeo de la piel, no importando qué tan alto se vuelva el esfuerzo en los largueros. Como se muestra en la figura 4.8.



**Figura 4.8 Distribución de esfuerzos de la piel entre largueros.**

Los largueros estabilizan la piel contra el pandeo, como resultado parte del ancho de la piel actúa en conjunto con los largueros y soporta esfuerzos que alcanzan el de pandeo del tablero, hasta llegar al esfuerzo de falla de los largueros.

Este ancho de piel, que actúa como parte del larguero, es conocido como “ancho efectivo”, se presenta en la figura 4.9, y es necesario tomarlo en consideración para el cálculo de esfuerzos críticos que puede soportar la columna.



**Figura 4.9 Ancho efectivo para una sección de sombrero.**

Con la siguiente ecuación<sup>17</sup> se obtiene el ancho efectivo:

$$We = \frac{1.7}{2} \sqrt{\frac{E}{\sigma_{cr-lar}}} t \quad (4.12)$$

Donde:

$We$  = Ancho efectivo.

$E$  = Módulo de elasticidad de la piel.

$\sigma_{cr-lar}$  = Esfuerzo crítico del larguero.

$t$  = Espesor de la piel.

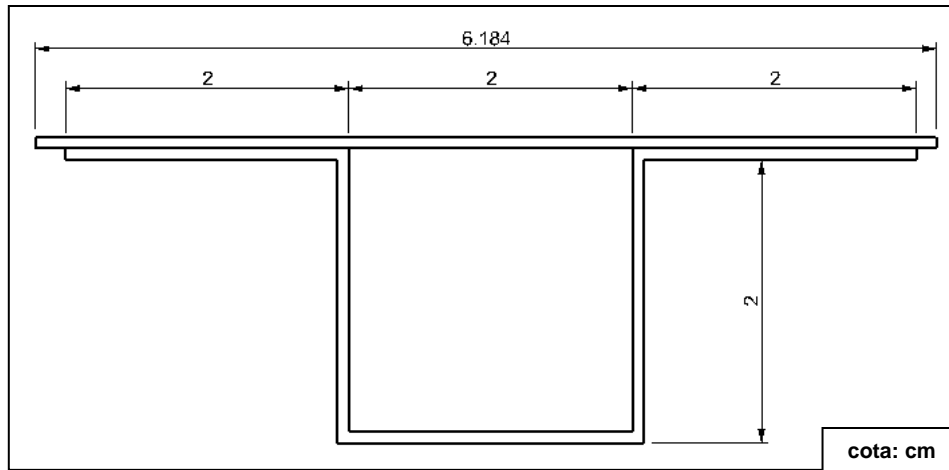
Sustituyendo los valores obtenemos:

$$We = \frac{1.7}{2} \sqrt{\frac{744.5 \text{ GPa}}{297.94 \text{ MPa}}} \cdot 8.128 \times 10^{-4} \text{ m} = 0.0109 \text{ m}$$

<sup>17</sup> Airplane Structural Analysis and Design, Ernest E. Sechler and Louis G. Dunn, Edit. Wiley, p. 207.



Con este dato se puede obtener la columna equivalente presentada en la figura 4.10.



**Figura 4.10 Columna equivalente.**

Esta columna equivalente no tiene las mismas propiedades de la columna considerando solamente al larguero, que sirvió para conocer el esfuerzo crítico. Por lo que ahora se necesita conocer el radio de giro de la columna equivalente, para así determinar cuál es el esfuerzo crítico que soporta.

Con la ecuación 4.13<sup>18</sup>, podemos encontrar la relación de radios de giro recordando que se utilizará el radio de giro menor para obtener el esfuerzo crítico menor:

$$\left(\frac{\rho}{\rho_0}\right)^2 = \frac{1 + \left[1 + \left(\frac{S}{\rho_0}\right)^2\right] \frac{be \cdot t}{A_{lar}}}{\left(1 + \frac{be \cdot t}{A_{lar}}\right)^2} \quad (4.13)$$

De donde:

$\rho$  = Radio de giro de la columna equivalente.

$\rho_0$  = Radio de giro del larguero  $\rho_x = 0.008326$  m.

$S$  = Distancia al centroide del larguero = 0.00776 m.

$be$  = Longitud efectiva de piel = 0.06184 m (figura 4.10).

$t$  = Espesor de la piel que es de  $8.128 \times 10^{-4}$  m.

$A_{lar}$  = Área del larguero ya mencionado es de  $8.128 \times 10^{-5}$  m<sup>2</sup>.

<sup>18</sup> Airplane Structural Analysis and Design, Ernest E. Sechler and Louis G. Dunn, Edit. Wiley, p. 214.

Sustituyendo los valores obtenemos:

$$\left(\frac{\rho}{\rho_0}\right)^2 = \frac{1 + \left[1 + \left(\frac{0.00776 (m)}{0.008326(m)}\right)^2\right] \frac{0.06184 (m) \cdot 8.128 \times 10^{-4} (m)}{8.128 \times 10^{-4} (m^2)}}{\left(1 + \frac{0.06184 (m) \cdot 8.128 \times 10^{-4} (m)}{8.128 \times 10^{-4} (m^2)}\right)^2} = 0.999$$

Como se puede observar, el radio de giro de la columna equivalente es la misma, por lo tanto el esfuerzo crítico que soporta, es igual al calculado previamente. Por lo que para nuestro caso, el ancho efectivo, soporta el mismo esfuerzo que el larguero analizado por separado, pero ayuda a soportar una mayor carga.

### 4.3 Flujo de corte en sección crítica del fuselaje

Se asumirá que los largueros resistirán la flexión causada por la fuerza cortante  $V_y = -81.98KN$  obtenida del diagrama de corte de la sección crítica (Figura 3.18), la cual es una sección cerrada, y para su análisis se supondrá que el flujo de corte  $q_{34-1}$  es igual a cero, lo que lo convertirá a un análisis de sección abierta.

Se comenzará calculando el flujo de corte generado por flexión, haciendo uso del método del eje neutro<sup>19</sup>, el cual se calculó en el apartado 4.1, las distancias  $\bar{y}$  del eje neutro a cada elemento y el momento de inercia ( $I_x$ ) fueron tabuladas en la tabla 4.1.2

La variación de flujo de corte correspondiente a una sección simétrica y con sólo una carga aplicada está dada por la expresión:

$$\Delta q_z = -\frac{V_y}{I_x} \sum \bar{y} A_{lar} \tag{4.14}$$

Dado que la suposición inicial de  $q_{34-1} = 0$  se tiene que:

$$\Delta q_{1-2} = -\frac{-81.98 KN}{1.314 \times 10^{-3} m^4} (8.115 \times 10^{-1} m)(8.128 \times 10^{-5} m^2) = 4.113 \frac{KN}{m}$$

$$\Delta q_{2-3} = 4.113 \frac{KN}{m} - \frac{-81.98 KN}{1.314 \times 10^{-3} m^4} (8.115 \times 10^{-1} m)(8.128 \times 10^{-5} m^2) = 8227.42 \frac{N}{m}$$

<sup>19</sup> Aerospace vehicle desing, vol. 1 aircraft design. K.D. Wood. Johnson Publishing Company, 1968. p. A14.8

El primer número del subíndice indica el elemento de donde sale el flujo de corte, mientras que el segundo indica hacia dónde se dirige.

Se sigue el método antes mostrado y a continuación se presentan los resultados obtenidos:

<b>Tablero</b>	$\bar{y}$ (m)	$\Delta q$ ( $\frac{KN}{m}$ )
1-2	8.115E-01	4.113
2-3	8.115E-01	8.227
3-4	8.115E-01	12.341
4-5	8.115E-01	16.454
5-6	8.115E-01	20.568
6-7	8.115E-01	24.682
7-8	8.115E-01	28.795
8-9	8.115E-01	32.909
9-10	8.115E-01	37.023
10-11	6.509E-01	40.323
11-12	4.859E-01	42.786
12-13	3.159E-01	44.387
13-14	1.459E-01	45.127
14-15	-2.409E-02	45.005
15-16	-1.941E-01	44.021
16-17	-3.641E-01	42.175
17-18	-5.341E-01	39.468
18-19	-7.041E-01	35.898
19-20	-8.591E-01	31.543
20-21	-1.029E+00	26.325
21-22	-1.029E+00	21.107
22-23	-1.029E+00	15.890
23-24	-1.029E+00	10.672
24-25	-1.029E+00	5.454
25-26	-8.591E-01	10.99
26-27	-7.041E-01	-2.470
27-28	-5.341E-01	-5.177
28-29	-3.641E-01	-7.023
29-30	-1.941E-01	-8.007
30-31	-2.409E-02	-8.129
31-32	1.459E-01	-7.389
32-33	3.159E-01	-5.788
33-34	4.859E-01	-3.325
34-1	6.559E-01	0

Estos valores de flujo de corte obtenidos son considerando una sección abierta en el tablero 34—1; para encontrar el valor real se utilizará el flujo de corte generando por torsión.

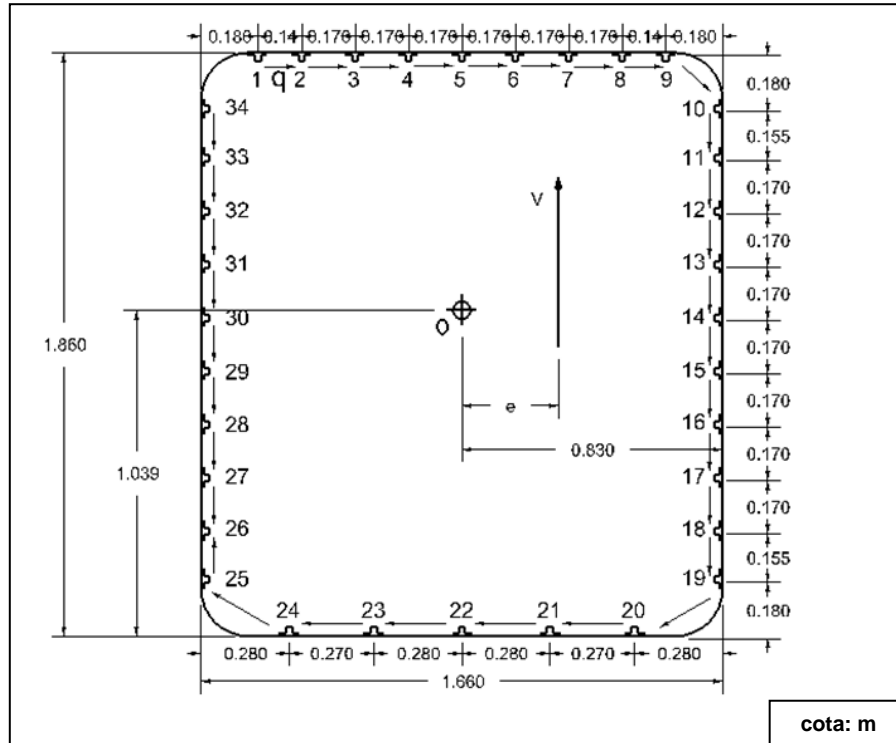


Figura 4.11 Flujo de corte en sección cerrada del fuselaje.

La fuerza cortante ( $V$ ) genera un momento torcionante ( $MT$ ) debido a la distancia al centro de corte ( $e$ ), para encontrar dicho momento torcionante se realizará la sumatoria de fuerzas generadas por el flujo de corte ( $q$ ) en el eje neutro de la sección. Para encontrar las fuerzas se multiplicará el flujo de corte por la distancia entre largueros ( $b$ ), y para conocer el momento se multiplicará la fuerza por la distancia del centroide de la figura a cada larguero ( $d$ ):

$$MT = eV = \Sigma M_{Z_0} = \Sigma qbd \quad (4.15)$$

En el caso del flujo de corte que actúa sobre los elementos curvos, es necesario obtener un elemento recto equivalente, que genere un momento similar, el cual estará posicionado a una distancia ( $g$ ) del eje neutro al tablero en cuestión, como muestra la siguiente figura:

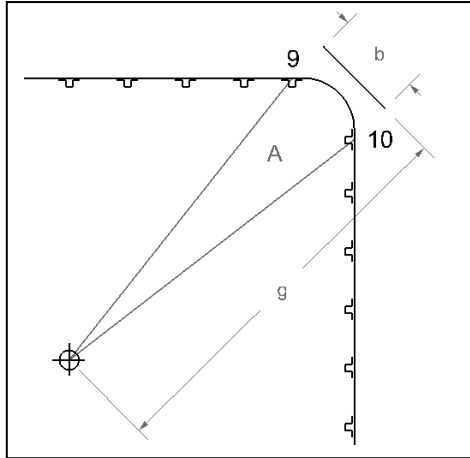


Figura 4.12 Elemento recto equivalente.

$$g_i = \frac{2A_i}{b} \tag{4.16}$$

Donde:

$A_i$  = Área comprendida entre el centroide y el tablero donde el flujo es constante.

$b$  = Distancia entre largueros.

Tabla 4.3.2 Tableros rectos equivalentes.			
Tablero	$A (m^2)$	$b (m)$	$g (m)$
9-10	0.144	0.255	1.128
19-20	0.215	0.333	1.29
24-25	0.215	0.333	1.29
34-1	0.144	0.255	1.128

Tabla 4.3.3 Momento generados por el flujo de corte.				
Tablero	$b (m)$	$F = q \times b (KN)$	$d (m)$	$M_{qo} = F \times d (Nm)$
1-2	0.14	0.575	0.811	-0.467
2-3	0.17	1.398	0.811	-1.134
3-4	0.17	2.097	0.811	-1.702
4-5	0.17	2.797	0.811	-2.269
5-6	0.17	3.496	0.811	-2.837
6-7	0.17	4.195	0.811	-3.404
7-8	0.17	4.895	0.811	-3.972
8-9	0.14	4.607	0.811	-3.738
9-10	0.255	9.425	1.128	-10.635
10-11	0.155	6.250	0.83	-5.187

continuación...

Tabla 4.3.3 Momento generados por el flujo de corte.				
11-12	0.17	7.273	0.83	-6.037
12-13	0.17	7.545	0.83	-6.263
13-14	0.17	7.671	0.83	-6.367
14-15	0.17	7.650	0.83	-6.350
15-16	0.17	7.483	0.83	-6.211
16-17	0.17	7.169	0.83	-5.951
17-18	0.17	6.709	0.83	-5.568
18-19	0.17	6.102	0.83	-5.065
19-20	0.333	10.499	1.29	-13.545
20-21	0.27	7.107	1.029	-7.315
21-22	0.28	5.910	1.029	-6.083
22-23	0.28	4.449	1.029	-4.579
23-24	0.27	2.881	1.029	-2.965
24-25	0.333	1.815	1.29	2.066
25-26	0.155	0.170	0.83	-0.141
26-27	0.17	-0.419	0.83	0.348
27-28	0.17	-0.880	0.83	0.730
28-29	0.17	-1.193	0.83	0.991
29-30	0.17	-1.361	0.83	1.129
30-31	0.17	-1.382	0.83	1.147
31-32	0.17	-1.256	0.83	1.042
32-33	0.17	-0.984	0.83	0.816
33-34	0.155	-0.515	0.83	0.427
34-1	0.25458	0	1.128	0
Sumatoria				-109.096

$$\sum M_{q_o} = -109.096 \text{ KNm} = e(-81.980 \text{ kN})$$

$$e = 1.33\text{m}$$

Ahora bien es posible conocer el flujo de corte debido a la torsión mediante la siguiente expresión:

$$q_t = \frac{T}{2A_{sec}} \tag{4.17}$$

Donde:

$A_{sec}$  = Área transversal total de la sección de análisis

$$q_t = \frac{-109.096 \text{ KNm}}{2(3.1014\text{m}^2)} = -17.588 \frac{\text{KN}}{\text{m}}$$

Finalmente sumando la  $\Delta q$  más  $q_t$  se obtendrá el flujo de corte total en la sección, el cual al ser dividido entre el espesor de la piel dará como resultado el esfuerzo cortante aplicado.

$$\tau_a = \frac{q_T}{t} \quad (4.18)$$

Tabla 4.3.4 Flujo de corte total y esfuerzo cortante.					
Sección	Tablero	$\Delta q \left(\frac{KN}{m}\right)$	$q_T = \Delta q + q_t \left(\frac{KN}{m}\right)$	$t \left(\times 10^{-4} m\right)$	$\tau_a \left(MPa\right)$
Superior	1-2	4.113	-13.474	6.35	-21.220
	2-3	8.227	-93.60	6.35	-14.741
	3-4	12.341	-5.247	6.35	-08.263
	4-5	16.454	-1.133	6.35	-01.785
	5-6	20.568	2.980	6.35	04.693
	6-7	24.682	7.094	6.35	11.172
	7-8	28.795	11.207	6.35	17.650
	8-9	32.909	15.321	6.35	24.128
	9-10	37.023	19.435	6.35	30.607
Lateral derecho	10-11	40.323	22.734	8.128	27.971
	11-12	42.786	25.198	8.128	31.002
	12-13	44.387	26.799	8.128	32.972
	13-14	45.127	27.539	8.128	33.882
	14-15	45.005	27.417	8.128	33.732
	15-16	44.021	26.433	8.128	32.521
	16-17	42.175	24.587	8.128	30.250
	17-18	39.468	21.880	8.128	26.919
	18-19	35.898	18.310	8.128	22.528
Inferior	19-20	31.543	13.955	10.16	13.736
	20-21	26.325	8.737	10.16	8.6
	21-22	21.107	3.519	10.16	3.464
	22-23	15.890	-1.698	10.16	-1.671
	23-24	10.672	-6.915	10.16	-6.807
Lateral izquierdo	24-25	5.454	-12.133	10.16	-11.943
	25-26	10.99	-16.488	8.128	-20.287
	26-27	-2.470	-20.058	8.128	-24.678
	27-28	-5.177	-22.765	8.128	-28.009
	28-29	-7.023	-24.611	8.128	-30.280
	29-30	-8.007	-25.595	8.128	-31.491
	30-31	-8.129	-25.717	8.128	-31.641
	31-32	-7.389	-24.978	8.128	-30.731
	32-33	-5.788	-23.376	8.128	-28.761
	33-34	-3.325	-20.913	8.128	-25.730
	34-1	0	-17.588	6.35	-27.698

En la tabla anterior se puede observar que el tablero recto con el flujo de corte y esfuerzo cortante máximo es el 13-14, en el se generan  $q_T = 27.539 \frac{KN}{m}$  y  $\tau = 33.882 MPa$ , mientras que el elemento curvo con mayor flujo de corte y esfuerzo cortante máximo es el 9-10, en el que se generan  $q_T = 19.435 \frac{KN}{m}$  y  $\tau = 30.607 MPa$ .

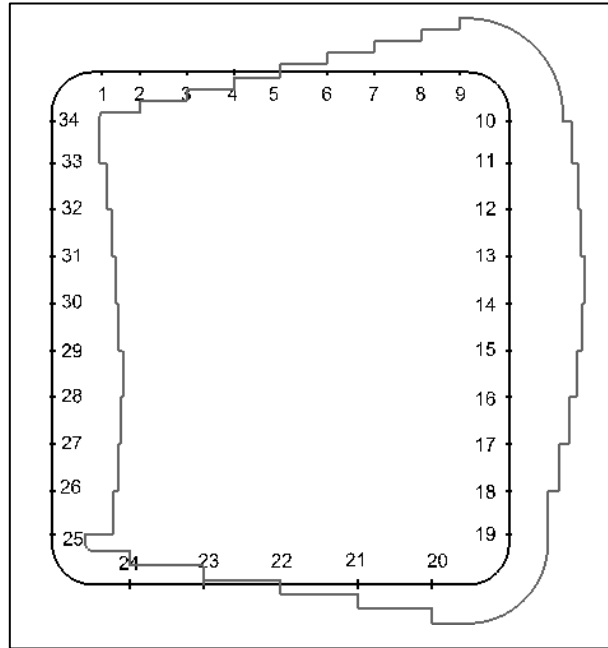


Figura 4.13 Flujo de corte total en la sección crítica.

#### 4.4 Análisis de tablero recto crítico

En la siguiente figura se muestran las propiedades geométricas del tablero recto 13-14, aclarando que es del mismo material que los largueros (Alclad 2024—T4).

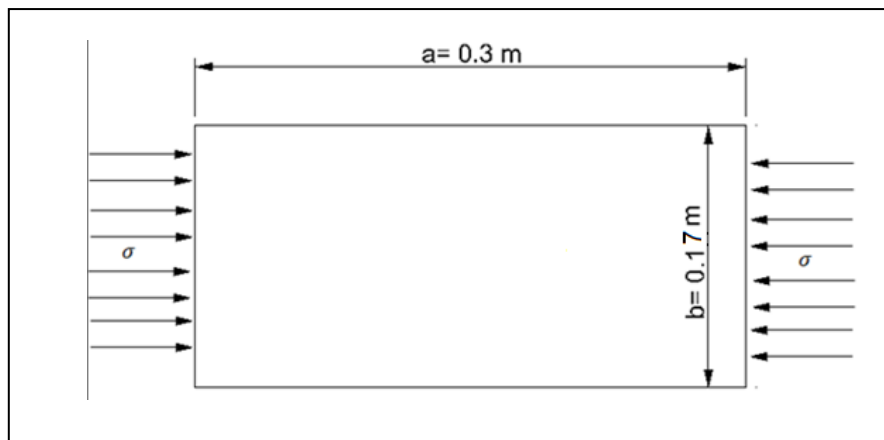


Figura 4.14 Geometría del tablero recto crítico.



La falla de un tablero depende principalmente del tipo de carga que soporta, sus dimensiones, las propiedades mecánicas del material y el tipo de apoyo en sus bordes. Encontrar la magnitud a la cual un esfuerzo axial o de corte genera esta falla es posible haciendo uso de la ecuación de Bryan (4.11), la cual permite conocer los esfuerzos axiales y de corte críticos que hacen fallar el tablero, mediante la selección del coeficiente de pandeo por compresión o coeficiente de pandeo por corte, como lo muestran las siguientes ecuaciones:

$$\sigma_{cr} = \frac{K_{\sigma}\pi^2 E}{12(1 - \mu^2)} \left(\frac{t}{b}\right)^2$$

$$\tau_{cr} = \frac{K_{\tau}\pi^2 E}{12(1 - \mu^2)} \left(\frac{t}{b}\right)^2$$

Igualmente obtenemos nuestra relación de esbeltez del tablero que es de:

$$\left(\frac{a}{b}\right) = \frac{\text{Longitud más larga del tablero}}{\text{Longitud más corta del tablero}} = \frac{0.3m}{0.17m} = 1.76$$

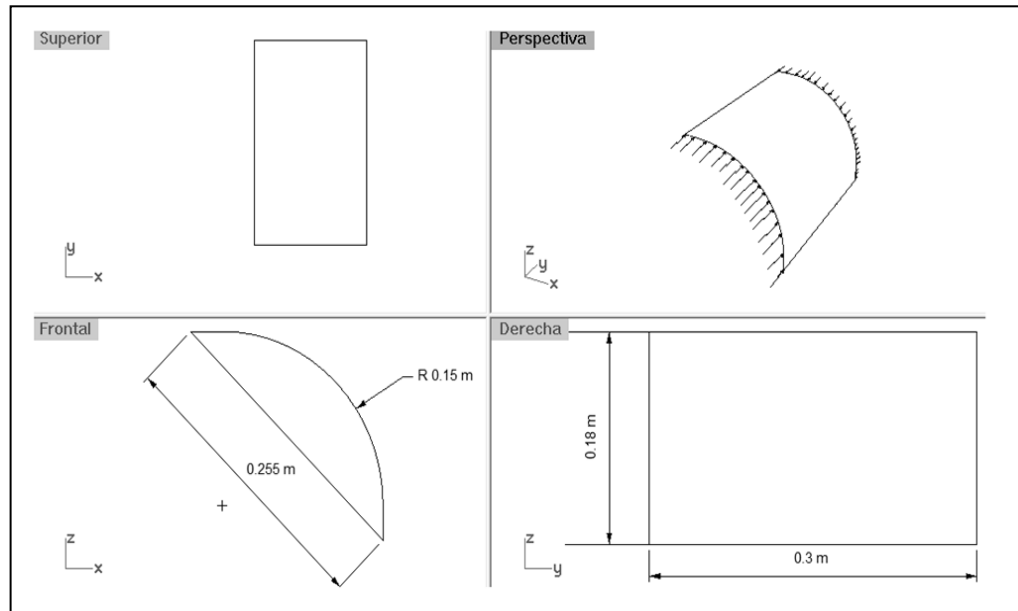
Con el valor anterior y suponiendo que todas las caras están simplemente apoyadas se obtiene  $K_{\sigma} = 4.2$ , mientras que para el esfuerzo de corte se utiliza  $K_{\tau} = 6.8$  haciendo uso de las gráficas del anexo D. Sustituyendo los términos de las ecuaciones de Bryan se obtiene:

$$\sigma_{cr} = \frac{4.2 * \pi^2 * 74.5 \text{ GPa}}{12(1 - 0.3^2)} \left(\frac{8.128 \times 10^{-4} \text{ m}}{0.17 \text{ m}}\right)^2 = 6.461 \text{ MPa}$$

$$\tau_{cr} = \frac{6.8 * \pi^2 * 74.5 \text{ GPa}}{12(1 - 0.3^2)} \left(\frac{8.128 \times 10^{-4} \text{ (m)}}{0.17(m)}\right)^2 = 10.462 \text{ MPa}$$

## 4.5 Análisis de tablero curvo crítico

En la figura 4.14 se muestran las propiedades geométricas del tablero curvo 9 -10 con las mismas propiedades mecánicas del Alclad 2024—T4.



**Figura 4.15 Geometría del tablero curvo crítico.**

Para el cálculo de los esfuerzos críticos que soporta este tablero se utiliza la ecuación 4.11, para obtener el esfuerzo normal crítico del tablero curvo, el coeficiente  $K_{\sigma}$  se obtienen a partir de gráficas del Anexo E, para las cuales se necesitan las siguiente propiedades geométricas del tablero:

$t$  = Espesor de tablero = 0.000635 m.

$b$  = Distancia recta del ancho del tablero = 0.255 m.

$a'$  = Distancia más larga del tablero = 0.3 m.

$r$  = Radio del tablero = 0.15 m.

Con los que se obtiene el valore de  $K_{\sigma} = 490$

Sustituyendo en la ecuación 4.8 se tiene un esfuerzo normal crítico:

$$\sigma_{cr} = \frac{490 * \pi^2 * 74.5GPa}{12(1 - 0.3^2)} \left( \frac{6.35 \times 10^{-4} (m)}{0.255 (m)} \right)^2 = 204.5 \text{ MPa}$$

Mientras que para el esfuerzo crítico de corte se utiliza la ecuación general para pandeo con su respectivo factor  $K_\tau$ , obtenida de gráfica del anexo E, que tiene un valor de:

$K_\tau = 110$ , y sustituyéndolo en la ecuación obtenemos:

$$\tau_{cr} = 110 * 74.5GPa * \left( \frac{6.35 \times 10^{-4}(m)}{0.255(m)} \right)^2 = 50.8 \text{ MPa}$$

## 4.6 Margen de seguridad para tableros críticos

Una vez conocidos los esfuerzos críticos calculados en las secciones 4.4 y 4.5 y por el otro lado los esfuerzos máximos aplicados, podemos determinar si la estructura propuesta es adecuada para soportar las cargas externas.

Comparando el esfuerzo de cedencia del material ( $\sigma_y$ ) con el esfuerzo crítico del tablero ( $\sigma_{cr}$ ), podemos observar, para tablero recto:

$$320 \text{ MPa} = \sigma_y > \sigma_{cr} = 6.46 \text{ MPa}$$

Mientras que para tablero curvo:

$$320 \text{ MPa} = \sigma_y > \sigma_{cr} = 204.5 \text{ MPa}$$

Como resultado se tiene que el material soporta los esfuerzos críticos, esto es, que el tablero primero falla por inestabilidad primaria (pandeo) y después por fractura en el material.

Como se observa, los tableros están sujetos a dos tipos de cargas, las cargas de compresión y las cargas de corte, pero estas cargas no se aplican por separado, hay que conocer si el tablero soporta las cargas combinadas de compresión longitudinal y corte.

Con la siguiente ecuación<sup>20</sup> a partir de los esfuerzos previamente calculados se obtiene el margen de seguridad para esfuerzos combinados de corte y compresión:

$$MS = \frac{2}{R_c + (R_c^2 + 4R_s^2)^{1/2}} - 1 \quad (4.19)$$

<sup>20</sup> Theory and Analysis of Flight Structures, Robert M. Rivello, McMraw-Hill, p. 448.

Además de la ecuación de interacción:

$$R_c + R_s^2 = 1 \quad (4.20)$$

Donde R, es relación de esfuerzos, el subíndice “c” indica que es respecto a los de compresión, mientras que el “s”, es con los de corte.

Se tiene que para el tablero recto:

$$MS = \left[ \frac{2}{2.18 + (2.18^2 + 4 * 3.24^2)^{1/2}} - 1 \right] * 100\% = -77.8\%$$

Mientras que la ecuación de interacción no se cumple ya que:

$$R_c + R_s^2 \leq 12.66 \neq 1$$

Ahora para el tablero curvo tenemos:

$$MS = \left[ \frac{2}{0.38 + (0.38^2 + 4 * 0.6^2)^{1/2}} - 1 \right] * 100\% = 21.5\%$$

Mientras que la ecuación de interacción no se cumple ya que:

$$R_c + R_s^2 \leq 0.75 < 1$$

Con los resultados obtenidos se deduce que el tablero curvo soporta adecuadamente las cargas mientras que el tablero recto es inestable y fallan bajo los esfuerzos normales y cortantes a los que están sujetos, por lo que para solucionar este problema y hacer posible la adaptación del tanque, es necesaria una modificación en la geometría y/o en sus propiedades de la estructura del fuselaje.

Analizando la ecuación 4.11, se observa tres posibles opciones para hacer que el tablero resista esfuerzos más grandes:

1. Cambiar el espesor de la piel.
2. Cambiar el arreglo de los largueros.
3. Cambiar el material.

El primer análisis a realizar es el cambio de espesor de piel, con el fin de determinar si este proporciona solución a la configuración propuesta. De no resultar satisfactoria se analizará la siguiente.

### 4.7 Primer propuesta de reforzamiento

Una vez seleccionada el tipo de refuerzo, es necesario analizar cómo se incrementan los esfuerzos críticos tanto para el larguero y para el tablero; además de cómo se modifican los esfuerzos aplicados en toda la cuaderna. Conociendo estos nuevos esfuerzos, seguirá conocer el nuevo margen de seguridad; así se hará, hasta conocer el reforzamiento idóneo para la estructura. El siguiente diagrama de flujo muestra el procedimiento a seguir.

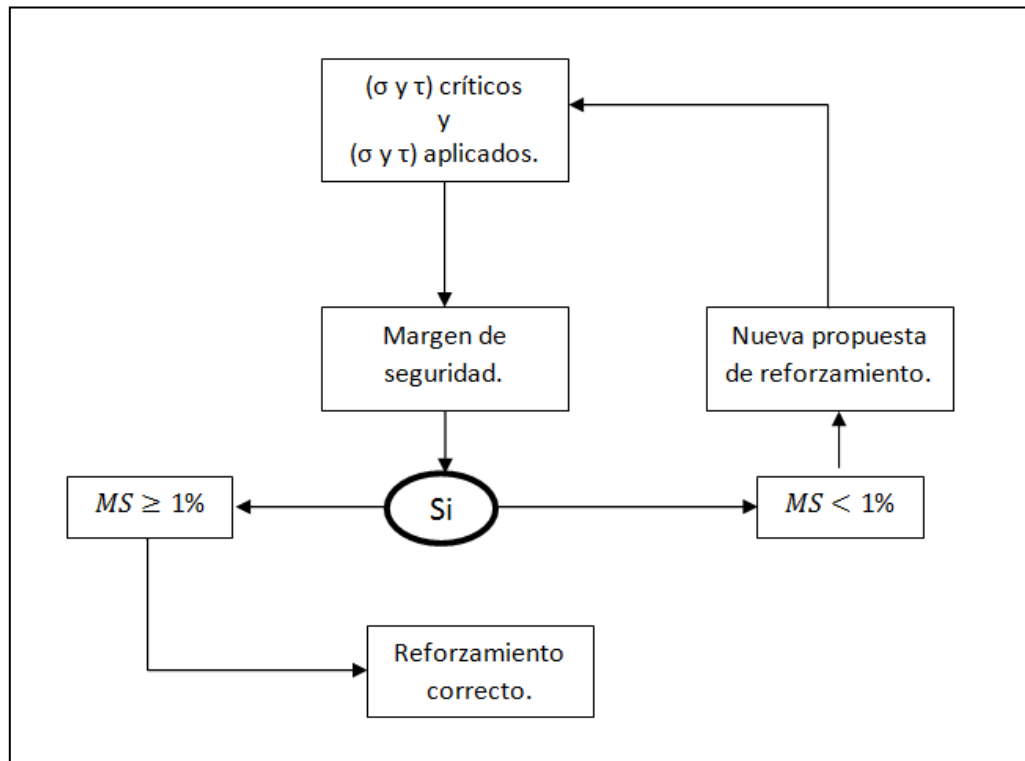


Figura 4.16 Metodología para propuesta de reforzamiento.

