



INSTITUTO POLITECNICO NACIONAL

ESCUELA SUPERIOR DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA

UNIDAD PROFESIONAL TICOMÁN

INGENIERIA AERONÁUTICA

***"DISEÑO Y ANÁLISIS DE LA CUADERNA DE EMPOTRE DEL TREN
DE NARIZ DE UNA AERONAVE CUATRIPLAZA MONOMOTOR"***

TESINA DE PROYECTO

**Que para obtener el título de Ingeniero en Aeronáutica
presentan:**

**Martínez Hernández Genaro
Ramírez Flores Nazareth**



MÉXICO D. F. JULIO DE 2007

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: CURRICULAR
DEBERÁN PRESENTAR: LOS CC.. PASANTES:
MARTÍNEZ HERNÁNDEZ GENARO
RAMÍREZ FLORES NAZARETH

“DISEÑO Y ANÁLISIS DE LA CUADERNA DE EMPOTRE DEL TREN DE NARIZ DE UNA AERONAVE CUATRIPLAZA MONOMOTOR”

INTRODUCCIÓN
OBJETIVO
ANTECEDENTES
JUSTIFICACIÓN
MARCO TEÓRICO
METODOLOGÍA DE TRABAJO
CAPITULADO
DEFINICIÓN DEL PROYECTO
CONDICIONES DE TRABAJO
MODELADO DE LA CUADERNA DONDE EMPOTRA EL TREN DE NARIZ
SIMULACIÓN Y ANÁLISIS
CONCLUSIONES
ANEXO
BIBLIOGRAFÍA

CAPÍTULO I
CAPÍTULO II
CAPÍTULO III
CAPÍTULO IV

México, DF., a 05 de julio del 2007.

A S E S O R E S


ING. MARIO ARTURO CARPINTEYRO
MONTELONGO


M. EN C. PEDRO SANTAMARIA BRIONES

Vo. Bo.


ING. MIGUEL ALVAREZ MONTALVO
DIRECTOR



I. P. N.
ESCUELA SUPERIOR DE
INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA
UNIDAD TICOMÁN
DIRECCIÓN

SIMBOLOGÍA

a = Pendiente de la curva de coeficiente de fuerza normal del avión

a_1 = Distancia horizontal del centro de gravedad al tren de nariz

AR = Alargamiento

b_H = Envergadura del empenaje horizontal

b_V = Envergadura del empenaje vertical

b_1 = Distancia del centro de gravedad al tren principal

c = Cuerda media geométrica (ft)

CF = Fuerza centrífuga

C.G. = Centro de gravedad

$C_{L_{max}}$ = Coeficiente de levantamiento máximo

$C_{N_{max}}$ = Coeficiente normal máximo del avión

d = Distancia horizontal del tren de nariz al tren principal

d_p = Diámetro de la hélice (pies)

EAS = Velocidad equivalente

FAA = Federal Aviation Administration

FAR = Federal Aviation Regulations

F_G = Combustible total en galones

F_{nh} = Fuerza horizontal en el tren de aterrizaje

fps = Pies por segundo

g = Aceleración debido a gravedad (ft/s^2)

h = Altura de caída libre

H = Altura máxima del fuselaje

hp = caballos de potencia

HP = Potencia

Int = Porcentaje de tanques de combustible integrados

K = Constante

kg = Factor de amortiguamiento

knots = Velocidad en nudos

L = Fuerza de levantamiento

lbs = Libras

L_F = Largo del fuselaje

L_{HT} = Brazo de momento del empenaje horizontal

L_{LG} = Largo de la estructura del tren principal

m = Masa, metros

n = Factor de carga

N = Factor último de carga, Newtons

N_{BL} = Número de palas por hélice

N_E = Numero de motores

N_{LAND} = Factor de carga de aterrizaje

N_p = Número de hélices

N_{PIL} = Número de pilotos

N_T = Número de tanques de combustible separados

S ò S_w = Superficie alar

S_{HT} = Superficie del empenaje horizontal

S_{VT} = Superficie del empenaje vertical

t_{HT} = Espesor máximo del empenaje horizontal

t_{VT} = Espesor máximo del empenaje vertical

(t/c) = Espesor máximo relativo

U_{de} = Velocidad de ráfaga

V = Velocidad equivalente del avión

V_A = Velocidad en maniobras

V_c = Velocidad en crucero

V_D = Velocidad máxima

V_n = Carga vertical en el tren de nariz

V_p = Carga vertical en el tren principal

V_S = Velocidad de desplome

W = Peso máximo de despegue del avión

W_{land} = Peso de aterrizaje

W_{COMB} = Peso del combustible

W_{ENG} = Peso del motor

W_{FS} = Peso del sistema de combustible

W_{T} = Velocidad de aterrizaje

W_{TO} = Peso de despegue

W_{TRON} = Peso del equipo electrónico

$W_{\text{vacío}}$ = Peso vacío del avión

W/S = Carga alar (lb/ft^2)

Δ_L = Incremento de la sustentación

$\Delta_{1/4}$ = Flechado en la línea a un cuarto de la CAM

λ = conicidad

μ -g = Relación de masa del avión

ρ = Densidad de aire (slug/ft^3)

ÍNDICE

Introducción.	1
Objetivo general.	3
Fundamentación del tema.	4
Marco teórico.	5
Metodología del trabajo.	6
Capitulado.	8

Capítulo 1: Definición del proyecto.

1.1 Identificación de las necesidades a resolver.	10
1.1.1 Identificación del cliente.	10
1.1.1 Determinación de los requerimientos y expectativas del cliente.	10
1.2 Planteamiento de soluciones.	11
1.3 Evaluación de las propuestas de solución.	19
1.4 Características técnicas de la aeronave elegida.	20
1.4.1 Vistas ortogonales del avión.	21

Capítulo 2: Condiciones de trabajo.

2.1 Descripción de las condiciones de carga de la aeronave.	25
2.1.1 Cargas aerodinámicas	26
2.1.2 Cargas de inercia	27
2.1.3 Cargas debidas al sistema de propulsión	27
2.1.4 Cargas en el tren de aterrizaje	28
2.1.5 Cargas diversas	29
2.2 Peso y balance de la aeronave.	31

2.2.1 Pesos generales en una aeronave.	31
2.2.2 Criterios de diseño.	31
2.2.3 Cargas límite y cargas de diseño.	32
2.2.4 Peso y balance de un cuerpo.	33
2.2.5 Cálculo del peso vacío de la aeronave.	36
2.2.6 Distribución de peso en la aeronave.	40
2.3 Envoltente de vuelo.	45
2.3.1 Diagrama de maniobra.	45
2.3.1.1 Trazo del diagrama de maniobra.	46
2.3.2 Diagrama de ráfaga.	50
2.3.2.1 Trazo del diagrama de ráfaga.	51
2.3.3 Envoltente de vuelo del avión.	56
2.4 Condición de carga de aterrizaje.	56
2.4.1 Función del tren de aterrizaje en las aeronaves.	57
2.4.2 Cargas verticales en el tren de aterrizaje de las aeronaves.	58
2.4.3 Cargas longitudinales y laterales.	59
2.4.4 Convenientes de utilizar un tren de nariz.	60
2.4.5 Cálculo de las fuerzas que actúan en el tren de nariz.	61
2.5 Diseño del empotre del tren de nariz al fuselaje.	67
2.6 Calculo de las fuerzas que actúan en la cuaderna del tren de nariz.	70

Capitulo 3: Modelado de la cuaderna donde empotra el tren de nariz.

3.1 Definición de la cuaderna.	88
3.2 Modelado de la cuaderna donde empotra el tren de nariz.	90

Capítulo 4: Simulación y análisis.

4.1 Simulación de comportamiento de la cuaderna del tren de nariz. 93

4.2 Análisis de resultados. 112

Conclusiones. 114

Anexos. 116

A1.-Referencias tomadas de FAR 23.

A2.-Plano de la vista lateral final de la aeronave.

A3.-Plano de la posición final del ala y valor de la CAM.

Bibliografía.

INTRODUCCIÓN.

El estudio de estructuras aeronáuticas resulta muy interesante y a su vez necesario, debido a que siempre el ingeniero aeronáutico pretende la reducción de pesos asegurándose de contar con los más altos grados de seguridad, para con ello garantizar la fiabilidad y desempeño de las aeronaves en vuelo.

El trabajo desarrollado con el presente proyecto curricular de titulación servirá para identificar y tener en cuenta aspectos, normatividades y consideraciones importantes e imprescindibles en el cálculo de ciertos elementos estructurales del fuselaje de un avión utilitario de cuatro plazas, que a su vez determinará las condiciones de resistencias necesarias para el aterrizaje, no obstante se necesitará complementar el cálculo con las demás cargas externas a las que estará asociada la misma cuaderna de estudio, tales como el motor; una vez logrado lo anterior y contando con un modelo bastante aceptable, finalmente se puede obtener una optimización de la misma mediante la evaluación de sus diversos comportamientos debidos a cambios de las características de la estructura, tales como materiales, elementos y secciones.

Por otra parte es una herramienta importante el uso de diversos paquetes de software, con los cuales el trabajo tanto de cálculo, diseño y dibujo se realizan de una manera mucho muy sencilla y efectiva, no obstante el razonamiento lógico y ordenado nos permitirá contar con resultados más precisos.

El cálculo estructural de éste tipo de elementos de una aeronave es una tarea sumamente interesante pero a su vez puede tornarse compleja debido a los diversos factores que intervienen en cada condición de aterrizaje, es por ello que de manera práctica se tomará

para todo el cálculo la condición de aterrizaje nivelado o en tres puntos recordando que es una aeronave con tren de nariz.

A la conclusión del presente reporte, la finalidad del mismo es que éste quede como base para su evaluación y a la vez represente una opción de consulta de aprendizaje a futuras generaciones de la especialidad de diseño y construcción por medio de la síntesis de la metodología de trabajo realizado.

OBJETIVO GENERAL.

Diseñar la cuaderna del fuselaje donde se empotra el tren de nariz de una aeronave cuatriplaza monomotor y posteriormente simular y analizar las condiciones a las que son sometidos estos elementos.

OBJETIVOS ESPECÍFICOS.

En función de la metodología existente encontrar una propuesta de solución para el caso en estudio que mejor se adecue al contexto del problema.

Realizar una estimación de las condiciones de carga a las que serán sometidos los elementos del caso de estudio.

Realizar el modelo virtual de los elementos propuestos en función de las condiciones de carga estimadas apoyándonos de paquetes de software como Mechanical Desktop.

Realizar una simulación de la operación de estos elementos estructurales, auxiliándonos del programa computacional Ansys 10.0 así como un análisis e interpretación de los resultados arrojados por el mismo.

FUNDAMENTACIÓN DEL TEMA.

El presente trabajo contiene la secuencia general realizada para llevar a cabo el diseño de la cuaderna donde se empotra el tren de aterrizaje, para la condición de aterrizaje nivelado. Durante la realización de este trabajo se hará uso de las herramientas computacionales ocupadas dentro de los ambientes de diseño en ingeniería, como son Mechanical Desktop y por su puesto ANSYS para la parte del análisis estructural.

Éste trabajo es parte de una serie de proyectos que se están desarrollando en la Escuela Superior de Ingeniería Mecánica y Eléctrica Unidad Profesional Ticomán, como parte de la opción de titulación curricular y que tiene como objetivo conformar el diseño estructural de una aeronave cuatriplaza monomotor.

El alcance que se pretende lograr con éste proyecto es el de mostrar una propuesta de diseño para el caso de estudio. Cabe aclarar que debido al corto plazo de entrega, durante este trabajo se harán consideraciones que serian convenientes analizar a detalle en trabajos posteriores.

Es de suma importancia mencionar que éste documento pretende apoyar a las futuras generaciones para que sea usado como base y que en un corto plazo se puedan realizar estudios de mayor complejidad dentro de las instalaciones de esta escuela.

MARCO TEÓRICO.

En este aspecto nuestro trabajo debe apoyarse en una cantidad vasta de conocimientos dentro de la rama de las estructuras: conceptos de vigas, marcos, estructuras indeterminadas, vigas infinitas, torsión, compresión, placas, momentos de inercia, armaduras, los principios fundamentales de la dinámica en vehículos de éste tipo, análisis de ciertas partes del sistema por métodos matriciales como lo es el elemento finito, uso de algún programa de diseño por computadora CAD y finalmente las teorías de falla, independientemente del uso de algún software resultan importantes para comparar resultados.

No obstante de las herramientas modernas, dentro de los cálculos se encuentran inmersos conceptos generados a partir de las leyes de Newton, que fueron publicadas por el año 1687 en el libro *Philosophiae Naturalis Principia Mathematica*, y que son todavía aplicables para nuestros días.

Dentro del marco teórico también se contempla la reglamentación para la fabricación de este tipo de estructuras como el FAR en su parte 23.

METODOLOGÍA DE TRABAJO.

La siguiente es la secuencia de pasos que se han considerado adecuados para cumplir con el desarrollo del proyecto:

1.- Recopilación de información pertinente referente a los elementos estructurales de una aeronave (materiales, normatividad, metodologías, consideraciones).

2.- Determinación de los requerimientos de la aeronave.

3.-Formulación del diseño conceptual del tren de nariz y por supuesto de la cuaderna al que esta vinculado, en esta etapa se deben generar conceptos que solucionen de la mejor manera el problema de disposición y forma.

4.-Diseño funcional a detalle, en esta etapa deben realizarse los cálculos de dimensiones, espacios necesarios, disposición de elementos y demás para el buen funcionamiento, etc. creando un ciclo de cálculos y la aplicación de los conceptos de construcción.

5.-Optimización del diseño.

6.-Uso de software CAD Y CAE

7.-Simulación de condiciones reales y obtención de resultados.

8.-Presentación e interpretación de resultados finales.

9.-Desarrollo de conclusiones.

El tipo de fuentes en las cuales se pretende basar éste trabajo constará de aquellas con un periodo de tiempo no muy largo para que se puedan optimizar los resultados con el uso de información reciente, independientemente a ello podrían utilizarse ciertas bibliografías con periodos de edición superiores pero que nos sean útiles como ayuda extra a la conceptualización y desarrollo de éste proyecto.

CAPITULADO.

En lo que se refiere al contenido del primer capítulo, se muestran los puntos de partida para iniciar nuestro diseño, es decir, las necesidades existentes, para en función de éstas hacer un planteamiento de diferentes soluciones y de ellas elegir la mejor.

En el capítulo dos se muestra el procedimiento mediante el cual se encontraron las condiciones de carga a las cuales estarán sometidos los elementos estructurales involucrados en nuestro trabajo. En éste mismo capítulo se definirán las geometrías finales del tren de nariz, y las fuerzas en la cuaderna.

En el capítulo tres, se detalla la secuencia de diseño realizada para obtener el modelo virtual de la propuesta de solución desarrollada en los capítulos anteriores.

En el último capítulo se muestra el procedimiento general que se realizó para lograr la simulación virtual de las condiciones consideradas a las que son sometidos los elementos diseñados. También se muestra el análisis realizado en función de los datos obtenidos con la simulación mencionada.

En la parte final del reporte se muestran las conclusiones a las que se llegaron con la realización de este trabajo, así como también el apartado de anexos donde se muestran los documentos que fueron de gran utilidad para la realización del mismo.

CAPITULO 1

DEFINICIÓN DEL PROYECTO.

Este proyecto consiste en diseñar y analizar mediante una simulación de las condiciones de trabajo, la cuaderna donde se empotra el tren de nariz de una aeronave cuatriplaza monomotor.

Como ya se menciona en la introducción este proyecto forma parte de un conjunto que tiene como objetivo general, lograr el diseño de una aeronave cuatriplaza monomotor.

Dentro del sector aeronáutico existen normas que establecen las pautas para desarrollar los diferentes actividades relacionadas con el mismo, en el caso del diseño, estas normas se encuentran referidas en el FAR en sus capítulos 23 y 25, por lo tanto marcarán los criterios de diseño de este trabajo.

1.1 Identificación de las necesidades a resolver.

1.1.1 Identificación del cliente.

En función de los orígenes de este proyecto, se considerara como el cliente potencial a las personas que requieran un avión de categoría utilitaria con fines diversos. Por tal razón, para que nuestro diseño pueda ser llevado a la producción y éste obtenga la certificación necesaria para realizar operaciones, es necesario tomar en cuenta la normatividad FAR 23.

1.1.2 Determinación de los requerimientos y expectativas del cliente.

De acuerdo con lo definido en el punto anterior, los requerimientos del cliente se dividirán en obligatorios y deseables. Los obligatorios serán aquellas normas de diseño que estipula el FAR 23, mientras

que los requerimientos deseables son aquellos que el cliente final puede esperar del producto.

Requerimientos obligatorios.

- Diseñar de acuerdo a los límites de factor de carga estipulados en la envolvente de vuelo.
- Contar con un factor de diseño no menor al estipulado por la reglamentación considerada.

Requerimientos deseables.

- Que tenga una cabina amplia.
- Amplio espacio de carga.
- Menor costo posible.

Por lo tanto se puede decir que las necesidades a resolver en este trabajo es diseñar la cuaderna donde empotra el tren de aterrizaje para una aeronave cuatrilaza monomotor que cumpla con la normatividad FAR 23 y que asegure el correcto funcionamiento de sus elementos, los cuales deberán tener un diseño simple con el menor costo posible.

1.2 Planteamiento de las soluciones.

En este trabajo utilizaremos como base el promedio de las características de diseño de aviones existentes, tal como se hace al momento de realizar un proyecto aerodinámico, es por ello que las aeronaves presentadas se toman en cuenta al ser caracterizadas en

gran cantidad por los requerimientos antes especificados y de ahí se parte para obtener nuestro diseño.

A continuación se muestra la información técnica de los aviones seleccionados como alternativas de solución para el diseño.

BEECHCRAFT 35 BONANZA



Fig. 1.1 Beechcraft 35 Bonanza

Características Técnicas

- Largo(m): 7.67
- Altura(m): 2.31
- Envergadura (m): 10
- Posición del ala: Ala baja
- Tipo de tren de aterrizaje: De triciclo, retráctil
- Tripulación: 1+3 pasajeros
- Motor Continental (185 HP)
- Velocidad Máxima: 306 km/h
- Peso Máximo: 1,236 kg

CESSNA SKYLANE 182



Fig. 1.2 Cessna Skylane 182

Características Técnicas

- Largo(m): 7.67
- Altura(m): 2.80
- Envergadura(m): 10.97
- Posición del ala: alta
- Tipo de tren de aterrizaje: De triciclo, fijo
- Tripulación: 1+3 pasajeros
- Motor: Continental de 170 kW (230 hp)
- Velocidad Máxima: 278 km/h)
- Peso Máximo: 1406 kg

CESSNA 152



Fig. 1.3 Cessna 152

Características Técnicas

- Largo(m): 6.56
- Altura(m): 2.11
- Envergadura(m): 10.17
- Posición del ala: Ala alta
- Tipo de tren de aterrizaje: de triciclo fijo
- Tripulación: 1+3 pasajeros
- Motor: Continental de 170 kW (230 hp)
- Velocidad Máxima: 204 km/h
- Peso Máximo: 1730 kg

GRUMMAN AMERICA AA-5



Fig. 1.4 Grumman America AA-5

Características Técnicas

- Largo(m): 6.7
- Altura(m): 2.4
- Envergadura(m): 9.6
- Posición del ala: Ala baja
- Tipo de tren de aterrizaje: de triciclo fijo
- Tripulación: 1+3 pasajeros
- Motor: Lycoming O-360-A4K (180 hp)
- Peso Máximo: 1750 kg
- Velocidad Máxima: 265 km/h

CESSNA 177



Fig. 1.5 Cessna 177

Características Técnicas

- Largo(m): 8.44
- Altura(m): 2.62
- Envergadura(m): 10.82
- Posición del ala: Ala alta
- Tipo de tren de aterrizaje: de triciclo fijo
- Tripulación: 1+3 pasajeros
- Motor: Lycoming 150 hp (110 kW)
- Velocidad Máxima: 250 km/h
- Peso Máximo 1750 kg

PIPER PA-28



Fig. 1.6 Piper PA-28

Características Técnicas

- Largo(m): 7.10
- Envergadura (m): 9.14
- Posición del ala: Ala baja
- Tipo de tren de aterrizaje: De triciclo
- Tripulación: 1+3 pasajeros
- Motor: Lycoming O-360A-3A (180 Hp)
- Velocidad Máxima: 241 km/h
- Peso Máximo: 1,089 kg

STINSON 108-3



Fig. 1.7 Stinson 108-3

Características técnicas

- Largo(m): 7.67
- Envergadura (m): 10.35
- Posición del ala: Ala alta
- Tipo de tren de aterrizaje: De cola
- Tripulación: 1+3 pasajeros
- Motor: Continental (185 HP)
- Velocidad Máxima: 234 km/h
- Peso Máximo: 1, 090 kg

CESSNA 210



Fig. 1.8 Cessna 210

Características técnicas

- Largo (m): 8.59
- Altura (m): 2.95
- Envergadura (m): 12.12
- Posición del ala: Ala alta
- Tipo de tren de aterrizaje: De triciclo, retráctil
- Tripulación: 1+3 pasajeros
- Velocidad máxima: 368 km/h
- Peso máximo: 1814 kg.

CESSNA 180



Fig. 1.10 Cessna 180

Características técnicas

- Largo(m): 7.98
- Altura(m): 2. 29
- Envergadura (m): 10.98
- Posición del ala: Ala alta
- Tipo de tren de aterrizaje: De cola
- Tripulación: 1+3 pasajeros
- Motor: O-470-A
- Velocidad Máxima: 267 km/h
- Peso Máximo: 1,158 kg

1.3 Evaluación de las propuestas de solución.

A continuación se muestra una tabla con las características generales de los aviones antes mostrados.

Avión	Largo(m)	Altura(m)	Envergadura(m)	Tipo de ala	Tren de aterrizaje
Beechcraft 35 Bonanza	7.67	2.31	10	Ala baja	De triciclo, retráctil
Cessna Skylane 182	7.67	2.80	10.97	Ala alta	De triciclo, fijo
Cessna 150	6.56	2.11	10.17	Ala alta	De patin de cola
Grumman American AA-5	6.7	2.4	9.6	Ala baja	De triciclo, fijo
Cessna 177	8.44	2.62	10.82	Ala alta	De triciclo, fijo
Cessna 180	7.98	2.29	10.98	Ala alta	De patín de cola
Piper PA-28	7.3	2.2	10.7	Ala baja	De triciclo, fijo
Stinson 108-3	7.67	2.4	10.35	Ala alta	De patín de cola
Cessna 210	8.59	2.95	12.12	Ala alta	De triciclo retráctil
Promedio	7.6130769	2.4992308	10.26615385	Ala alta	De triciclo fijo

En función de esta tabla se toma la media de cada uno de los valores con el fin de encontrar los parámetros que usaremos en nuestro diseño; estos son los siguientes:

- Longitud: 7.65 m
- Envergadura: 10.5 m
- Altura: 2.5 m
- Tipo de ala: Alta
- Tren de aterrizaje: tipo triciclo convencional fijo

Cabe mencionar que estos valores nos servirán como una aproximación de las dimensiones finales, las cuales serán modificadas posteriormente de acuerdo a ciertas necesidades.

1.4 Características técnicas de la aeronave elegida.

En base al punto anterior, en este apartado se muestran las características técnicas que se considerarán para la aeronave que se pretende diseñar.

Pasajeros: 4 pasajeros (incluyendo al piloto)

Tipo de ala: Alta

Tren de aterrizaje: De triciclo convencional fijo

Dimensiones y pesos:

- Longitud 7.65 m
- Envergadura 10.5 m
- Altura 2.5 m
- Área de las alas 17 m²
- Peso en vacío 1100 kg
- Peso máximo al despegue 1800 kg

Numero de motores: 1

Motor:

- Tipo Hélice
- Potencia al despegue 310 hp (Aprox.)
- Potencia máxima continua 285 hp (Aprox.)

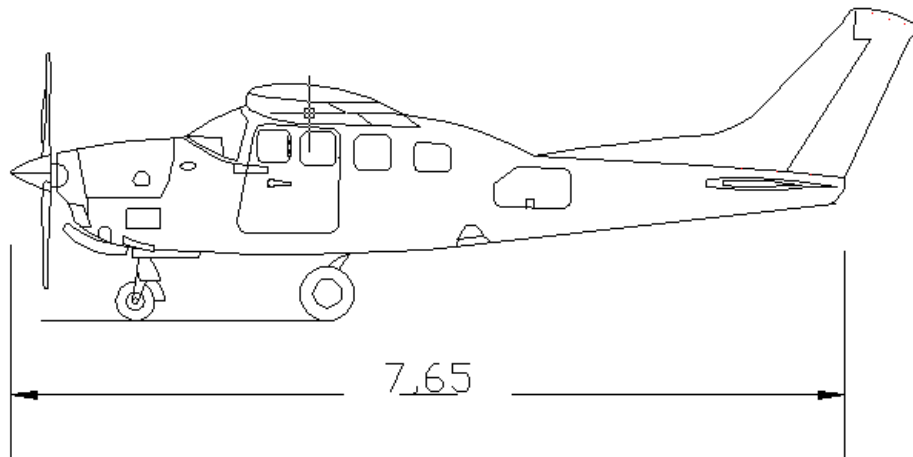
1.4.1 Vistas ortogonales del avión.

Una vez determinadas las características geométricas y técnicas aproximadas, las cuales va a presentar nuestra aeronave en diseño, resulta interesante el observar que el producto de esa parte del trabajo nos marca la pauta para la primer presentación de la aeronave, de la cual se hace en este apartado una visualización general de la misma basada en sus tres vistas ortogonales.

