

T.  
629.1323  
SAN



**Escuela Superior Politécnica del Litoral**  
Facultad de Ingeniería en Mecánica y Ciencias de la  
Producción



**“Diseño Preliminar de un Simulador  
de Vuelo”**

**TESIS DE GRADO**

Previa a la Obtención del Título de:  
**INGENIERA MECANICA**

Presentada por:  
**LORENA PRISCILA SANCHEZ RUGEL**



Guayaquil - Ecuador

Año .  
2000



## **AGRADECIMIENTO**

A todas las PERSONAS e INSTITUCIONES que aportaron con información, materiales, conocimientos y apoyo para el desarrollo de esta tesis.

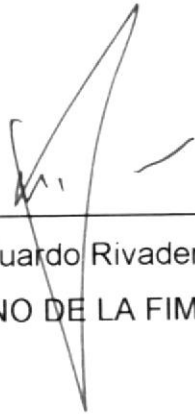
## DEDICATORIA

A mis PADRES, HERMANOS  
y AMIGOS por su apoyo  
incondicional.

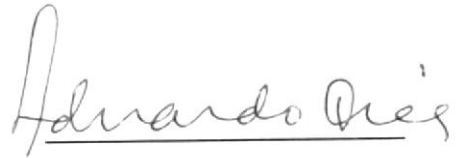
A la memoria de los  
AVIADORES NAVALES que  
conocí y han perdido su vida  
volando.

A todas las personas que se  
dedican a la investigación  
científica y hacer ingeniería  
en este país.

## TRIBUNAL DE GRADUACIÓN



Ing. Eduardo Rivadeneira P.  
DECANO DE LA FIMCP



Ing. Eduardo Orcés P.  
DIRECTOR DE TESIS

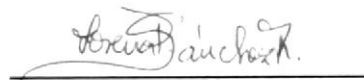


Ing. Manuel Helguero S.  
VOCAL

## DECLARACIÓN EXPRESA

“La responsabilidad del contenido de esta Tesis de Grado, me corresponden exclusivamente; y el patrimonio intelectual de la misma a la ESCUELA SUPERIOR POLITÉCNICA DEL LITORAL”.

(Reglamento de Graduación de la ESPOL)



Lorena Sánchez R.

## RESUMEN

La presente tesis consiste en la elaboración de un diseño preliminar de un simulador de vuelo con movimiento, basado en un avión de instrucción básica T-34C-1, el cual es utilizado para el adiestramiento del personal militar aéreo en nuestro país. Presenta un análisis general de las partes principales de un simulador de vuelo. El tema incluye cuatro áreas de estudio principales para el desarrollo del diseño de un simulador de vuelo, éstas son: dinámica del avión, estructuras mecánicas del simulador, mecanismos de movimiento y programación de la simulación. El simulador de vuelo está conformado de una cápsula, que internamente es similar a la cabina del avión, la cual es sostenida por una estructura base a la que se apoya en un mecanismo que consiste de dos conjuntos de barras y tres cilindros hidráulicos, los mismos que se accionan bajo la dirección de un controlador electrónico, simulando los movimientos del avión. El esquema de la tesis se desarrolla a partir de seis capítulos.

En el primer capítulo se presentan conocimientos físicos y aerodinámicos generales de un avión; orientado al modelo de instrucción básica T-34C-1.

En el segundo, se describe un análisis longitudinal y lateral de un avión, que permite la obtención de las ecuaciones de movimiento del avión para una condición de vuelo determinada. El análisis se basa en el método de estabilidad y ecuaciones de Euler. La simulación de las ecuaciones de movimiento del avión se realizó mediante el software Matlab/Simulink, el cual utiliza herramientas de matemáticas simbólica y programación gráfica.

El tercer capítulo introduce al diseño físico del simulador de vuelo, el cual organiza las áreas de ingeniería necesarias para su elaboración, y adicionalmente la descripción, forma y dimensiones del simulador de vuelo. La forma y dimensionamiento del simulador se realiza de acuerdo a las características físicas del avión T-34C-1.

A continuación, en el cuarto capítulo se realiza un diseño estructural de las partes más importantes del simulador de vuelo, como es el piso de la cápsula y la estructura base que sostiene a la cápsula del simulador. Se analiza en estado estático y en función de pesos estimados que soportaría la estructura y el piso.

En el penúltimo capítulo se obtiene los modelos matemáticos del comportamiento de los elementos del mecanismo para su simulación, además del dimensionamiento de los cilindros hidráulicos. Para la simulación visual del mecanismo y control de su posición lineal y angular se utiliza una Motion, la cual es una aplicación del software VISUAL NASTRAN DESKTOP 4D.

El sexto capítulo enlaza el segundo y quinto ya presentados, mediante la programación en el software INTOUCH 7.1, lo cual comprobará por simulación visual, los modelos matemáticos obtenidos tanto del avión como del mecanismo. Se ingresan como entradas los comandos que da el piloto a través del panel de control y entrega como salidas los desplazamientos requeridos de los cilindros hidráulico para producir los movimientos deseados del simulador de vuelo, y presentación gráfica de un avión y de los instrumentos del mismo.

# INDICE GENERAL

	Pág.
RESUMEN .....	VI
ÍNDICE GENERAL .....	VIII
ABREVIATURAS .....	X
SIMBOLOGÍA .....	XI
ÍNDICE DE FIGURAS .....	XIII
ÍNDICE DE TABLAS .....	XVIII
ÍNDICE DE PLANOS .....	XIX
INTRODUCCIÓN .....	1
I. CARACTERÍSTICAS DEL AVIÓN T-34C .....	2
1.1. Definición de un avión.....	3
1.2. Partes del avión .....	3
1.3. Superficies de control .....	10
1.4. Dimensiones y elementos del T-34C .....	17
1.5. Controles e instrumentos del avión.....	22
1.6. Fuerzas y momentos aerodinámicos .....	36
1.7. Parámetros que gobiernan las fuerzas aerodinámicas .....	42
II. DINÁMICA DEL AVIÓN T-34C .....	48
2.1. Datos y limitaciones aerodinámicas del avión T-34C-1.....	48
2.2. Análisis aerodinámico del avión.....	54
2.3. Análisis dinámico de un avión.....	59
III. GENERALIDADES DEL SIMULADOR DE VUELO .....	75
3.1. Introducción al simulador de vuelo.....	77
3.2. Sistema de control del simulador de vuelo.....	80
3.3. Organización del diseño del simulador de vuelo.....	85

3.4. Diseño de forma del simulador de vuelo.....	88
IV. CÁLCULO ESTRUCTURAL ESTÁTICO DEL SIMULADOR DE VUELO.....	89
4.1. Cápsula del simulador.....	90
4.2. Estructura base de la cápsula.....	106
V. MECANISMO DEL SIMULADOR DE VUELO.....	128
5.1. Especificaciones del mecanismo.....	128
5.2. Carrera de los cilindros.....	134
5.3. Velocidades de los cilindros.....	153
5.4. Fuerzas de los cilindros.....	157
5.5. Cálculo de los cilindros hidráulicos.....	160
VI. SIMULACIÓN DEL AVIÓN.....	172
6.1. Descripción de la simulación del avión en el programa INTOUCH.....	173
6.2. Identificación de variables de entradas y salidas.....	173
6.3. Programas de la simulación de vuelo.....	175
6.4. Pantallas del simulador.....	176
CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES.....	181
ANEXOS.....	183
TERMINOLOGÍA.....	211
BIBLIOGRAFIA.....	214

## ABREVIATURAS

NACA	National Advisory Committee on Aeronautics
NATOPS	Entrenamiento aéreo Naval y estandarización de procedimientos de operación (Naval Air Training and Operating Procedures Standardization)
AOA	Sistema indicador de ángulo de ataque
CA	Centro Aerodinámico
CG	Centro de gravedad
ELP	Palanca de emergencia de potencia
MAC	Cuerda aerodinámica media
MAX	Máximo
PCL	Palanca para el Control de la Potencia
R/A	Razón de ascenso
R/D	Razón de descenso
RMI	Indicador de radio magnético
RPM	Revoluciones por minuto
SFC	Consumo específico de combustible
SHP	Caballos de fuerza en el eje
S.L.	A nivel del mar
VSI	Indicador de velocidad vertical

## SIMBOLOGÍA

NACA abcd	a	Máxima línea de cámara
	b	Distancia desde el borde de carga al máximo
	c, d	Máxima sección
$C_L$		coeficiente de sustentación
$\rho$		densidad
A		área
V		velocidad
$C_D$		coeficiente de arrastre
G		factor de carga
T		empuje
Pot		potencia
$\eta$		eficiencia
$\delta_a$		ángulo de deflexión del alerón
$\delta_e$		ángulo de deflexión del elevador
$\delta_d$		ángulo de deflexión del timón de dirección
$\delta_f$		ángulo de deflexión de los flaps
$\alpha$		Angulo de ataque
$\theta$		Angulo de inclinación
$\phi$		Angulo de banqueo
$\beta$		Angulo de deriva o derrape
$\psi$		Angulo de guiñada
L		Sustentación
W		Peso
T		Empuje
D		Arrastre
Mc		Momento de Cabeceo

Mb	Momento de Balanceo
Mg	Momento de Guiñada
m	Masa
C <sub>D</sub>	Coeficiente de Arrastre
C <sub>M</sub>	Coeficiente de momento de cabeceo
AR	Razón de aspecto
R	Radio de giro
ROT	Tasa de giro
c	cuerda
b	envergadura
G	Factor de Carga
Re	Número de Reynolds
Vs	Velocidad de pérdida de sustentación
$\omega$	Velocidad angular del avión
Pot	Potencia
$\eta$	Eficiencia
Q	Torque
$\omega$	Velocidad angular de la hélice
t	Tiempo
h	Altura
N <sub>1</sub>	Velocidad de la turbina
N <sub>2</sub>	Velocidad del compresor
d	ángulo dihedro

## INDICE DE FIGURAS

	Pág.
Figura 1.1 Avión modelo T-34C-1 .....	2
Figura 1.2 Partes principales de un avión.....	3
Figura 1.3 Vista frontal de un avión.....	4
Figura 1.4 Vista superior de un ala de un avión.....	5
Figura 1.5 Elementos geométricos del perfil de un ala .....	5
Figura 1.6 Empenaje de cola .....	6
Figura 1.7 Parte de un tren de aterrizaje.....	7
Figura 1.8 Hélice.....	9
Figura 1.9 Ángulos de pala de la hélice de T-34C .....	10
Figura 1.10 Superficies de control del avión.....	11
Figura 1.11 Superficies principales de control .....	12
Figura 1.12 Balanceo .....	13
Figura 1.13 Cabeceo.....	14
Figura 1.14 Guiñada .....	15
Figura 1.15 Aleta del timón de dirección tipo antiservo.....	16
Figura 1.16 Aleta de alerón tipo servo .....	16
Figura 1.17 Flap tipo ranurado.....	17
Figura 1.18 Dimensiones del T-34C.....	18
Figura 1.19 Cabina delantera del T-34C-1.....	19
Figura 1.20 Panel de instrumentos .....	21
Figura 1.21 Controles de Mando.....	23
Figura 1.22 Tubo Pitot.....	24
Figura 1.23 Velocímetro.....	25
Figura 1.24 Indicador de velocidad .....	25
Figura 1.25 Altimetro.....	26
Figura 1.26 Partes de un altímetro.....	26
Figura 1.27 Variómetro .....	27

Figura 1.28	Brújula.....	27
Figura 1.29	Horizonte artificial .....	28
Figura 1.30	Partes del horizonte artificial.....	28
Figura 1.31	Inclinómetro .....	29
Figura 1.32	Indicador del ángulo de ataque.....	30
Figura 1.33	Acelerómetro.....	30
Figura 1.34	Cuadrante del control de potencia .....	31
Figura 1.35	Indicador ITT.....	33
Figura 1.36	Torquímetro .....	34
Figura 1.37	Tacómetro de turbina.....	34
Figura 1.38	Tacómetro de hélice .....	35
Figura 1.39	Diagrama de cuerpo libre de un avión .....	36
Figura 1.40	Fuerza de sustentación.....	37
Figura 1.41	Ejes de vuelo .....	41
Figura 1.42	Características geométricas del ala.....	42
Figura 1.43	Ángulo de ataque.....	44
Figura 1.44	Ángulo de inclinación.....	44
Figura 1.45	Ángulo de banqueo.....	45
Figura 2.1	Centro de gravedad .....	57
Figura 2.2	Flujo de aire sobre el fuselaje .....	58
Figura 2.3	Estabilidad lateral.....	59
Figura 2.4	Ángulos de Euler.....	60
Figura 2.5	Dinámica longitudinal.....	64
Figura 2.6	Diagrama de dinámica longitudinal .....	66
Figura 2.7	U con variación del elevador.....	66
Figura 2.8	Alpha con variación del elevador .....	67
Figura 2.9	Tetha con variación del elevador .....	67
Figura 2.10	Tethadot con variación del elevador .....	67
Figura 2.11	Dinámica lateral .....	68

Figura 2.12	Diagrama de dinámica lateral .....	71
Figura 2.13	Ángulo de banqueo por variación del alerón.....	71
Figura 2.14	Ángulo de guiñada por variación del alerón.....	72
Figura 2.15	Ángulo de derrape por variación del alerón .....	72
Figura 2.16	Ángulo de banqueo por variación del timón de dirección.....	73
Figura 2.17	Ángulo de guiñada por variación del timón de dirección.....	73
Figura 2.18	Ángulo de derrape por variación del timón de dirección .....	74
Figura 3.1	Partes del simulador de vuelo.....	77
Figura 3.2	Partes de la compuerta del avión T-34C.....	78
Figura 3.3	Silla con cinturón de seguridad del piloto.....	79
Figura 3.4	Diagrama de control del simulador de vuelo.....	82
Figura 3.5	Organización del diseño del simulador de vuelo.....	87
Figura 4.1	Partes estructurales principales a calcular.....	90
Figura 4.2	Perfil del armazón de la cápsula y compuerta .....	91
Figura 4.3	Dimensiones de los perfiles de la compuerta.....	92
Figura 4.4	Dimensiones de los perfiles del cuerpo de la cápsula .....	94
Figura 4.5	Diagrama de las fuerzas asumidas sobre la cápsula.....	97
Figura 4.6	Nodos del cuerpo de la cápsula.....	98
Figura 4.7	Fuerzas analizadas para piso de la cápsula.....	103
Figura 4.8	Área considerada del piso.....	103
Figura 4.9	Diagrama de fuerzas del piso .....	103
Figura 4.10	Momento máximo en el piso .....	104
Figura 4.11	Fuerzas sobre estructura base .....	107
Figura 4.12	Denominación de las vigas de la estructura base.....	108
Figura 4.13	Diagrama de fuerzas y momentos actuantes sobre la viga longitudinal central .....	109
Figura 4.14	Momento máximo de viga longitudinal.....	114
Figura 4.15	Perfil tubo cuadrado hueco de 50x50x3.....	115

Figura 4.16	Diagrama de fuerza cortante y momento de viga transversal secundaria.....	116
Figura 4.17	Corte de la viga transversal posterior .....	117
Figura 4.18	Círculo de Mohr para el punto D .....	118
Figura 4.19	Perfil tubo cuadrado hueco de 50x50x3.....	119
Figura 4.20	Diagrama de fuerza cortante y momento de vigas laterales de los cilindros .....	120
Figura 4.21	Perfil tubo cuadrado hueco de 40x40x3.....	121
Figura 4.22	Perfil tubo cuadrado hueco de 40x40x3.....	122
Figura 4.23	Nodos de estructura base para CADRE .....	124
Figura 5.1	Partes del mecanismo del simulador de vuelo.....	129
Figura 5.2	Mecanismo de barras y cilindros.....	131
Figura 5.3	Diagrama de los movimientos del simulador de vuelo .....	132
Figura 5.4	Vista lateral del mecanismo .....	132
Figura 5.5	Vista frontal del mecanismo.....	133
Figura 5.6	Diagrama simplificado de las dimensiones del mecanismo .	134
Figura 5.7	Posición $\theta$ de positivo del mecanismo .....	136
Figura 5.8	Mecanismo simplificado, vista posterior (plano YZ) .....	136
Figura 5.9	Combinación de movimientos.....	137
Figura 5.10	Diagrama para obtener ecuaciones de los cilindros .....	140
Figura 5.11	Denominaciones del mecanismo para el cálculo de la distancia f.....	145
Figura 5.12	Condición 1: $\theta = 0^\circ$ y $\phi = 0^\circ$ .....	150
Figura 5.13	Condición 2: $\theta = 0^\circ$ y $\phi = 30^\circ$ .....	150
Figura 5.14	Condición 4: $\theta = 30^\circ$ y $\phi = 30^\circ$ .....	150
Figura 5.15	Condición 5: $\theta = 20^\circ$ y $\phi = 22^\circ$ .....	151
Figura 5.16	Condición 7: $\theta = -30^\circ$ y $\phi = 0^\circ$ .....	151
Figura 5.17	Condición 8: $\theta = -30^\circ$ y $\phi = 30^\circ$ .....	151

Figura 5.18	Fuerzas sobre la estructura base, con los cilindros como apoyos .....	157
Figura 5.19	Diagrama de fuerzas sobre estructura base .....	158
Figura 5.20	Vista superior de distancias entre fuerzas sobre la estructura base .....	159
Figura 5.21	Cilindro hidráulico .....	161
Figura 5.22	Cilindro hidráulico # 1 .....	162
Figura 5.23	Componentes de la fuerza sobre el cilindro.....	163
Figura 5.24	Direcciones de las fuerzas cuando sube y cuando baja .....	164
Figura 5.25	Cilindro 2 ó 3.....	168
Figura 5.26	Componentes de la fuerza sobre el cilindro.....	169
Figura 6.1	Ventana de presentación del programa “Simulador de vuelo” .....	177
Figura 6.2	Ventanas de paneles de instrumentos y control del simulador .....	178
Figura 6.3	Ventana del avión simulando el ascenso.....	179
Figura 6.4	Ventana de simulación del mecanismo de simulador .....	180

## INDICE DE TABLAS

Tabla I.	Limitaciones de la presión y temperatura del aceite.....	35
Tabla II.	Entradas principales del sistema del simulador de vuelo .....	83
Tabla III.	Salidas principales del sistema del simulador de vuelo.....	84
Tabla IV.	Dimensiones de los perfiles de la compuerta .....	92
Tabla V.	Dimensiones de la pared de la compuerta .....	93
Tabla VI.	Dimensiones de los perfiles del cuerpo de la cápsula .....	94
Tabla VII.	Dimensiones de las paredes del cuerpo de la cápsula.....	96
Tabla VIII.	Características de los elementos de la cápsula.....	99
Tabla IX.	Nodos de la cápsula .....	99
Tabla X.	Fuerzas y momentos asumidos en los nodos.....	100
Tabla XI.	Máximos desplazamientos y reacciones de los nodos .....	101
Tabla XII.	Reacciones y momentos en los nodos de apoyos.....	102
Tabla XIII.	Peso de los elementos internos considerados de la cápsula .	106
Tabla XIV.	Dimensiones y peso de los perfiles de la estructura base.....	123
Tabla XV.	Características de los perfiles de la estructura base .....	124
Tabla XVI.	Nodos de la estructura base.....	125
Tabla XVII.	Cargas aplicadas en la estructura base.....	126
Tabla XVIII.	Reacciones de la estructura base .....	126
Tabla XIX.	Desplazamiento de la estructura base.....	127
Tabla XX.	Máximas carreras de los cilindros hidráulicos .....	152
Tabla XXI.	Velocidades máximas de los cilindros hidráulicos .....	156

## INDICE DE PLANOS

Plano 1.	Partes del simulador de vuelo .....	201
Plano 2.	Vistas del simulador de vuelo .....	202
Plano 3.	Cápsula y compuerta.....	203
Plano 4.	Estructura base .....	204
Plano 5.	Mecanismo del simulador.....	205
Plano 6.	Barras del mecanismo.....	206
Plano 7.	Piso del simulador .....	207
Plano 8.	Articulaciones y guías del mecanismo.....	208

# INTRODUCCIÓN

Los accidentes de aviones se han vuelto muy comunes en estos tiempos, donde se pierden muchas vidas humanas. Las causas de estos accidentes son varias: problemas técnicos del avión, factores climáticos, o falla del piloto. Los problemas que se pueden presentar son extensos, esta situación exige que el piloto esté debidamente preparado.

En todo campo, el mejor aprendizaje se lo obtiene practicando; por lo tanto en la aviación, el piloto practica volando; siendo el simulador de vuelo el sistema más conveniente para esto. Es así, que la simulación es muy importante en esta profesión; por sus muy variadas ventajas, como lo son: costo, seguridad, accesibilidad y muchas más.

El simulador de vuelo permite que el piloto se adiestre desde el inicio, gane experiencia, practique emergencias e incluso experimente sensaciones de movimiento.

El objetivo principal de la presente tesis, es el desarrollo de un diseño preliminar de un simulador de vuelo, que sirva como introducción y referencia para el diseño total y construcción del mismo.

Generalmente, los pilotos inician sus entrenamientos con un avión de mecanismos básicos, llamado avión de instrucción básica. Por esta razón, para esta tesis, se ha seleccionado un avión de este tipo, el modelo T-34C.

Para el desarrollo y organización de la tesis se utiliza algunas áreas importantes de estudio de la ingeniería: dinámica del avión, diseño mecánico estructural, mecanismos de movimiento, programación de la simulación. En cada una de estas áreas se aplica diferentes métodos matemáticos y físicos.

# CAPÍTULO 1

## 1. CARACTERÍSTICAS DEL AVION T-34C

Existe una gran variedad de aviones pero todos tienen muchos elementos en común, y lo más importante es que tienen el mismo principio de vuelo. Sin embargo los elementos exclusivos del avión de instrucción básica T-34C-1 se indican a lo largo de este capítulo. En la Figura 1.1, se presenta el avión modelo T-34C-1.



Figura 1.1 Avión modelo T-34C-1 (13)

### 1.1. Definición

Un avión es un transporte aéreo. El avión se mueve a través del aire por impulsión de medios mecánicos y por la sustentación creada en las alas fijas por acción dinámica de la corriente del aire que incide sobre su superficie aerodinámica al desplazarse (5).

### 1.2. Partes de un avión

Las principales partes de un avión son las que se presentan en la Figura 1.2.

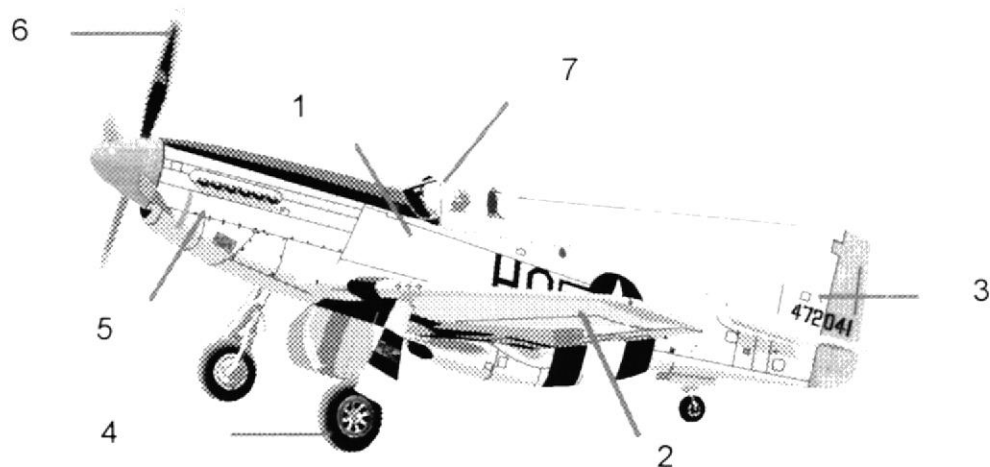


Figura 1.2 Partes principales de un avión (24)

1. Fuselaje
2. Alas
3. Empenaje de cola
4. Tren de aterrizaje
5. Compartimiento del Motor
6. Hélice
7. Cabina -en el interior- mandos e instrumentos

### ➤ **Fuselaje**

El fuselaje forma el cuerpo del avión, aloja al piloto, los pasajeros y a la carga. Es metálico, y su sección transversal generalmente es de forma elíptica o circular, la cual facilita la circulación aerodinámica del aire, ver Figura 1.3. El fuselaje resiste cargas aerodinámicas que se ejercen en las distintas partes del avión y permite la presurización del interior para volar a elevadas altitudes (25).

El tipo de construcción del fuselaje para un avión depende de los esfuerzos y pesos requeridos éste. El avión T-34C tiene un fuselaje tipo semimonocoque, de dos plazas (1).

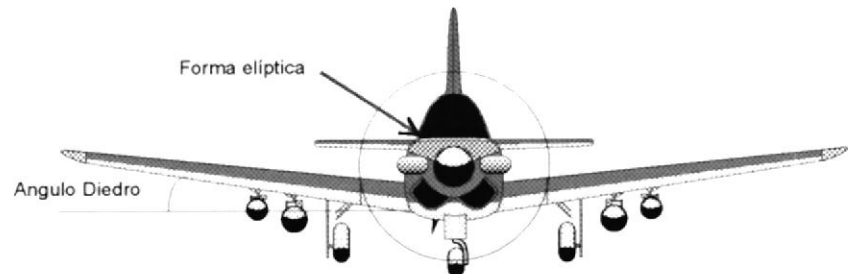


Figura 1.3 Vista frontal de un avión (24)

### ➤ **Alas**

Las alas tienen una forma aerodinámica definida para dar sustentación al avión. El ala se encuentra montada en el fuselaje en forma inclinada, permitiendo mejorar la estabilidad lateral del avión. El ángulo que forma el ala con el plano horizontal se llama ángulo diedro, como se indica en la Figura 1.3. En la Figura 1.4 se presenta una ala de un avión.

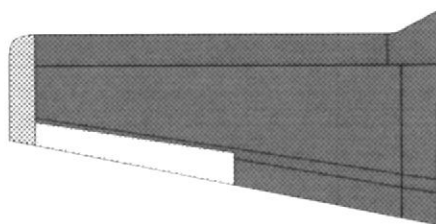


Figura 1.4: Vista superior de un ala de un avión (24)

Las características aerodinámicas del avión se dan por tamaño y forma del ala. NACA ha estandarizado los perfiles alares a las características geométricas de la sección. En el perfil de ala que se presenta en la Figura 1.5, se detallan sus elementos geométricos.

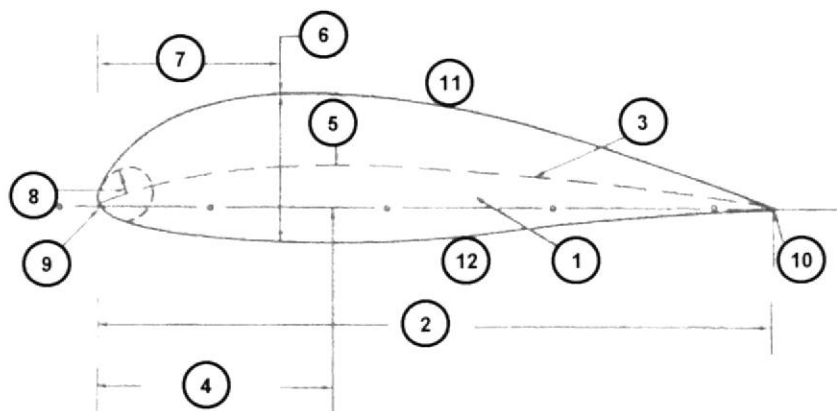


Figura 1.5: Elementos geométricos del perfil de un ala (16)

1. Línea cuerda
2. Cuerda
3. Línea de curvatura media
4. Localización de la curvatura máxima
5. Curvatura máxima
6. Máximo espesor
7. Localización del espesor máximo
8. Radio del borde de ataque

9. Borde de ataque
10. Borde posterior
11. Superficie superior
12. Superficie inferior

El ala del T-34C es de tipo cantilever y consta de dos secciones simétricas que son: NACA 23012 en la punta (APÉNDICE A) y NACA 23016.5 en la base del ala. Tiene un ángulo diedro de  $7^\circ$  (1).

### ➤ **Empenaje de cola**

El empenaje de cola consta de dos superficies básicas: la horizontal y la vertical. Cada una tiene secciones fijas, que proporcionan estabilidad y secciones móviles, para controlar el vuelo (25).

Las partes móviles son el timón y los alerones, que controlan el cabeceo y la dirección, las que se indica en la Figura 1.6.

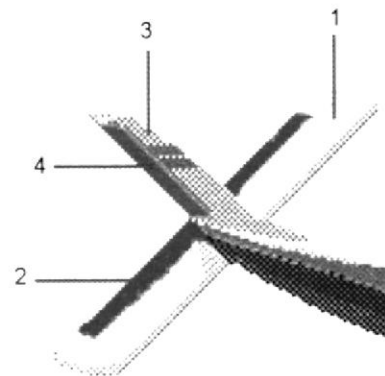


Figura 1.6: Empenaje de cola (25)

- |                             |                           |
|-----------------------------|---------------------------|
| 1. Estabilizador horizontal | 3. Estabilizador vertical |
| 2. Elevador                 | 4. Timón de dirección     |

➤ **Tren de aterrizaje**

Este sistema evita el capotaje al aterrizar. Sus partes principales son la rueda, el amortiguador, los frenos; la mayoría tienen también un mecanismo para extenderlo y retraerlo (25). En la Figura 1.7 se presentan algunas partes del sistema del tren de aterrizaje.

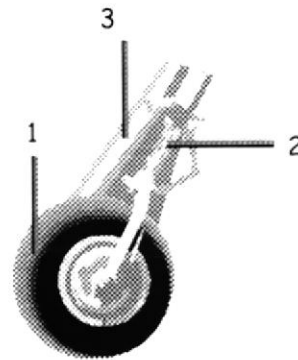


Figura 1.7: Parte de un tren de aterrizaje (24)

1. Llanta
2. Amortiguador
3. Compuerta del tren

El avión T-34C consta de un tren de aterrizaje tipo triciclo, que es operado normalmente por un sistema eléctrico, y en condiciones de emergencia por un sistema mecánico. (1)

➤ **Motor**

El T-34C tiene un solo motor de turbina tipo turbo hélice construido por la Pratt & Whitney tipo PT6A-25. Su propósito principal es proveer fuerza motriz para mover la hélice, a través de una caja reductora y además suplir de energía a los accesorios de control del motor. Tiene cuatro

secciones principales: compresor, cámara de combustión, turbina y escape.

El compresor consiste de admisión de aire, compresión y difusión, tiene una relación de compresión de 7:1 por las tres etapas axiales y una etapa centrífuga.

La cámara de combustión es de tipo anular de flujo reverso, con cuatro inyectores de combustible y dos bujías de encendido.

La turbina consiste de dos etapas, de ejes independientes. El compresor de la turbina, también llamada turbina N1, rota en sentido antihorario. Tiene un máximo disponible de 101.5%, que es cuando rota a 37000 RPM. El eje de la turbina, rota en sentido horario, e imparte el torque al eje de la hélice, a la segunda etapa del sistema de reducción. Cuando la hélice tiene un máximo de RPM, la turbina de potencia rota a 33000 RPM.

El motor, se encuentra equipado con un limitador de torque neumático dando una potencia nominal de 400 SHP a 2200 RPM (2)

➤ **Hélice**

La hélice es un propulsor mecánico que produce un empuje al avión, a partir de la tracción del eje de rotación del motor. Se compone de un buje y de cierto número de palas. Su

función es aspirar, delante del avión, cierta cantidad de aire y rechazarlo hacia atrás con el fin de crear la fuerza de las hélices y, con ella, de todo el avión (25)

La eficiencia de la hélice varía con respecto a la velocidad, y sus características geométricas. En la Figura 1.8, se indica en el perfil de una hélice algunos elementos geométricos.

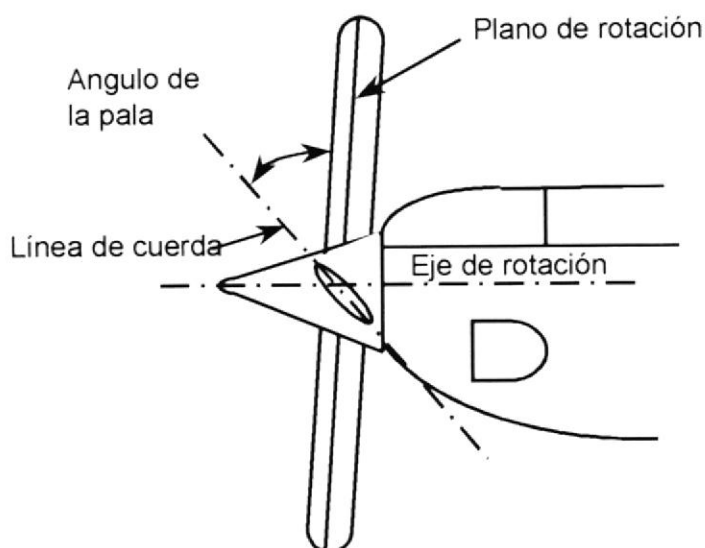


Figura 1.8 Hélice (2)

El T-34C usa una hélice Hartzell, de tres palas de velocidad constante, la cual tiene capacidades de total embanderamiento y de reversa, solo en tierra para frenar la hélice. La hélice es de aluminio, tiene un diámetro de 7 pies 6 pulgadas. La operación de la hélice del T-34C es controlada por un sistema hidráulico, para obtener una velocidad constante (1)

El T-34C tiene tres ángulos básicos de pala, y son los que se indican en la Figura 1.9. El ángulo de la pala afecta directamente a la velocidad de la hélice; a un alto ángulo causa una baja velocidad de la hélice y a un ángulo bajo de la pala causa una alta velocidad de la hélice.

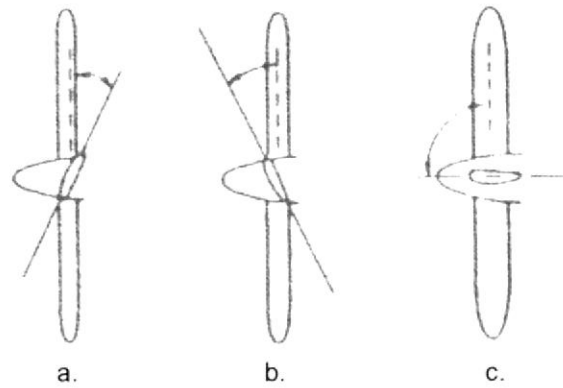


Figura 1.9 Ángulos de la pala de la hélice de T-34C (2)

- |                           |               |
|---------------------------|---------------|
| a. Ángulo Beta en reversa | $-5.0^\circ$  |
| b. Baja inclinación       | $+17.5^\circ$ |
| c. En bandera             | $+87.5^\circ$ |

### 1.3. Superficies de control

Las superficies de control son perfiles de ala que desvían el aire en una dirección, haciendo que el avión se mueva en la dirección opuesta al desplazarse en el aire. Se encuentran en el empenaje de cola y en las alas, como se indican en la Figura 1.10. Tiene superficies de control fijas y móviles. A continuación se detallarán las superficies de control móviles, las mismas que se clasifican en principales y secundarias.