En la tabla 4.7.1 se presentan los valores del margen de seguridad de los tableros, bajo esfuerzos combinados de compresión y corte; con respecto a distintos espesores comerciales de piel mostrados en el anexo F.

**Tablero recto.**

<b>Tabla 4.7.1 Márgenes de seguridad de esfuerzos combinados de corte y compresión, para distintos espesores de piel para tablero 13-14 (crítico por corte).</b>									
$t$ (pulg.)	$t$ (mm)	$\sigma_a$ (MPa)	$\sigma_{cr}$ (MPa)	$\tau_a$ (MPa)	$\tau_{cr}$ (MPa)	$Rc$	$Rs$	$MS$	Interacción
0.025	0.635	14.02	3.94	43.37	6.38	3.56	6.79	-0.89	375.222
0.032	0.8128	14.02	6.46	33.88	10.46	2.18	3.24	-0.78	85.541
0.04	1.016	14.02	10.09	27.11	16.35	1.39	1.66	-0.6	22.56
0.063	1.6002	14.02	25.04	17.21	40.55	0.56	0.42	0.27	1.556
0.071	1.8034	14.02	31.81	15.27	51.5	0.44	0.3	0.69	0.787
0.08	2.032	14.02	40.38	13.55	65.38	0.35	0.21	1.24	0.406
0.09	2.286	14.02	51.11	12.05	82.75	0.28	0.15	1.96	0.218
0.125	3.175	14.02	98.6	8.67	159.64	0.14	0.05	5.21	0.048

En la tabla anterior tenemos que:

Columna 1: Espesor propuesto de piel en pulgadas.

Columna 2: Espesor propuesto de piel en metros.

Columna 3: Esfuerzo de compresión aplicado en el tablero (tabla 4.1.2).

Columna 4: Esfuerzo normal crítico del tablero (ecuación de Bryan para  $\sigma_{cr}$ ).

Columna 5: Esfuerzo de corte aplicado en el tablero (ecuación 4.18).

Columna 6: Esfuerzo de corte crítico en el tablero (ecuación de Bryan para  $\tau_{cr}$ ).

Columna 7: Relación de esfuerzos axiales ( $\sigma_a / \sigma_{cr}$ ).

Columna 8: Relación de esfuerzos cortantes ( $\tau_a / \tau_{cr}$ ).

Columna 9: Margen de seguridad para esfuerzos combinados (ecuación 4.19).

Columna 10: Resultado de ecuación de iteración (ecuación 4.20).

Como se puede observar en la fila sombreada, el espesor mínimo que se necesita para asegurar que la estructura soporta en esa zona de la cuaderna por el esfuerzo cortante máximo es de 0.063”.

El procedimiento anterior se realizó en las otras secciones (superior e inferior) de la cuaderna para determinar el espesor adecuado de cada sección y los resultados son presentados en las tablas 4.7.3 y 4.7.4.

En la tabla 4.7.2 se hace el análisis para la sección lateral, pero ahora tomando como referencia, el esfuerzo normal máximo y su correspondiente flujo de corte, que se localiza en el tablero 25-26.

<b>Tabla 4.7.2 Márgenes de seguridad de esfuerzos combinados de corte y compresión, para distintos espesores de piel para tablero 25-26 (crítico por axial).</b>									
$t$ (pulg.)	$t$ (mm)	$\sigma_a$ (MPa)	$\sigma_{cr}$ (MPa)	$\tau_a$ (MPa)	$\tau_{cr}$ (MPa)	$R_c$	$R_s$	$MS$	Interacción
0.025	0.635	82.78	3.94	26	6.39	21	4.06	-0.95	37.52
0.032	0.8128	82.78	6.46	20.29	10.46	12.81	1.94	-0.92	16.57
0.04	1.016	82.78	10.1	16.23	16.35	8.2	0.99	-0.88	9.18
0.063	1.6002	82.78	25.04	10.3	40.55	3.3	0.25	-0.7	3.37
0.071	1.8034	82.78	31.81	9.14	51.5	2.6	0.18	-0.62	2.63
0.08	2.032	82.78	40.39	8.11	65.39	2.04	0.12	-0.51	2.07
0.09	2.286	82.78	51.11	7.21	82.76	1.62	0.09	-0.38	1.63
0.125	3.175	82.78	98.6	5.19	159.64	0.84	0.03	0.19	0.84

Aunque estos dos análisis son para distintas secciones de la cuaderna (lateral derecha e izquierda), para mantener el equilibrio de pesos, se analizaron en las dos condiciones críticas y se observa que el espesor requerido para ambos lados es de 0.125”.

Ahora analizando los otros dos lados de la cuaderna (superior e inferior) obtenemos en la tabla 4.7.3 el tablero crítico en la sección superior de la cuaderna, por otro lado en la tabla 4.7.4 es para la el tablero crítico en la sección inferior de la cuaderna.

<b>Tabla 4.7.3 Márgenes de seguridad de esfuerzos combinados de corte y compresión, para distintos espesores de piel para tablero 8-9.</b>									
$t$ (pulg.)	$t$ (mm)	$\sigma_a$ (MPa)	$\sigma_{cr}$ (MPa)	$\tau_a$ (MPa)	$\tau_{cr}$ (MPa)	$R_c$	$R_s$	$MS$	Interacción
0.025	0.635	78.19	5.38	24.13	9	14.11	2.68	-0.93	21.3
0.032	0.8128	78.19	9.07	18.85	14.75	8.62	1.28	-0.89	10.25
0.04	1.016	78.19	14.17	15.08	23.04	5.51	0.65	-0.82	5.94
0.063	1.6002	78.19	35.17	9.57	57.15	2.22	0.17	-0.55	2.25
0.071	1.8034	78.19	44.67	8.5	72.6	1.75	0.12	-0.43	1.76
0.08	2.032	78.19	56.71	7.54	92.16	1.37	0.08	-0.28	1.39
0.09	2.286	78.19	71.78	6.7	116.64	1.09	0.06	-0.08	1.09
0.125	3.175	78.19	138.46	4.82	225	0.56	0.02	0.76	0.56

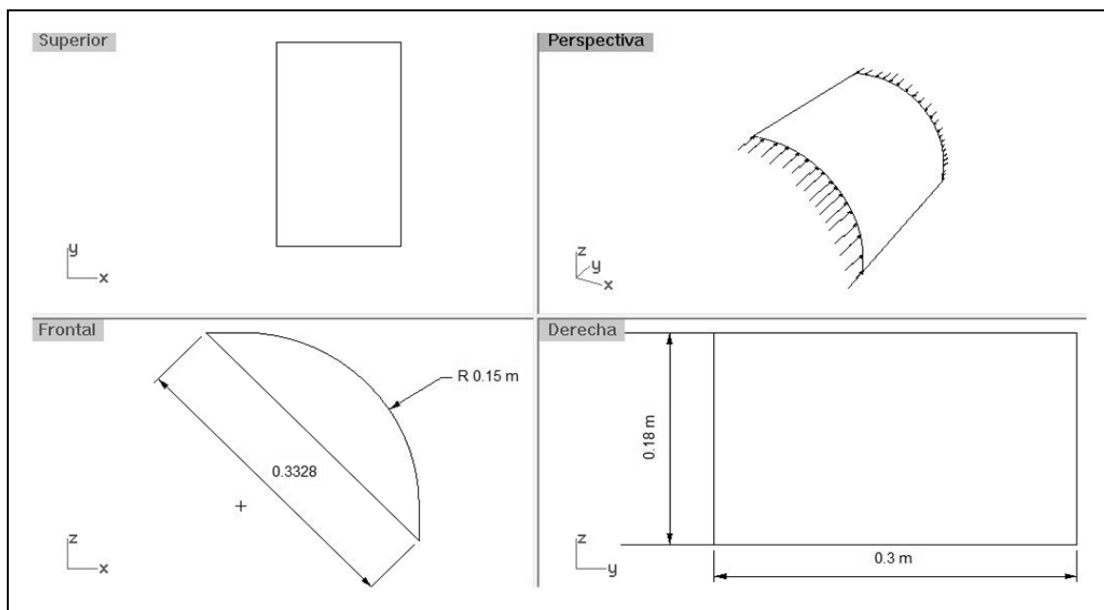
**Tabla 4.7.4 Márgenes de seguridad de esfuerzos combinados de corte y compresión, para distintos espesores de piel para tablero 20-21.**

$t$ (pulg.)	$t$ (mm)	$\sigma_a$ (MPa)	$\sigma_{cr}$ (MPa)	$\tau_a$ (MPa)	$\tau_{cr}$ (MPa)	$R_c$	$R_s$	$MS$	Interacción
0.025	0.635	99.17	1.49	13.76	3.09	66.6	33.52	-0.99	86.43
0.032	0.8128	99.17	2.44	10.75	5.06	40.65	15.98	-0.98	45.16
0.04	1.016	99.17	3.81	8.6	7.91	26.01	8.18	-0.96	27.2
0.063	1.6002	99.17	9.46	5.46	19.62	10.48	2.09	-0.9	10.56
0.071	1.8034	99.17	12.01	4.85	24.92	8.26	1.46	-0.88	8.3
0.08	2.032	99.17	15.25	4.3	31.64	6.50	1.02	-0.85	6.52
0.09	2.286	99.17	19.46	3.82	40.04	5.15	0.72	-0.81	5.15
0.125	3.175	99.17	37.54	2.75	72.25	2.66	0.27	-0.62	2.67

Analizando las cuatro tablas anteriores, se observa que el cambio de piel es necesario en todas las secciones de la cuaderna, y este cambio es por la de los espesores más grandes. Incluso, en la tabla 4.7.4 se observa que ninguno de los espesores propuestos es adecuado para soportar los esfuerzos.

**Tablero curvo**

En el apartado 4.6 se evaluaron los márgenes de seguridad para los tableros críticos (recto y curvo) y se señaló que el tablero curvo (9-10) soporta adecuadamente los esfuerzos a los que está sometido.



**Figura 4.17 Geometría de tablero curvo en la sección inferior de la cuaderna.**



Por otra parte es necesario realizar el mismo cálculo, para el resto de los tableros curvos (19-20 y 24-25) ya que aunque los esfuerzos normales y de corte en ellos son menores, su geometría es distinta como se observa en la figura 4.17.

No se hará el análisis del tablero 34-1, ya que tiene las mismas propiedades que el 9-10, y se encuentra sometido a menores esfuerzos.

Se analizará el tablero curvo inferior que esté sometido a los mayores esfuerzos, en este caso será el tablero 19-20 que tiene las siguientes características:

$$t = 0.001016 \text{ m.}$$

$$b = 0.3328 \text{ m.}$$

$$a = 0.3 \text{ m.}$$

$$r = 0.15 \text{ m.}$$

$$K\sigma = 550.$$

$$K\tau = 120.$$

Con los que obtenemos los esfuerzos críticos:

$$\sigma_{cr} = 345 \text{ MPa} \quad \text{y} \quad \tau_{cr} = 83.29 \text{ MPa}$$

Y está sometido a un esfuerzo de compresión de 99.17 MPa y uno esfuerzo de corte de 17.17 MPa.

Por lo que el margen de seguridad es de:

$$MS = \left[ \frac{2}{0.29 + (0.29^2 + 4 * 0.16^2)^{1/2}} - 1 \right] * 100\% = 175.8\%$$

Mientras que la ecuación de interacción:

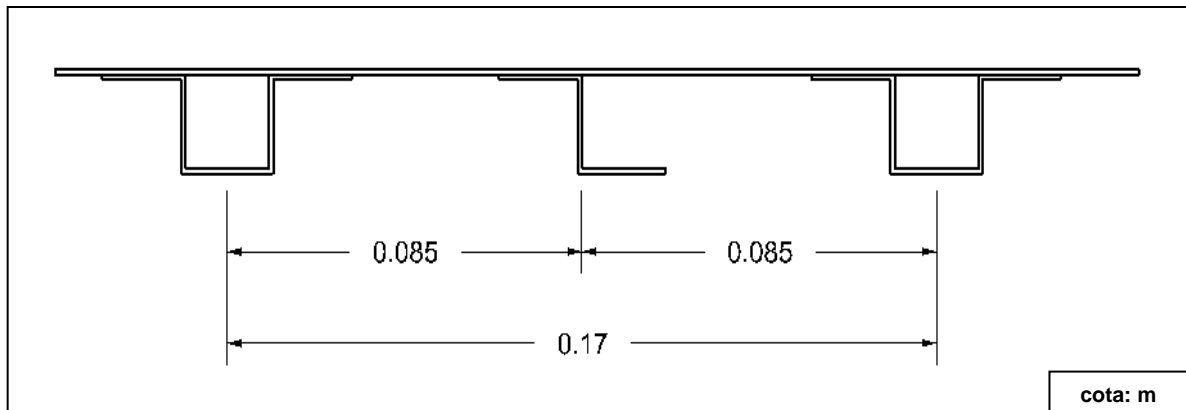
$$R_c + R_s^2 \leq 0.31 < 1$$

No es necesario calcular el tablero 24-25, por la misma razón por la que no se calculó el tablero 34-1.

Finalmente se llega a la conclusión de que la resistencia de los tableros curvos es superior a la de los tableros rectos, y no necesitan alguna modificación en sus propiedades; sin embargo por facilidad, se usara mínimo espesor seleccionado para los demás tableros.

## 4.8 Segunda propuesta de reforzamiento

Observado ya que el cambio en el espesor de la piel, no es suficiente para soportar los esfuerzos de pandeo local en el tablero, y analizando la ecuación 4.11, otro factor que podemos modificar para poder incrementar el esfuerzo crítico es “b”. Por lo que se propone modificar el arreglo de los largueros, agregando largueros intermedios entre los ya calculados, esto además de modificar la distancia “b” de los largueros de 0.17 m a 0.085 m como muestra la figura 4.18, también elevará el momento de inercia de toda la sección en la cuaderna.



**Figura 4.18 Posición de largueros de refuerzo**

De esta manera no solo se analizará los esfuerzos críticos tanto del larguero y el tablero, sino también los esfuerzos aplicados de compresión y corte.

### 4.8.1 Cargas aplicadas en sección reforzada

Se propone, para los largueros auxiliares, una sección en “Z”, con el mismo espesor de los largueros de sección de sombrero (0.032”) y con las mismas propiedades mecánicas del Alclad 2024—T4 con una distancia igual a 2 cm como se muestra en la figura 4.19.

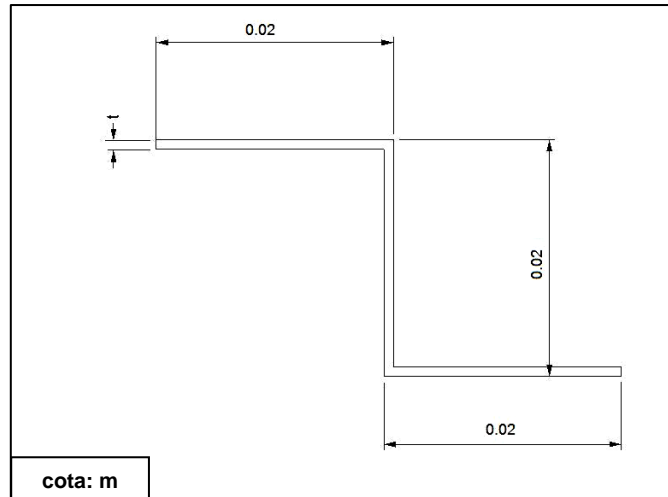


Figura 4.19 Geometría de la sección en Z para el larguero de refuerzo.

Es necesario aclarar que en el posterior subtema, se hará el análisis de los esfuerzos críticos para este larguero y de otros con dimensiones distintas, y se comparan con los esfuerzos aplicados cada sección.

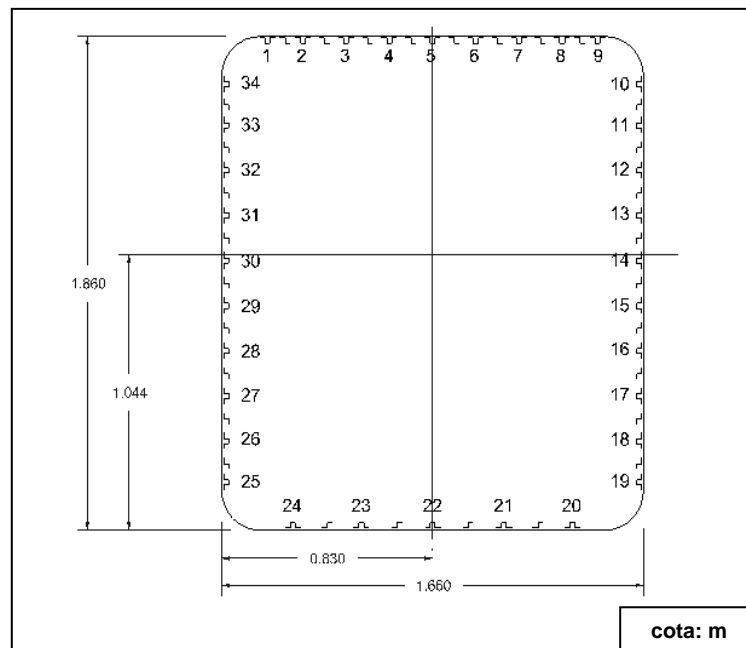


Figura 4.20 Sección reforzada de fuselaje.

Para calcular las nuevas cargas generadas en la sección reforzada, se seguirá el procedimiento mostrado en el subtema 4.1 y únicamente se mostrarán resultados, teniendo en cuenta que el área de la sección transversal del larguero propuesto:

$$A_{lar_z} = 48.77 \times 10^{-6} \text{m}^2$$

Tabla 4.8.1 Esfuerzo y carga aplicados en sección reforzada.					
Sección	Larguero	$Y (m)$	$I_x (m^4)$	$\sigma_a (MPa)$	$P_a (KN)$
Superior	1	8.066E-01	5.289E-05	-52.425	-4.261
	1.5	8.066E-01	3.173E-05	-52.425	-2.557
	2	8.066E-01	5.289E-05	-52.425	-4.261
	2.5	8.066E-01	3.173E-05	-52.425	-2.557
	3	8.066E-01	5.289E-05	-52.425	-4.261
	3.5	8.066E-01	3.173E-05	-52.425	-2.557
	4	8.066E-01	5.289E-05	-52.425	-4.261
	4.5	8.066E-01	3.173E-05	-52.425	-2.557
	5	8.066E-01	5.289E-05	-52.425	-4.261
	5.5	8.066E-01	3.173E-05	-52.425	-2.557
	6	8.066E-01	5.289E-05	-52.425	-4.261
	6.5	8.066E-01	3.173E-05	-52.425	-2.557
	7	8.066E-01	5.289E-05	-52.425	-4.261
	7.5	8.066E-01	3.173E-05	-52.425	-2.557
	8	8.066E-01	5.289E-05	-52.425	-4.261
	8.5	8.066E-01	3.173E-05	-52.425	-2.557
9	8.066E-01	5.289E-05	-52.425	-4.261	
Lateral derecho	10	6.461E-01	3.393E-05	-41.990	-3.413
	10.5	5.636E-01	1.549E-05	-36.629	-1.786
	11	4.811E-01	1.881E-05	-31.267	-2.541
	11.5	3.961E-01	7.651E-06	-25.742	-1.255
	12	3.111E-01	7.865E-06	-20.218	-1.643
	12.5	2.261E-01	2.493E-06	-14.693	-7.166
	13	1.411E-01	1.618E-06	-09.169	-7.453
	13.5	5.608E-02	1.534E-07	-03.645	-1.777
	14	-2.892E-02	6.798E-08	01.880	1.528
	14.5	-1.139E-01	6.329E-07	07.404	3.611
15	-1.989E-01	3.216E-06	12.928	1.051	
15.5	-2.839E-01	3.931E-06	18.453	8.999	
16	-3.689E-01	1.106E-05	23.977	1.949	
16.5	-4.539E-01	1.005E-05	29.502	1.439	
17	-5.389E-01	2.361E-05	35.026	2.847	
17.5	-6.239E-01	1.898E-05	40.550	1.978	
18	-7.089E-01	4.085E-05	46.07	3.745	
18.5	-7.864E-01	5.027E-05	51.112	4.154	
19	-8.639E-01	3.640E-05	56.149	2.738	

continuación...

<b>Tabla 4.8.1 Esfuerzo y carga aplicados en sección reforzada.</b>					
Inferior	20	-1.034	8.692E-05	67.208	5.463
	20.5	-1.034	5.215E-05	67.208	3.278
	21	-1.034	8.692E-05	67.208	5.463
	21.5	-1.034	5.215E-05	67.208	3.278
	22	-1.034	8.692E-05	67.208	5.463
	22.5	-1.034	5.215E-05	67.208	3.278
	23	-1.034	8.692E-05	67.208	5.463
	23.5	-1.034	5.215E-05	67.208	3.278
	24	-1.034	8.692E-05	67.208	5.463
Lateral izquierdo	25	-8.639E-01	6.066E-05	56.149	4.564
	25.5	-7.864E-01	3.016E-05	51.112	2.493
	26	-7.089E-01	4.085E-05	46.075	3.745
	26.5	-6.239E-01	1.898E-05	40.550	1.978
	27	-5.389E-01	2.361E-05	35.026	2.847
	27.5	-4.539E-01	1.005E-05	29.502	1.439
	28	-3.689E-01	1.106E-05	23.977	1.949
	28.5	-2.839E-01	3.931E-06	18.453	0.899
	29	-1.989E-01	3.216E-06	12.928	0.1051
	29.5	-1.139E-01	6.329E-07	07.404	0.3611
	30	-2.892E-02	6.798E-08	01.880	0.1528
	30.5	5.608E-02	1.534E-07	-03.645	-0.1777
	31	1.411E-01	1.618E-06	-09.169	-0.7453
	31.5	2.261E-01	2.493E-06	-14.693	-0.7166
	32	3.111E-01	7.865E-06	-20.218	0.8999
32.5	3.961E-01	7.651E-06	-25.742	-1.643	
33	4.811E-01	1.881E-05	-31.267	-2.541	
33.5	5.661E-01	2.605E-05	-36.791	-2.990	
34	6.511E-01	2.067E-05	-42.315	-2.064	
<b>Total</b>			1.949E-03		

De manera similar que en la sección 4.3, se analizará el flujo de corte y el esfuerzo cortante en la sección de fuselaje reforzada; a continuación se presentarán los resultados:

Tabla 4.8.2 Flujo de corte en sección reforzada de fuselaje.							
Sección	Tablero	$\Delta q \left(\frac{KN}{m}\right)$	$l (m)$	$F (KN)$	$q_T \left(\frac{KN}{m}\right)$	$t (\times 10^{-4} m)$	$\tau_a (MPa)$
Superior	1-1.5	2.747	0.07	0.19	-15.380	6.4	-9.611
	1.5-2	4.396	0.07	0.31	-13.731	6.4	-8.581
	2-2.5	7.143	0.085	0.61	-10.984	6.4	-6.864
	2.5-3	8.792	0.085	0.75	-9.335	6.4	-5.834
	3-3.5	11.539	0.085	0.98	-6.588	6.4	-4.117
	3.5-4	13.188	0.085	1.13	-4.939	6.4	-3.087
	4-4.5	15.935	0.085	1.36	-2.192	6.4	-1.370
	4.5-5	17.584	0.085	1.50	-0.543	6.4	-0.339
	5-5.5	20.331	0.085	1.73	2.204	6.4	1.378
	5.5-6	21.980	0.085	1.88	3.853	6.4	2.408
	6-6.5	24.727	0.085	2.11	6.600	6.4	4.125
	6.5-7	26.376	0.085	2.25	8.249	6.4	5.155
	7-7.5	29.123	0.085	2.49	10.996	6.4	6.872
	7.5-8	30.772	0.085	2.63	12.645	6.4	7.902
	8-8.5	33.519	0.07	2.36	15.392	6.4	9.619
	8.5-9	35.168	0.07	2.47	17.041	6.4	10.649
9-10	37.915	0.25458	9.69	19.788	6.4	12.366	
Lateral derecho	10-10.5	40.116	0.0775	3.12	21.989	8.1	27.053
	10.5-11	41.268	0.0775	3.21	23.141	8.1	28.470
	11-11.5	42.906	0.085	3.66	24.779	8.1	30.486
	11.5-12	43.716	0.085	3.73	25.589	8.1	31.482
	12-12.5	44.775	0.085	3.82	26.648	8.1	32.786
	12.5-13	45.237	0.085	3.86	27.110	8.1	33.354
	13-13.5	45.717	0.085	3.90	27.590	8.1	33.945
	13.5-14	45.832	0.085	3.91	27.705	8.1	34.086
	14-14.5	45.733	0.085	3.90	27.606	8.1	33.964
	14.5-15	45.500	0.085	3.88	27.373	8.1	33.678
	15-15.5	44.823	0.085	3.83	26.695	8.1	32.844
	15.5-16	44.242	0.085	3.78	26.115	8.1	32.130
	16-16.5	42.985	0.085	3.67	24.858	8.1	30.583
	16.5-17	42.057	0.085	3.59	23.930	8.1	29.442
	17-17.5	40.221	0.085	3.43	22.094	8.1	27.183
	17.5-18	38.946	0.085	3.32	20.819	8.1	25.614
18-18.5	36.531	0.0775	2.84	18.404	8.1	22.643	
18.5-19	34.924	0.0775	2.63	16.797	8.1	20.665	
19-20	31.981	0.33286	1.07	13.854	8.1	17.044	
Inferior	20-20.5	28.458	0.135	3.87	10.331	10	10.168
	20.5-21	26.344	0.135	3.59	8.217	10	8.088
	21-21.5	22.822	0.14	3.22	4.695	10	4.621
	21.5-22	20.708	0.07	1.46	2.581	10	2.540
	22-22.5	17.185	0.085	1.48	-0.942	10	-0.927
	22.5-23	15.072	0.085	1.30	-3.055	10	-3.007
	23-23.5	11.549	0.135	1.58	-6.578	10	-6.474
	23.5-24	9.435	0.135	1.29	-8.692	10	-8.555
24-25	5.913	0.33286	2.01	-12.214	10	-12.022	

Continuación...

Tabla 4.8.2 Flujo de corte en sección reforzada.							
Lateral izquierdo	25-25.5	2.970	0.0775	0.24	-15.157	8.1	-18.65
	25.5-26	1.362	0.0775	0.11	-16.765	8.1	-20.63
	26-26.5	-1.053	0.085	-0.80	-19.180	8.1	-23.61
	26.5-27	-2.328	0.085	-0.19	-20.455	8.1	-25.19
	27-27.5	-4.164	0.085	-0.35	-22.291	8.1	-27.46
	27.5-28	-5.092	0.085	-0.42	-23.219	8.1	-28.60
	28-28.5	-6.349	0.085	-0.53	-24.476	8.1	-30.16
	28.5-29	-6.929	0.085	-0.58	-25.056	8.1	-30.87
	29-29.5	-7.607	0.085	-0.64	-25.734	8.1	-31.71
	29.5-30	-7.840	0.085	-0.66	-25.967	8.1	-32.00
	30-30.5	-7.939	0.085	-0.67	-26.066	8.1	-32.12
	30.5-31	-7.824	0.085	-0.66	-25.951	8.1	-31.98
	31-31.5	-7.344	0.085	-0.62	-25.471	8.1	-31.38
	31.5-32	-6.882	0.085	-0.58	-25.009	8.1	-30.81
	32-32.5	-5.822	0.085	-0.49	-23.949	8.1	-29.50
	32.5-33	-5.013	0.085	-0.42	-23.140	8.1	-28.50
	33-33.5	-3.374	0.0775	-0.25	-21.502	8.1	-26.48
	33.5-34	-2.218	0.0775	-0.10	-20.345	8.1	-24.10
34-1	0	0.25458	0	-18.127	8.1	-22.45	

### 4.8.2 Análisis de larguero auxiliar en Z

Una vez definida la geometría del larguero auxiliar, se hará el análisis de los esfuerzos que soporta, variando sus dimensiones, y posteriormente se comparará contra los aplicados y así conocer si es adecuado el larguero o es necesario su cambio.

Se analizará, como se mencionó en el apartado anterior, una sección Z como la que se muestra en la figura 4.20.

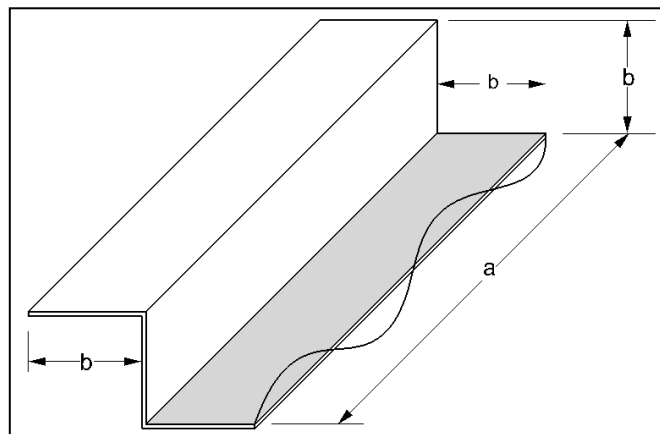


Figura 4.21 Dimensiones del larguero en "Z".

**Inestabilidad primaria**

Por medio del mismo procedimiento de la sección 4.2 obtenemos una relación de esbeltez de transición de:

$$\left(\frac{L'}{\rho}\right)_{tr} = 43.68$$

Mientras que la longitud efectiva es:

$$L' = 0.209 \text{ m}$$

En la tabla 4.8.3 se presenta el cálculo del esfuerzo crítico para inestabilidad primaria para una columna con sección en Z y variación de la distancia “b”.

<b>Tabla 4.8.3 Carga crítica para inestabilidad primaria para larguero en “Z”.</b>						
<b>Distancia “b” (m)</b>	<b>Radio de giro ρ (m)</b>	<b>Área (m<sup>2</sup>)</b>	<b>Relación esbeltez (L'/ρ)</b>	<b>Esfuerzo crítico σ<sub>cr</sub> (MPa)</b>	<b>Tipo de Columna</b>	<b>Carga crítica P<sub>cr</sub> (KN)</b>
0.002	0.0005	4.88E-6	401.503	4.559	Larga	0.022
0.004	0.0014	9.75E-6	155.198	30.513		0.297
0.006	0.0022	1.46E-5	94.571	82.175		1.202
0.008	0.0031	1.95E-5	67.818	159.794		3.117
0.01	0.004	2.44E-5	52.820	263.422		6.423
0.012	0.0048	2.93E-5	43.240	290.818	corta	8.509
0.014	0.0057	3.41E-5	36.596	317.588		10.841
0.016	0.0066	3.9E-5	31.7195	334.402		13.046
0.018	0.0075	4.39E-5	27.988	345.646		15.17
0.02	0.0084	4.88E-5	25.041	353.532		17.241

Nuevamente se usa un factor de seguridad de 1.5, conociendo el valor de la máxima carga aplicada, obtenida de la tabla 4.8.1, notamos que los largueros 20, 21, 22, 23 y 24, (que son los largueros de sección de sombrero) soportan una carga de 5.463 KN, mientras que los largueros 20.5, 21.5, 22.5, 23.5 y 24.5 soportan una carga de 3.27 KN.

Como ya se analizó en el apartado 4.2 el larguero principal (sombreros), aquí solo se analizarán los auxiliares, por lo que tenemos un margen de seguridad de:

$$MS = \left(\frac{P_{cr}}{1.5 \cdot P_d} - 1\right) * 100\%$$



$$MS = \left( \frac{17.241 \text{ KN}}{1.5 * 3.277 \text{ KN}} - 1 \right) * 100\% = 250.74 \%$$

Con un margen de seguridad de 250%, el larguero auxiliar (en Z), soporta adecuadamente el esfuerzo normal al que está sometido, y no existe problema de pandeo. Se concluye que el larguero en Z con dimensiones de 2cm, como se propuso en la figura 4.17, soporta correctamente el esfuerzo normal al que está sometido.