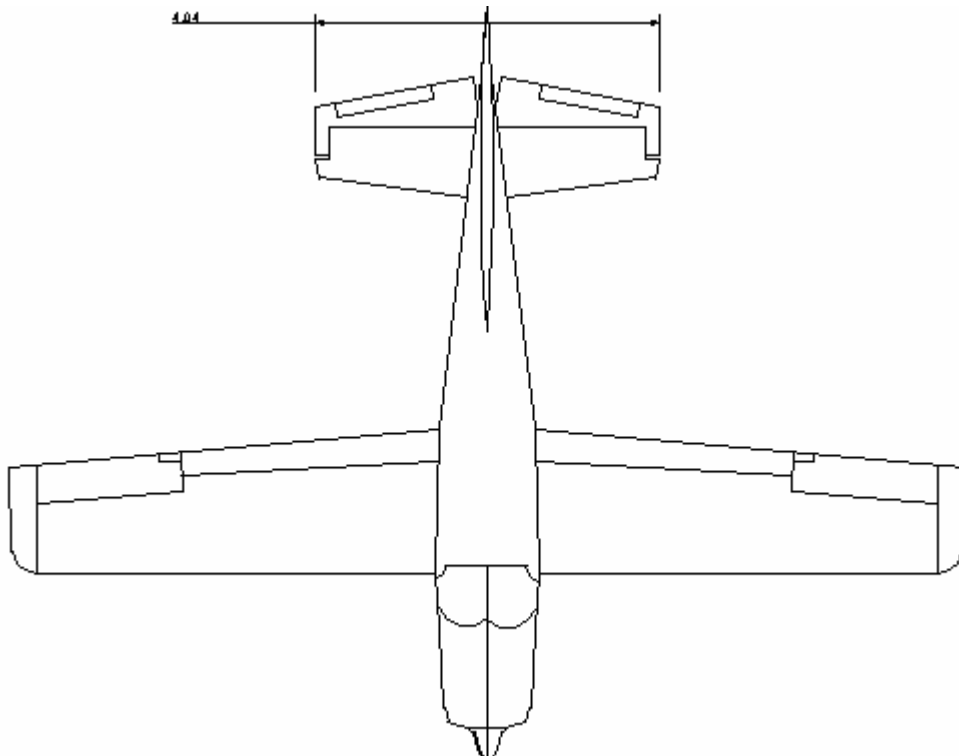
De ésta manera con ayuda del software de diseño Mechanical Desktop se han generado las formas preliminares más representativas de la geometría y dimensiones de nuestra propuesta de aeronave.

A continuación se muestran las vistas en unidades métricas realizadas dentro del programa antes mencionado.

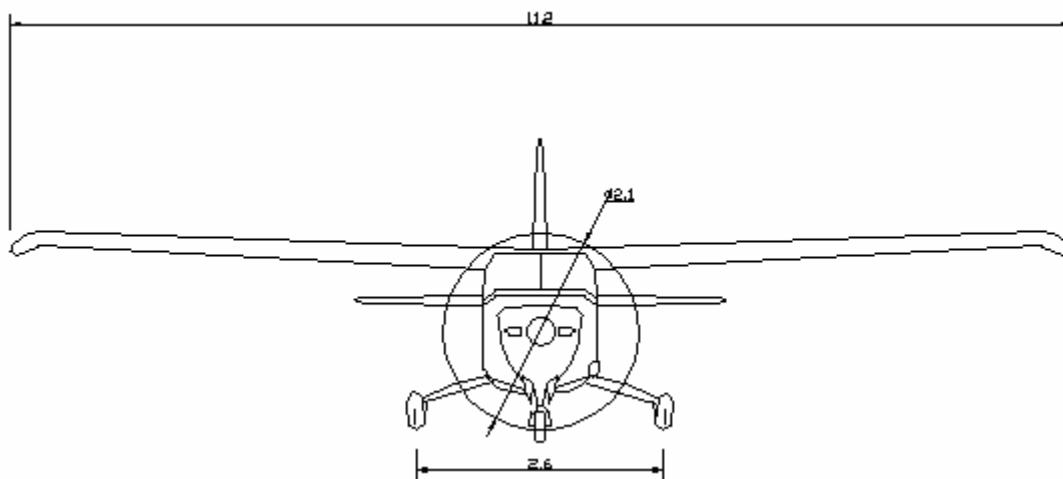
Para la vista frontal tenemos la siguiente:



Ahora para la vista superior o en planta se presenta la siguiente geometría:



Finalmente una vista frontal de la aeronave quedaría como la siguiente:



CAPITULO 2

CONDICIONES DE TRABAJO

2.1 Descripción de las condiciones de carga generales de una aeronave.

El gran número de cargas que actúan sobre el avión se puede clasificar en seis categorías, de la forma siguiente:

- Cargas aerodinámicas, que se dividen en:
 - a) Cargas de maniobra.
 - b) Cargas por ráfagas de aire.

- Cargas de inercia, que se dividen en:
 - a) Cargas de aceleración.
 - b) Cargas de vibración.
 - c) Flameo.

- Cargas debidas al grupo moto propulsor, que se dividen en:
 - a) Cargas de empuje o tracción del motor.
 - b) Cargas del par motor.
 - c) Cargas giroscópicas.
 - d) Cargas de vibración.

- Cargas del tren de aterrizaje, que se dividen en:
 - a) Cargas de contacto inicial con la pista.
 - b) Cargas de retracción del tren.

- Cargas de rodaje, que se producen durante el rodaje y son debidas a las irregularidades de la pista de rodadura y de despegue.

- Cargas diversas, un amplio apartado donde se incluyen:
 - a) Cargas de presurización.
 - b) Cargas por impacto y colisión controlada con el terreno (aterrizaje forzoso).
 - c) Cargas de remolcado del avión.
 - d) Cargas de puesta en gatos.

A manera de conclusión de este tema cabe mencionar que cada tipo de carga es importante en una o varias zonas concretas del avión, y además de que no es necesario el estudio de todas ellas para el cálculo de un componente del avión.

2.1.1 Cargas aerodinámicas.

Las cargas aerodinámicas provienen de la acción dinámica del aire sobre el avión.

Como hemos señalado, las cargas aerodinámicas más importantes son las siguientes: cargas de maniobra, cargas por ráfagas de aire.

Cargas de maniobra.

Son todas las cargas que se generan por el desplazamiento del avión en el aire, como son las maniobras de ascenso, descenso, picada, etc.

Cargas por ráfagas de aire.

Un avión en vuelo en zona de tormentas o turbulencia se somete a cargas debidas a las ráfagas de aire.

En ocasiones, estas cargas superan las cargas de maniobra. La ráfaga se considera en el proyecto de aviones a través de la llamada velocidad de cálculo para ráfagas.

La experiencia indica que las ráfagas producen aceleraciones del avión que oscilan entre $1,5g$ y $3,5g$.

2.1.2 Cargas de inercia.

Las cargas de inercia se deben a la resistencia que opone todo cuerpo a la aceleración. Por consiguiente, todos los elementos del avión experimentan una fuerza de inercia que es igual a su masa por el factor de carga ($F = m \times n$).

Estas fuerzas son adicionales a las debidas por otras causas. Por ejemplo, el propio peso del ala determina una carga de inercia (normalmente de torsión del ala) que hay que sumar a la producida por efectos aerodinámicos; igual con la carga de combustible, etc.

2.1.3 Cargas debidas al sistema de propulsión.

Los motores están unidos al avión mediante bancadas. Estos elementos deben soportar la carga más elemental de todas, la propia de tracción o empuje del motor, y transmitida al resto del avión. Además, debe soportar la carga de inercia debida al peso del motor por el factor de carga operacional en un momento determinado.

En conjunto, el sistema de propulsión está sujeto a las siguientes cargas:

1. Cargas de tracción o empuje del motor.
2. Cargas giroscópicas, debidas a la variación del plano de rotación de los elementos giratorios del motor (hélice o grupo

compresor-turbina), que se deben considerar a régimen máximo de cabeceo y de guiñada.

3. Cargas impuestas por el par motor, que se deben considerar a revoluciones máximas del motor (y hélice en su caso), combinada con una carga de maniobra equivalente al 75 por cien del valor máximo.
4. Cargas impuestas por la parada súbita del motor.
5. La bancada del motor de émbolo debe soportar el par motor a régimen de potencia máxima continua, multiplicado por un factor de seguridad que varía con el número de cilindros. El coeficiente multiplicador es máximo para motores de 2 cilindros, lo que refleja en este caso el gran desequilibrio de par motor que produce el fallo de uno de los dos cilindros.

2.1.4 Cargas en el tren de aterrizaje.

El tren de aterrizaje está sujeto a cargas muy diversas, entre las que destacan:

Cargas de contacto inicial con la pista.

Se dividen en cuatro grupos:

- a) Carga vertical de aterrizaje.
- b) Cargas de reacción al momento de giro de la rueda.
- c) Carga de retroceso.
- d) Cargas de frenada.

La carga de reacción al momento de giro de la rueda, en el contacto inicial, es consecuencia del enorme momento cinético que adquiere la rueda en el tiempo que tarda en adquirir la velocidad tangencial igual a la de traslación del avión. Esta carga representa aproximadamente la mitad de la carga vertical de contacto.

La carga de retroceso se establece cuando la rueda ha adquirido la velocidad del avión, en la fase de contacto inicial. Es el efecto de "resorte" del tren, en su conjunto, por la carga de impulsión de la rueda.

Además de las cargas citadas, el tren debe soportar las que imponen tres escenarios distintos de aterrizaje:

- a) Los aterrizajes normal y duro, este último con posibles daños en el tren, su estructura soporte en ala o fuselaje, anclajes de la cola y también "arrugas" en el revestimiento del fuselaje
- b) El aterrizaje con contacto en la cola
- c) Finalmente, el caso accidental de toma con una pata del tren dentro.

Cargas de retracción del tren.

Se deben a la presión dinámica del aire que actúa sobre el tren en esta fase de operación. Las cargas de retracción se calculan con la hipótesis de que el avión se encuentra en un viraje de $2g$.

2.1.5 Cargas diversas

Cargas por colisión con el terreno (aterrizaje forzoso).

Por lo general este tipo de cargas se imponen sobre la estructura del avión en accidentes en las maniobras de despegue y aterrizaje, cuando el avión está próximo al terreno y con una velocidad relativamente baja.

Cargas de remolque y manejo en tierra.

Las operaciones de *push-back* y de remolque del avión con tractor producen cargas de arrastre en el tren de nariz. Estas cargas son normalmente pequeñas, sin embargo por seguridad es recomendable tenerlas en cuenta.

2.2 Peso y balance de la aeronave.

2.2.1 Pesos generales en una aeronave.

Antes de realizar el cálculo estructural de un avión se deben conocer las cargas externas actuando en vuelo, aterrizaje y despegue. En la mayoría de los aviones las cargas son determinadas por un grupo de ingenieros, dentro del estudio aerodinámico hay una fase, la cuál esta dirigida a la distribución de las cargas sobre la estructura del avión.

De esta manera, toda estructura que se construye para un avión, estará diseñada para soportar tales pesos.

2.2.2 Criterios de diseño.

Toda estructura para una aeronave estará diseñada para cargar de acuerdo al trabajo o funciones que va a desempeñar, es por ello que consultando información de ciertas reglamentaciones como el FAR se pueden considerar factores de carga para el diseño de las aeronaves de acuerdo a la categoría de éstas.

En general, la magnitud de las fuerzas aerodinámicas depende de la velocidad del avión y la razón a la cual la velocidad cambia en cuanto a magnitud e incluso sentido, lo cuál representa la aceleración en cualquiera de sus formas.

A su vez una estructura puede ser diseñada para resistir cantidades mayores de esfuerzo que lo convencional, pero tales valores estarán introduciendo a la configuración de la aeronave mayor peso, que repercute en necesidad de mayor potencia, por otra parte, es simplemente un desperdicio tanto de material como de recursos tales como combustible y potencia el uso de este tipo de estructuras.

Es aquí por ejemplo donde los aviones de combate, son construidos en base al factor de aceleración de vuelo límite que pueda resistir un ser humano. Otro caso interesante, es el de los aviones de transporte de gran capacidad, los cuales son diseñados de acuerdo al factor de aceleración de vuelo que combine seguridad y confort para los pasajeros.

Una vez ya vistos tales ejemplos, solo resta mencionar a manera de conclusión de éste pequeño apartado, que el diseño de cualquier tipo de aeronave, debe estar dirigido para soportar las cargas máximas que se pueden presentar en el avión y que obviamente del factor de carga que presente dependerá el peso que éste genere.

2.2.3 Cargas límite y cargas de diseño.

Existe con gran frecuencia una confusión entre lo que representan las cargas límite o máximas con respecto al valor de las cargas de diseño, es por ello que a continuación se detalla brevemente cual es el significado de cada una de ellas.

Las cargas límite representan las cargas máximas que se esperan en la aeronave durante su tiempo de vida de servicio. La estructura debe ser capaz de soportar las cargas límite sin sufrir gran cantidad de deformaciones permanentes. Es decir no afectan su operación segura.

Las cargas de diseño simplemente son las cargas límite multiplicadas por un factor de seguridad, el cuál se debe a:

- Las aproximaciones involucradas en la teoría aerodinámica y la teoría de análisis de esfuerzos estructurales.
- La variación en las propiedades físicas de los materiales.
- La variación en la fabricación e inspección.

2.2.4 Peso y balance de un cuerpo.

Para determinar el centro de gravedad C.G. en general, debemos primero definirlo claramente y para ello solo podemos decir que es el punto de aplicación de la resultante de todas las fuerzas de gravedad que actúan sobre las distintas masas materiales de un cuerpo.

La localización del C.G. se expresa en unidades de longitud, a lo largo de los tres ejes (X, Y, y Z). Estas son los tres componentes del vector distancia desde el origen del sistema de coordenadas hasta la posición del C.G. El C.G. de masas compuestas se calcula a partir de los momentos tomados alrededor del origen.

La dimensión de los momentos es, típicamente, "fuerza por distancia", es por ello que la magnitud de los pesos multiplicados por las distancias de su ubicación nos generan los valores de momentos que se presentan por el efecto del peso.

Para el caso de una aeronave con un ala rectangular, es obvio que la cuerda es la misma desde la raíz a la punta, así que para efectos prácticos se suele considerar la posición adecuada del C.G. al 30 % de la cuerda media aerodinámica a partir del borde de ataque. Una vez localizado el punto se hace desde él una perpendicular al eje longitudinal del avión y ahí estará localizado el centro de gravedad.

El centro de gravedad y su localización es importante debido a las siguientes consideraciones y efectos que pueden presentarse debido a su posición:

1. Una desbalanceada distribución del peso puede generar graves consecuencias incluso aunque la cantidad de peso se conserve dentro de los límites.

2. Este punto es también el centro de equilibrio y balance alrededor del cual gira el avión.
3. La posición del centro de gravedad varía lateral y longitudinalmente de acuerdo a la distribución del peso. Los límites a esta posición están calculados por el diseñador, y a su vez se proporcionan a los compradores en el manual del avión.
4. La importancia del centro de gravedad proviene de su influencia en la estabilidad y seguridad del avión.
5. Si la localización del C.G. está fuera de los límites impuestos, el avión puede ser inestable y por ende incontrolable.
6. Por practicidad, solo se hace referencia a la posición del C.G. respecto al eje longitudinal (C.G. retrasado o adelantado).
7. Una posición del C.G. por detrás del límite posterior, que corresponde a peso máximo, hace al avión pesado de cola.
8. El centro de gravedad retrasado puede producir: tendencia a rotar anticipadamente en el despegue; dificultad para mantener el mejor ángulo o la mejor velocidad de ascenso.

Las fuerzas de inercia resistivas debidas al peso de los sistemas de la aeronave y el peso muerto del cuerpo de la misma juegan un papel importante en el análisis de carga. Cuando la aerodinámica inicial, la disposición y arreglo de avión son diseñados, es necesario contar con la estimación del peso completo, y a su vez la realización del balance de todos los pesos.

De tal manera resulta importante para el diseñador de una aeronave determinar cual es la magnitud de peso de cada uno de los sistemas que conformarán su aeronave ya que debido a ello se conocerá de manera certera y precisa la posición del centro de gravedad de la aeronave en cuestión, el cual es un punto muy importante para la determinación de las características de vuelo.

Antes de pasar a la parte de cálculo resulta favorable familiarizarse con algunos términos que son necesarios para la comprensión y estudio del centro de gravedad de una aeronave.

PESO VACIO. Es el peso del avión incluyendo el equipamiento fijo, el combustible en líneas y la cantidad de aceite y líquido hidráulico máximos para tener al avión totalmente operativo.

DATUM. Es el plano vertical imaginario a partir del cual se miden todas las distancias a efectos de balance y determinación del centro de gravedad. (Para nuestro caso fue elegido por el grupo de diseño de este documento).

BRAZO. Es la distancia horizontal existente desde el datum hasta un elemento.

BRAZO AL C.G. Distancia horizontal desde el datum hasta el centro de gravedad.

LIMITES DEL C.G. Son las distancias límite de la posición del C.G. dentro de los cuales un avión con un peso determinado puede volar con seguridad. Se suelen expresar en pulgadas a partir del datum.

2.2.5 Cálculo del peso vacío de la aeronave.

A continuación se presentan las formulas para estimar el peso que genera cada sistema del avión utilitario cuatriplaza que se diseña a lo largo de este documento, los cálculos realizados son aproximaciones muy cercanas basadas en estudios realizados y formulas obtenidas de manera experimental, la referencia de las mismas se encuentra en la bibliografía de este documento, de acuerdo a ello la suma de todos los pesos nos dará como resultado el peso vacío de la aeronave.

Para calcular el peso del ala tenemos la siguiente fórmula:

$$W_t = 96.948 \left[\left(\frac{W_{TO}}{10^5} \right)^{0.65} \left(\frac{AR}{\cos \Delta_{1/4}} \right)^{0.57} \left(\frac{S_w}{100} \right)^{0.61} \left(\frac{1 + \lambda}{2(t/c)} \right)^{0.36} \left(1 + \frac{Ve}{500} \right)^{0.5} \right]^{0.993}$$

Para calcular el peso del fuselaje tenemos la siguiente fórmula:

$$W_t = 200 \left[\left(\frac{W_{TO} N}{10^5} \right)^{0.286} \left(\frac{L_F}{10} \right)^{0.857} \left(\frac{W + H}{10} \right) \left(\frac{Ve}{100} \right)^{0.338} \right]^{1.1}$$

Para calcular el peso del empenaje horizontal tenemos la siguiente fórmula:

$$W_t = 127 \left[\left(\frac{W_{TO} N}{10^5} \right)^{0.87} \left(\frac{S_{HT}}{100} \right)^{1.2} \left(\frac{L_{HT}}{10} \right)^{0.483} \left(\frac{b_H}{t_{HT}} \right)^{0.5} \right]^{0.458}$$

Para calcular el peso del empenaje vertical tenemos la siguiente fórmula:

$$W_t = 98.5 \left[\left(\frac{W_{TO} N}{10^5} \right)^{0.87} \left(\frac{S_{VT}}{100} \right)^{1.2} \left(\frac{b_V}{t_{VT}} \right)^{0.5} \right]$$

Para calcular el peso del tren de aterrizaje tenemos la siguiente fórmula:

$$W_t = 0.054(L_{LG})^{0.501}(W_{LAND}N_{LAND})^{0.684}$$

Para calcular el peso del sistema de propulsión tenemos la siguiente fórmula:

$$W_t = 2.575(W_{ENG})^{0.922}(N_E)$$

Para calcular el peso del sistema de combustible tenemos la siguiente fórmula:

$$W_t = 2.49 \left[(F_G)^{0.6} \left(\frac{1}{1 + Int} \right)^{0.3} (N_T)^{0.2} (N_E)^{0.13} \right]^{1.21}$$

Para calcular el peso de las superficies de control tenemos la siguiente fórmula:

$$W_t = 1.066(W_{TO})^{0.626}$$

Para calcular el peso del sistema eléctrico tenemos la siguiente fórmula:

$$W_{TO} = 426 \left[\frac{W_{FS} + W_{TRON}}{1000} \right]^{0.51}$$

Para calcular el peso de mueblería tenemos la siguiente fórmula:

$$W_{AS} = 11.17 * N$$

Para calcular el peso de misceláneos tenemos la siguiente fórmula:

$$W_t = 0.771(W_{TO} \times 10^{-3})$$

Para calcular el peso del sistema de control de vuelo tenemos la siguiente fórmula:

$$W_t = N_{PL} [15 + 0.032(W_{TO} \times 10^{-3})]$$

Para calcular el peso de indicadores de motor tenemos la siguiente fórmula:

$$W_t = N_E [7.4 + 0.046(W_{TO} \times 10^{-3})]$$

Para calcular el peso de sistema de encendido tenemos la siguiente fórmula:

$$W_t = 50.38 [N_E (W_{TO} \times 10^{-3})]^{0.459}$$

Para calcular el peso de control de la hélice tenemos la siguiente fórmula:

$$W_t = [4.552(N_{BL})^{0.379} (N_p d_p HP \times 10^{-3})^{0.759}]$$

Una vez realizada la estimación de los pesos de cada sistema de nuestra aeronave, los resultados se presentan en la tabla 2.1:

WT(FUSELAJE)	TOTAL=	309,1987301	lbs
WT(ALA)	TOTAL=	319,2956677	lbs
W(EMPENAJE HOR)	TOTAL=	42,34814035	lbs
W(EMPENAJE VERTICAL)	TOTAL=	16,56985247	lbs
W (TREN DE ATERRIZAJE)	TOTAL=	162,4129257	lbs
W(SISTEMA DE PROPULSION)	TOTAL=	843,9552524	lbs
W(SISTEMA DE COMBUSTIBLE)	TOTAL=	5,902986755	lbs
W(SUPERFICIES DE CONTROL)	TOTAL=	133,7283423	lbs
W(SISTEMA ELECTRICO)	TOTAL=	31,092577	lbs
W(MOBILIARIO)	TOTAL	46,88	lbs
W(MISCELANEO)	TOTAL=	1,73475	lbs
W(INSTRUMENTOS DEL MOTOR)	TOTAL=	7,5035	lbs
W(INSTRUMENTOS DE VUELO)	TOTAL=	30,144	lbs
W(SISTEMA DE ENCENDIDO)	TOTAL=	37,80702889	lbs
W(HELICE)	TOTAL=	88,7418188	lbs
W(CONTROLES DE LA HELICE)	TOTAL=	12,26603951	lbs

Tabla 2.1 Pesos de los sistemas en la aeronave.

Posteriormente a los cálculos pertinentes y realizando la sumatoria de los pesos de cada sistema determinamos que el peso vacío de la aeronave será de:

$$W_{\text{vacío}} = 2151,11 \text{ lbs}$$

2.2.6 Distribución de peso en la aeronave.

Una vez contando con los pesos anteriores se procede a realizar una distribución de pesos a lo largo de las estaciones de diseño. Para nuestro caso se selecciona una cantidad de 10 estaciones las cuales son equidistantes a 2.678 pies y que se miden a partir del datum del avión localizado a 1.546 pies de la punta del mismo (exactamente atrás de la hélice).

Existen ciertos componentes o sistemas que por sus características propias necesitaron solamente una distribución de pesos en las estaciones entre las cuales estaban localizados, por otra parte existen algunos sistemas como el fuselaje que requirió de una distribución a lo largo de todas las estaciones, lo anterior puede observarse con mayor detalle en la tabla 2.2.

Una vez realizada la distribución lo que sigue es determinar la suma de todos los pesos actuantes por estación, con esos valores ya es posible determinar los momentos que actuaran en el avión con respecto al datum.

Únicamente lo que se necesita para obtener el valor de los momentos es multiplicar el peso actuante en cada estación y multiplicarlo por su correspondiente brazo de palanca respecto al datum.

Con estos valores se realiza una sumatoria para conocer el valor del momento total que actúa en la aeronave por acción del peso.

Finalmente ese valor se divide entre el peso vacío de la aeronave y con ello obtenemos un parámetro de la posición del centro de gravedad para la condición de peso vacío tal como se puede observar en la tabla 2.3.

DISTRIBUCION DE PESO.											
DISTANCIA AL DATUM (FT)		0		2,678		5,357		8,0357		10,713	
		ESTAC 1		ESTAC 2		ESTAC 3		ESTAC 4		ESTAC 5	
NOMBRE	PESO	w	z	w	z	w	Z	w	z	w	z
WT(FUSELAJE)	351,19873	0,06	0,083333	40	-0,33333	78	-0,25	86	0,666666	52,1987	0,5
WT(ALA)	319,295668					70	1,99	160	1,99	49,295668	1,99
W(EMPENAJE HOR)	42,3481404										
W(EMPENAJE VERTICAL)	18,3898525										
W (TREN DE ATERRIZAJE)	180,122926			36,02458	-3,74	9,00614629	-3,74	135,092194	-3,74		
W(SISTEMA DE PROPULSION)	843,955252	253,18657	0	590,7686	0						
W(SISTEMA DE COMBUSTIBLE)	5,90298676			2,361194	1,9	3,54179205	1,9				
W(SUPERFICIES DE CONTROL)	133,728342									93,609839	1,57
W(SISTEMA ELECTRICO)	31,092577			9,327773	-0,8	21,7648039	-0,8				
W(MOBILIARIO)	46,88							23,44	-1,2	23,44	-1,2
W(MISCELANEO)	1,73475							0,6939	1,2	1,04085	1,2
W(INSTRUMENTOS DEL MOTOR)	7,5035	5,627625	0	1,875875	0						
W(INSTRUMENTOS DE VUELO)	30,144			3,0144	0	27,1296	0				
W(SISTEMA DE ENCENDIDO)	37,8070289	3,7807028	0	34,02632	0						
W(HELICE)	88,7418188	88,741818	8								
W(CONTROLES DE LA HELICE)	12,2660395	0		8,586227	0	3,67981185	0				
TOTAL	2151,11161	351,39672	1,42289E-05	725,9850	-0,20805	213,122154	0,3539	405,226094	-0,3869612	219,58505	1,1124900
MOMENTOS EN X		0		1944,1879		1141,69538		3256,27533		2352,41472	
MOMENTOS EN Z		0,005		-151,04123		75,4345747		-156,806793		244,286198	

Tabla 2.2 Distribución de pesos en cada estación.