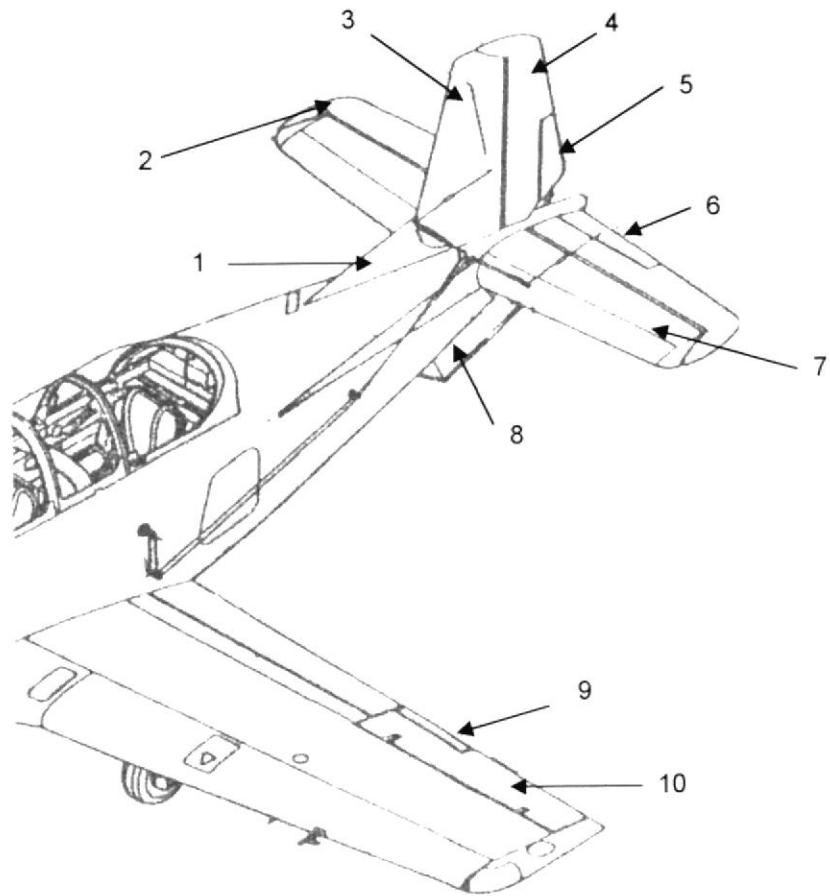


Figura 1.10 Superficies de control del avión (2)

1. Estabilizador fijo vertical
2. Elevador
3. Estabilizador vertical
4. Timón de dirección
5. Compensador del timón de dirección
6. Compensador del elevador
7. Estabilizador horizontal
8. Estabilizador fijo ventral
9. Compensador del alerón
10. Alerón

**Superficies de control principales**, son los *alergones*, el *timón de dirección* y el *elevador*, ver la Figura 1.11. Los alergones y elevador se controlan con la palanca de mandos, y el timón de dirección con los pedales (7)

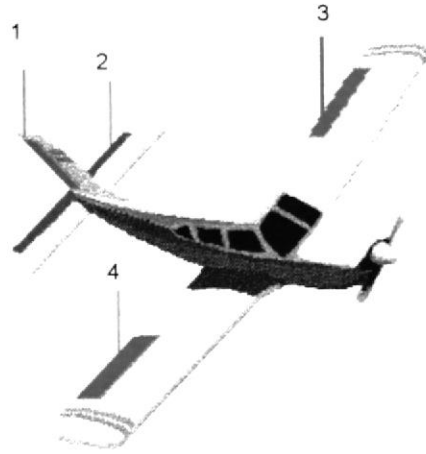


Figura 1.11: Superficies principales de control (25)

- 1 Timón de dirección
- 2 Elevador
- 3 Alerón izquierdo
- 4 Alerón derecho

**Superficies de control secundarias**, son los *dispositivos de centrado o compensadores* de cada superficie principal y los *flaps*. Estas superficies secundarias se controlan mecánicamente o eléctricamente y son utilizadas para pequeños movimientos de estabilización del avión (7)

➤ **Alerones**

Son superficies móviles en el lado exterior de las alas. Su función consiste en que al mover la palanca de mando hacia la izquierda o la derecha, el avión alabee y gire hacia

dicho lado. Los alerones se mueven en direcciones opuestas, es decir, si se mueve la palanca a la izquierda, el alerón izquierdo subirá, reduciendo la sustentación del ala izquierda, al mismo tiempo, el alerón derecho baja, aumentando la sustentación sobre el ala derecha, lo que hace que el avión se ladee hacia la izquierda (7). En la Figura 1.12, se observa un avión con balanceo hacia la izquierda.

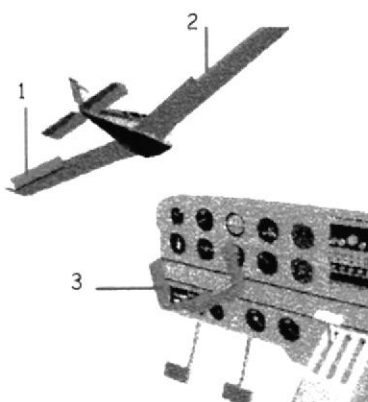


Figura 1.12: Balanceo (25)

1. Alerón izquierdo
2. Alerón derecho
3. Volante de mando

#### ➤ **Timón de profundidad**

Está situado en el borde de salida del estabilizador horizontal. El elevador sube y baja al empujar o tirar de la palanca de mandos controlando así el cabeceo del avión, solo cambiando su ángulo de inclinación con respecto al eje lateral, como se ve en la Figura 1.13 (26).

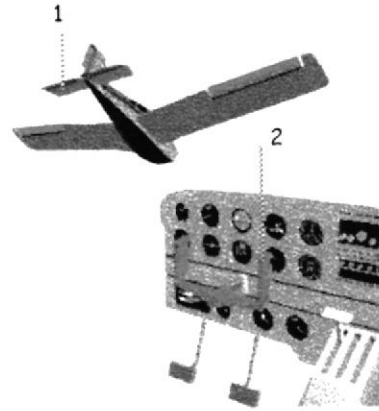


Figura 1.13: Cabeceo (25)

1. Elevador
2. Volante de mando

Si se tira de la palanca sin acelerar o aumentar potencia al motor, el avión comenzará a ascender, luego pierde velocidad y se estabiliza a una velocidad menor, por esto para ascender un avión es necesario aumentar la potencia.

#### ➤ **Timón de dirección**

El timón de dirección es una superficie de control abisagrada unida al borde de salida del estabilizador vertical. Se controla con los pedales de la cabina de mando (26).

El timón de dirección controla la guiñada en dirección opuesta al ladear, que se produce por la resistencia sobre los alerones durante los virajes; aplicando los pedales del mismo lado de la inclinación que se dé con la palanca de mandos. Ver Figura 1.14.

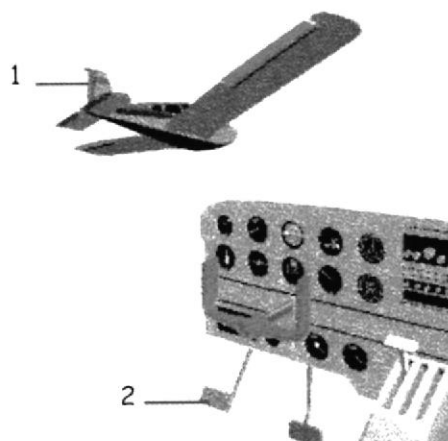


Figura 1.14: Guiñada (25)

1. Timón de dirección
2. Pedales de dirección

#### ➤ **Aletas compensadoras**

Las aletas compensadoras son superficies pequeñas auxiliares de control instaladas en las superficies principales de control, antes indicado en la Figura 1.10. Permiten estabilizar el avión además de disminuir el esfuerzo físico de deflexión de los controles, es decir, ayudan a realizar movimientos de precisión del avión (2).

**Aleta compensadora del elevador**, que se encuentran en el timón de profundidad, es del tipo neutral. Mantiene una relación angular constante hacia el elevador cuando es deflectado. Sirve para reducir a cero el momento creado en la bisagra del elevador cuando la aleta es manualmente ajustada por el piloto con el control de la aleta compensadora.

**Aleta compensadora del timón de dirección**, ubicado en el timón de dirección, es del tipo anti-servo, se mueve en la misma dirección que el timón, como se observa en la Figura 1.15. Produce el incremento del momento sobre la bisagra del timón y permite al piloto sentir mejor las presiones sobre el timón. (2).

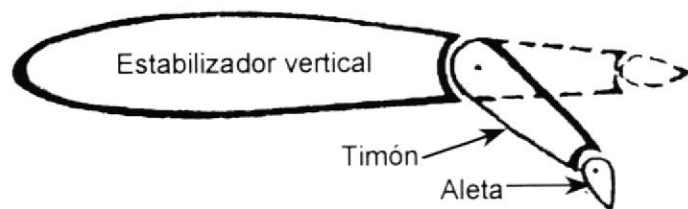


Figura 1.15 Aleta del timón de dirección tipo antiservo (2)

**Aleta compensadora del alerón**, para el T-34C-1, consta sólo de una en el ala derecha del avión. Es del tipo servo y se mueve en sentido contrario a la dirección del movimiento del alerón, ver la Figura 1.16. Ayuda al piloto a que deflecte el alerón. (2).

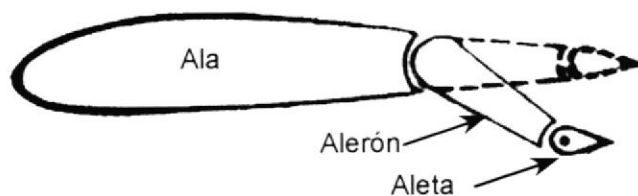


Figura 1.16 Aleta de alerón tipo servo (2)

### ➤ Flaps

Los flaps son pequeñas superficies que permiten cambiar la forma del ala, aumentando la sustentación e incrementando la resistencia, permitiendo volar a una velocidad

aerodinámica menor y descender en un ángulo cerrado sin ganar velocidad. No deben ser utilizados para maniobrar el avión, ni ser considerados como frenos; ya que si se accionan a velocidades altas pueden provocarse daños estructurales (26).

Al extender o plegar los flaps, ocurren cambios en la posición de cabeceo, que son necesarios de controlar con la palanca de mandos. El T-34C tiene flaps tipo ranurados, ver Figura 1.17 (2).



Figura 1.17 : Flap tipo ranurado (2)

Este tipo de flaps permite aumentar la presión del aire y la energía de la capa límite de aire, lo cual produce retardo de entrada en pérdida.

#### **1.4. Dimensiones y elementos del T-34C-1**

En la Figura 1.18, se presentan las vistas lateral, frontal y superior del avión de instrucción T-34C-1, con sus dimensiones.

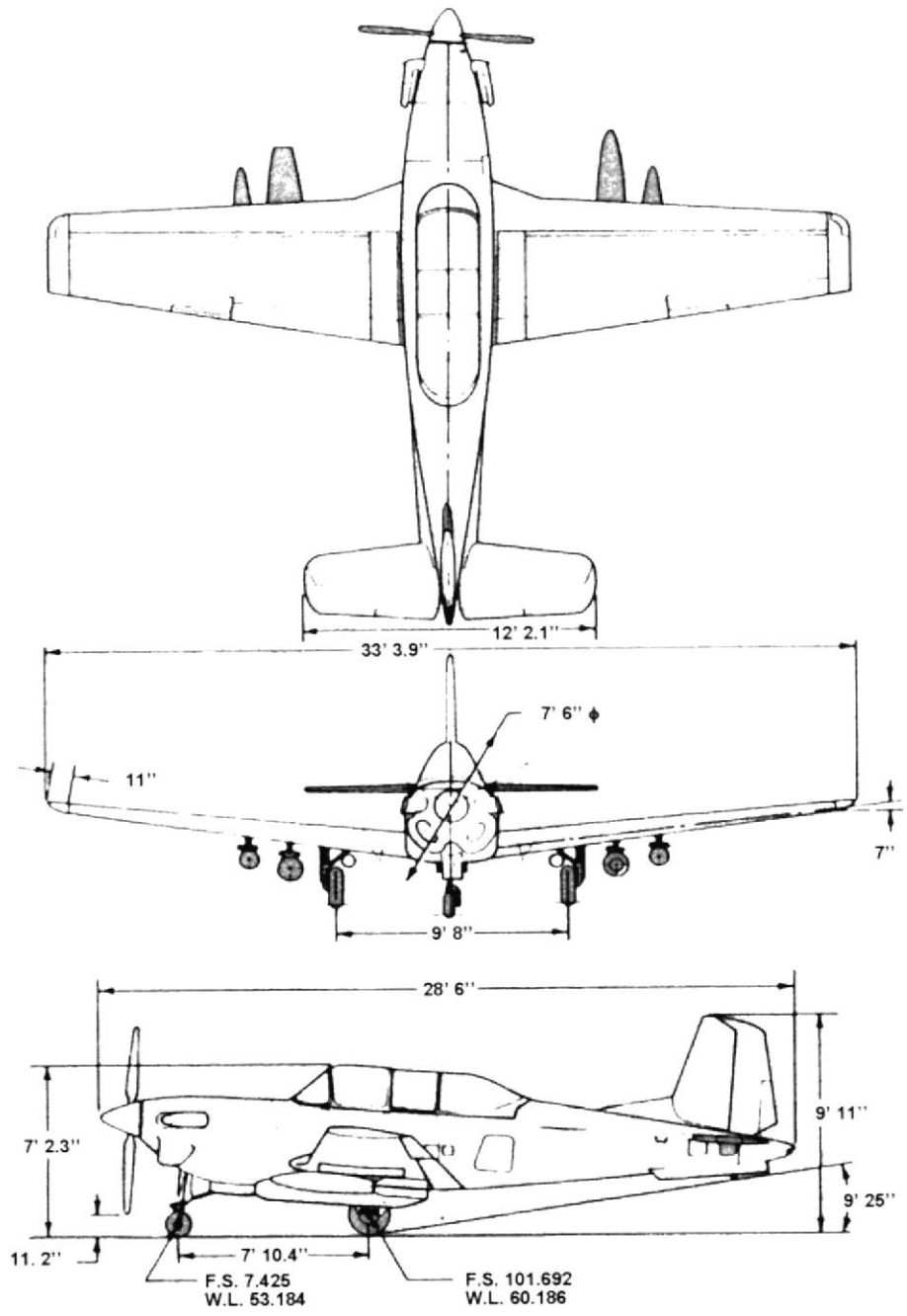


Figura 1.18 Dimensiones del T-34C (3)

### ➤ **Cabina del T-34C**

Internamente del avión se encuentra la cabina, la misma que contiene un panel de instrumentos, los paneles laterales de controles, controles de las superficies de control, la silla del piloto y otros accesorios. La cabina delantera del avión T-34C-1, es presentada en la Figura 1.19.

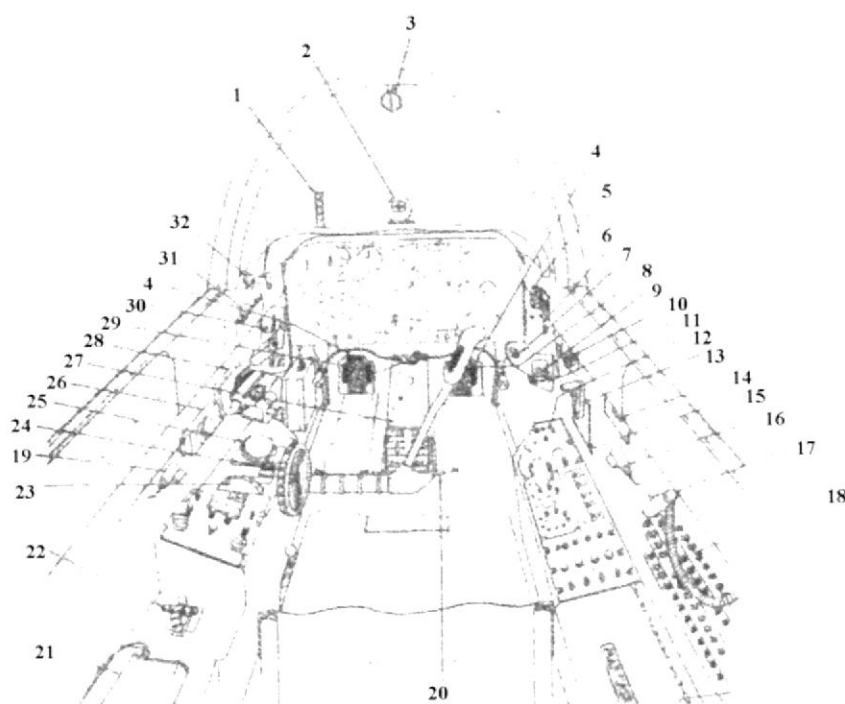


Figura 1.19: Cabina delantera del T-34C-1 (2)

1. Indicador AOA
2. Compás magnético estándar
3. Medidor de temperatura del aire
4. Pedales del timón
5. Manija de emergencia de abertura de la compuerta
6. Panel de control de arranque/ ignición
7. Palanca del freno de parqueo

8. Bastón de control
9. Desvío de ingreso del aire al motor
10. Manija de control de oxígeno
11. Control del aire estático del alternador
12. Panel de comandos de control eléctrico
13. Manija de emergencia de extensión del tren de aterrizaje
14. Cenicero
15. Manivela de embrague de la manija del tren de aterrizaje
16. Luces del proyector del piloto
17. Luz de utilidad del piloto
18. Panel del circuito de breaker
19. Caja de mapas
20. Estructura de los controles de vuelo
21. Transmisor de localización de emergencia
22. Manija de emergencia de corte de combustible
23. Control del estabilizador del alerón
24. Control del estabilizador del elevador
25. Control del estabilizador del timón de dirección
26. Interruptor del flap
27. Unidad del evaporador
28. Cuadrante del control del motor y propeler
29. Manija de ajuste del timón de dirección
30. Subpanel izquierdo
31. Control del ambiente del piloto
32. Control del desfogue del parabrisas

➤ **Panel de instrumentos**

El panel de instrumentos contiene los instrumentos, y luces de advertencia de emergencias. En la Figura 1.20 se indican todos los elementos del panel de instrumentos del T-34C.

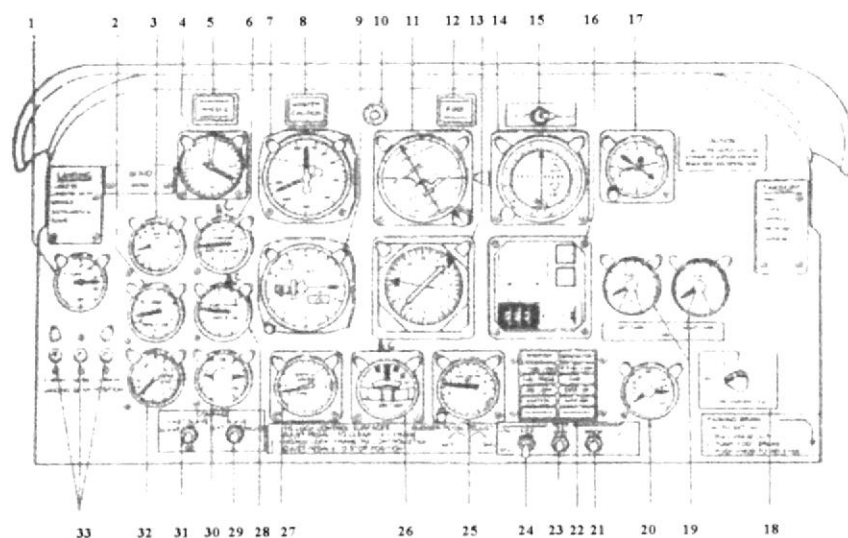


Figura 1.20 Panel de instrumentos (2)

1. Indicador de posición de los flaps
2. Tacómetro de la hélice
3. Medidor de la temperatura entre estado de la turbina
4. Indicador del ángulo de ataque (AOA)
5. Luz de precaución del tren de aterrizaje
6. Torquímetro
7. Indicador de velocidad
8. Luz de precaución
9. Altímetro
10. Interruptor de fijado rápido de giro de altitud
11. Indicador de altitud
12. Luz de precaución de fuego

13. Indicador de radio magnético (RMI)
14. Indicador de desviación del curso
15. Interruptor VOR/TACAN
16. Indicador DME
17. Reloj
18. Interruptor de prueba de precaución de fuego
19. Medidor de cantidad de combustible
20. Medidor de voltios/ amperios
21. Interruptor de prueba del propeler en sobre velocidad
22. Panel anunciador
23. Interruptor de prueba del Panel anunciador
24. Interruptor de prueba del AOA
25. Acelerómetro
26. Indicador de giro y deslizamiento
27. Indicador de velocidad vertical
28. Medidor de flujo de combustible
29. Interruptor de fijación del compás
30. Medidor de la temperatura y presión del combustible
31. Interruptor de fijación rápida del compás
32. Tacómetro de turbina
33. Indicadores de la posición de aterrizaje

### **1.5. Controles e Instrumentos del avión**

Los controles del avión son mecanismos, que permiten que el piloto manibre el avión, variando sus superficies, y condiciones del motor.

Los instrumentos son aquellos elementos que indican al piloto las condiciones en que se encuentra el avión internamente y en vuelo. Se los ha agrupado en: instrumentos de vuelo, del motor y de navegación. Para el interés de este trabajo sólo se detallarán los instrumentos y controles de vuelo y del motor.

➤ **Controles de vuelo**

Los controles de vuelo se clasifican en primarios y secundarios. Los sistemas de control primarios de vuelo son los que controlan los alerones, timón de profundidad y dirección; estos se indican en la Figura 1.21. Los controles secundarios son interruptores de flaps y perillas de mando de centrado, que mueven las superficies secundarias. Todas las superficies de control están conectadas a los controles del piloto

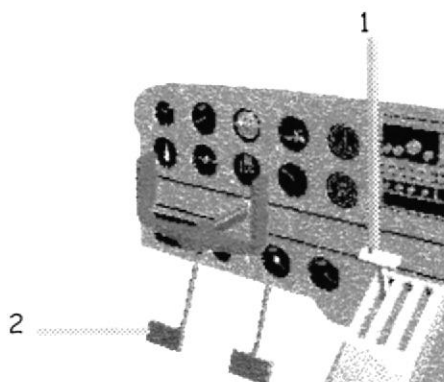


Figura 1.21: Controles de Mando (25)

1. Palanca de mando
2. Pedales de dirección

**La palanca de mando**, también llamado volante de mando o bastón. Tiene movimientos hacia adelante y hacia atrás, para el timón de profundidad; y hacia la derecha e izquierda, para los alerones.

**Los pedales de dirección**, controlan al timón de dirección. Al presionar el pedal izquierdo y pedal derecho sube; de esta forma se mueve el timón de dirección hacia la derecha y el avión se desvía hacia la izquierda. De igual manera se procede para girar al otro lado.

#### ➤ **Instrumentos de vuelo**

En la presente sección se explican brevemente algunos instrumentos principales de vuelo.

Ciertos instrumentos de vuelo miden la presión de aire y se denominan instrumentos Pitot con toma estática, por estar conectados al tubo Pitot, que se encuentra en el exterior de un ala, ver la Figura 1.22, estos son: el velocímetro, el altímetro y el variómetro (indicador de velocidad vertical).

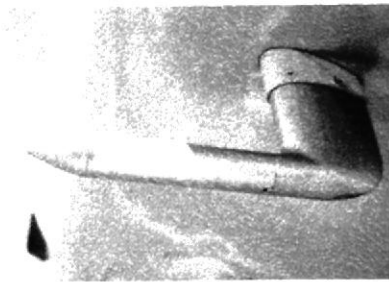


Figura 1.22 : Tubo Pitot (18)

**VELOCÍMETRO O ANEMÓMETRO**, es un manómetro diferencial que indica la velocidad aerodinámica de desplazamiento horizontal del avión. La velocidad es expresada en nudos o en Mach, como se ve en la Figura 1.23. El velocímetro mide la diferencia entre la presión estática y la presión dinámica del aire en el tubo de Pitot y muestra la diferencia de presión en forma de velocidad aerodinámica. (26)

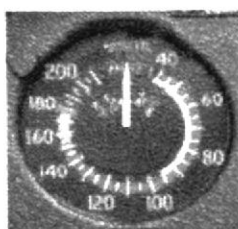


Figura 1.23: Velocímetro (26)

El velocímetro del T-34C tiene un rango de 40 a 400 nudos. Posee un puntero que indica continuamente la máxima velocidad disponible (2). Ver la Figura 1.24.

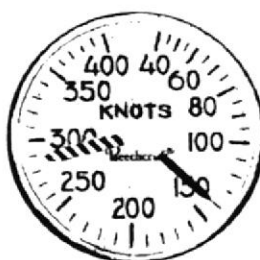


Figura 1.24 Indicador de velocidad (2)

**ALTÍMETRO BAROMÉTRICO**, mide la altitud mediante el registro de los cambios que se producen en la presión atmosférica cuando el avión asciende o desciende. Traducen estos cambios de presión en altitud y velocidad de ascenso o descenso. Ver Figura 1.25.

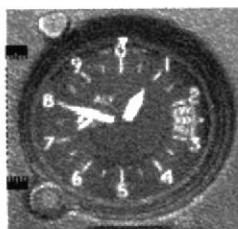


Figura 1.25: Altimetro (18)

Tiene tres escalas de 100, 1000 y 10000 pies, un puntero simple que indica cientos de pies en una escala circular, con 50 pies graduados en el centro. Del lado derecho tiene una ventana que presenta la presión barométrica, la cual es usada para la corrección de la variación de la presión a nivel del mar (2). En la Figura 1.26, se indican las partes del altímetro del T-34C.

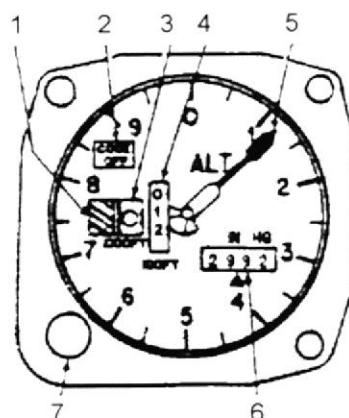


Figura 1.26 Partes de un altímetro (2)

1. Contador de 10000 pies
2. Código de bandera de apagado
3. Contador de 1000 pies
4. Contador de 100 pies
5. Puntero simple
6. Ventana de presión en pulgadas de Hg
7. Selector de presión barométrica

**VARIÓMETRO**, denominado VSI (Indicador de velocidad vertical), es el reloj que indica la velocidad de desplazamiento vertical del avión, basada en la presión atmosférica. Es una esfera con una única aguja, y dos escalas simétricas. Indica si el avión está subiendo o bajando, y a que velocidad lo hace.

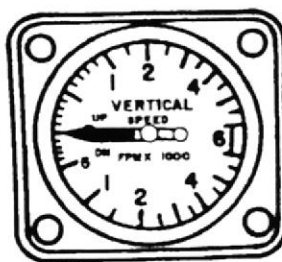


Figura 1.27: Variómetro (2)

En el T-34C, se encuentra graduada con divisiones de 100 pies, desde 0 a 1000 pies y en incrementos 500 pies desde 1000 a 6000 pies, como se indica en la Figura 1.27 (2).

**BRÚJULA O COMPÁS**, es el compás magnético, que marca el rumbo magnético real (7). Ver la Figura 1.28.

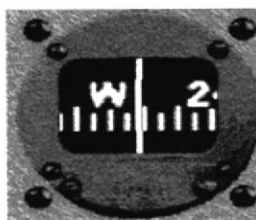


Figura 1.28: Brújula (18)

**HORIZONTE ARTIFICIAL**, da información acerca de la posición del avión en el espacio. Indicando tanto la inclinación longitudinal y transversal del avión, en relación con la tierra (13). Ver la Figura 1.29.

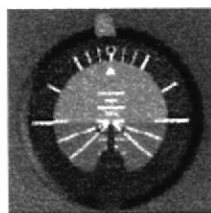


Figura 1.29 : Horizonte Artificial (18)

El cabeceo y balanceo son indicados por movimiento de una esfera en el indicador que se compara a un avión pequeño. Tiene un rango de  $360^\circ$  en cabeceo y  $\pm 82^\circ$  en balanceo. Está graduada en intervalos de  $5^\circ$ . El indicador del ángulo de banqueo es leído en conjunto con la escala del ángulo de cabeceo (2). En la Figura 1.30, se indican las partes de un horizonte artificial.

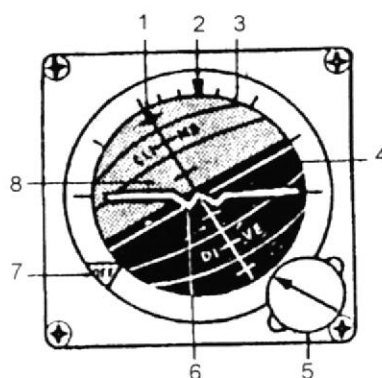


Figura 1.30 : Partes del Horizonte Artificial (2)

1. Puntero de ángulo de banqueo
2. Indicador del ángulo de banqueo
3. Escala del ángulo de banqueo
4. Línea horizontal
5. Control de compensación de cabeceo
6. Aeroplano en miniatura
7. Bandera de encendido/ apagado
8. Esfera

**INCLINÓMETRO**, consta de dos instrumentos. La parte del giroscopio muestra la velocidad angular de viraje del avión. La bola dentro del tubo denominada "indicador de resbalones y derrapes" o "inclinómetro", muestra la calidad de viraje; es decir, si es o no coordinado. Cuando las alas del avión en miniatura se alinean con las pequeñas líneas junto a la "L" (izquierda) y a la "R" (derecha); esto significa que el avión ha alcanzado una velocidad angular de viraje estándar (26). Ver la Figura 1.31.

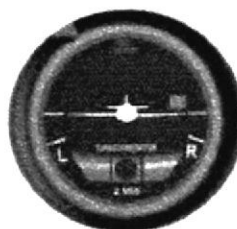


Figura 1.31: Inclinómetro (18)

**SISTEMA DEL ÁNGULO DE ATAQUE**, permite al piloto estabilizar el avión con un óptimo ángulo de ataque del ala para una velocidad dada. La escala está graduada de 0 a 29 unidades en incrementos de una unidad. (Ver la Figura 1.32) Los indicadores principales son:

- 20 unidades es aproximación óptima, en el T-34C la velocidad éste se da a 80 nudos con los flaps arriba y 95 con los flaps abajo.
- 26 ½ unidades, indica peligro de entrada en pérdida, entonces los pedales empiezan a vibrar, se activa entre 5 y 10 nudos sobre la velocidad de STALL.
- 29 unidades, el avión se encuentra completamente estoleado.

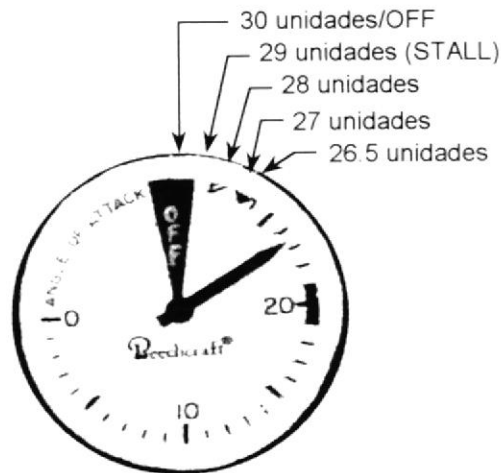


Figura 1.32 Indicador del ángulo de ataque (2)

**ACELERÓMETRO**, indica las gravedades positivas y negativas del avión en vuelo. Ver la Figura 1.33.

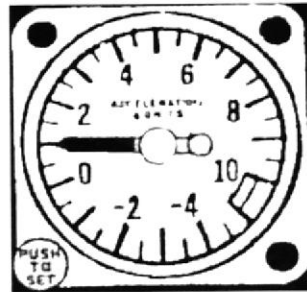


Figura 1.33 Acelerómetro (2)

➤ **Controles del motor**

Los controles del motor, permite que se gradúe la potencia del motor, produciendo que el avión se impulse hacia adelante.

**CUADRANTE PARA EL CONTROL DEL MOTOR**, consiste del control de potencia (PCL) y palancas de condición mecánica. El cuadrante también contiene interruptores de interconexión beta, tren de aterrizaje arriba, hélice en

bandera y corte de combustible. En la Figura 1.34 se indican las partes del cuadrante para el control del motor (2).

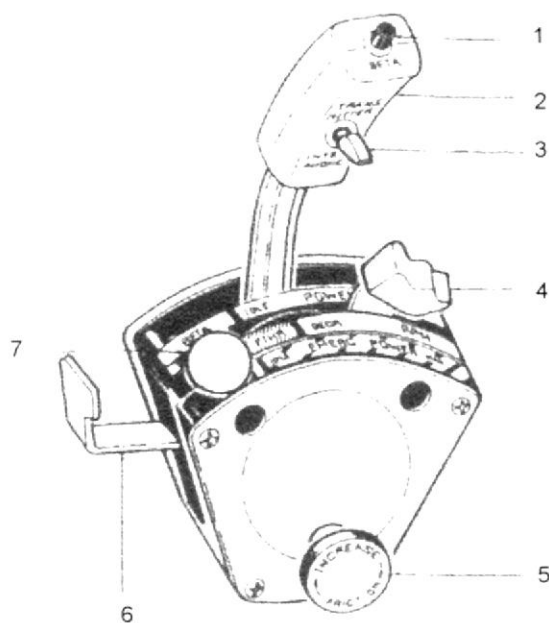


Figura 1.34 Cuadrante de control de potencia (2)

1. Interruptor de rango BETA
2. Palanca de control de potencia (PCL)
3. Interruptor de selección de radio
4. Palanca de condición
5. Perilla de ajuste de fricción
6. Palanca de corte de combustible
7. Palanca de emergencia de potencia (ELP)

**PALANCA PARA EL CONTROL DE LA POTENCIA**, regula la potencia del motor desde marcha lenta a máxima, y opera de tal manera que el movimiento hacia adelante incrementa la potencia del motor. El alcance del recorrido

de la PCL se encuentra rotulado: "BETA", "IDLE" (marcha lenta), "POWER" (potencia) Y "MAX" (máxima), (2).

**PALANCA DE CONDICIÓN**, combina las funciones de flujo de combustible en encendido-apagado (FUEL ON-OFF), en bandera, y RPM de las hélices. El alcance del recorrido de la palanca se encuentra rotulado: "OFF-FUEL-ON" (encendido-combustible-apagado), "FTH" (en bandera), "DECR-RPM-INCR" (disminución- RPM-incremento), (2).

**INTERRUPTOR DE ARRANQUE DEL MOTOR**, rotulado "STARTER-HOLD ON" (Arranque sostenido), es un pulsador momentáneo. Al presionar este, completa el circuito de arranque y activa la luz rotulada "IGNITION" (Encendido) en el panel del anunciador. Cuando se presiona este y el Interruptor del encendido (IGNITION SWITCH), el interruptor completa el circuito solamente para la rotación del motor (2).

**EL INTERRUPTOR DEL ENCENDIDO**, está rotulado "IGNITION ON-HOLD OFF" (Encendido conectado-apagado). Normalmente está cargado con un resorte en la posición IGNITION ON (2).

➤ **Instrumentos del motor**

Los instrumentos del motor son los que le permiten al piloto observar el comportamiento del motor. Los instrumentos de motor son los siguientes:

**ITT, temperatura entre etapas de la turbina:** es un indicador de la temperatura presente entre el compresor y las paletas de la turbina de potencia del motor, mediante 8 termocuplas bimetálicas, en el interior del motor. Se encuentra graduada cada 20 °C y con un incremento de 200 a 1200 °C. Su rango en operación normal es de 400 a 695°C y durante el arranque llega a un máximo de 1090°C y 925°C durante dos segundos. La temperatura varía directamente con la PCL excepto bajo condiciones de arranque (2). Ver la Figura 1.35.