### **Inestabilidad secundaria**

Para el análisis de la inestabilidad secundaria de la columna, nuevamente se usará la ecuación 4.11 y con los datos de la figura 4.18 podemos encontrar el esfuerzo normal crítico:

$$\sigma_{cr} = \frac{K_{\sigma} \pi^2 E}{12(1-\mu^2)} \left( \frac{t}{b} \right)^2$$

Donde:

$K_{\sigma}$  = Coeficiente de pandeo por compresión (Anexo D).

$\mu$  = Relación de Poisson = 0.3.

$t$  = Espesor del larguero = 0.0008128 m.

$b$  = Lado las más corto del larguero.

La relación de esbeltez para la inestabilidad secundaria es:

$$\left( \frac{a}{b} \right) = \frac{\text{Longitud más larga del tablero}}{\text{Longitud más corta del tablero}} = \frac{0.3 \text{ m}}{0.02 \text{ m}} = 15$$

Con este valor y suponiendo que una de las caras más larga del tablero esta empotrada, mientras que el resto están simplemente empotradas, de la gráfica del anexo D obtenemos un valor de  $K_{\sigma} = 1.4$ .

Sustituyendo distintos valores de “b”:

Tabla 4.8.4 Esfuerzo crítico por pandeo local.	
Tablero	ESFUERZO CRÍTICO
$b$ (m)	$\sigma_{cr}$ (MPa)
0.002	15562.23094
0.004	3890.557736
0.006	1729.136772
0.008	972.639434
0.01	622.4892377
0.012	432.2841929
0.014	317.5965499
0.016	243.1598585
0.018	192.1263079
0.02	155.6223094

Como se puede observar, el esfuerzo crítico para este tipo de larguero, es igual que el calculado previamente para el larguero de tipo “sombbrero”, al igual que el mismo caso, el larguero tipo “Z” con las medidas propuestas, es adecuado para soportar las cargas aplicadas en el.

**Ancho efectivo de piel**

Del mismo modo en que se comprobó que el esfuerzo aplicado en el larguero principal es el mismo cuando se calcula con ancho efectivo, es necesario conocer si sucede lo mismo para un perfil tipo “Z”. Este caso se ve en la figura 4.22.

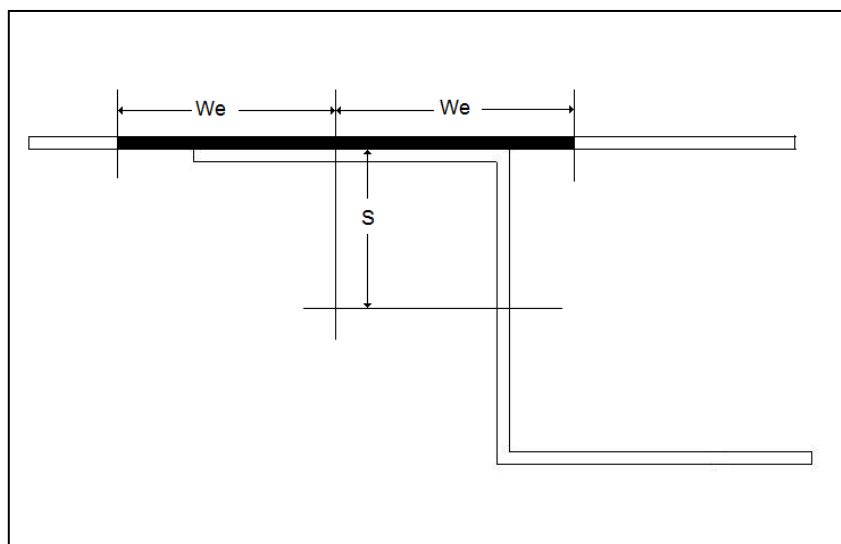


Figura 4.22 Ancho efectivo para la sección en Z.

Donde:

$W_e$  = Ancho efectivo.

$S$  = Distancia al centroide.

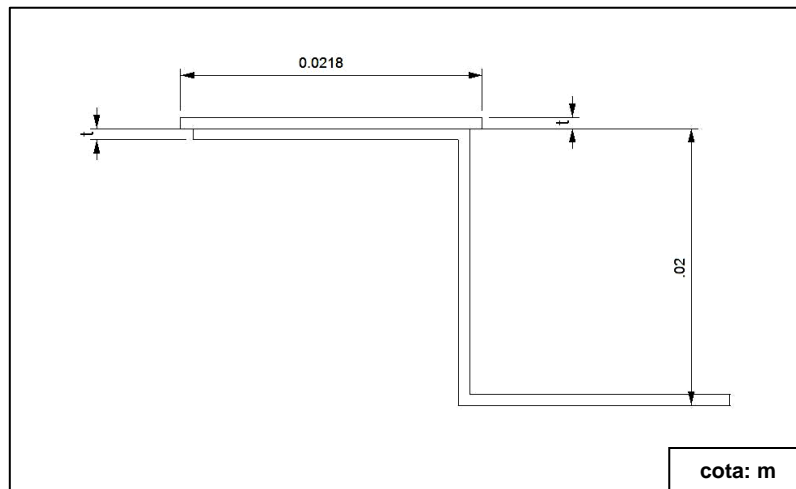
Con la ecuación 4.9 se obtiene el ancho efectivo:

$$W_e = \frac{1.7}{2} \sqrt{\frac{E}{\sigma_{se}}} t$$

Sustituyendo los valores se obtiene:

$$W_e = \frac{1.7}{2} \sqrt{\frac{74.5 \text{ GPa}}{298157402.080 \text{ (Pa)}}} \cdot 0.0008128 \text{ (m)} = 0.0109 \text{ m}$$

Con el dato anterior se puede obtener la columna equivalente presentada en la figura 4.23.



**Figura 4.23 Columna equivalente.**

Nuevamente esta columna equivalente no tiene las mismas propiedades de la columna considerando únicamente al larguero, que sirvió para conocer el esfuerzo crítico. Por lo que ahora se necesita conocer el radio de giro de la columna equivalente para así conocer el esfuerzo crítico que realmente esta soporta.

Utilizando la ecuación 4.10, se encontrará la relación de radios de giro, recordando que se utilizara el radio de giro menor para obtener el esfuerzo crítico menor:

$$\left(\frac{\rho}{\rho_0}\right)^2 = \frac{1 + \left[1 + \left(\frac{S}{\rho_0}\right)^2\right] \frac{be \cdot t}{A_0}}{\left(1 + \frac{be \cdot t}{A_0}\right)^2}$$

De donde:

$\rho$  = Radio de giro de la columna equivalente.

$\rho_0$  = Radio de giro del larguero = 0.008367 m.

S = Distancia al centroide del larguero = 0.001 m.

be = Longitud efectiva de piel = 0.00218 m.

t = Espesor de la piel = 0.0008128 m.

$A_0$  = Área del larguero = 0.00004877 m<sup>2</sup>.

Sustituyendo los valores obtenemos:

$$\left(\frac{\rho}{\rho_0}\right)^2 = \frac{1 + \left[1 + \left(\frac{0.001m}{0.008367m}\right)^2\right] \frac{0.00218m \cdot 0.0008128m}{0.00004877m^2}}{\left(1 + \frac{0.00218(m) \cdot 0.0008128m}{0.00004877m^2}\right)^2} = 0.999$$

Como se puede observar, el radio de giro de la columna equivalente es la misma, por lo tanto el esfuerzo crítico que soporta, es igual al calculado previamente. Por lo que para nuestro caso, el ancho efectivo, soporta el mismo esfuerzo que el larguero analizado por separado, pero ayuda a soportar una mayor carga.

### 4.8.3 Análisis de tablero crítico

Para conocer el margen de seguridad del tablero reforzado, primero se localiza, cual es el tablero que soporta el máximo flujo de corte, de la tabla 4.8.2 se tiene que es el tablero 13.5-14 y que soporta un flujo de corte de 27.705 KN/m.

De la figura 4.21 se obtienen las propiedades del tablero, como es que se localiza el larguero de sección Z, y la nueva distancia “b”.

Con las ecuaciones de Bryan obtenemos los esfuerzos axiales y de corte críticos por inestabilidad secundaria.

Igualmente obtenemos nuestra relación de esbeltez del tablero que es de:

$$\left(\frac{a}{b}\right) = \frac{\text{Longitud más larga del tablero}}{\text{Longitud más corta del tablero}} = \frac{0.3 \text{ m}}{0.085 \text{ m}} = 3.53$$

Con este valor y suponiendo que todas las caras están simplemente apoyadas, de la gráfica del anexo D se obtiene  $K_\sigma = 4.2$ , mientras que para el esfuerzo de corte, es idéntica la ecuación, con la diferencia de que el factor  $K_\sigma$  es sustituido por  $K_\tau = 6$ .

Sustituyendo los valores en las dos ecuaciones obtenemos:

$$\sigma_{cr} = \frac{4.2 * \pi^2 * 74.5 \text{ GPa}}{12(1 - 0.3^2)} \left(\frac{t \text{ (m)}}{0.085 \text{ m}}\right)^2$$

$$\tau_{cr} = \frac{6 * \pi^2 * 74.5 \text{ GPa}}{12(1 - 0.3^2)} \left(\frac{t \text{ (m)}}{0.085 \text{ m}}\right)^2$$

Estas ecuaciones se dejan en función del espesor de la piel, ya que nuevamente proponiendo los espesores, y analizando su margen de seguridad, se optará por el espesor adecuado. En la tabla 4.8.5 se presenta este análisis, para el tablero crítico por corte para distintos espesores de piel.

<b><i>t</i></b> <b>(pulg.)</b>	<b><i>t</i></b> <b>(m)</b>	<b><math>\sigma_a</math></b> <b>(MPa)</b>	<b><math>\sigma_{cr}</math></b> <b>(MPa)</b>	<b><math>\tau_a</math></b> <b>(MPa)</b>	<b><math>\tau_{cr}</math></b> <b>(MPa)</b>	<b><i>Rc</i></b>	<b><i>Rs</i></b>	<b><i>MS</i></b>	<b>Interacción</b>
0.025	0.000635	3.64	15.78	43.72	22.54	0.23	1.94	-0.51	3.99
0.032	0.0008128	3.64	25.85	34.08	36.92	0.14	0.93	0.001	1
0.04	0.001016	3.64	40.39	27.32	57.7	0.09	0.47	0.92	0.31
0.063	0.0016002	3.64	100.18	17.34	143.12	0.036	0.12	6.1	0.05
0.071	0.0018034	3.64	127.24	15.39	181.78	0.029	0.08	8.98	0.04
0.08	0.002032	3.64	161.56	13.66	230.78	0.023	0.06	12.9	0.03
0.09	0.002286	3.64	204.46	12.14	292.08	0.017	0.04	18.4	0.02
0.125	0.003175	3.64	394.4	8.74	563.43	0.009	0.02	47	0.009

Ahora se analiza por esfuerzo normal máximo en la misma zona.

**Tabla 4.8.6 Margen de seguridad para sección lateral crítica por esfuerzo normal (Tablero 25 – 25.5).**

$t$ (pulg.)	$t$ (m)	$\sigma_a$ (MPa)	$\sigma_{cr}$ (MPa)	$\tau_a$ (MPa)	$\tau_{cr}$ (MPa)	$R_c$	$R_s$	$MS$	Interacción
0.025	0.000635	56.15	15.78	23.87	22.54	3.56	1.06	-0.74	4.68
0.032	0.0008128	56.15	25.85	18.65	36.92	2.17	0.51	-0.56	2.43
0.04	0.001016	56.15	40.39	14.92	57.7	1.39	0.26	-0.3	1.46
0.063	0.0016002	56.15	100.18	9.47	143.12	0.56	0.07	0.76	0.56
0.071	0.0018034	56.15	127.24	8.4	181.78	0.44	0.05	1.24	0.44
0.08	0.002032	56.15	161.55	7.46	230.78	0.34	0.03	1.85	0.35
0.09	0.002286	56.15	204.46	6.63	292.08	0.27	0.02	2.62	0.28
0.125	0.003175	56.15	394.4	4.77	563.43	0.14	0.008	6	0.14

En las tablas 4.8.7 y 4.8.8, se analizan las secciones: superior e inferior respectivamente, para distintos espesores de piel.

**Tabla 4.8.7 Margen de seguridad para sección superior crítica (Tablero 8.5 – 9).**

$t$ (pulg.)	$t$ (m)	$\sigma_a$ (MPa)	$\sigma_{cr}$ (MPa)	$\tau_a$ (MPa)	$\tau_{cr}$ (MPa)	$R_c$	$R_s$	$MS$	Interacción
0.025	0.000635	52.43	22.15	26.85	26.58	2.37	1.01	-0.63	19.68
0.032	0.0008128	52.43	36.3	20.98	43.56	1.44	0.48	-0.37	5.38
0.04	0.001016	52.43	56.71	19.79	68.06	0.92	0.25	0.014	1.96
0.063	0.0016002	52.43	140.69	10.66	168.82	0.37	0.06	1.61	0.44
0.071	0.0018034	52.43	178.68	9.46	214.42	0.29	0.04	2.33	0.33
0.08	0.002032	52.43	226.85	8.4	272.23	0.23	0.03	3.25	0.25
0.09	0.002286	52.43	287.11	7.46	344.54	0.18	0.02	4.4	0.19
0.125	0.003175	52.43	553.84	5.37	664.61	0.094	0.008	9.48	0.096

**Tabla 4.8.8 Margen de seguridad para sección inferior crítica (Tablero 20 – 20.5).**

$t$ (pulg.)	$t$ (m)	$\sigma_a$ (MPa)	$\sigma_{cr}$ (MPa)	$\tau_a$ (MPa)	$\tau_{cr}$ (MPa)	$R_c$	$R_s$	$MS$	Interacción
0.025	0.000635	67.21	5.82	16.42	9	11.56	1.82	-0.92	14.89
0.032	0.0008128	67.21	9.53	12.83	14.75	7.05	0.87	-0.86	7.81
0.04	0.001016	67.21	14.89	10.26	23.04	4.51	0.45	-0.78	4.71
0.063	0.0016002	67.21	36.93	6.51	57.15	1.82	0.11	-0.45	1.83
0.071	0.0018034	67.21	46.9	5.78	72.59	1.43	0.08	-0.3	1.44
0.08	0.002032	67.21	59.55	5.13	92.16	1.13	0.06	-0.12	1.14
0.09	0.002286	67.21	75.37	5.56	116.64	0.89	0.04	0.12	0.89
0.125	0.003175	67.21	145.38	3.28	225	0.46	0.01	1.16	0.46

Las tablas anteriores muestran que los espesores de piel necesarios para la sección superior es de 0.04”, mientras que la sección lateral es de 0.063” y finalmente para la sección inferior es de 0.09”.

#### 4.9 Distribución de pieles

Como ya se conoce el espesor de piel necesaria para soportar los esfuerzos generados por la fuerza cortante y momento flector en cada sección de la cuaderna crítica de fuselaje, es preciso conocer hasta que punto es necesario realizar un cambio de espesor de piel, es decir, se debe rectificar que la piel en las cuadernas previas y posteriores a la crítica resista bajo las cargas aplicadas en dichas secciones, de lo contrario se buscará alguna alternativa.

A continuación se determinará el espesor de piel mínimo necesario en cada cuaderna de la zona de carga del fuselaje, acompañado del MS correspondiente.

<b>Tabla 4.9.1 Distribución de pieles en sección lateral por cortante máximo.</b>					
<b>Cuaderna</b>	<b><math>t</math> (m)</b>	<b><math>\sigma_a</math> (MPa)</b>	<b><math>\tau_a</math> (MPa)</b>	<b>MS</b>	<b>Interacción</b>
6	0.025	0.53	11.00	0.980	0.272
7	0.025	0.63	11.36	0.907	0.294
8	0.025	0.73	11.63	0.852	0.313
9	0.025	0.84	11.90	0.801	0.332
10	0.025	0.95	12.16	0.754	0.351
11	0.025	1.06	12.44	0.705	0.372
12	0.025	1.17	12.70	0.661	0.392
13	0.032	1.51	30.34	0.174	0.734
14	0.032	1.88	32.12	0.103	0.829
15	0.032	1.66	19.49	0.783	0.343
16	0.032	1.46	17.65	0.972	0.285
17	0.025	1.31	16.81	0.268	0.639
18	0.025	1.23	8.83	1.312	0.231
19	0.025	1.15	8.54	1.396	0.217
20	0.025	1.08	8.25	1.488	0.203
21	0.025	1.01	7.95	1.589	0.188
22	0.025	0.94	7.66	1.695	0.175

<b>Tabla 4.9.2 Distribución de pieles en sección lateral por esfuerzo normal máximo.</b>					
<b>Cuaderna</b>	<b><math>t</math> (m)</b>	<b><math>\sigma_a</math> (MPa)</b>	<b><math>\tau_a</math> (MPa)</b>	<b>MS</b>	<b>Interacción</b>
6	0.032	15.80	4.99	0.563	0.629
7	0.032	18.81	5.15	0.327	0.747
8	0.032	21.89	5.28	0.149	0.867
9	0.032	25.05	5.40	0.009	0.991
10	0.04	28.28	4.41	0.412	0.706
11	0.04	31.57	4.51	0.267	0.788
12	0.04	34.94	4.61	0.146	0.872
13	0.063	45.24	8.95	1.173	0.456
14	0.063	56.15	9.47	0.760	0.565
15	0.063	49.53	5.75	1.009	0.496
16	0.063	43.54	5.21	1.285	0.436
17	0.04	39.08	6.10	0.021	0.979
18	0.04	36.74	3.20	0.095	0.913
19	0.04	34.47	3.10	0.167	0.856
20	0.04	32.28	2.99	0.246	0.802
21	0.04	30.18	2.89	0.332	0.750
22	0.04	28.14	2.78	0.428	0.699

Las tablas 4.9.1 y 4.9.2 muestran el resultado de analizar por esfuerzo normal y cortante máximo respectivamente las zonas laterales de la sección constante del fuselaje. En ellas se muestra que el espesor de piel necesario es de 0.063" (0.0016002 m) a lo largo de la misma.

<b>Tabla 4.9.3 Distribución de pieles en sección superior.</b>					
<b>Cuaderna</b>	<b><math>t</math> (m)</b>	<b><math>\sigma_a</math> (MPa)</b>	<b><math>\tau_a</math> (MPa)</b>	<b>MS</b>	<b>Interacción</b>
6	0.025	14.75	06.53	0.340	0.726
7	0.025	17.56	06.74	0.154	0.857
8	0.025	20.44	06.90	0.009	0.990
9	0.032	23.39	05.52	0.496	0.660
10	0.032	26.40	05.64	0.334	0.744
11	0.032	29.48	05.77	0.200	0.830
12	0.032	32.63	05.89	0.088	0.917
13	0.04	42.24	14.40	0.249	0.790
14	0.04	52.43	15.25	0.025	0.975



continuación...

<b>Tabla 4.9.3 Distribución de pieles en sección superior.</b>					
15	0.04	46.25	09.25	0.194	0.834
16	0.04	40.65	08.38	0.356	0.732
17	0.04	36.49	06.23	0.524	0.652
18	0.032	34.30	04.09	0.048	0.954
19	0.032	32.19	03.96	0.116	0.895
20	0.032	30.14	03.83	0.191	0.838
21	0.032	28.17	03.69	0.273	0.783
22	0.032	26.28	03.55	0.364	0.731

La tabla 4.9.3 muestra el análisis de la parte superior de la sección constante de fuselaje, el esfuerzo normal y cortante máximo se generan en el mismo tablero, los espesores de piel necesarios varían de 0.063” a 0.032”

<b>Tabla 4.9.4 Distribución de pieles en sección inferior.</b>					
<b>Cuaderna</b>	<b><math>t</math> (m)</b>	<b><math>\sigma_a</math> (MPa)</b>	<b><math>\tau_a</math> (MPa)</b>	<b>MS</b>	<b>Interacción</b>
6	0.063	18.91	1.45	0.948	0.513
7	0.063	22.51	1.50	0.637	0.610
8	0.063	26.21	1.53	0.407	0.710
9	0.063	29.99	1.57	0.230	0.813
10	0.063	33.85	1.60	0.090	0.917
11	0.071	37.79	1.45	0.240	0.806
12	0.071	41.83	1.48	0.121	0.892
13	0.08	54.16	4.03	0.097	0.911
14	0.09	67.21	3.79	0.120	0.893
15	0.08	59.29	2.59	0.004	0.996
16	0.08	52.11	2.34	0.142	0.876
17	0.071	46.78	1.96	0.002	0.998
18	0.071	43.97	1.03	0.066	0.938
19	0.071	41.26	1.00	0.136	0.880
20	0.071	38.64	0.96	0.213	0.824
21	0.063	36.12	1.05	0.022	0.978
22	0.063	33.69	1.01	0.096	0.913

La tabla 4.9.4 presenta el análisis de la parte inferior de la sección constante del fuselaje, los espesores de piel requeridos en ésta van de 0.09” hasta 0.063”.

Para la determinación de los espesores antes mostrados se consideró utilizar un espesor de larguero más grande, pero se decidió utilizar el propuesto de 0.032" debido a que espesores de larguero superiores no reducen significativamente el espesor de piel requerido.

#### 4.10 Paso entre remaches

En todos los cálculos anteriores, se ha supuesto que la unión del larguero con la piel es de una forma continua, esto solo es posible si se realizara la unión por medio de soldadura, o en todo caso cuando la unión por remaches o soldadura por puntos es muy pequeña.

Como en realidad la unión entre los remaches no es muy cerrada, es necesario conocer la distancia necesaria en la cual, la piel no falla.

Se puede asumir que: "la piel entre remaches se considerara como una columna con los extremos fijos<sup>21</sup> y la longitud de esta será el espacio entre remaches. Si los módulos elásticos de la piel y el larguero son iguales, el esfuerzo de pandeo también será el mismo, es decir, el esfuerzo al cual ambos se inestabilizan."

Este esfuerzo lo encontramos con la siguiente ecuación:

$$\sigma_{cr} = \frac{\pi^2 E t^2}{3(1-\mu^2)(RS)^2} \quad (4.21)$$

Donde:

$\sigma_{cr}$  = Esfuerzo crítico del larguero por tablero = 297.94 MPa. (Tabla 4.2.2)

E = Módulo de elasticidad de la placa = 74.5 GPa.

$\mu$  = Módulo de Poisson = 0.3.

t = Espesor de la placa = 0.0016002 m.

RS = Paso entre remaches.

Sustituyendo los valores obtenemos finalmente:

---

<sup>21</sup> Airplane Structural Analysis and Design, Ernest E. Sechler and Louis G. Dunn, Edit. Wiley, p. 231

$$RS = \sqrt{\frac{\pi^2 \cdot 74.5 \cdot 10^9 \text{Pa} \cdot (1.6002 \cdot 10^{-3} \text{m})^2}{3(1 - 0.3^2) \cdot 297.94 \cdot 10^6 \text{Pa}}} = 0.0481 \text{ m}$$

Para redondear esta distancia se asumirá una distancia de 0.5 m para el paso entre remaches.

## 4.11 Análisis de cuadernas

Las cuadernas son componentes estructurales que sirven para mantener la forma de la sección transversal del fuselaje, distribuir la carga y esfuerzos concentrados en la estructura, delimitan la longitud de los largueros y que junto con estos conforman los tableros.

Idealmente las cuadernas trabajan bajo esfuerzos de corte y son rígidos dentro de sus planos esto es que la sección transversal se mantiene constante, sin cambios durante la carga.

En el diseño de cuadernas para el fuselaje podemos considerar dos tipos de cuadernas: intermedias y principales.

Las cuadernas intermedias sirven para preservar la forma de la estructura del fuselaje, reducir la longitud de las columnas (largueros); estas cuadernas están sujetas a distinto tipo de cargas, la mayoría de las veces estas cargas son comparativamente pequeñas, respecto a las principales, y la mayoría de las veces tienden a equilibrarse entre ellas, además de que la mayoría de las ocasiones el criterio de diseño está basado en la experiencia de los diseñadores o métodos semi-empíricos de análisis.

La función primordial de las cuadernas principales es transmitir en todo el fuselaje, las cargas concentradas de las alas, empenajes y trenes de aterrizaje, además de la distribución de carga de corte.

### 4.11.1 Determinación de carga en las cuadernas principales

Las cargas a determinar en esta sección corresponden a las tres cuadernas que se consideran como cuadernas principales, es decir, las que soportan las fuerzas cortantes más grandes. De acuerdo con el diagrama de fuerza cortante en la sección crítica

mostrada en la figura 3.18, estas cuadernas son: la cuaderna 13 que es donde esta empotrada la viga delantera del ala y están localizados los cuatro herrajes de sujeción delanteros del tanque, la cuaderna 14 que es donde se presenta la fuerza cortante máxima en la condición de vuelo crítica y la cuaderna 15 que es donde se empotra la viga trasera del ala. Por último se considera el análisis de la cuaderna 17 debido a que en ella ubican los herrajes traseros de sujeción del tanque.

La tabla 4.11.1 muestra las fuerzas cortantes actuantes en cada una de las cuadernas antes mencionadas. En el caso de las cuadernas en las que se encuentran los herrajes de sujeción del tanque se restará la carga que transmiten cada uno de estos a la misma para poder aplicar estas cargas directamente en los lugares donde los herrajes serán ubicados. Estas cargas serán consideradas de manera similar al subtema 3.3, una octava parte del peso total del tanque, pero para este caso debe ser considerado el factor de carga ( $n=4.4$ ) de la condición crítica, es decir cada herraje de sujeción transmitirá una carga  $P_{suj} = 6.593 KN$ .

$$V_{apC13} = V_{C13} - \Sigma P_{sujD}$$

$$V_{apC17} = V_{C17} - \Sigma P_{sujT} \tag{4.22}$$

Donde los subíndices "sujD" y "sujT" corresponden a las sujeciones delantera y trasera respectivamente.

Las fuerzas cortantes con las que serán cargadas las cuadernas se ubican en el centro de corte. Para este análisis se trasladará dicha fuerza al centroide de la figura y se aplicará el momento equivalente dado por la ecuación 4.15, debido su posición original.

$$M_q = eV_{ap}$$

<b>Tabla 4.11.1 Cargas en las cuadernas principales.</b>				
<b>Cuaderna</b>	<b>Fuerza cortante (KN)</b>	<b>Cargas del tanque (KN)</b>	<b>Fuerza cortante aplicada (KN)</b>	<b>Momento equivalente (KN m)</b>
13	-95.579	-26.372	-69.207	-103.059
14	-100.115	—	-100.115	-109.096
15	24.867	—	24.867	66.213
17	33.520	26.372	7.148	44.607

### 4.11.2 Análisis por elementos finitos de las cuadernas principales

Una vez modelada la geometría en un software de CAD se procede a analizar las cuatro cuadernas consideradas principales bajo los efectos de las cargas mostradas en la tabla 4.11.1.

La tabla 4.11.2 muestra las características del estudio por medio del software de análisis por elementos finitos (FEA) Ansys 12 Workbench.

<b>Tabla 4.11.2 Características de los análisis de las cuadernas principales.</b>	
Tipo de análisis	Estructural estático.
Material	AL 2024-T4
Densidad	2.77e3 Kg/m <sup>3</sup>
Esfuerzo de cedencia	320 MPa
Esfuerzo último	470 MPa
Relación de Poisson	0.33
Modulo de Young	74.5 GPa
Temperatura de referencia	22°C
<b>Malla</b>	
Elemento de malla	Tetraedro
Numero de nodos	22525
Número de elementos	10553
<b>Sizing</b>	
Relevance Center	Coarse
Element Size	3e-002 m
Smoothing	High
Transition	Fast
<b>Calidad de malla</b>	
Skewness Promedio	0.7438
Desviación estándar	2.1274e-02

Las características de la malla son adecuadas, ya que el “Skewness” promedio esta dentro del rango de 0.5 a 0.8 que se considera para una buena calidad de malla<sup>22</sup>.

La figura 2.24 muestra las cargas (presentadas en el apartado anterior) y restricciones aplicadas en las cuadernas 14 y 15 para el análisis. Las cargas aplicadas son la fuerza de corte actuando de forma puntual en el centroide de la cuaderna y el momento equivalente debido a suposición en el centro de corte. Mientras que las restricciones son empotres en

<sup>22</sup> Meshing Application Intro 12.0 Final, appendix A, slides A-9.

las curvas superiores de la cuaderna, donde se idealiza el empotre del ala, y una restricción de desplazamiento en el eje Z en todos los largueros, como se muestra en la siguiente figura:

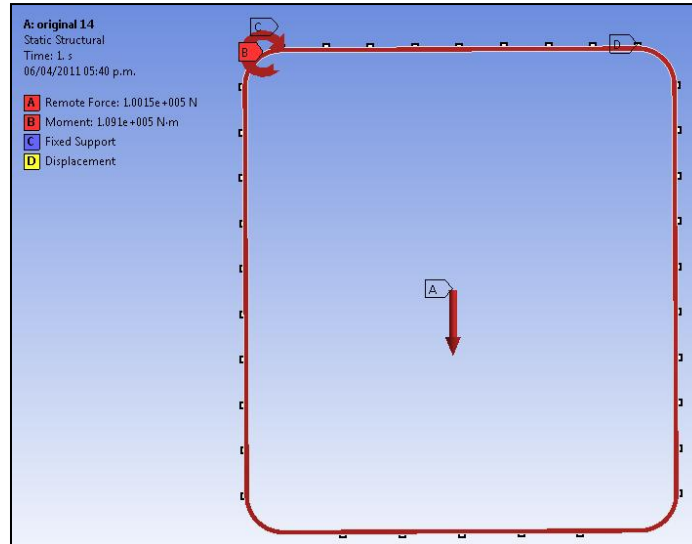


Figura 4.24 Restricciones y cargas en la cuaderna 14.

A diferencia de las cuadernas 14 y 15, las cuadernas 13 y 17 soportan las cargas transmitidas por los herrajes de sujeción del tanque, por lo que además de las cargas descritas anteriormente se añadirán las cargas presentadas en la tabla 4.11.1 como lo muestra la figura siguiente:

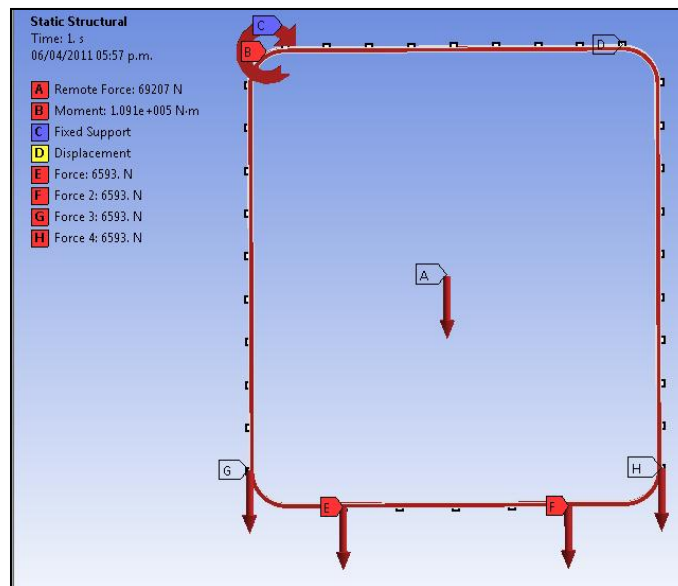


Figura 4.25 Restricciones y cargas en las cuadernas 13 y 17.

En seguida se exponen los resultados de esfuerzo de Von-Mises y margen de seguridad obtenidos del análisis de la cuaderna 14.