DISTRIBUCION DE PESO.											
DISTANCIA AL DATUM (FT)		13,391		16,069		18,747		21,425		24,11	
		ESTAC 6		ESTAC 7		ESTAC 8		ESTAC 9		ESTAC 10	
NOMBRE	PESO	w	z	w	z	w	z	w	z	w	z
WT(FUSELAJE)	351,19873	50	0,083333333	10	0,083333333	10	0,083333333	6	0,041666667	0	0
WT(ALA)	319,295668										
W(EMPENAJE HOR)	42,3481404					10	-0,34	28	-0,34	4,348	-0,34
W(EMPENAJE VERTICAL)	18,3898525					4	1,64	11,5	1,64	2,8898	1,64
W (TREN DE ATERRIZAJE)	180,122926										
W(SISTEMA DE PROPULSION)	843,955252										
W(SISTEMA DE COMBUSTIBLE)	5,90298676										
W(SUPERFICIES DE CONTROL)	133,728342	80,23700538	1,57								
W(SISTEMA ELECTRICO)	31,092577										
W(MOBILIARIO)	46,88										
W(MISCELANEO)	1,73475										
W(INSTRUMENTOS DEL MOTOR)	7,5035										
W(INSTRUMENTOS DE VUELO)	30,144										
W(SISTEMA DE ENCENDIDO)	37,8070289										
W(HELICE)	88,7418188										
W(CONTROLES DE LA HELICE)	12,2660395										
TOTAL	2151,11161	130,2370054	0,999245681	10	0,083333333	24	0,16638889	45,5	0,21076923	7,2378	0,45054464
MOMENTOS EN X		1744,003739		160,69		449,928		974,8375		174,503358	
MOMENTOS EN Z		130,1387651		0,833333333		3,993333333		9,59		3,260952	

Continuación Tabla 2.2 Distribución de pesos en cada estación.

POSICION DEL C.G. CON PESO VACIO			
SUMATORIA DE MOMENTOS EN X		12198,53601	
SUMATORIA DE MOMENTOS EN Z		159,6941324	
POSICION DEL CG EN X		5,670805709	fts
POSICION DEL CG EN Z		0,074237957	fts
POSICION DEL CG EN X		68,04966851	in
POSICION DEL CG EN Z		0,89085549	in

Tabla 2.3 Posición del C.G. para peso vacío.

POSICION DEL CG CON PESO MAXIMO						
		PESO (lb)	BRAZO X(ft)	MOMENTO	BRAZO Z(ft)	MOMENTO(lb.ft)
PESO VACIO		2151,11161	5,670805709	12198,536	0,07	150,577813
TRIPULACION Y PASAJEROS		800	8,73	6984	-2	-1600
COMBUSTIBLE 89 GAL		527,87	13	6862,31	1,99	1050,4613
EQUIPAJE Y CARGA DE PAGA		321	12,7	4076,7	-1,8	-577,8
	TOTAL	3799,98161	40,10080571	30121,546		-976,760887
	POSICION DEL CG EN X		7,926760993	fts		
	POSICION DEL CG EN Z		-0,257043583	fts		
	POSICION DEL CG EN X		95,12113191	in		
	POSICION DEL CG EN Z		-3,084522993	in		

Tabla 2.4 Posición del C.G. para peso máximo.

De igual manera ahora para la condición de peso máximo de la aeronave se determinan los valores de peso para los tripulantes, pasajeros, combustible y además el equipaje o carga de paga, tal como se puede observar en la página 2.4.

Y de acuerdo a la misma tabla podemos observar que la posición del centro de gravedad está a 95.12 in respecto a nuestro datum dado.

A manera de comprobación podemos denotar que nuestro valor de la posición del centro de gravedad para carga máxima al despegue se encuentra dentro de los valores límites posibles de la localización del mismo para una aeronave de estas características, el cual va del 15 al 30 por ciento de la cuerda media aerodinámica.

2.3 Envolvente de vuelo

Todos los aviones, con anterioridad a su certificación de tipo deben probar que soportan las cargas aerodinámicas previstas por cálculo, a cualquier altitud y velocidad de vuelo, dentro de su campo operacional.

La forma práctica de cumplir este requisito consiste en representar gráficamente el factor de carga n en función de la velocidad del aire.

De ahí que la envolvente de vuelo consista en la representación de las cargas a las que es sometida la aeronave con respecto a la velocidad para distintas condiciones de vuelo.

Como ya se mencionó, las cargas que se consideran para realizar esta grafica son las llamadas *cargas aerodinámicas*, por lo tanto, este diagrama se divide a su vez en: diagrama de maniobra y; diagrama de ráfaga.

2.3.1 Diagrama de maniobra

La velocidad del aire que interviene normalmente en la representación gráfica es la velocidad equivalente (EAS), ya que EAS es independiente de la altitud.

Todas las velocidades que aparecen en el diagrama de maniobra son utilizadas por los diseñadores para efectuar los cálculos estructurales del avión, de ahí el nombre de velocidades de cálculo o de diseño.

Con fines ilustrativos, la figura 2.2 muestra el diagrama típico de maniobra para un avión comercial. Los argumentos que se citan aquí para el avión comercial se pueden extender a otras categorías de empleo, con los valores adecuados.

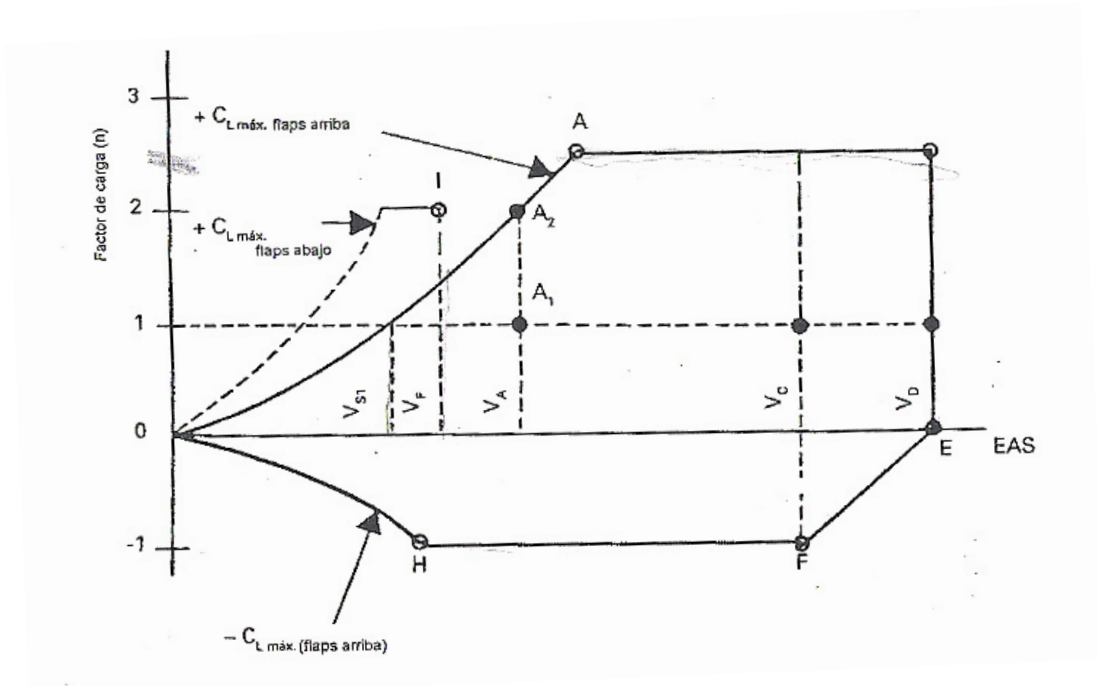


Fig. 2.2 Diagrama de maniobra para un avión comercial

El diagrama está dividido por el eje horizontal de la velocidad del aire (EAS) en dos semiplanos: el superior, que corresponde a los factores de carga positivos, y el inferior que corresponde a los negativos.

2.3.1.1 Trazo del diagrama de maniobra

Basándonos en la figura 2.2 explicaremos el procedimiento seguido para el trazo de este diagrama.

- La línea OA representa el factor de carga n correspondiente a la condición de coeficiente de sustentación máximo ($C_{L_{\max}}$) positivo. Corresponde a la situación de flaps arriba. Por consiguiente, la línea parabólica OA es la frontera de vuelo del avión, pues a la izquierda de esta línea la aeronave se encuentra pérdida.

Esta parte de la grafica se obtiene mediante la función:

$$\eta = \left(\frac{V}{V_s} \right)^2$$

Donde:

n = Factor de carga

V_s = Velocidad de desplome

V = Velocidad equivalente del avión

La velocidad de desplome se obtiene mediante la siguiente formula:

$$V_s = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{N_{\max}}}} \quad \text{Ec 2.1}$$

Donde:

W = Peso máximo de despegue del avión= 3800 lbs

ρ = Densidad del aire = 0.00237 slug/ft³

S = Superficie alar= 182.5 ft²

$C_{N_{\max}}$ = Coeficiente normal máximo del avión= 1.38

Sustituyendo en la ecuación los valores correspondientes tenemos que:

$$V_s = \sqrt{\frac{2(3800)}{(0.00237)(182.5)(1.38)}} = 112.84 \text{ ft / s} = 66.78 \text{ knots}$$

Entonces la ecuación simplificada para encontrar el factor de carga para este caso es:

$$\eta = \frac{V^2}{44.59.6}$$

Donde solamente es necesario sustituir los diferentes valores de velocidad hasta donde n sea igual a 4.4.¹

Nota: Para encontrar la curva OH (frontera de la entrada en pérdida con sustentación negativa) es necesario tomar el coeficiente normal mínimo en lugar de $C_{N \text{ max}}$ para la velocidad de desplome.

- En vuelo nivelado, sin aceleración, el factor de carga es $n = 1$.
- El punto A representa el máximo coeficiente de sustentación que se puede alcanzar sin sobrepasar el factor máximo de carga. Este punto tiene cierta importancia estructural, dado que el plano sustentador puede estar sujeto a esfuerzos dirigidos hacia adelante; en esta condición aparece una componente de fuerza en la dirección de vuelo. Véase la Fig. 2.3 como ejemplo ilustrativo.

1. Valor definido en el FAR 23 para la categoría de aviones utilitarios.

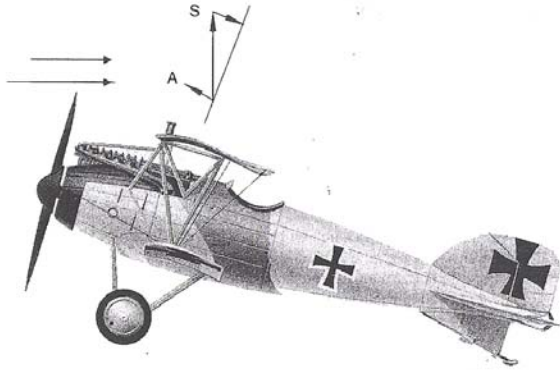


Fig. 2.3 Descomposición de la fuerza de sustentación para la condición de $C_{L\max}$

- Las velocidades de cálculo se identifican en el eje horizontal del Diagrama $V-n$, de la forma siguiente: velocidad de pérdida sin flaps (V_S), velocidad de maniobra (V_A), velocidad de cálculo de crucero (V_C) y velocidad máxima (V_D).
- La velocidad de maniobra es la máxima admisible para un desplazamiento total de las superficies de control.
- La normativa vigente impone ciertos requisitos sobre el valor de estas velocidades.

A continuación se muestra el diagrama de maniobra realizado para el avión de este proyecto.

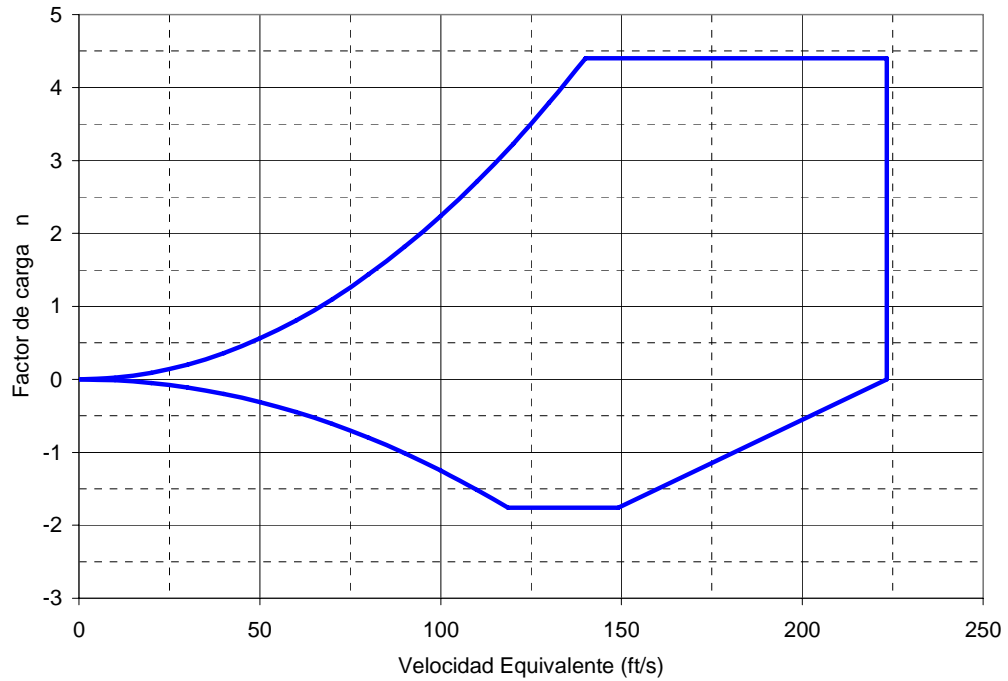


Fig. 2.4 Diagrama de maniobra

2.3.2 Diagrama de ráfaga

Desde el punto de vista físico la ráfaga de aire tiene el efecto de variar el ángulo de ataque del avión. La situación se explica gráficamente en la figura 2.5.



Fig. 2.5 Condición de ráfaga

La velocidad del aire se compone geoméricamente con la velocidad de intensidad de la ráfaga. El resultado es un incremento absoluto del ángulo de ataque α .

A este incremento del ángulo de ataque corresponde, igualmente, un incremento de la sustentación en valor absoluto, de valor ΔL . Por tanto, la aceleración que experimenta el avión en la dirección de la ráfaga es: $\Delta n = \Delta L/W$, donde W es el peso del avión.

El avión entra en la ráfaga de forma gradual. Por ello la normativa aeronáutica establece relaciones matemáticas que tienen en cuenta las circunstancias operacionales comunes de entrada del avión en turbulencia.

Así se admite que el avión vuela con un factor de carga $n = 1$ en vuelo nivelado y que se somete a cargas simétricas inducidas por la ráfaga. Los códigos señalan la forma matemática que se debe aplicar en cada caso, los cuales se presenta en el siguiente apartado.

2.3.2.1 Trazo del diagrama de ráfaga

Confines ilustrativos, la figura 2.5 es aplicable a un avión comercial y muestra el diagrama de ráfaga.

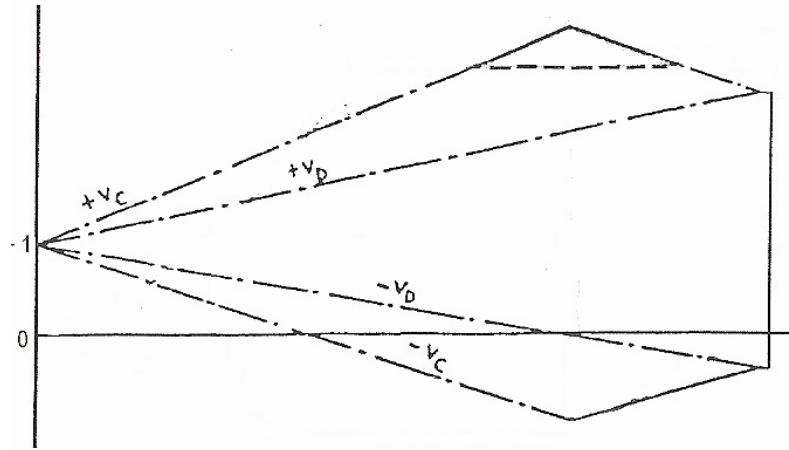


Fig. 2.6 Diagrama de ráfaga para un avión comercial

Como se puede observar en la figura anterior, el diagrama de ráfaga esta compuesto de líneas rectas. Por lo tanto para el trazo de cada una solo son necesarios dos puntos. Para las líneas tanto de velocidad crucero como velocidad de picada, el primer punto corresponde a:

$$n = 1$$

$$V = 0$$

Para obtener la coordenada en el eje de las abscisas (factor de carga) del segundo punto de cada una de estas líneas se aplica la siguiente fórmula:

$$\eta = 1 \pm \frac{Kg U_{de} Va}{498(W/S)}$$

Donde:

$$Kg = 0.88 \mu - g / 5.3 + \text{micro-g} = 0.686$$

$$\mu - g = 2(W/S) / (\rho C a g) = 18.743 = \text{Relación de masa del avión}$$

$U_{de} =$

- 50 ft/s para la velocidad de crucero del avión, tanto positivas como negativas, desde el nivel del mar hasta 20.000 pies.
- 25 ft/s para la velocidad de crucero del avión, tanto positivas como negativas, desde el nivel del mar hasta 20.000 pies.

$\rho =$ Densidad del aire = 0.00237 slug/ft³

$W/S =$ carga alar = 20.821 lb/ft²

$C =$ Cuerda media geométrica = 4.965 ft

$g =$ Aceleración debido a gravedad = 32.16 ft/s²

$V =$ velocidad equivalente del avión (nudos). VC o VD según sea el caso.

$a =$ Pendiente de la curva de coeficiente de fuerza normal del avión por radian = 5.87

Las rectas de la parte positiva se obtienen con el signo positivo en la formula anterior. Para las líneas de la parte inferior se toma el signo negativo.

Por ultimo solo es necesario unir los extremos de las dos líneas, tanto de las que se encuentran en la parte positiva como las de la parte negativa.

A continuación se muestra el diagrama de ráfaga realizado para el avión de este proyecto.

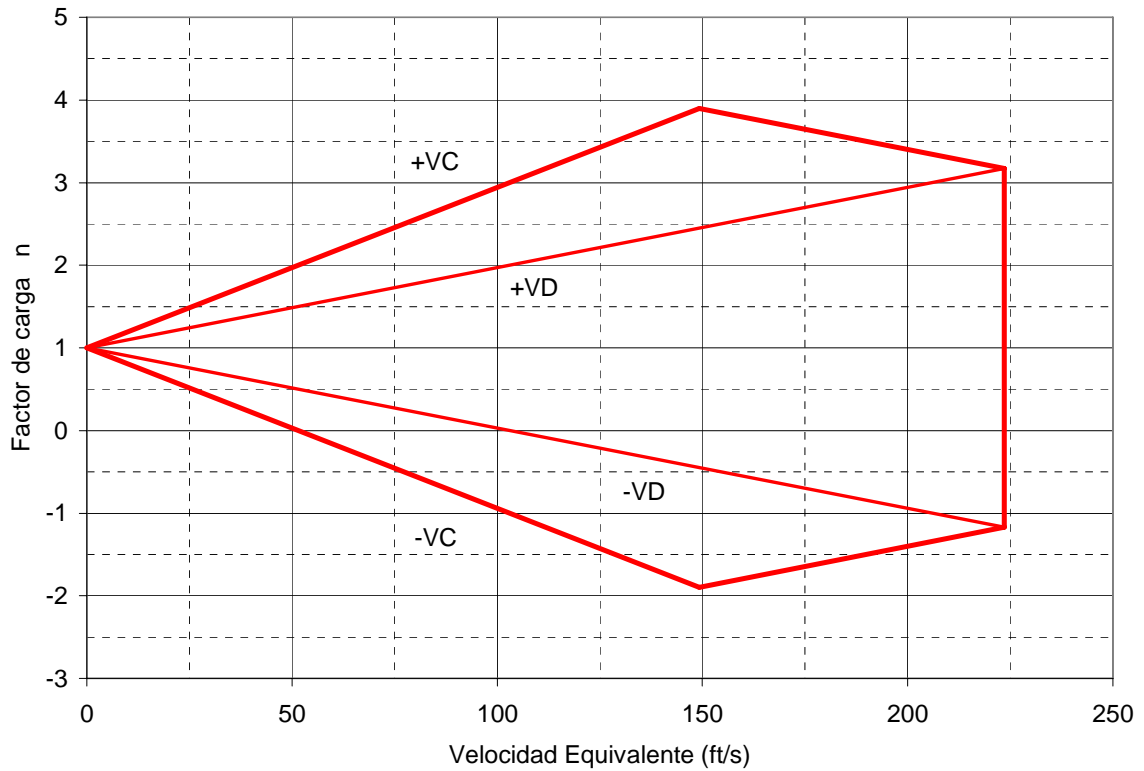


Fig. 2.7 Diagrama de ráfaga

Los datos utilizados para la construcción de este diagrama son:

- Línea +VC

Factor de carga	Velocidad (knots)
1	0
3.897	149.2

- Línea +VD

Factor de carga	Velocidad (ft/s)
1	0
3.17	223.5

- Línea -VC

Factor de carga	Velocidad (ft/s)
1	0
-1.897	149.2

- Línea -VD

Factor de carga	Velocidad (ft/s)
1	0
-1.17	223.5

2.3.3 Envoltente de vuelo del avión

En la siguiente figura se muestra el diagrama completo correspondiente a la envoltente de vuelo del avión del proyecto.

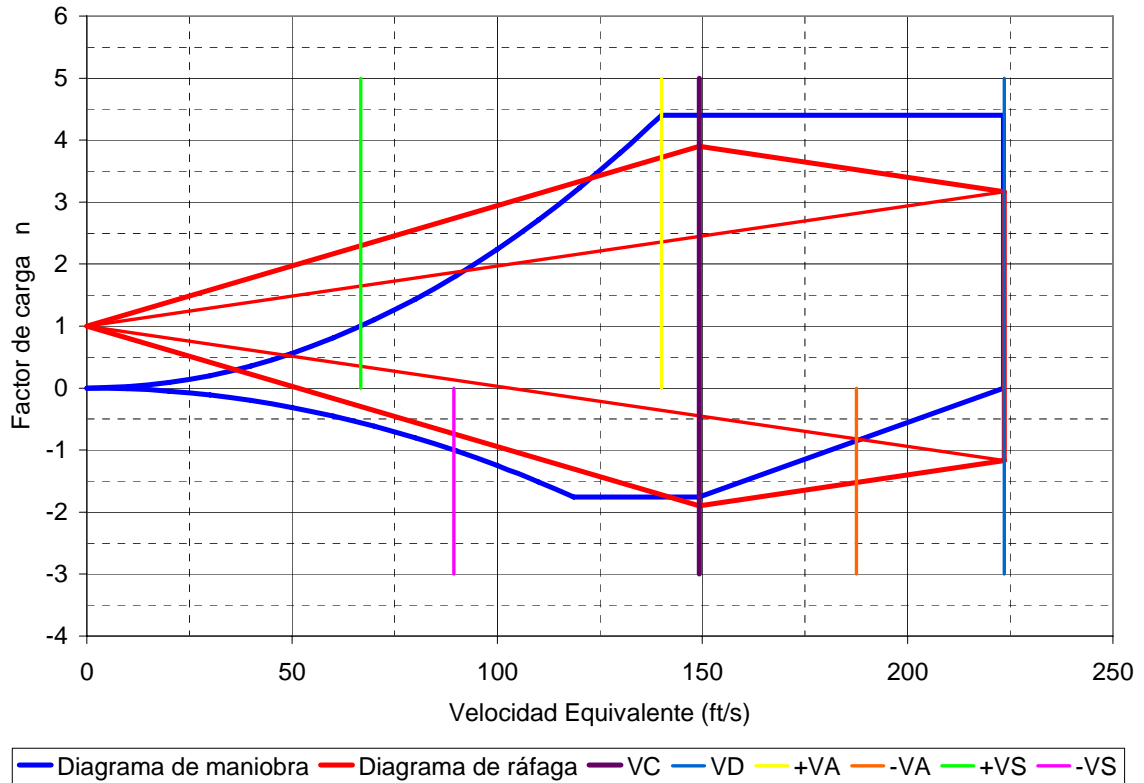


Fig. 2.8 Envoltente de vuelo

2.4 Condición de carga de aterrizaje

Antes de realizar cualquier introducción a éste tema es importante recalcar que para éste estudio realizado solamente se tomó en

consideración la condición de aterrizaje nivelado, que para un tren de nariz equivale a un aterrizaje en tres puntos.

2.4.1 Función del tren de aterrizaje en las aeronaves.

Existen fundamentalmente cinco razones por las cuales se incorpora un sistema de aterrizaje en las aeronaves, y generalmente su diseño se realiza con el fin de cubrir con todas ellas:

- 1.- Absorber los impactos al momento del aterrizaje.
- 2.- Permitir las maniobras en tierra.
- 3.- Proveer de frenado al avión.
- 4.- Proteger la superficie del suelo.
- 5.- Permitir el remolque del avión.