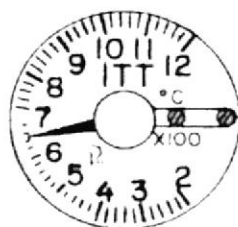


Figura 1.35 Indicador ITT (2)

**TORQUÍMETRO DEL MOTOR,** indica la torsión aplicada al eje de la hélice del motor del avión. Se encuentra graduada en incrementos de 50 pies-lb. El máximo torque es 1315 pies-lb (550 SHP), sin embargo el máximo disponible es de 1015 pies-lb (425 SHP), el cual está indicado por una línea roja. Tiene un rango entre 0 a 18 pies-lbs x100. El rango normal de operación de 400 a 1300 pies-lbs varía con la calibración de la PCL y las palancas de condición (2). Ver la Figura 1.36.



Figura 1.36 Torquímetro (2)

**TACÓMETRO DE TURBINA** , indica las RPM de la turbina en porcentaje del valor máximo de RPM de diseño. Varía directamente con la regulación de la PCL. Tiene dos dial, uno para dígitos de décimas y otro, pequeño para dígitos unitarios. El sistema opera entre 62-65%, en potencia en vacío (IDLE POWER), y 101.5% (37000 RPM) a máxima potencia (2). Ver Figura 1.37.



Figura 1.37 Tacómetro de turbina (2)

**TACÓMETRO DE LAS HÉLICES**, es el indicador de las RPM de las hélices; mediante un tacómetro en la cada de reducción. Varía con la regulación de la PCL y de los niveles de condición. Está graduado en incrementos de 50 RPM, entre 0 a 2500 RPM. El rango de operación normal es entre 1800 a 2200 RPM, con un máximo disponible de  $2200 \pm 25$  RPM (2). Ver Figura 1.38.



Figura 1.38 Tacómetro de hélice (2)

**INDICADOR DE PRESIÓN Y TEMPERATURA DE ACEITE,** indica los valores de la temperatura y presión del aceite del motor. La temperatura se encuentra graduada en incrementos de  $10^{\circ}\text{C}$  y la presión de 10 psi. La temperatura tiene una escala de 0 a  $12 \times 10^{\circ}\text{C}$  y de 0 a  $15 \times 10$  psi (2). Se rige a las siguientes limitaciones:

Tabla I. Valores de la presión y temperatura del aceite (2)

	<i>Temperatura de aceite</i>	<i>Presión de aceite</i>
<b>Mínimo</b>	$0^{\circ}\text{C}$	40 psi para vacío (62-65% N1)
<b>Normal</b>	$10 - 99^{\circ}\text{C}$	65 a 80 psi (sobre 75% N1)
<b>Máximo</b>	$100^{\circ}\text{C}$	100 psi

**INDICADOR DE FLUJO DE COMBUSTIBLE,** presenta la proporción de consumo de combustible del motor. Tiene una escala de 0.5 a  $5 \times 100$  PPH. El rango de operación normal es de 100 a 360 PPH varía con la regulación de la PCL (2).

**INDICADOR DE CANTIDAD DE COMBUSTIBLE**, son dos indicadores; uno para cada lado. Tiene una escala de 0 a 5 x 100 lb. Una indicación normal de 450 lb. cuando el tanque está lleno. Adicionalmente tiene dos paneles de luces amarillas como anunciadores de cada tanque: "L FUEL LOW" (izquierdo) y "R FUEL LOW" (derecho). Estos indicadores se accionan cuando cada tanque contiene aproximadamente 90 lb del combustible útil (2).

### 1.6. Fuerzas y momentos aerodinámicos

Cuando las superficies de control se mueven, se producen presiones en toda la superficie del avión, creándose las *fuerzas aerodinámicas*, las cuales son Sustentación y Arrastre. Estas fuerzas aerodinámicas actúan sobre el centro de presión, a una distancia del centro de gravedad del avión, causando *momentos aerodinámicos* en los ejes del avión (3).

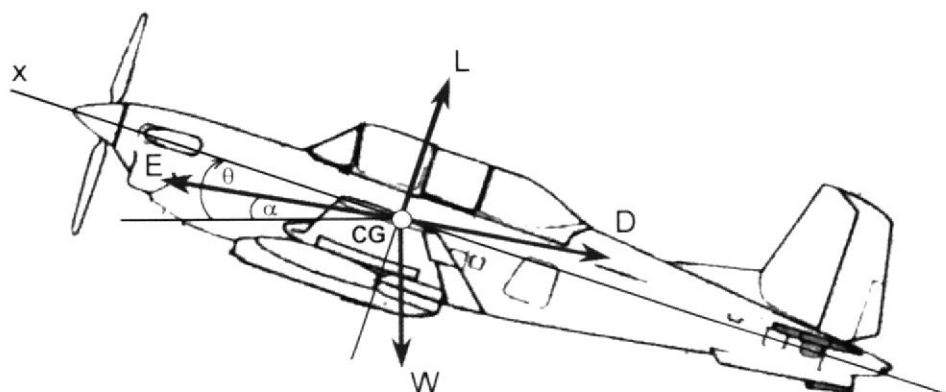


Figura 1.39 Diagrama de cuerpo libre de un avión (1)

Otras fuerzas importantes que actúan sobre el avión son: la *fuerza de inercia* (el peso) y la *fuerza del motor* (el empuje); producido por la potencia del motor. En la Figura 1.39 se presenta un diagrama de cuerpo libre de un avión en vuelo.

➤ **Sustentación**

Es la fuerza producida en un ala o superficie aerodinámica, por una variación de presión en el flujo de aire entre las superficies y como consecuencia de diversos factores incluyendo el principio de Bernoulli (25). Ver Figura 1.40.

La magnitud de la sustentación depende del perfil ala, de las características de su superficie, de su inclinación respecto al flujo del aire y de la velocidad del mismo. Ésta es perpendicular a la dirección de la velocidad del avión.



Figura 1.40 Fuerza de Sustentación (25)

La sustentación es directamente proporcional al área total expuesta al flujo de aire y al cuadrado de la velocidad con que ese flujo incide en el ala.

$$L = \left( \frac{1}{2} C_L \cdot \rho \cdot A \right) \cdot V^2 \quad \text{Ec. 1.1}$$

donde,  $C_L$       coeficiente de sustentación

$\rho$  densidad

A área

V velocidad

Para ángulos de inclinación altos, la sustentación cambia con rapidez hasta llegar a la pérdida total; cuando el aire se mueve produciendo torbellinos en la superficie de las alas, entonces el perfil aerodinámico entra en pérdida.

En ciertos casos mientras aumenta el ángulo de ataque y la velocidad se mantiene constante, el avión asciende. Si baja el morro del avión, disminuye el ángulo de ataque, entonces pierde sustentación y comienza a descender (16).

### ➤ **Resistencia**

La resistencia es la fuerza que tiende a retardar el movimiento del avión en el aire. En un avión actúan dos tipos de resistencia: la resistencia parásita es la fricción entre el aire y la estructura de un avión, y la resistencia inducida es una consecuencia de la sustentación producida por las alas. La resistencia total es la suma de estas dos resistencias.

La resistencia es función del área y del cuadrado de la velocidad, esta también varía con efectos de banqueo, con el factor de carga.

$$D = \left( \frac{1}{2} C_D \cdot \rho \cdot A \right) \cdot V^2 + 0,99 \cdot (G^2 - 1) \text{ Ec. 1.2}$$

donde,  $C_D$  coeficiente de arrastre

G factor de carga

### ➤ **Peso**

El peso es la fuerza de inercia que se opone a la sustentación. El peso actúa desde el centro de gravedad del avión y en dirección al centro de la tierra.

El peso cambia a medida que se consume el combustible y también al experimentar variaciones en el factor de carga o fuerzas G, durante las maniobras, debido a que cambia la carga que soportan las alas.

**Factor de carga**, o factor "G" es el coeficiente entre el peso total soportado por la estructura del avión y el peso real del avión. En un vuelo uniforme, el factor de carga es 1, y en maniobra el factor de carga se incrementa. Durante un viraje nivelado, el avión experimenta un factor de carga de mayor.

$$G = \frac{\text{Cos}(\theta - \alpha)}{\text{Cos}\phi}, \text{ siendo } \phi > 0 \text{ Ec. 1.3}$$

donde,  $\theta$  ángulo de inclinación

$\alpha$  ángulo de ataque

$\phi$  ángulo de banqueo

➤ **Empuje o tracción**

El empuje es la fuerza que proporciona el motor en un avión, impulsándolo hacia adelante, oponiéndose así a la resistencia. En un vuelo estable la resistencia y el empuje son iguales.

El empuje influye en el ascenso del avión, ya que la velocidad de ascenso máxima de un avión está relacionada con la potencia disponible además de la necesaria para mantener el vuelo equilibrado. Su ecuación es:

$$T = \frac{Pot \cdot \eta}{V} \quad \text{Ec. 1.4}$$

donde, T        empuje  
           Pot      potencia  
            $\eta$         eficiencia

➤ **Momentos aerodinámicos**

Los momentos aerodinámicos son producidos al variar el centro de gravedad del avión y las fuerzas aerodinámicas producen un brazo desde su eje de aplicación al centro de gravedad. Los momentos actúan en cada eje son los siguientes: en el eje longitudinal (X), el momento de *Balanceo*, en el vertical (Y), el momento del *Cabeceo* y en el eje lateral (Z), el momento de *Guiñada*.

El punto de intersección de los tres ejes es el centro de gravedad del avión (18). De esta manera se realiza un

movimiento coordinado de los tres ejes para controlar el avión en vuelo. En la Figura 1.41 se presentan estos ejes.

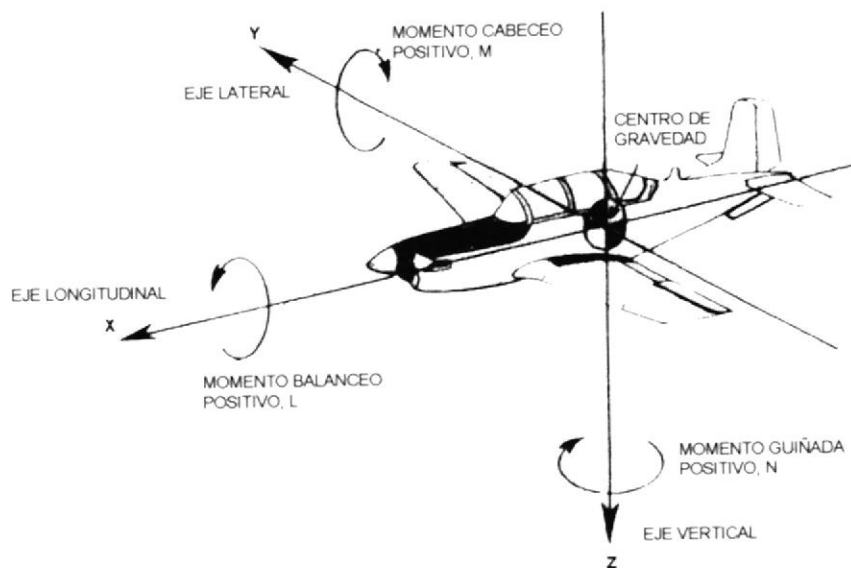


Figura 1.41: Ejes de vuelo (2)

Los momentos son proporcionales al área y al cuadrado de la velocidad del avión y son considerados desde el centro aerodinámico (4).

El momento de Cabeceo es positivo cuando la nariz sube, y es igual a la siguiente ecuación:

$$Mc = \left( \frac{1}{2} C_{Mc} \cdot \rho \cdot A \cdot c \right) \cdot V^2 \quad \text{Ec. 1.5}$$

donde,

$C_{Mc}$       Coeficiente de momento de cabeceo

$c$             cuerda aerodinámica

El momento de Balanceo es positivo cuando la nariz gira a la derecha, y su ecuación es:

$$M_b = \left( \frac{1}{2} C_{M_b} \cdot \rho \cdot A \cdot b \right) \cdot V^2 \quad \text{Ec. 1.6}$$

donde,

$C_{M_b}$  Coeficiente de momento de balanceo

$b$  envergadura

El momento de Guiñada es positivo cuando la nariz gira hacia a la derecha y su ecuación corresponde a:

$$M_g = \left( \frac{1}{2} C_{M_g} \cdot \rho \cdot A \cdot b \right) \cdot V^2 \quad \text{Ec. 1.7}$$

donde,

$C_{M_g}$  Coeficiente de momento de balanceo

### 1.7. Parámetros que gobiernan las fuerzas aerodinámicas

La magnitud de las fuerzas y momentos que actúan en un avión depende de la combinación de las siguientes variables:

#### ➤ Configuración geométrica

La configuración geométrica consiste en las dimensiones y forma del ala. Las características geométricas principales se indican algunas en la Figura 1.42.

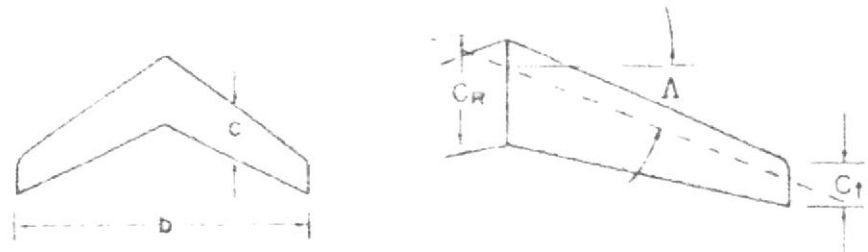


Figura 1.42: Características geométricas del ala (10)

b	envergadura	C	Cuerda
Cr	Cuerda de raíz	Ct	Cuerda de punta
$\Lambda$	Angulo de barrido		

La razón de aspecto es la relación entre la envergadura y la cuerda,

$$AR = \frac{b}{C} = \frac{b^2}{A} \quad \text{Ec. 1.8}$$

El área del avión T-34C-1, es 179.56 pies<sup>2</sup>, la envergadura es de 33.4 pies y la razón de aspecto es de 6.2.

#### ➤ **Ángulos de las superficies de control**

Los ángulos de las superficies de control son los grados que éstas se deflexionan de su posición inicial y son los siguientes:

- ✧ **Ángulo de deflexión de los alerones** ( $\delta_a$ ), tiene un rango de  $-30^\circ$  a  $+30^\circ$  (2).
- ✧ **Ángulo de deflexión de los elevadores** ( $\delta_e$ ), tiene un rango de  $+20^\circ$  a  $-15^\circ$  (2)
- ✧ **Ángulo de deflexión del timón de dirección** ( $\delta_d$ ), tiene un rango de  $28^\circ$  a la izquierda y  $28^\circ$  a la derecha (2).
- ✧ **Ángulo de deflexión de los flaps** ( $\delta_f$ ), es el ángulo que se gradúan los flaps.

➤ **Ángulos del vuelo**

**Ángulo de ataque** ( $\alpha$ ) es el ángulo entre la cuerda de un perfil alar y el viento relativo. Generalmente es utilizado en vuelos de precisión y aterrizajes.

A medida que aumenta el ángulo de ataque se incrementa la sustentación, hasta alcanzar un ángulo crítico, entonces entra en pérdida. El rango para que el T-34C no entre en pérdida es  $-15^\circ$  a  $15^\circ$ . Ver Figura 1.43.

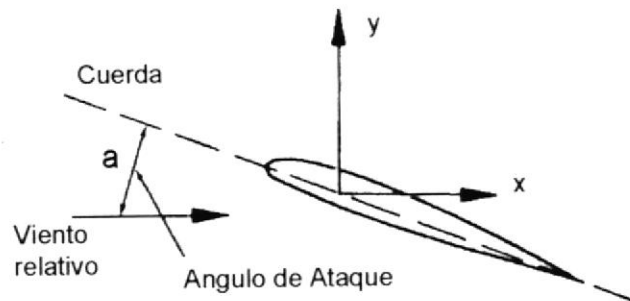


Figura 1.43: Angulo de Ataque (16)

**Ángulo de inclinación** ( $\theta$ ) es el ángulo entre la trayectoria de vuelo del avión con el horizonte. En la Figura 1.44 se indica el ángulo de inclinación.



Figura 1.44: Ángulo de inclinación (16)

**ÁNGULO DE BANQUEO**, es el ángulo entre el eje horizontal del avión con el horizonte. A un valor determinada el avión pierde sustentación. En la Figura 1.45, se indica el ángulo de banqueo.

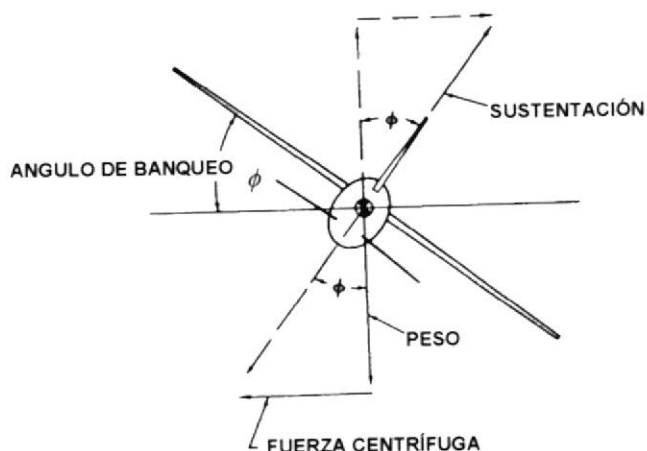


Figura 1.45: Ángulo de Banqueo (2)

#### ➤ Factores ambientales

Las fuerzas y momentos aerodinámicos dependen de las condiciones ambientales. Los factores más importantes son la densidad y presión; que varían con respecto a la altitud ellos están dados en tablas basadas en atmósfera estándar (APÉNDICE B) y han sido determinados en forma experimental.

Las ecuaciones de la densidad y presión se obtuvieron del gráfico en EXCEL los datos de la tabla de Atmósfera Estándar, y ajustando la curva graficada a una forma Polinomial de grado 2. En el APÉNDICE B, se presentan los gráficos ajustados. El resultado de este método son las siguientes ecuaciones:

$$\frac{\rho}{\rho_0} = 2 \times 10^{-10} h^2 - 3 \times 10^{-5} h + 0,9881 \quad \text{Ec. 1.9}$$

$$\frac{P_0}{P} = 3 \times 10^{-10} h^2 - 3 \times 10^{-5} h + 0,9799 \quad \text{Ec. 1.10}$$

- $\rho$  Densidad del aire  
 $\rho_0$  Densidad del aire a nivel del mar = 0,001225 g/cm<sup>3</sup>  
 $p$  Presión del aire  
 $p_0$  Presión del aire a nivel del mar = 10,13 x 10<sup>4</sup> Pa  
 $h$  Altitud de 0 a 55000 pies.

Para altitudes mayores de 100000 pies, la densidad y la presión pueden aproximarse a las ecuaciones (4):

$$\log \frac{\rho_0}{\rho} = 0,00001890 \cdot h - 0,1000 \quad \text{Ec. 1.11}$$

$$\log \frac{P_0}{P} = 0,00001910 \cdot h + 0,0140 \quad \text{Ec. 1.12}$$

### ➤ **Coefficientes aerodinámicos**

Las fuerzas aerodinámicas dependen directamente de un coeficiente aerodinámico. Los coeficientes aerodinámicos están relacionados de acuerdo a las características del perfil alar y varían en función de los ángulos de ataque y deflexión de los flaps. Estos coeficientes generalmente son obtenidos experimentalmente, partiendo de los datos básicos suministrados por NACA (7).

Las ecuaciones de los coeficientes fueron determinadas, se utiliza la Referencia 14; se varía el ángulo de ataque y el ángulo de deflexión de los flaps.

Bajo EXCEL se graficaron y ajustaron los datos, de acuerdo a la relación de los coeficientes con las variables. El coeficiente de sustentación varía al inicio linealmente con respecto al ángulo de ataque y luego varía en forma polinomial. El coeficiente de arrastre depende del coeficiente de sustentación y del ángulo de ataque y deflexión de los flaps. De acuerdo al análisis tiene una forma polinomial de tercer grado (Apéndice C).

Las ecuaciones obtenidas de los coeficientes es encuentran en función del ángulo de ataque y de deflexión, éstas son:

#### **Coeficiente de sustentación**

$$C_L = 0,108 \cdot \alpha - 0,0004 \cdot \delta_f^2 + 0,0558 \cdot \delta_f + 0,1225 \text{ para } \alpha < 10^\circ$$

$$C_L = -0,0049 \cdot \alpha^2 + 0,2077 \cdot \alpha - 0,0004 \cdot \delta^2 + 0,0558 \cdot \delta_f - 0,3864$$

para  $\alpha > 10^\circ$

#### **Coeficiente de arrastre**

$$C_D = 5 \times 10^{-6} \cdot \alpha^3 - 1 \times 10^{-5} \cdot \alpha^2 + 2 \times 10^{-5} \cdot \alpha - 5 \times 10^{-8} \cdot \delta^3 + 9 \times 10^{-6} \cdot \delta^2 - 1 \times 10^{-5} \cdot \delta + 0,0058$$

#### **Coeficiente del momento de cabeceo**

$$C_M = 5 \times 10^{-4} \cdot \alpha^2 - 3,27 \times 10^{-2} \cdot \alpha + 2 \times 10^{-4} \cdot \delta^2 - 2,47 \times 10^{-2} \cdot \delta - 0,043$$

# CAPÍTULO 2

## 2. DINÁMICA DE AVIÓN T-34C-1

El aeroplano T-34C-1 es producido por "Pratt & Whitney Aircraft" de Canadá. Es un monoplano de dos plazas, cabina en tandén, de ala baja, manufacturado por la Beech Aircraft Corporation, Wichita, Kansas. Consta de un solo motor turbo hélice construido por la Pratt & Whitney (1).

### 2.1. Datos y limitaciones aerodinámicas del T-34C-1

Las propiedades de los aviones están dadas por las características de sus elementos o partes tanto como el motor, hélice, fuselaje y ala que determinan las limitaciones aerodinámicas de dicho avión.

A continuación se detallan las características principales y limitaciones del avión clasificadas por sus partes y factores de interés (1):

**Motor**


---

Modelo	Turbo hélice 1PT6 A-25 Beech Aircraft Corporation ACFP
Etapas del Ventilador	3,1
Etapas del Compresor	1,1
Máxima potencia a S.L.	432506 W [580 eshp]
SFC	0,63
Razón de compresión	6,3
Peso	1472.36 N [331 lb]
Potencia nominal	298280 W [400 SHP]
Velocidad a una potencia nominal	2200 RPM
Torque máximo del motor	1376,15 N.m [1015 lb.pie]
Rango de operación	542,33-1376.15 N.m [400-1015 lb.pie]
Velocidad de la turbina (N1) IDLE	62 – 65%
Máxima potencia (37000 RPM)	101,5%

**Hélices**


---

Velocidad	constante
Diámetro	2,28 m [7,5 pies]
Ángulos de la pala	
FEATHER	87,5°
IDLE	17,5°
BETA	-5 °
Rango de Operación	1800 – 2200 RPM
Máximo	2200 +-25 RPM

### **Fuselaje**

---

Tipo	Semimonocoque
Plazas	2
Area	16,68 m <sup>2</sup> [179,56 pies <sup>2</sup> ]
Longitud	8,69 m [28,50 pies]
Alto	2,95 m [9,67 pies]
Ancho	10,21 m [33,49 pies]
Centro de Gravedad	20,2 – 26,9 % MAC

### **Ala**

---

Punta	NACA 23012
Base	NACA 23016,5
Máxima inclinación de la línea media	0,02 c
Coefficiente de elevación	0,30
Posición de máx. inclinación	0,15 c
Máximo espesor	0,12 c
Envergadura	10,21m [33,4 pies]
Cuerda (c)	1,64 m [5,38 pies]
Angulo de torsión del ala	3,1°
Angulo diedro	7 °
Angulo de incidencia	4 °
Carga alar	1146,25 N/m <sup>2</sup> [23,94 lb./pies <sup>2</sup> ]
Flaps	Tipo de ranura
Longitud de los Flaps	18 c
Razón de aspecto	6,2

### **Peso del avión**

---

Peso máximo de rampa	19238,56 N [4325 lb]
Peso máximo al despegue/aterrizaje	19127,35 N [4300 lb]

Peso estándar en vacío	13077,77 N [2940 lb]
Peso máximo para acrobacias	19127,35 N [4300 lb]
Peso máximo sin combustible	15924,63 N [3580 lb]

### **Condiciones de Stall**

Angulo de ataque ( $\alpha$ )	18° [20 unidades]
Coeficiente de sustentación máximo ( $C_{Lmax}$ )	1,79
Velocidad de entrada en pérdida con (W=4300, IDLE)	38.07 m/s [74 nudos]
Velocidad de entrada en pérdida con flaps desplegados o tren de aterrizaje ( $V_{stall}$ )	28.81 m/s [56 nudos]

### **Velocidad de Razón de ascenso**

Techo absoluto	0 m/s [0 pie/min]
Techo de servicio	0,508 m/s [100 pie/min]
Techo de crucero	1,52 m/s [300 pie/min]
Máxima razón de ascenso	3,04 m/s [600 pie/min]

### **Ascenso Polar**

Velocidad de máximo ángulo de ascenso	36,52m/s [71 nudos]
Velocidad de máxima razón de ascenso S.L. (R/A)	51,44 m/s [100 nudos]

### **Planeo Polar**

Planeo máximo (L/D)máx. V	48,87 m/s [95 nudos]
R/D	4,06 m/s [800 pies/min]
Máxima razón de descenso 3/2 ( $C_L/C_D$ )máx.	
V	45,01 m/s [87,5 nudos]
R/C	3,04 m/s [600 pies/min]

### **Limitaciones de altitud**

Techo de servicio o práctico	7620 m [25000 pies]
Altitud de seguridad mínima S.L.	3,05 m [10 - 12 pies]
Efecto tierra se produce a una distancia b	10,06m [33 pies]
Máximo ángulo de banqueo a nivel del mar	60°

### **Combustible**

Tipo de combustible	JP - 4
Peso/ galón de JP-4	7638,12 N/m <sup>3</sup> [6,5 lb/gal]
Máximo combustible utilizable	0,492 m <sup>3</sup> [130 US gal]
Crítico de combustible para vuelo estable	-9,07a 0 kg [-20 a 0 lb]
Rango de combustible para no despegar	0 - 36,28 kg [0 a 80 lb]

### **Velocidades aerodinámicas**

Para un rango de altitud	0-6096 m [0-20000 pies]
Velocidad máxima	144,04 m/s [280 nudos]
Para un rango de altitud	6096-7620 m [20000-25000 pies]
Velocidad máxima	126,04 m/s [245 nudos]

### **Velocidades para condiciones de**

Tren de aterrizaje extendido	77,17 m/s [150 nudos]
Tren de aterrizaje retractado	61,73 m/s [120 nudos]
Flaps extendido	61,73 m/s [120 nudos]
Flaps en vuelo	61,73 m/s [120 nudos]
Flaps retractado	61,73 m/s [120 nudos]
Cabina abierta Normal	123,47 m/s [240 nudos]
Cabina abierta en emergencia	128,61 m/s [250 nudos]

### **Limitaciones de tiempo para maniobras**

Invertido	15 s
Vuelo vertical, nariz arriba	15 s
Vuelo vertical, nariz abajo	3 s
Nivel de vuelo, alas verticales	3 s

### **Aceleraciones**

Máximo factor de carga permisible (4400lb)G	2,3
A un máximo ángulo de banqueo y vuelo horizontal	-2,3 a +4,5 g
Descendiendo	-1,0 g
Con flaps abajo	-1,0 a +2 g

### **Indicador de ángulo de ataque**

Apagado	30 unidades
Condición de pérdida de sustentación	28 unidades

### **Velocidades de la turbina/compresor**

Condición IDLE	$N_1$	62 %
Aceleración	$N_1$	102,6 %
Máximo en crucero y despegue	$N_1$	101,5 %
	$N_2$	2200 RPM

### **Rangos de desplazamiento de las superficies de control**

Alerón izquierdo (arriba/abajo)	-30°	+30°
Timón de dirección (derecha/izquierda)	28°	28°
Elevador (arriba/abajo)	+20°	-15°
Flaps	0 – 100%	
Tiempo de respuesta de los flaps de 0 a 100	10 s.	

## 2.2. Análisis aerodinámico del avión

El comportamiento aerodinámico del avión varía en las diferentes fases de vuelo. Durante estas fases, las magnitudes y direcciones de las fuerzas y momentos cambian de acuerdo a los factores detallados en el capítulo 1. Tales fuerzas y momentos, producen que el avión modifique su posición de reposo a movimiento, por lo cual se desestabiliza.

### ➤ Fases de vuelo

Las fases de vuelo más importantes son: rodadura sobre la pista, despegue, ascenso, vuelo estable, maniobras, descenso, aproximación y aterrizaje, rodadura y frenado (18).

**Rodadura (taxiing):** cuando el avión se encuentra sobre la pista. En este momento los mandos son muy sensibles a los cambios de velocidad. Para esta fase, los pedales son muy empleados, para el control de la dirección del avión. A medida que se aumenta la potencia, el morro comienza a levantarse, perdiendo presión sobre el suelo de la rueda delantera.

**Despegue:** se utiliza la máxima potencia para iniciar la carrera de despegue. En este momento la sustentación se iguala al peso, entonces el avión comienza a elevarse de la pista. Para ayudar al ascenso del avión, se levanta nariz hacia arriba y se acciona el timón de profundidad.

**Ascenso:** cuando el avión ya se encuentra en el aire, éste asciende con un ángulo de inclinación positivo, aumentando

su altitud y manteniendo la velocidad constante hasta alcanzar una posición deseada. Es importante controlar el ángulo de ataque para no entrar en pérdida. Entonces ya se puede guardar el tren de aterrizaje.

**Vuelo estable:** se baja la potencia, controlando la estabilidad del avión. Entonces se baja el morro para ubicarse a una altura determinada, graduando la potencia y compensador del elevador, para alcanzar y mantener una velocidad y altura constante. Para esta fase la suma de las fuerzas dan cero y los ángulos de inclinación y banqueo del avión son cero.

**Maniobras:** las básicas son: picada y viraje. Se varía el ángulo de inclinación y/o de banqueo. Para esta condición el factor de carga varía.

**Descenso:** en el descenso el ángulo de inclinación será negativo, por lo tanto la nariz del avión apuntará hacia abajo. Se disminuye la potencia para la aproximación a la pista.

**Aproximación y aterrizaje:** entonces se debe controlar: la altura de vuelo, la velocidad, tasa de descenso, la alineación con la pista y la estabilidad lateral. Al bajar el tren de aterrizaje, se produce un efecto de resistencia y descende la nariz. Para aterrizajes de precisión se utilizan los flaps, que generan aumento de sustentación con elevación de la nariz.

**Rodadura y frenada:** se sigue disminuyendo la potencia, hasta alcanzar una velocidad determinada para poder aplicar los frenos.

➤ Estabilidad del avión

Cuando un avión en condiciones estables, está equilibrado la suma de todas las fuerzas y momentos es cero. Los momentos en el avión se producen cuando el avión se desplaza de la posición de equilibrio, desbalanceándose debido a fuerzas externas. El avión T-34C tiende a la estabilidad estática positiva o estable, es decir, retorna al equilibrio; además tiene una estabilidad dinámica positiva o estable, ya que tiende a oscilar en pequeñas cantidades (1).

Debido a que el avión tiene movimientos de rotación en tres ejes, se producirá estabilidad para cada eje. En la Figura 1.41, se observan los ejes de rotación del avión. Las áreas de estabilidad a analizarse son:

- Estabilidad longitudinal, se da en el plano de cabeceo.
- Estabilidad lateral, está en el campo de banqueo, y en el campo de guiñada.

El tipo de oscilación a que un avión está sujeto es el resultado de los momentos individuales creados por factores que afectan la estabilidad.

### **Estabilidad longitudinal (1)**

La estabilidad longitudinal es perturbada principalmente por el estabilizador y elevador. La condición de estabilidad longitudinal depende del signo del coeficiente de momento alrededor del eje Y, con respecto al ángulo de ataque ( $CM_{\alpha}$ ), para lo cual un valor negativo de este causa estabilidad, es decir retorno a la condición de vuelo horizontal y un valor positivo como inestabilidad de la aeronave y pérdida de control de esta.  $CM_{\alpha}$  es dependiente de la posición del CG, el cual opera en ciertos límites.

El centro de gravedad (CG), se encuentra delante del punto neutral del avión. La sustentación ocurre detrás del CG para producir una estabilidad longitudinal estática y positiva.

El punto neutral está localizado aproximadamente entre 10 - 5% (según Normas Militares) de la cuerda detrás del centro de gravedad. Para el T-34C-1, el centro de gravedad se encuentra libremente móvil en un rango entre 20.2% y 26.9% MAC, indicado en la Figura 2.1. La posición varía con el consumo de combustible, número de pilotos ó componentes adicionales instalados.

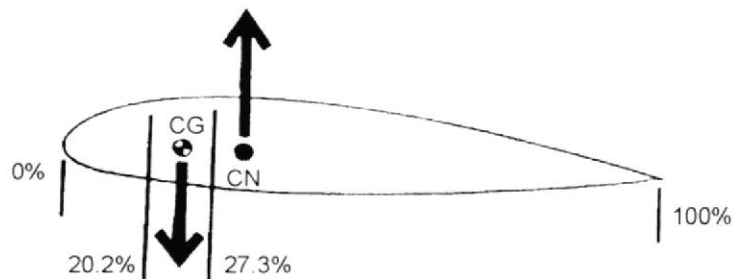


Figura 2.1 Centro de gravedad (2)

La potencia es un factor perturbador longitudinal en el T-34C-1, debido a que por el aumento de esta, aumenta el ángulo de flujo hacia abajo del ala, como se observa en la Figura 2.2 y dentro del estabilizador, creando un momento de cabeceo de nariz arriba.

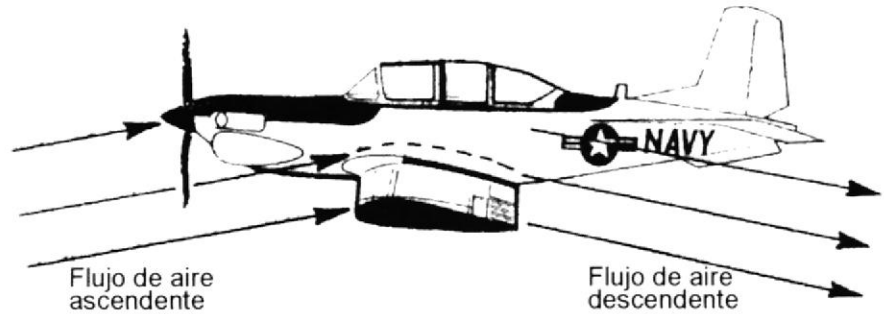


Figura 2.2 Flujo de aire sobre el fuselaje (2)

### **Estabilidad lateral** (1)

La estabilidad lateral es la estabilidad que un avión exhibe alrededor de su eje longitudinal y vertical. Un avión desplazado lateralmente, usualmente virará, si éste tiende a regresar a una posición de las alas niveladas se dice que tiene estabilidad estática lateral positiva. El principal contribuyente para la estabilidad lateral es la variable aerodinámica  $CN\beta$  que representa el coeficiente de momento alrededor del eje Z, con respecto al ángulo de deriva  $\beta$ . Cuando el avión gira también derrapa; durante el derrape, el ala dentro del aire relativo creará más sustentación y la opuesta creará menos sustentación, como se indica en la Figura 2.3. Esto produce una fuerza opuesta tendiendo a retornar el avión a su nivel de vuelo. La fuerza

de restauración varía directamente con el ángulo dihedro (d).