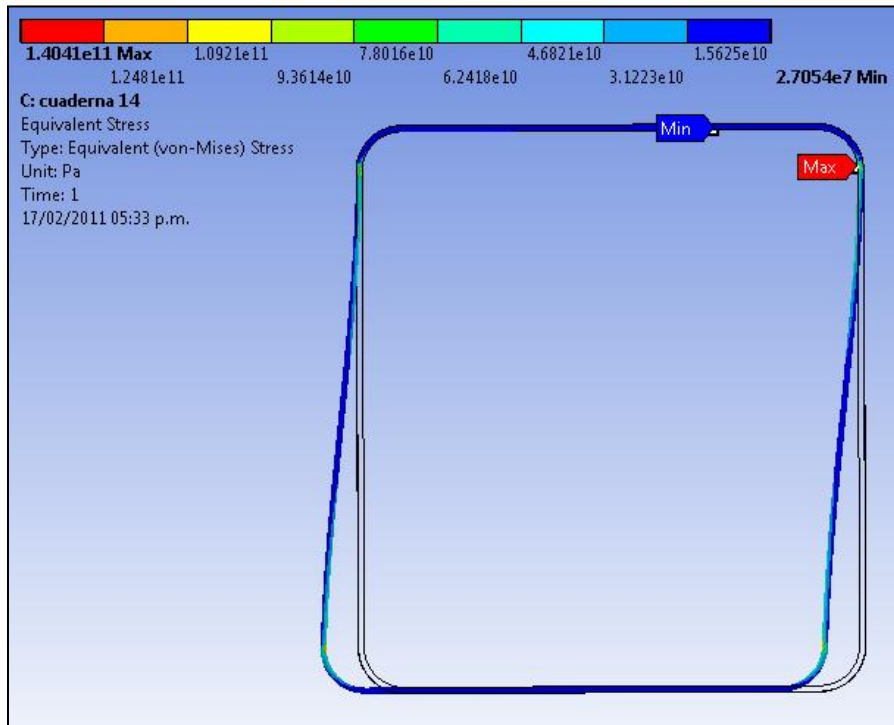


Figura 4.26 Distribución de esfuerzo de Von-Mises en la cuaderna 14.

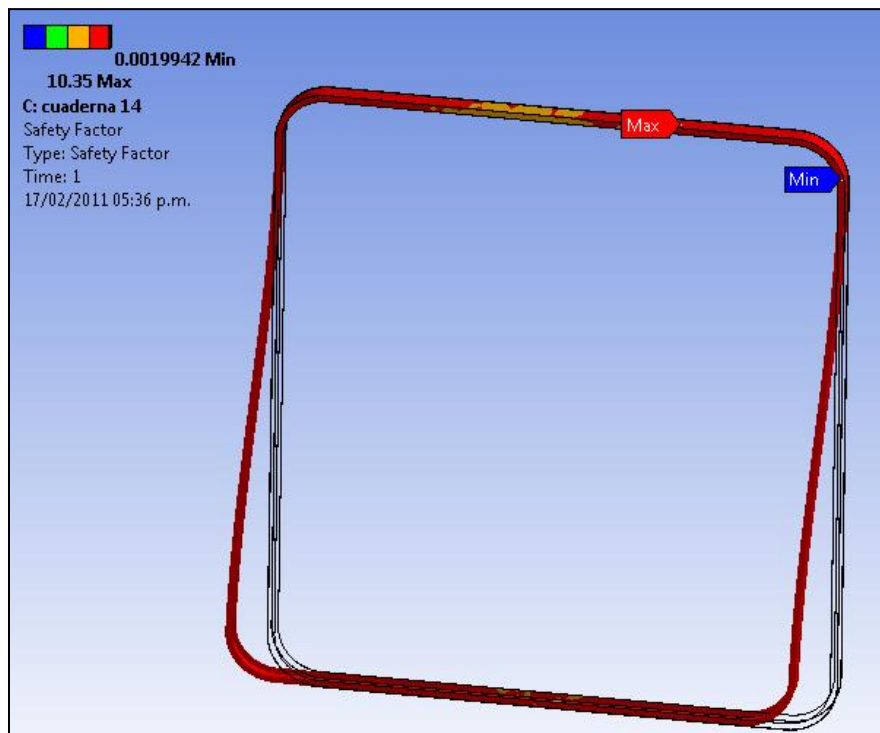


Figura 4.27 Margen de seguridad de la cuaderna 14.

La distribución de esfuerzos en el resto de las cuadernas es similar al que presenta la cuaderna 14, los cuales se resumen en la tabla siguiente, y se presentan junto con su respectivo margen de seguridad.

<b>Tabla 4.11.3 Resumen de resultados.</b>		
<b>Cuaderna</b>	<b>Esfuerzo de Von-Mises máximo (GPa)</b>	<b>Margen de seguridad mínimo</b>
13	143	0.002
14	140	0.002
15	85	0.003
17	39	0.007

De la tabla anterior se puede observar que **ninguna de las cuatro cuadernas con las características de material y geometría originales, soportan las cargas a las que están sujetas**, ya que los esfuerzos en ellas son mayores que a los esfuerzos de cedencia del material (320 MPa) y consecuentemente el factor de seguridad es muy bajo. Por lo que es necesario modificar la geometría de estas cuadernas para asegurar su fiabilidad.

#### **4.11.2 Modificación de cuadernas**

Analizando los resultados del subtema anterior, junto con los diagramas de fuerza cortante y momento flector de la condición de vuelo crítica (figura 3.18) se observa que la cuaderna 14 es la que está sometida a los mayores esfuerzos, seguida de las cuadernas 13 y 15, que son donde se encuentran los empotres del ala y por último la cuaderna 17 está sometida a esfuerzos menos considerables, por lo tanto se propondrán tres geometrías de cuaderna. Una que resista las cargas de las cuadernas 13 y 14, otra para la cuaderna 15 y finalmente otra para la cuaderna 17.

Después de varias pruebas con distintas geometrías y espesores, se presentan las cuadernas propuestas con sus respectivos análisis, se debe aclarar que la modificación partió de la aumentando el espesor de sección transversal de la cuaderna original (figura 1.12), resultando esta insuficiente, por lo que se decidió cambiar la sección transversal por las que se muestran a continuación.



Cuaderna 14

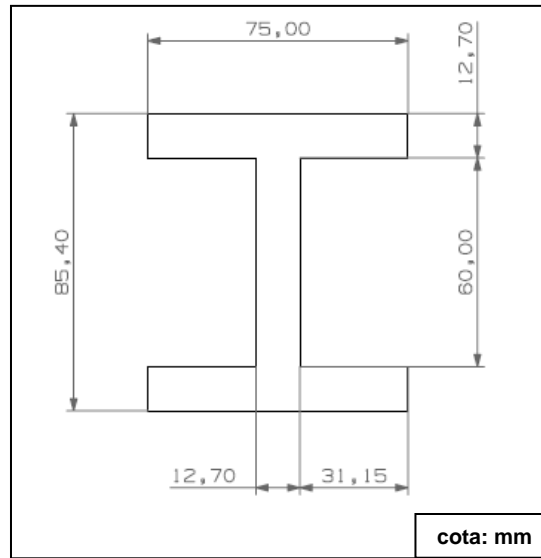


Figura 4.28 Sección transversal de las cuadernas 13 y 14.

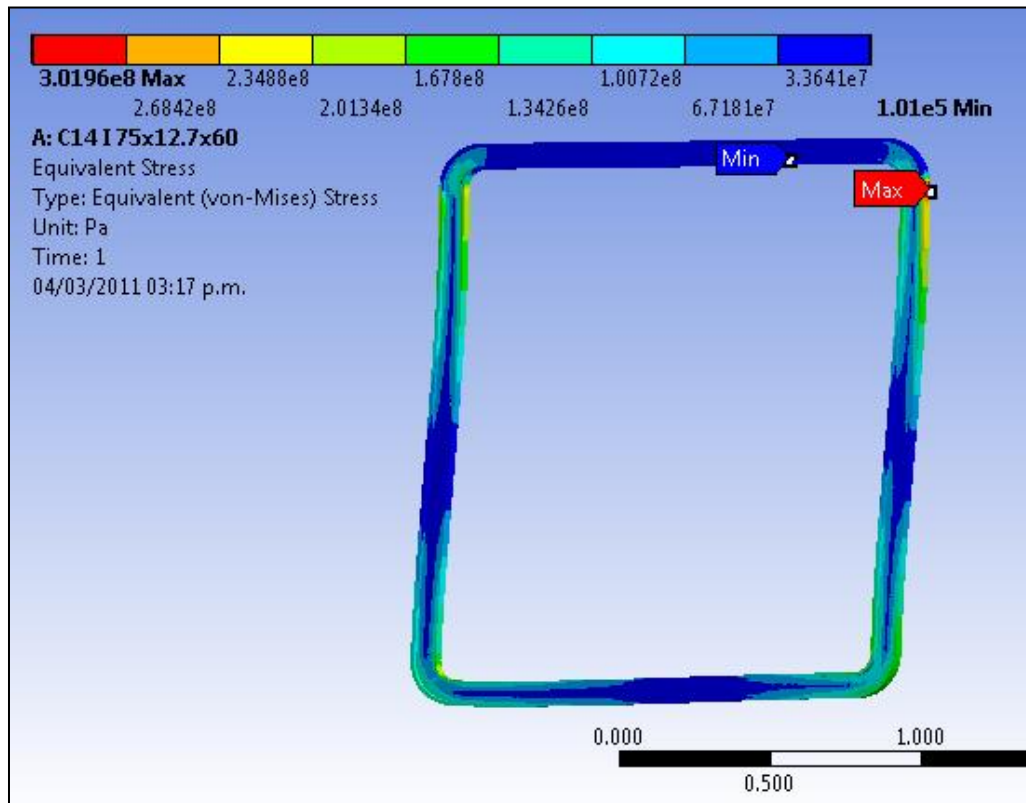


Figura 4.29 Distribución de esfuerzos de Von-Mises en la cuaderna 14 modificada.

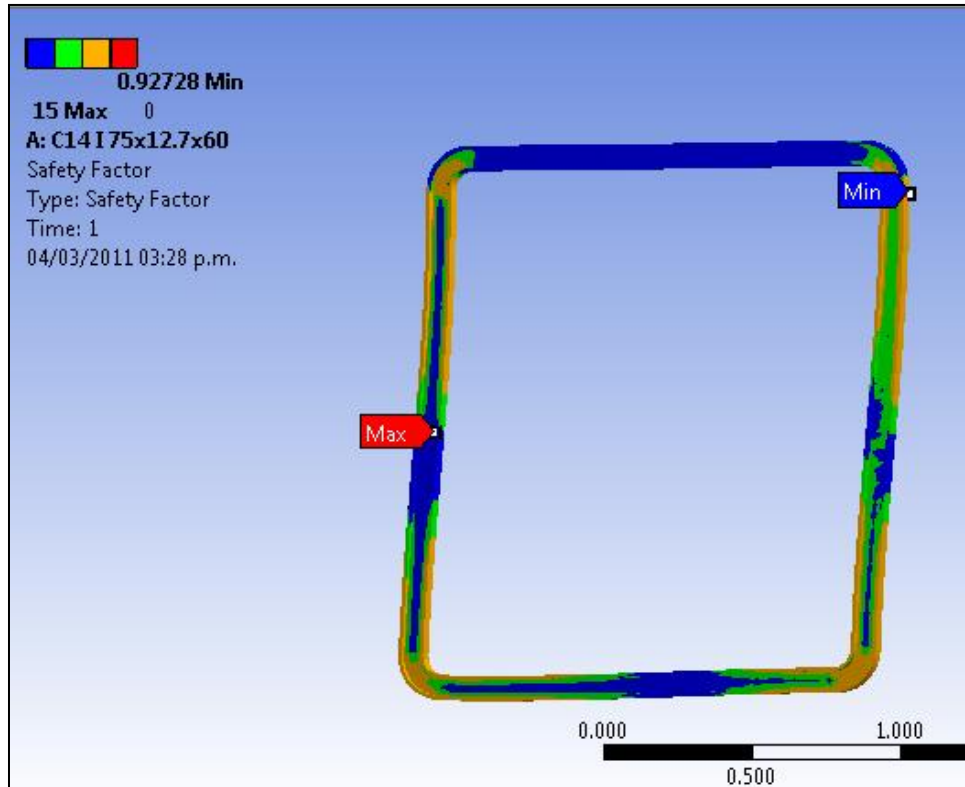


Figura 4.30 Margen de seguridad de la cuaderna 14 modificada.

### Cuaderna 13

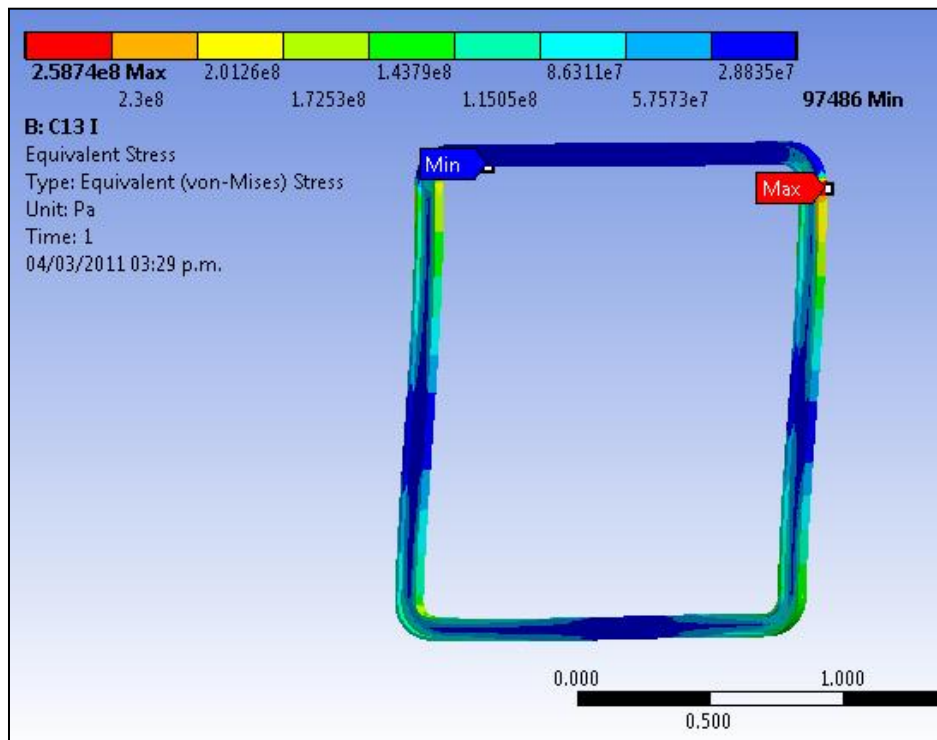


Figura 4.31 Distribución esfuerzos de Von-Mises en la cuaderna 13 modificada.

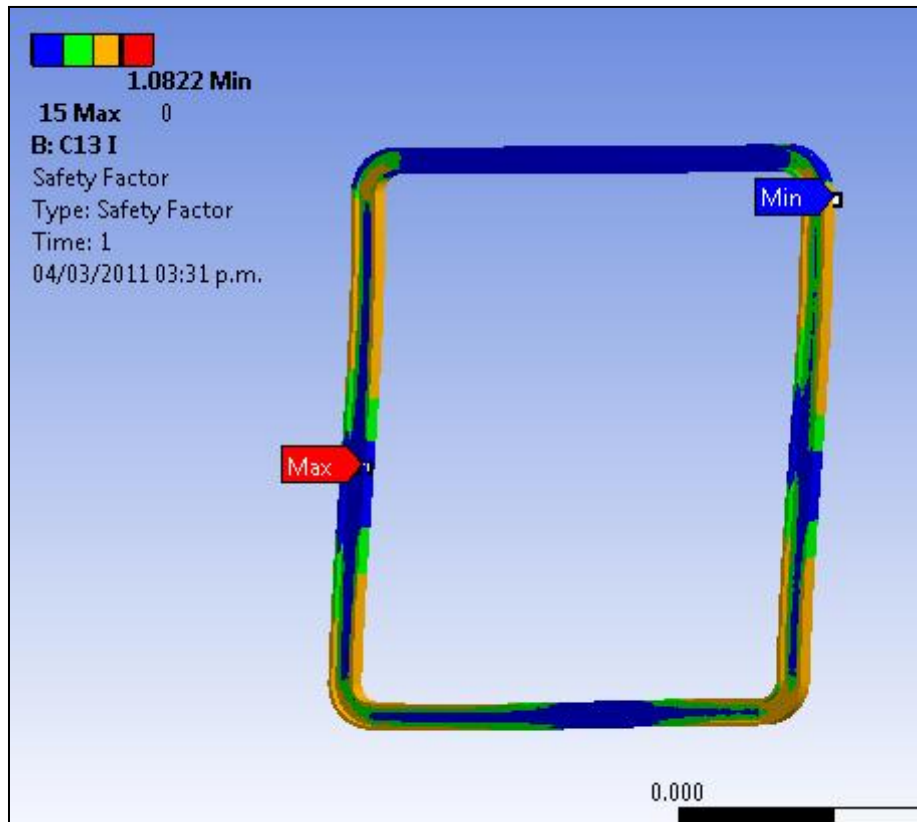


Figura 4.32 Margen de seguridad de la cuaderna 13 modificada.

**Cuaderna 15**

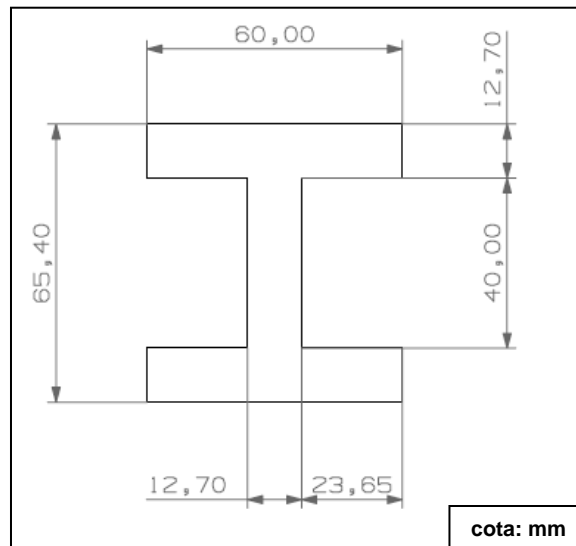


Figura 4.33 Sección transversal de la cuaderna 15.

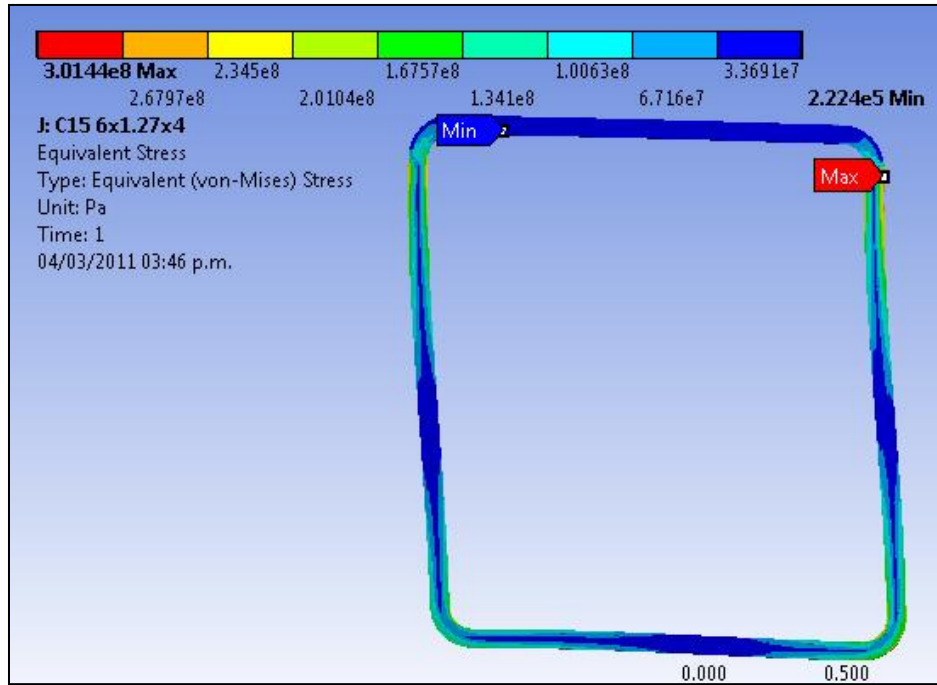


Figura 4.34 Distribución de esfuerzos de Von-Mises en la cuaderna 15 modificada.

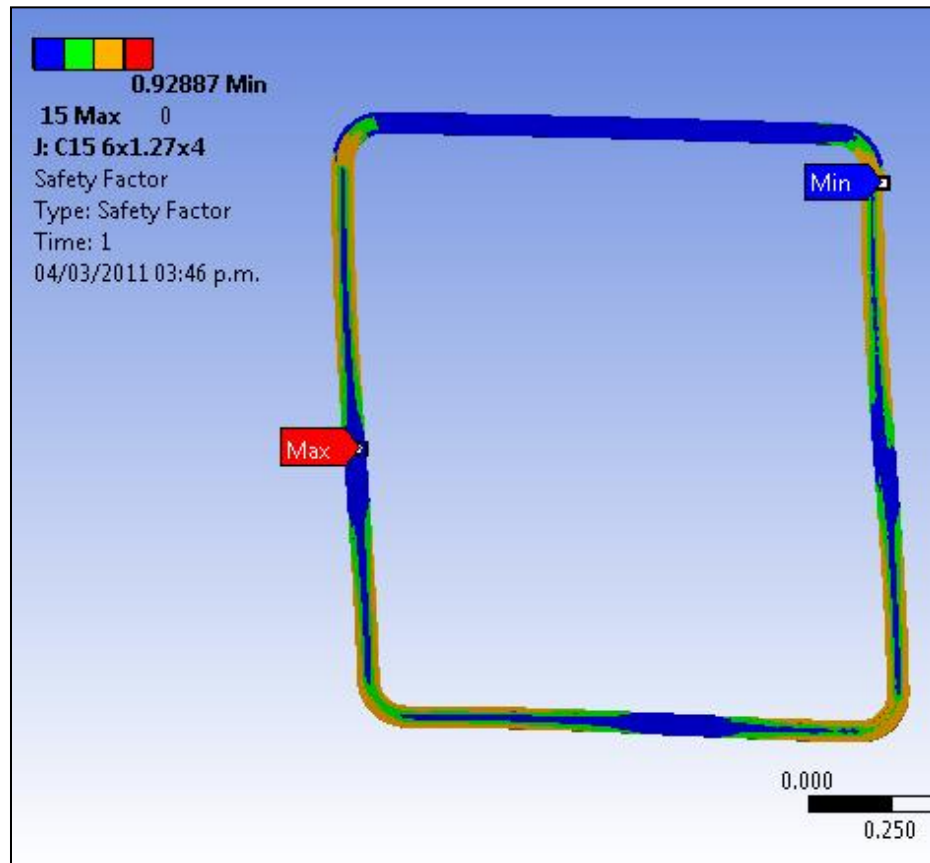


Figura 4.35 Margen de seguridad de la cuaderna 15 modificada.

Cuaderna 17

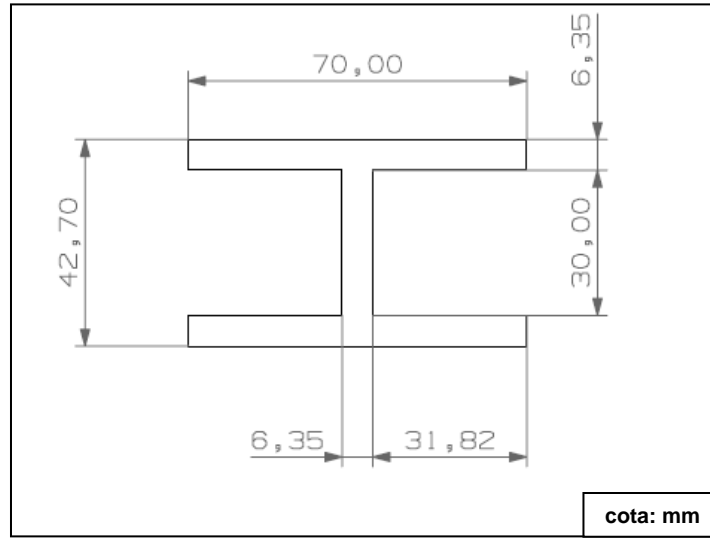


Figura 4.36 Sección transversal de cuaderna 17.

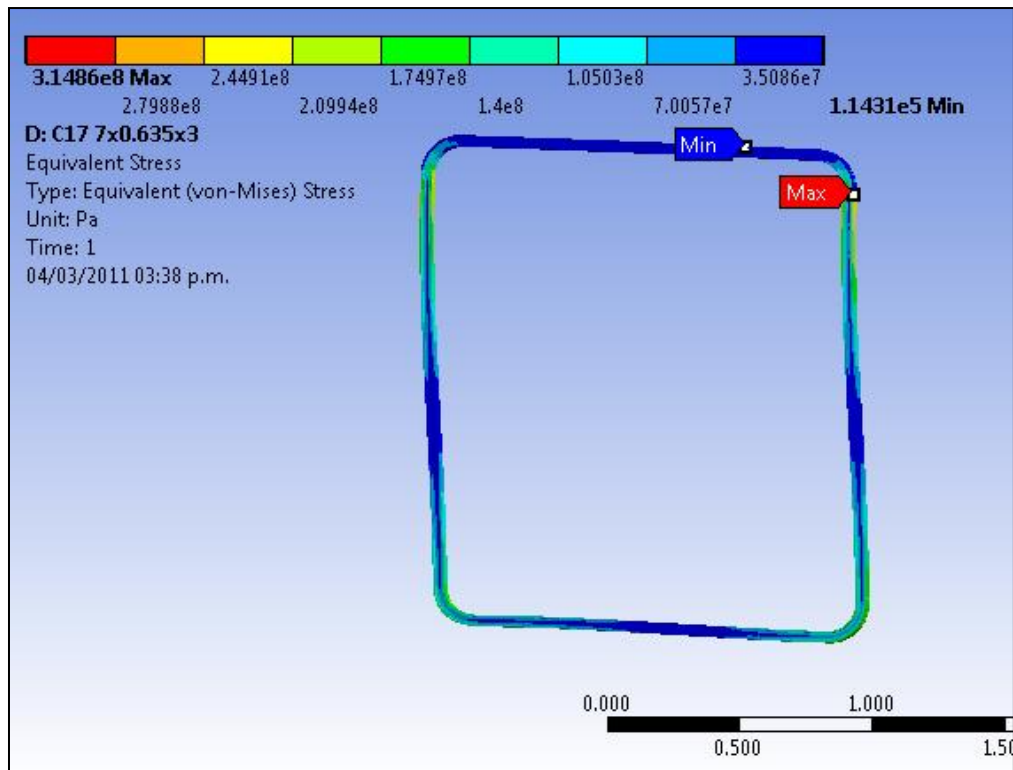


Figura 4.37 Distribución de esfuerzos de Von-Mises en la cuaderna 17 modificada.

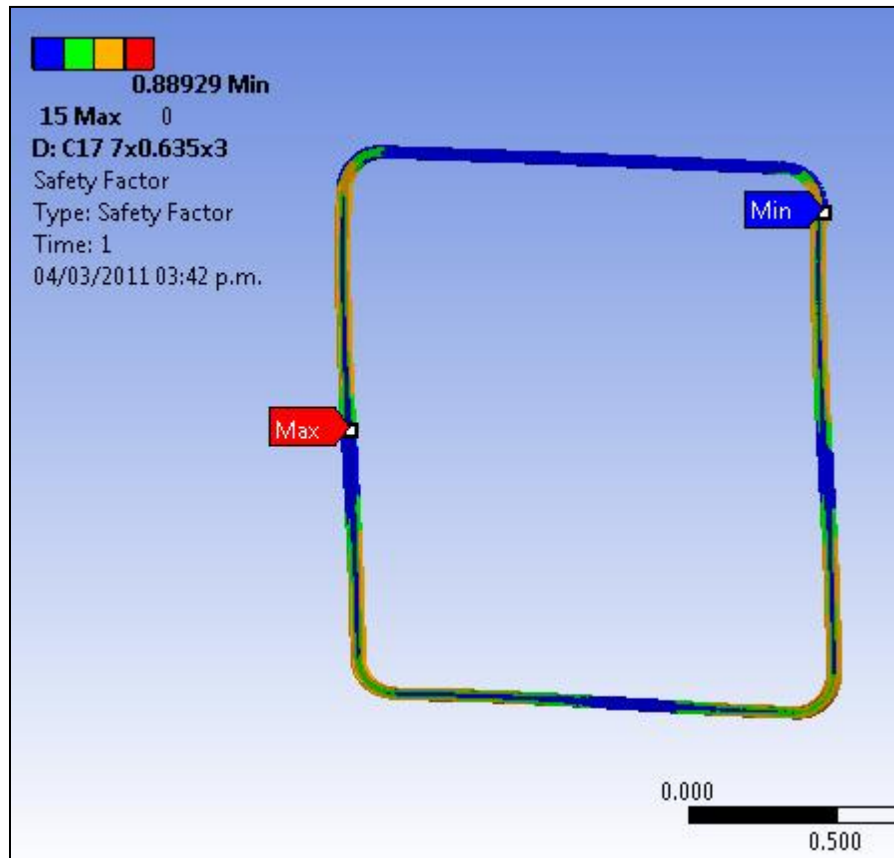


Figura 4.38 Margen de seguridad de la cuaderna 17 modificada.

En resumen las geometrías de las cuadernas propuestas se considera adecuada, debido a que los esfuerzos generados en cada una de las cuadernas se encuentra por debajo del esfuerzo de cedencia del material y los desplazamientos son relativamente bajos, como se muestra en la siguiente tabla:

<b>Tabla 4.11.4 Resultados de los análisis de las cuadernas principales.</b>			
<b>Cuaderna</b>	<b>Esfuerzo de Von-Mises máximo (MPa)</b>	<b>Margen de seguridad mínimo</b>	<b>Desplazamiento máximo (m)</b>
13	258.75	1.08	0.04
14	301.9	0.93	0.04
15	301.44	0.93	0.06
17	314.86	0.89	0.095

## Capítulo V Diseño de la sujeción de tanque

El desarrollo del presente capítulo está enfocado a determinar la geometría de los herrajes que serán implementados a la estructura del fuselaje con propósito de sujetar el tanque de agua de manera adecuada.

Como parámetros iniciales de diseño de los herrajes se tomará la posición de tanque propuesta en el subtema 2.3 con el fin de no alterar los límites de C.G. ahí propuestos. Dado que los puntos de sujeción del tanque no quedan alineados con ninguna cuaderna, es necesario considerar la geometría de los herrajes del fuselaje de tal manera que sean empotrados en una cuaderna y respeten la ubicación propuesta.