En fin, la principal de todas ellas y sobre la cual se realiza el cálculo de este tipo de estructuras es absorción y resistencia de las cargas de aterrizaje, y de ésta manera podemos nosotros determinar el valor de las cargas que son transmitidas a la estructura de la aeronave.

Como ya se ha analizado con anterioridad dentro del presente reporte, la magnitud de las cargas depende del tipo de avión al igual que de la misión que realiza el mismo.

En el diseño del tren de aterrizaje intervienen tres tipos de cargas las cuales son:

- 1.- Cargas verticales, causadas por velocidades de aterrizaje mayor a cero y carreteo sobre superficies con pequeñas irregularidades.
- 2.- Cargas longitudinales, causadas primariamente por cargas al momento de giro, cargas por frenado y cargas de fricción al momento de rodaje.

3.-Cargas laterales, causadas por desalineamiento de la aeronave con la pista, rodaje con viento cruzado y vueltas en tierra.

2.4.2 Cargas verticales en el tren de aterrizaje.

La magnitud de la carga vertical en el tren de aterrizaje depende de la velocidad de aterrizaje, las velocidades de aterrizaje, son de acuerdo a las normas establecidas las siguientes:

FAR 23:

$$W_t = 4.4 (W/S)^{1/4}$$

Nota: no debe ser menor a siete ni tampoco mayor que diez pies por segundo.

FAR 25:

$$W_t = 12 \text{ fps}$$

USAF:

$$W_t = 10 \text{ fps,}$$

Pero para entrenadores se debe utilizar de 13 fps.

USN:

$$W_t = 10 \text{ fps, para aeronaves de transporte}$$

Como ya se planteo desde el inicio de éste proyecto se realizará el cálculo para una configuración de aeronave utilitaria la cual entra a la reglamentación del FAR 23.

Por lo tanto se realizara el cálculo y posteriormente se comparará con los rangos establecidos y dependiendo de ello se ajustara al valor que resulte conveniente.

2.4.3 Cargas longitudinales y laterales.

Además de las cargas verticales que son las más lógicas que se presenten debido al peso del avión, existen cargas longitudinales y verticales como ya se ha mencionado; para contrarrestar el efecto de las mismas y asegurar la resistencia del tren de aterrizaje se acostumbra utilizar tirantes tanto de forma longitudinal como lateral a los cuales se les llama comúnmente tirantes de arrastre y lateral respectivamente.

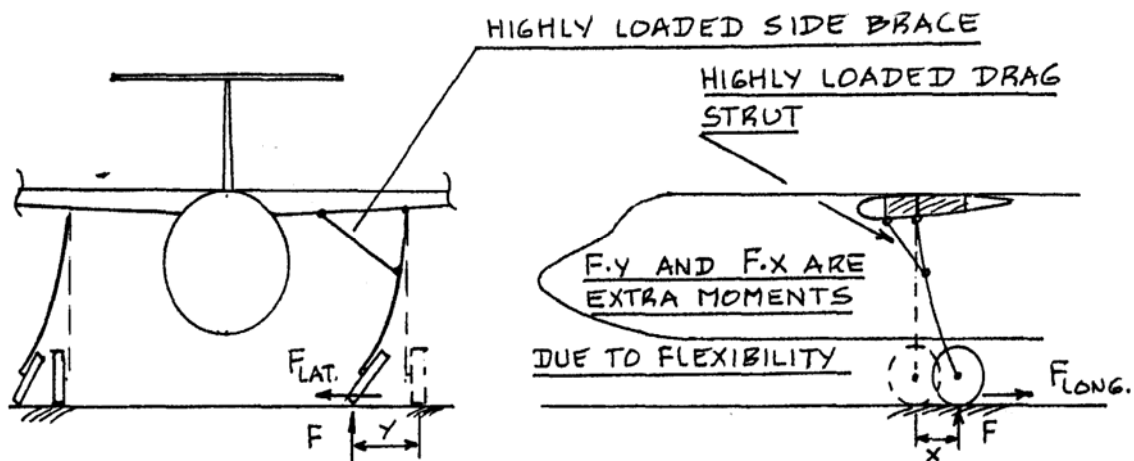
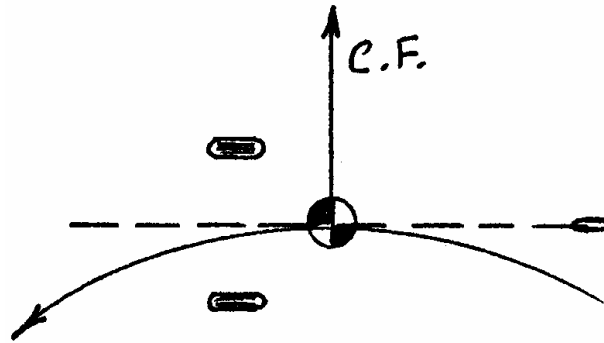


Figura 2.9. Carga lateral y longitudinal en el tren de aterrizaje.

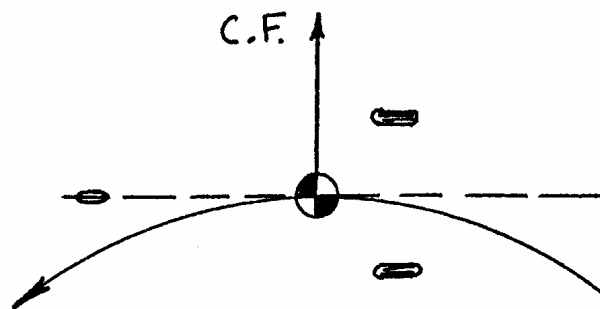
2.4.4 Convenientes de utilizar un tren de nariz.

Como ya se menciona el tipo de tren de aterrizaje depende ampliamente de la misión que va a desempeñar la aeronave, no obstante ha llegado a ser el tipo de tren triciclo el de mayor uso debido a ciertas razones las cuales se enlistan a continuación:

1. Buena visibilidad sobre la nariz en operaciones en tierra.
2. Estabilidad al tomar una curva.
3. Buenas características de dirección.
4. El piso de la aeronave esta nivelado, lo cual es importante para transporte de carga y pasajeros.



a) Al tomar una curva la reacción es desestabilizadora.



b) Al tomar una curva la reacción es estabilizadora.

Figura 2.10 Estabilidad en trenes de aterrizaje: a) tipo patín de cola, b) tipo triciclo.

2.4.5 Cálculo de las fuerzas que actúan en el tren de nariz.

Para el cálculo de las fuerzas que actúan al momento del aterrizaje debemos tomar en cuenta ciertas condiciones especificadas de la parte 23.473 – 23.499 del FAR.

Para iniciar con el cálculo sabemos que debemos utilizar la ecuación:

$$W_t = 4.4 (W/S)^{1/4}$$

Debido a que nuestra aeronave ha sido configurada bajo la reglamentación establecida por FAR 23. De esta manera obtenemos que la velocidad de aterrizaje para el avión en cuestión es de:

$$W_t = 9.4 \text{ fps}$$

Lo cual de cierta manera se ajusta perfectamente dentro de los rangos propuestos por FAA en cuanto a velocidad de aterrizaje, claro para esta categoría de aviones.

Para el peso de diseño de aterrizaje de acuerdo a la misma normatividad, es importante conocer que la consideración que se tomo aquí es:

El peso de diseño de aterrizaje deberá ser igual al peso máximo de diseño menos el 25 por ciento del peso del combustible. Por lo tanto de acuerdo a los siguientes datos se podrá conocer su valor:

$$W = 3800 \text{ lbs}$$

$$W_{\text{COMB}} = 528 \text{ lbs}$$

De acuerdo a lo anterior podemos establecer nuestro peso de aterrizaje como:

$$W_{\text{land}} = 3668 \text{ lbs}$$

Por otra parte cabe mencionar que se necesitan ciertos valores para el cálculo como lo son:

La constante "k" es proporcional y depende del peso de la propia aeronave y a su vez los valores generalizados son:

$K = 0.25$ -----para aeronaves de $W = 3000$ lb o menos.

$K = 0.33$ -----para aeronaves de $W = 6000$ lb o mas.

Y se puede obtener un valor preciso de "k" ya que éste valor varia de manera lineal entre uno y otro rango entonces de acuerdo al peso de aterrizaje de la aeronave tenemos que:

$$K = 0.2678$$

"L" es el valor de la fuerza de levantamiento del ala de la aeronave, pero no debe ser mayor de 0.667, lo cual es definido de acuerdo a FAR. Y resulta conveniente para nuestro caso utilizar el valor máximo de éste debido a que cubre todos los casos posibles de factor de carga para el aterrizaje.

Por lo tanto:

$$L=0.667$$

Otro valor a determinar es "n", el cual es el factor de carga limite de inercia en el C.G. de la aeronave, que se calcula para cuando el aeroplano aterrice con una velocidad W_t de acuerdo a la siguiente formula:

$$n = (W_t)^2 / 2gh$$

Donde h es la altura de caída libre y que no debe ser menor de 9.2 pulgadas y tampoco superior a 18.7 pulgadas, por lo tanto se puede calcular fácilmente como sigue:

$$h \text{ [pulgadas]} = 3.6 (W/S)$$
$$h = 16.68 \text{ pulgadas} = 1.39 \text{ pies}$$

Ahora ya es posible determinar el valor del factor de carga n:

$$n = \frac{(9.4 \text{ ft} / \text{s})^2}{2 * 32.2 \text{ ft} / \text{s}^2 * 1.39 \text{ ft}} = 0.9855$$

Ya que ningún factor de carga limite vertical puede ser menor de 2.67 para cuestiones de diseño entonces tomaremos tal valor:

$$n = 2.670$$

Para obtener el peso en el tren de aterrizaje, tenemos que representar la componente vertical en el CG.

$$n W_{\text{land}} = (2.67)(3668.01 \text{ lb})$$
$$n W_{\text{land}} = 9793.5 \text{ lb}$$

Como ya se planteo, por ser un aterrizaje nivelado el caso de nuestro estudio, el valor de la fuerza de alguna componente lateral es nulo.

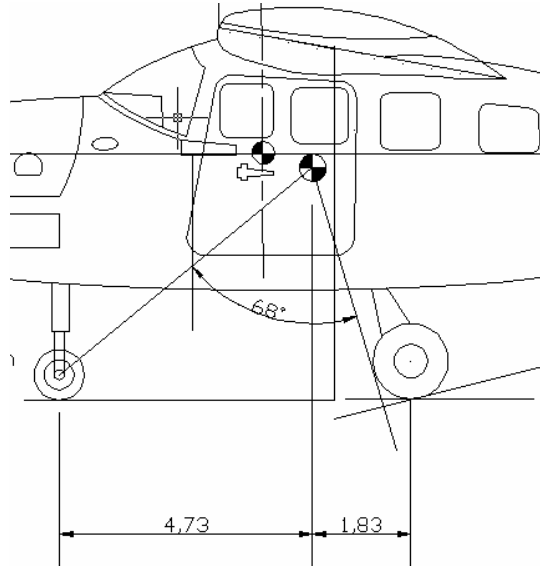


Figura 2.11 distancias entre C.G y trenes principal y de nariz.

De manera simple se obtienen los valores de carga tanto en las ruedas principales como en el tren de nariz, si denotamos a la distancia del tren de aterrizaje principal al de nariz como "d", al tramo del tren de aterrizaje principal al centro de gravedad como "a₁" y finalmente al tramo "b₁" igual a la expresión (d-a), como se muestra a continuación:

$$V_p = (n-L) W_{land} (a_1 / d)$$

$$V_p = (2.67-0.667) * 3668.01 * (4.73/6.56)$$

$$V_p = 5297.47 \text{ lb}$$

$$V_p = 2405.52 \text{ kg.}$$

$$V_p = 23593.56 \text{ N}$$

Como ya se dijo el valor de carga lateral en el tren principal es cero.
Y ahora para la carga en el tren de nariz tenemos que:

$$V_n = (n-L) W_{land} (b_1/d)$$
$$V_n = (2.003)(3668.01)(1.83/6.56)$$
$$V_n = 2049 \text{ lb}$$

De tal manera que las equivalencias de este valor son:

$$V_n = 930 \text{ kg}$$
$$V_n = 9123.3 \text{ N}$$

Una vez determinadas las cargas verticales en el tren de aterrizaje, debemos encontrar las cargas horizontales en el mismo, para ello nos apoyamos en la teoría elemental de aterrizaje, se sabe que la fuerza de fricción de un cuerpo es igual al peso del mismo por un coeficiente de rozamiento o fricción que existe entre las dos superficies de contacto.

De forma experimental se presenta un valor de coeficiente de fricción máximo al aterrizaje para aeronaves de 0.8, el cuál cubre la condición de la carga de reacción al momento inicial de giro de la rueda, el cuál es consecuencia del gran momento cinético que adquiere la rueda en el tiempo que tarda en adquirir la velocidad tangencial igual a la de traslación del avión, que para el caso de estudio de aterrizaje en tres puntos, representa una condición crítica, ya que es cuando se genera la mayor fuerza horizontal posible en cada uno de los trenes (principal y de nariz) de esta forma las dos fuerzas verticales en cada uno de éstos serán afectadas por este coeficiente y nos generarán sus respectivas fuerzas horizontales.

Por lo tanto se realizara el cálculo de los valores respectivos como lo indica la siguiente figura.

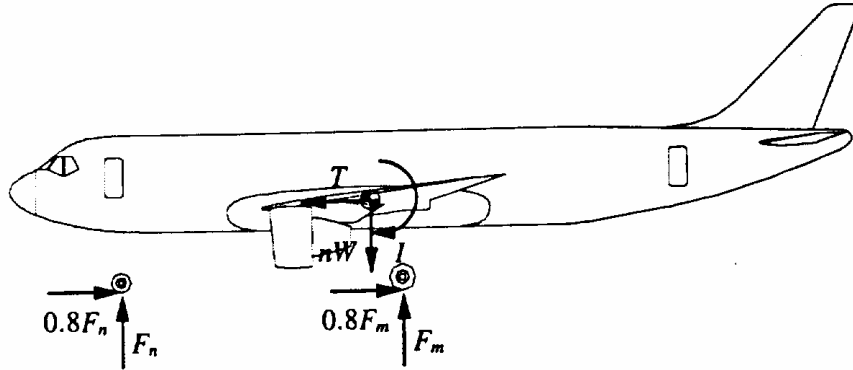


Figura 2.12. Aterrizaje nivelado en tres puntos.

Para el tren de nariz que es el motivo fundamental de éste cálculo, tenemos que la fuerza horizontal F_{nh} es:

$$F_{nh}=F_v*(0.8)$$

$$F_{nh}=9123.3N *(0.8)$$

$$F_{nh}= 7298.64N$$

2.5 Diseño del empotre del tren de nariz al fuselaje

Como ya se mencionó en el apartado anterior, durante la condición de aterrizaje se produce ciertas fuerzas, las cuales se transmiten al fuselaje a través del tren de aterrizaje.

Para el caso del tren de nariz estas fuerzas son transmitidas principalmente a la primera cuaderna, la cual es el objeto de estudio de este trabajo. Por tal razón es importante definir la geometría que tendrá el tren y el empotre del mismo, para de esta forma conocer las reacciones o fuerzas que actúan en la cuaderna.

En lo que se refiere a la geometría del tren de aterrizaje, en la siguiente figura se muestra la propuesta de diseño que se considerará en el trabajo.

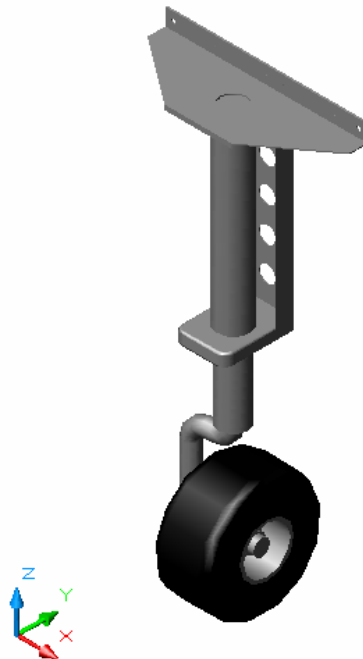


Fig. 2.13 Modelo del tren de aterrizaje.

Cabe hacer notar que el objetivo de este trabajo no es analizar los esfuerzos en el tren de aterrizaje, por lo tanto las consideraciones que se tomaron en cuenta para definir la geometría antes mostrada son las siguientes:

- Se tomo como base una geometría existente empleada en aviones de características y dimensiones similares. Esta geometría posee un diseño simple por lo cual consideramos es factible aplicarla en este avión.
- A partir de la geometría, esta se adecuo a las dimensiones de la sección transversal del fuselaje y se determinó la forma de fijación a la pared de fuego.
- La sujeción se realizara mediante tornillos en determinados puntos, los cuales se muestran en la siguiente figura.

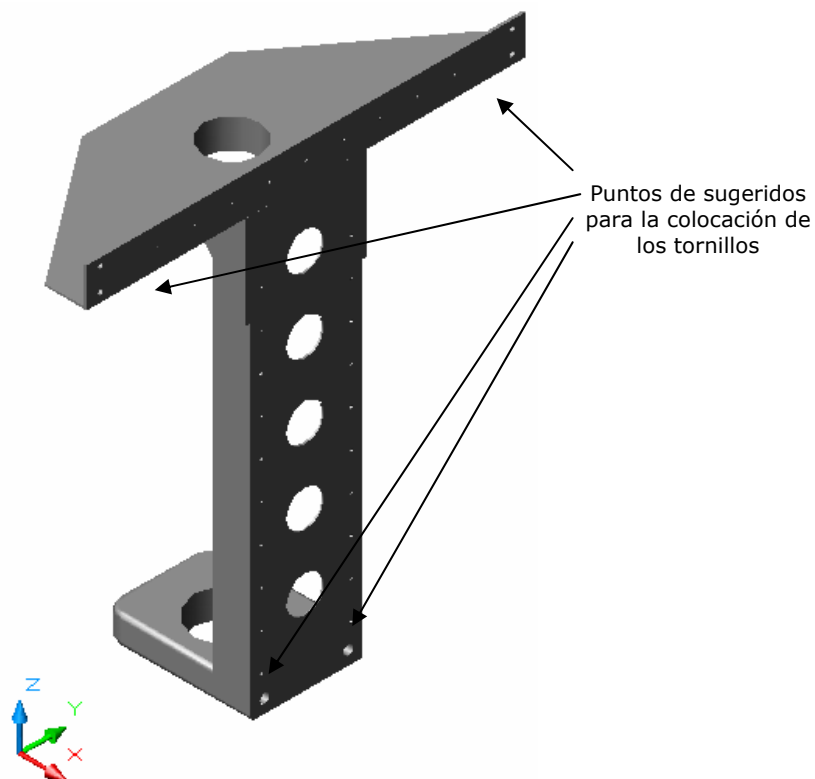


Fig. 2.14 Localización de los tornillos que sujetan al tren de nariz.

La dimensión de los tornillos que se utilizaran son de 0.5" para la parte inferior y de 0.25" para los de la parte superior, valores con los cuales se asegura la resistencia de estos.

- Cabe mencionar que también se tiene en consideración la inserción de remaches a lo largo de la superficie de contacto del tren con la pared de fuego, esto con el fin de brindar una mayor rigidez a la estructura.
- La distancia de offset del eje del tren con respecto a la pared de fuego se determino en función de la posición del tren que se considero en el cálculo de C.G. y de la posición que se tiene prevista para la cuaderna.

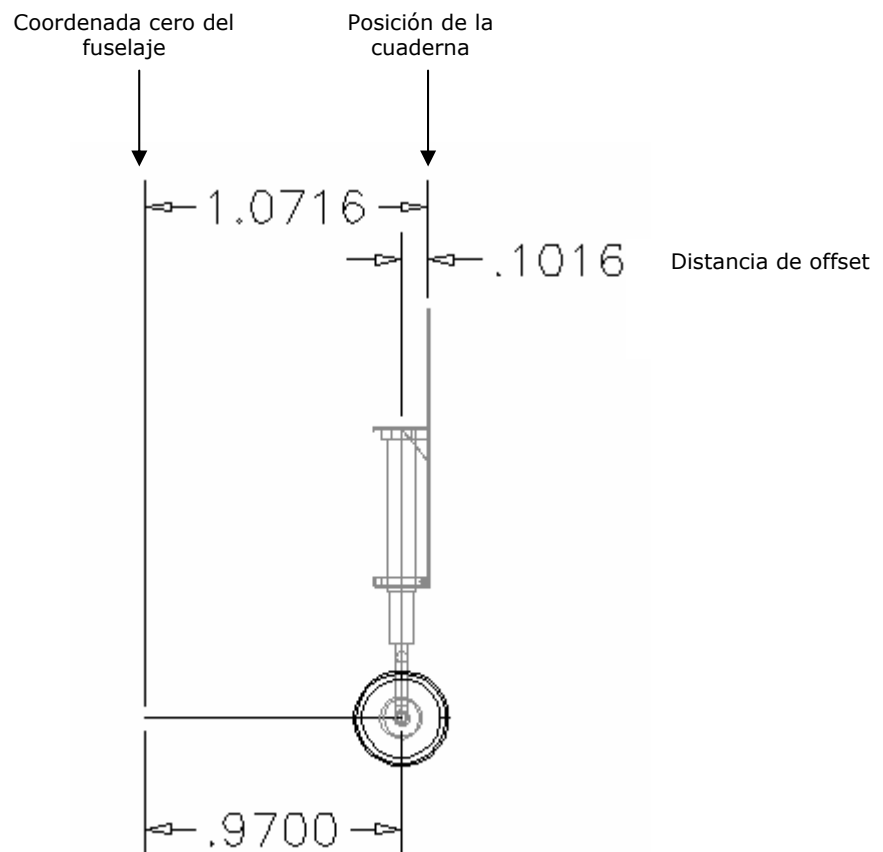


Fig. 2.15 Posición del tren de nariz.

2.6 Cálculo de las fuerzas que actúan en la cuaderna del tren de nariz

El calculo de las fuerzas o reacciones que actúan en el tren de nariz para la condición de aterrizaje se efectuara en con ayuda del software Ansys 10.0.

El procedimiento para este cálculo es el siguiente:

- Iniciar ANSYS.

La pantalla de trabajo de este programa se muestra en la siguiente imagen, en ella se pueden apreciar las diferentes barras y menús de herramientas que la componen.

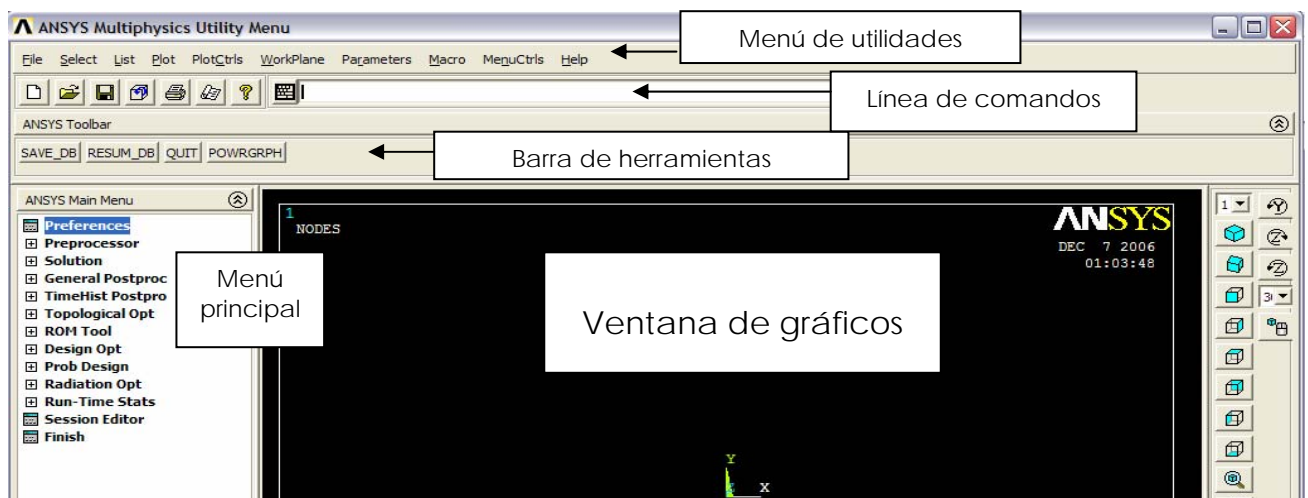


Fig. 2.16 Pantalla de trabajo de Ansys.

- Definir el tipo de análisis.

Seleccionar la opción Preferences del menú principal. En la ventana desplegada seleccionar la opción "Structural" como se muestra en la siguiente imagen.

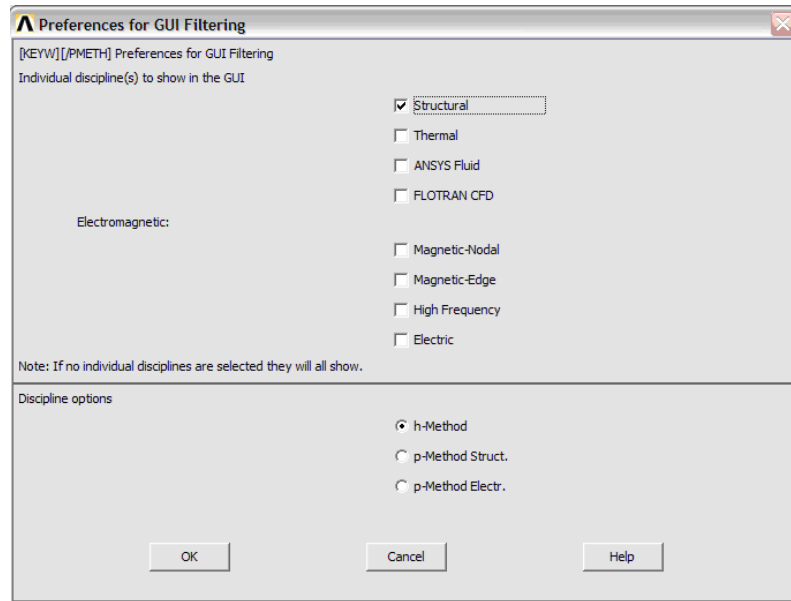


Fig. 2.17 Selección del tipo de análisis.