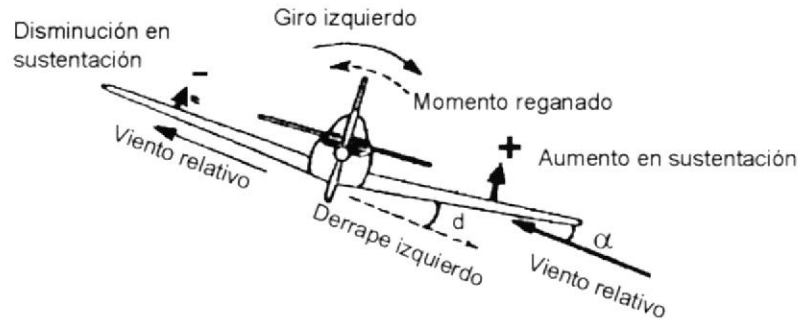


Figura 2.3 Estabilidad lateral

### 2.3. Análisis dinámico de un avión

El análisis dinámico es obtenido de las Referencia 23 y de 6 el cual utiliza un método de análisis de estabilidad para obtener las ecuaciones básicas de movimiento del avión.

El método de análisis de estabilidad, es enfocado al sistema de control de vuelo del avión, tomando el conjunto de coeficientes aerodinámicos del mismo, denominados derivadas de estabilidad y no individualmente; esto simplifica el análisis de fuerzas y momentos aerodinámicos.

Para ello consideran asunciones válidas que permiten obtener una apreciación directa de los factores importantes que gobiernan las respuestas del avión, lo que permite establecer condiciones y efectos simplificados y más útiles de las ecuaciones básicas de movimiento.

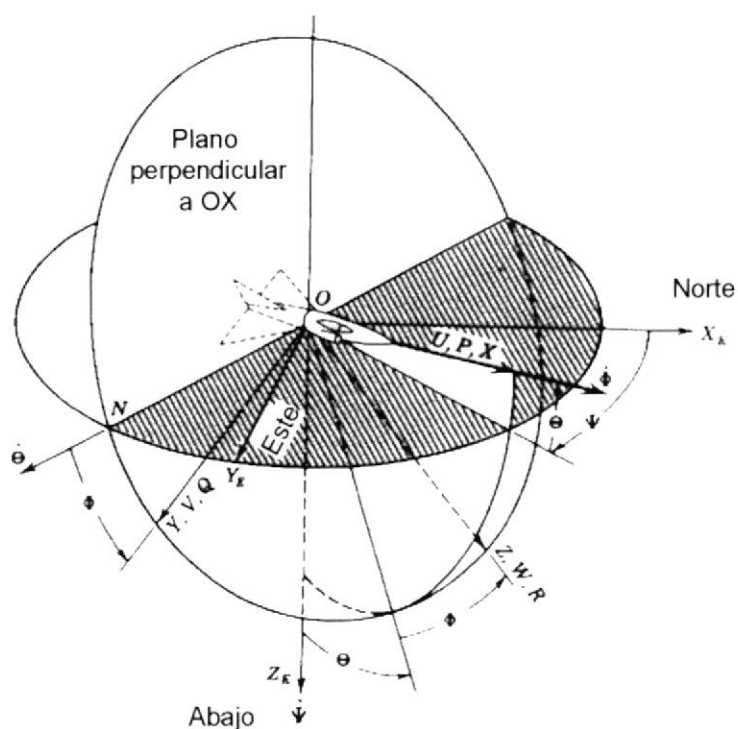


Figura 2.4 Ángulos de Euler

En el análisis dinámico se trata con mucha importancia a la selección de un sistema de ejes apropiado y el proceso para el cambio de ejes, para lo cual utiliza las ecuaciones de Euler para un cuerpo rígido con variaciones en sus ángulos. En la Figura 2.4 se presenta los ángulos de Euler utilizados entre los ejes de referencia avión y tierra.

Mediante la linealización de las ecuaciones básicas de movimiento y manejo de las derivadas de estabilidad, se establecen las funciones de transferencia para el control dinámico longitudinal y lateral del avión.

El objetivo del presente análisis es la obtención de las relaciones de los movimientos angulares de las superficies de control con

respecto a los movimientos de respuesta del avión mediante un sistema de control.

El análisis es realizado considerando las siguientes asunciones:

1. El avión es considerado un cuerpo rígido.
2. La tierra es asumida fija en el espacio, y tomada como referencia inercial.
3. La masa es asumidas constantes, sin variación de consumo de combustible.
4. El plano XZ es asumido como el plano de simetría del avión.
5. Las perturbaciones desde las condiciones de equilibrio son asumidas lo suficientemente pequeñas; para que los valores de las funciones de seno y coseno de los ángulos de perturbación sean aproximadamente los ángulos mismos y uno, respectivamente, y que el producto y cuadrado de los valores de las perturbaciones sean insignificantes en comparación con los valores de los mismos y despreciables.
6. Las condiciones de equilibrio de estabilidad lateral consideradas corresponden a que, las velocidades angulares y ángulo de balanceo son cero, y las fuerzas y momentos longitudinales producidos por las perturbaciones laterales desde las condiciones de equilibrio son insignificantes.
7. El flujo es asumido cuasiestático, de esta forma todas las derivadas con respecto al cambio de velocidad son omitidas, excepto las derivadas de las velocidades de balanceo y guiñada.
8. Las variaciones de las propiedades atmosféricas, tales como la densidad y velocidad del sonido, son consideradas insignificantes para pequeñas perturbaciones de altitud.

Con las dos primeras asunciones se aplica la segunda ley de Newton; por lo tanto, si se considera que el avión tiene un vector de momento lineal ( $p$ ), y un vector de momento angular ( $H$ ), medidos desde el sistema de coordenadas inerciales, la suma de las fuerzas ( $F$ ) y momentos ( $M$ ) es igual a:

$$\frac{dp}{dt} = \sum F \quad \text{Ec. 2.2.1}$$

$$\frac{dH}{dt} = \sum M \quad \text{Ec. 2.2}$$

En consecuencia, el cambio de momento lineal es igual a la suma de las fuerzas totales externas aplicadas y el cambio de momento angular es igual a la suma de todos los torques aplicados.

Como el empuje es producido por pérdida de masa; entonces, la variación de la masa ( $m$ ) es considerada dentro del cambio de momento lineal, por ello:

$$p = mV_T \quad \text{Ec. 2.3}$$

donde  $V_T$ , el vector velocidad lineal y  $\omega$ , la velocidad angular con respecto a sistema de coordenadas del avión son:

$$V_T = U i + V j + W k$$

$$\omega = P i + Q j + R k$$

$U$ ,  $V$  y  $W$  son los componentes de las velocidades lineales para los ejes  $x$ ,  $y$  y  $z$ , y  $P$ ,  $Q$  y  $R$ , son los componentes de las velocidades angulares de cabeceo, balanceo y guiñada, respectivamente.

La aceleración es igual a:

$$a = \frac{dV_T}{dt} = \dot{V}_T + \omega \times V_T \quad \text{Ec. 2.4}$$

El vector del brazo de momento, ( $r$ ) es igual a,

$$r = x i + y j + z k \quad \text{Ec. 2.5}$$

y el momento es igual a,

$$dM = (\omega \times r) \cdot dm \quad \text{Ec. 2.6}$$

Al realizar una expansión de las ecuaciones lineales y angulares de movimiento referido al eje del avión se tienen las ecuaciones 2.7 a la 2.12.

Respecto a las fuerzas en los ejes:

$$\sum F_x = m \cdot (\dot{U} + WQ - VR) \quad \text{Ec. 2.7}$$

$$\sum F_y = m \cdot (\dot{V} + UR - WP) \quad \text{Ec. 2.8}$$

$$\sum F_z = m \cdot (\dot{W} + VP - UQ) \quad \text{Ec. 2.9}$$

Respecto a los momentos:

$$\sum \Delta L = \dot{P} \cdot I_x - R \cdot J_{xz} + QR \cdot (I_z - I_y) - PQ \cdot J_{xz} \quad \text{Ec. 2.10}$$

$$\sum \Delta M = \dot{Q} \cdot I_y + PR \cdot (I_x - I_z) + (P^2 - R^2) \cdot J_{xz} \quad \text{Ec. 2.10}$$

$$\sum \Delta N = \dot{R} \cdot I_z - \dot{P} \cdot J_{xz} + PQ \cdot (I_y - I_x) + QR \cdot J_{xz} \quad \text{Ec. 2.11}$$

### ➤ **Dinámica longitudinal**

Se linealizan las ecuaciones de movimiento del avión, y asume, para movimientos longitudinales que las derivadas de las fuerzas en X y en Y, con respecto a velocidad de balanceo y guiñada son cero, se obtiene derivadas de

estabilidad longitudinal. En la Figura 2.5, se indica las fuerzas actuantes analizadas para la dinámica longitudinal.

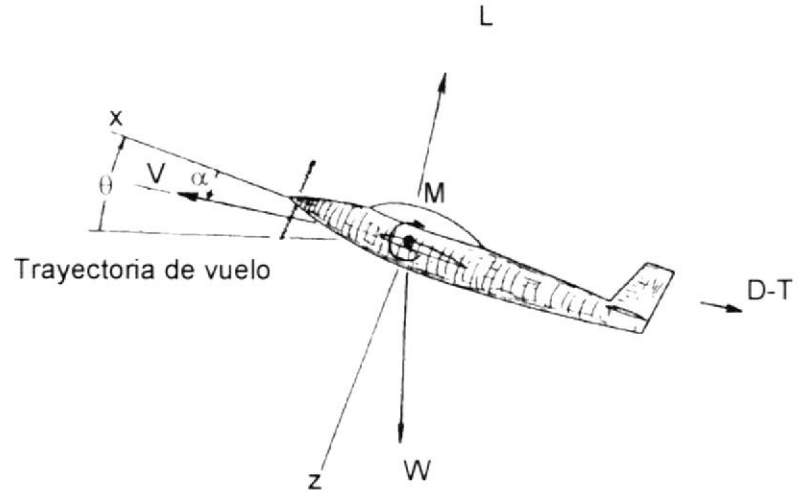


Figura 2.5 Dinámica longitudinal (6)

De esto resulta las siguientes funciones de transferencia longitudinales para los elevadores, la variación de la velocidad ( $u$ ), ángulo de ataque ( $\alpha$ ), ángulo de inclinación ( $\theta$ ):

$$\frac{u(s)}{\delta_e(s)} = \frac{N_{\delta}^u(s)}{\Delta_{long}} = \frac{A_u s^2 + B_u s + C_u}{\Delta_{long}} \quad \text{Ec. 2.12}$$

$$\frac{\alpha(s)}{\delta_e(s)} = \frac{N_{\delta}^{\alpha}(s)}{\Delta_{long}} = \frac{A_{\alpha} s^3 + B_{\alpha} s^2 + C_{\alpha} s + D_{\alpha}}{\Delta_{long}} \quad \text{Ec. 2.13}$$

$$\frac{\theta(s)}{\delta_e(s)} = \frac{N_{\delta}^{\theta}(s)}{\Delta_{long}} = \frac{A_{\theta} s^2 + B_{\theta} s + C_{\theta}}{\Delta_{long}} \quad \text{Ec. 2.14}$$

El denominador está dado para la dinámica longitudinal, el cual está dado por:

$$\Delta_{long} = A s^4 + B s^3 + C s^2 + D s + E \quad \text{Ec. 2.15}$$

Los valores A, B, C, D y E, son los coeficientes de las funciones de transferencia de estabilidad longitudinal que resultan de un análisis extenso y complejo para cada condición de vuelo de cada avión, por esta razón los coeficientes utilizados son los presentados por la Referencia 6.

Al reemplazar las derivadas se obtiene las siguientes funciones de transferencia longitudinales:

$$\frac{u(s)}{\delta_e(s)} = \frac{-0.000506 \cdot (s - 68.81) \cdot (s + 0.6)}{(s^2 + 0.00466 \cdot s + 0.0053) \cdot (s^2 + 0.806 \cdot s + 1.311)}$$

Ec. 2.16

$$\frac{\alpha(s)}{\delta_e(s)} = \frac{-0.01785 (s + 77.79) \cdot (s^2 + 0.0063 \cdot s + 0.0057)}{(s^2 + 0.00466 \cdot s + 0.0053) \cdot (s^2 + 0.806 \cdot s + 1.311)}$$

Ec. 2.17

$$\frac{\theta(s)}{\delta_e(s)} = \frac{-1.31 \cdot (s + 0.016) \cdot (s + 0.3)}{(s^2 + 0.00466 \cdot s + 0.0053) \cdot (s^2 + 0.806 \cdot s + 1.311)}$$

Ec. 2.18

Las funciones de transferencia Ec. 2.17, 2.18 y 2.19, para variaciones de deflexión del elevador, se ingresan a Matlab/Simulink (33), como se presenta en el Apéndice D, para la obtención de los sistemas de ecuaciones diferenciales, para la simulación de la dinámica longitudinal.

Para la simulación de las ecuaciones de movimiento del avión se desarrolla un diagrama de control en Simulink, el cual se presenta en la Figura 2.6. La entrada es función escalón, la misma que pasa por un sistema de ecuaciones

donde: A, B C y D son matrices del mismo, que se indican en el APÉNDICE D.

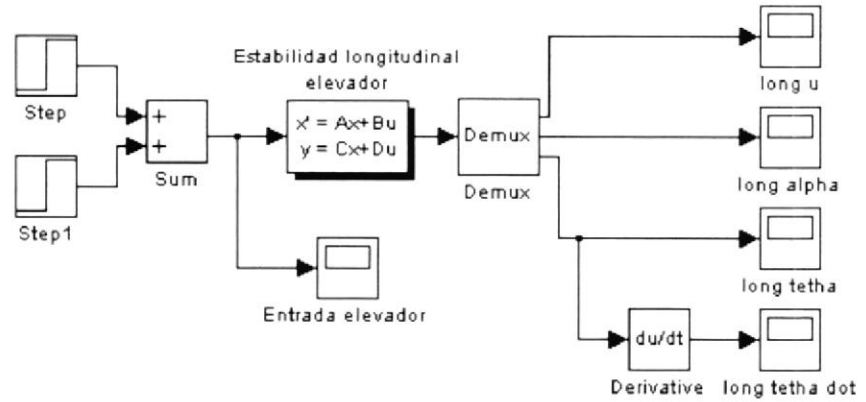


Figura 2.6 Diagrama de dinámica longitudinal (33)

Se asume la entrada como una función escalón unitario para la variación de la deflexión del elevador.

Las salidas del sistema se encuentran en función del tiempo (segundos) y son: la velocidad, “u” (°), presentado en la Figura 2.7; el ángulo de ataque, “alpha” (°), en la Figura 2.8; el ángulo de inclinación, “theta” (°), en la Figura 2.9; y la velocidad angular “thetadot” (rad/s) en la Figura 2.10.

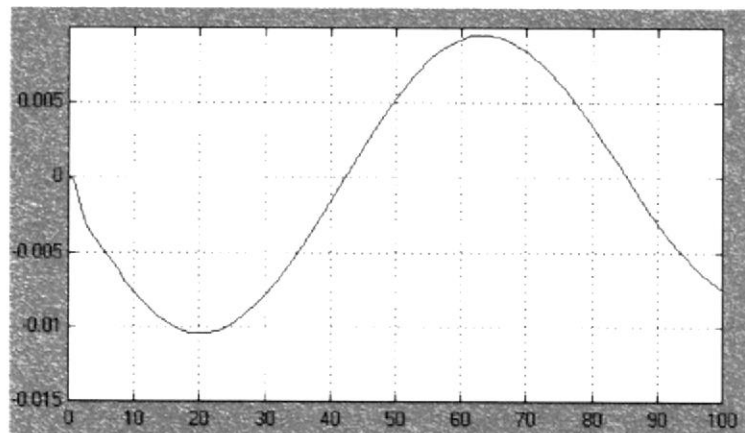


Figura 2.7 Velocidad con variación del elevador

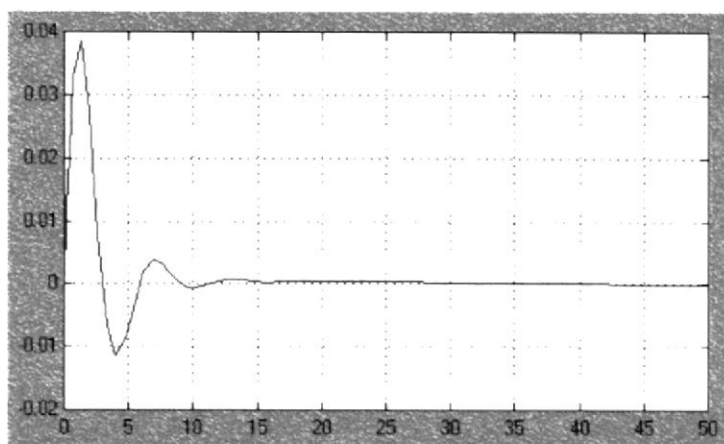


Figura 2.8 Ángulo de ataque con variación del elevador

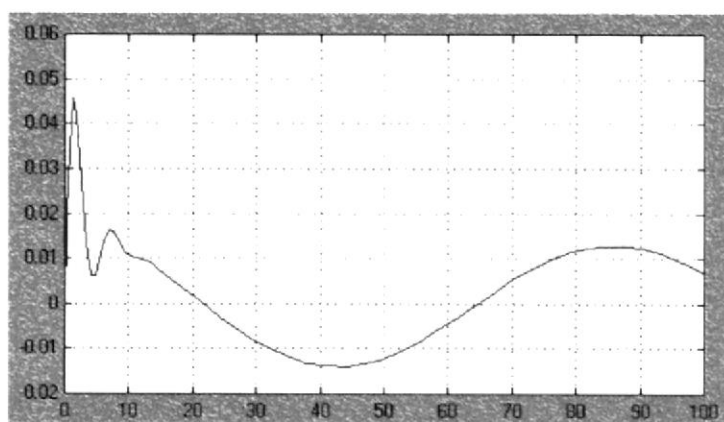


Figura 2.9 Ángulo de inclinación con variación del elevador

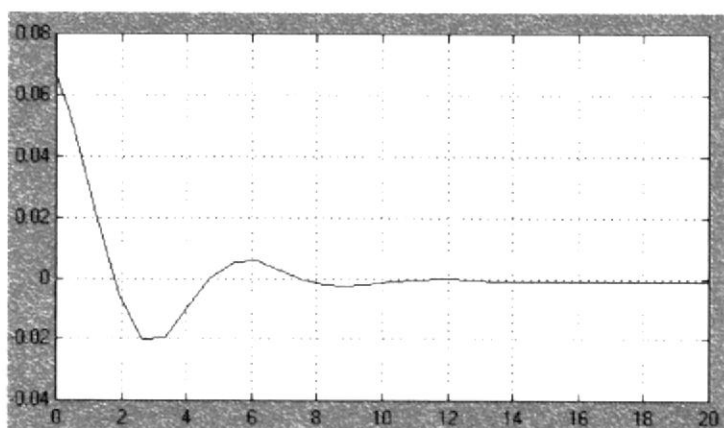


Figura 2.10 Velocidad angular de inclinación con variación del elevador

### ➤ Dinámica lateral

Al linealizar las ecuaciones de movimiento del avión y al asumir los movimientos laterales, en condiciones de vuelo estable, la trayectoria de vuelo del aeroplano es asumida horizontal, entonces el ángulo de inclinación es cero además que las derivadas de las fuerzas en Y, y momentos en X y Z son cero. En la Figura 2.11, se indican las fuerzas y ángulos para la dinámica lateral.

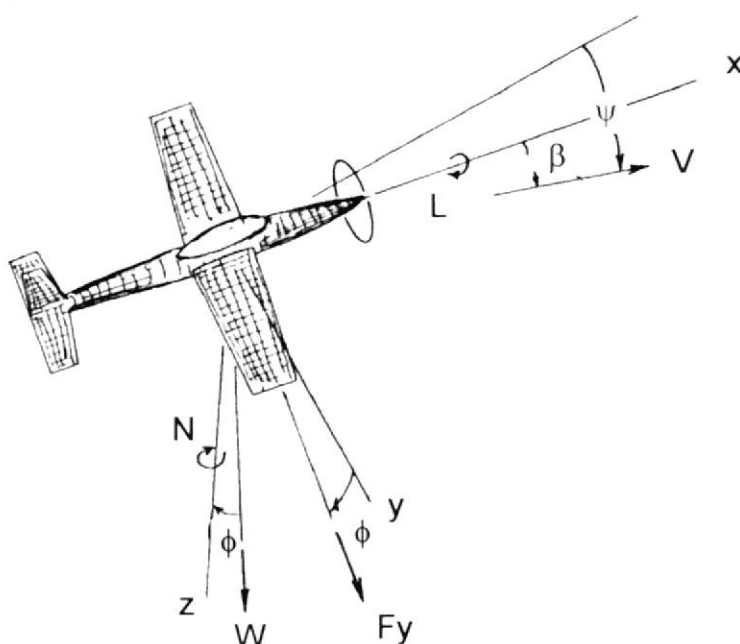


Figura 2.11 Dinámica lateral (6)

De este análisis se obtienen las siguientes funciones de transferencia laterales, para el timón de dirección y alerón, la variación del ángulo de banqueo ( $\phi$ ), ángulo de guiñada ( $\psi$ ), ángulo de ataque de guiñada ( $\beta$ ):

$$\frac{\phi(s)}{\delta(s)} = \frac{N_{\delta}^{\phi}(s)}{\Delta_{lat}} = \frac{A_{\phi}s^2 + B_{\phi}s + C_{\phi}}{\Delta_{lat}} \quad \text{Ec. 2.19}$$

$$\frac{\psi(s)}{\delta(s)} = \frac{N_{\delta}^{\psi}(s)}{\Delta_{lat}} = \frac{A_{\psi}s^3 + B_{\psi}s^2 + C_{\psi}s + D_{\psi}}{\Delta_{lat}} \quad \text{Ec. 2.20}$$

$$\frac{\beta(s)}{\delta(s)} = \frac{N_{\delta}^{\beta}(s)}{\Delta_{lat}} = \frac{A_{\beta}s^3 + B_{\beta}s^2 + C_{\beta}s + D}{\Delta_{lat}} \quad \text{Ec. 2.21}$$

El denominador, que está dado para la dinámica lateral es:

$$\Delta_{lat} = A s^4 + B s^3 + C s^2 + D s + E \quad \text{Ec. 2.22}$$

Las condiciones de vuelo son las mismas que las del análisis longitudinal. Los coeficientes de las funciones de transferencia de estabilidad lateral son reemplazados para obtener las variaciones del alerón; de ello resultan las siguientes ecuaciones:

$$\frac{\phi(s)}{\delta_a(s)} = \frac{22.1 \cdot (s^2 + 0.4s + 1.67)}{(s^2 + 0.380s + 1.813) \cdot (s + 2.09) \cdot (s - 0.004)} \quad \text{Ec. 2.23}$$

$$\frac{\psi(s)}{\delta_a(s)} = \frac{-0.171 \cdot (s - 1.14) \cdot (s + 9.29) \cdot (s + 1.45)}{(s^2 + 0.380s + 1.813) \cdot (s + 2.09) \cdot (s - 0.004)} \quad \text{Ec. 2.24}$$

$$\frac{\beta(s)}{\delta_a(s)} = \frac{0.171 \cdot (s + 18.75) \cdot (s + 0.15)}{(s^2 + 0.380s + 1.813) \cdot (s + 2.09) \cdot (s - 0.004)} \quad \text{Ec. 2.25}$$

Las funciones de transferencia de dinámica lateral para cambios de la deflexión del timón de dirección son las siguientes:

$$\frac{\phi(s)}{\delta_r(s)} = \frac{0.485 \cdot (s + 1.53) \cdot (s - 2.73)}{(s^2 + 0.380 \cdot s + 1.813) \cdot (s + 2.09) \cdot (s - 0.004)} \quad \text{Ec. 2.26}$$

$$\frac{\psi(s)}{\delta_r(s)} = \frac{-1.38 \cdot (s + 2.07) \cdot (s^2 + 0.05 \cdot s + 0.066)}{(s^2 + 0.380 \cdot s + 1.813) \cdot (s + 2.09) \cdot (s - 0.004)}$$

Ec. 2.27

$$\frac{\beta(s)}{\delta_r(s)} = \frac{0.0364 \cdot (s - 0.01) \cdot (s + 2.06) \cdot (s + 37.75)}{(s^2 + 0.380s + 1.813) \cdot (s + 2.09) \cdot (s - 0.004)}$$

Ec. 2.28

Las funciones de transferencia para el alerón Ec. 2.23, 2.24 y 2.25, y para el timón de dirección Ec. 2.26, 2.27 y 2.28, se ingresan mediante Simulink (Apéndice D), para la obtención de los sistemas de ecuaciones diferenciales para la simulación de la dinámica lateral del avión para que las entradas siendo los grados de deflexión del alerón y timón de dirección, sean función escalón.

Para la simulación de las ecuaciones de movimiento del avión se desarrolla un diagrama de control en Simulink, el cual se presenta en la Figura 2.12., donde A, B, C y D son matrices indicadas en el Apéndice D.

Las salidas del sistema dinámico lateral para el alerón se encuentran en función del tiempo (segundos) y son: el ángulo de banqueo ( $^{\circ}$ ), presentado en la Figura 2.13; ángulo de guiñada ( $^{\circ}$ ), en la Figura 2.14; el ángulo de derrape ( $^{\circ}$ ), en la Figura 2.15.

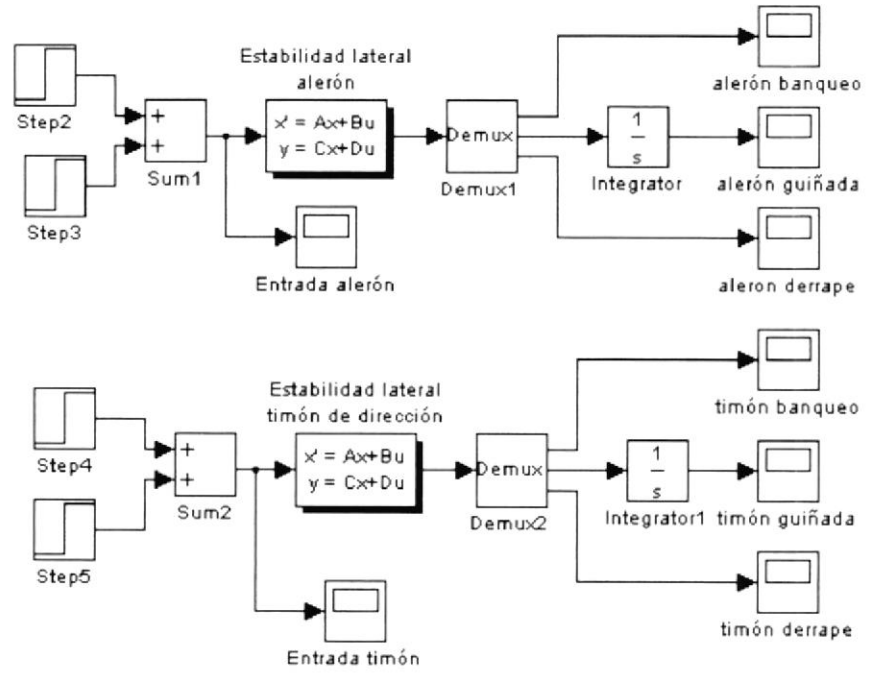


Figura 2.12 Diagrama de dinámica lateral (33)

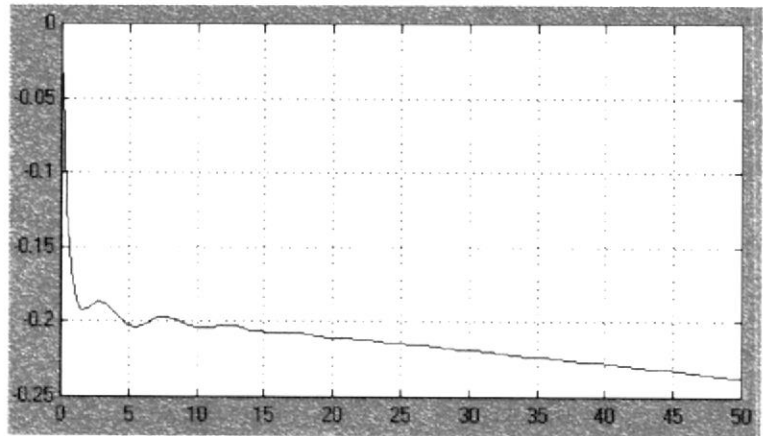


Figura 2.13 Ángulo de banqueo por variación del alerón

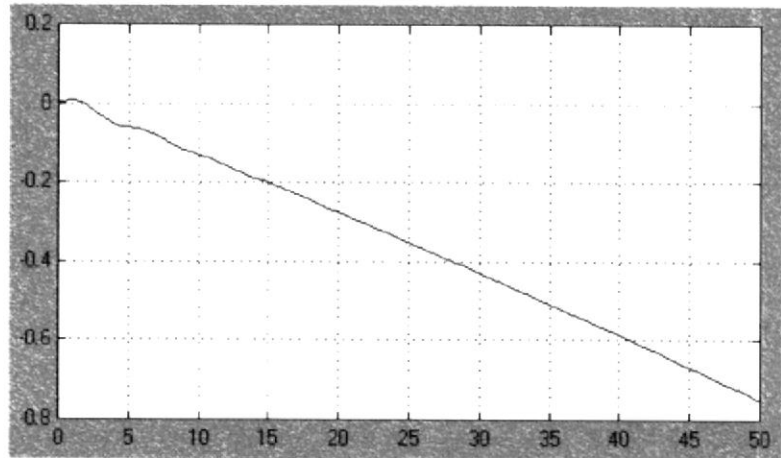


Figura 2.14 Ángulo de guiñada por variación del alerón

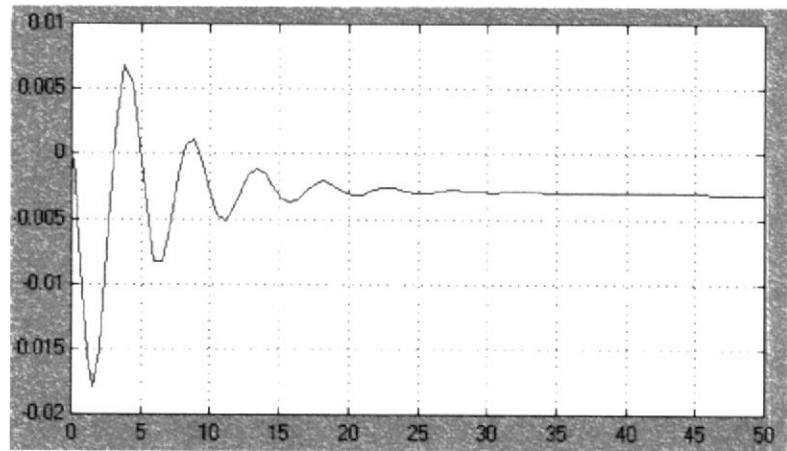


Figura 2.15 Ángulo de derrape por variación del alerón

Las salidas del sistema dinámico lateral por efecto de variación del timón de dirección se encuentran en función del tiempo (segundos) y son: el ángulo de banqueo (roll), presentado en la Figura 2.16; ángulo de guiñada (yaw), en la Figura 2.17; el ángulo de derrape (beta), en la Figura 2.18.

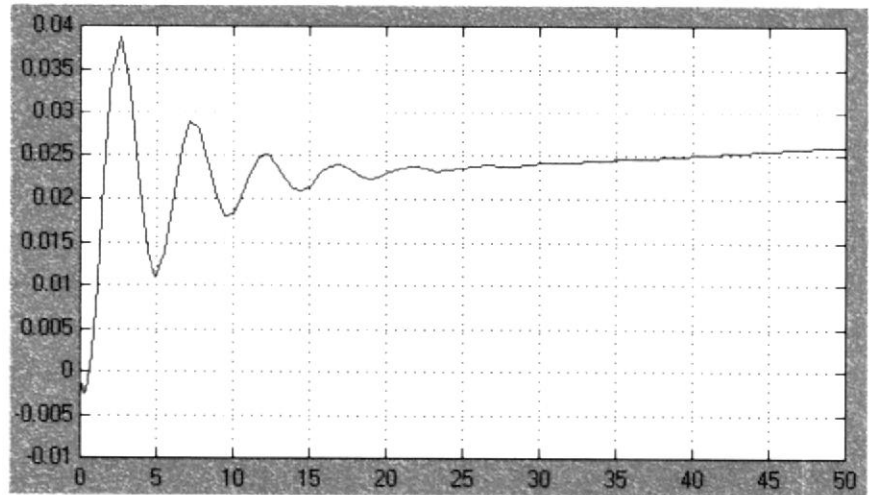


Figura 2.16 Ángulo de banqueo por variación del timón de dirección

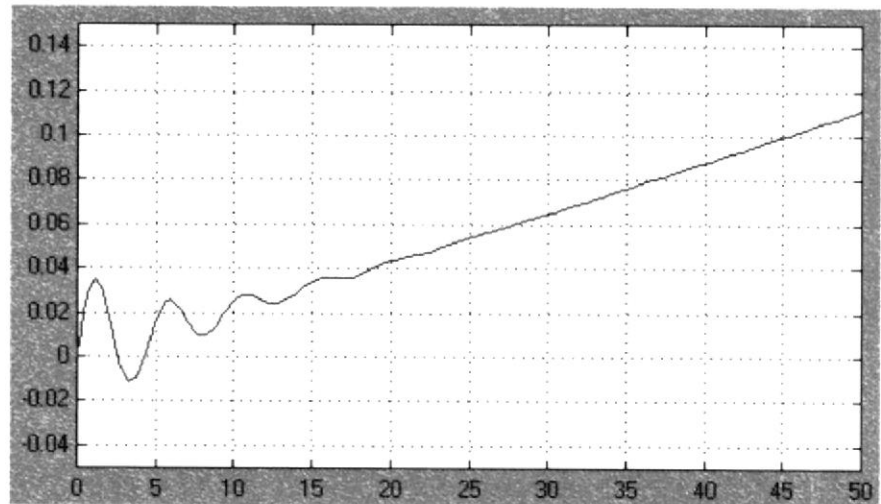


Figura 2.17 Ángulo de guiñada por variación del timón de dirección

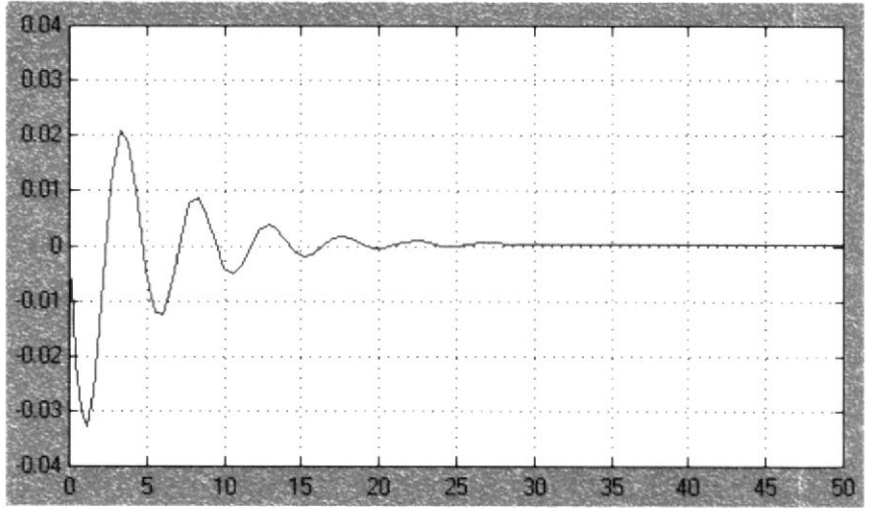


Figura 2.18 Ángulo de derrape por variación del timón de dirección

# CAPÍTULO 3

## 3. GENERALIDADES DEL SIMULADOR DE VUELO

La simulación de un avión es empleada en el aprendizaje como una forma de demostración y experimentación de situaciones de vuelo. Las dos características más importantes de la simulación son: la fidelidad y el manejo del tiempo. (30)

La *fidelidad* en la simulación da al sistema una representación con realismo. Para alcanzarla es necesario que los componentes y comportamiento del simulador sean tan reales como los de un avión. Ésta permite tener una percepción de sensaciones subjetivas de movimientos al piloto.