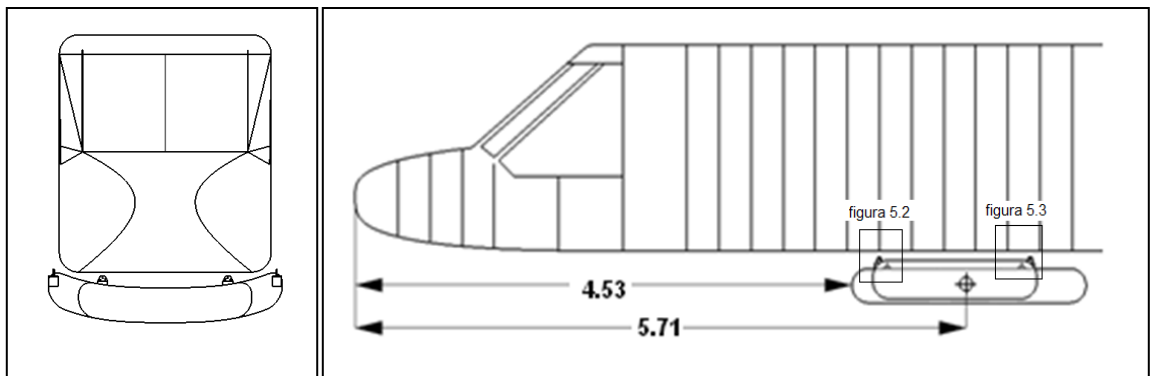
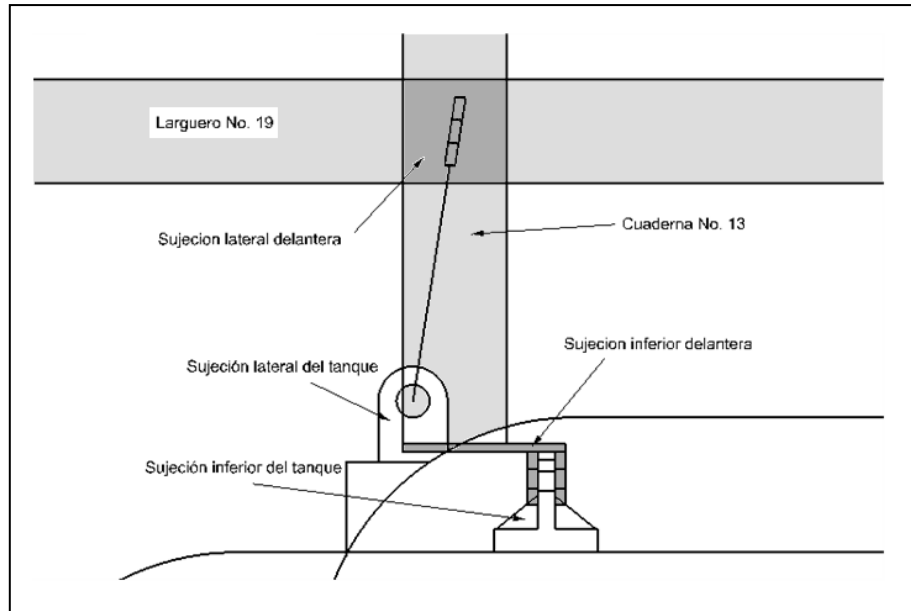


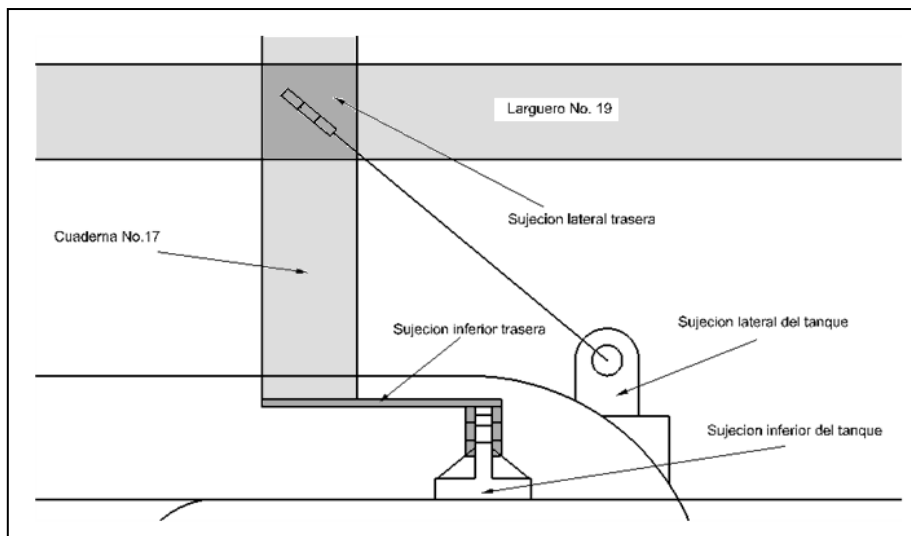
Figura 5.1 Ubicación del tanque en el fuselaje.

### 5.1 Determinación de geometría y posición de los herrajes de sujeción en el fuselaje

Debido a que el diseño de los herrajes está en función de las características antes mencionadas, en las figuras 5.2 y 5.3 se presentan la primer propuesta de posición y geometría de los herrajes con respecto a los puntos de sujeción del tanque.



**Figura 5.2 Sujeciones delanteras del tanque**



**Figura 5.3 Sujeciones traseras del tanque.**

Como se aprecia en las figuras anteriores las sujeciones inferiores son empotradas en las cuadernas 13 y 17 respectivamente, dando el largo necesario para respetar la posición propuesta. Para las sujeciones laterales son empotradas en las mismas cuadernas a la altura del larguero 19, dándole a las orejas un ángulo de tal manera que las barras de sujeción queden alineadas con las sujeciones del tanque.

En seguida se presentan los planos de cada una de las sujeciones:



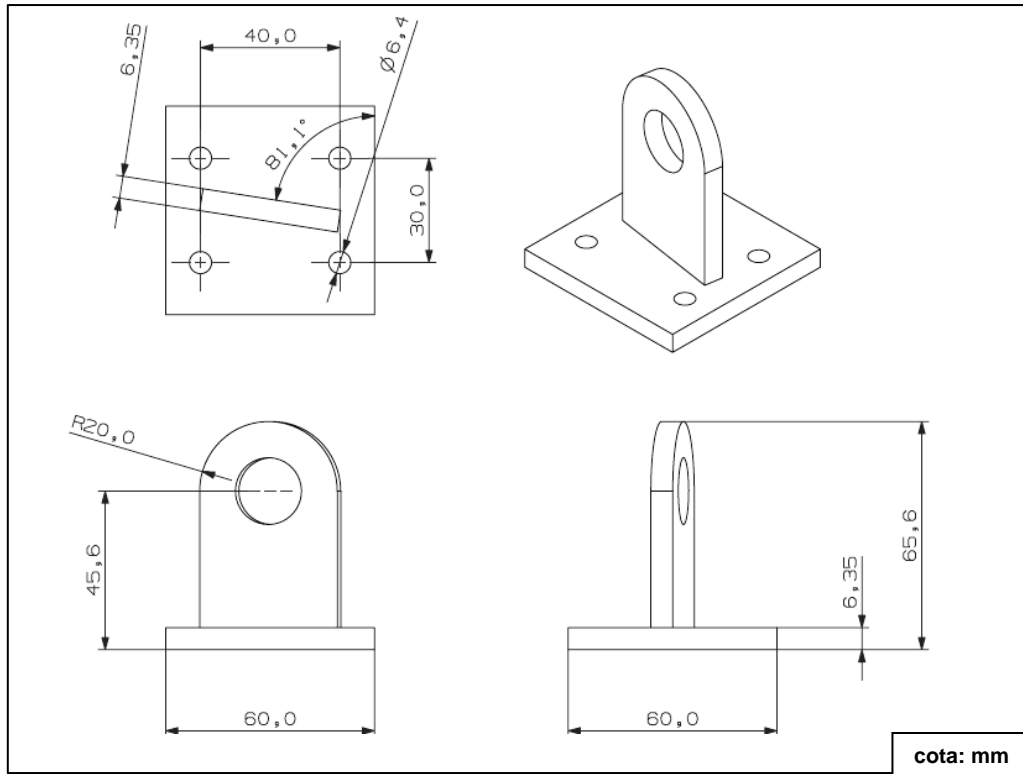


Figura 5.4 Planos generales de las sujeciones laterales delanteras.

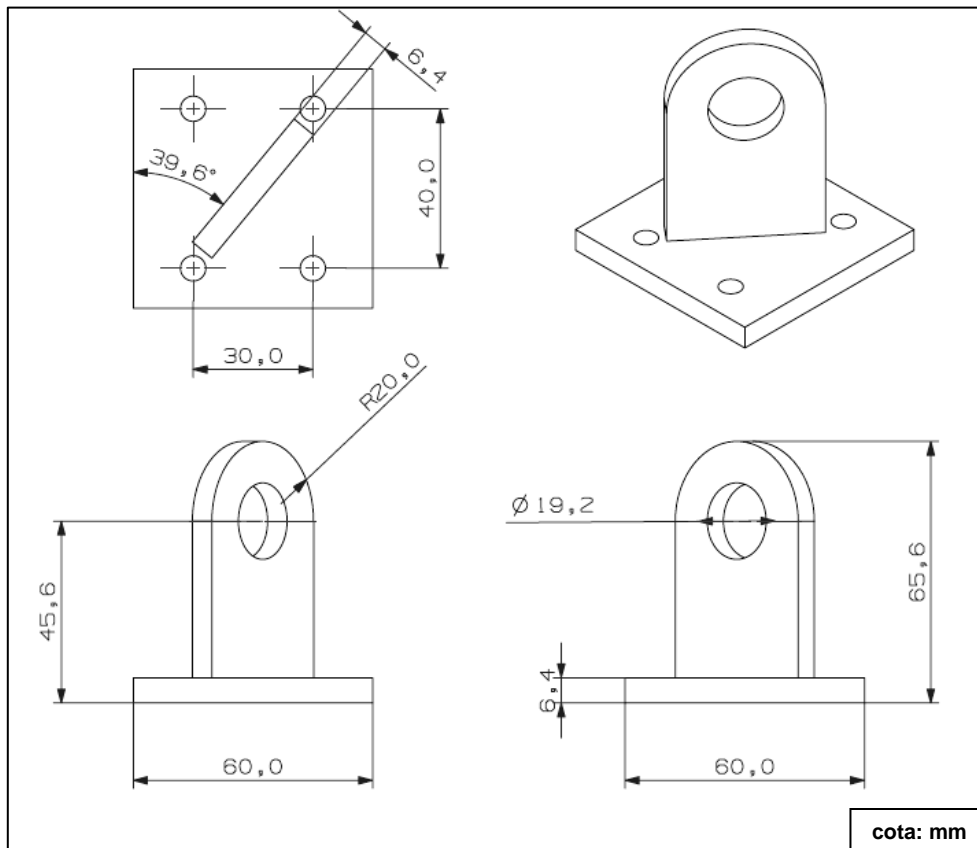


Figura 5.5 Planos generales de las sujeciones laterales traseras.

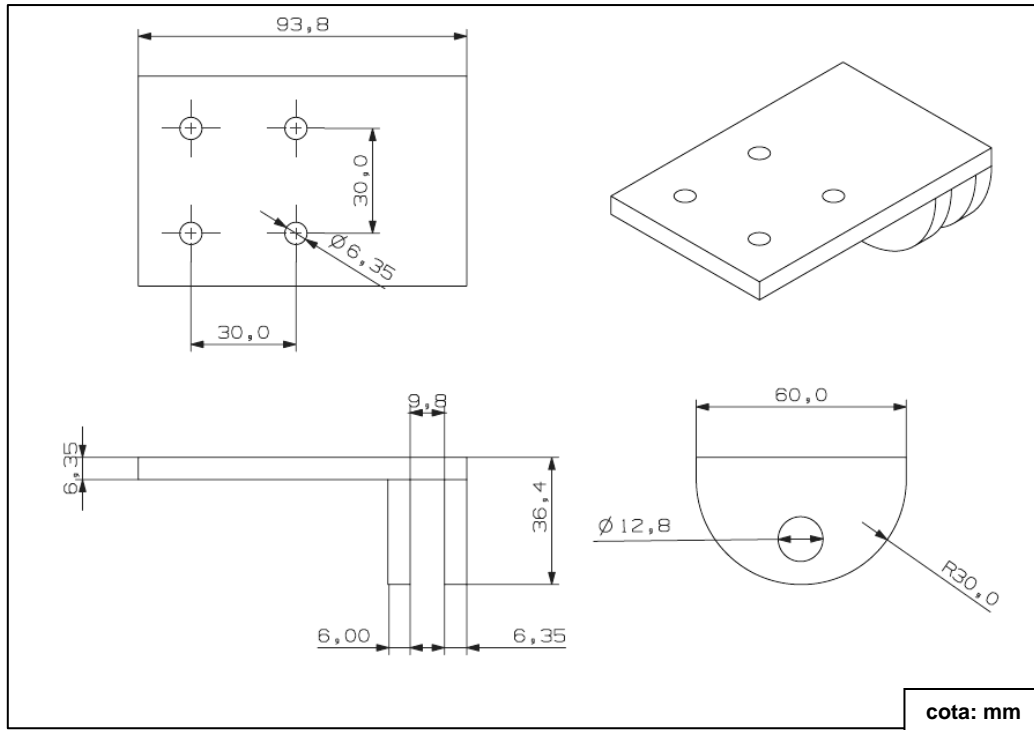


Figura 5.6 Planos generales de las sujeciones inferiores delanteras.

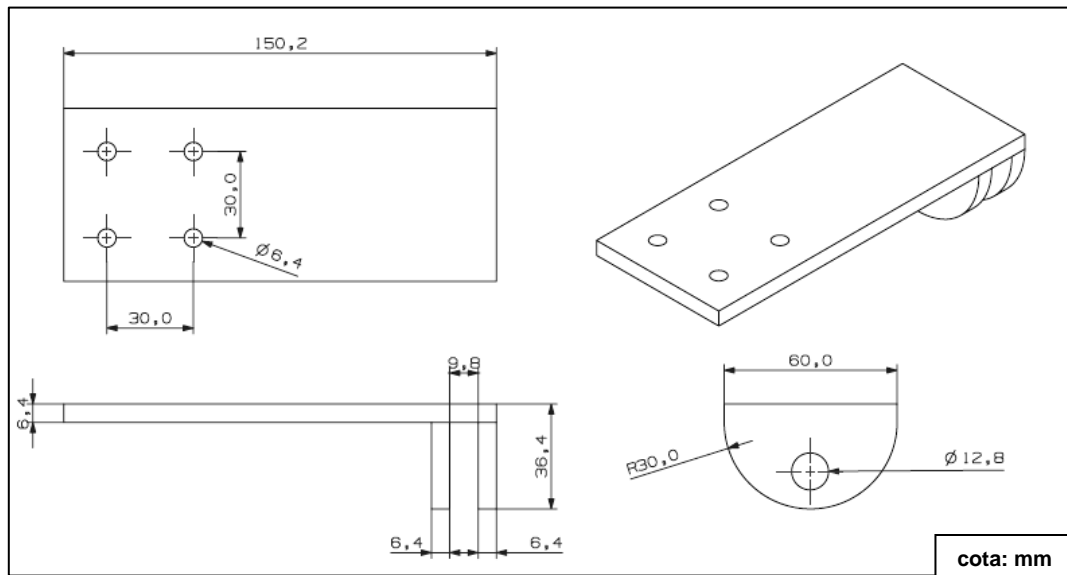


Figura 5.7 Planos generales de las sujeciones inferiores traseras.

## 5.2 Determinación de fuerzas en los herrajes de sujeción

Las fuerzas que los herrajes de sujeción deberán soportar son el peso del tanque de agua, la resistencia al avance generada por el mismo y la fuerza de inercia producto de la aceleración, las cuales serán evaluadas en las condiciones críticas con el fin obtener las cargas máximas que se tomarán para el diseño de herrajes. Las condiciones a considerar son: la carrera de despegue, el ascenso inicial de despegue y un viraje.

### 5.2.1 Fuerzas generadas en la carrera de despegue

La carrera de despegue se considera desde el momento que la aeronave parte del reposo hasta que alcanza la velocidad a la cual se despegue del piso. Durante este recorrido las fuerzas que actúan sobre el tanque son las que muestran en la siguiente figura:

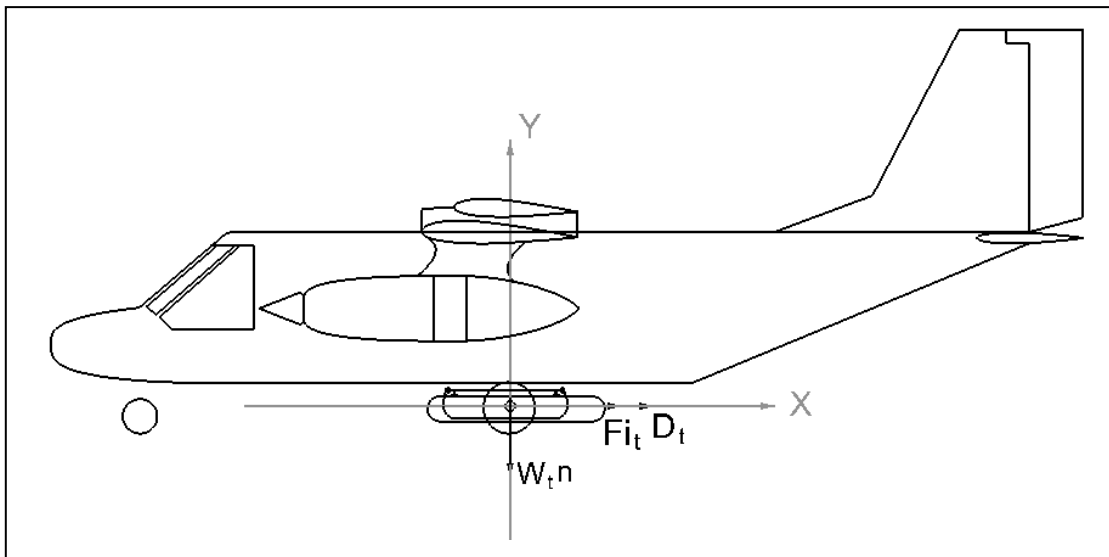


Figura 5.8 Fuerzas en el tanque durante el despegue.

De acuerdo con el subtema 1.2 el peso máximo del tanque es  $W_{t_{max}} = 11.987 \text{ KN}$  influido por un factor de carga  $n=1$  al momento del despegue, la resistencia al avance obtenidas en el anexo G que es de  $D_{t_{desp}} = 136.576 \text{ N}$  y la fuerza de inercia se calculará por medio de la expresión de la segunda ley de Newton (ecuación 5.2), donde la aceleración es obtenida por medio de la siguiente expresión<sup>23</sup>:

<sup>23</sup> Mecánica de Vuelo. A. C. Kermode. Edit. Paraninto, 1985. p. 23

$$a_{desp} = \frac{V_{desp}^2 - V_0^2}{2(X_g)} \quad (5.1)$$

Donde:

$a_{desp}$  = Aceleración que se experimenta al despegue.

$V_{desp}$  = Velocidad de despegue = 34.88 m/s

$V_0$  = Velocidad inicial = 0 m/s

$X_g$  = Distancia recorrida en tierra = 187.42 m

Los datos antes mencionados representan la condición de despegue crítica, es decir, cuando el avión despegue en pista de asfalto, con tres aspas y con las superficies hipersustentadoras totalmente retraídas<sup>24</sup>. Por lo tanto la fuerza de inercia máxima que en despegue se genera está regida por la segunda ley de Newton que es:

$$Fi_t = \frac{W_{tmax}}{g} \cdot a \quad (5.2)$$

Siendo para el despegue de:

$$Fi_{tdes} = \frac{11.987 \text{ KN}}{9.81 \text{ m/s}^2} \cdot 3.25 \text{ m/s}^2 = 3.97 \text{ KN}$$

Realizando la suma vectorial de las fuerzas generadas en esta condición se tiene:

$$\Sigma F_x = Fi_{tdes} + D_{tdes} = 4.1 \text{ KN}$$

$$\Sigma F_y = n \times W_{tmax} = -11.987 \text{ KN}$$

$$\Sigma F_z = 0$$

Estas fuerzas son transmitidas a los ocho puntos de sujeción, es decir, en cada una de éstos se aplica una carga:

$$F_{x\text{suj}} = 0.5125 \text{ KN}$$

---

<sup>24</sup> Proyecto NAUTI, Santos Crespo Rodolfo, 1984. p. 35

$$F_{y_{\text{su}}j} = -1.4983 \text{ KN}$$

$$F_{z_{\text{su}}j} = 0$$

### 5.2.2 Fuerzas generadas en ascenso inicial

Para esta maniobra, se estudiara el primer ascenso desde que el avión despega del suelo hasta que su elevación se vuelve constante. Durante este recorrido, la trayectoria curva que sigue el aeronave (figura 5.9) da como resultado la siguiente distribución de fuerzas:

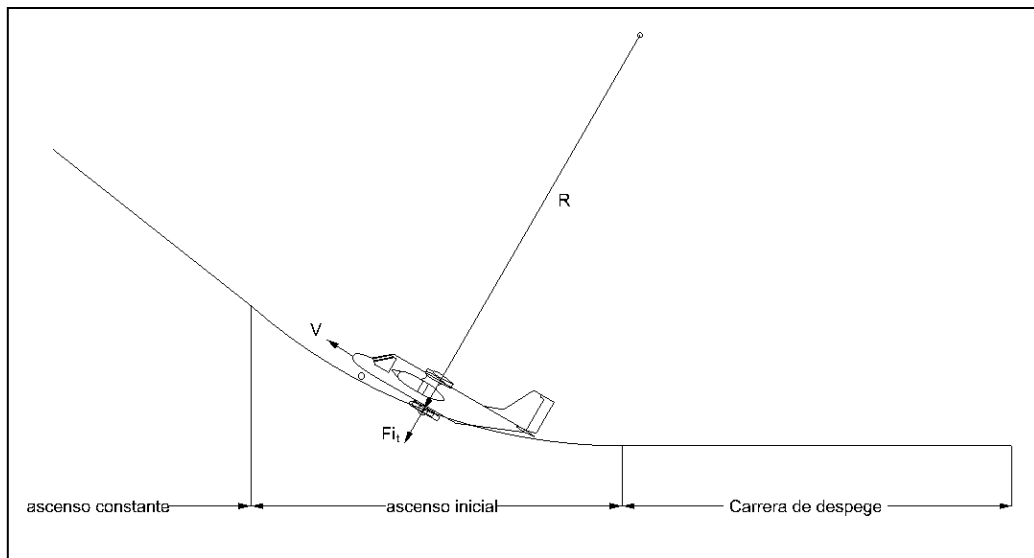


Figura 5.9 Maniobra de ascenso inicial.

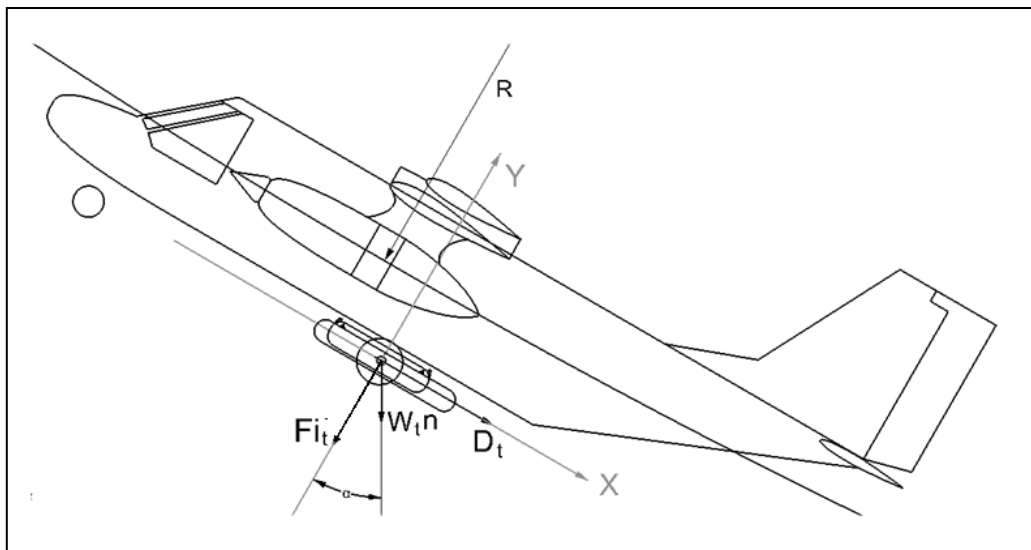


Figura 5.10 Fuerzas en el tanque durante el ascenso inicial.

Para conocer la fuerza de inercia, generada en esta condición, es necesario conocer la aceleración centrífuga<sup>25</sup> a la que está sujeta la aeronave; esta aceleración se obtiene por medio de:

$$a_{asc} = \frac{V^2}{R} \quad (5.3)$$

Donde:

$a_{asc}$  = Aceleración centrífuga.

$V$  = Velocidad = 36.33 m/s

$R$  = Radio de giro en ascenso = 238.47 m

Sustituyendo los valores obtenemos una aceleración centrífuga de  $a_{asc} = 5.53 \frac{m}{s^2}$ . Una vez con la aceleración obtenida, se procede a calcular la fuerza de inercia por medio de la segunda ley de Newton.

$$Fi_{tasc} = \frac{W_{tmax}}{g} \cdot a_{asc} \quad (5.4)$$

$$Fi_{tasc} = \frac{11.987 \text{ KN}}{9.81 \text{ m/s}^2} \cdot 3.25 \text{ m/s}^2 = 3.97 \text{ KN}$$

Para conocer el ángulo de cabeceo al cual, el aeronave hace este ascenso, se usa la ecuación para calcular el radio de ascenso<sup>26</sup>:

$$R = \frac{V^2}{g \cdot \tan \alpha} \quad (5.5)$$

Donde:

$g$  = Aceleración de la gravedad = 9.81 m/s<sup>2</sup>.

$V$  = Velocidad = 36.33 m/s.

$R$  = Radio de giro de ascenso = 238.47 m.

$\alpha$  = Ángulo de cabeceo del aeronave.

<sup>25</sup> Aerodinámica y actuaciones del avión, Anibal Isidoro Carmona, Edit paraninfo, p. 199

<sup>26</sup> Aerodinámica y actuaciones del avión, Anibal Isidoro Carmona, Edit paraninfo, p. 201

Sustituyendo “R” de la ecuación 5.5 en la ecuación 5.3 y despejando el ángulo se obtiene:

$$\alpha = \tan^{-1} \left( \frac{a_{asc}}{g} \right) = 30^\circ$$

Realizando la suma vectorial de las fuerzas generadas en esta condición se tiene:

$$\Sigma F_x = n \times W_{t_{max}} \text{sen } \alpha + D_{tasc} = 9.464 \text{ KN}$$

$$\Sigma F_y = -F_{i_{tasc}} - n \times W_{t_{max}} \text{cos } \alpha = -23.093 \text{ KN}$$

$$\Sigma F_z = 0$$

Donde  $D_t$  es obtenido en el anexo G y el factor de carga (n) que aplica en esta maniobra<sup>27</sup> es:

$$n = 1 + \frac{v^2}{g \cdot R} = 1.56 \quad (5.6)$$

Estas fuerzas son transmitidas a los ocho puntos de sujeción, es decir, en cada una de éstos se aplica una carga:

$$F_{x_{suj}} = 1.183 \text{ KN}$$

$$F_{y_{suj}} = -2.887 \text{ KN}$$

$$F_{z_{suj}} = 0$$

### 5.2.3 Fuerzas generadas en un viraje

Una de las condiciones donde el aeronave sufre un factor de carga considerable, es cuando hace una maniobra de viraje, esta condición es de suma es de gran interés para el diseño de los herrajes, ya que esto genera una componente de fuerza en el eje Z, como se puede observar en las siguientes figuras:

<sup>27</sup> Aerodinámica y actuaciones del avión, Anibal Isidoro Carmona, Edit paraninfo, p. 359

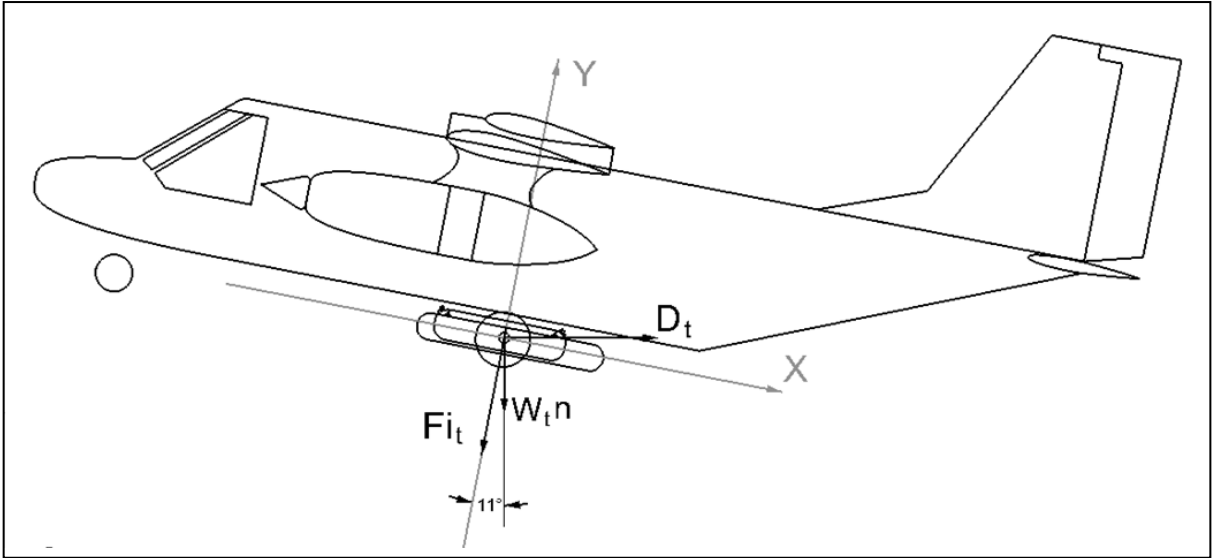


Figura 5.11 Fuerzas en el tanque durante un viraje (plano XY).

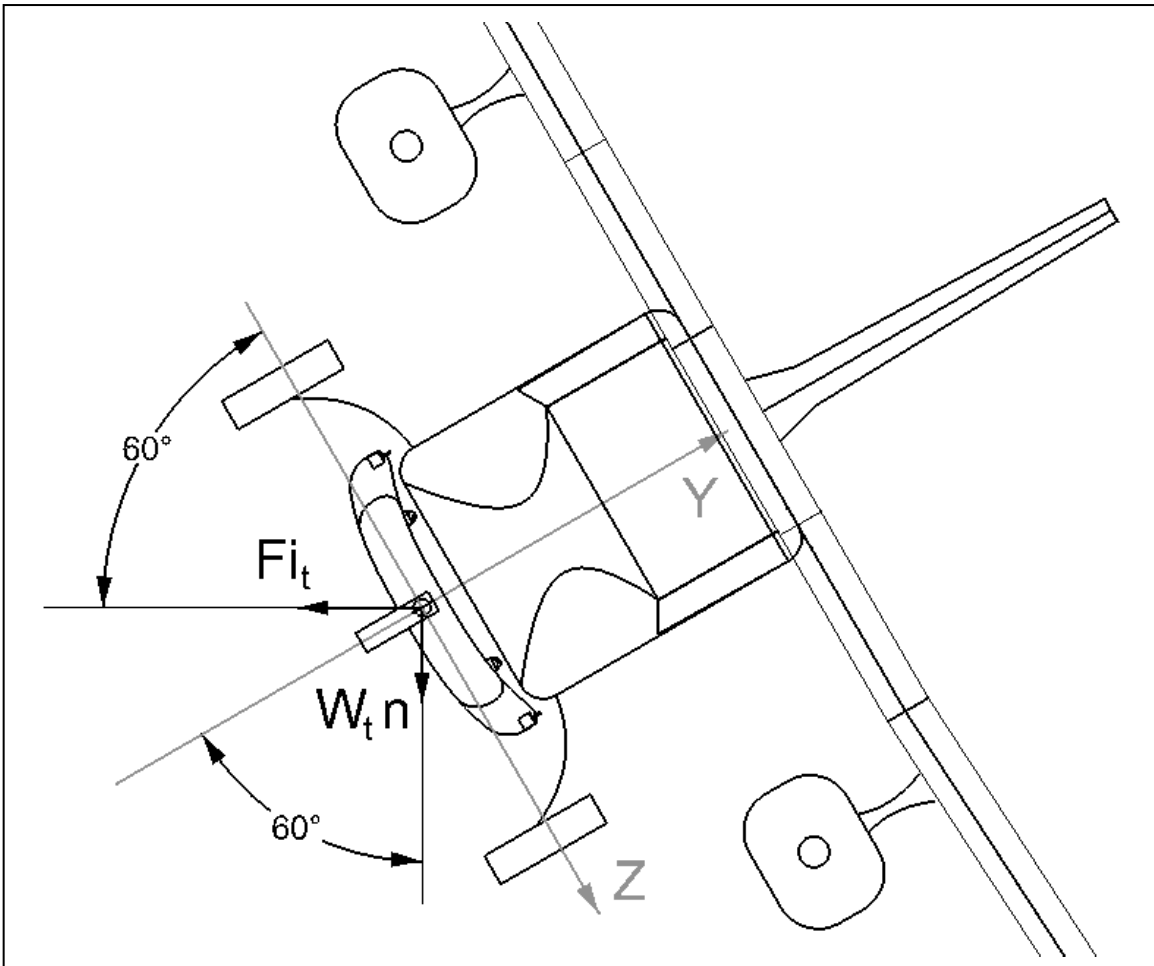


Figura 5.12 Fuerzas en el tanque durante un viraje (plano YZ).