- Definir el tipo de elemento.

En el menú principal sigue la siguiente ruta Main Menu > Preprocessor > Element Type > Add/Edit/Delete. En la ventana desplegada da clic en el botón Add. Se despliega una segunda ventana:

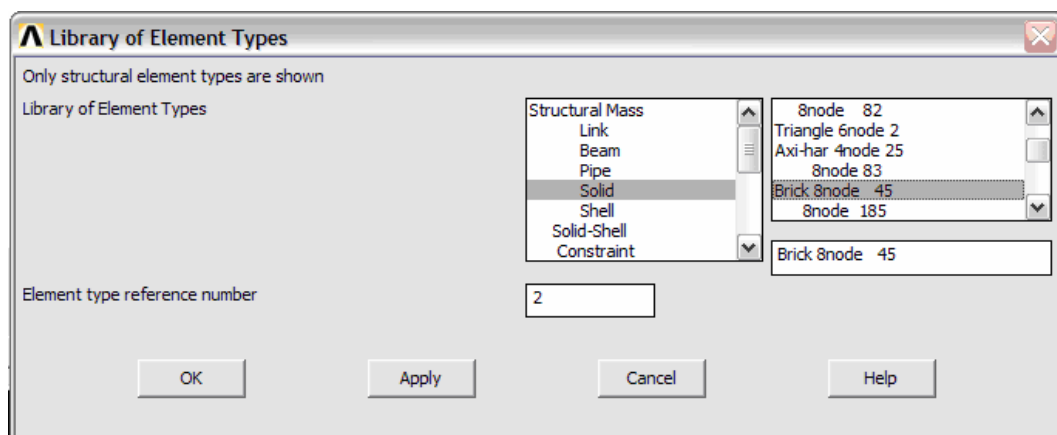


Fig. 2.18 Librería de los tipos de elementos.

En el recuadro de la izquierda selecciona el tipo de elemento "Solid", mientras que en el recuadro de la derecha selecciona la opción "Brick 8node 45". Presiona el botón OK.

Con esto se mostrara de nueva cuenta la ventana Element Types, esta vez selecciona la opción "close".

- Definir las propiedades del material.

En el menú principal ejecuta la siguiente ruta Main Menu > Preprocessor > Material Props > Material Models. En la ventana desplegada da doble clic en el icono Structural del recuadro "Material Models Available". Después selecciona Linear > Elastic > Isotropic. Esta secuencia se muestra en la siguiente imagen.

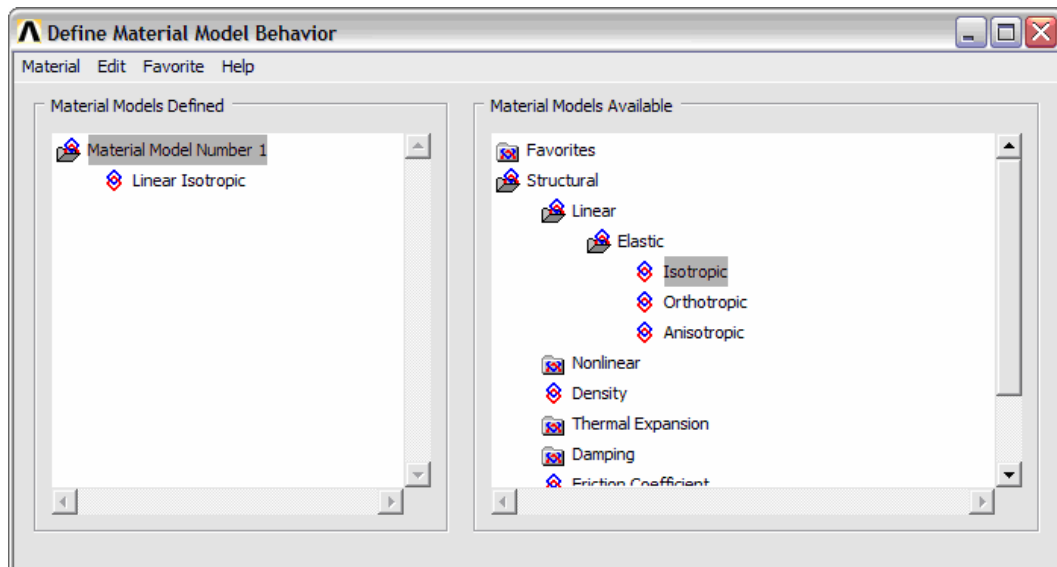


Fig. 2.19 Definición de las propiedades del material.

Una vez realizada la secuencia anterior se muestra la siguiente ventana, haciendo uso de la ventana desplegada escribe en la casilla EX el valor del modulo de elasticidad del material a utilizar, mientras que en la casilla PRXY escribe el valor de la relación de Poisson.

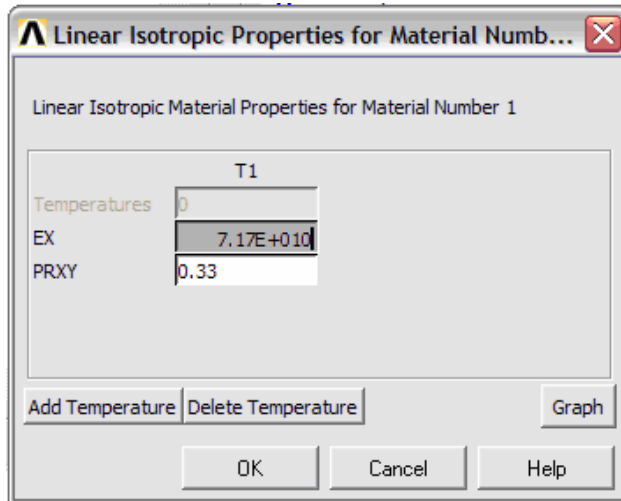


Fig. 2.20 Valores numéricos de las propiedades del material.

Presiona el botón OK para aceptar y cierra todas las ventanas.

- Creación del modelo.

Aunque el modelo del tren ya se realizó en el software Mechanical Desktop, las características de la geometría complican la exportación del mismo, motivo por el cual se realizó nuevamente el modelo completo desde Ansys.

Para esto se comenzó creando los diferentes Keypoints que componen la geometría del tren. Realiza la siguiente secuencia Main Menu > Preprocessor > Modeling > Create > Keypoints > In active CS. En la ventana desplegada introduce las coordenadas de cada uno de los puntos que se requieran para generar el modelo.

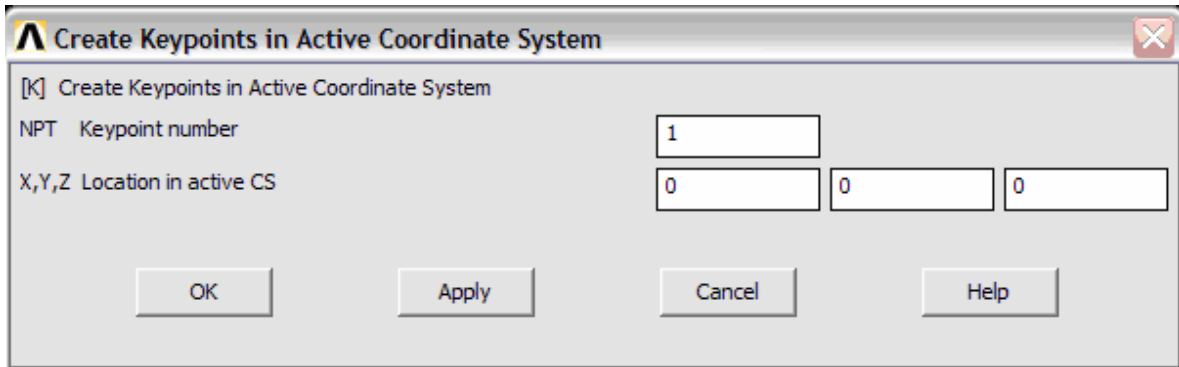


Fig. 2.21 Creación de keypoints.

A continuación se presenta las coordenadas de los keypoints necesarios para construir el modelo.

NO.	X, Y, Z LOCATION		
1	-0.7620000E-01	0.000000	0.000000
2	0.7620000E-01	0.000000	0.000000
3	-0.7620000E-01	-0.2012000	0.000000
4	-0.8250000E-01	-0.2032000	0.000000
5	0.7620000E-01	-0.2012000	0.000000
6	0.8250000E-01	-0.2032000	0.000000
7	0.8250000E-01	-0.2012000	0.000000
8	-0.8250000E-01	-0.2012000	0.000000
9	-0.7620000E-01	-0.2012000	0.000000
10	0.7620000E-01	-0.2012000	0.000000
11	-0.7620000E-01	-0.1524000	0.000000
12	0.7620000E-01	-0.1524000	0.000000
13	-0.7420000E-01	-0.1524000	0.000000
14	0.7420000E-01	-0.1524000	0.000000
15	-0.7420000E-01	-0.2012000	0.000000
16	0.7420000E-01	-0.2012000	0.000000
17	-0.7620000E-01	0.000000	-0.3810000E-01
18	0.7620000E-01	0.000000	-0.3810000E-01
19	0.7620000E-01	-0.2012000	-0.3810000E-01
20	-0.7620000E-01	-0.2012000	-0.3810000E-01

NO.	X, Y, Z LOCATION		
21	0.7620000E-01	-0.2012000	-0.5639000
22	0.7620000E-01	-0.1524000	-0.5639000
23	0.7420000E-01	-0.1524000	-0.5639000
24	0.7420000E-01	-0.2012000	-0.5639000
25	-0.7420000E-01	-0.2012000	-0.5639000
26	-0.7420000E-01	-0.1524000	-0.5639000

27	-0.7620000E-01	-0.1524000	-0.5639000
28	-0.7620000E-01	-0.2012000	-0.5639000
29	-0.8250000E-01	-0.2012000	-0.5639000
30	-0.8250000E-01	-0.2032000	-0.5639000
31	0.8250000E-01	-0.2032000	-0.5639000
32	0.8250000E-01	-0.2012000	-0.5639000
33	0.7620000E-01	-0.2012000	-0.6000000
34	0.7620000E-01	-0.1524000	-0.6000000
35	0.7420000E-01	-0.1524000	-0.6000000
36	0.7420000E-01	-0.2012000	-0.6000000
37	-0.7420000E-01	-0.2012000	-0.6000000
38	-0.7420000E-01	-0.1524000	-0.6000000
39	-0.7620000E-01	-0.1524000	-0.6000000
40	-0.7620000E-01	-0.2012000	-0.6000000

NO.	X, Y, Z LOCATION		
41	-0.8250000E-01	-0.2012000	-0.6000000
42	-0.8250000E-01	-0.2032000	-0.6000000
43	0.8250000E-01	-0.2032000	-0.6000000
44	0.8250000E-01	-0.2012000	-0.6000000
45	-0.3000000	-0.2032000	-0.6000000
46	0.3000000	-0.2032000	-0.6000000
47	0.3000000	-0.1480000	-0.6000000
48	-0.3000000	-0.1480000	-0.6000000
49	-0.1000000	0.2000000E-02	-0.6000000
50	0.1000000	0.2000000E-02	-0.6000000
51	-0.3000000	-0.1480000	-0.5980000
52	-0.1000000	0.2000000E-02	-0.5980000
53	0.1000000	0.2000000E-02	-0.5980000
54	0.3000000	-0.1480000	-0.5980000
55	0.3000000	-0.2032000	-0.5980000
56	-0.3000000	-0.2032000	-0.5980000
57	0.3000000	-0.2012000	-0.6000000
58	-0.3000000	-0.2012000	-0.6000000
59	0.3000000	-0.2012000	-0.6528000
60	0.3000000	-0.2032000	-0.6528000

NO.	X, Y, Z LOCATION		
61	-0.3000000	-0.2032000	-0.6528000
62	-0.3000000	-0.2012000	-0.6528000
63	0.5080000E-01	-0.1016000	0.0000000
64	0.0000000	-0.5080000E-01	0.0000000
65	-0.5080000E-01	-0.1016000	0.0000000
66	0.0000000	-0.1524000	0.0000000
67	0.5080000E-01	-0.1016000	0.6000000
68	0.0000000	-0.5080000E-01	0.6000000
69	-0.5080000E-01	-0.1016000	0.6000000
70	0.0000000	-0.1524000	0.6000000

71	0.5080000E-01	-0.1016000	-0.6000000
72	0.0000000	-0.5080000E-01	-0.6000000
73	-0.5080000E-01	-0.1016000	-0.6000000
74	0.0000000	-0.1524000	-0.6000000
75	-0.7620000E-01	-0.1524000	-0.3810000E-01
76	-0.8250000E-01	-0.2032000	-0.5980000
77	-0.8250000E-01	-0.2012000	-0.5980000
78	0.8250000E-01	-0.2032000	-0.5980000
79	0.8250000E-01	-0.2012000	-0.5980000
80	0.7620000E-01	-0.1524000	-0.3810000E-01

NO.	X, Y, Z LOCATION		
81	0.7620000E-01	-0.2012000	-0.5980000
82	0.7620000E-01	-0.1524000	-0.5980000
83	-0.7620000E-01	-0.2012000	-0.5980000
84	-0.7620000E-01	-0.1524000	-0.5980000
85	0.7420000E-01	-0.1524000	-0.3810000E-01
86	0.7420000E-01	-0.1524000	-0.5980000
87	0.7420000E-01	-0.2012000	-0.3810000E-01
88	0.7420000E-01	-0.2012000	-0.5980000
89	-0.7420000E-01	-0.2012000	-0.3810000E-01
90	-0.7420000E-01	-0.2012000	-0.5980000
91	-0.7420000E-01	-0.1524000	-0.3810000E-01
92	-0.7420000E-01	-0.1524000	-0.5980000
93	0.5080000E-01	-0.1016000	-0.3810000E-01
94	0.5080000E-01	-0.1016000	-0.5980000
95	-0.6245005E-16	-0.5080000E-01	-0.3810000E-01
96	0.1141063E-15	-0.5080000E-01	-0.5980000
97	-0.5080000E-01	-0.1016000	-0.3810000E-01
98	-0.5080000E-01	-0.1016000	-0.5980000
99	0.6938894E-17	-0.1524000	-0.3810000E-01
100	0.5859510E-16	-0.1524000	-0.5980000

En la siguiente figura se muestran los puntos creados.

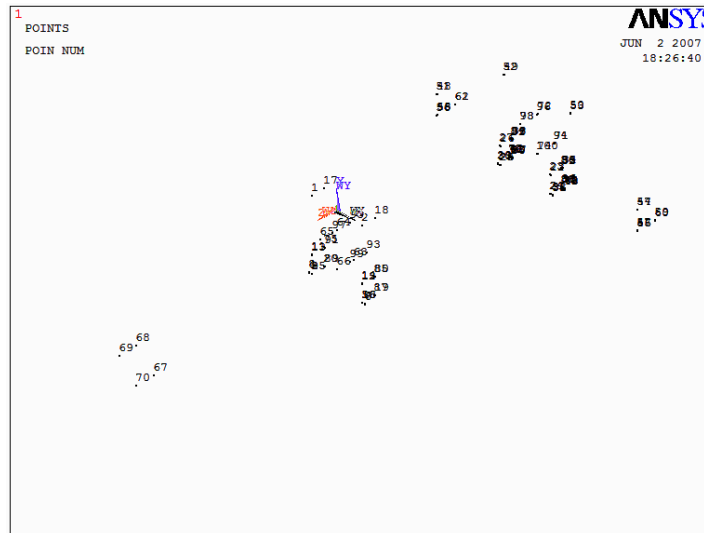


Fig. 2.22 Keypoints creados para el modelo.

Una vez creados todos los keypoints, el paso siguiente es la creación de las áreas limitadas por estos puntos. Esto se realiza con la siguiente secuencia Main Menu > Preprocessor > Modeling > Create > Areas > Arbitrary > Through KPs. Se despliega la siguiente ventana.

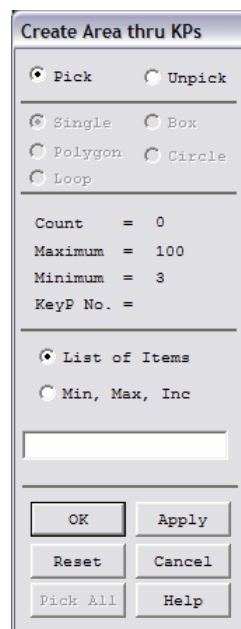


Fig. 2.23 Creación de áreas a través de keypoints.

Haciendo uso de esta ventana, selecciona los keypoints que se requieran para formar una área de acuerdo a la geometría y presiona el botón "apply". Realiza esta secuencia el número de veces que sea necesario para crear todas las áreas que componen el modelo.

Una vez que se tienen todas las superficies, se procederá a crear el volumen. La forma para realizar esto será a través de la extrusión de áreas mediante la siguiente secuencia Main Menu > Preprocessor > Modeling > Operate > Extrude > Areas > Along normal. Se despliega la siguiente ventana.

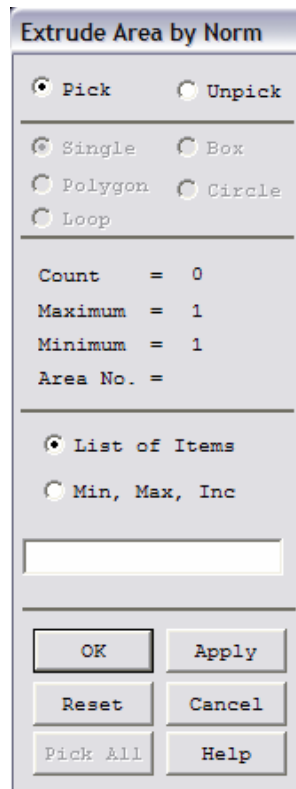


Fig. 2.24 Extrusión de áreas.

Haciendo uso de esta ventana, selecciona el área que se requiere extruir y pulsa el botón "Apply".

Se despliega otra nueva ventana.

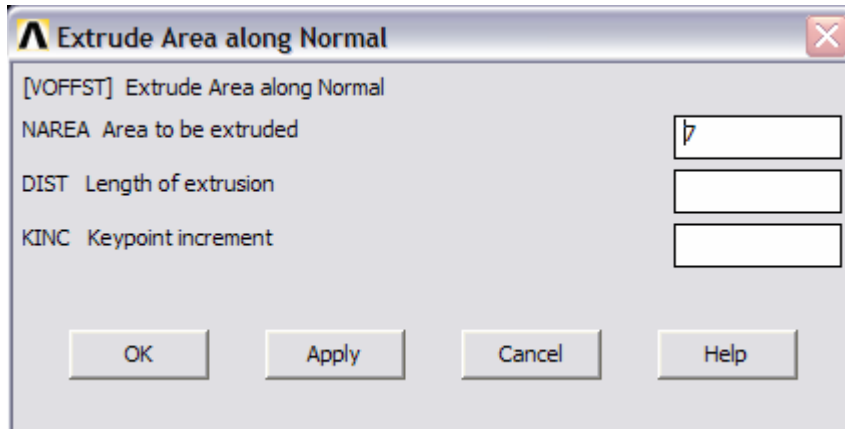


Fig. 2.25 Parámetros de la extrusión.

En esta ventana introduce la distancia de extrusión en la casilla "Length of extrusion" y pulsa el botón "Apply". Repite este proceso de extrusión de superficies las veces que sea necesario de acuerdo al modelo.

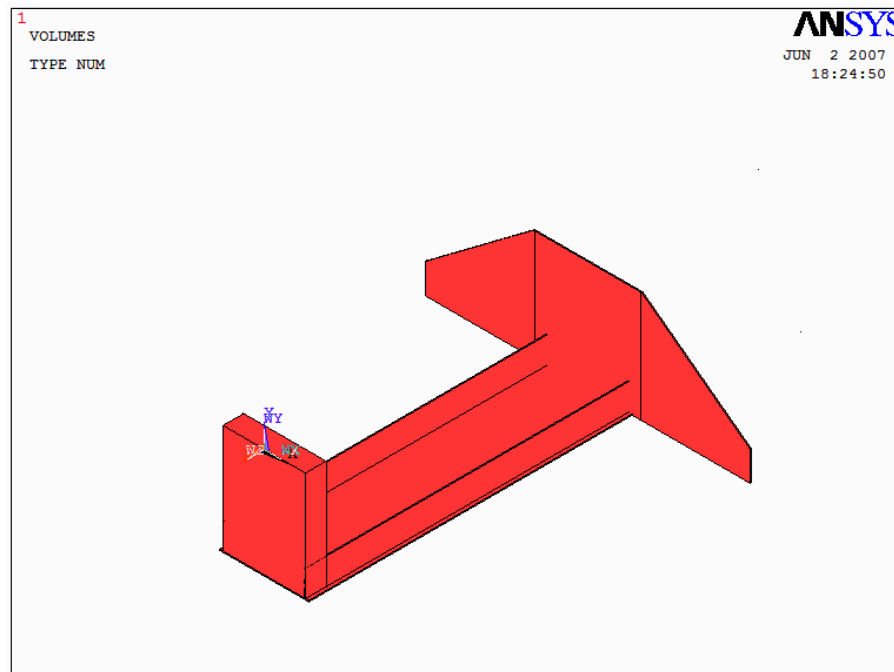


Fig. 2.26 Extrusión de áreas.

En la siguiente figura se muestra el modelo final del tren de nariz.

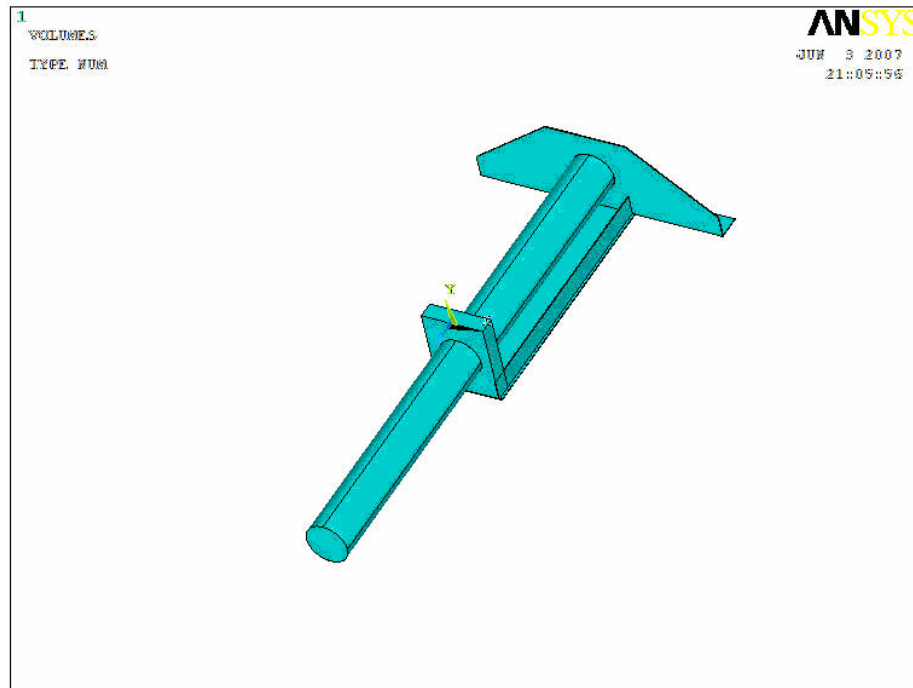


Fig. 2.27 Modelo final en Ansys.

- Mallado de la pieza

Abre la herramienta "Mesh tool" (Main Menu > Preprocessor > Meshing > Mesh tool). Oprime el botón Set que se encuentra en la esquina superior derecha. De la ventana desplegada selecciona como tipo de elemento = Solid45. Ahora en la casilla Mesh selecciona la opción "volumes" y en las casillas de abajo selecciona las opciones Tet - free.

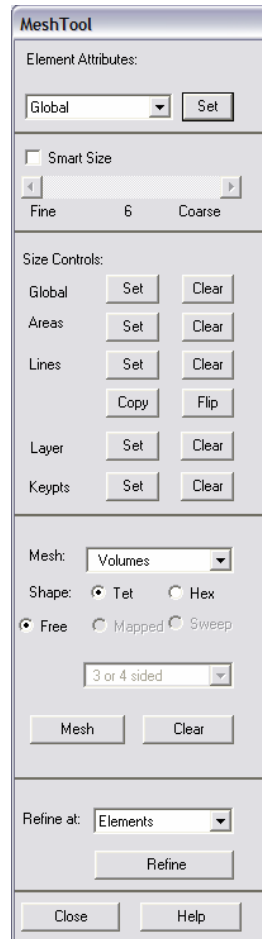


Fig. 2.28 Herramienta de mallado

Oprime el botón "Mesh", con esto se desplegara otra ventana. Selecciona el volumen a mallar y presiona el botón OK.

Con esto se creara la malla del volumen, la cual se puede observar en la figura 2.29.