En un simulador de vuelo, el *manejo del tiempo* debe ser de manera continua, para la simulación de las ecuaciones de vuelo mediante variables entradas y salidas.

El simulador de vuelo implica la representación de un sistema dinámico y controlado del comportamiento de un avión en el mundo real. Éste contiene elementos idénticos a los de un avión y su función es adiestrar y permitir practicar a los pilotos.

Un simulador de vuelo tiene las siguientes ventajas (33):

1. **Bajo costo económico.**- Debido a que las reparaciones de sistemas aeronáuticos representan un alto costo económico, comparado con el costo de diseño y construcción de un simulador de vuelo.
2. **Menor riesgo.**- A causa de que al presentarse alguna falla humana, es solo un simulador y no un avión real. Además de reducir el riesgo por falta de experiencia en una situación de emergencia.
3. **Mayor accesibilidad.**- Ya que el piloto tiene mayor disponibilidad para practicar en un simulador, que en un avión.
4. **Practicar varias situaciones.**- Un simulador permite programar varias condiciones de vuelo, para que el piloto experimente y practique.
5. **Manejo del tiempo y procedimientos.**- El piloto en el simulador puede darse tiempo para revisar procedimientos de operación de vuelo y responder correctamente.
6. **Experiencias específicas.**- Mediante la simplificación de la realidad permite centrarse en condiciones importantes de interés como son las emergencias.
7. **Repetitividad de experiencias.**- Para poder repetir las y preparar al piloto para respuestas ágiles y eficaces.

El diseño del simulador de vuelo se ha realizado de acuerdo a procedimientos, información y técnicas de análisis de decisiones necesarias para realizar un sistema sencillo que cumpla con todos los requisitos para su función. Esto permitirá al piloto estudiante familiarizarse con los mecanismos, controles y movimientos del avión.

Las respuestas de un simulador de vuelo dependen del tipo de avión; debido a que éste, da las características dinámicas para las ecuaciones de vuelo, que son el elemento principal del sistema de control.

### 3.1. Introducción al simulador de vuelo

El simulador de vuelo da realismo a la simulación con ayuda de movimiento, para esto se presenta un sistema con movimientos de rotación en dos ejes.

El simulador de vuelo consta de elementos estructurales mecánicos, sistemas hidráulicos, sistemas eléctricos y sistemas lógicos electrónicos. Las partes del simulador de vuelo se indican en la Figura 3.1.

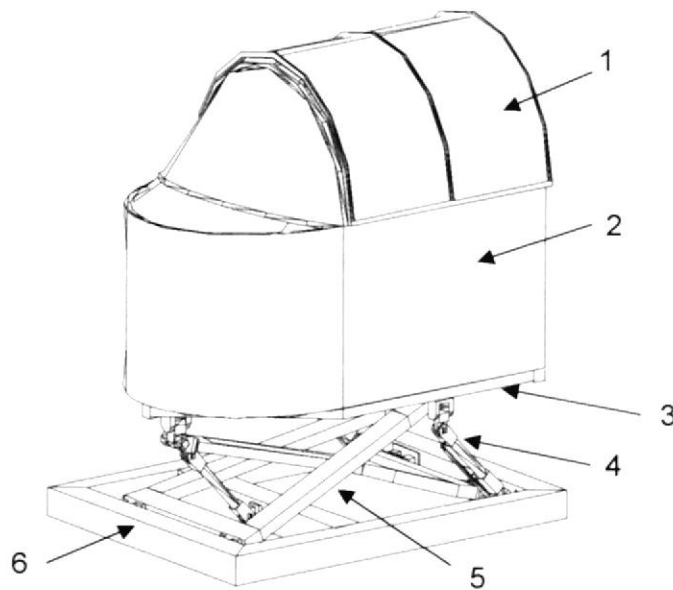


Figura 3.1 Partes del simulador de vuelo

1. Compuerta
2. Cápsula
3. Estructura base
4. Cilindro hidráulico
5. Mecanismo de barras
6. Piso

El simulador de vuelo se ha considerado de acuerdo al avión modelo T-34C, para un sólo piloto. Consiste de una cápsula que se cierra con una compuerta que se desliza sobre rieles hacia atrás de la misma, similar a la existente en el avión del modelo seleccionado e indicado en la Figura 3.2. El ingreso del piloto es desde la parte superior de la cápsula.

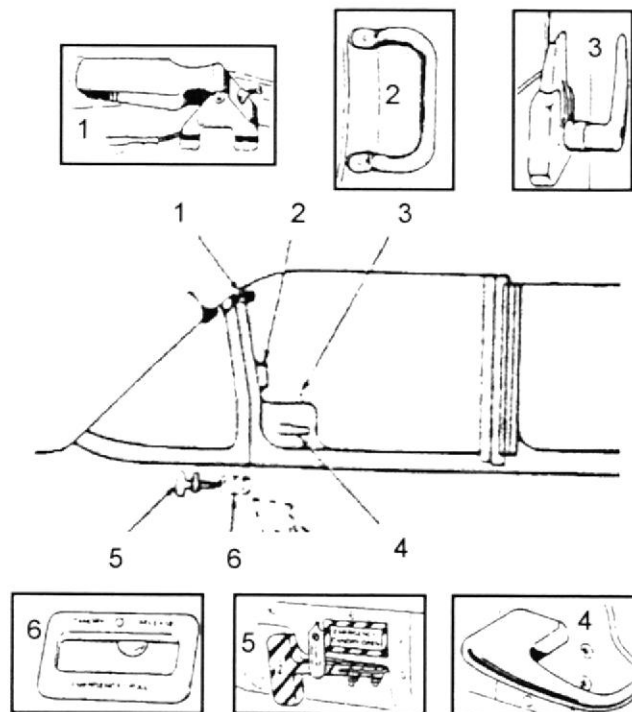


Figura 3.2 Partes de la compuerta del avión T-34C

- 1 Cerradura manual superior
- 2 Manija interior
- 3 Seguro manual interior
- 4 Manija exterior de abertura de emergencia
- 5 Manija interior de abertura de emergencia
- 6 Seguro manual exterior

La cápsula tiene la misma función que la cabina del avión. El simulador está diseñado sólo para un piloto. Esta cápsula debe contener internamente todos los elementos idénticos a la cabina del avión, como son los paneles de control, consola de los instrumentos de vuelo, bastón, pedales, silla para el piloto, todos presentados en la Figura 3.3.

La cápsula se encuentra apoyada fijamente con pernos sobre una estructura base que será diseñada en el capítulo 5. Entre la cápsula y la estructura base se recomienda instalar una lámina de caucho para aislar las vibraciones y evitar la corrosión de los elementos. En la estructura base se encuentra soldados o empernados elementos con articulaciones que permiten al mecanismo conectado girar en los ejes de rotación.

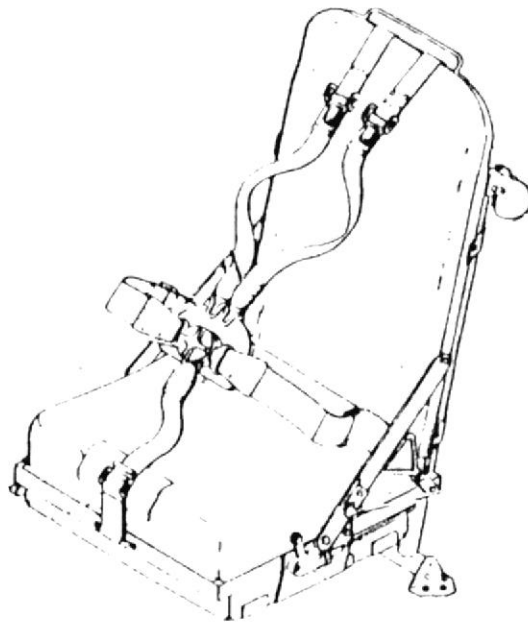


Figura 3.3 Silla con cinturón de seguridad del piloto

El mecanismo es basado en los simuladores VENTURER S2<sup>1</sup>. El mecanismo consiste de un conjunto de barras, dispuestas en forma cruzada y tres cilindros hidráulicos, ubicados uno adelante para permitir el movimiento de cabeceo, y dos atrás para dar el movimiento de banqueo.

El mecanismo se encuentra apoyado sobre una estructura sencilla que es la base del simulador de vuelo. A ésta también van sujetos los dispositivos oleohidráulicos, eléctricos y electrónicos. Entre ésta y la estructura base debe encontrarse un cobertor de caucho flexible que proteja el mecanismo del exterior de polvo y elementos extraños.

Debe conectarse al simulador, una computadora, que permita controlar al instructor las condiciones ambientales, fases de vuelo, situaciones de emergencia, etc.

### 3.2. Sistema de control del simulador de vuelo

El Simulador de vuelo consiste en un sistema control que tiene entradas, un proceso interno con las ecuaciones de vuelo y salidas. En la Figura 3.4, se muestra un diagrama de control del simulador de vuelo.

Las entradas del sistema son básicamente sensores de los controles de vuelo y motor del avión, manejadas por el piloto y condiciones de vuelo ingresadas por el instructor. Éstas son

---

<sup>1</sup> Los simuladores de VENTURER S2, son de la compañía TOHMSOM TRAINING & SIMULATION LIMITED. 1997

señales eléctricas que ingresan al sistema como datos, para ser procesadas por las ecuaciones de vuelo del comportamiento simulado del avión y por modelos matemáticos del mecanismo de movimiento del simulador y transformadas a señales de salida.

Las respuestas del sistema se transforman en señales enviadas a los instrumentos de vuelo y a las válvulas del sistema hidráulico para hacer actuar a los cilindros hidráulicos y producir movimientos al mecanismo del simulador de vuelo.

Para el proceso interno del sistema se recomienda el uso de un controlador como es el PLC, el mismo que se programa con un PC. El PLC permite tener un sistema pequeño físicamente, disponible y reprogramable.

En la Figura 3.4, las líneas punteadas indican los límites del simulador de vuelo, con sus elementos principales.

➤ **Entradas**

Las señales de las entradas se controlan mediante potenciómetros, los cuales varían el voltaje en ciertos rangos, así se regula las variables controladas del sistema, e ingresan al sistema para ser procesados por un controlador. El sistema tiene dos grupos de entradas: las que ingresa el instructor desde el PC y las accionadas por el piloto desde la cabina del simulador. El instructor ingresa las condiciones ambientales (velocidad y presión del aire) y las condiciones del motor del avión por el teclado de la computadora.

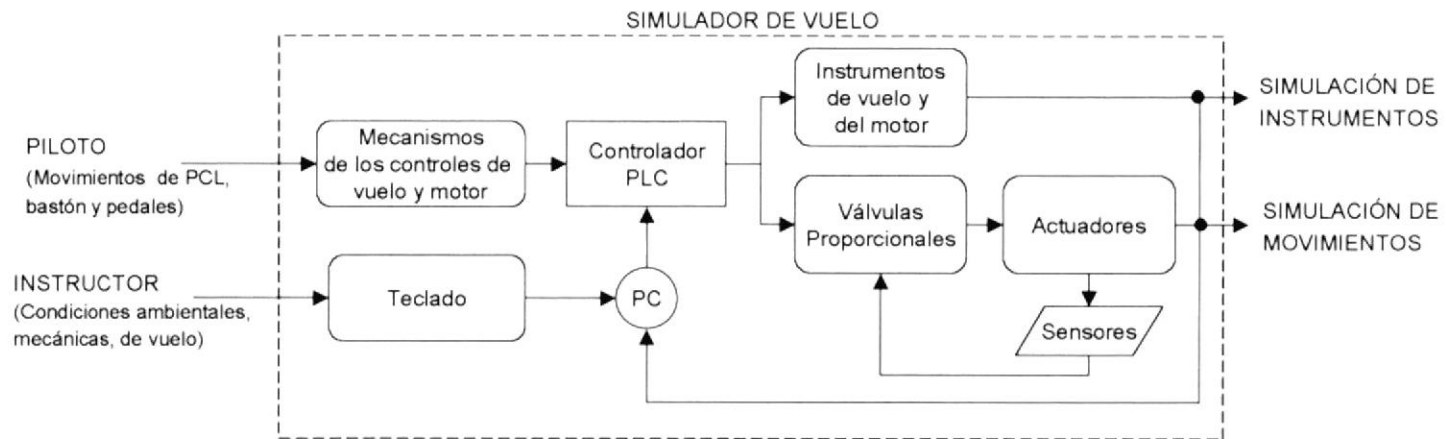


Figura 3.4 Diagrama de control del simulador de vuelo

Tabla II. Entradas principales del sistema del simulador de vuelo

<b>Elemento de entrada</b>	<b>Posición</b>	<b>Variable controlada</b>
Bastón	adelante-atrás derecha-izquierda	Posición de los Alerones y elevadores
Pedales	derecho-izquierda	Tren de nariz y timón de dirección
PCL	BETA-IDLE- POWER-MAX	Potencia del motor
Palanca de condición	FUEL ON-OFF DECR-RPM-INC FTH (en bandera)	Combustible y RPM del motor
Interruptor de flaps	MAX-MIN	Flaps
Interruptor de arranque del motor	STARTER-HOLD ON	Motor
Interruptor de encendido	IGNITION ON- HOLD OFF	Motor

En esta tesis, para la presentación de la simulación de vuelo sólo se tomarán las principales entradas que son los mandos de control y algunos instrumentos de vuelo. Los controles que tiene el piloto se detallan en la Tabla II

### ➤ **Salidas**

Se tienen dos tipos de salidas: las señales que van a los instrumentos de vuelo y las que van al sistema hidráulico, específicamente a las válvulas proporcionales.

Los instrumentos y parámetros utilizados para la simulación en el presente trabajo, se encuentran indicados en la Tabla III.

Tabla III. Salidas principales del sistema del simulador de vuelo

<b>Instrumento</b>	<b>Parámetro de salida</b>
Velocímetro	Velocidad
Altímetro	Altitud
Presión	Variómetro
Horizonte artificial	Orientación
Indicadores de flaps	Posición de flaps
Indicadores de tren de aterrizaje	Posición del tren de aterrizaje
Torquímetro	Torque
Tacómetro de turbina	Velocidad de turbina
Tacómetro de hélice	Velocidad de hélice
Indicador de flujo de combustible	Flujo de combustible
Indicador de cantidad de combustible	Cantidad de combustible

Las salidas que van al sistema hidráulico son variables de flujo para controlar la regulación de las válvulas proporcionales, por ello se considerarán las carreras de los cilindros hidráulicos.

### 3.3. Organización del diseño del simulador de vuelo

El diseño del simulador de vuelo cubre varios campos de estudio, por esta razón se ha organizado las áreas de ingeniería necesarias para el desarrollo del mismo. En la Figura 3.5, se presenta un esquema de la organización del diseño del simulador de vuelo.

Las áreas requeridas para el diseño del simulador de vuelo son las que utilizan los conocimientos de ingeniería mecánica. Sin embargo, no se han considerado áreas de igual importancia como son el diseño del sistema eléctrico y electrónico.

El diseño de forma consiste en la forma geométrica, dimensiones y disposición de elementos del simulador, interna y externamente.

En el diseño estructural se calcula y analizan todos los elementos estructurales mecánicos del simulador: cápsula, estructura base, barras y piso del simulador. Además de los apoyos y conexiones de los elementos, incluyendo ejes, pernos, etc. En la presente tesis se calcula la estructura base y se analiza la cápsula.

El diseño del mecanismo está dado por el análisis estático y dinámico del sistema de movimientos del simulador. Para interés del desarrollo de este diseño preliminar presentado, se realizó un análisis de desplazamiento de los cilindros hidráulicos y un estimado de las velocidades, para el cálculo de lo mismos y para la programación correspondiente.

El diseño del sistema hidráulico consiste de la selección adecuada de los cilindros, accesorios y conexiones hidráulicas con las características requeridas por el mecanismo. De ésta área se realizó la selección de los cilindros hidráulicos.

La programación del controlador consiste en la utilización de un software que permite programar el PLC para enlazar las entradas y salidas del sistema al proceso del mismo. Para el desarrollo de la programación es necesario conocer las ecuaciones de movimiento del avión y del mecanismo. Aquí se utiliza el software, INTOUCH (34) para la simulación visual que permite apreciar las respuestas de los instrumentos de vuelo y posiciones del avión. Sin embargo, este software puede servir de enlace con el PLC para la simulación visual pero se debería ajustar su programación.

El análisis de todas las áreas mencionadas están basadas en las características aerodinámicas del avión y los requerimientos básicos del piloto para la práctica de vuelo. Lo cual resulta el diseño de un sistema básico de simulación de movimientos de un avión.

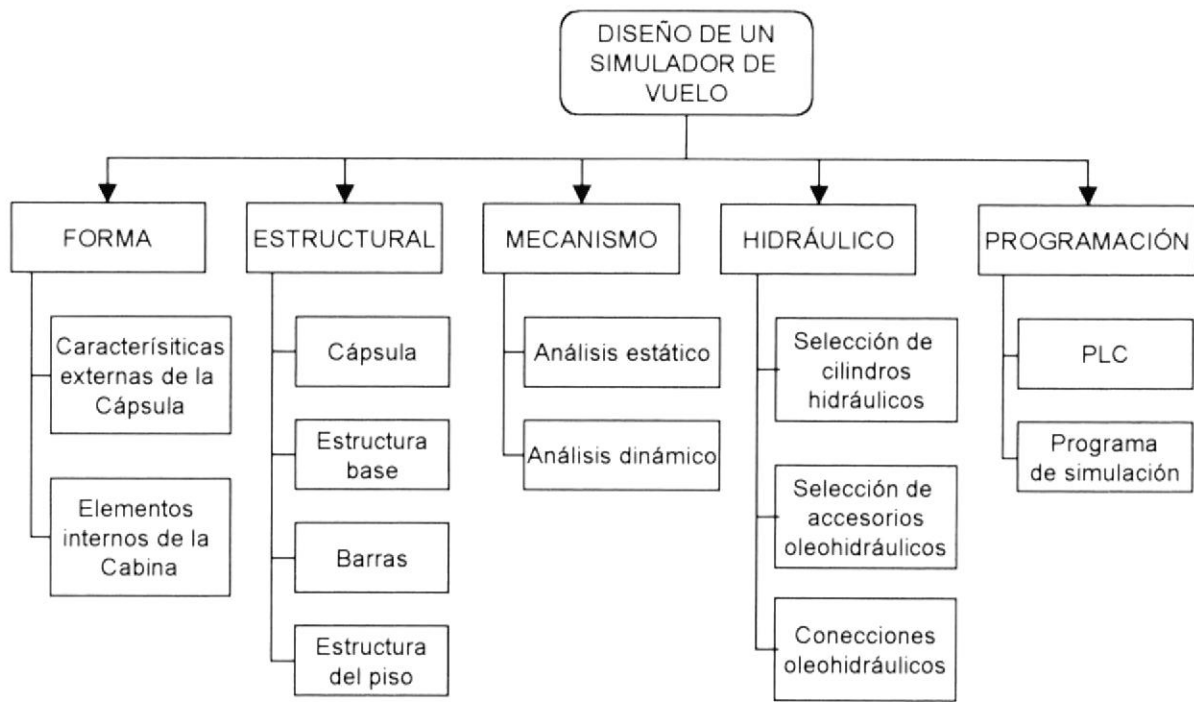


Figura 3.5 Organización del diseño del simulador de vuelo

### 3.4. Diseño de forma del simulador de vuelo

La forma del simulador es basada en el aeroplano T-34C-1. La parte externa se adapta a las necesidades para el espacio, y movimiento del simulador. La cápsula internamente debe contener los elementos dispuestos exactamente igual a la cabina del avión seleccionado.

El simulador de vuelo requiere que su forma y dimensiones permitan facilidad para los movimientos a simular. Para tomar la decisión correcta sobre las dimensiones y forma de la cápsula del simulador se tomaron las dimensiones interna y externas del avión; entonces ajustaron dichas dimensiones a valores satisfactorios, para lograr una armonía física para el modelo.

El mecanismo no se ha dimensionado por medio de cálculos, simplemente se consideraron ciertas medidas para obtener las libertades de movimiento requeridas. Para lograr los movimientos deseados, se sugiere el uso de apoyos articulado en dos direcciones.

Los planos del simulador de vuelo se encuentran en el APÉNDICE E. Los planos presentan la forma y dimensiones de todas las partes del simulador de vuelo, e incluso se presenta detalles de las conexiones propuestas en esta tesis.

# CAPÍTULO 4

## 4. CÁLCULO ESTRUCTURAL ESTÁTICO DEL SIMULADOR DE VUELO

El simulador de vuelo consta de partes estructurales mecánicas, las cuales soportan los pesos de los elementos internos dentro de la cápsula y al piloto. El cálculo estructural de estos elementos está desarrollado para la condición estática de los mismos, cuando las cargas externas se encuentran en su posición más crítica.

La cápsula del simulador de vuelo debe ser construida con un armazón para formar el cuerpo de la cápsula y sostener sus paredes y otra para la compuerta. El armazón y paredes de la cápsula son apoyadas sobre una estructura base, como se puede observar en la figura 4.1. El armazón de la cápsula consta de un piso interno, que es una plancha de acero estructural, el cual se estima su espesor en el presente capítulo.

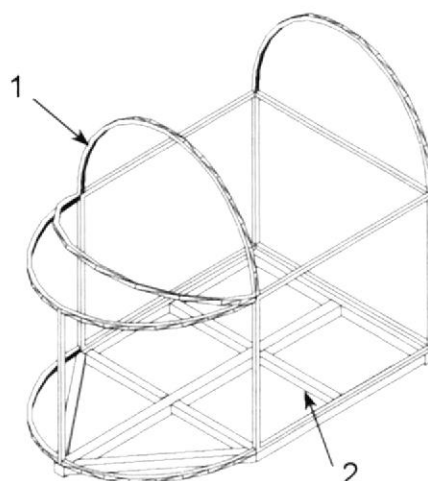


Figura 4.1 Partes estructuras principales a calcular

1. Armazón del cuerpo de la cápsula
2. Estructura base

El material a utilizar en toda la estructura del simulador es Acero Estructural A-36. El acero tiene una densidad de  $7850 \text{ kg/m}^3$ , y un módulo de Elasticidad de  $200 \times 10^9 \text{ N/m}^2$  (5).

Las paredes de la cápsula deben ser de planchas de plástico de Vinilo rígido, con las formas requeridas. El plástico de Vinilo tiene una densidad de  $1450 \text{ kg/m}^3$  (5).

#### 4.1. CÁPSULA DEL SIMULADOR

La estructura de la cápsula consisten de la compuerta y del armazón del cuerpo de la cápsula. En el plano 5 se presenta las vistas y dimensiones de la cápsula del simulador. Estas dimensiones son utilizadas para estimar el material necesario y con ello el peso del armazón de la cápsula.

La compuerta y el armazón están formados por tubos cuadrados, lo cual está indicado en la figura 4.2; donde  $b$  es la altura y ancho del perfil “e” es el espesor del mismo. Estos perfiles se cortan y doblan de acuerdo a la forma de la cápsula, entonces estos se sueldan con soldadura eléctrica.

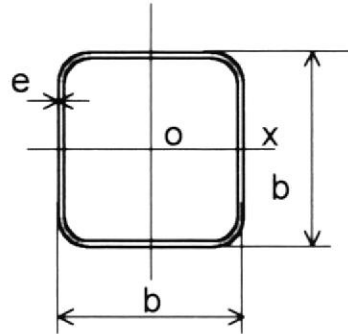


Figura 4.2 Perfil del armazón de la cápsula y compuerta

#### ➤ **Compuerta**

La compuerta de la cápsula no está sometida a ninguna fuerza exterior importante, por ello no es necesario analizar las dimensiones del armazón de ésta. Para el armazón de la compuerta de la cápsula se ha seleccionado tubos cuadrados de  $b = 20$  mm con un espesor,  $e = 0.8$  mm y peso  $w = 0.51$  kg/m (17).

Los tubos cuadrados de 20x20x0.8 mm, necesarios para la construcción de la compuerta de la cápsula deben tener las longitudes presentadas en la Figura 4.3 y en la Tabla IV.

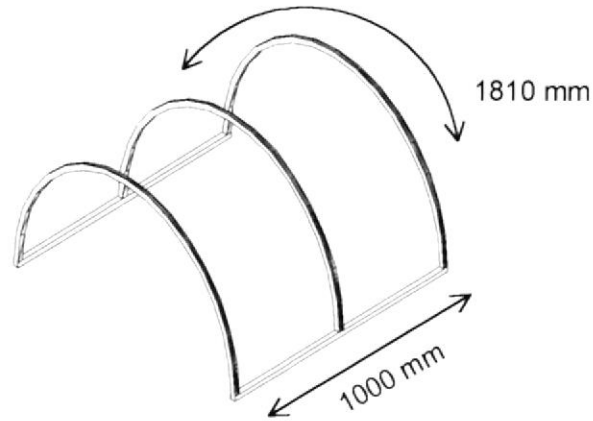


Figura 4.3 Dimensiones de los perfiles de la compuerta

Tabla IV. Dimensiones de los perfiles de la compuerta

Ubicación	#	Forma	Longitud (mm)	Longitud total (mm)
Verticales de la compuerta	3	Doblada 1x0.55 m	1810	5430
Horizontales de la compuerta	2	Recta	1000	2000

La longitud total de tubos de perfil de la compuerta es de 7430 mm, si la cápsula por longitud es de 0.51 kg/m, entonces el peso del armazón de la compuerta será  $w_a = \underline{\underline{3.789}}$  kg.

El armazón de la compuerta debe ser recubierto y empernado con una plancha transparente de 2 mm de espesor de plástico de vinilo. En la Tabla V se indican las dimensiones, forma y cantidades de las planchas necesarias para formar la pared de la compuerta.

Tabla V. Dimensiones de la pared de la compuerta

Ubicación	Forma de instalación	#	Dimensiones (mxm)	Area (m <sup>2</sup> )
Compuerta	Curvada	1	1000x1820	1.82

Si el área total de la pared que forma la compuerta es de 1.820 m<sup>2</sup>, el espesor es de 2 mm, y la densidad 1450 kg/m<sup>3</sup>, entonces el peso por la pared es calculado de la ecuación 4.1.

$$W_p = A \times e \times \rho \quad \text{Ec. 4.1}$$

donde,

$$A = 1.82 \text{ m}^2 \text{ área}$$

$$e = 0.002 \text{ m espesor del plástico}$$

$$\rho = 1450 \text{ kg/m}^3 \text{ densidad del vinilo}$$

$$w_p = 1.82 \text{ m}^2 \times 0.002 \text{ m} \times 1450 \text{ kg/m}^3$$

$$w_p = \underline{\underline{5.278}} \text{ kg}$$

El peso total de la compuerta es igual a:

$$\begin{aligned} W_{\text{COMPUERTA}} &= W_a + W_p \\ &= 3.789 \text{ kg} + 5.278 \text{ kg} \end{aligned}$$

$$\mathbf{W_{\text{COMPUERTA}} = 9.067 \text{ kg}}$$

La fuerza de gravedad de la compuerta es  $\mathbf{W_{\text{comp}} = 88.86\text{N}}$

#### ➤ **Cuerpo de la cápsula**

Para el armazón del cuerpo de la cápsula se ha seleccionado tubos cuadrados de 20 mm con un espesor de 0.8 mm y peso 0.51 kg/m (17). Los tubos cuadrados de

20x20x0.8 mm necesarios deben tener las dimensiones presentadas en la Tabla 4.3. En la figura 4.4, se indican las longitudes de los perfiles en el cuerpo de la cápsula.

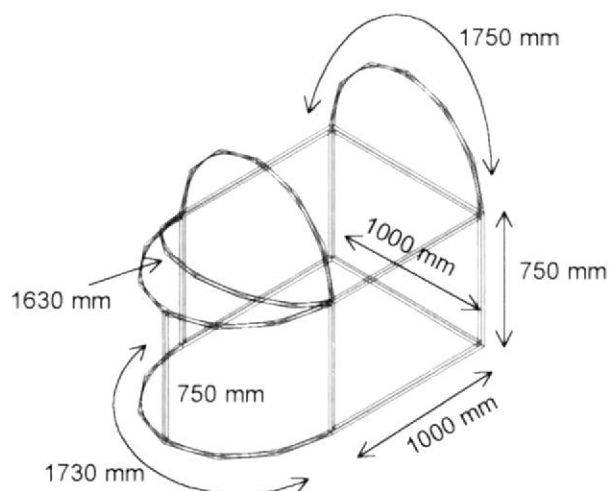


Figura 4.4 Dimensiones de los perfiles del cuerpo de la cápsula

TABLA VI. Dimensiones de los perfiles del cuerpo de la cápsula

Ubicación	#	Forma	Longitud (mm)	Longitud total (mm)
Verticales superior del cuerpo	2	Doblada	1750	3500
Delantera superior del cuerpo, inclinada	1	Doblada	1630	1630
Horizontales delantera de la cápsula	2	Doblada	1730	3460
Verticales y horizontales de paredes y piso	6	Recta	1000	6000
Verticales del cuerpo	5	Recta	750	3750

El peso total aproximado de la estructura del cuerpo está dada por el peso de todo los perfiles de acero que contiene la cápsula. Este peso corresponde solo al armazón de la misma y es estimado de las dimensiones presentadas en la Tabla 4.3 y del peso por longitud del perfil:

Longitud total de acero	$L = 18.34 \text{ m}$
Peso por longitud	$W/l = 0.51 \text{ kg/m}$
Peso total de los perfiles del cuerpo	$W_a = \underline{\underline{9.353}} \text{ kg}$

Sobre el armazón van las paredes que conforman la cápsula. Las paredes de la cápsula deben ser construidas con planchas de 4 mm de espesor de plástico de vinilo, empernadas a la estructura del cuerpo.

En la Tabla 4.4 se presentan las dimensiones de las planchas y el área total de las paredes al ser cortadas y montadas sobre el armazón del cuerpo. Estas áreas son obtenidas de las dimensiones del la figura 4.4.

Con la ecuación 4.1 y las áreas presentadas en la Tabla 4.4, se obtiene el peso aportado por las paredes de plástico de vinilo.

Tabla VII. Dimensiones de las paredes del cuerpo de la cápsula

Ubicación de pared	Forma de instalación	#	Dimensiones (mxm)	Area total (m <sup>2</sup> )
Delantera superior	Curvada	1	815x645	1.182
Delantera	Curvada	1	1729x750	1.297
Laterales	Plana	2	1000x750	3.000
Posterior	Plana	1	1300x1000	1.182
Piso	Plana	1	1600x1000	1.471

Área total de las paredes	A = 8.132	m <sup>2</sup>
espesor de las planchas	e = 0.004	m
Densidad del plástico de vinilo	$\rho = 1450$	kg/m <sup>3</sup>

El peso de las paredes es igual a,

$$w_p = 8.132 \text{ m}^2 \times 0.004 \text{ m} \times 1450 \text{ kg/m}^3$$

$$w_p = \underline{\underline{47.166}} \text{ kg}$$

Sumando el peso de la estructura y de las paredes da el peso total aproximado del cuerpo de la cápsula:

$$\begin{aligned} W_{\text{CUERPO}} &= W_a + W_p \\ &= 9.353 \text{ kg} + 47.166 \text{ kg} \end{aligned}$$

$$W_{\text{CUERPO}} = 56.518 \text{ kg}$$

La fuerza de gravedad del cuerpo es:

$$W_{\text{cuerpo}} = 553.88 \text{ N}$$

### Análisis de desplazamientos por esfuerzos en la cápsula

A pesar de que el armazón del cuerpo no soportará grandes fuerzas, se ha realizado un análisis por el método de elementos finitos mediante la Referencia 9, para observar las posibles deformaciones a presentarse en ciertas condiciones. (9)

Se considera el caso, de que el piloto al subir al simulador se apoya sobre ciertos perfiles o si alguna persona desde el exterior se apoya en los bordes de la cápsula, entonces se aplican fuerzas sobre dichos perfiles; estas fuerzas consideradas se indican la Figura 4.5.

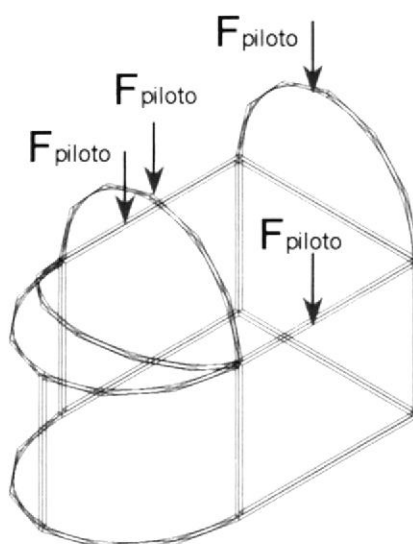


Figura 4.5 Diagrama de las fuerzas asumidas sobre la cápsula

Para estimar las fuerzas máximas que se aplicarían, se asume la fuerza del peso parcial de una persona. El peso de una persona es aproximadamente de 127 kg que equivale a

una fuerza de 1240 N. Entonces, el peso asumido para el análisis es de  $F_{\text{piloto apoyado}} = 1000 \text{ N}$ . Es importante indicar que este valor se encuentra sobre dimensionado para observar un efecto considerable.

Para el modelado del armazón de la cápsula en la Referencia 9, se modelaron los nodos más importantes, que son las uniones de los perfiles, y algunos para la forma curva de la cápsula.

Las condiciones de borde están dadas por los nodos de la parte inferior (1, 3, 4, 6 y 7), como apoyos fijos, debido a que la cápsula se encuentra descansando sobre la estructura base.

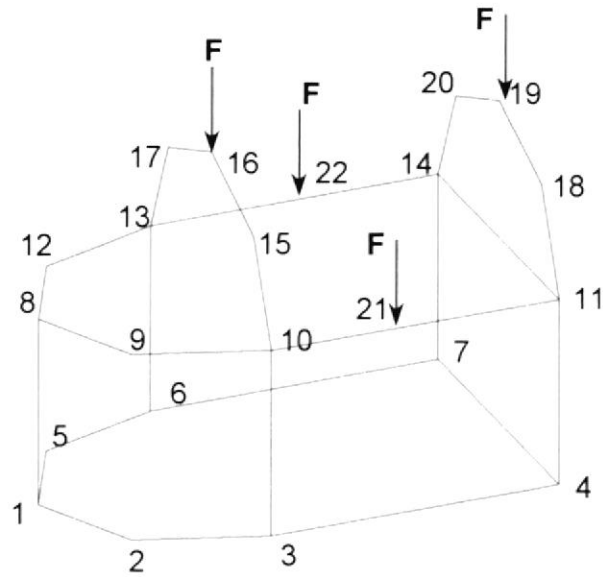


Figura 4.6 Nodos del cuerpo de la cápsula

Los elementos son de sección constante y del perfil 20x20x0.8 mm, los mismos que se obtienen de las características presentadas en la Tabla VIII.