Para conocer la aceleración producida durante esta maniobra se sustituye el radio de giro (R) de la ecuación 5.5 en la 5.3:

$$a_v = g \cdot \tan \varphi$$

Para encontrar la fuerzas de inercia debido al viraje se sustituye esta aceleración en la ecuación 5.2 lo que da como resultado:

$$Fi_{tv} = W_{tmax} \cdot \tan \varphi = 20.7621 \text{ KN}$$

Donde:

$$W_{tmax} = \text{Peso máximo del tanque} = 11.987 \text{ KN.}$$

$$\varphi = \text{ángulo de viraje} = 60^\circ$$

Realizando la suma vectorial de las fuerzas generadas en esta condición se tiene:

$$\Sigma F_x = D_{tv} + n \cdot W_{tmax} \text{sen } \alpha \cos \varphi = 2.829 \text{ KN}$$

$$\Sigma F_y = Fi_{tv} \text{sen } \varphi + n \cdot W_{tmax} \cos \alpha \cos \varphi = -29.747 \text{ KN}$$

$$\Sigma F_z = Fi_{tv} \cos \varphi - n \cdot W_{tmax} \cos \alpha \text{sen } \varphi = -10 \text{ KN}$$

Donde la resistencia al avance generada por el tanque ( $D_{tv}$ ) es calculada en el anexo G y el factor de carga (n) está dado por la ecuación<sup>28</sup>:

$$n = \frac{1}{\cos \varphi} = 2$$

Estas fuerzas son transmitidas a los ocho puntos de sujeción, es decir, en cada una de éstos se aplica una carga:

$$F_{x\text{su}} = 0.535 \text{ KN}$$

$$F_{y\text{su}} = -3.718 \text{ KN}$$

$$F_{z\text{su}} = -1.249 \text{ KN}$$

<sup>28</sup> Aerodinámica y actuaciones del avión, Anibal Isidoro Carmona, Edit paraninfo, p. 357

### Resumen de cargas para cada maniobra

De las maniobras abordadas en los subtemas anteriores se presenta a continuación un resumen de las fuerzas actuantes en cada sujeción, a las cuales se les aplicará un factor de seguridad FS = 1.5 para su análisis.

<b>Tabla 5.1 Fuerzas actuantes en cada sujeción.</b>			
<b>Maniobra</b>	<b>Despegue</b>	<b>Ascenso inicial</b>	<b>Viraje</b>
$\Sigma F_x (KN)$	1.147	1.674	0.832
$\Sigma F_y (KN)$	-2.247	-3.519	-5.577
$\Sigma F_z (KN)$	0	0	-1.874
<b>R (KN)</b>	2.375	4.680	5.908

### 5.3 Determinación de diámetro de los barrenos en las sujeciones

Con las fuerzas mostradas en la tabla 5.2 es posible determinar el diámetro de los pernos, sabiendo que estos trabajan a corte, que la aleación de pernos comerciales es acero 8740 con un esfuerzo de cedencia<sup>29</sup>  $\sigma_y = 861.85 \text{ MPa}$  y se desea tener cuatro puntos de sujeción, por lo que se tiene:

$$F.S. = \frac{\sigma_y}{\sigma_A} \tag{5.1}$$

$$\sigma_A = \frac{F_a}{A_{per}} \tag{5.2}$$

Donde:

F.S. = Factor de Seguridad.

$\sigma_y$  = Esfuerzo de cedencia.

$\sigma_A$  = Esfuerzo aplicado.

$A_{per}$  = Área del perno.

<sup>29</sup> Aircraft Spruce & Specialty Co. 2010/2011 Catalog. p. 56

<b>5.2 Determinación de diámetros de barrenos para sujeciones.</b>			
<b>Maniobra</b>	$F_a = \frac{R}{4}$ (KN)	$A_{per} = \frac{F_a}{\sigma_y}$ (m <sup>2</sup> )	$D_{per} = \sqrt{\frac{4A_{per}}{\pi}}$ (m)
<b>Despegue</b>	0.593	$9.187 \times 10^{-07}$	0.00108
<b>Ascenso inicial</b>	1.170	$1.810 \times 10^{-06}$	0.00151
<b>Viraje</b>	1.477	$2.285 \times 10^{-06}$	0.00170

Como el diámetro necesario para el barreno es muy pequeño, se optará por elegir un perno comercial de 1/4" (0.00635 m) de diámetro, que satisface las dimensiones requeridas.

### 5.4 Análisis de sujeciones

Siguiendo el mismo procedimiento de la sección 4.11.2, se analizarán las cuatro sujeciones con las cargas mostradas en la tabla 5.2. Las características del análisis realizado por medio del software Ansys 12 se muestran en la tabla 5.4.

<b>Tabla 5.3 Características de los análisis de las sujeciones.</b>				
Tipo de análisis	Estructural estático.			
Material	AL 2024-T4			
Densidad	2.77e3 Kg/m3			
Esfuerzo de cedencia	320 MPa			
Esfuerzo último	470 MPa			
Relación de Poisson	0.33			
Modulo de Young	74.5 GPa			
Temperatura de referencia	22°C			
<b>Malla</b>				
Elemento de malla	Tetraedro			
<b>Sizing</b>				
Relevance Center	Relevance Center			
Element Size	Element Size			
Smoothing	Smoothing			
Transition	Fast			
Selección	<b>Inferior</b>		<b>lateral</b>	
	<b>Delantera</b>	<b>Trasera</b>	<b>Delantera</b>	<b>Trasera</b>
Numero de nodos	2962	2699	2462	2429
Número de elementos	1375	1258	1143	1127
<b>Calidad de malla</b>				
Skewness Promedio	0.4368	0.5151	0.4367	0.4324
Desviación estándar	0.1561	0.1839	0.1815	0.1904

Las restricciones se aplican sobre los barrenos y del tipo empotre, mientras que la carga se aplica en la superficie interna de las orejas como se muestra en la figura 5.13.

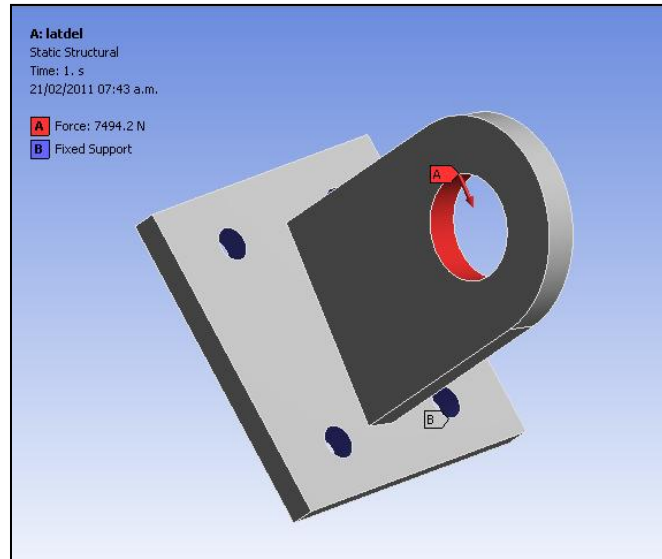


Figura 5.13 Cargas y restricciones en la sujeción lateral delantera

Una vez restringido y cargado cada uno de los modelos, se presentan los esfuerzos de Von Mises y el margen de seguridad para cada sujeción.

Tabla 5.4 Esfuerzo de Von-Mises máximo en cada sujeción por cada maniobra (GPa).				
Sujeción		Despegue	Asenso inicial	Viraje
Inferior	Delantera	1.85	3.01	6.40
	Trasera	5.86	9.26	16.44
Lateral	Delantera	3.36	2.32	3.43
				4.14
	Trasera	7.43	7.11	9.00
				8.30

Ahora bien, se presenta la distribución de esfuerzos en la sujeción inferior delantera en condición de viraje, siendo esta la que presenta el mayor esfuerzo máximo.

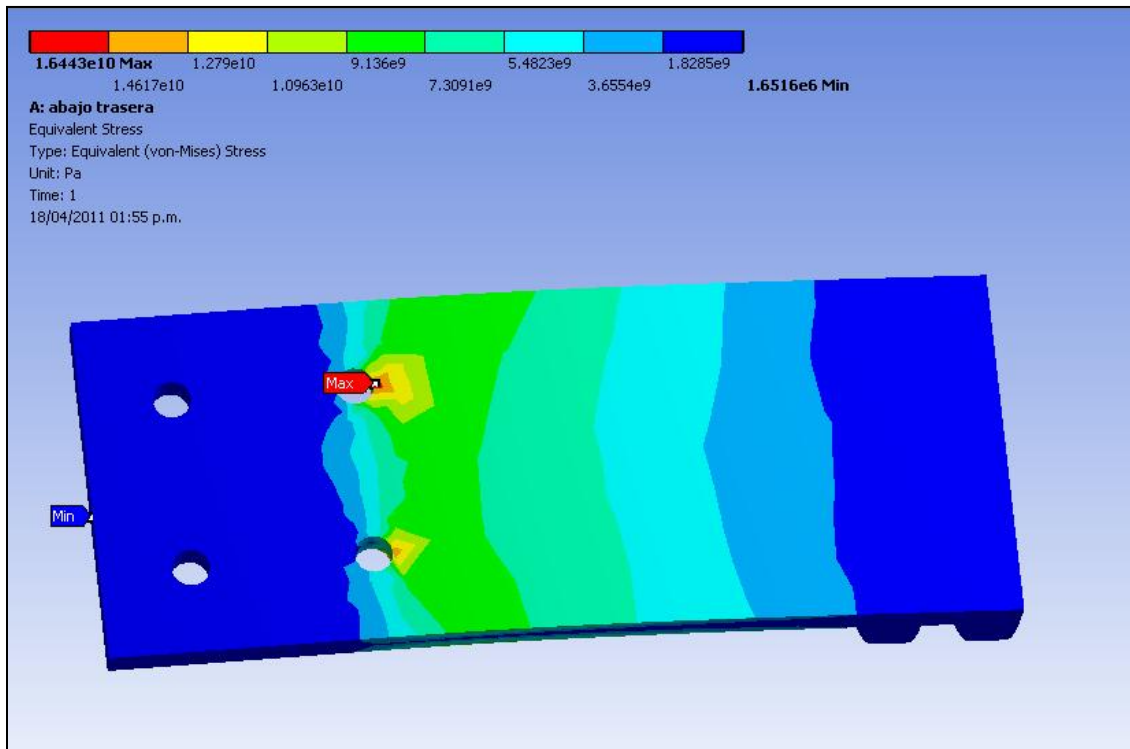


Figura 5.14 Distribución de esfuerzo de Von-Mises en la sujeción inferior trasera.

En los resultados mostrados en la tabla 5.4.2 y la figura 5.14 se observa que los esfuerzos a los que se someten las piezas exceden el esfuerzo de cedencia del material en ciertas áreas, presentando problemas de deformación plástica. Debido a estos grandes esfuerzos generados el margen de seguridad de cada pieza es muy bajo, haciendo poco confiable esta primera propuesta de herrajes de sujeción, por lo que se modificaran las sujeciones con el fin de tener un diseño más confiable.

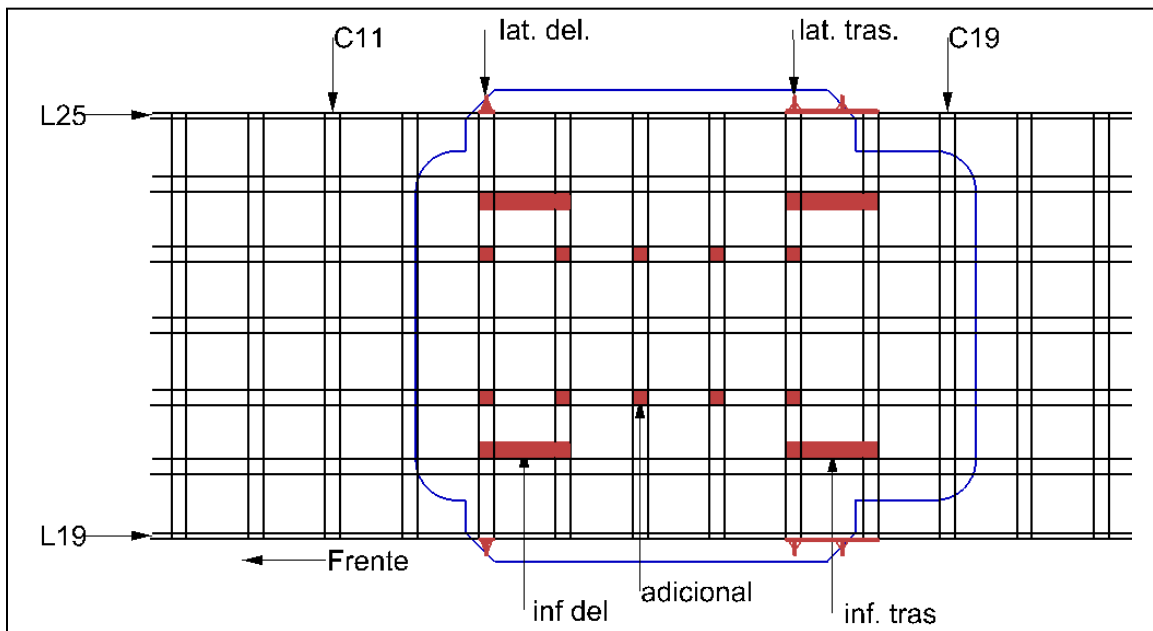
## 5.5 Refuerzo de sujeciones

De acuerdo con la figura 5.14 los esfuerzos de Von-Mises máximos en el herraje de sujeción inferior trasero se ubican próximos a los barrenos, por lo que el diseño del refuerzo estará enfocado a disminuir los esfuerzos en esta zona. De manera similar el refuerzo de cada una de las sujeciones restantes estará en función de reducir los esfuerzos.

Con base en la experimentación se observó que a pesar del reforzamiento de los herrajes se observó que los esfuerzos en ellos generados son considerablemente elevados, por lo que se propone como solución, aumentar el número de puntos de sujeción. Después de

realizar varias pruebas se determino que se requiere añadir doce puntos de sujeción adicionales, dando un total de veinte puntos de sujeción, los cuales se distribuirán de la siguiente forma:

- Las cuatro sujeciones inferiores serán repartidas de la siguiente forma: las delanteras empotradas de las cuadernas 13 y 14, mientras que las traseras en las cuadernas 17 y 18.
- Las dos sujeciones laterales delanteras mantienen su posición originalmente propuesta.
- Las dos sujeciones laterales traseras se rediseñaron completamente, estas fueron aumentadas de tamaño y se les fue añadida una oreja por cada sujeción.
- Las diez sujeciones adicionales serán repartidas dos por cada una de las cuadernas de la 13 a la 17, sobre los largueros 21 y 23.



5.15 Distribución de sujeciones del tanque en el fuselaje.

A continuación se presentan las figuras que describen la geometría de las sujeciones reforzadas.

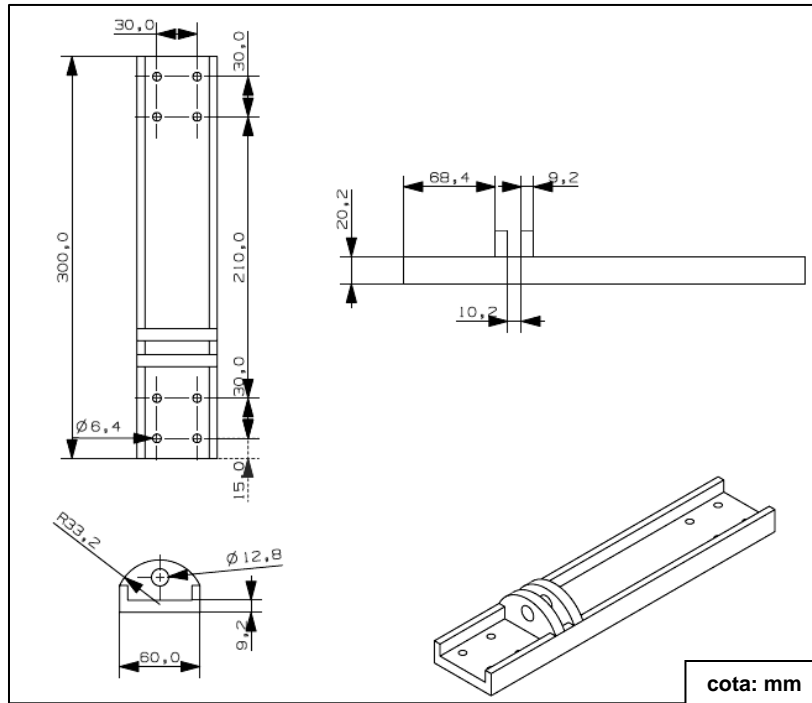


Figura 5.16 Planos generales de las sujeciones inferiores delanteras reforzadas.

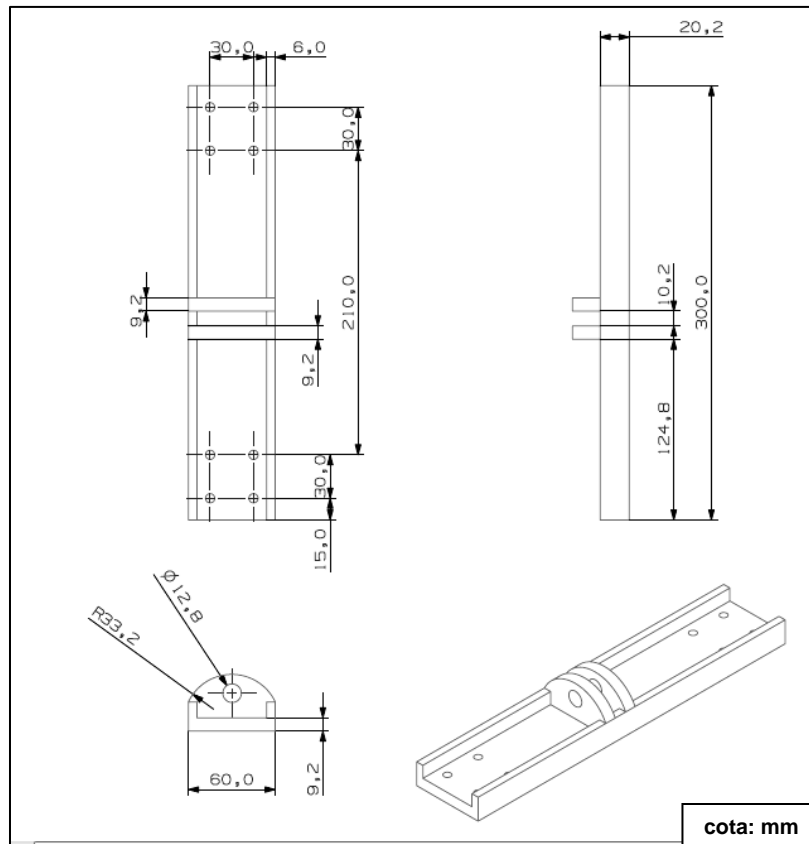


Figura 5.17 Planos generales de las sujeciones inferiores traseras reforzadas.

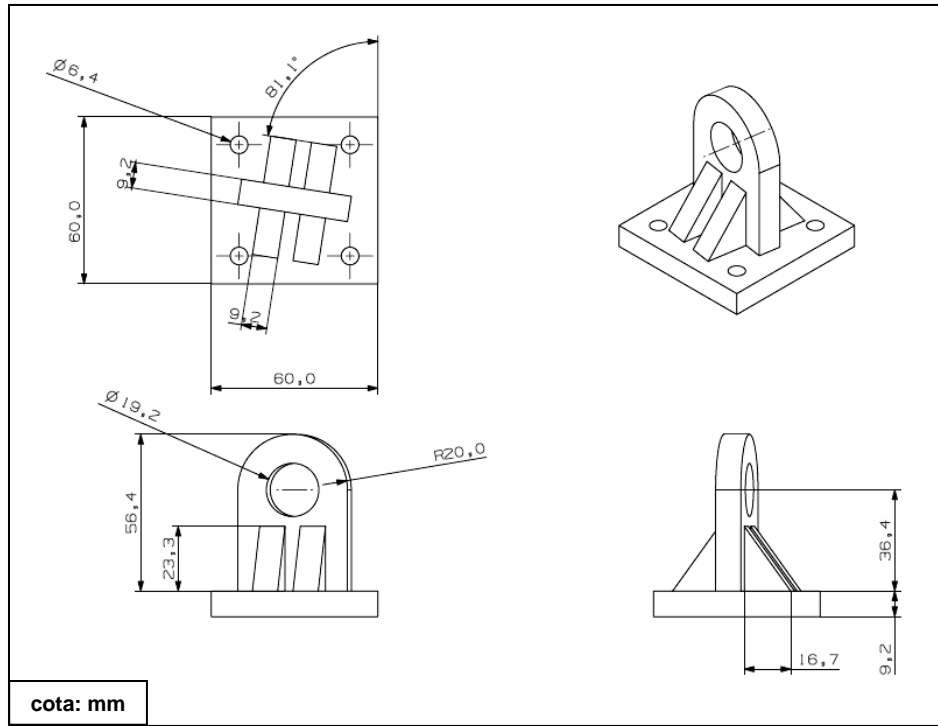


Figura 5.18 Planos generales de las sujeciones laterales delanteras reforzadas.

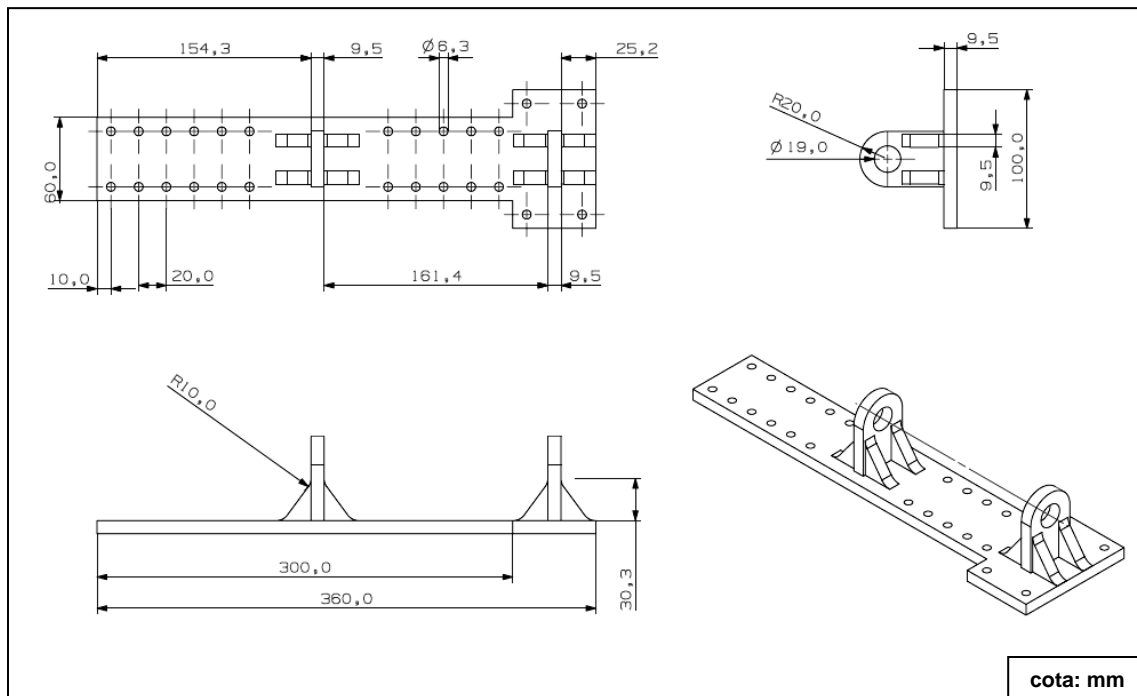


Figura 5.19 Planos generales de las sujeciones laterales traseras reforzadas.



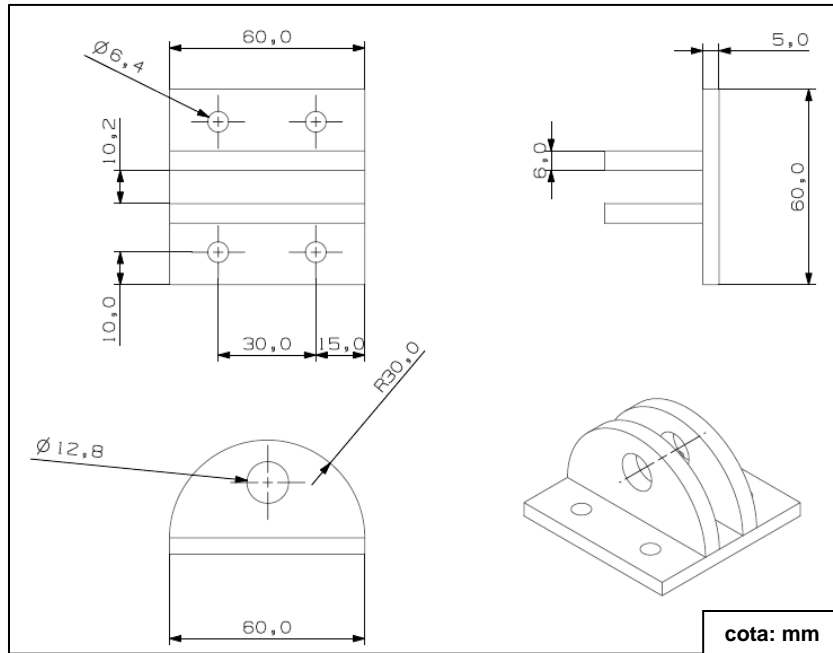


Figura 5.20 Planos generales de las sujeciones adicional.

De manera similar al subtema 5.2, se procede a realizar el análisis estructural por elementos finitos, aplicando las mismas cargas, restricciones y con las mismas condiciones. En la tabla siguiente se muestra los resultados de la calidad de malla para cada sujeción reforzada.

Tabla 5.5 Características de la calidad de malla para cada herraje reforzado.					
Selección	Inferior			lateral	
	Delantera	Trasera	Adicional	Delantera	Trasera
Numero de nodos	13525	14094	3087	3802	72085
Número de elementos	7144	7499	1473	2034	40766
Calidad de malla					
Skewness Promedio	0.3781	0.3711	0.4445	0.397	0.3788
Desviación estándar	0.1815	0.1784	0.1764	0.1896	0.1856

Debido a que el número de sujeciones aumento a veinte, las cargas que son aplicadas a cada sujeción son las siguientes:

Tabla 5.6 Fuerzas actuantes en cada sujeción reforzada.			
Maniobra	Despegue	Ascenso inicial	Viraje
$\Sigma F_x (KN)$	0.31	0.446	0.222
$\Sigma F_y (KN)$	-0.599	-0.938	-1.487
$\Sigma F_z (KN)$	0	0	-0.499
$R (KN)$	0.672	1.039	1.584

A continuación se presentan los resultados de los análisis de cada sujeción.

**Sujeción lateral delantera.**

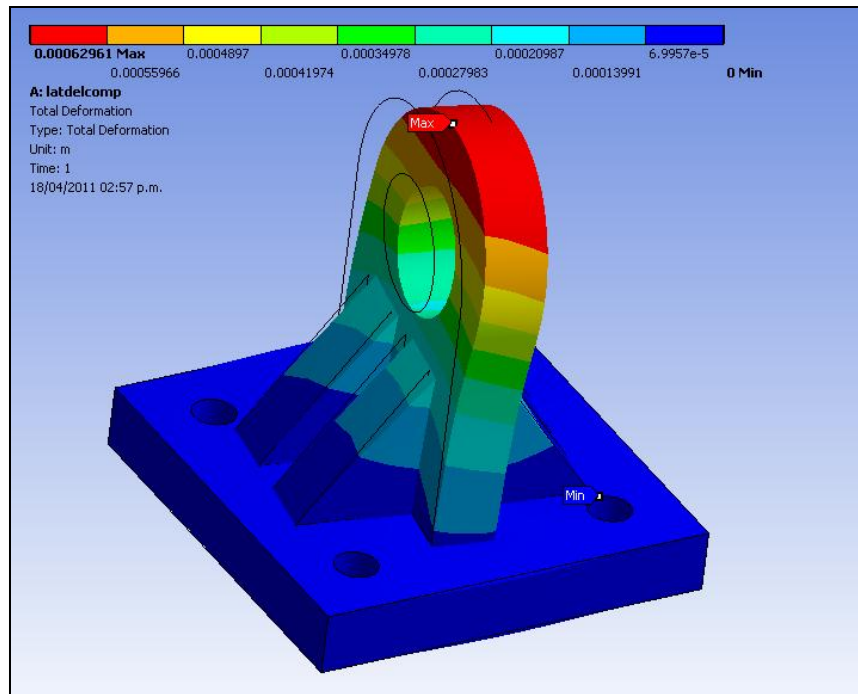


Figura 5.21 Desplazamientos de la sujeción lateral delantera reforzada.

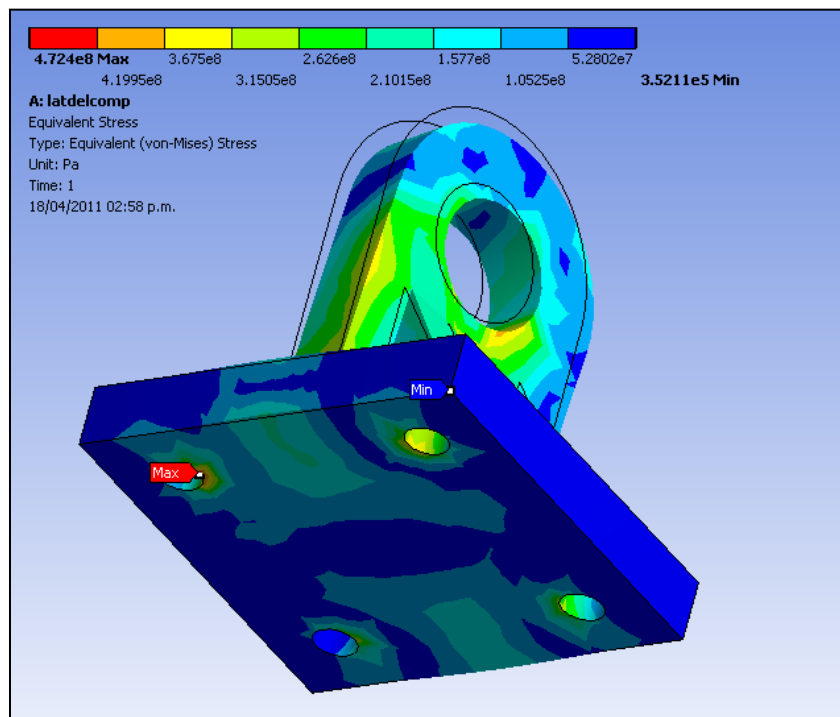


Figura 5.22 Distribución de esfuerzos de Von-Mises en la sujeción lateral delantera reforzada.

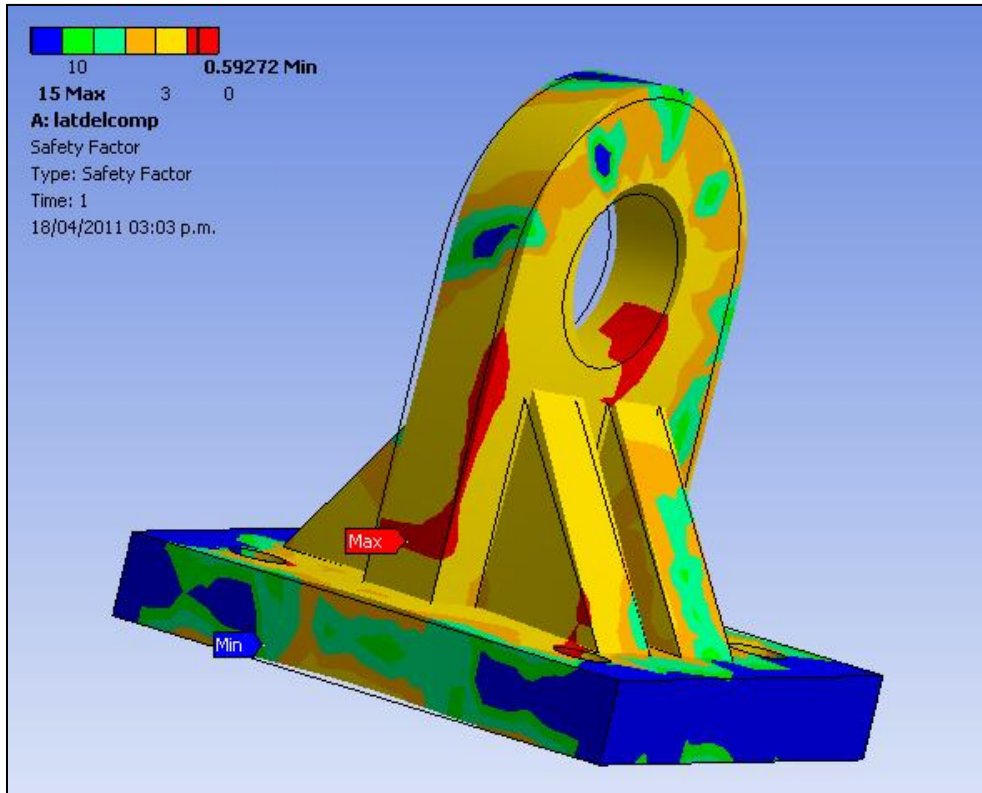


Figura 5.23 Margen de seguridad de la sujeción lateral delantera reforzada.