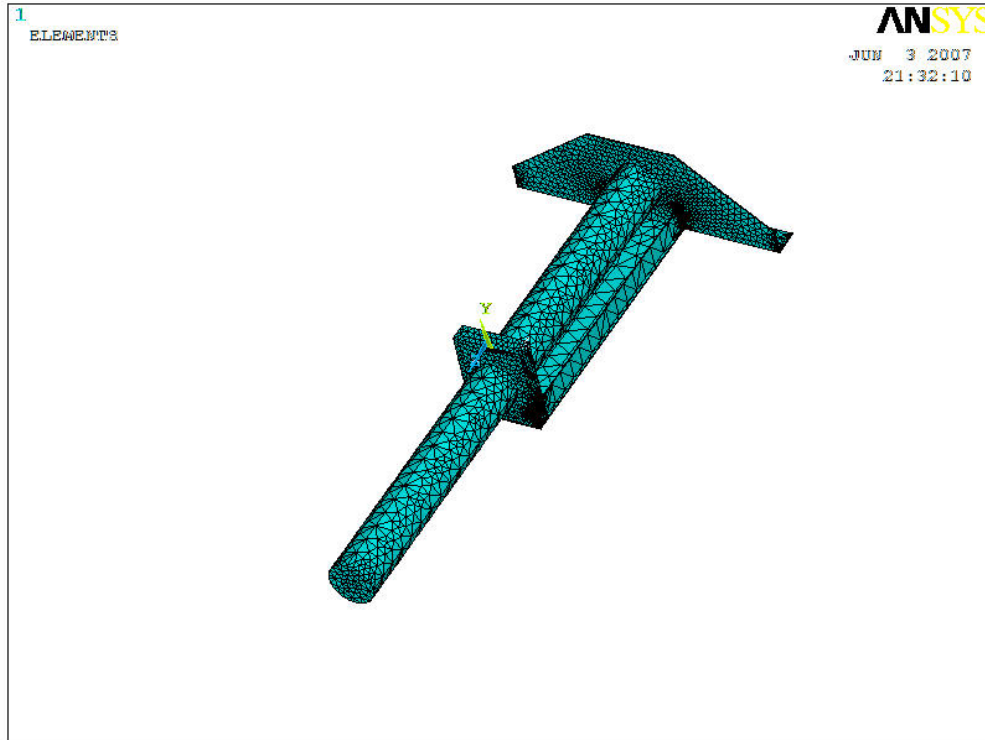


Fig.2.29. Modelo mallado.

- Definición de restricciones y cargas.

Este paso consiste en definir cuales son las condiciones a las que va a ser sometida la pieza, para ello es necesario realizar la siguiente secuencia: Main Menu > Preprocessor > Loads > Define Loads > Apply > Structural > Displacement > On keypoints.

Al realizar la secuencia anterior, se despliega la ventana que se muestra en la figura 2.30.

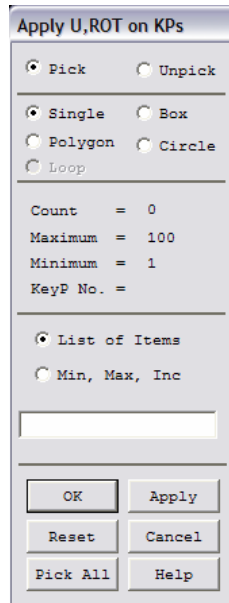


Fig. 2.30 Aplicación de restricciones en keypoints

Selecciona un keypoint de donde se aplicarán² las restricciones y presiona el botón "Apply". Entonces se desplegara una nueva ventana.

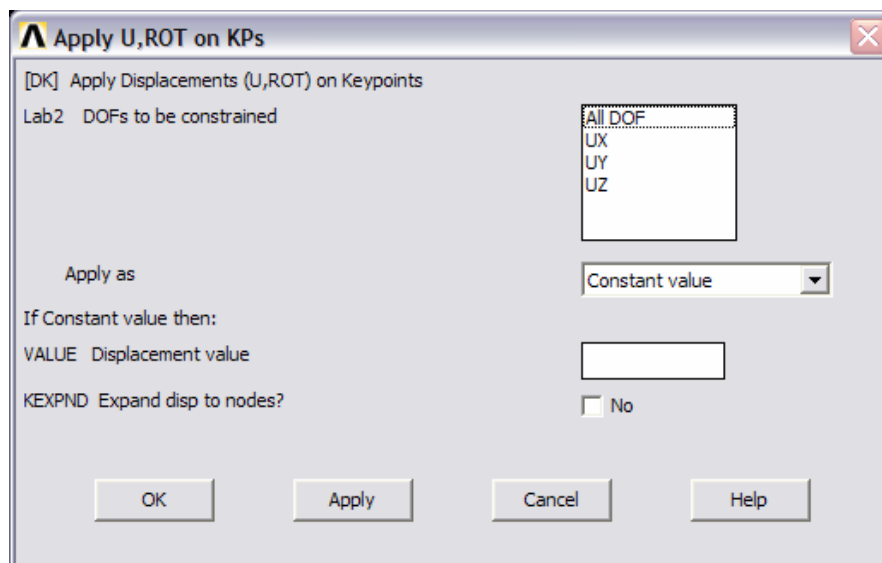


Fig. 2.31 Parámetros de la restricción

2. En esta parte cabe aclarar que los puntos de apoyo o la localización de las restricciones que se utilizaran serán los correspondientes a los centros de los barrenos que se muestran en el modelo de mechanical desktop, por lo tanto se deberán seleccionarse de entre los keypoints creados anteriormente.

Haciendo uso de esta ventana, selecciona en la casilla "DOFs to be constrained" la opción "ALL DOF" y presiona el botón "Apply". Este procedimiento se necesita repetir para cada uno de los puntos de apoyo.

Para definir las cargas a las que será sometida la pieza es necesario ejecutar la siguiente ruta: Main Menu > Preprocessor > Loads > Define Loads > Apply > Structural > Force/moment > On nodes. Se despliega la siguiente ventana.

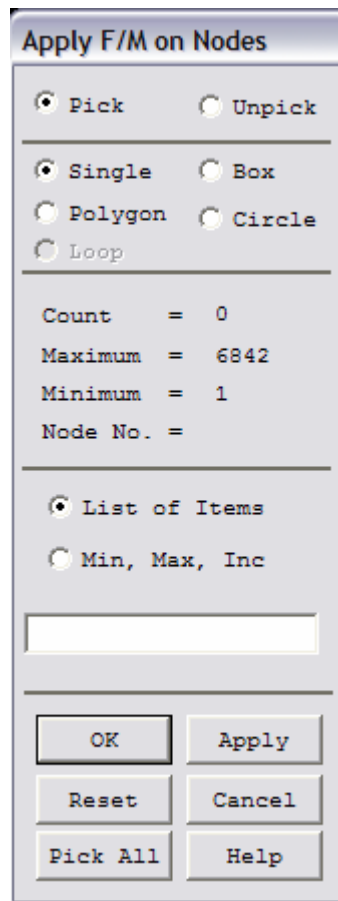


Fig. 2.32 Aplicación de cargas en nodos

Selecciona el nodo que se encuentra en el centro de la cara inferior correspondiente al extremo del cilindro del tren y presiona el botón "Apply". Se despliega la siguiente ventana.

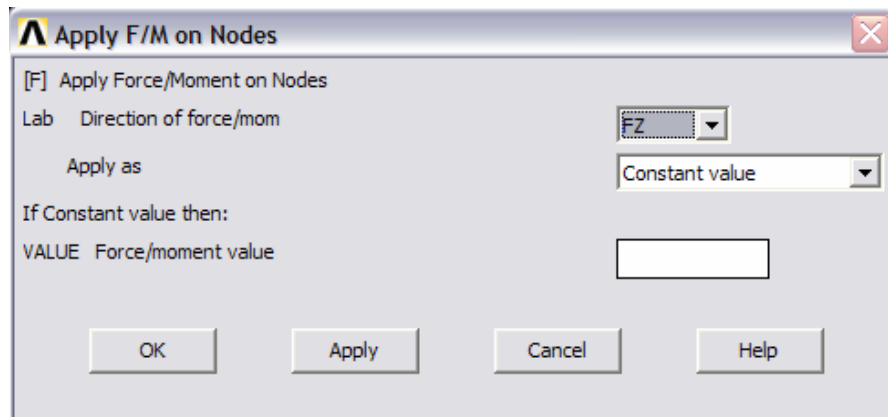


Fig. 2.33 Parámetros de la carga

En esta ventana selecciona la opción "FZ" en la casilla "Direction of force", mientras que en la otra casilla "Force value" introduce el valor de la fuerza correspondiente, el cual fue calculado en el apartado 2.4.

Ahora será necesario repetir procedimiento para aplicar la fuerza correspondiente a la dirección "Y".

- Solución del análisis.

Para resolver el cálculo es necesario seguir la siguiente dirección: Main Menu > Solution > Solve > Current LS. Presiona el botón OK en la ventana desplegada, y cuando aparezca un letrero con la leyenda "The solution is done" presiona el botón close y el análisis estará resuelto.

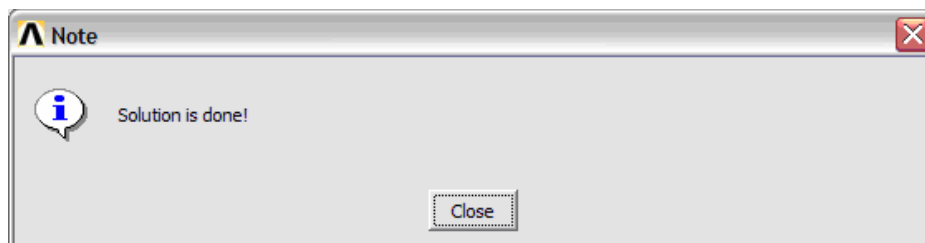


Fig. 2.34 Solución completa

- Obtención de resultados

Una vez realizado el análisis, es necesario obtener los valores correspondientes a las reacciones en los apoyos. Presiona el botón "List" del menú de utilidades y selecciona la opción Results > Reaction Solution.

A continuación se muestra el listado de los resultados obtenidos.

NODE	FX	FY	FZ
1779	1108.3	6274.5	4381.4
1782	-998.45	6728.4	5218.0
2169	2182.0	-2548.3	340.28
2198	-2127.4	-2419.0	378.61
3932	634.58	-360.49	-561.68
3935	-799.08	-376.43	-633.36

El sistema utilizado durante este análisis es el internacional (SI) por lo tanto los resultados anteriores se presentan en Newtons (N).

Estos valores serán necesarios mas adelante para realizar el análisis de esfuerzos en la cuaderna.

CAPITULO 3

*MODELADO DE LA CUADERNA
DONDE EMPOTRA EL TREN DE
NARIZ*

3.1 Definición de la cuaderna

La sección transversal de la aeronave que corresponde a la geometría de la cuaderna se muestra en la figura siguiente.

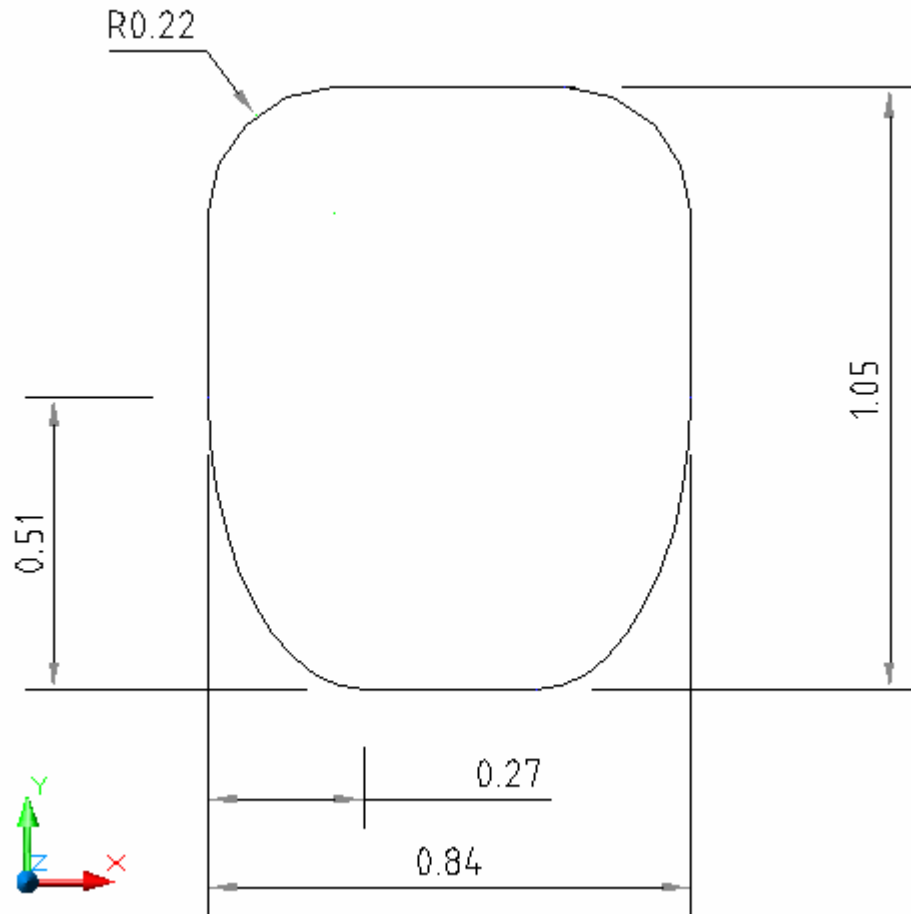


Fig. 3.1 Geometría de la cuaderna.

La forma de esta sección fue definida en función de geometrías similares utilizadas en algunos de los aviones que se encuentran en el mercado, adaptando las dimensiones de éstas a las requeridas en este proyecto.

En cuanto al perfil utilizado en la cuaderna, este será en forma de "C" y sus dimensiones se muestran en la figura siguiente.

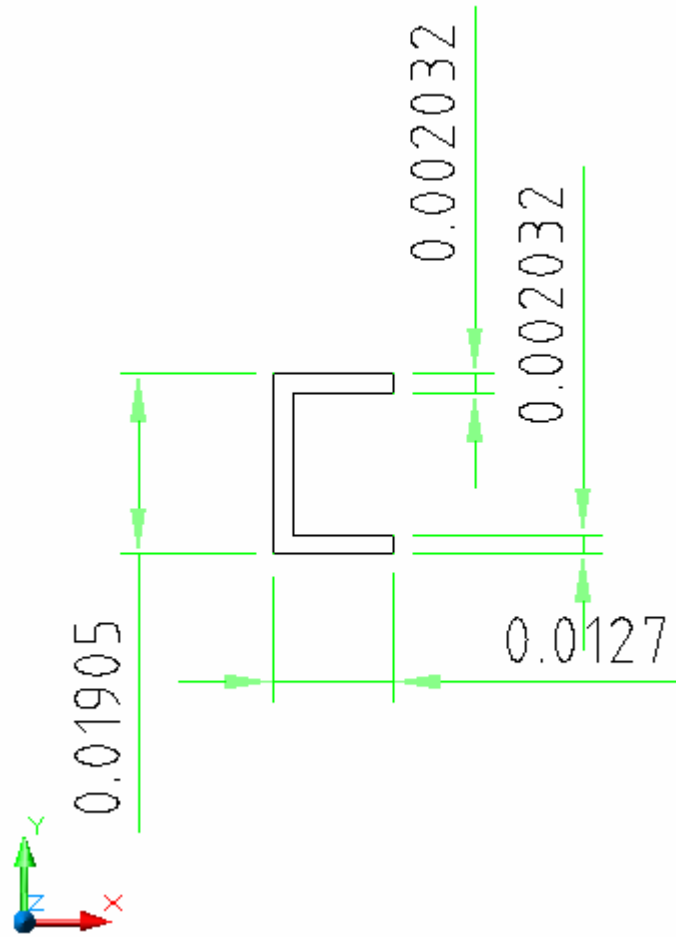


Fig. 3.2 Sección transversal de la cuaderna.

3.2 Modelado de la cuaderna donde empotra el tren de nariz

El modelo de la cuaderna se realizo con el software Mechanical Desktop.

- Creación del path

El primer paso consiste en trazar el sketch correspondiente a la trayectoria de extrusión (path).

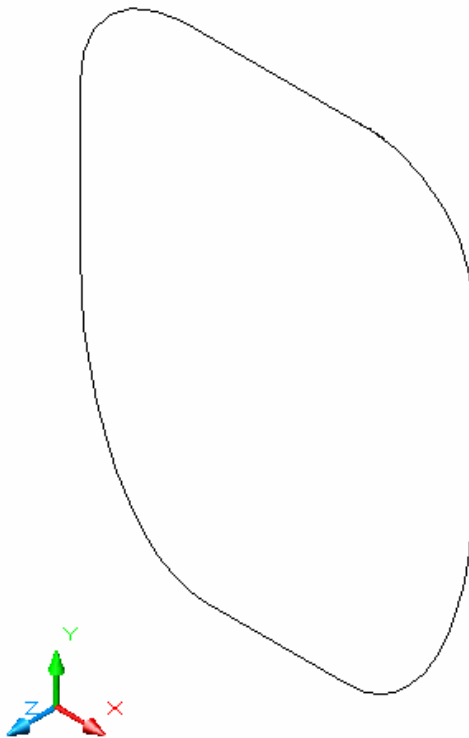


Fig. 3.3 Trayectoria de extrusión.

- Creación del perfil de la cuaderna

Como segundo paso es necesario trazar el sketch correspondiente al perfil de la cuaderna.

- Extrusión

Para finalizar el modelo, es necesario realizar la extrusión del perfil de la cuaderna a lo largo del path, para esto se utiliza la herramienta Sweep.

El modelo final se muestra en la siguiente figura.

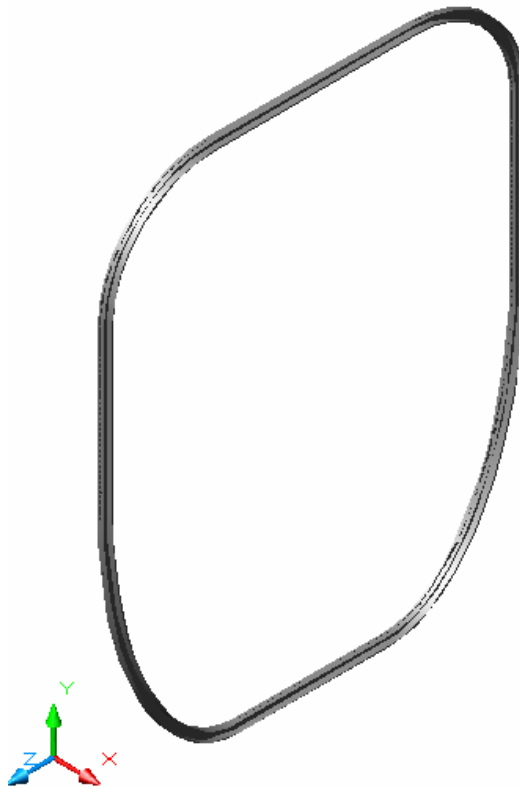


Fig. 3.4 Modelo final de la cuaderna.

CAPITULO 4

SIMULACIÓN Y ANÁLISIS

4.1 Simulación de comportamiento de la cuaderna del tren de nariz.

Esta simulación, de igual forma que con el tren de nariz, se realizó con la herramienta Ansys 10.0. Cabe hacer notar que para el análisis de cargas en la cuaderna es necesario agregar el modelo de la pared de fuego, debido a que parte del tren de nariz se fija a este elemento y de ahí se transmiten las cargas a la cuaderna³.

El procedimiento realizado para este análisis se muestra a continuación.

- Iniciar ANSYS.
- Definir el tipo de análisis.

Selecciona la opción Preferences del menú principal. En la ventana desplegada selecciona la opción "Structural" como se muestra en la siguiente imagen.

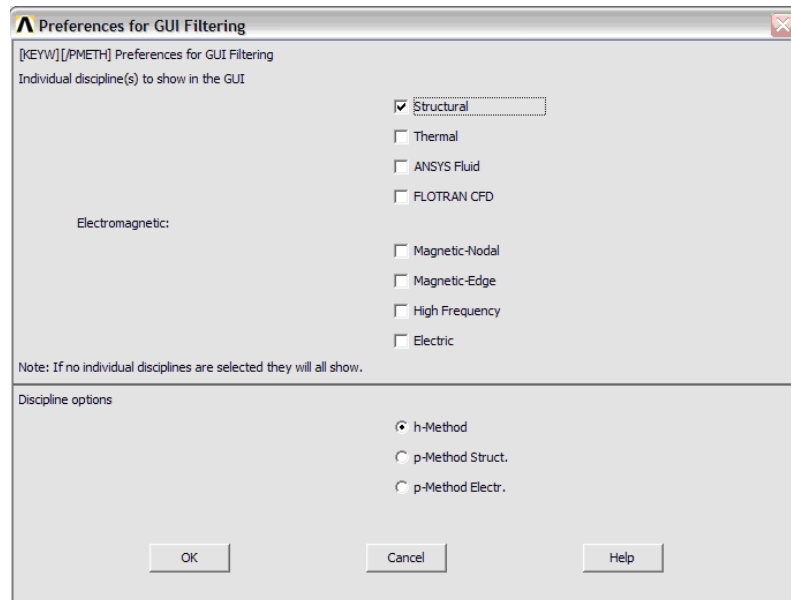


Fig. 4.1 Selección del tipo de análisis.

3. Aunque la pared de fuego y la cuaderna se unen mediante remaches, para este análisis se tomara como un solo elemento.

En el menú principal sigue la siguiente ruta Main Menu > Preprocessor > Element Type > Add/Edit/Delete. En la ventana desplegada da clic en el botón Add. Se despliega una segunda ventana:

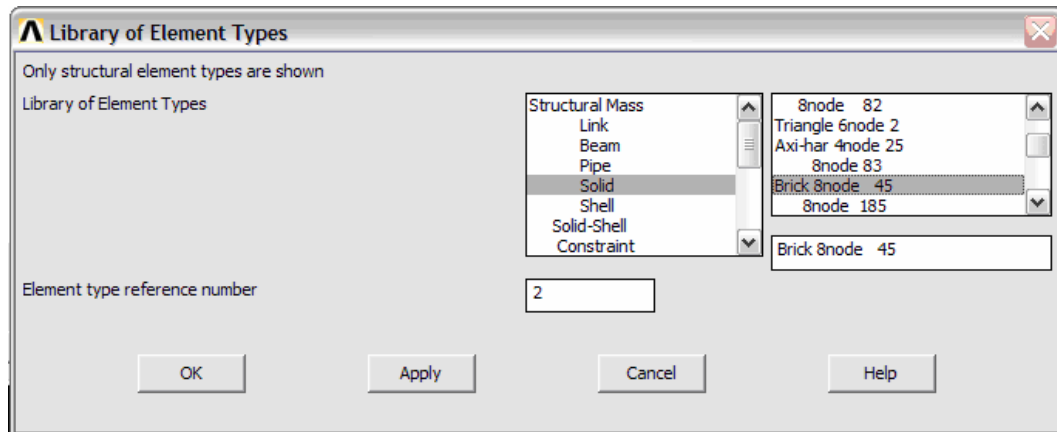


Fig. 4.2 Librería de los tipos de elementos.

En el recuadro de la izquierda selecciona el tipo de elemento "Solid", mientras que en el recuadro de la derecha selecciona la opción "Brick 8node 45". Presiona el botón OK.

Con esto se mostrara de nueva cuenta la ventana Element Types, esta vez selecciona la opción "close".

- Definir las propiedades del material.

En el menú principal ejecuta la siguiente ruta Main Menu > Preprocessor > Material Props > Material Models. En la ventana desplegada da doble clic en el icono Structural del recuadro "Material Models Available". Después selecciona Linear > Elastic > Isotropic. Esta secuencia se muestra en la siguiente imagen.

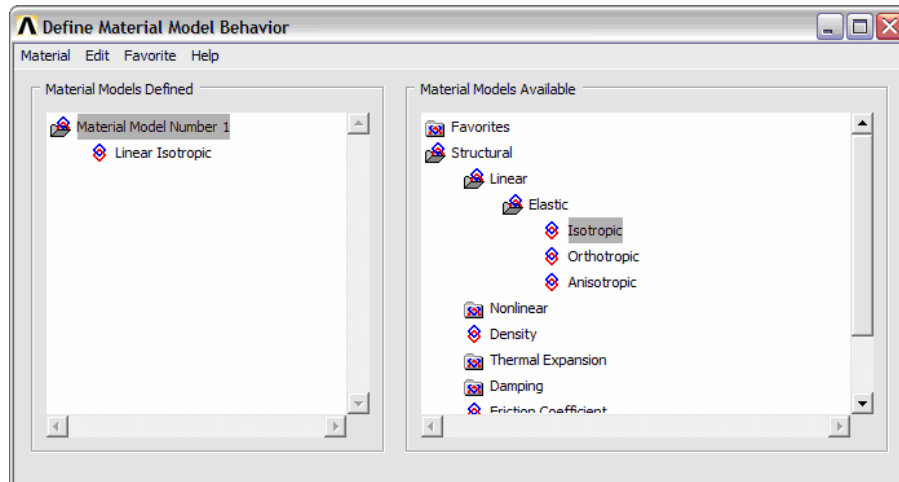


Fig. 4.3 Definición de las propiedades del material.

Una vez realizada la secuencia anterior se muestra la siguiente ventana, haciendo uso de la ventana desplegada escribe en la casilla EX el valor del modulo de elasticidad del material a utilizar, mientras que en la casilla PRXY escribe el valor de la relación de poisson.