Tabla VIII. Características de los elementos de la cápsula

B	20	Mm	I	4.54E-08	m <sup>4</sup>
E	0.8	Mm	M	4.18	kg/m
A	0.00006144	m <sup>2</sup>	AE	1.23E+07	N/m
E	2.00E+11	N/m	IE	9.08E+03	Nm <sup>3</sup>

En la Figura 4.6, se indican los nodos, y las fuerzas consideradas. Los nodos ingresados en la Referencia 9 se presentan en la Tabla IX.

Tabla IX. Nodos de la cápsula

<b>Nodos</b>	<b>X (m)</b>	<b>Y (m)</b>	<b>Z (m)</b>
1	0	0	0
2	0.1757	-0.3536	0
3	0.6	-0.5	0
4	1.6	-0.5	0
5	0.1757	0.3536	0
6	0.6	0.5	0
7	1.6	0.5	0
8	0	0	0.75
9	0.1757	-0.3536	0.75
10	0.6	-0.5	0.75
11	1.6	-0.5	0.75
12	0.1757	0.3536	0.75
13	0.6	0.5	0.75

<b>Nodos</b>	<b>X (m)</b>	<b>Y (m)</b>	<b>Z (m)</b>
14	1.6	0.5	0.75
15	0.6	-0.3536	1.1389
16	0.6	0	1.3
17	0.6	0.3536	1.1389
18	1.6	-0.3536	1.1389
19	1.6	0	1.3
20	1.6	0.3536	1.1389
21	1.1	-0.5	0.75
22	1.1	0.5	0.75

Para las condiciones de borde, los nodos de 1, 3, 4, 6 y 7 son fijos y sin carga. Las cargas aplicadas se observan en la Tabla X.

Tabla X. Fuerzas y momentos asumidos en los nodos

<b>Nodo</b>	<b>Fx (N)</b>	<b>Fy (N)</b>	<b>Fz (N)</b>	<b>Mx (N/m)</b>	<b>My (N/m)</b>	<b>Mz (N/m)</b>
16	0	0	-1000	0	0	0
19	0	0	-1000	0	0	0
21	0	0	-1000	0	0	0
22	0	0	-1000	0	0	0

Los resultados más importantes, que presenta la Referencia 9, del análisis estático, son los desplazamientos de los nodos y las reacciones en los apoyos.

Los desplazamientos máximos de los nodos se presentan en la Tabla XI donde se resaltan los máximos valores.

Tabla XI. Máximos desplazamientos y reacciones de los nodos

Nodo	X (m)	Y (m)	Z (m)
	Rx (N)	Ry (N)	Rz (N)
10	-1.45E-04	-3.65E-04	-6.63E-05
	1.10E-04	1.02E-03	-2.29E-04
13	-1.45E-04	3.65E-04	-6.63E-05
	-1.10E-04	1.02E-03	2.29E-04
18	-6.03E-04	-8.93E-05	-5.35E-05
	-4.50E-04	1.61E-03	-1.80E-03
20	-6.03E-04	8.93E-05	-5.35E-05
	4.50E-04	-1.61E-03	1.80E-03
21	-1.46E-04	-2.50E-04	<b>-9.58E-04</b>
	0.00E+00	1.22E-04	5.20E-04
22	-1.46E-04	2.50E-04	<b>-9.58E-0</b>
	0.00E+00	1.22E-04	<b>-5.20E-044</b>

El máximo desplazamiento es de 0.96 mm, en el nodo 21 y 22, entonces se considera correcto la selección del tubo de 20x20x0.8 mm.

Las reacciones y momentos de los nodos de apoyos, considerados fijos, que fueron obtenidos del análisis se encuentran en la Tabla XII.

Tabla XII. Reacciones y momentos en los nodos de apoyos

Nodo	Fx (N)	Fy (N)	Fz (N)
	Mx (N.m)	My (N.m)	Mz (N.m)
1	-4.85E+01	-2.97E-13	-1.20E+02
	1.39E-13	-1.53E+01	0
3	1.36E+02	8.37E+01	1.09E+03
	-3.27E+01	3.87E+01	0
4	-1.12E+02	-2.28E+01	9.72E+02
	5.16E+00	-2.32E+01	0
6	1.36E+02	-8.37E+01	1.098E+03
	3.27E+01	3.87E+01	0
7	-1.12E+02	2.28E+01	9.729E+02
	-5.16E+00	-2.32E+01	0

### ➤ **Piso de la cápsula**

El piso de la cápsula deberá soportar básicamente las cargas dentro de la cabina del simulador. Para el cálculo del espesor del piso, se considera un estado crítico, que es cuando el piloto se para en el centro del espacio entre la viga principal, la viga lateral y las transversales secundarias como se indica en la figura 4.7.

El punto propenso a deflexión es el centro del área donde es aplicada la fuerza, como se indica en la Figura 4.8. El diseño del piso de la cápsula se basa en el cálculo del espesor de la plancha. El área de la placa está apoyada en todos los lados.

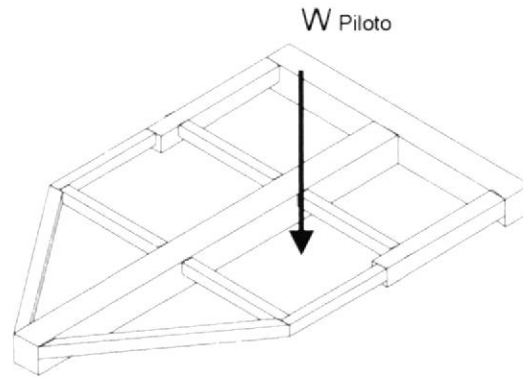


Figura 4.7 Fuerzas analizadas para piso de la cápsula

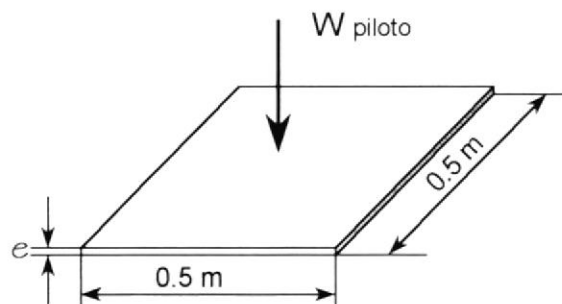


Figura 4.8 Área considerada del piso

Las reacciones en los apoyos A y B, son iguales por simetría, y el diagrama de fuerzas que actúan sobre esta sección analizada se observan en la figura 4.9. Los apoyos A y B representan las vigas de la estructura base.

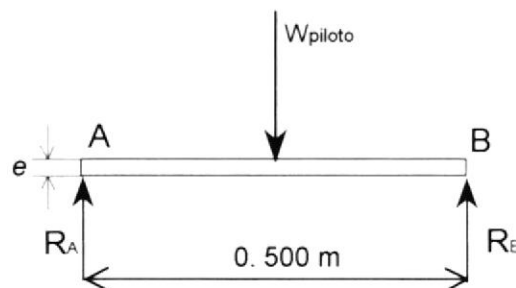


Figura 4.9 Diagrama de fuerzas del piso

Al realizar una sumatoria de fuerzas (Ec. 4.2), se obtienen las reacciones en los apoyos A y B.

$$\uparrow + \sum F_y = 0 \quad \text{Ec. 4.2}$$

$$R_A = R_B = \frac{W_{\text{piloto}}}{2} \quad \text{Ec. 4.3}$$

Al reemplazar el peso en la Ec. 4.3, las reacciones en los apoyos son:

$$R_A = \frac{1444.62 N}{2} = 722.31 N$$

Se realiza un corte en el centro de la viga para obtener el momento máximo para el diseño, el diagrama del corte se observa en la figura 4.10.

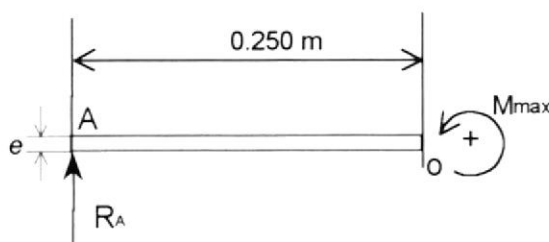


Figura 4.10 Momento máximo en el piso

El momento máximo se encuentra en el punto O, que es donde se aplica el peso del piloto, es decir en el centro del área considerada, entonces el momento máximo es igual a:

$$M_{\text{max}} = R_A \cdot 0.250 \text{ m} \quad \text{Ec. 4.4}$$

$$M_{\text{max}} = 722.31 N \cdot 0.250 \text{ m} = 180.58 N \cdot m$$

Se calcula el momento de inercia (Ec. 4.5), con el momento máximo obtenido anteriormente:

$$I/c = \frac{\eta \times M_{\max}}{S_y} \quad \text{Ec. 4.5}$$

donde,

$S_y = 240 \times 10^6 \text{ N/m}$  es la resistencia a punto cedente del acero A-36

$\eta = 1.5$  es el factor de diseño asumido

Al reemplazar los valores en la Ec. 4.5:

$$I/c = \frac{1.5 \times 180.58 \text{ N.m}}{240 \times 10^6 \text{ N/m}^2}$$

$$\boxed{I/c = 1.13 \times 10^{-6} \text{ m}^3}$$

El momento de inercia está dado de acuerdo a las características de la sección, para un rectángulo está dado por la Ec. 4.6.

$$I/c = \frac{a \times e^2}{6} \quad \text{Ec. 4.6}$$

Despejando el espesor e,

$$e = \sqrt[2]{\frac{6 \times I/c}{a}} = \sqrt[2]{\frac{6 \times 1.13 \times 10^{-6} \text{ m}^3}{0.5 \text{ m}}}$$

$$\boxed{e = 3.68 \times 10^{-3} \text{ m}}$$

El espesor del piso de la cápsula calculado es de **3.7 mm**.

## 4.2. ESTRUCTURA BASE DE LA CÁPSULA

Para la estructura base de la cápsula se ha seleccionado perfiles estructurales de tubo cuadrado hueco. Las dimensiones y espesores de estos, son calculados de acuerdo a las cargas que soportan.

La estructura base soportará los pesos de los elementos internos de la cabina de la cápsula, como son la consola de instrumentos, el panel de control y la silla, además del peso de la cabina. La fuerza más importante que actúa sobre la viga central es el peso del piloto. El piloto cuando se encuentre parado sobre el simulador ejercerá el mayor peso sobre la estructura base, luego al sentarse sobre la silla, variará la posición del peso del piloto.

Los pesos de los elementos internos considerados para el cálculo de la estructura base, se detallan en la Tabla XIII.

Tabla XIII. Peso de los elementos internos considerados de la cápsula

No.	Elementos	Peso (kg)	Peso (lb)
1	Piloto	127.00	280
2	Equipo de piloto	20.41	45
3	Silla	13.61	30
4	Paneles laterales	13.61	30
5	Consola y pedales	18.14	40

El peso total de todos los elementos internos de la cabina, incluyendo al piloto es igual a 192.77 kg, este equivale a:

$$P = 1889.146 \text{ N}$$

En la figura 4.11, se presentan todas las fuerzas puntuales consideradas sobre la estructura base de la cápsula.

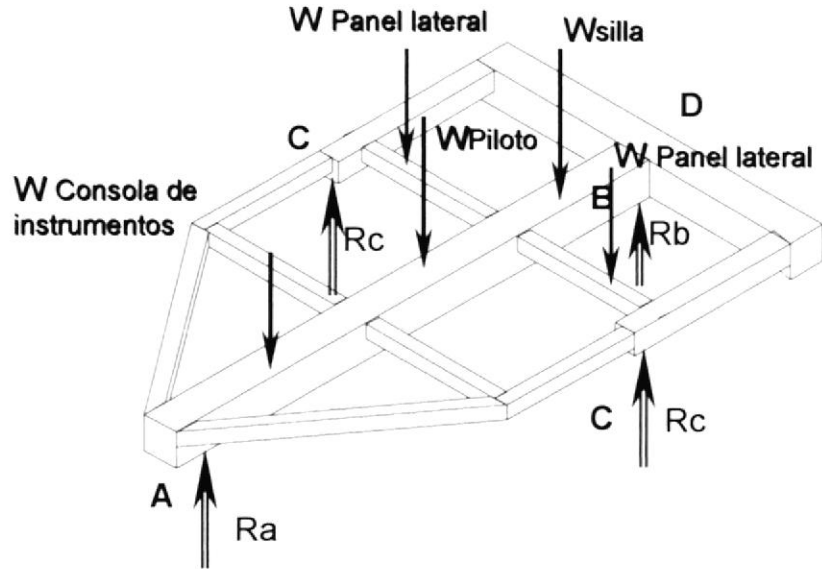


Figura 4.11 Fuerzas sobre estructura base

Como se puede observar en la Figura 4.11, las vigas que soportan cargas importantes son la longitudinal y posterior, y seguidamente las laterales de apoyo de los cilindros; las vigas que soportan menos fuerza son las denominadas secundarias. En la figura 4.12, se indican las denominaciones de las vigas de acuerdo a las fuerzas que soportan. Las dimensiones utilizadas en esta gráfico permite diferenciarlas vigas, pero no son las dimensiones reales, ya que se calcularán a continuación.

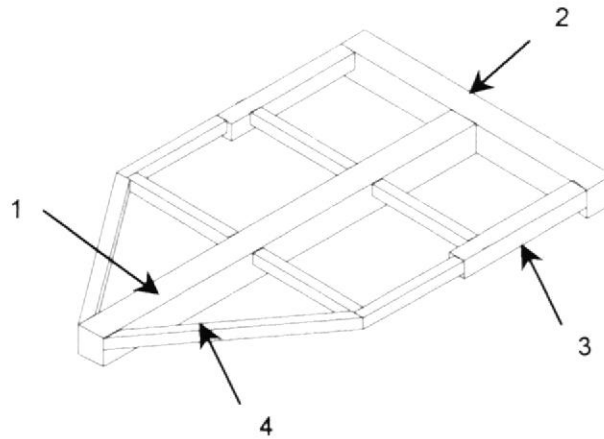


Figura 4.12 Denominación de las vigas de la estructura base

1. Viga longitudinal central
2. Viga transversal posterior
3. Viga lateral del cilindro
4. Viga secundaria

➤ **Vigas principales**

La viga longitudinal central y la posterior son las que soportan mayores fuerzas. Para el análisis estático de la viga longitudinal central se consideran las fuerzas que actúan en posición horizontal en dos dimensiones, sin considerar los apoyos de los cilindros hidráulicos. A pesar de que la viga principal no soporta directamente el peso de la cápsula, ni de los paneles de control laterales, para seguridad del diseño se considerará los pesos directamente sobre la viga. En la figura 4.13 se encuentra las posiciones y asignaciones de las fuerzas puntuales y distribuidas.

### Viga longitudinal central

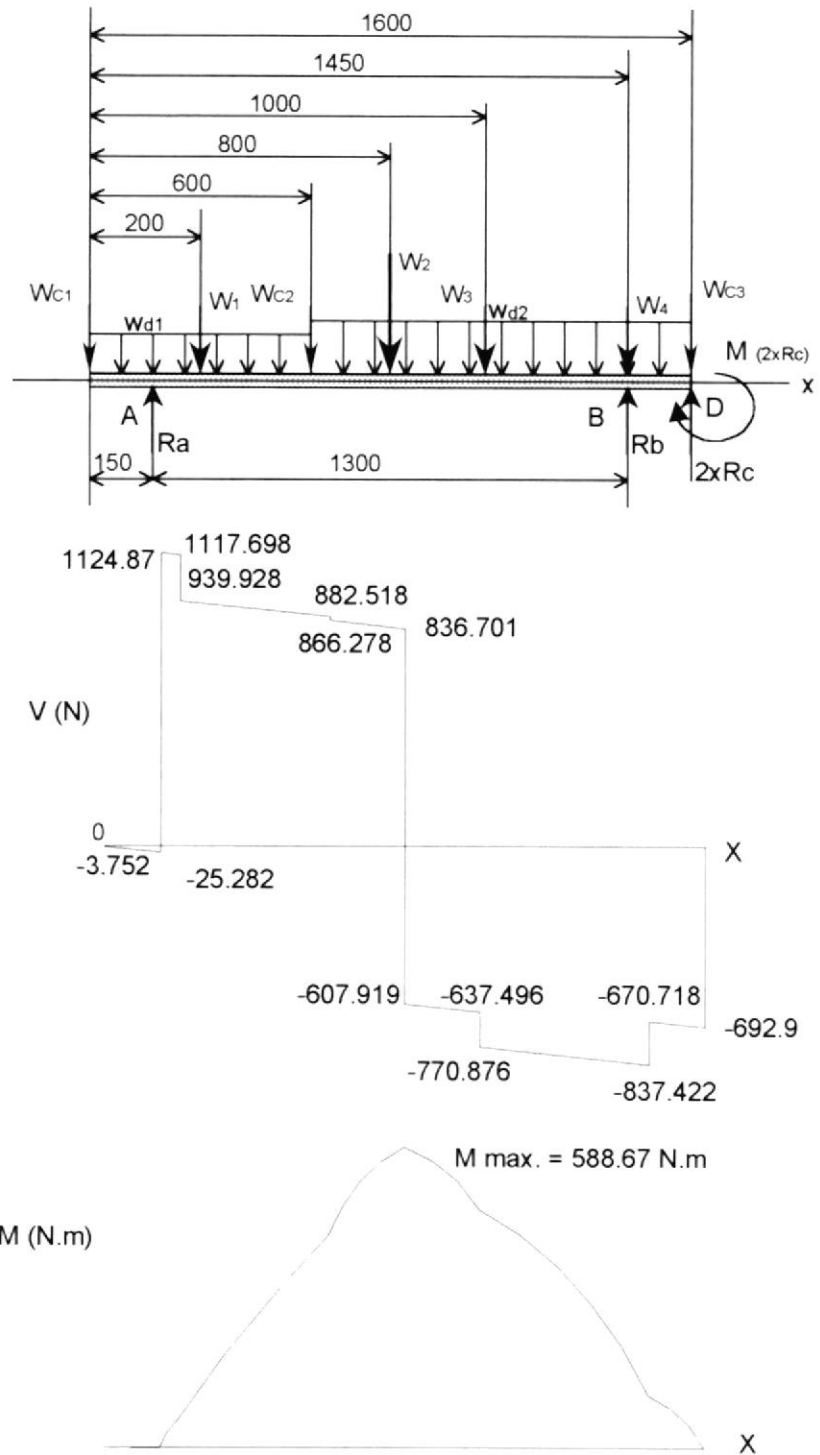


Figura 4.13 Diagrama de fuerzas y momentos actuantes sobre la viga longitudinal central

$W_1$	Peso de la consola y pedales
$W_2$	Peso del piloto y equipo
$W_3$	Peso de paneles de control laterales
$W_4$	Peso de la silla
$W_{C1}$	Peso del perfil vertical delantero
$W_{C2}$	Peso de perfiles verticales medios
$W_{C3}$	Peso de perfiles y pared posterior y el peso de la compuerta
$W_{d1}$	Peso distribuido delantero
$W_{d2}$	Peso distribuido posterior
$R_a$	Reacción en el apoyo delantero: cilindro y barras a
$R_b$	Reacción en el apoyo posterior: barras b
$R_c$	Reacción en los cilindros posteriores laterales
$M_{(2xR_c)}$	Momento debido a las reacciones de los cilindros

Se asume que las reacciones en los cilindros posteriores laterales son iguales, y por encontrarse equidistantes del punto D, además por esta razón el momento debido a las reacciones de los cilindros es cero.

Los valores de las fuerzas son las siguiente:

$$\begin{aligned}
 W_1 &= 18.14 \text{ kg} \times 9.8 \text{ m/s}^2 &&= 177.77 \text{ N} \\
 W_2 &= (127.00 + 20.41) \times 9.8 \text{ m/s}^2 &&= 1444.62 \text{ N} \\
 W_3 &= 13.61 \text{ kg} \times 9.8 \text{ m/s}^2 &&= 133.38 \text{ N} \\
 W_4 &= 13.61 \text{ kg} \times 9.8 \text{ m/s}^2 &&= 133.38 \text{ N}
 \end{aligned}$$

El peso puntual de las paredes y armazón de la cápsula son los siguientes:

$$W_{C1} = 0.750 \text{ m} \times 0.51 \text{ kg/m} \times 9.8 \text{ m/s}^2 = 3.75 \text{ N}$$

$$W_{C2} = (0.750 \times 2 + 1.750) \text{ m} \times 0.51 \text{ kg/m} \times 9.8 \text{ m/s}^2 = 16.24 \text{ N}$$

$$W_{C3} = (0.750 \times 2 + 1 \times 2 + 1.750) \text{ m} \times 0.51 \text{ kg/m} \times 9.8 \text{ m/s}^2 + 88.86 \text{ N} = 115.10 \text{ N}$$

El peso distribuido de las paredes y estructura de la cápsula ( $W_{d1}$ ), es calculado del peso de las paredes delanteras y del piso, y con los perfiles horizontales. El peso distribuido ( $W_{d2}$ ) es obtenido de las paredes y armazón laterales y del piso. El peso aplicado por las paredes y estructura horizontal es dividido para la distancia  $d$  que es la longitud de peso distribuido, para  $W_{d1}$ , el peso equivale a la longitud total  $W$ , de esta forma se obtienen los siguientes valores aproximados:

$$W_{d1} = (W \text{ armazón} + W \text{ paredes})/d$$

$$W_{d1} = ((1.73 \times 2 + 1.63) \text{ m} \times 0.51 \text{ kg/m} + (0.75 \times 1.73 + 0.427) \times 0.004 \text{ m}^3 \times 1450 \text{ kg/m}^3) \times 9.8 \text{ m/s}^2 / (0.86 \text{ m})$$

$$W_{d1} = 143.53 \text{ N/m}$$

$$W_{d2} = W \text{ armazón} + W \text{ paredes}$$

$$W_{d2} = (1 \times 4 \text{ m} \times 0.51 \text{ kg/m} + 3 \times (0.75 \times 1 \times 0.004) \text{ m}^3 \times 1450 \text{ kg/m}^3) \times 9.8 \text{ m/s}^2 / 1 \text{ m}$$

$$W_{d2} = 147.88 \text{ N/m}$$

Como se analiza para el estado estático, la sumatoria de fuerzas en dirección vertical, y momentos en cualquier punto son igual a cero, entonces de esta forma obtenemos las reacciones estáticas del sistema.

$$\uparrow + \sum F = 0$$

$$Ra + Rb + 2 \times Rc - W_1 - W_2 - W_3 - W_4 - W_{C1} - W_{C2} - W_{C3} - w_{d1} \times 0.6 - w_{d2} \times 1.0 = 0$$

Al reemplazar valores de los pesos:

$$Ra + Rb + 2 \times Rc - 177.77 - 1444.62 - 133.38 - 133.38 - 3.75 - 16.24 - 115.10 - 143.53 \times 0.6 - 147.88 \times 1.0 = 0$$

$$\boxed{Ra + Rb + 2 \times Rc = 2258.128} \quad \text{Ec. 4.7}$$

La sumatoria del momento en el punto A (ver figura 4.13), es igual a cero entonces:

$$+ \curvearrowright \sum M_A = 0$$

$$- 0.15 \times W_{C1} + 0.05 \times W_1 + 0.45 \times W_{C2} + 0.65 \times W_2 + 0.85 \times W_3 + 1.30 \times W_4 - 1.3 \times Rb + 1.45 \times W_{C3} - 1.45 \times Rc + 0.15 \times w_{d1} \times 0.60 + 0.95 \times w_{d2} \times 1.0 = 0$$

Al reemplazar valores de los pesos se obtiene:

$$- 0.15 \times 3.75 + 0.05 \times 177.77 + 0.45 \times 16.24 + 0.65 \times 1444.62 + 0.85 \times 133.38 + 1.30 \times 133.38 - 1.3 \times Rb + 1.45 \times 115.10 - 1.45 \times 2 \times Rc + 0.15 \times 143.53 \times 0.60 + 0.95 \times 147.88 \times 1.0 = 0$$

$$\boxed{1.3 \times Rb + 2.9 \times Rc = 1561.703} \quad \text{Ec. 4.8}$$

La sumatoria de momentos en el punto B (ver figura 4.13), también es igual a cero en reposo, entonces:

$$+ \curvearrowright \sum M_B = 0$$

$$- 1.45 \times W_{C1} + 1.3 \times Ra - 1.25 \times W_1 - 0.85 \times W_{C2} - 0.65 \times W_2 - 0.45 \times W_3 - 0.15 \times 2 \times Rc + 0.15 \times W_{C3} - 1.15 \times w_{d1} \times 0.60 - 0.35 \times w_{d2} \times 1.0 = 0$$

Al reemplazar los valores de los pesos resulta:

$$\begin{aligned}
 & -1.45 \times 3.75 + 1.3 \times Ra - 1.25 \times 177.77 - 0.85 \times 16.24 - \\
 & 0.65 \times 1444.62 - 0.45 \times 133.38 - 0.15 \times 2 \times Rc + 0.15 \times 115.10 \\
 & - 1.15 \times 143.53 \times 0.60 - 0.35 \times 147.88 \times 1.0 = 0 \\
 & \boxed{1.3 \times Ra - 0.3 \times Rc = 1374.0067} \quad \text{Ec. 4.9}
 \end{aligned}$$

La sumatoria de momentos en el punto D (ver figura 4.13), es igual a cero.

$$\begin{aligned}
 + \downarrow \quad \sum M_D = 0 \\
 -1.6 \times W_{c1} + 1.45 \times Ra - 1.4 \times W_1 - 1.0 \times W_{c2} - 0.8 \times W_2 - 0.6 \times W_3 - \\
 0.15 \times W_4 + 0.15 \times Rb - 1.3 \times w_{d1} \times 0.60 - 0.5 \times w_{d2} \times 1.0 = 0
 \end{aligned}$$

Al reemplazar los valores se obtiene:

$$\begin{aligned}
 -1.6 \times 3.75 + 1.45 \times Ra - 1.4 \times 177.77 - 1.0 \times 16.24 - 0.8 \times 1444.62 - \\
 0.6 \times 133.38 - 0.15 \times 133.38 + 0.15 \times Rb - 1.3 \times 143.53 \times 0.60 - \\
 0.5 \times 147.88 \times 1.0 = 0 \\
 \boxed{1.45 \times Ra + 0.15 \times Rb = 1712.7424} \quad \text{Ec. 4.10}
 \end{aligned}$$

Al resolver el sistema de ecuaciones (de las Ec. 4.8, 4.9, 4.10), las reacciones en los apoyos son:

$$Ra = 1150.16 \text{ N}$$

$$Rb = 300.08 \text{ N}$$

$$Rc = 404.00 \text{ N}$$

El punto crítico para el diseño es donde se encuentra el peso de piloto, entonces este es el punto del momento máximo aplicado en la viga. En la figura 4.14 se observa un corte de la viga, indicando el momento máximo.

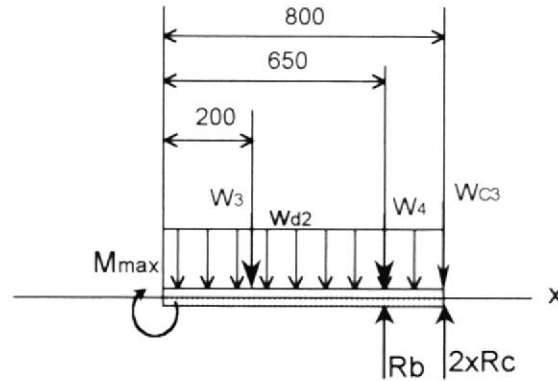


Figura 4.14 Momento máximo de viga longitudinal

$$M_{\max} = -0.2 \times W_3 - 0.65 \times W_4 - 0.8 \times W_{C3} + 0.65 \times R_b - 0.8 \times 2 \times R_c - 0.4 \times w_{d2} \times 0.8$$

$$M_{\max} = -0.2 \times 133.38 - 0.65 \times 133.38 - 0.8 \times 115.10 + 0.65 \times 300.08 - 0.8 \times 2 \times 404 - 0.4 \times 147.88 \times 0.8$$

$$M_{\max} = 588.6774 \text{ N.m}$$

El diseño de la viga principal central se realiza por flexión, debido a que las fuerzas de torsión soportada por los apoyos en los cilindros, se anulan; además se asume que sólo soporta fuerzas verticales. El cálculo de la viga se realiza mediante el módulo resistente de la sección el que está dado por la Ec. 4.11.

$$Z = \frac{\eta \times M_{\max}}{S_y} \quad \text{Ec. 4.11}$$

donde,

Z            Módulo resistente de la sección

$\eta$         =        3        es el factor de diseño

$M_{\max} = 588.6774 \text{ N.m}$

$S_y = 240 \text{ MPa}$  es la resistencia a punto cedente del acero A-36

Reemplazando los valores en la Ec. 4.11:

$$Z = \frac{3 \times 588.6774 \text{ N} \cdot \text{m}}{240 \times 10^6 \text{ N/m}^2}$$

$$Z = 7.36 \times 10^{-6} \text{ m}^3$$

Con este valor del módulo resistente de la sección (Z), se selecciona el perfil utilizando la tabla de las propiedades de tubos cuadrados huecos estructural del Apéndice F.

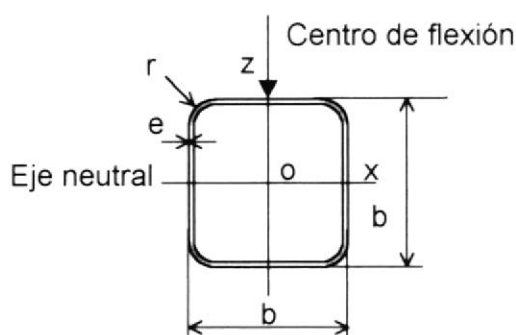


Figura 4.15 Perfil tubo cuadrado hueco de **50 x 50 x 3**

$$b = 50 \text{ mm}$$

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

$$r = 8 \text{ mm}$$

$$m = 4.18 \text{ kg/m}$$

$$A = 5.33 \times 10^{-4} \text{ m}^2$$

$$I = 19.0 \times 10^{-8} \text{ m}^4$$

$$Z = 7.59 \times 10^{-6} \text{ m}^3$$

### Viga transversal posterior

La viga longitudinal central transmite a la viga transversal posterior las fuerzas aplicadas en ella antes analizadas, y la fuerza de reacción de los apoyos de los cilindros, que producen adicionalmente un torque en el eje y, por encontrarse a una distancia de 0.5 m. La viga transversal posterior está sometida a las fuerzas y momentos indicados en la figura 4.16.

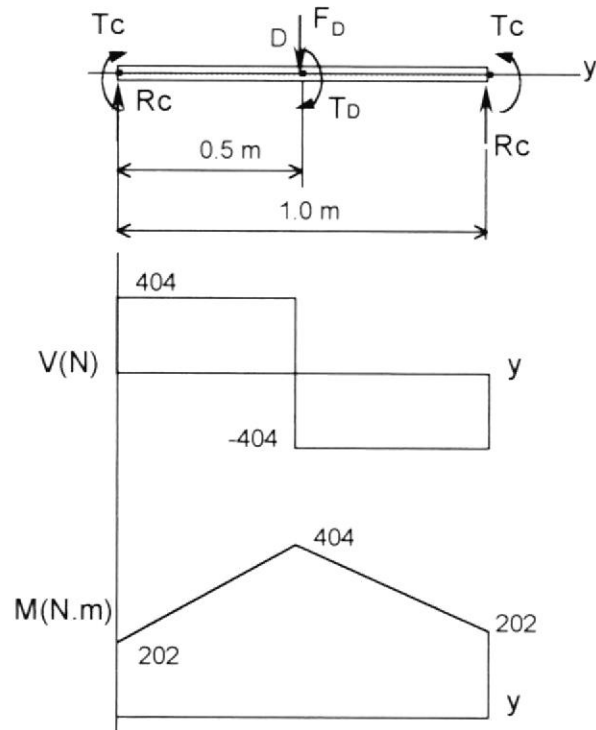


Figura 4.16 Diagrama de fuerza cortante y momento de la viga transversal secundaria

$R_c$  Reacción en el apoyo de los cilindros (404 N)

$F_D$  Fuerza transmitida por la viga longitudinal central

$T_c$  Torque por apoyo en los cilindros

$T_D$  Torque de reacción por  $T_c$

La suma de las fuerzas aplicadas directamente sobre la viga central es igual a  $F_D$ .

$$F_D = -R_a - R_c + W_1 + W_2 + W_3 + W_4 + W_{c1} + W_{c2} + W_{c3} + w_{d1} \times 0.6 + w_{d2} \times 1.0$$

$$F_D = -1150.16 - 300.08 + 177.77 + 1444.62 + 133.38 + 133.38 + 3.75 + 16.24 + 115.10 + 143.53 \times 0.6 + 147.88 \times 1.0$$

$$\boxed{F_D = 808 \text{ N}}$$

El torque producido por la reacción de los cilindros está dada por la fuerza  $R_c$  y el brazo:

$$T_c = 0.5 \times R_c = 0.5 \times 404$$

$$T_c = 202 \text{ N} \cdot \text{m}$$

El torque  $T_D$  es la reacción por los torques  $T_c$ , entonces éste equilibra a los aplicados a los extremos de la viga:

$$T_D = 2 \times T_c = 2 \times 202$$

$$T_D = 404 \text{ N} \cdot \text{m}$$

El punto D, que es la unión con la viga principal es el punto crítico. Se realiza un corte en dicho punto, donde se obtiene la fuerza cortante  $V_o$  y el momento flexionante  $M_o$  que se presentan en la figura 4.17.

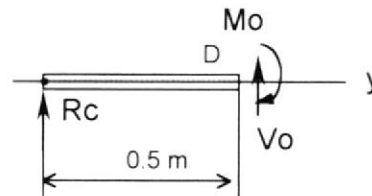


Figura 4.17 Corte de la viga transversal posterior

$$M_o = 0.5 \times R_c = 0.5 \times 404$$

$$M_o = 202 \text{ N} \cdot \text{m}$$

Esta viga se somete a una combinación de tensión normal debido a tensión por esfuerzo de corte por flexión y por torsión. Para este caso se diseña por teoría de falla, tensión máxima por esfuerzos de corte.

En el diagrama se observan los esfuerzos de corte y de torsión producidos en la sección de la viga en el punto D,

además el diagrama de Mohr utilizado para el cálculo del máximo esfuerzo cortante, para el diseño.