### Sujeción lateral trasera.

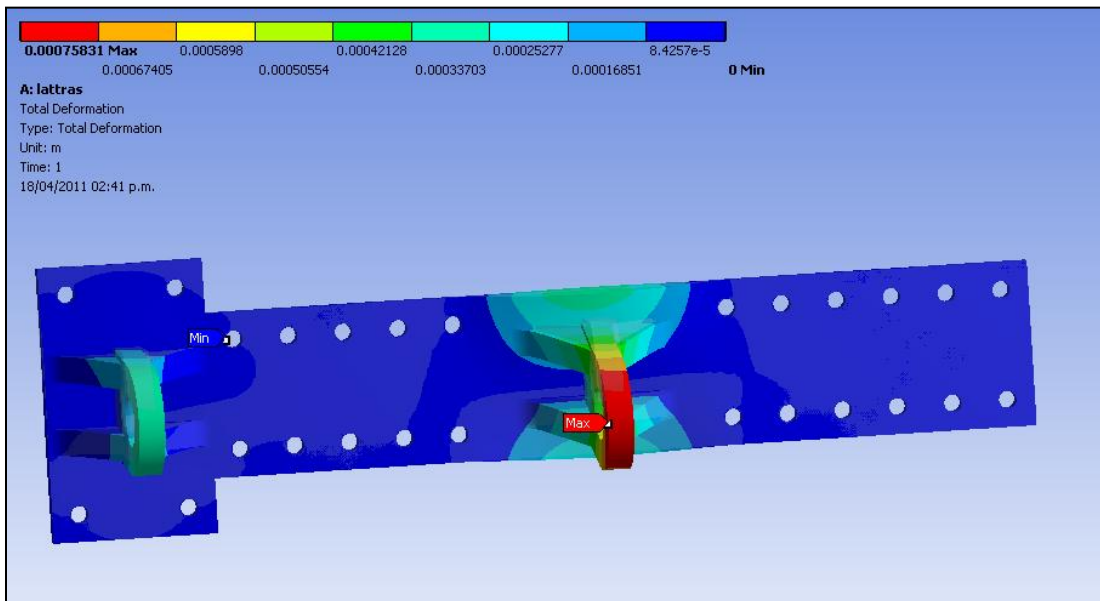


Figura 5.24 Desplazamientos de la sujeción lateral trasera reforzada.

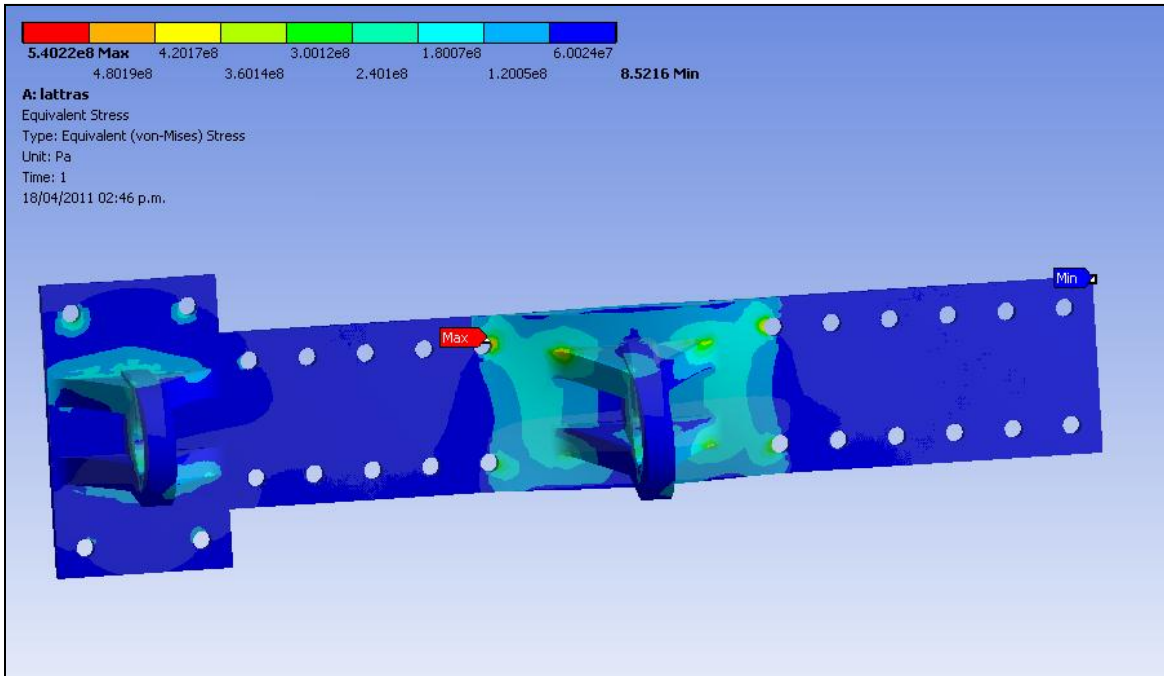


Figura 5.25 Distribución de esfuerzos de Von-Mises en la sujeción lateral trasera reforzada.

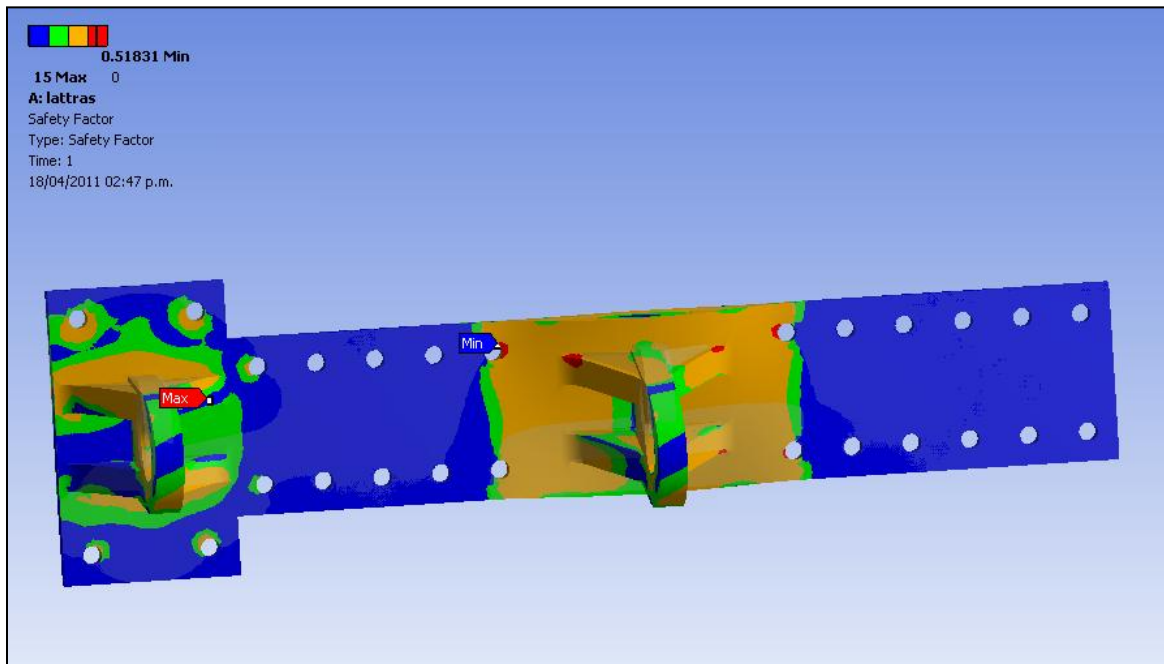


Figura 5.26 Margen de seguridad de la sujeción lateral trasera reforzada.

Sujeción inferior delantera.

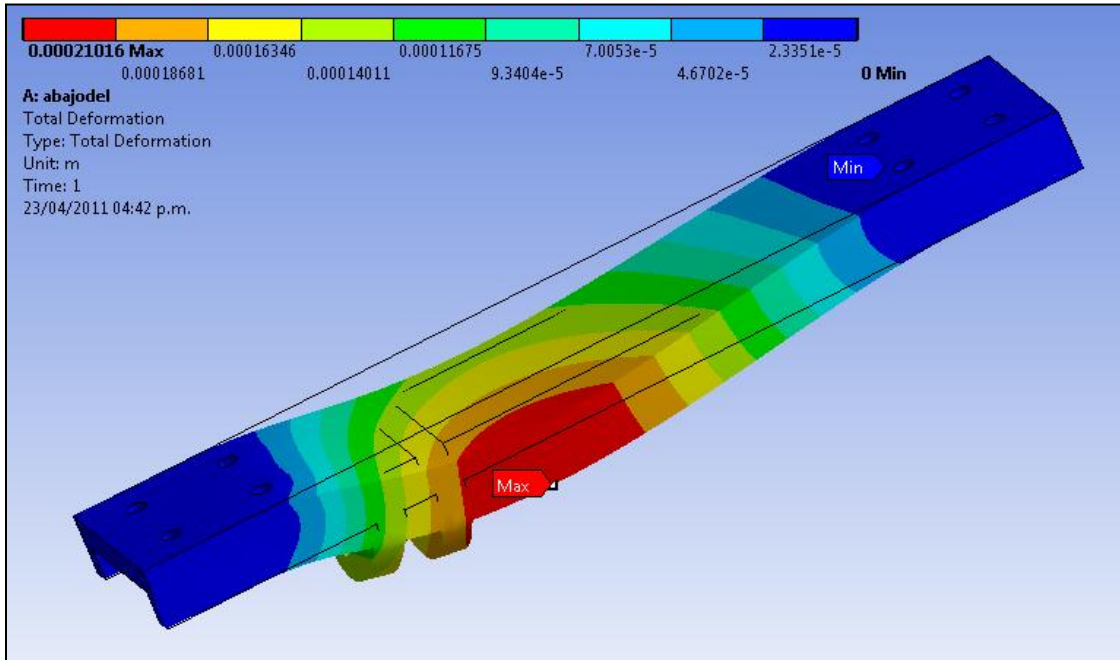


Figura 5.27 Desplazamientos de la sujeción inferior delantera reforzada.

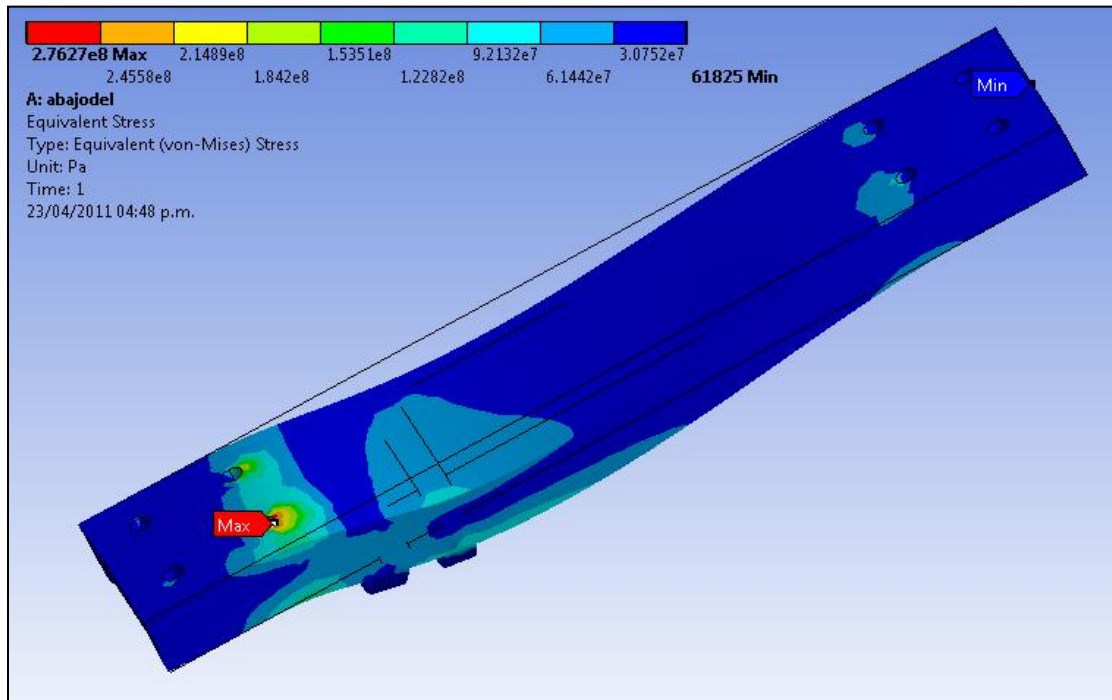


Figura 5.28 Distribución de esfuerzos de Von-Mises en la sujeción inferior delantera reforzada.

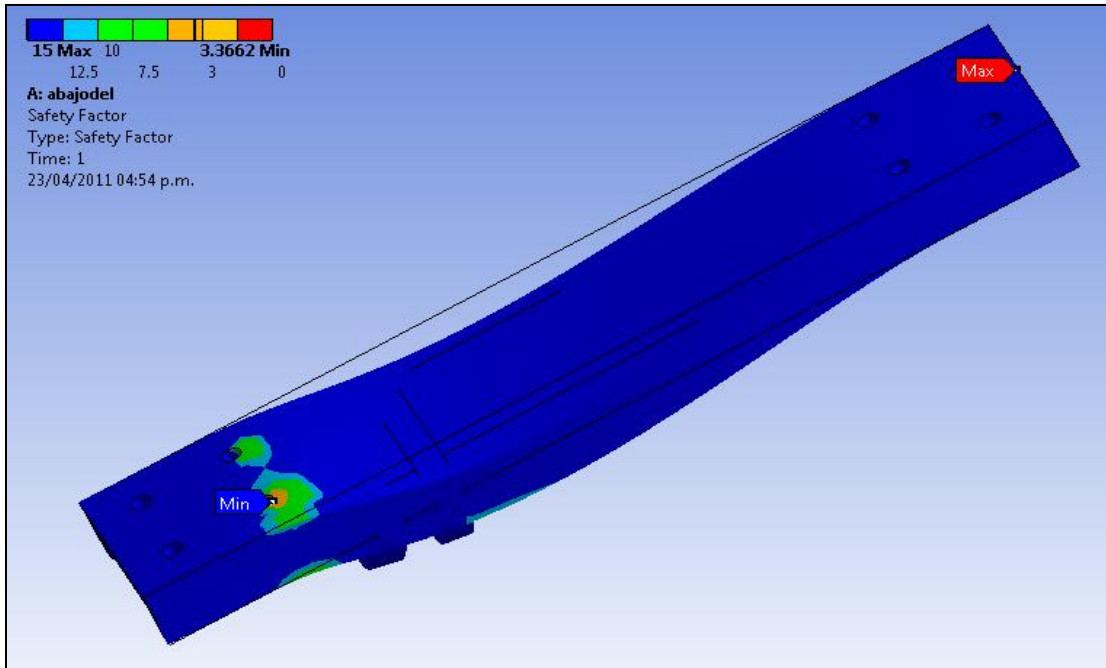


Figura 5.29 Margen de seguridad la sujeción inferior delantera reforzada.

Sujeción inferior trasera.

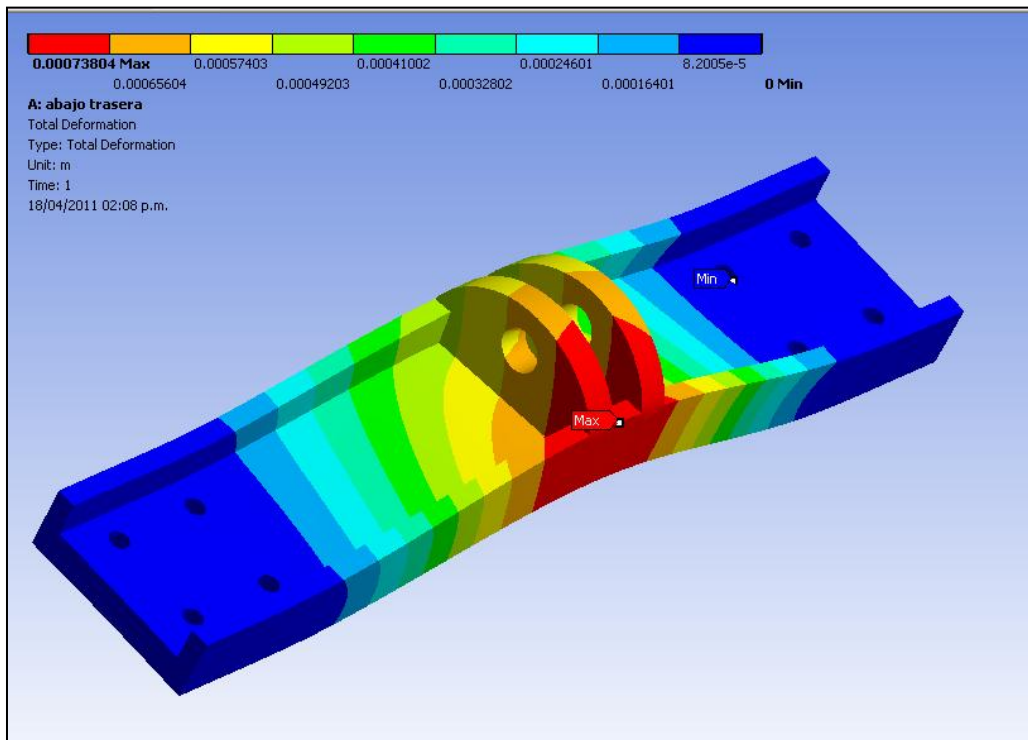


Figura 5.30 Desplazamientos de la sujeción inferior trasera reforzada.

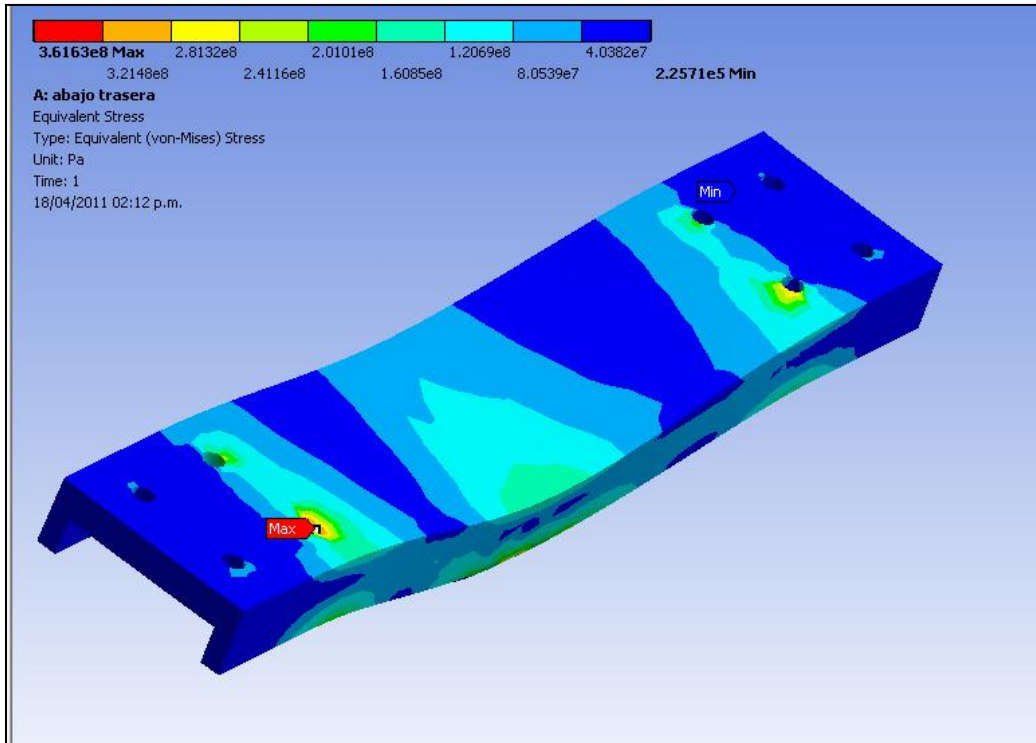


Figura 5.31 Distribución de esfuerzos de Von-Mises en la sujeción inferior trasera reforzada.

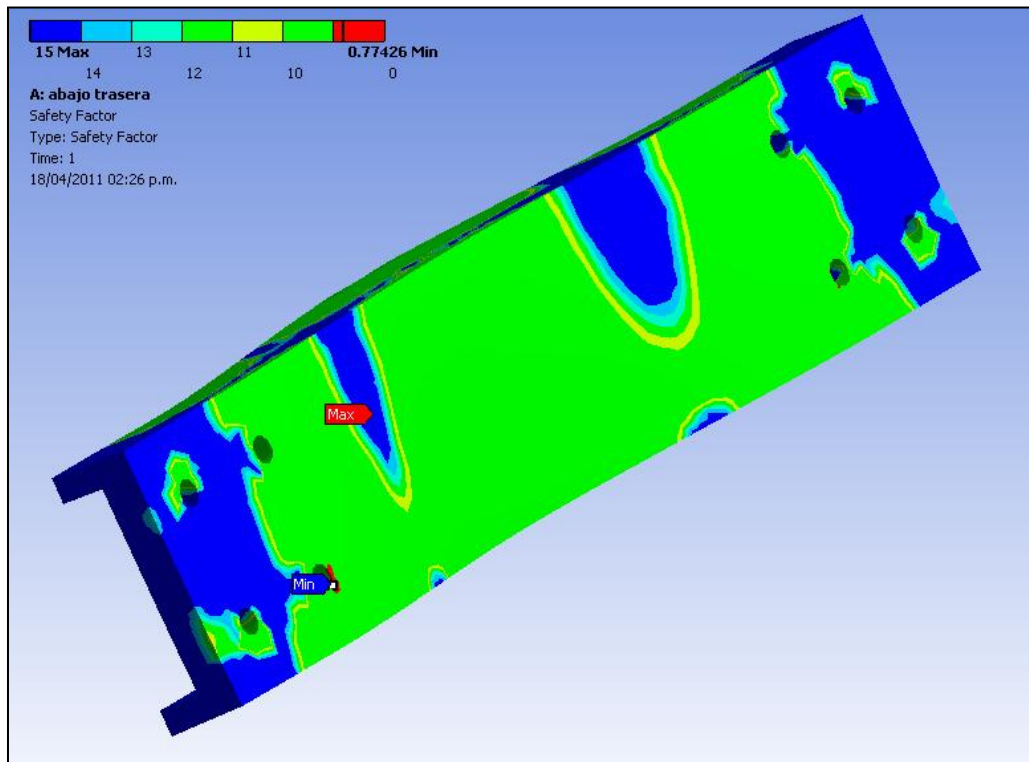


Figura 5.32 Margen de seguridad en la sujeción inferior trasera reforzada.

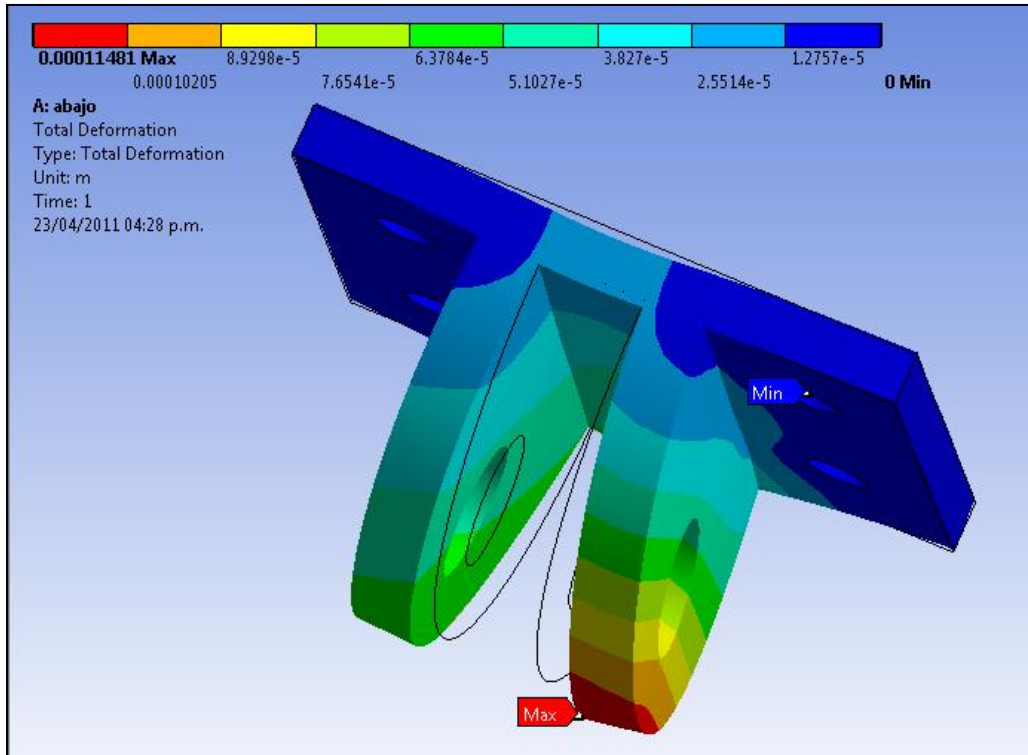


Figura 5.33 Desplazamientos de la sujeción adicional.

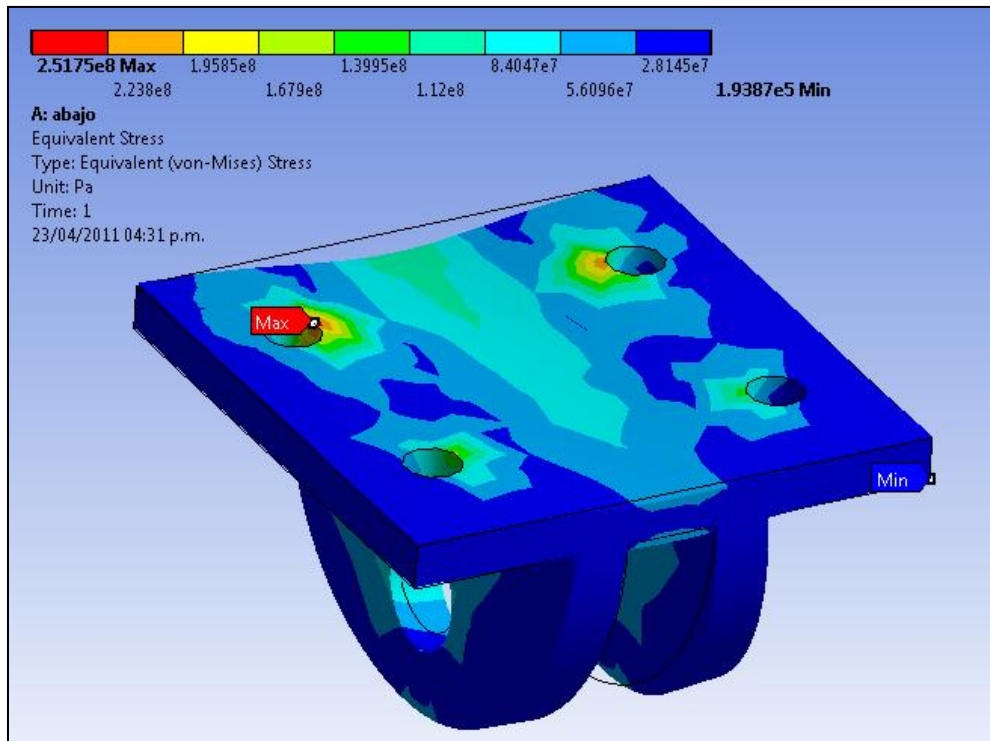


Figura 5.34 Distribución de esfuerzos de Von-Mises en la sujeción adicional.



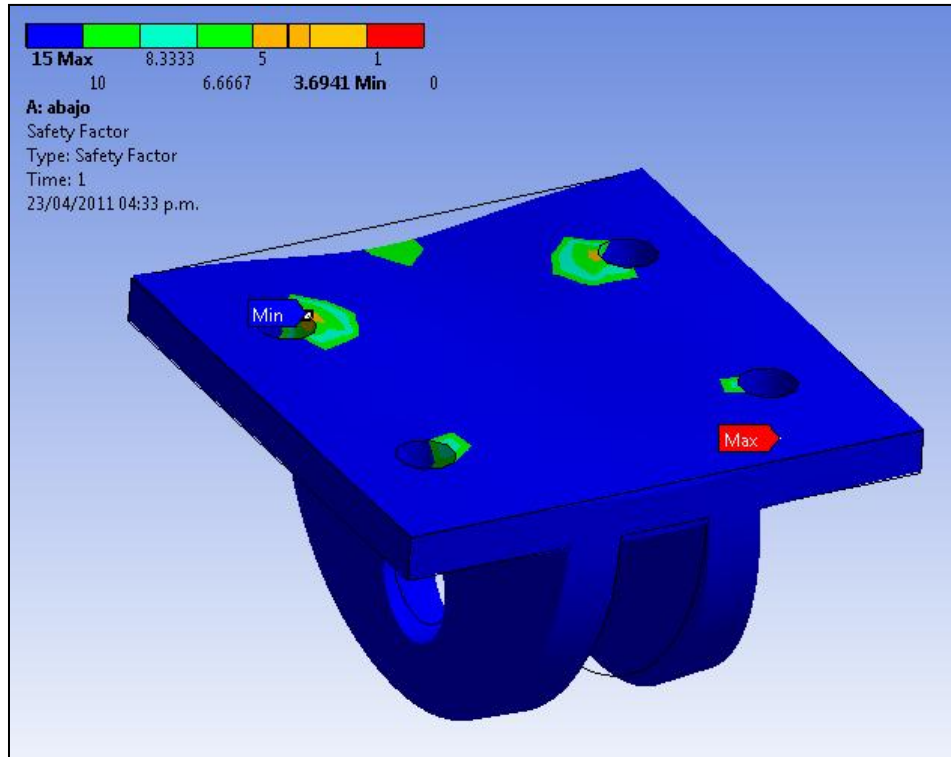


Figura 5.35 Margen de en la sujeción adicional.

Haciendo una comparación entre los resultados de las sujeciones antes y después del refuerzo es evidente que hay una disminución de desplazamientos, de esfuerzos generados y por consiguiente los márgenes de seguridad se incrementan. Aunque los valores de los esfuerzos máximos en cada sujeción continúan por encima del esfuerzo de cedencia del material, es necesario resaltar que estos se presentan únicamente en un solo punto. Por este motivo las sujeciones reforzadas se consideran aptas para soportar eficazmente el tanque.

Para finalizar la realización de este trabajo, se procederá a corroborar que las cuadernas soportarán bajo la nueva distribución de herrajes de sujeción, presentada en la figura 5.15, y con lo cual se dibujará nuevamente los diagramas de fuerza cortante y momento flector siguiendo mismo el procedimiento mostrado en los subtemas 3.4 y 3.5.