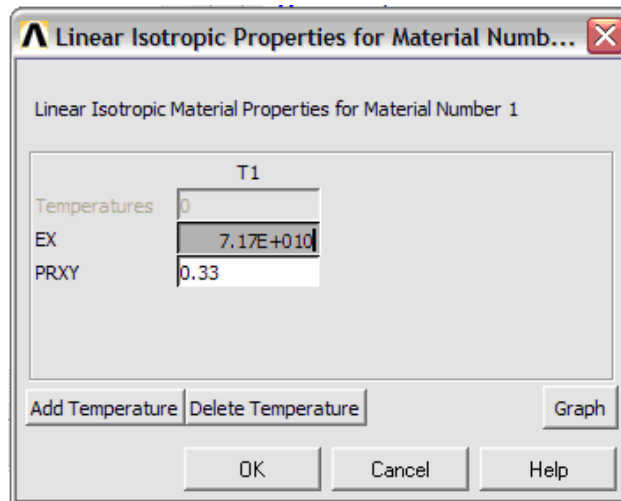


Fig. 4.4 Valores numéricos de las propiedades del material.

Presiona el botón OK para aceptar y cierra todas las ventanas.

- Creación del modelo.

Aunque el modelo de la cuaderna y la pared de fuego ya se realizó en el software Mechanical Desktop, las características de la geometría complican la exportación del volumen, por lo tanto, para crear estos modelos se exportaron los perfiles en dos dimensiones y en Ansys se realizara la extrusión de nueva cuenta para generar el modelo.

En la figura que se presenta a continuación se muestra la geometría exportada.

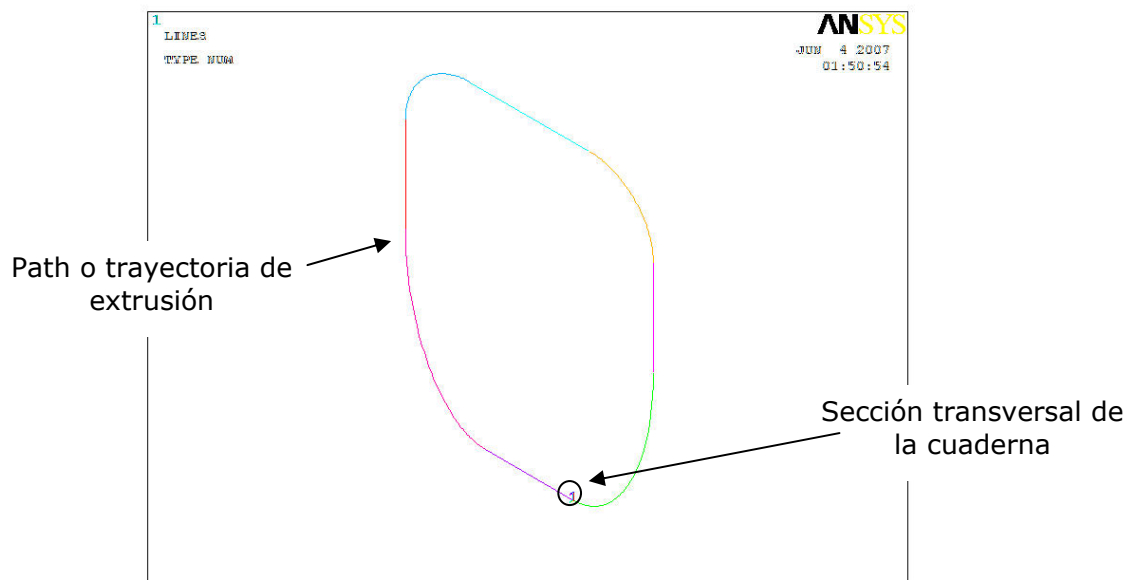


Fig. 4.5 Geometría exportada a Ansys.

Entonces para la extrusión de las secciones es importante crear primero las áreas definidas por estas líneas exportadas. Para ello se realiza la siguiente secuencia Main Menu > Preprocessor > Modeling > Create > Areas > Arbitrary > By lines. Se despliega una ventana, entonces será necesario seleccionar las líneas que compondrán el área y pulsar el botón "apply".

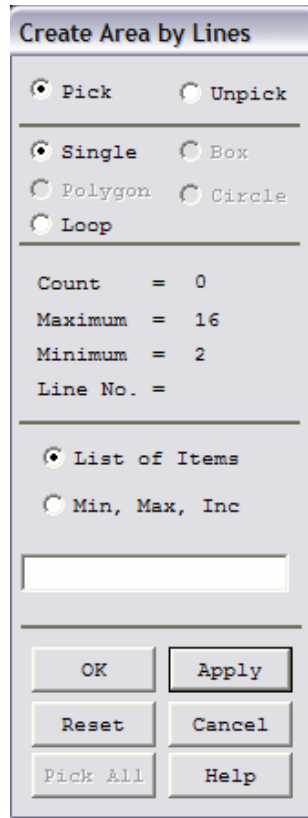


Fig. 4.6 Creación de áreas mediante líneas.

Este proceso se realiza tanto para la sección transversal, como para la que conforma el path.

Una vez que se tiene las áreas, se procede a la extrusión de la cuaderna, la cual se realiza mediante la siguiente secuencia Main Menu > Preprocessor > Modeling > Operate > Extrude > Areas > Arbitrary > Along lines.

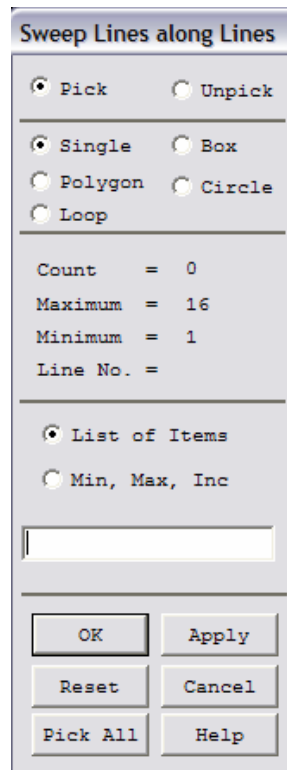


Fig. 4.7 Extrusión utilizando un path.

Selecciona el área de la sección transversal y presiona el botón OK, enseguida se deberán seleccionar todas las líneas a lo largo de las cuales se realizara la extrusión, en este caso se deben seleccionar las líneas del path y presionar el botón "Apply" para finalizar.

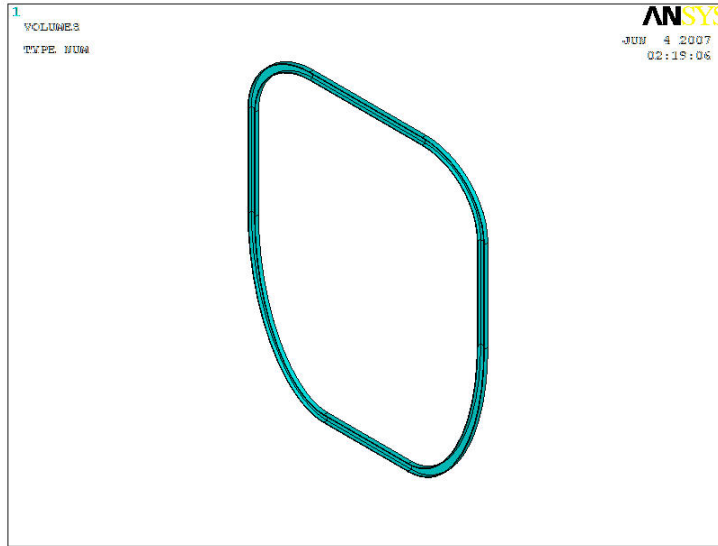


Fig. 4.8 Modelo final de la cadena.

Para la creación de la pared de fuego simplemente se realizara una extrusión del área creada con las líneas del path. Main Menu > Preprocessor > Modeling > Operate > Extrude > Areas > Along normal.

Se desplegara una ventana, hacienda uso de esta se selecciona el área a extruir y pulsa el botón Apply. Se desplegara una segunda ventana.

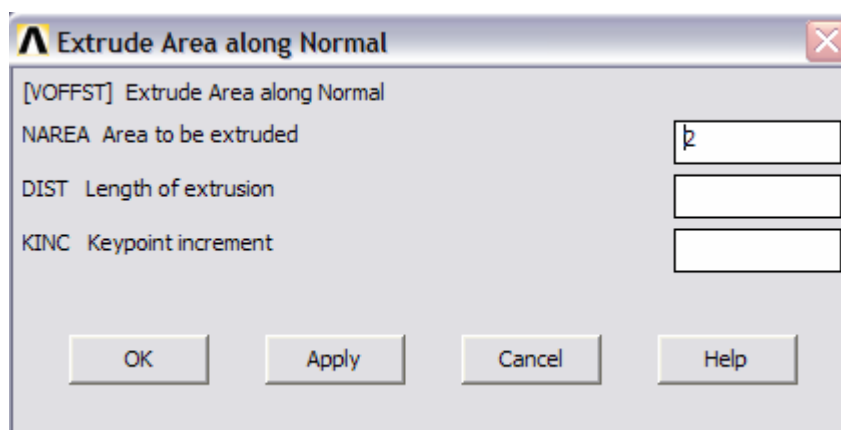


Fig. 4.9 Parámetros de la extrusión.

En esta ventana introduce la distancia de extrusión en la casilla "Length of extrusion" y presiona el botón OK.

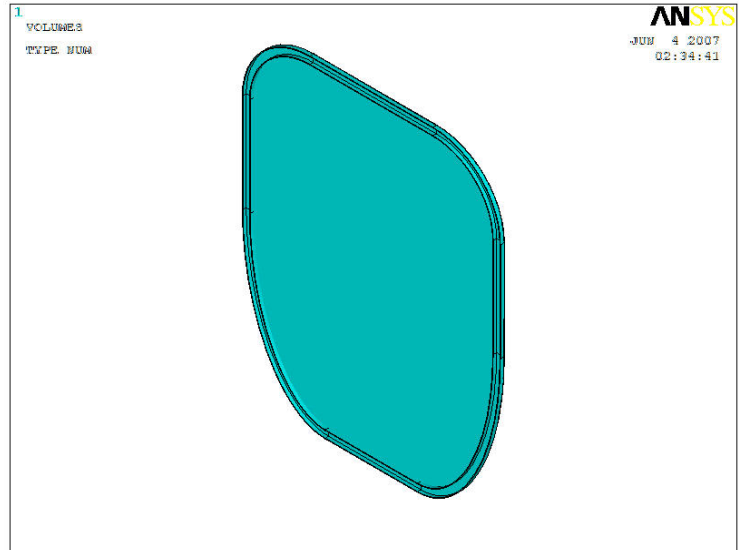


Fig. 4.10 Modelos finales de la cuaderna y la pared de fuego.

De esta forma se tendrán los modelos completos, solamente será necesario crear los keypoints correspondientes a los puntos donde se van a aplicar las cargas.

Para ello realiza la siguiente secuencia Main Menu > Preprocessor > Modeling > Create > Keypoints > In active CS. En la ventana desplegada introduce las coordenadas de cada uno de los puntos que se requieran.

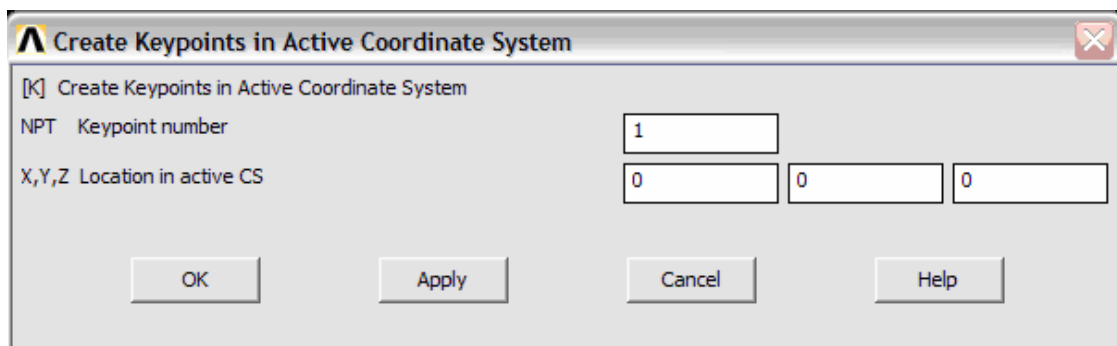


Fig. 4.11 Creación de keypoints.

A continuación se presenta las coordenadas de los keypoints necesarios.

Nodo	X	Y	Z
1	-0.825E-01	-0.02032	0
2	0.825E-01	-0.02032	0
3	0.3	-0.02032	-0.598
4	-0.3	-0.02032	-0.598
5	0.3	-0.02032	-0.6528
6	-0.3	-0.02032	-0.6528

Una vez creados todos los keypoints, y los volúmenes continuaremos con el paso siguiente.

- Mallado de la pieza

Abre la herramienta "Mesh tool" (Main Menu > Preprocessor > Meshing > Mesh tool). Oprime el botón Set que se encuentra en la esquina superior derecha. De la ventana desplegada selecciona como tipo de elemento = Solid45. Ahora en la casilla Mesh selecciona la opción "volumes" y en las casillas de abajo selecciona las opciones Tet – free.



Fig. 4.12 Herramienta de mallado.

Oprime el botón "Mesh", con esto se desplegara otra ventana. Selecciona los volúmenes a mallar y presiona el botón OK.

De esta forma se creara la malla de los volúmenes, la cual se puede observar en la siguiente figura.

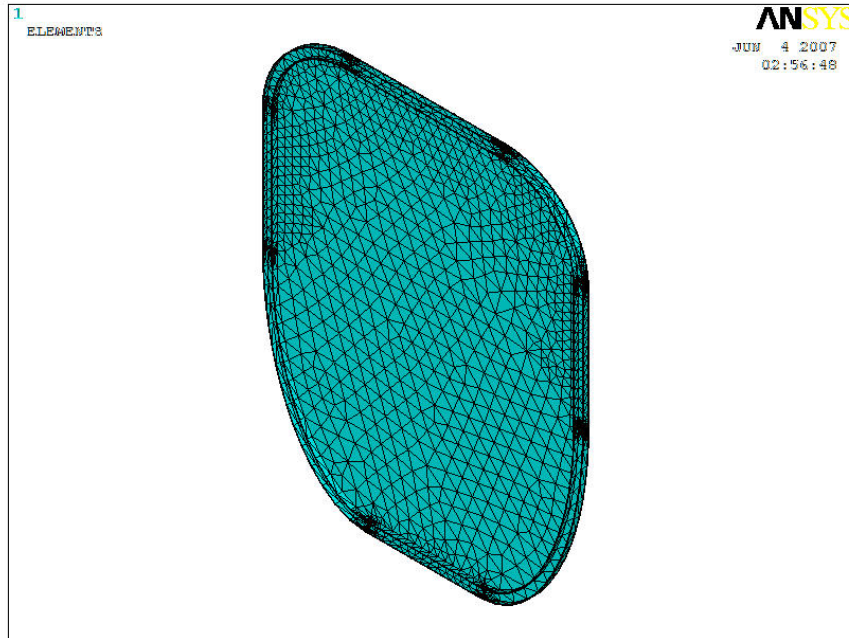


Fig. 4.13 Modelo mallado.

- Definición de restricciones y cargas.

Este paso consiste en definir cuales son las condiciones a las que va a ser sometida la pieza, para ello es necesario realizar la siguiente secuencia: Main Menu > Preprocessor > Loads > Define Loads > Apply > Structural > Displacement > On nodes.

Al realizar la secuencia anterior, se despliega la siguiente ventana.

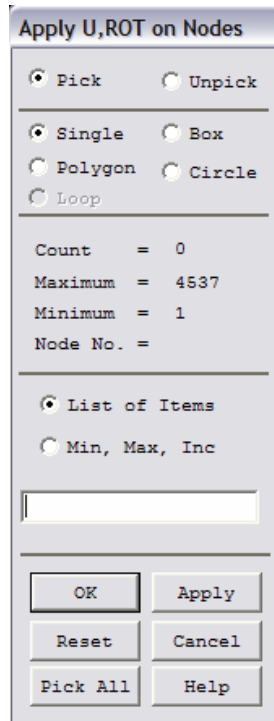


Fig. 4.14 Aplicación de restricciones en nodos.

Selecciona uno de los nodos sobre los que se van a realizar las restricciones y presiona el botón "Apply"⁴. Entonces se desplegará una nueva ventana.

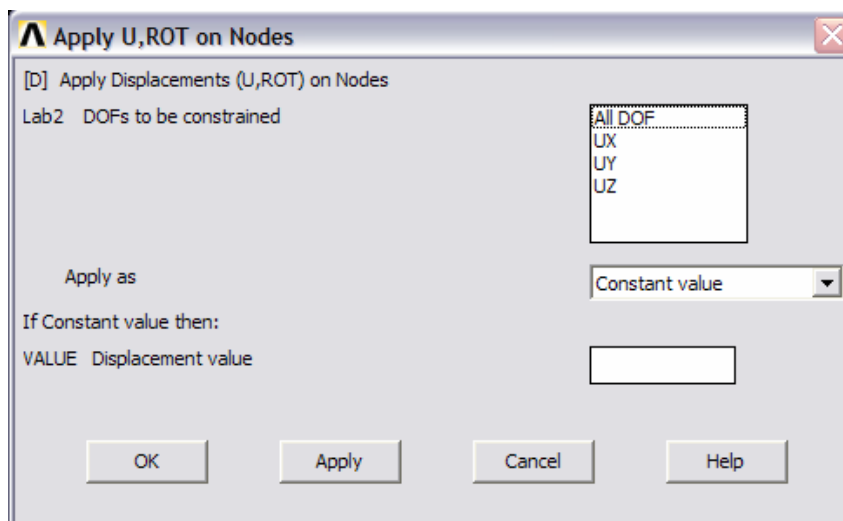


Fig. 4.15 Parámetros de la restricción.

4. Los nodos en los que se van a aplicar las restricciones son los aproximados a la posición de los arqueros.

Haciendo uso de esta ventana, selecciona en la casilla "DOFs to be constrained" la opción "ALL DOF" y presiona el botón "Apply". Este procedimiento se necesita repetir para cada uno de los puntos de apoyo.

Para definir las cargas a las que será sometida la pieza es necesario ejecutar la siguiente ruta: Main Menu > Preprocessor > Loads > Define Loads > Apply > Structural > Force/moment > On keypoints. Se despliega la siguiente ventana.

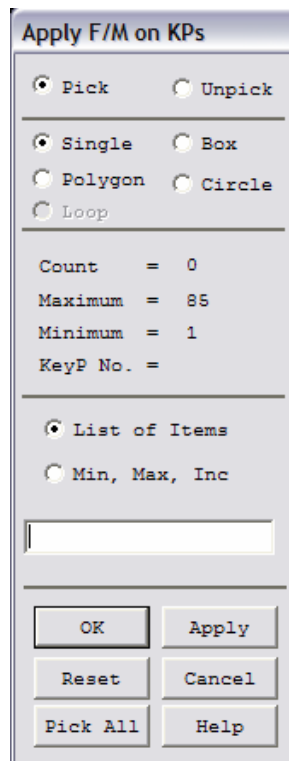


Fig. 4.16 Aplicación de fuerzas en keypoints.

Selecciona los nodos correspondientes a los puntos de fijación con el tren de nariz y presiona el botón "Apply". Se despliega la siguiente ventana.

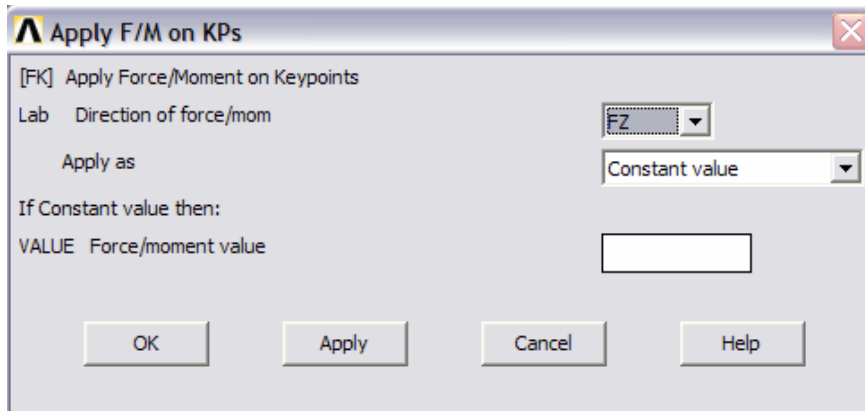


Fig. 4.17 Parámetros de la carga

En esta ventana selecciona la opción "FZ" en la casilla "Direction of force", mientras que en la otra casilla "Force value" introduce el valor de la fuerza correspondiente.

Este procedimiento se repetirá para cada uno de los puntos de carga, los valores correspondientes de fuerza se calcularon en el apartado 2.6.

En la siguiente figura se muestran todas las restricciones y cargas que se le aplicaron al modelo.

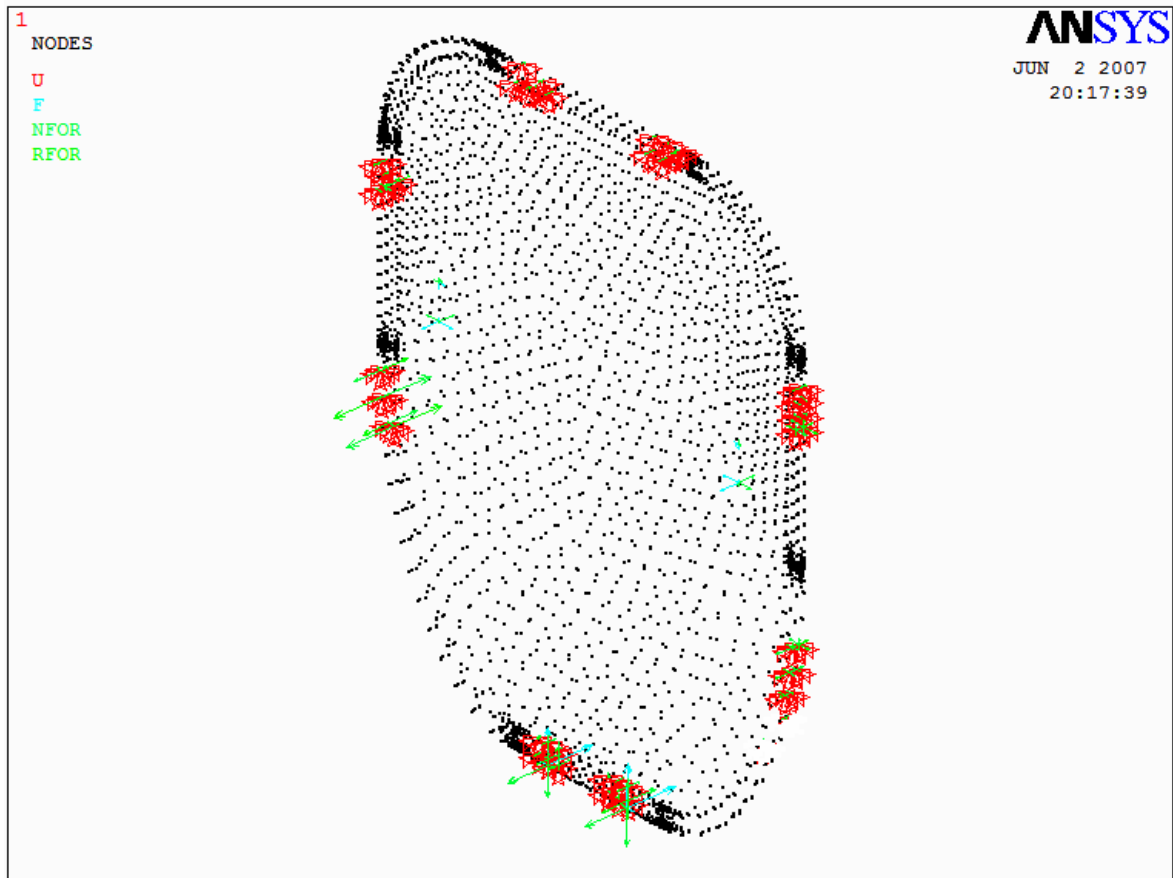


Fig. 4.18 Modelo con cargas y restricciones.

- Solución del análisis.

Para resolver el calculo es necesario seguir la siguiente dirección: Main Menu > Solution > Solve > Current LS. Presiona el botón OK en la ventana desplegada, y cuando aparezca un letrero que diga "The solution is done" presiona el botón close y el análisis estará resuelto.

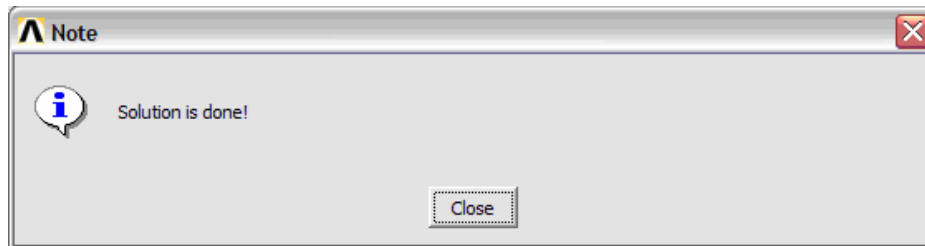


Fig. 4.19 Solución completa.

- Obtención de resultados

Una vez realizado el análisis, es necesario obtener los valores correspondientes a los esfuerzos. Para eso es necesario ejecutar la siguiente secuencia Main Menu > General Postproc > Plot results > Contour Plot > Nodal solution. Se despliega la siguiente ventana.