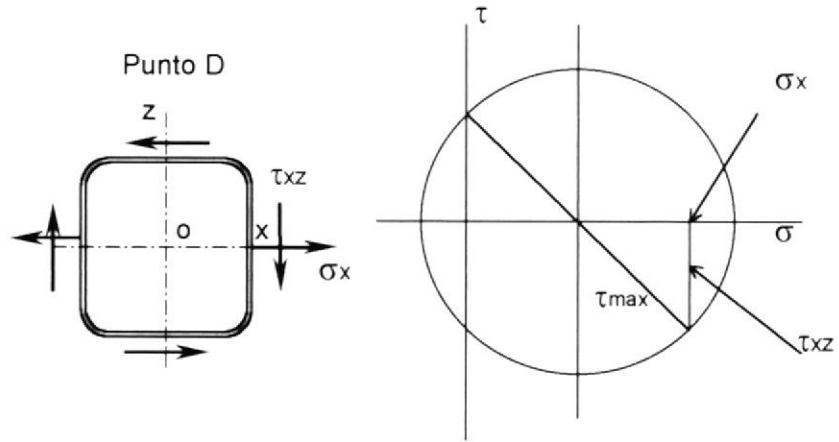


Figura 4.18 Círculo de Mohr para el punto D

$\tau_{xz}$  y  $\tau_{zx}$  Tensión de esfuerzo por corte de torsión por los apoyos de los cilindros

$\sigma_z$  Tensión por flexión en la viga posterior

El esfuerzo de corte para el diseño se calcula de la Ec. 4.12:

$$\tau_d = \frac{0.5 \times S_y}{\eta} \quad \text{Ec. 4.12}$$

$$\tau_d = \frac{0.5 \times 240 \times 10^6 \text{ N/m}^2}{3} = 50 \times 10^6 \text{ N/m}^2$$

Se realiza un análisis de torque equivalente, obtenido mediante el círculo de Mohr, y la Ec. 4.13.

$$T_e = \sqrt{M_o^2 + T_D^2} \quad \text{Ec. 4.13}$$

$$T_e = \sqrt{202^2 + 404^2} = 451.69 \text{ N} \cdot \text{m}$$

El coeficiente de sección polar requerido es calculado de la siguiente manera:

$$Z_p = \frac{T_e}{\tau_d} \quad \text{Ec. 4.14}$$

$$Z_p = \frac{451.69 \text{ N} \cdot \text{m}}{40 \times 10^6 \text{ N/m}^2} = 11.3 \times 10^{-6} \text{ m}^3$$

De acuerdo al coeficiente de sección polar se selecciona el siguiente perfil:

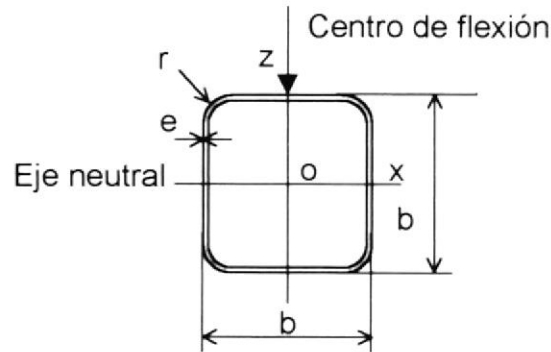


Figura 4.19 Perfil tubo cuadrado hueco de **50 x 50 x 3**

$$b = 50 \text{ mm}$$

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

$$r = 8 \text{ mm}$$

$$m = 4.18 \text{ kg/m}$$

$$A = 5.33 \times 10^{-4} \text{ m}^2$$

$$I = 19.0 \times 10^{-8} \text{ m}^4$$

$$Z = 7.59 \times 10^{-6} \text{ m}^3$$

$$I_T = 32.0 \times 10^{-6} \text{ m}^3$$

$$Z_p = 12.8 \times 10^{-6} \text{ m}^3$$

### ➤ Vigas laterales de los cilindros

La viga longitudinal lateral posterior es sometida a esfuerzos por tracción, por encontrarse en ellas las conexiones de los cilindros hidráulicos, los mismos que ejercen una fuerza sobre ésta para mover a la cápsula. Por ello es importante realizar el siguiente cálculo que permita estimar la sección necesaria para soportar dichos esfuerzos.

El punto sometido a tensión máxima es en la unión de esta viga lateral con la viga transversal posterior. En la figura 4.20 se presenta el diagrama de fuerza cortante y momento flexionante de las vigas laterales cortada donde van apoyados los cilindros.

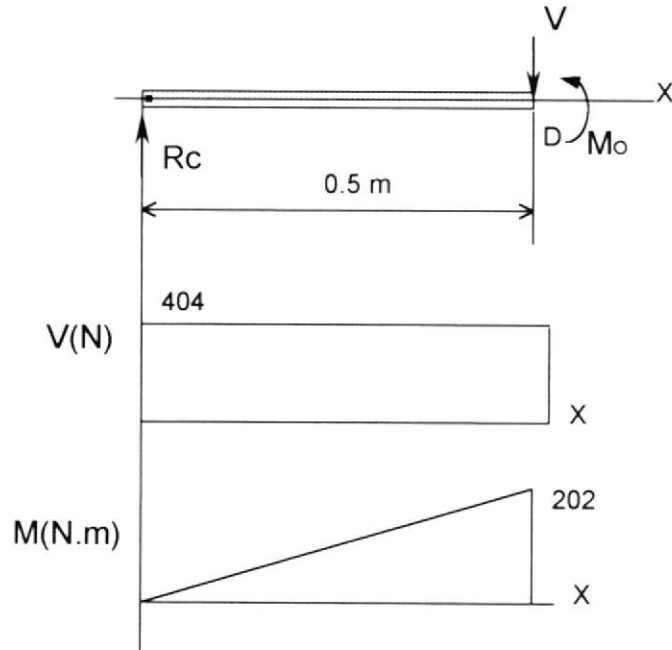


Figura 4.20 Diagrama de fuerza cortante y momento de vigas laterales de los cilindros.

$R_c$  Reacción por el apoyo de los cilindros

$V$  Fuerza cortante entre la viga posterior y lateral del cilindro

$M_o$  Momento producido en la unión de las vigas para equilibrar  $R_c$

Al aplicar suma de fuerzas, la fuerza cortante es igual a  $R_c$ .

$$R_c = V = 404 \text{ N}$$

El momento es igual a:

$$M_o = 0.5 \times R_c = 0.5 \times 404$$

$$M_o = 202 \text{ N} \cdot \text{m}$$

Para cálculo del módulo resistente de la sección de esta viga se utiliza la Ec. 4.11 y se asumirá un factor de seguridad de 4.

$$Z = \frac{\eta \times M_{\max}}{S_y} = \frac{4 \times 202 \text{ N} \cdot \text{m}}{240 \times 10^6 \text{ N/m}^2}$$

$$Z = 3.37 \times 10^{-6} \text{ m}^3$$

El perfil seleccionado para las vigas laterales de apoyo de los cilindros es:

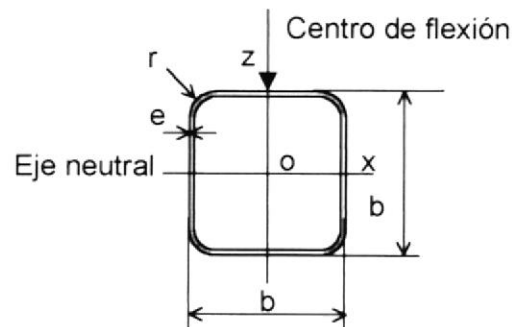


Figura 4.21 Perfil tubo cuadrado hueco de **40x40x3**

$$b = 40 \text{ mm}$$

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

$$r = 8 \text{ mm}$$

$$m = 3.24 \text{ kg/m}$$

$$A = 4.13 \times 10^{-4} \text{ m}^2$$

$$I = 9.01 \times 10^{-8} \text{ m}^4$$

$$Z = 4.51 \times 10^{-6} \text{ m}^3$$

➤ **Vigas secundarias**

Se identifican las vigas secundarias las que no soportan fuerzas importantes, ni contienen apoyos del mecanismo. Estas vigas soportarán principalmente el peso de las paredes y estructura de la cápsula, por ello no se considera su diseño.

Debido a que la venta de los perfiles estructurales se realiza con un mínimo de 6 m, se ha seleccionado un tubo cuadrado hueco, de las mismas características que el seleccionado para las vigas laterales de los cilindros, entonces se le podrá dar el uso completo de todo el perfil.

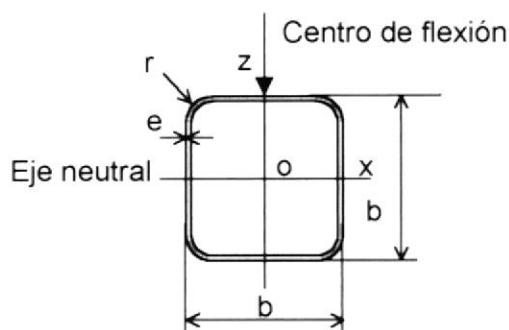


Figura 4.22 Perfil tubo cuadrado hueco de **40x40x3**

$$b = 40 \text{ mm}$$

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

$$r = 8 \text{ mm}$$

$$m = 3.24 \text{ kg/m}$$

$$A = 4.13 \times 10^{-4} \text{ m}^2$$

$$I = 9.01 \times 10^{-8} \text{ m}^4$$

$$Z = 4.51 \times 10^{-6} \text{ m}^3$$

**Peso de la estructura base**

El peso de la estructura base, se estima con las dimensiones y peso de los perfiles seleccionados; estos perfiles se detallan en la Tabla XIV.

Tabla XIV. Dimensiones y peso de los perfiles de la estructura base

Vigas	Tubo cuadrado hueco	w/l (kg/m)	L (m)	W (kg)
Principales	50x50x3	4.18	2.5	10.45
Laterales del cilindro	40x40x3	3.24	1	3.24
Secundarias	40x40x3	3.24	3.86	12.51
			W total	26.20

El peso de la estructura será

$$W = 26.20 \text{ kg} \times 9.8 \text{ m/s}^2$$

$$W = 256.76 \text{ N.}$$

➤ **Análisis estático la estructura base**

Mediante la Referencia 9, se analiza la estructura base con las características de los perfiles seleccionados, para determinar los desplazamientos producidos en la condición estática y en reposo.

En la figura 4.23, se presenta el modelado de la estructura base de la cápsula, con la numeración de los nodos y las fuerzas aplicadas. Se ha considerado las fuerzas más importantes. Pero no se toman individualmente las fuerzas producidas por el peso de las paredes de la cápsula, sino el peso total de la misma, aplicado donde se encuentra el piloto. Por esta razón, para este análisis, se tiene solamente cargas puntuales sobre la estructura base. En la Tabla XV se indican las coordenadas de los nodos de la estructura base.

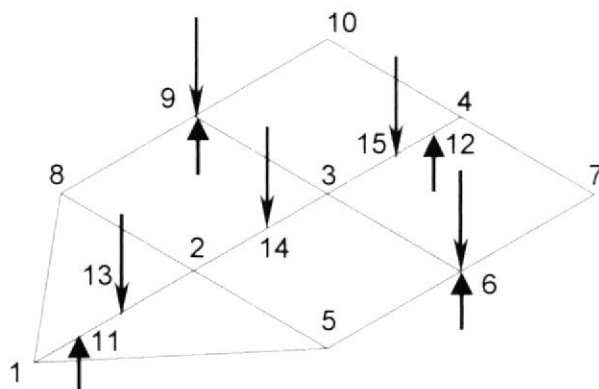


Figura 4.23 Nodos de estructura base para CADRE

En la tabla 4.12 se presentan las características de los perfiles de la estructura base, con los datos que son necesarios ingresar en la Referencia 26.

Tabla XV. Características de los perfiles de la estructura base

		base	
		<u>50x50x3</u>	<u>40x40x3</u>
<b>A</b>	m <sup>2</sup>	5.33 x10 <sup>-4</sup>	4.13 x10 <sup>-4</sup>
<b>E</b>	N/m	2.00x10 <sup>11</sup>	2.00 x10 <sup>11</sup>
<b>I</b>	m <sup>4</sup>	19.0x10 <sup>-8</sup>	9.01 x10 <sup>-8</sup>
<b>M</b>	kg/m	4.18	3.24
<b>W</b>	N/m	40.96	31.75
<b>AE</b>	N/m	1.066E+08	8.26E+07
<b>IE</b>	Nm <sup>3</sup>	3.80E+04	1.80E+04

Los nodos corresponden a los puntos de unión de las vigas y a los puntos de aplicación de las fuerzas. Las coordenadas de los nodos de la figura 4.23 se detallan en la Tabla XVI.

Tabla XVI. Nodos de la estructura base

<b>Nodo</b>	<b>X (m)</b>	<b>Y (m)</b>	<b>Z (m)</b>
<b>1</b>	0	0	0
<b>2</b>	0.6	0	0
<b>3</b>	1.1	0	0
<b>4</b>	1.6	0	0
<b>5</b>	0.6	-0.5	0
<b>6</b>	1.1	-0.5	0
<b>7</b>	1.6	-0.5	0
<b>8</b>	0.6	0.5	0
<b>9</b>	1.1	0.5	0
<b>10</b>	1.6	0.5	0
<b>11</b>	0.15	0	0
<b>12</b>	1.45	0	0
<b>13</b>	0.2	0	0
<b>14</b>	0.8	0	0
<b>15</b>	1.3	0	0
<b>16</b>	1	0	0
<b>17</b>	1.3	0	0

Las condiciones de borde son para los nodos de apoyos, se consideran fijas para los nodos 9, 6, 12 y 11.

Para el análisis de los desplazamientos, las cargas aplicadas antes utilizadas para el cálculo de los perfiles, se aplica un factor de seguridad de 1.5, para obtener desplazamientos producidos por fuerzas superiores a las asumidas.

Tabla XVII. Cargas aplicadas en la estructura base

<b>Elemento</b>	<b>Nodo</b>	<b>Fuerza Real</b>	<b>Fuerza con factor de seguridad</b>
Consola de instrumentos	13	177.8	266.7
Panel lateral	6	-133.4	-200.1
Panel lateral	9	-133.4	-200.1
Silla	15	-133.4	-200.1
Piloto, equipo y cápsula	14	-2087.3	-3131

Las reacciones en los apoyos obtenidas de los resultados del análisis estático se encuentran en la Tabla XVIII.

Tabla XVIII. Reacciones de la estructura base

<b>Nodo</b>	<b>Fx</b>	<b>Fy</b>	<b>Fz</b>	<b>Mx</b>	<b>My</b>	<b>Mz</b>
9	0	0	9.15E+02	-1.34E+02	4.26E+01	0
6	0	0	9.15E+02	1.34E+02	4.18E+01	0
12	0	0	7.12E+02	0	2.71E+02	0
11	0	0	9.22E+02	0	-3.23E+02	0

Los desplazamientos máximos son los que se presentan en la siguiente tabla y se resalta el máximo.

Tabla XIX. Desplazamiento de la estructura base

Nodo	X	Y	Z	Rx	Ry	Rz
2	0	0	-4.80E-04	-4.77E-05	1.30E-03	0
3	0	0	-3.10E-04	0.00E+00	-1.45E-03	0
14	0	0	<b>-6.31E-04</b>	0.00E+00	-6.33E-05	0

# CAPÍTULO 5

## 5. MECANISMO DEL SIMULADOR DE VUELO

El mecanismo del simulador de vuelo está basado en el mecanismo de los simuladores VENTURER S2. El mecanismo se adapta a los movimientos requeridos de la aeronave T-34C-1, y medidas de la estructura base de la cápsula diseñada.

El mecanismo es de 6 grados de libertad. El mecanismo está formado básicamente de dos conjuntos de dos barras cada uno, y tres cilindros hidráulicos. Los conjuntos de barras se encuentran ubicados en forma de tijeras, es decir cruzados en sentido opuesto. Cada conjunto consta de dos barras separadas hacia los apoyos inferiores, y unidas hacia arriba a la estructura base. En la Figura 5.1, se observan el mecanismo en tres dimensiones, sin la estructura base.

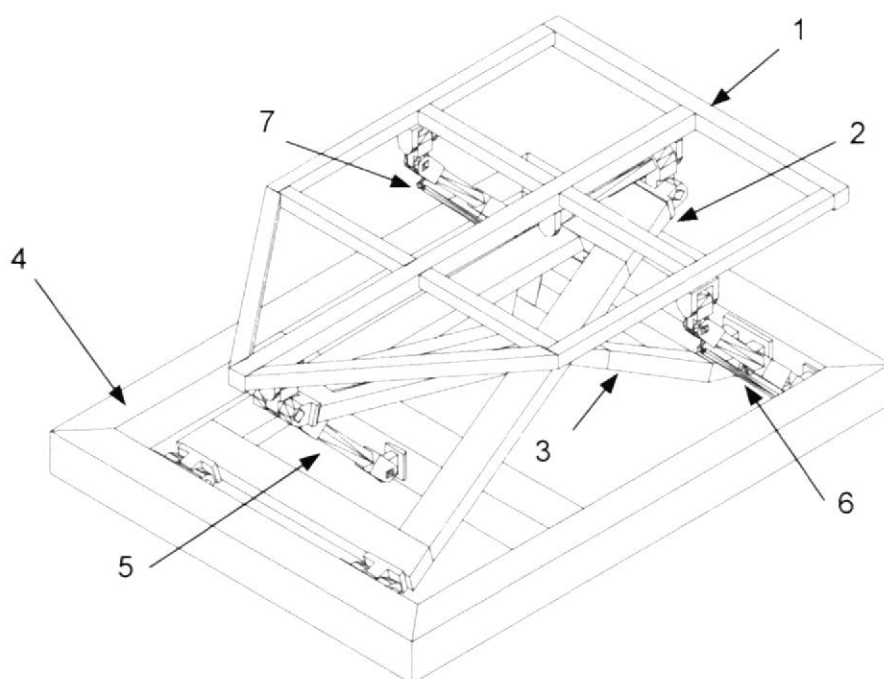


Figura 5.1 Partes del mecanismo del simulador de vuelo

- 1 Estructura base
- 2 Barras B
- 3 Barras A
- 4 Estructura piso
- 5 Cilindro hidráulico # 1
- 6 Cilindro hidráulico # 2
- 7 Cilindro hidráulico # 3

Todos los apoyos de las barras hacia el suelo, tienen libertad de rotación en el eje Y, y en los extremos superiores; hacia la estructura base, las articulaciones permiten tener rotación en el eje X y Y. Las barras que se encuentran ubicadas con apoyos en el piso, desde adelante del simulador, hacia la parte posterior de la estructura base, tiene adicionalmente libertad de desplazamiento en el eje X, sobre un eje que sirve de guía para el movimiento. Es decir, que un conjunto de barras es fijo de desplazamiento, mientras que el otro conjunto si tiene desplazamiento, permitiendo un movimiento armonioso del mecanismo.

Los cilindros hidráulicos se encuentran dispuestos de la siguiente manera: uno, denominado cilindro # 1, en el centro delantero; controlando la rotación por elevación, y dos en los extremos laterales, del lado izquierdo denominado cilindro # 2 y del lado derecho designado cilindro # 3, estos se encuentran en la parte posterior; definiendo principalmente la rotación de banqueo.

En la Figura 5.1, se indican las denominaciones de los cilindros y barras y su ubicación. El cilindro # 1, tiene articulaciones que le permiten rotar en el eje Y, y los cilindros # 2, y # 3 tiene articulaciones que le permiten rotar en el eje Y y con pequeñas rotaciones en el eje X

En la Figura 5.2, se observa solo el mecanismo, las barras y los cilindros hidráulicos, incluyendo las conexiones a las estructuras, articulaciones y el eje guía.

La simulación visual de los desplazamiento del mecanismo se realiza con la Referencia 27. En el Apéndice G, se presentan las figuras del programa durante la simulación. Se controla la posición del centro de la estructura base y sus ángulos de rotación.

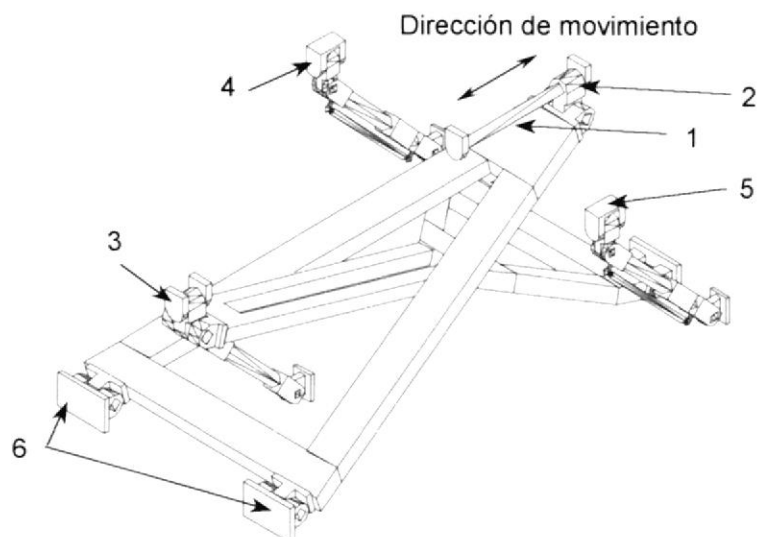


Figura 5.2 Mecanismo de barras y cilindros

- 1 Eje guía
- 2 Conexión a la estructura base de las barras A
- 3 Conexión a la estructura base de las barras B
- 4 Conexión a la estructura base del cilindro hidráulico # 3
- 5 Conexión a la estructura base del cilindro hidráulico # 2
- 6 Conexión a la estructura piso de las barras A

### 5.1. Especificaciones del Mecanismo

Los movimientos necesarios para producir una sensación al piloto de la simulación de un avión, son pequeños desplazamientos en el eje Z y rotaciones en los ejes Y y X.

En la Figura 5.3, se observan el sistema de ejes de coordenadas y se indican los sentidos positivos de rotación en cada eje. Los movimientos que realiza el simulador son de elevación y banqueo, variando los ángulos de inclinación ( $\theta$ ) y elevación ( $\phi$ ).

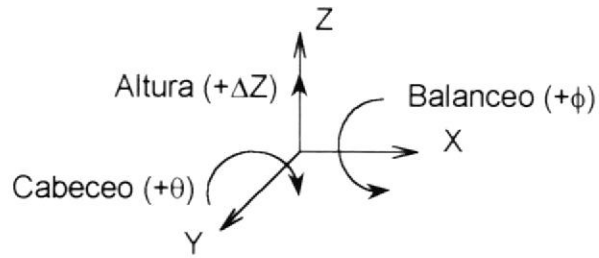


Figura 5.3 Diagrama de los movimientos del simulador de vuelo

Los movimientos del mecanismo están limitados por las dimensiones de las barras, ya que estas rotan hasta un ángulo determinado para no rozar entre ellas. Además, el sistema también está limitado por la longitud del eje guía, debido a que este controla la distancia de recorrido del conjunto de las barras B sobre la misma. La longitud de este eje se obtiene a partir de los ángulos y desplazamientos máximos necesarios del mecanismo, en todas las dos direcciones.

Debido a la forma de conexión y ubicación del conjunto de barras, al elevarse la cápsula del simulador, se produce un desplazamiento en el eje X, hacia atrás.

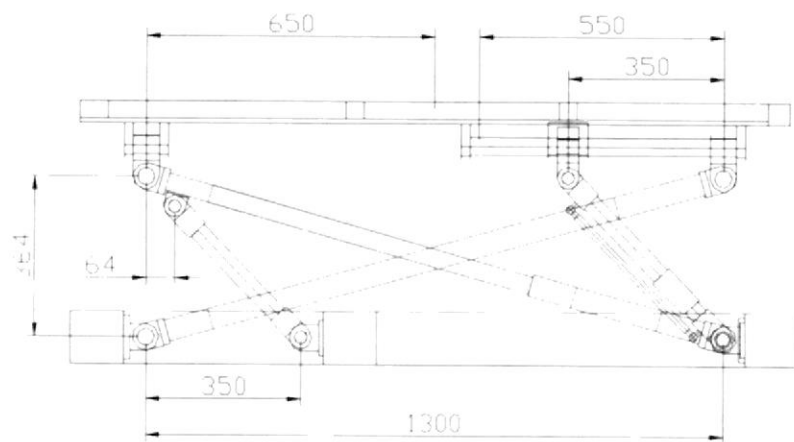


Figura 5.4 Vista lateral del mecanismo

El mecanismo en reposo también se ubica a una altura determinada donde descansa sobre unos apoyos ubicados en la parte central de cada lado del mecanismo. En esta posición se tienen las dimensiones del mecanismo durante el reposo, la mismas que se indican en milímetros en la Figura 5.4.

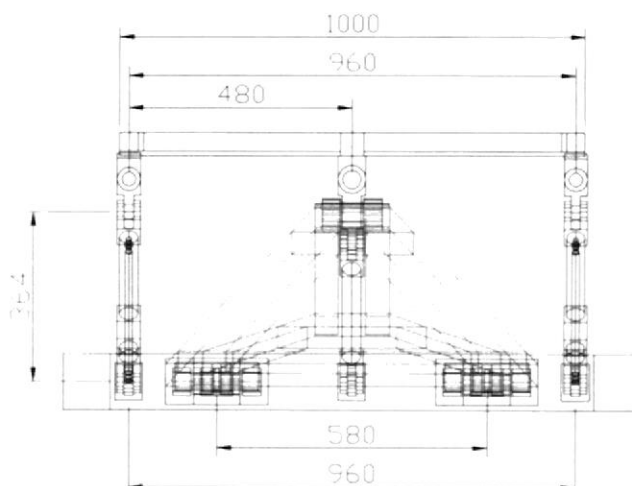


Figura 5.5 Vista frontal del mecanismo

El mecanismo inicialmente, se posiciona a una carrera media de altura  $Z$ , donde se mantiene en un rango de valores, para permitir los movimientos de rotación.

El rango de rotación para los movimientos de cabeceo y banqueo son  $-30^\circ$  a  $+30^\circ$ ; sin embargo cuando se tiene la combinación de los dos movimientos no se puede alcanzar los máximos rangos, debido a longitud del eje guía y roce de partes del mecanismo.

La velocidad angular de rotación de la cápsula será considerada de  $60^\circ/s$ , para los movimientos de cabeceo, y banqueo.

## 5.2. Carreras de los cilindros

Los desplazamientos del simulador de vuelo están definidos por la expansión o compresión de los cilindros hidráulicos, los mismos que moverán al mecanismo de barras; para realizar en conjunto de la simulación de los movimientos del avión.

Para mejor comprensión del sistema, en la figura 5.6, se presenta el mecanismo simplificado en líneas, de las vistas laterales y frontales para la posición de reposo. Se ha tomado, al punto del centro del eje de la articulación de las barras B, como el origen del sistema de referencia, (0,0).

Las dimensiones que se indican son las longitudes entre los ejes de rotación de cada barra, y cilindro, para su posición inicial, y definiendo el centro de la estructura base, como el centro de rotación del mecanismo (CR) y punto inicial de reposo del sistema  $(X_0, Z_0)$ , con respecto al sistema de referencia.

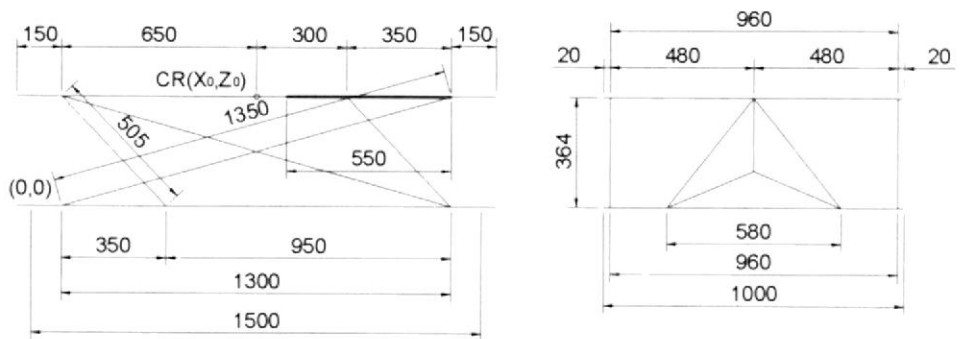


Figura 5.6 Diagrama simplificado de las dimensiones del mecanismo

El análisis de los desplazamientos del mecanismo permite obtener una ecuación que relacione los desplazamientos y rotaciones del

simulador, con las longitudes necesarias de los cilindros hidráulicos. El método utilizado para el presente análisis de desplazamiento está basado en trigonometría.

Se ha designado por letras las dimensiones indicadas en la Figura 5.6, permitiendo manejar con mayor facilidad las ecuaciones de movimiento del mecanismo. En la Figura 5.7, se indican por letras las barras, cilindros y distancias del mecanismo. El origen del sistema de referencia se ha denominado punto A, el cual es (0,0). El punto centro de desplazamiento de la base de la cápsula, está designado como (X, Z), siendo Y siempre igual a cero, ya que no hay desplazamiento en esta dirección, solo rotación.

El desplazamiento vertical de la cápsula será igual a la diferencia entre la posición final Z y la posición de reposo inicial  $Z_0$ .

$$\Delta Z = Z - Z_0 \quad \text{Ec. 5.1}$$

La convención de signos esta dada de la siguiente manera:

↑Z	eje Z: positivo, hacia arriba
→X	eje X: positivo, hacia la derecha
↻Y	rotación en eje Y (inclinación): positivo en sentido horario
↻X	rotación en eje X (banqueo): positivo, en sentido antihorario

En la Figura 5.7 se observa una vista lateral y frontal del mecanismo cuando la base se encuentra en una posición inclinado, es decir rota en el eje Y ( $\theta =$  positivo), y sin rotación en el eje X, ( $\varphi =$  cero). Además indica la simbología utilizada para la obtención de las ecuaciones.

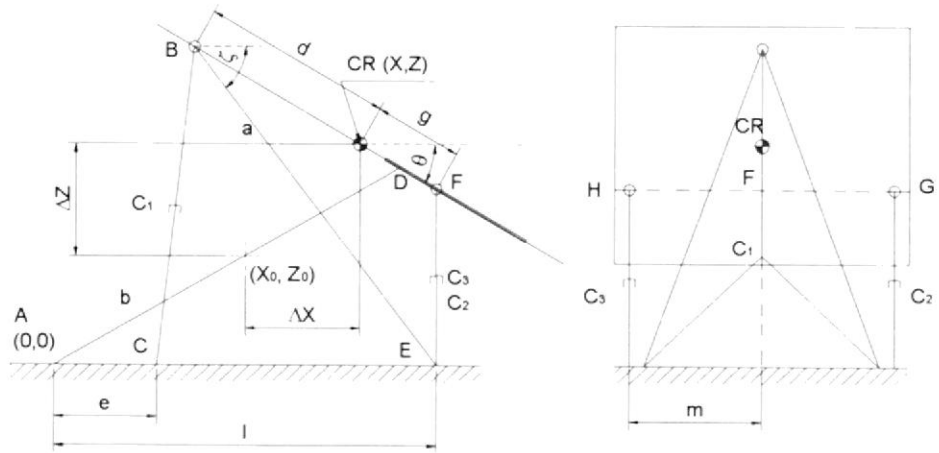


Figura 5.7 Posición de  $\theta$  positivo del mecanismo

a y b mecanismo de barras

$C_1$ ,  $C_2$  y  $C_3$  cilindros hidráulicos

$\theta$  ángulo de cabeceo del simulador

$\zeta$  ángulo de la barra a con la horizontal

La Figura 5.8, presenta un vista lateral y frontal del mecanismo cuando este se encuentra en posición de banqueo, es decir rotado en el eje X ( $\phi =$  positivo), y sin rotación en el eje Y ( $\theta =$  cero).

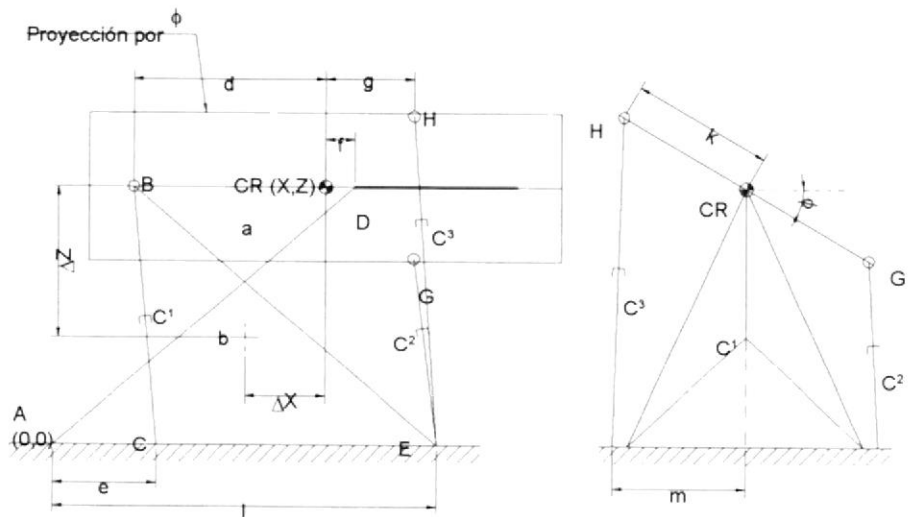


Figura 5.8 Mecanismo simplificado, vista posterior (plano YZ)

- $\phi$  ángulo de banqueo de simulador
- $k$  distancia del eje central y el apoyo del cilindro
- $p$  variable en función de  $\phi$

En la Figura 5.9, se observa la combinación de los dos movimientos de rotación en los ejes X y Y, donde la longitud de los cilindros 2 y 3 tendrá otra componente en el eje X, a diferencia de rotaciones simples.

El apoyo de los cilindros # 2 y # 3 son los puntos H y G, que se encuentran a los extremos laterales de la base. En la vista lateral, Figura 5.9.a, se observan los puntos H y G sobre la proyección de la base, por la rotación  $\phi$ . En este caso la línea GH, de la Figura 5.9.b, es una línea imaginaria para unir los conectores de los cilindros hidráulicos a la estructura base.