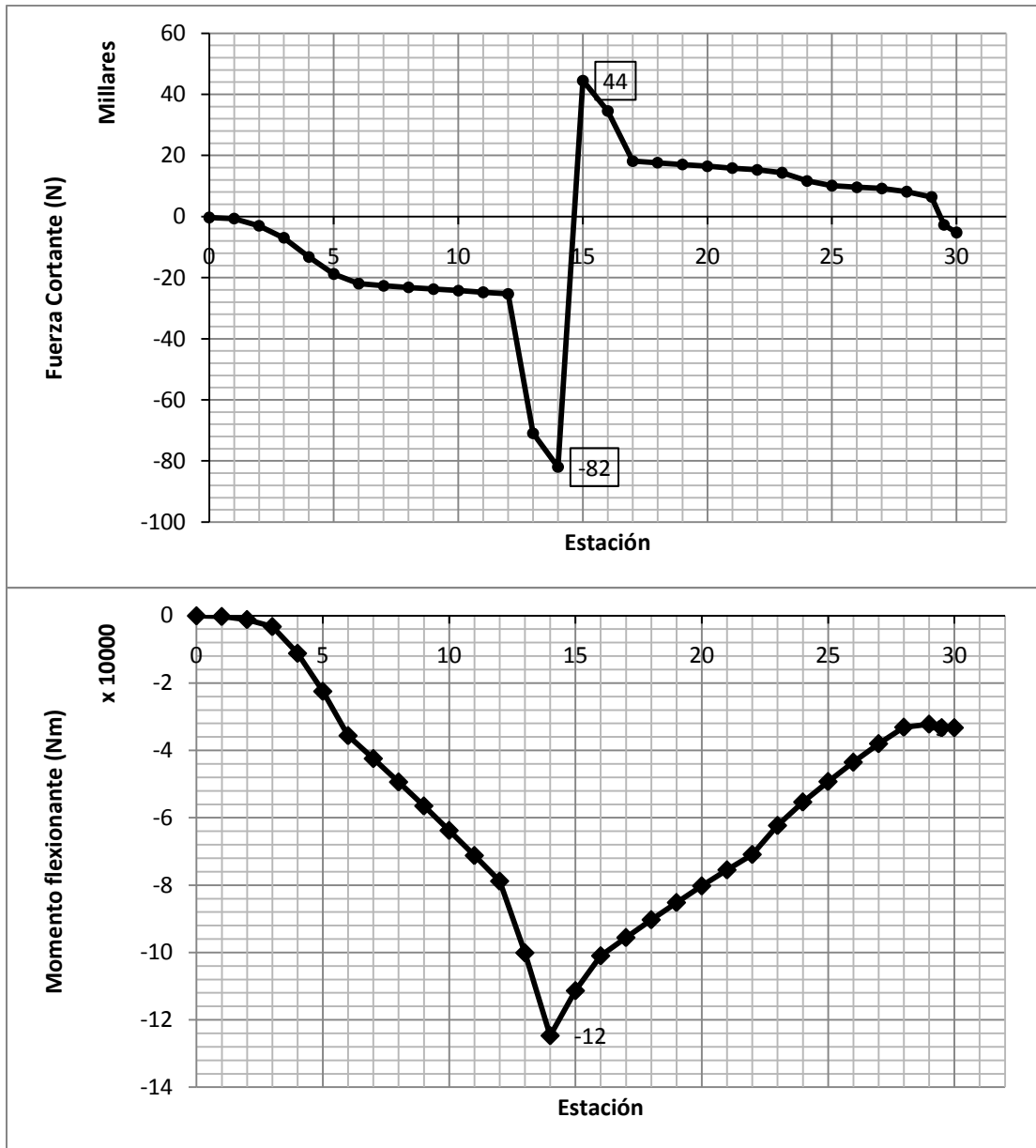


Figura 5.36 Diagrama de fuerza cortante y momento flector para limite de CG trasero (Condición A).

Siguiendo el procedimiento de subtema 4.11.1 se determinaran las cargas que se generan en cada una de las cuerdas que se consideran principales bajo la nueva distribución de sujeciones:

**Tabla 5.7 Cargas en las cuadernas principales con la nueva distribución de herrajes.**

Cuaderna	Fuerza cortante (KN)	Cargas del tanque (KN)	Fuerza cortante aplicada (KN)	Momento equivalente (KN m)
13	-70951	-3596.34	-67354.66	-8668.60
14	-78683	-2397.56	-76285.43	-11123
15	44481	1198.78	43282.21	6136.19
17	-72101	3596.346	68504.66	-342.72

Respetando la geometría y las características del análisis mostradas en la sección 4.11.2 se llegaron a los siguientes resultados:

**Tabla 5.8 Resultados de los análisis de las cuadernas principales con la nueva distribución de herrajes.**

Cuaderna	Esfuerzo de Von-Mises máximo (MPa)	Margen de seguridad mínimo	Desplazamiento máximo (mm)
13	59.51	4.5	5.45
14	70	3.9	5.49
15	69.33	3.9	8.24
17	72.41	3.7	13

Nuevamente, se puede observar que la geometría propuesta para las cuadernas principales son las adecuadas, ya que los esfuerzos a los que están sometidos son menores a los calculados en la tabla 4.11.4.

## Conclusiones

De acuerdo a los resultados obtenidos en esta tesis y a la experiencia obtenida durante el desarrollo la misma se concluye lo siguiente:

- La carga de paga disponible y geometría del diseño NAUTI permiten la adaptación del tanque externo Simplex S311.
- Es necesario agregar un peso de lastre en el compartimento de carga trasero del avión para mantener los límites de CG del conjunto fuselaje y subsecuentemente de la aeronave.
- La sección crítica del fuselaje es la cuaderna 14 en la condición de vuelo A (maniobra) de límite trasero de CG.
- Los largueros principales del fuselaje (sección de sombrero) soportan adecuadamente las cargas axiales aplicadas.
- El diseño original de los tableros (piel-larguero) no soportan los esfuerzos de corte y compresión a los que están sujetos y es necesaria una modificación.
- La modificación requerida es la adición de largueros auxiliares de sección transversal en Z, entre los largueros principales, además del aumento de los espesores de piel.
- Las cuadernas del diseño original no soportan las cargas a las que se encuentran sometidas para la configuración del tanque externo.
- Se necesitan tres tipos de cuadernas, para ser usadas como principales.
- La sujeción del tanque al fuselaje se llevara a cabo mediante veinte herrajes de aluminio Alclad 2024T4 y con pernos de ACERO 8740 de ¼" de diámetro.

Como conclusión general se puede decir que la implementación del tanque externo Simplex S311, es posible mediante las modificaciones propuestas, pero es necesario un estudio del costo de estas y su comparación con la adquisición de otros equipos.

## Recomendaciones

- Efectuar el análisis de las cuadernas que no se consideraron principales en este trabajo, a fin de determinar sus características.
- Realizar un análisis de peso y balance de la aeronave debido al aumento de peso por las modificaciones hechas.

## Anexo A

### Categoría de aeronaves<sup>30</sup>

- La categoría normal se limita a los aviones que tienen una configuración de asientos, excluyendo los asientos de piloto, de nueve o menos, un peso máximo certificado al despegue de 12.500 libras o menos, y destinados para la operación no-acrobática. La operación no-acrobática incluye: (1) Cualquier maniobra que incida en el vuelo normal, (2) Los puestos (excepto los puestos látigo), y (3) Ocho perezosos, Chandelles, y virajes pronunciados, en los que el ángulo del banco no es más de 60 grados.
- La categoría utilitaria se limitará a los aviones que tienen una configuración de asientos, excluyendo los asientos de piloto, de nueve o menos, un peso máximo certificado al despegue de 12.500 libras o menos, y destinados a la operación de acrobacias limitada. Aviones certificados en la categoría de servicios públicos puede ser utilizado en cualquiera de las acciones contempladas en el párrafo (a) de esta sección y en la limitada operaciones acrobáticas. Operación limitada acrobáticos incluye: (1) Tiradas (si es aprobado para el tipo de avión), y (2) Ocho perezosos, Chandelles, y giros pronunciados o maniobras similares, en los que el ángulo del banco es más de 60 grados, pero no más de 90 grados.
- La categoría acrobática se limita a los aviones que tienen una configuración de asientos, excluyendo los asientos de piloto, de nueve o menos, un peso máximo certificado al despegue de 12.500 libras o menos, y destinados para su utilización sin restricciones, distintas de las que resulte necesario como consecuencia de las pruebas de vuelo requeridos.

### Factores de carga en aeronave por categoría<sup>31</sup>

#### El factor de carga del límite de maniobra positivo (n) no debe ser menor de:

- $2.1 + (24,000 \div (W + 10,000))$  para aeronaves de categoría normal y comercial, donde  $W$  = peso máximo de diseño al despegue, excepto en los casos que  $n$  deba ser mayor de 3.8.
- 4.4 para aeronaves de categoría utilitaria.
- 6 para aeronaves de categoría acrobática.

<sup>30</sup> FAA Federal Aviation Regulations parte 23.3

<sup>31</sup> FAA Federal Aviation Regulations parte 23.337

## Anexo B

Material	Density [10 <sup>3</sup> kg/m <sup>3</sup> ]	Yield stress [MPa]	Ultimate stress [MPa]	Poisson's ratio	Young's modulus [GPa]	Percent elongation at rupture	Thermal coefficient [10 <sup>-6</sup> /°C]
<b>STEEL</b>							
Structural, ASTM A36	7.85	250	400	0.29	200	30	11.7
AISI-C 1018, cold drawn	7.85	370	440	0.29	200	15	11.7
AISI-C 1030, normalized	7.85	340	530	0.29	200	30	11.7
AISI-C 1040, normalized	7.85	390	590	0.29	200	28	11.7
AISI-C 1080, normalized	7.85	520	1010	0.29	200	11	11.7
AISI-3140, normalized	7.85	620	900	0.29	200	19	11.7
AISI-4340, normalized	7.8	860	1310	0.29	200	12	11.7
AISI 301 Stainless, annealed	7.92	280	760	0.27	193	60	17.3
AISI 301 Stainless, half hard	7.92	760	1030	0.27	193	15	17.3
<b>CAST IRON</b>							
Gray, Class 30 (tension)	7.21	—	210	0.20	103	nil	12.1
Gray, Class 30 (compression)	7.21	—	510	0.20	103	nil	12.1
Gray, Class 40 (tension)	7.21	—	410	0.20	138	nil	12.1
Gray, Class 40 (compression)	7.21	—	990	0.20	138	nil	12.1
<b>ALUMINUM ALLOYS</b>							
1100-H12	2.71	103	110	0.33	70.0	25	23.5
2024 T4	2.77	320	470	0.33	74.5	19	22.5
6061 T6	2.7	275	310	0.33	69.0	12	23.6
6063 T5	2.7	145	185	0.33	69.0	12	23.4
7075 T6	2.77	500	570	0.33	72.0	11	22.5
<b>COPPER ALLOYS</b>							
Free-Cutting Copper, soft	8.91	62	220	0.35	117	42	17.6
Free-Cutting Copper, hard	8.91	290	320	0.35	117	12	17.6
Yellow Brass, annealed	8.43	117	340	0.35	105	60	20.0
Yellow Brass, half hard	8.43	340	420	0.35	105	23	20.0
Commercial Bronze, annealed	8.84	90	270	0.35	110	45	18.0
Commercial Bronze, half hard	8.84	280	330	0.35	110	25	18.0
<b>TITANIUM</b>							
Alloy Ti-Al-V	4.54	890	930	0.33	114	12	9.5
<b>TIMBER (12% MC)</b>							
Coastal Douglas Fir (bending)	0.48	—	85	—	13.4	—	3.1–4.5 <sup>a</sup>
Loblolly Pine (bending)	0.51	—	88	—	12.3	—	3.1–4.5 <sup>a</sup>
White Oak (bending)	0.68	—	105	—	12.3	—	3.1–4.5 <sup>a</sup>
<b>CONCRETE</b>							
Medium Strength (compression)	2.32	—	28	0.15	25.0	—	9.9

<sup>a</sup>Parallel to the grain.

Figura B.1 Propiedades mecánicas promedio<sup>32</sup>.<sup>32</sup> Advanced Mechanics of Materials, Arthur P. Boresi. John Wiley & Sons. p 300

## Anexo C

Coeficientes de sujeción de columnas.<sup>33</sup>

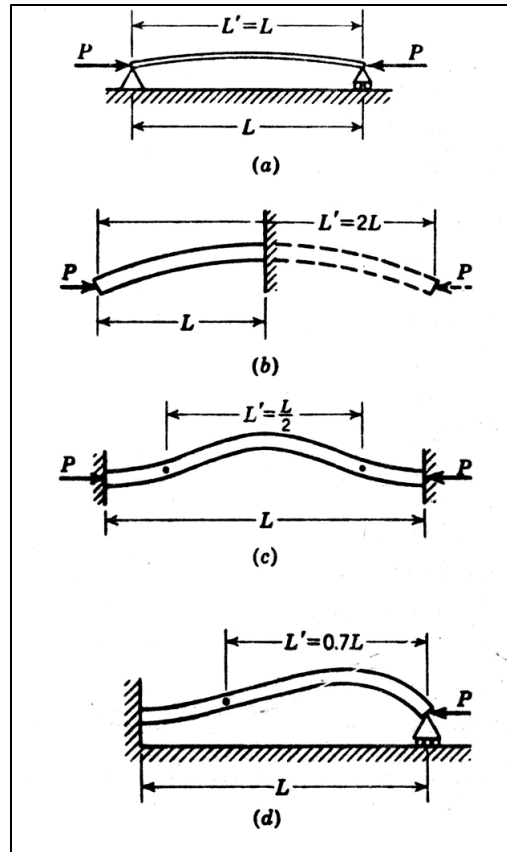


Figura C.1 Longitud efectiva y coeficiente de fijación:

- (a) Apoyo de pasador,  $c = 1$
- (b) Simplemente empotrado,  $c = 1/4$
- (c) Doblemente empotrado,  $c = 4$
- (d) Empotrado—pasador,  $c = 2.05$

<sup>33</sup>Theory and Analysis of Flight Structures, Robert M. Rivello, McMraw-Hill, p. 398.



## Anexo D

Coefficientes de compresión y corte "K" para tablero recto<sup>34</sup>

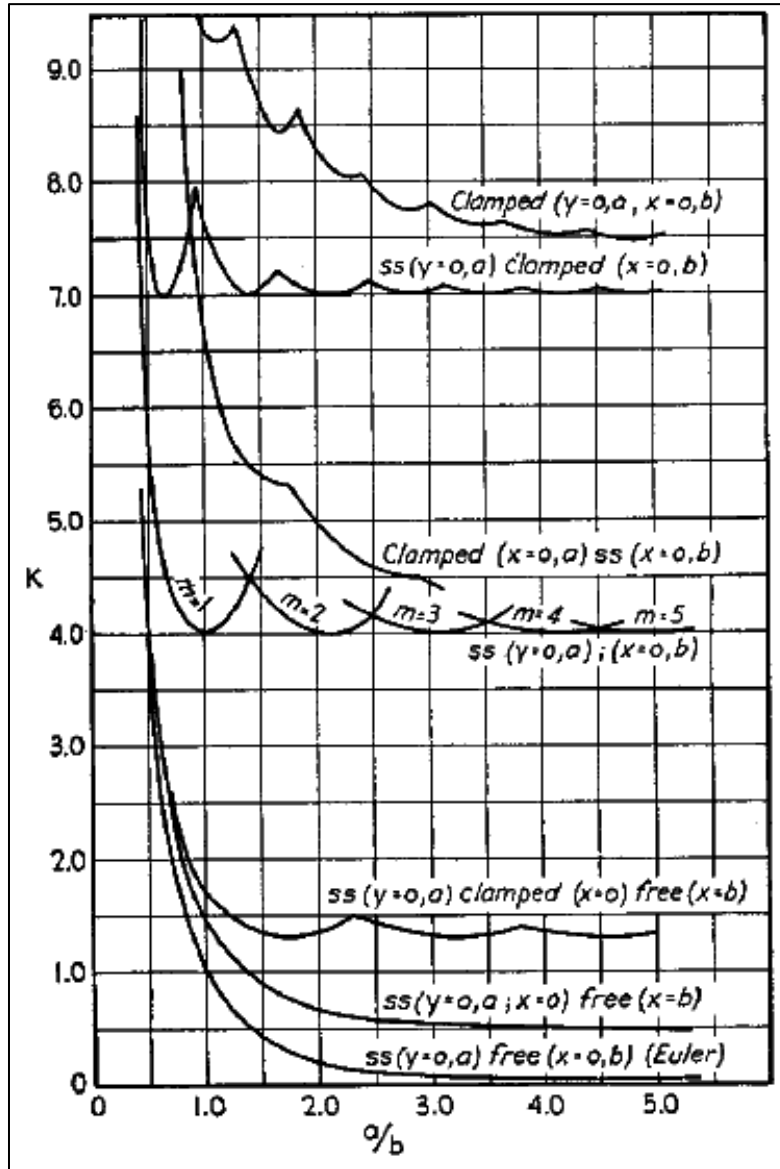


Figura D.1 Valores de K vs. a/b para diferentes condiciones de apoyo.

<sup>34</sup> Airplane Structural Analysis and Design, Ernest E. Sechler and Louis G. Dunn, Edit. Wiley, pp 168 y 172

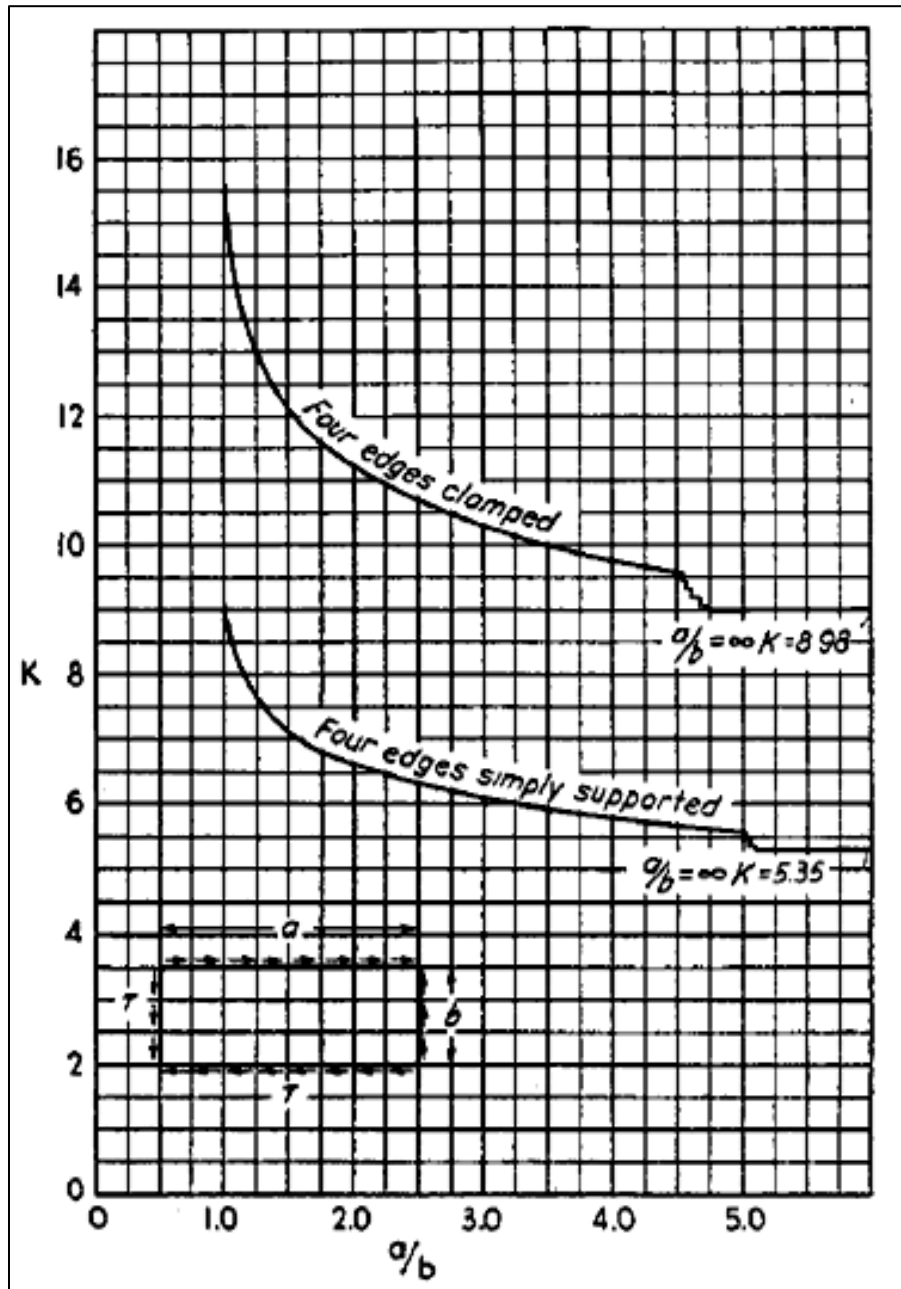
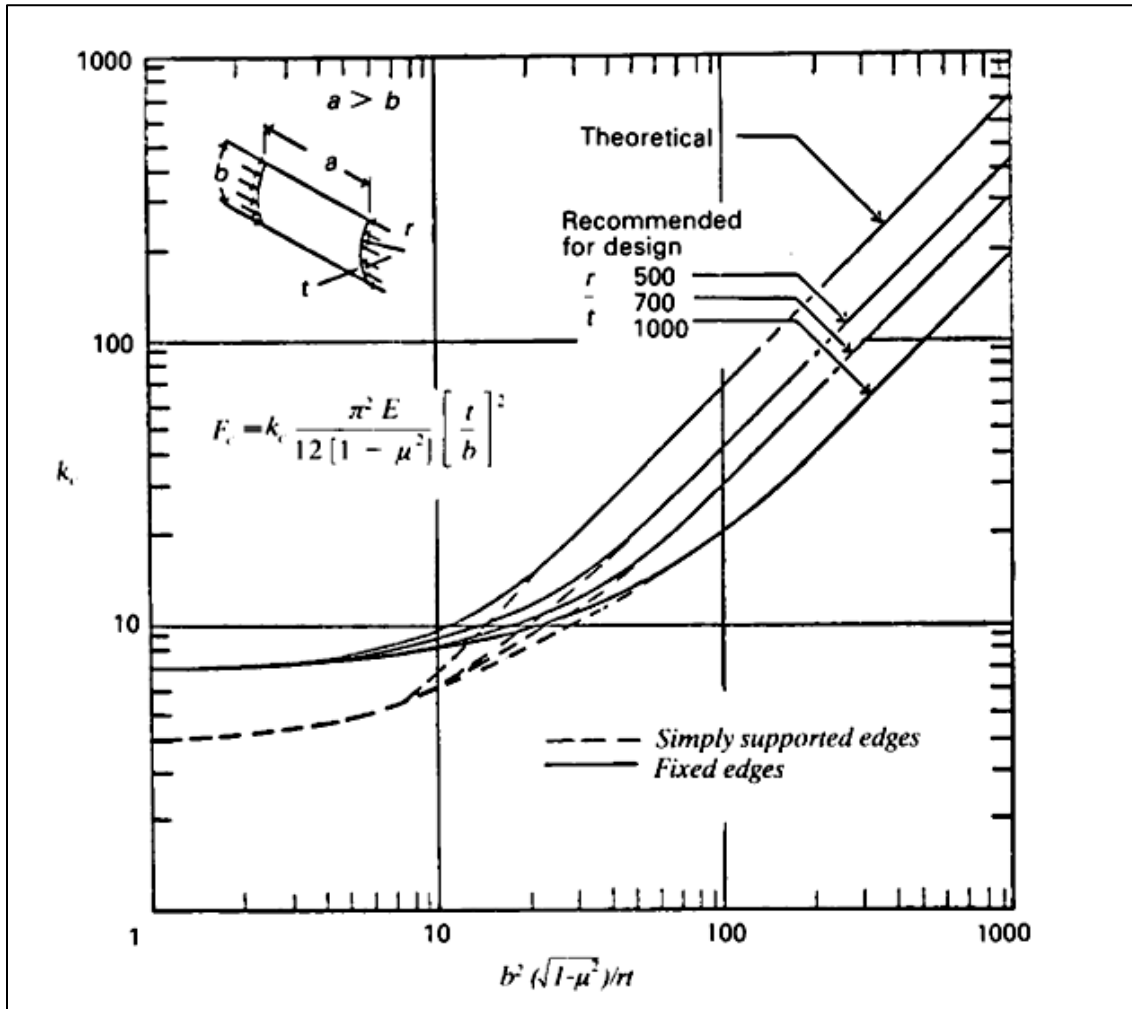


Figura D.2 Valores de  $K$  para placas sometidas a fuerzas cortantes.

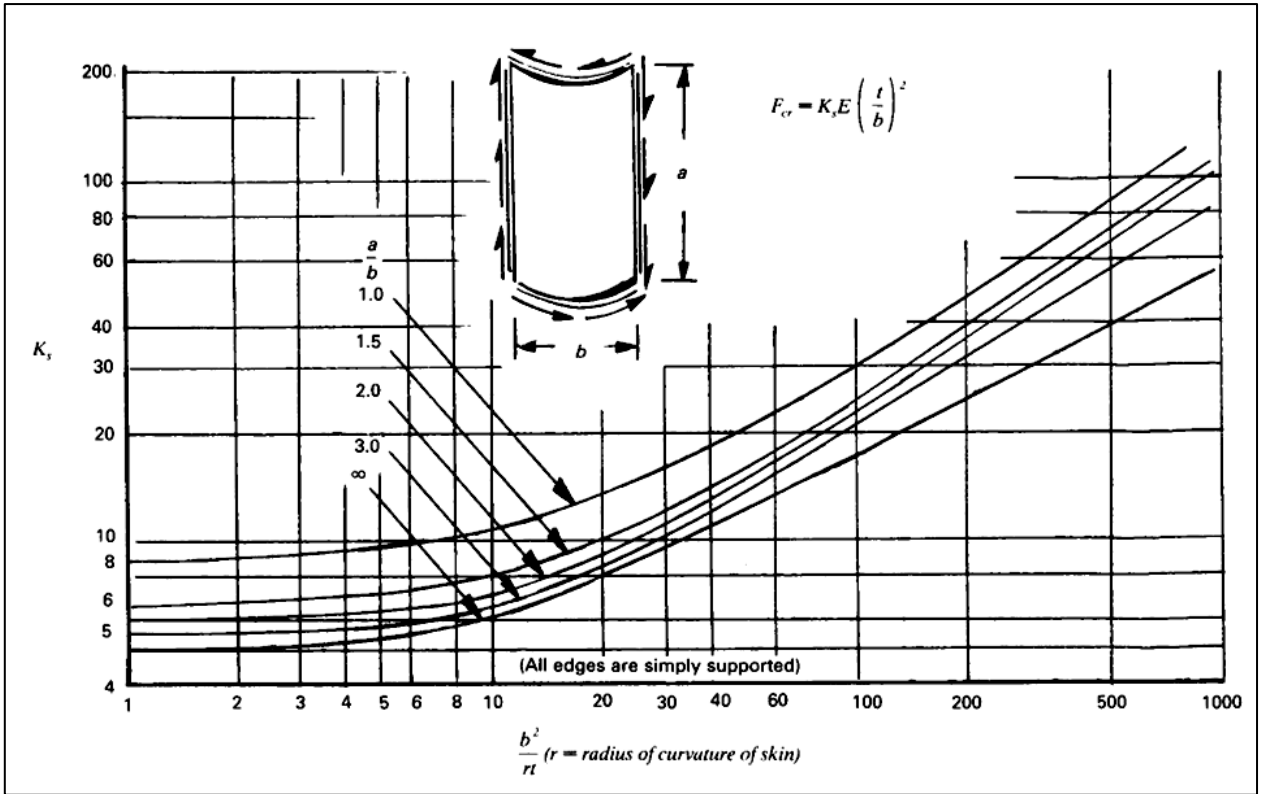
## Anexo E

### Coeficientes de compresión y corte “K” para tablero curvo<sup>35</sup>



E.1 Coeficiente K de pandeo por compresión (para tablero curvo).

<sup>35</sup> Airframe Structural Design, Michael Chun-Yung Niu, Lockheed Aeronautical Systems Company, pp 138 y 140.



E.2 Coeficiente K de pandeo por corte (para tablero curvo).

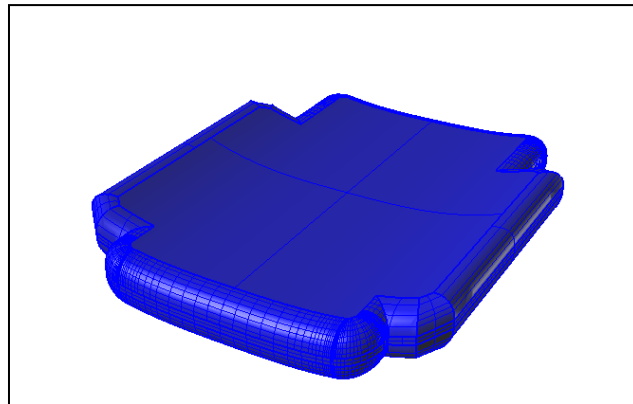


## Anexo G

### Resistencia al avance del tanque Simplex S311

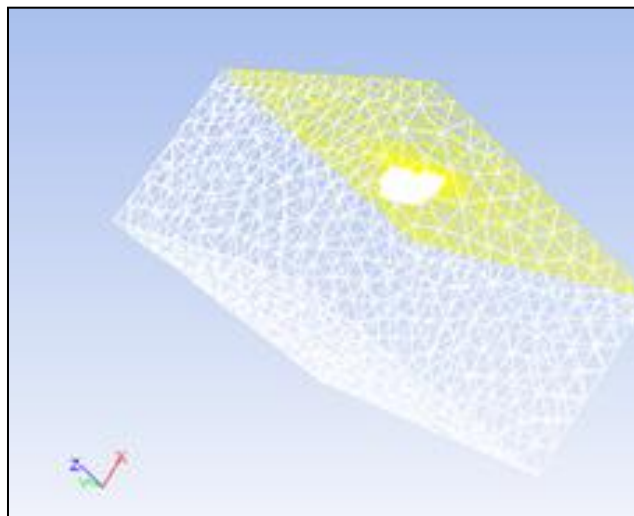
En este anexo, se presentara de manera breve la forma en que se calculo la resistencia al avance del tanque, para las tres maniobras que se analizan en el capítulo 5, esto para poder utilizar esta fuerza en el cálculo de las cargas sobre las sujeciones del mismo.

El tanque que se muestra a continuación fue modelado por medio de un software CAD.



**Figura G.1 Tanque Simplex S311.**

Posteriormente utilizando el Workbench de Ansys, se inicializa el modulo de malla, donde se crea la malla del volumen de control que se importa al módulo de Fluent con el que se realiza el análisis.



**Figura G.6 Malla del volumen de control.**

A continuación se presenta, una tabla con las características del análisis y los resultados de fuerza de resistencia al avance para cada maniobra.

<b>Tabla G.1 Características de los análisis de las los herrajes.</b>	
Tipo de análisis	CFD.
Fluido	Aire como gas ideal
Altitud	Nivel medio del mar
Densidad	1.2250 Kg/m <sup>3</sup>
Presion	101.325 KPa
Temperatura de referencia	26.19 °C
Área frontal proyectada	0.035 m <sup>2</sup>
Longitud del cuerpo	2.404 m
<b>Malla</b>	
Elemento de malla	Tetraedro
Skewness Promedio	0.4651
Numero de nodos	19968
Número de elementos	99698
Desviación estándar	0.1761
<b>Sizing</b>	
Relevance Center	Relevance Center
Element Size	Element Size
Smoothing	Smoothing
Transition	Fast
<b>Solución</b>	
Método	K-Epsilon
Número de iteraciones	300
<b>Resultados</b>	
<b>Maniobra</b>	<b>Resistencia al avance</b>
Despegue	136.57662
Ascenso inicial	25.227244
Viraje	546.77687

## Bibliografía

Advanced Mechanics of Materials, Arthur P. Boresi. John Wiley & Sons

Aerodinámica y actuaciones del avión, Anibal Isidoro Carmona, Edit paraninfo.

Aerospace vehicle desing, vol. 1 aircraft design. K.D. Wood. Johnson Publishing Company, 1968.

Aircraft Spruce & Specialty Co. 2010/2011 Catalog.

Airframe Structural Desing, Michael Chun-Yung Niu, Lockheed Aeronautical Systems Company

Airplane Structural Analysis and Design, Ernest E. Sechler and Louis G. Dunn, Edit. Wiley.

Análisis estructural, Adelaido I. Matías Domínguez, Instituto Politécnico Nacional

Analysis and design of flight vehicle structures, E.F. Bruhn, ed. Tri-State Offset Company, U.S.A 1973

FAA Federal Aviation Regulations

Mecánica de Vuelo. A. C. Kermode. Edit. Paraninto, 1985.

Meshing Application Intro 12.0 Final, appendix A.

Proyecto NAUTI, Diseño estructural del fuselaje, Juan Salgado Estrada, México D.F. 1980.

Proyecto NAUTI, Diseño y cálculo estructural del ala, Javier Roch Soto, México D.F. 1980.

Proyecto NAUTI, Proyecto preliminar, Manuel Quintero Quintero, México D.F. 1978.

Proyecto NAUTI, Santos Crespo Rodolfo, México D.F. 1984.

Simplex Mfg Aviation Mission Equipment

Theory and Analysis of Flight Structures, Robert M. Rivello, McMraw-Hill

[www.conafor.gob.mx](http://www.conafor.gob.mx)

[www.semarnat.gob.mx](http://www.semarnat.gob.mx)