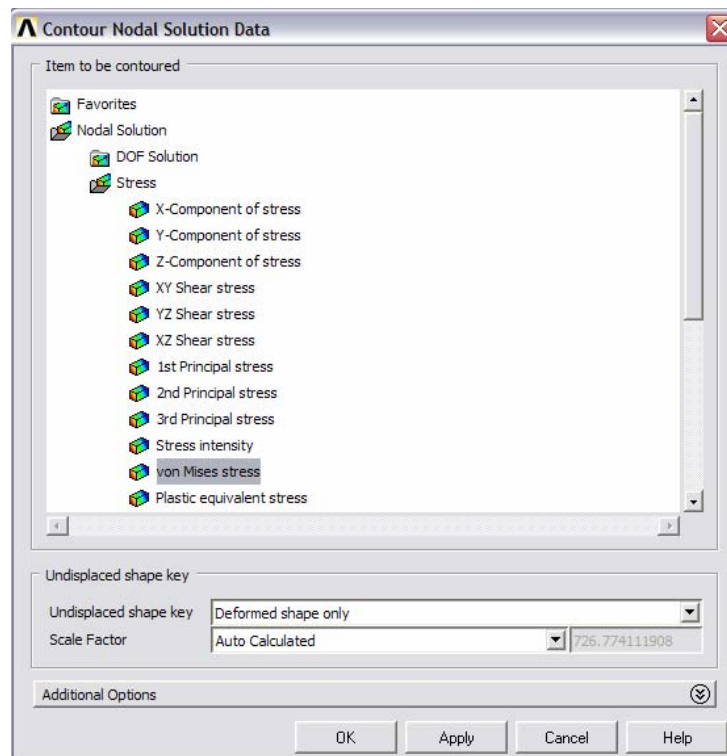


Fig. 4.20 Parámetros para visualización de los esfuerzos

En el área "Item to be contoured" selecciona la opción "Stress – von Mises stress" presiona el botón OK. Con esta secuencia se mostrara en

la pantalla la distribución de esfuerzos tanto en la pared de fuego como en la cuaderna.

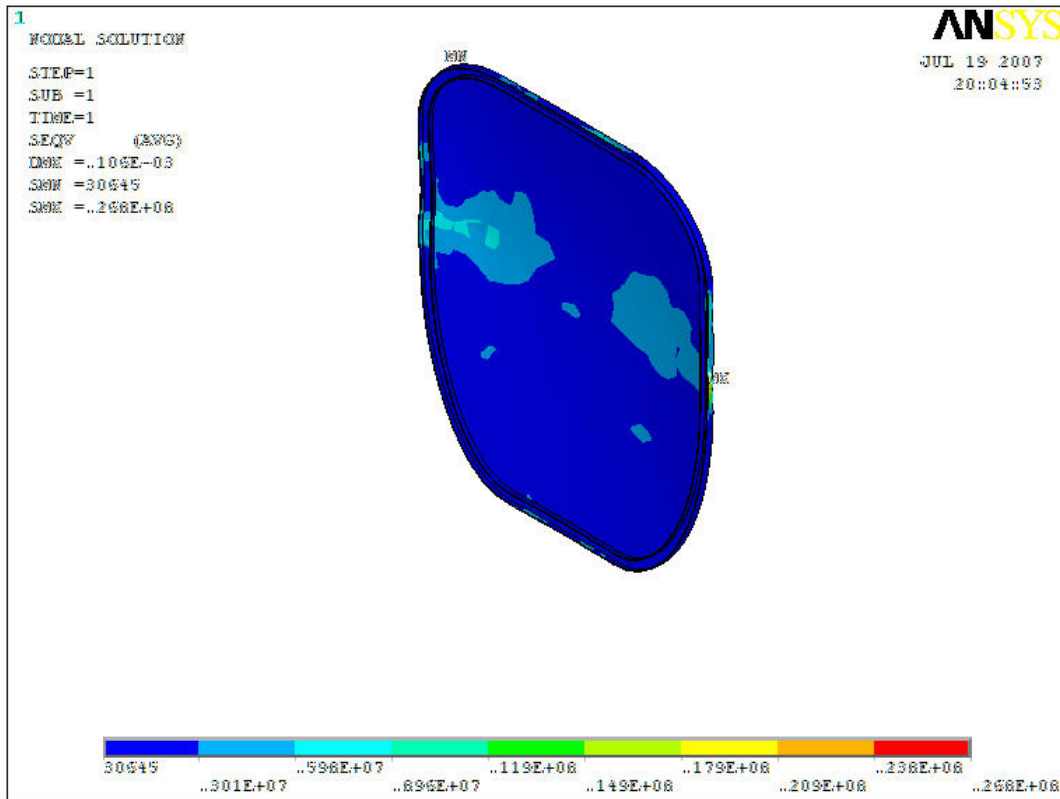


Fig. 4.21 Visualización de esfuerzos en el modelo.

Para obtener los valores de deformaciones de la pieza es necesario realizar la siguiente secuencia Main Menu > General Postproc > Plot results > Contour Plot > Nodal solution, pero esta vez en la ventana desplegada se deberá seleccionar la opción "DOF solution" y la dirección en la que se desean conocer los desplazamientos. A continuación se muestran las imágenes correspondientes.

Deformación en X

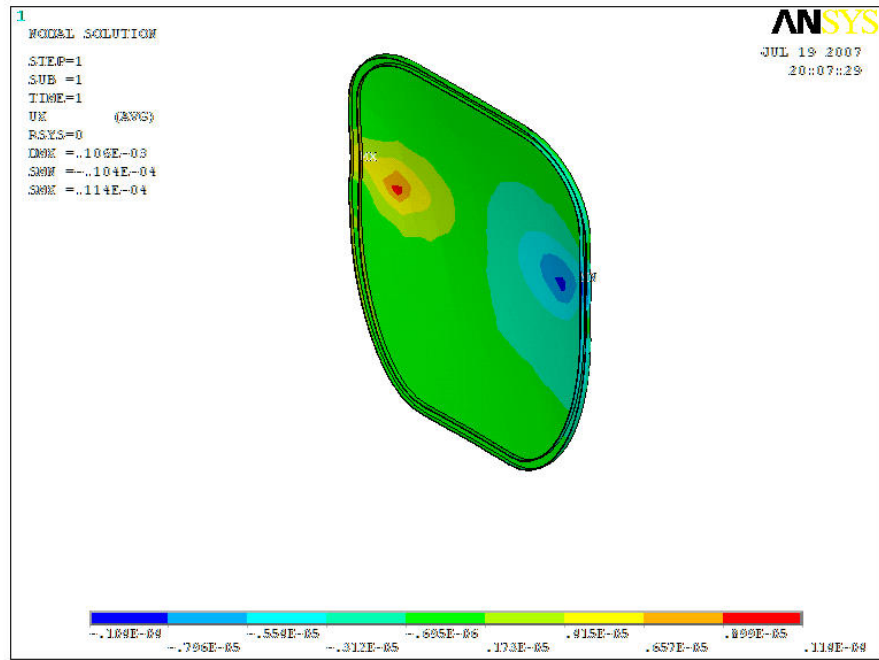


Fig. 4.22 Visualización de deformaciones en X.

Deformación en Y

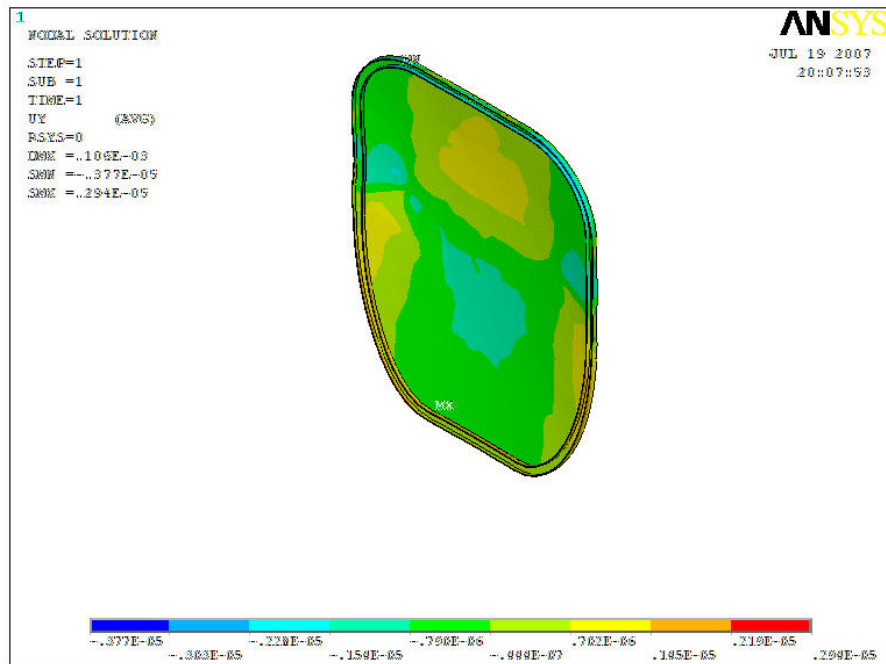


Fig. 4.22 Visualización de deformaciones en Y

Deformación en Z

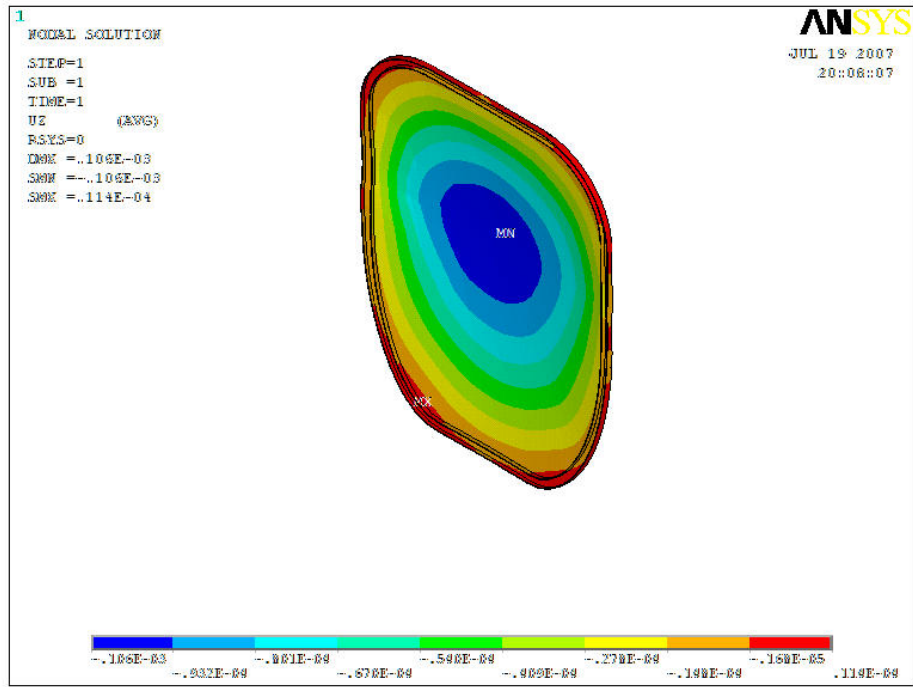


Fig. 4.22 Visualización de deformaciones en Z

4.2 Análisis de resultados

A continuación se muestran los valores máximos y mínimos de los esfuerzos en el modelo.

Valor mínimo

Nodo	Valor
3730	61908 Pa ⁵

Valor máximo

Nodo	Valor
549	0.1754 E+08 Pa (17.5 MPa)

Si tomamos en consideración que los valores de los esfuerzos máximos obtenidos son menores que el esfuerzo de cedencia del material (441 Mpa) se puede afirmar que el modelo propuesto soporta de forma segura las cargas a las que es sometido.

En cuanto a las deformaciones, la mayor que sufrió el modelo fue de 0.1062×10^{-3} metros, la cual es muy pequeña con respecto a las dimensiones generales de la cuaderna.

5. El sistema de unidades es el internacional (SI) por lo tanto los valores de esfuerzos se dan en Pascales.

CONCLUSIONES

De acuerdo al trabajo realizado, la principal conclusión a la que se llegó es que la geometría propuesta para la cuaderna del avión considerado resiste de manera sobrada los esfuerzos inducidos en este elemento estructural para la operación de aterrizaje nivelado. Cabe señalar que para asegurar el óptimo funcionamiento de esta propuesta de diseño se recomienda calcular los esfuerzos inducidos por el grupo motopropulsor, vibraciones y efectos de fuerzas generadas por la operación de vuelo.

Otra conclusión que se obtuvo es que la aplicación de la metodología mostrada para la solución de problemas estructurales presenta ventajas en comparación con el método convencional, en otras palabras se puede decir que esta metodología es fácil de aplicar en proyectos de este tipo.

Por otro lado, si bien es cierto que durante la realización de este trabajo se hicieron muchas consideraciones generalizadas debido al corto tiempo de desarrollo, se propone a las futuras generaciones detallar más este análisis para obtener resultados más precisos, pero no por ello el cálculo realizado resulta ineficiente y es precisamente el software utilizado quien nos lo indica.

Es por eso que al final de este proyecto también llegamos a la conclusión de que sería importante considerar para un próximo análisis, basarse en resultados de un estudio aerodinámico mas detallado y con más aeronaves desde el inicio del proyecto, ya que de éste se obtienen diversos parámetros que influyen de cierta forma con el análisis estructural, para el cuál resulta ventajoso contar con el estudio y diseño del tipo y geometría del tren de nariz lo cuál debe abordarse con sumo cuidado ya que representa un dispositivo de las aeronaves que exige consideraciones importantes para su uso eficiente.

ANEXOS

REFERENCIAS TOMADAS DE FAR 23.

23.3 Categorías De Aeronaves.

(a) La categoría normal esta limitada a aeronaves que tienen una configuración de sillas, excluyendo las sillas de los pilotos, de nueve o menos, un peso de despegue máximo certificado de 12.500 libras (5670 kg) o menos y cuya intención no es operación acrobática.

Operaciones que no sean acrobáticas incluyen:

- (1) Cualquier maniobra que incida a un vuelo normal;
- (2) Perdidas (a excepción de perdidas de tipo látigo); y
- (3) Figuras ocho, picadas con viraje y virajes cerrados, en los cuales el ángulo de banqueo no es mayor a 60 grados.

(b) La categoría utilitaria esta limitada a aeronaves que tienen una configuración de sillas, excluyendo a las sillas de los pilotos, de nueve o menos, un peso de despegue máximo certificado de 12.500 libras (5670 kg) o menos y cuya intención es para operación acrobática limitada. Aeronaves certificadas en la categoría utilitaria pueden ser usadas en cualquiera de las operaciones cubiertas bajo el párrafo (a) de esta sección y en operaciones acrobáticas limitadas.

Operaciones acrobáticas limitadas incluyen:

- (1) Barrenas (si son aprobadas para el tipo particular de aeronave); y
- (2) Figuras ocho, picadas con viraje y virajes cerrados o maniobras similares, en las cuales el ángulo de banqueo es más de 60 grados pero no mayor a 90 grados.

(c) La categoría acrobática esta limitada a aeronaves que tienen una configuración de sillas, excluyendo las sillas de los pilotos, de nueve o menos, un peso de despegue máximo certificado de 12.500 libras (5670 kg) o menos y cuya intención es para ser usado sin restricciones, diferentes a aquellas que muestran ser necesarias como resultado de pruebas de vuelo requeridas.

(d) La categoría regional (commuter) esta limitada a aeronaves multimotor propulsadas por hélices que tienen una configuración de sillas, excluyendo las sillas de los pilotos, de 19 o menos y un peso máximo de despegue certificado de 19000 libras (8618 kg) o menos. La operación de la categoría regional (commuter) esta limitado a cualquier maniobra que incida a un vuelo normal, pérdidas y virajes cerrados, en los cuales el ángulo de banqueo no sea mayor a 60 grados.

(e) A excepción de la categoría commuter, aeronaves pueden ser certificadas de tipo en más de una categoría si los requisitos de cada categoría solicitada se cumplen.

23.473 Condiciones de carga en tierra.

(a) Los requerimientos de carga en tierra de esta subparte deben cumplirse a un peso máximo de diseño a excepción que las secciones 23.479, 23.481 y 23.483 pueden cumplirse al peso de aterrizaje de diseño (el peso más alto para condiciones de aterrizaje a la velocidad máxima de descenso) permitido bajo los párrafos (b) y (c) de esta sección.

(b) El peso de diseño de aterrizaje puede ser tan bajo como:

(1) 95 por ciento del máximo peso si la capacidad mínima de combustible es suficiente para por lo menos media hora de operación a potencia máxima continua mas una capacidad igual al peso del combustible la cual es la diferencia entre el peso máximo de diseño y el peso de aterrizaje de diseño;

(2) El peso máximo de diseño menos el peso del 25 por ciento de la capacidad de combustible total.

(c) El peso de diseño de aterrizaje de una aeronave con multimotor puede ser menor que el permitido bajo el párrafo (b) de esta sección sí:

(1) La aeronave cumple con los requerimientos de un motor inoperativo de 23.67 (b) (1)

(2) Se muestra cumplimiento con el sistema de eliminación de combustible del numeral 23.1001.

(d) El factor de carga limite vertical de inercia seleccionado en el centro de gravedad de la aeronave para las condiciones de carga en tierra prescritas en esta subparte no puede ser menor que aquella que fue obtenido cuando se aterriza con una velocidad de descenso (y), en pies

por segundo, igual a $4.4(W/S)^{1/4}$, excepto que esta velocidad no puede ser mayor a 10 pies por segundo y menor a 7 pies por segundo.

(e) La sustentación en el ala que no exceda dos tercios del peso de la aeronave puede asumirse que existe a través del impacto de aterrizaje y actúa a través del centro de gravedad. El factor de carga de la reacción en tierra puede ser igual al factor de carga de inercia menos la razón de la sustentación del ala asumida anteriormente con el peso de la aeronave.

(1) Si pruebas de absorción de energía se realizan para determinar el factor de carga límite correspondiente a las velocidades de descenso límite, estas pruebas deben ser hechas bajo el numeral 23.723(a).

(g) Ningún factor de carga de inercia usado para propósitos de diseño puede ser menor que 2.67, ni tampoco puede ser el factor de carga de reacción en tierra menor que 2.0 veces el peso máximo de diseño, a menos que los valores bajos no sean excedidos durante procedimiento de carreteo a velocidades hasta la velocidad de despegue sobre terreno tan rugoso como el que se pueda esperar durante servicio.

23.447 Configuraciones de tren de aterrizaje.

Las secciones 23.479 a la 23.483, o las condiciones en el Apéndice C de esta parte, aplican a aeronaves con configuraciones convencionales de tren principal y de nariz, o principal y tren de cola.

23.479 Condiciones de aterrizaje nivelado.

(a) Para un aterrizaje nivelado, se asume que la aeronave se encuentra en las siguientes actitudes:

(1) Para aeronaves con ruedas de cola, una actitud de vuelo nivelado normal.

(2) Para aeronaves con rueda de nariz, actitudes en las cuales:

(i) La rueda de nariz y la principal hacen contacto con la tierra simultáneamente; y

(u) Las ruedas principales hacen contacto con la tierra y la rueda de nariz se encuentra bastante cerca de la tierra.

La actitud usada en el párrafo (a)(2)(i) de esta sección puede ser usada en el análisis requerido bajo el párrafo (a)(2)(ii) de esta sección.

(b) Cuando se estén investigando condiciones de aterrizaje, las componentes de resistencia que simulan las fuerzas requeridas para acelerar las llantas y ruedas hasta la velocidad de aterrizaje (girar) deben ser combinadas de una manera adecuada con las reacciones en tierra verticales instantáneas correspondientes, y las cargas actuando horizontalmente que resultan de la reducción rápida de las cargas de arrastre de giro (spring-back) deben ser combinadas con las reacciones verticales en tierra en el instante en que la carga hacia delante es máxima, asumiendo un coeficiente de sustentación y de fricción de 0.8 de la llanta. Sin embargo, las cargas de resistencia no pueden ser

menores que el 25 por ciento de las reacciones verticales máximas en tierra (ignorando la sustentación del ala).

(c) Si no hay pruebas más específicas o un análisis más racional para determinar el giro y de spring-back para las condiciones de aterrizaje, el método mostrado en el apéndice D de esta parte debe ser usado. Si el apéndice D de esta parte es usado, las componentes de resistencia usadas para diseño no debe ser menor que aquellas dadas en el apéndice C de esta parte.

(d) Para aeronaves con puntas en el tanque o grandes masas que estén colgando (tales como turbohélices o motores jet) soportadas por las alas, los tanques de punta y las estructuras que soportan los tanques o las masas deben ser diseñadas para los efectos de respuestas dinámicas bajo condiciones de aterrizaje nivelado del párrafo (a)(1) o (a)(2)(ii) de esta sección. En la evaluación de los efectos de la respuesta dinámica, se puede asumir una sustentación igual al peso de la aeronave.

23.481 Condiciones de aterrizaje con la cola baja.

(a) Para un aterrizaje con la cola baja, se asume que la aeronave se encuentra en las siguientes actitudes:

(1) Para aeronaves con rueda de cola, una actitud en la cual la rueda principal y de cola hacen contacto con la tierra simultáneamente.

(2) Para aeronaves con rueda de nariz, una actitud de pérdida, o el ángulo máximo que permita una tolerancia de la tierra con cada parte de la aeronave, cualquiera que sea el menor.

(b) Para aeronaves con rueda de cola o nariz, las reacciones en tierra se asumen que son verticales, con las ruedas a velocidad deseada antes que la carga máxima vertical es obtenida.

23.483 Condiciones de aterrizaje con una rueda.

Para la condición de aterrizaje con una rueda, se asume que la aeronave esta en una actitud nivelada y que hace contacto con la tierra en un lado del tren de aterrizaje principal. En esta actitud, las reacciones en tierra deben ser las mismas que aquellas obtenidas en esa parte bajo el numeral 23.47

23.485 Condiciones de carga laterales.

(a) Para la condición de carga lateral, se asume que la aeronave esta en una actitud nivelada solamente con el tren de aterrizaje principal haciendo contacto con la tierra y con los amortiguadores y llantas en sus posiciones estáticas.

(b) El factor de carga vertical límite debe ser 1.33, con la reacción vertical en tierra dividida igualmente entre las ruedas principales.

(c) El factor de carga de inercia lateral imite debe ser 0.83, con la reacción lateral de tierra dividida entre las ruedas principales de tal manera que:

(1) $0.5 (W)$ esta actuando hacia adentro en un lado; y

(2) $0.33 (W)$ esta actuando hacia afuera en el otro lado.

(d) Las cargas laterales prescritas en el párrafo (c) de esta sección se asume que son aplicadas en el momento de contacto con la tierra y las cargas de resistencia pueden asumirse como cero.

23.493 Condiciones de frenado en giro.

Bajo las condiciones de frenado en giro, con los amortiguadores y llantas en sus posiciones estáticas, lo siguiente aplica:

(a) El factor de carga vertical limite debe ser 1.33.

(b) Las actitudes y contacto con tierra deben ser aquellas prescritas en el numeral 23.479 para aterrizajes nivelados.

(c) Una reacción de resistencia igual a la reacción vertical en la rueda multiplicada por un coeficiente de fricción de 0.8 debe ser aplicada en el punto de contacto con la tierra de cada rueda con los frenos, excepto que la reacción de resistencia no necesita exceder el valor máximo basado en el torque de frenado límite.

23.499 Condiciones suplementarias para ruedas de nariz.

En la determinación de cargas en tierra en las ruedas de nariz y las estructuras de soporte afectadas, y asumiendo que los amortiguadores y llantas están en sus posiciones estáticas, las siguientes condiciones deben cumplirse:

(a) Para cargas hacia atrás, las componentes límites de fuerza en el eje deben ser:

(1) Una componente vertical de 2.25 veces la carga estática en la rueda; y

(2) Una componente de resistencia (drag) de 0.8 veces la carga vertical.

(b) Para cargas hacia adelante, las componentes límite de fuerza en el eje deben ser:

(1) Una componente vertical de 2.25 veces la carga estática en la rueda; y

(2) Un componente hacia delante de 0.4 veces la carga vertical.

(c) Para cargas laterales, las componentes límite de fuerza en contacto en tierra debe ser:

(1) Una componente vertical de 2.25 veces la carga estática en la rueda; y

(2) Una componente lateral de 0.7 veces la carga vertical.

(d) Para aeronaves con una rueda de nariz direccional que es controlada por medio hidráulico u otra potencia, a un peso de diseño de despegue o con la rueda de nariz en cualquier posición, se debe asumir una aplicación de 1.33 veces el torque total de direccionamiento con una reacción vertical igual a 1.33 veces la reacción estática máxima en el tren de nariz. Sin embargo, si un dispositivo limitante de torque está instalado, el torque de direccionamiento puede ser reducido al valor máximo permitido por ese dispositivo.

(e) Para aeronaves con una llanta de nariz direccional que tenga una conexión mecánica directa a los pedales del timón, el mecanismo debe estar diseñado para resistir el torque de direccionamiento para las fuerzas máximas del piloto especificadas en el numeral 23.397(b).

BIBLIOGRAFIA:

- [2.1] **ROSKAM JAN** *Airplane design Part IV: Layout of landing gear and systems*, DAR CORPORATION, U.S.A. 2004.
- [2.1] **RAYMER, DANIEL P.** *Aircraft design: a conceptual approach*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, U.S.A, 1992.
- [2.2] **BRUHN, ELMER FRANKLIN** *Analysis and design of flight vehicle structures*, Indianapolis, Indianati, Jacobs & Associates, 1973.
- [2.3] **FAR 23** *FAA, Estados Unidos.*
- [2.4] **CURREY, NORMAN S.** *Aircraft landing gear design: principles and practices*, E.U.A. : AIAA, 1988
- [2.4] **RAMOS PON RICARDO JOAQUIN.** *Desarrollo De La Guía Para El Seminario De Tesis Estructura Aérea: Estructuras Para 800kg A 1500kg*, México (tesis).
- [2.4] **TORENBEEK, EGBERT** *Synthesis Of Subsonic Airplane Design*, USA, KLUWER, 1990.