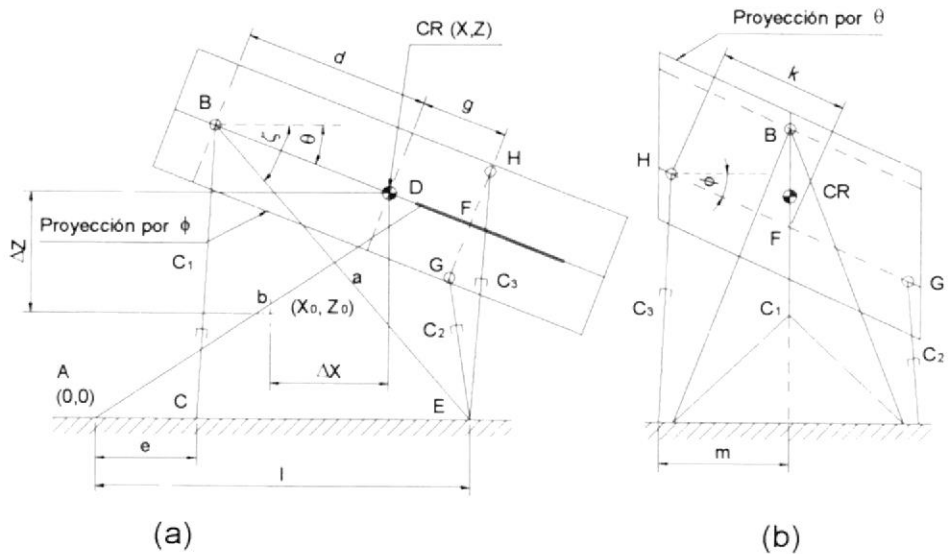


Figura 5.9 Combinación de movimientos

(a) Vista lateral

(b) Vista posterior

La posición en el punto (X, Z) con respecto al punto A, está definida por las siguientes ecuaciones:

$$X = (l - a \cdot \text{Cos } \zeta) + d \cdot \text{Cos } \theta \quad \text{Ec. 5.2}$$

$$Z = a \cdot \text{Sen } \zeta - d \cdot \text{Sen } \theta \quad \text{Ec. 5.3}$$

donde,  $\zeta$  es el ángulo entre la barra a, y el eje horizontal, este ángulo es un auxiliar, para encontrar la relación de las otras variables. Despejando las ecuaciones anteriores, se obtienen lo siguiente:

$$a \cdot \text{Cos } \zeta = d \cdot \text{Cos } \theta + l - X \quad \text{Ec. 5.4}$$

$$a \cdot \text{Sen } \zeta = Z + d \cdot \text{Sen } \theta \quad \text{Ec. 5.5}$$

Despejando  $\text{Sen } \zeta$  de la ecuación 5.4,

$$\text{Sen } \zeta = \frac{Z + d \cdot \text{Sen } \theta}{a}$$

A cada lado de la ecuación se lo eleva al cuadrado, y sumándole  $\text{Cos}^2 \zeta$ :

$$\text{Cos}^2 \zeta + \text{Sen}^2 \zeta = \left( \frac{Z + d \cdot \text{Sen } \theta}{a} \right)^2 + \text{Cos}^2 \zeta$$

siendo por trigonometría,  $\text{Cos}^2 \zeta + \text{Sen}^2 \zeta = 1$ , y despejando  $\text{Cos } \zeta$ ,

$$\text{Cos } \zeta = \sqrt{1 - \left( \frac{Z + d \cdot \text{Sen } \theta}{a} \right)^2} = \frac{\sqrt{a^2 - (Z + d \cdot \text{Sen } \theta)^2}}{a} \quad \text{Ec. 5.6}$$

Reemplazando la ec. 5.5 en la ec. 5.1, se obtiene la relación entre la posición vertical y horizontal, es decir X en función de Z,

$$X = f(Z, \theta)$$

$$X = d \cdot \text{Cos}\theta + l - \sqrt{a^2 - (Z + d \cdot \text{Sen}\theta)^2} \quad \text{Ec. 5.7}$$

De acuerdo a la ecuación 5.1, la carrera vertical del mecanismo es igual a la diferencia entre el valor final menos el inicial, entonces la componentes en X será igual a,

$$X = d \cdot \text{Cos}\theta + l - \sqrt{a^2 - (\Delta Z + Z_0 + d \cdot \text{Sen}\theta)^2} \quad \text{Ec. 5.8}$$

donde, d, a y l son valores constantes y son:

$$\begin{aligned} d &= 650 \text{ mm} \\ a &= 1350 \text{ mm} \\ l &= 1300 \text{ mm} \end{aligned}$$

Reemplazando los valores constantes se obtiene la siguiente ecuación,

$$X = 0.65 \cdot \text{Cos}\theta + 1.3 - \sqrt{1.35^2 - (\Delta Z + Z_0 + 0.65 \cdot \text{Sen}\theta)^2} \quad \text{Ec. 5.9}$$

La diferencia de la posición inicial en X, menos la posición en reposo está dada por,

$$\Delta X = X - X_0 \quad \text{Ec. 5.10}$$

#### ➤ **Ecuaciones de carrera de los cilindros**

La longitud total que debe tener cada cilindro hidráulico entre los extremos de las articulaciones, durante los movimientos de expansión y compresión; serán denominadas  $C_1$ ,  $C_2$ ,  $C_3$  que son función de la altura

$$C_1 = f(\Delta Z, \theta)$$

$$C_2 = f(\Delta Z, \theta, \varphi)$$

$$C_3 = f(\Delta Z, \theta, \varphi)$$

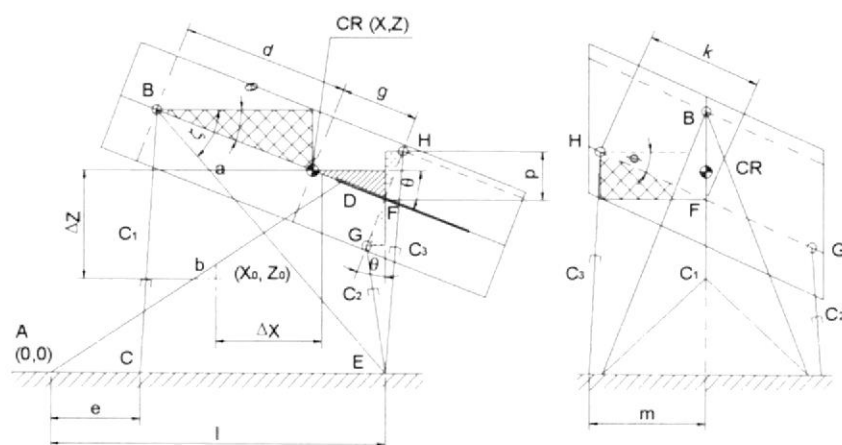


Figura 5.10 Diagrama para obtener ecuaciones de los cilindros

El mecanismo en es tres dimensiones y es necesario analizarlo cuando se encuentra en la combinación de los dos movimientos de rotación. En la figura 5.10 se presenta en una posición de los movimientos combinados además que indica los triángulos rectos auxiliares que se utilizan para la obtención de las distancias.

### Cilindro # 1

El cilindro # 1 solo tiene movimiento en los ejes X y Z, y rotación en el eje Y. Su coordenada en Y siempre es cero, por lo tanto la longitud total del cilindro está dada por la siguiente ecuación:

$$C_1^2 = C_{1X}^2 + C_{1Z}^2 \quad \text{Ec. 5.11}$$

Componente en X:  $C_{1X} = X - d \cdot \text{Cos} \theta - e$

Componente en Z:  $C_{1Z} = Z + d \cdot \text{Sen} \theta$

Llevando las componentes a la ecuación 5.9 se obtiene lo siguiente:

$$C_1 = \sqrt{(X - d \cdot \text{Cos } \theta - e)^2 + (Z + d \cdot \text{Sen } \theta)^2} \quad \text{Ec. 5.12}$$

Los valores constantes son:

$$d = 0.650 \text{ m}$$

$$e = 0.350 \text{ m}$$

Reemplazando los valores constantes da la ecuación de la longitud que debe tener el cilindro hidráulico # 1, para un determinado Z y  $\theta$ , es

$$C_1 = \sqrt{(X - 0.65 \cdot \text{Cos } \theta - 0.35)^2 + (\Delta Z + Z_0 + 0.65 \cdot \text{Sen } \theta)^2}$$

Ec. 5.13

### **Cilindro # 2**

Los cilindros # 2 y 3 pueden moverse en dirección X y Z, y rotación en el eje Y. Tiene componentes en los tres ejes de coordenadas.

$$C_2^2 = C_{2X}^2 + C_{2Y}^2 + C_{2Z}^2 \quad \text{Ec. 5.14}$$

$$C_{2X} = l - X - g \cdot \text{Cos } \theta + p \cdot \text{Tan } \theta$$

donde, p es la proyección producida por la combinación de los dos movimientos

$$p = k \cdot \text{Sen } \phi$$

Entonces,

$$\text{Componente en X: } C_{2X} = l - X - g \cdot \text{Cos } \theta + k \cdot \text{Sen } \phi \cdot \text{Tan } \theta$$

Componente en Y:  $C_{2Y} = m - k \cdot \text{Cos}\phi$

$$C_{2Z} = Z - g \cdot \text{Sen}\theta - p$$

Componente en Z:  $C_{2Z} = Z - g \cdot \text{Sen}\theta - k \cdot \text{Sen}\phi$

Con los componentes, en la ecuación 5.12 se obtiene lo siguiente:

$$C_2 = \sqrt{\left[ (l - X - g \cdot \text{Cos}\theta + k \cdot \text{Sen}\phi \cdot \text{Tan}\theta)^2 + (m - k \cdot \text{Cos}\phi)^2 + (Z - g \cdot \text{Sen}\theta - k \cdot \text{Sen}\phi)^2 \right]}$$

Ec. 5.15

$$l = 1.300 \text{ m}$$

$$g = 0.300 \text{ m}$$

$$k = 0.480 \text{ m}$$

$$m = 0.480 \text{ m}$$

Reemplazando los valores constantes de la ecuación 5.13 se obtiene la ecuación para calcular la longitud que debe tener el cilindro hidráulico # 2 de acuerdo a la altura y ángulos de rotación deseadas.

$$C_2 = \sqrt{\left[ (1.3 - X - 0.3 \cdot \text{Cos}\theta + 0.48 \cdot \text{Sen}\phi \cdot \text{Tan}\theta)^2 + (0.48 - 0.48 \cdot \text{Cos}\phi)^2 + (\Delta Z + Z_0 - 0.3 \cdot \text{Sen}\theta - 0.48 \cdot \text{Sen}\phi)^2 \right]}$$

Ec. 5.16

### **Cilindro # 3**

La longitud del cilindro hidráulico # 3 está dada por las tres componentes,

$$C_3^2 = C_{3X}^2 + C_{3Y}^2 + C_{3Z}^2 \quad \text{Ec. 5.17}$$

$$\text{Componente en X: } C_{3X} = l - X - g \cdot \text{Cos}\theta - k \cdot \text{Sen}\phi \cdot \text{Tan}\theta$$

$$\text{Componente en Y: } C_{3Y} = m - k \cdot \text{Cos}\phi$$

$$\text{Componente en Z: } C_{3Z} = Z - g \cdot \text{Sen}\theta + k \cdot \text{Sen}\phi$$

$$C_3 = \sqrt{\left[ (l - X - g \cdot \text{Cos}\theta - k \cdot \text{Sen}\phi \cdot \text{Tan}\theta)^2 + (m - k \cdot \text{Cos}\phi)^2 + (\Delta Z + Z_0 - g \cdot \text{Sen}\theta + k \cdot \text{Sen}\phi)^2 \right]} \quad \text{Ec. 5.18}$$

Las constantes son las siguientes:

$$l = 1.300 \text{ m} \qquad g = 0.300 \text{ m}$$

$$k = 0.480 \text{ m} \qquad m = 0.480 \text{ m}$$

Reemplazando los valores constantes de la ecuación 5.16 se obtiene la ecuación para calcular la longitud del cilindro hidráulico 3 para una altura y ángulos de rotación indicados.

$$C_3 = \sqrt{\left[ (1.3 - X - 0.3 \cdot \text{Cos}\theta - 0.48 \cdot \text{Sen}\phi \cdot \text{Tan}\theta)^2 + (0.48 - 0.48 \cdot \text{Cos}\phi)^2 + (\Delta Z + Z_0 - 0.3 \cdot \text{Sen}\theta + 0.48 \cdot \text{Sen}\phi)^2 \right]} \quad \text{Ec. 5.19}$$

Las carreras de cada cilindro hidráulico,  $(\Delta C_1, \Delta C_2, \Delta C_3)$  corresponden a la diferencia entre el valor requerido de  $C_1, C_2, C_3$  para cada cilindro respectivamente, menos la longitud en posición de reposo ó inicial del cilindro ( $C_{01}, C_{02}, C_{03}$ ). Entonces,

$$\Delta C = C - C_0 \quad \text{Ec. 5.20}$$

donde,

$\Delta C$  desplazamiento del cilindro hidráulico para llegar a una posición (X,Y)

- C longitud para la posición final de cada cilindro  
 $C_0$  longitud inicial del cilindro

La longitud de los cilindros está considerada desde los extremos de cada eje de rotación. En la posición inicial de reposo, han sido obtenidas gráficamente, y son:

$$C_{01} = 504.97 \text{ mm}$$

$$C_{02} = 504.97 \text{ mm}$$

$$C_{03} = 504.97 \text{ mm}$$

Entonces, las ecuaciones 12, 15 y 18 deben ser restadas de estos valores para obtener la carrera de cada cilindro para alcanzar una altura  $Z$ , y rotación  $\theta$  y  $\phi$ .

$$\Delta C = C - 0.50497 \quad \text{Ec. 5.21}$$

### **Eje guía**

Debido a que la longitud del eje guía limita el desplazamiento del conjunto de barras B, es necesario conocer la ecuación que describe la posición del punto D, mostrado en la figura 5.11. Esta ecuación es obtenida de  $f$ , la cual es la distancia desde el centro de rotación del simulador, al eje de rotación del conjunto de barras B (punto D). La dimensión del eje guía a sido designada como  $j$ , es de 550 mm.

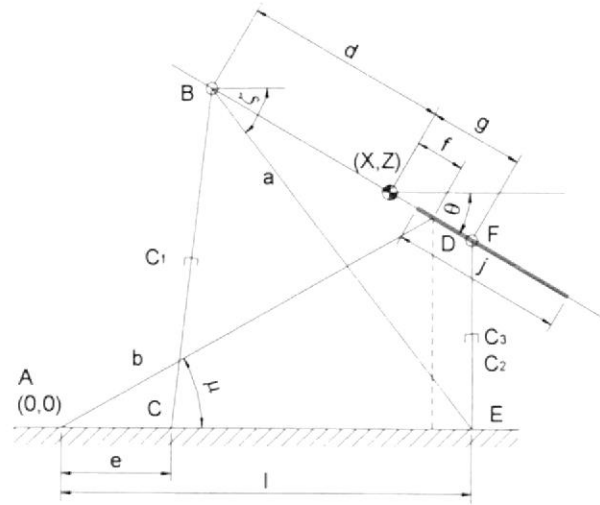


Figura 5.11 Denominaciones del mecanismo para el cálculo de la distancia  $f$

Cada componente de las distancia  $f$ , está dada por:

$$f_x = f \cdot \text{Cos}\theta = b \cdot \text{Cos}\mu - X \quad \text{Ec. 5.22}$$

$$f_z = f \cdot \text{Sen}\theta = Z - b \cdot \text{Sen}\mu \quad \text{Ec. 5.23}$$

Despejando el término que contiene  $b$  de las ecuaciones 5.20 y 5.21 se obtiene:

$$b \cdot \text{Cos}\mu = X + f \cdot \text{Cos}\theta$$

$$b \cdot \text{Sen}\mu = Z - f \cdot \text{Sen}\theta$$

Elevando al cuadrado los dos lados de las dos ecuaciones y sumándolas permite aplicar la relación:  $\text{Sen}^2 \mu + \text{Cos}^2 \mu = 1$

$$b^2 \cdot (\text{Sen}^2 \mu + \text{Cos}^2 \mu) = (X + f \cdot \text{Cos}\theta)^2 + (Z - f \cdot \text{Sen}\theta)^2$$

desarrollando los términos elevados al cuadrado y simplificando se obtiene:

$$b^2 = X^2 + Z^2 + 2 \cdot f \cdot (X \cdot \text{Cos}\theta - Z \cdot \text{Sen}\theta) + f^2$$

completando cuadrados, se aumenta un término,

$$b^2 = X^2 + Z^2 + (f + (X \cdot \text{Cos}\theta - Z \cdot \text{Sen}\theta))^2 - (X \cdot \text{Cos}\theta - Z \cdot \text{Sen}\theta)^2$$

despejando f,

$$f = \sqrt{(X \cdot \text{Cos}\theta - Z \cdot \text{Sen}\theta)^2 + b^2 - X^2 - Z^2} - (X \cdot \text{Cos}\theta - Z \cdot \text{Sen}\theta)$$

simplificando se obtiene la siguiente ecuación:

$$f = \sqrt{(X \cdot \text{Sen}\theta - Z \cdot \text{Cos}\theta)^2 + b^2} - (X \cdot \text{Cos}\theta - Z \cdot \text{Sen}\theta) \quad \text{Ec. 5.24}$$

#### ➤ **Máximas carreras de los cilindros**

Para obtener las máximas carreras de los cilindros hidráulicos se considerarán las limitaciones del mecanismo.

Las ecuaciones de desplazamiento de los cilindros, se ingresaron a una hoja de cálculo, para comprobar los valores calculados analíticamente con los obtenidos gráficamente. De esta forma se encuentra los rangos correctos de desplazamientos de los cilindros para una combinación de movimientos, estos valores no son los máximos, debido a que para una altura muy baja no se pueden obtener altos valores de ángulo de banqueo, por las limitaciones del mecanismo.

Los valores que se controlan son la posición de la barra B, mediante la distancia f, para que se pase de la longitud del eje guía, y el desplazamiento de los cilindros  $\Delta C$ , para que la carrera de los cilindros sea siempre positiva.

Se consideran las siguientes posiciones del mecanismo:

1. Máxima elevación horizontal, es decir altura  $\Delta Z = 510$  mm y sin rotación en ningún eje  $\theta = 0$  y  $\phi = 0$ . En esta condición el conjunto de barras B se encuentran en el extremo interno del eje guía. Figura 5.12
2. Máxima elevación y banqueo positivo, donde la altura  $\Delta Z = 510$  mm y sin rotación  $\theta = 0$ , pero máximo ángulo de rotación en el eje X,  $\phi = 30$ . El cilindro hidráulico 3 es la de mayor extensión. Figura 5.13
3. Máxima elevación y banqueo negativo, es decir altura  $\Delta Z = 510$  mm y sin rotación  $\theta = 0$ , pero máximo ángulo de rotación en el eje X,  $\phi = -30$ . El cilindro hidráulico 2 es la de mayor extensión.
4. Máxima elevación sin banqueo, dado a una posición de altura  $\Delta Z = 380$  mm, máxima inclinación  $\theta = 30$ , y sin rotación en el eje X,  $\phi = 0$ . Los cilindros 2 y 3 tendrán la misma extensión. Figura 5.14
5. Combinación de movimientos de rotación, con elevación positiva y banqueo positivo; en una posición de altura  $\Delta Z = 418$  mm, y la máxima inclinación en el eje Y que se puede obtener  $\theta = 21$ , y en el eje X,  $\phi = 24$ . Para estos valores el desplazamiento del cilindro 2 es mínima y el conjunto de barras B, no sale del eje guía. Figura 5.15
6. Combinación de movimientos de rotación, con elevación positiva y banqueo negativo. Esta condición es igual a la anterior pero el ángulo de rotación en el eje X, es negativo  $\phi = -24$ .
7. Máxima inclinación negativa sin banqueo, dado a una posición de altura  $\Delta Z = 325$  mm, máxima inclinación

negativa  $\theta = -30$ , y sin rotación en el eje X,  $\phi = 0$ . El cilindro 1 tendrá la menor extensión. Figura 5.16

8. Combinación de movimientos de rotación, con elevación negativa y banqueo positivo; en una posición de altura  $\Delta Z = 325$  mm, y la máxima inclinación en el eje Y,  $\theta = 30$ , y en el eje X,  $\phi = 30$ . Para esta condición si se pueden alcanzar los máximos valores de diseño de los ángulos de rotación. Figura 5.17
9. Combinación de movimientos de rotación, con elevación negativa y banqueo negativo. Esta condición es igual a la anterior pero el ángulo de rotación en el eje X, es negativo  $\phi = -30$ .

En la Tabla XX se presenta la hoja de cálculo obtenida en con Microsoft Excel, de las condiciones antes explicadas. En la figura 5.11, se encuentra graficadas todas las condiciones indicadas. Comparando los valores de la tabla que son los datos analíticos con los valores de las figuras, se demuestra que la ecuaciones de desplazamiento está correctas.

Las ecuaciones utilizadas en la hoja de cálculo son las siguientes: para el valor de X, ec. 5.8,  $\Delta X$  de ec. 5.9 donde  $X_0 = 0.65$  m.

Las longitudes de los cilindros hidráulicos,  $C_1$ ,  $C_2$  y  $C_3$ ; está dada por las ecuaciones 5.12, 5.15 y 5.18 respectivamente. Las carreras,  $\Delta C_1$ ,  $\Delta C_2$  y  $\Delta C_3$ ; es obtenida de la ecuaciones 5.19, aplicada para cada  $C_1$ ,  $C_2$  y  $C_3$ .

$\Delta Z$  utilizado es la altura de la posición inicial desde el punto A, y este valor es igual a 0.364 m.

La distancia de la barra B al centro de rotación designada como  $f$ , es calculada de acuerdo a la ecuación 5.22, y el valor de la longitud del eje guía designado como  $j$ , es obtenido de la ecuación 5.23.

$$j = 0.65 - f \quad \text{Ec. 5.25}$$

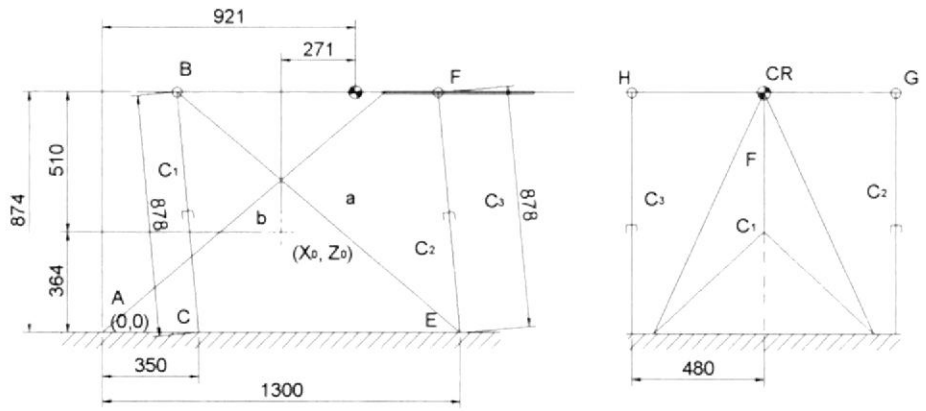


Figura 5.12 Condición 1:  $\theta = 0^\circ$  y  $\phi = 0^\circ$

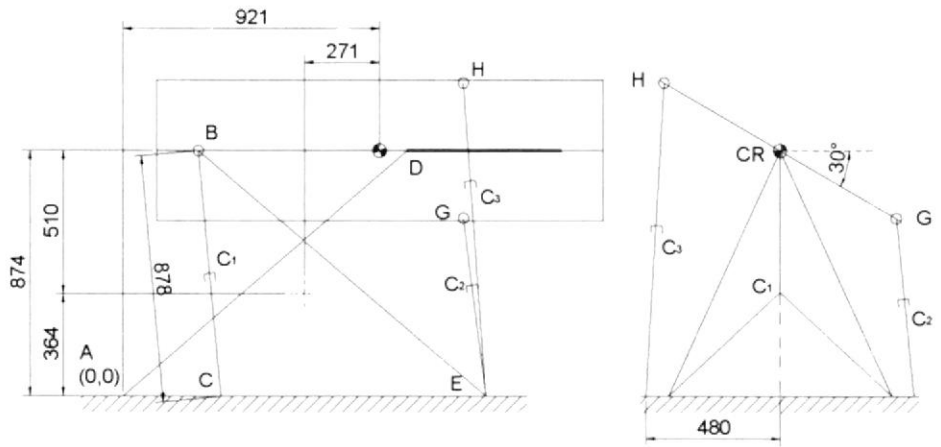


Figura 5.13 Condición 2:  $\theta = 0^\circ$  y  $\phi = 30^\circ$

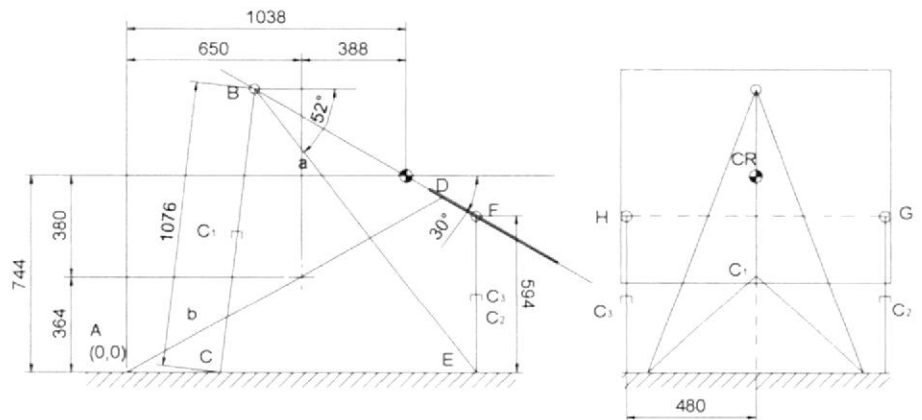


Figura 5.14 Condición 4:  $\theta = 30^\circ$  y  $\phi = 30^\circ$

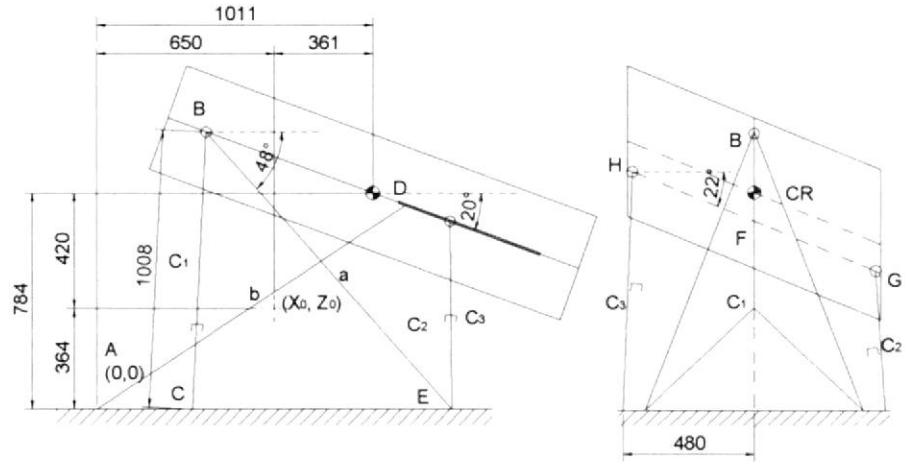


Figura 5.15 Condición 5:  $\theta = 20^\circ$  y  $\phi = 22^\circ$

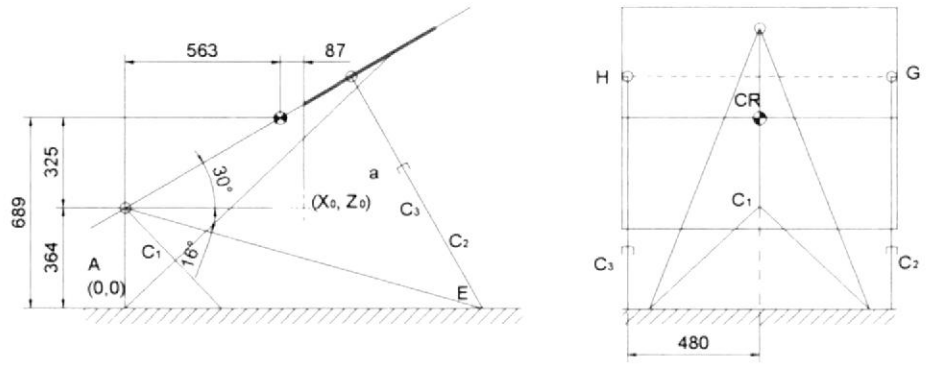


Figura 5.16 Condición 7:  $\theta = -30^\circ$  y  $\phi = 0^\circ$

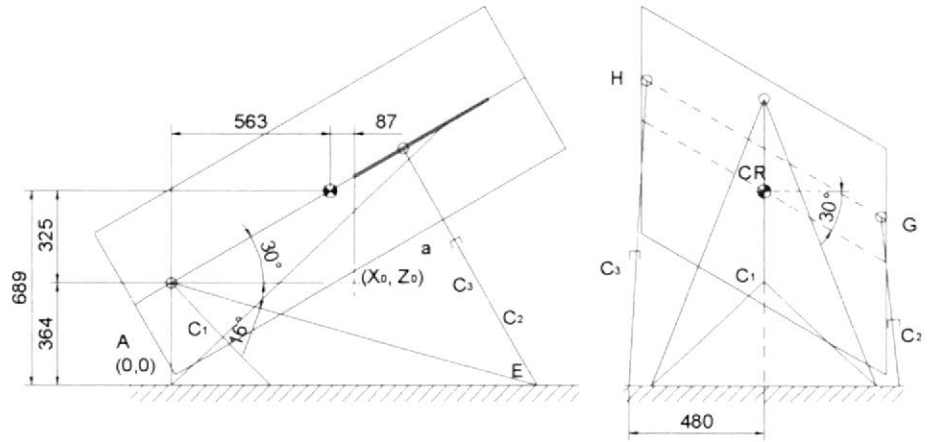


Figura 5.17 Condición 8:  $\theta = -30^\circ$  y  $\phi = 30^\circ$

Tabla XX. Máximas carreras de los cilindros hidráulicos

<b>Condición (posición)</b>	<b><math>\Delta Z</math> m</b>	<b><math>\theta</math> °</b>	<b><math>\phi</math> °</b>	<b><math>X</math> m</b>	<b><math>\Delta X</math> m</b>	<b><math>C_1</math> m</b>	<b><math>C_2</math> m</b>	<b><math>C_3</math> m</b>	<b><math>\Delta C_1</math> m</b>	<b><math>\Delta C_2</math> m</b>	<b><math>\Delta C_3</math> m</b>	<b>f m</b>	<b>eje m</b>
1	0,510	0	0	0,921	0,271	0,878	0,878	0,878	0,373	0,373	0,373	0,108	0,542
2	0,510	0	30	0,921	0,271	0,878	0,642	1,119	0,373	0,137	0,614	0,108	0,542
3	0,510	0	-30	0,921	0,271	0,878	1,119	0,642	0,373	0,614	0,137	0,108	0,542
4	0,380	30	0	1,038	0,388	1,076	0,594	0,594	0,571	0,089	0,089	0,124	0,526
5	0,420	20	22	1,011	0,361	1,008	0,508	0,864	0,503	0,003	0,359	0,108	0,542
6	0,420	20	-22	1,011	0,361	1,008	0,864	0,508	0,503	0,359	0,003	0,108	0,542
7	0,325	-30	0	0,563	-0,087	0,505	0,965	0,965	0,000	0,460	0,460	0,556	0,094
8	0,325	-30	30	0,563	-0,087	0,505	0,691	1,244	0,000	0,186	0,739	0,556	0,094
9	0,325	-30	-30	0,563	-0,087	0,505	1,244	0,691	0,000	0,739	0,186	0,556	0,094

### 5.3. Velocidades de los cilindros

La velocidad que debe tener la expansión o compresión de los cilindros hidráulicos, para alcanzar la velocidad de diseño del sistema es calcula derivando las ecuaciones de desplazamiento de los cilindros.

Tomando en cuenta que los principales movimientos son de rotación, se aplica la condición de que el centro de rotación del simulador se mantiene constante, es decir no varía Z de la posición que tiene, asignada a media carrera, sin embargo si varía X, debido a que este depende de los ángulos. Al no tener desplazamiento en Z, todas las derivadas de este son cero, que facilitan el cálculo para encontrar la velocidad máxima de los cilindros.

Las velocidades angulares del simulador se denominan:

$\dot{\theta}$  velocidad de cabeceo

$\dot{\phi}$  velocidad de balanceo

considero que mantengo fijo el valor de la altura en Z, y el ángulo de balanceo. Y varío el ángulo de cabeceo. Entonces la ecuación de desplazamiento horizontal (X) Ec. 5.9 es:

$$X = 0.65 \cdot \text{Cos}\theta + 1.3 - \sqrt{1.35^2 - (Z + 0.65 \cdot \text{Sen}\theta)^2}$$

donde Z es un valor constante.

Derivando esta ecuación se obtiene lo siguiente:

$$\frac{d\Delta X}{dt} = - \left( 0.65 \cdot \dot{\theta} \cdot \text{Sen}\theta \right) - \left[ 1.35^2 - \left( Z + 0.65 \cdot \text{Sen}\theta \right)^2 \right]^{-1/2} \cdot \left( Z + 0.65 \cdot \text{Sen}\theta \right) \cdot \left( 0.65 \cdot \dot{\theta} \cdot \text{Cos}\theta \right) \quad \text{Ec. 5.26}$$

**Cilindro # 1**

$$C_1 = \sqrt{(X - 0.65 \cdot \cos \theta - 0.35)^2 + (Z + 0.65 \cdot \sin \theta)^2}$$

derivando,

$$\begin{aligned} \frac{d\Delta C_1}{dt} = C_1^{-1} \cdot & \left[ (X - 0.65 \cdot \cos \theta - 0.35) \cdot \left( \frac{dX}{dt} + 0.65 \cdot \dot{\theta} \cdot \sin \theta \right) + \right. \\ & \left. + (Z + 0.65 \cdot \sin \theta) \cdot \left( 0.65 \cdot \dot{\theta} \cdot \cos \theta \right) \right] \quad \text{Ec. 5.27} \end{aligned}$$

**Cilindro # 2**

$$C_2 = \sqrt{\left[ (1.3 - X - 0.3 \cdot \cos \theta + 0.48 \cdot \sin \phi \cdot \tan \theta)^2 + (0.48 - 0.48 \cdot \cos \phi)^2 \right.} \\ \left. + (Z - 0.3 \cdot \sin \theta - 0.48 \cdot \sin \phi)^2 \right] \text{derivando,}$$

$$\begin{aligned} \frac{d\Delta C_2}{dt} = C_2^{-1} \cdot & \left[ (1.3 - X - 0.3 \cdot \cos \theta + 0.48 \cdot \sin \phi \cdot \tan \theta) \cdot \left( -\frac{dX}{dt} + 0.3 \cdot \dot{\theta} \cdot \sin \theta + \right. \right. \\ & \left. \left. + 0.48 \cdot \dot{\theta} \cdot \sin \phi \cdot \sec^2 \theta + 0.48 \cdot \dot{\phi} \cdot \cos \phi \cdot \tan \theta \right) + (0.48 - 0.48 \cdot \cos \phi) \cdot (0.48 \cdot \sin \phi) + \right. \\ & \left. - (Z - 0.3 \cdot \sin \theta - 0.48 \cdot \sin \phi) \cdot \left( 0.3 \cdot \dot{\theta} \cdot \cos \theta + 0.48 \cdot \dot{\phi} \cdot \cos \phi \right) \right] \quad \text{Ec. 5.28} \end{aligned}$$

**Cilindro # 3**

$$C_3 = \sqrt{\left[ (1.3 - X - 0.3 \cdot \cos \theta - 0.48 \cdot \sin \phi \cdot \tan \theta)^2 + (0.48 - 0.48 \cdot \cos \phi)^2 \right.} \\ \left. + (Z - 0.3 \cdot \sin \theta + 0.48 \cdot \sin \phi)^2 \right]$$

derivando,

$$\begin{aligned} \frac{d\Delta C_3}{dt} = C_3^{-1} \cdot & \left[ (1.3 - X - 0.3 \cdot \cos \theta - 0.48 \cdot \sin \phi \cdot \tan \theta) \cdot \left( -\frac{dX}{dt} + 0.3 \cdot \dot{\theta} \cdot \sin \theta - \right. \right. \\ & \left. \left. - 0.48 \cdot \dot{\theta} \cdot \sin \phi \cdot \sec^2 \theta - 0.48 \cdot \dot{\phi} \cdot \cos \phi \cdot \tan \theta \right) + (0.48 - 0.48 \cdot \cos \phi) \cdot (0.48 \cdot \sin \phi) + \right. \\ & \left. + (Z - 0.3 \cdot \sin \theta + 0.48 \cdot \sin \phi) \cdot \left( -0.3 \cdot \dot{\theta} \cdot \cos \theta + 0.48 \cdot \dot{\phi} \cdot \cos \phi \right) \right] \quad \text{Ec. 5.29} \end{aligned}$$

La velocidad máxima de rotación del simulador debe ser de **60 %s**, para cabeceo y balanceo. Partiendo de esta velocidad del centro de rotación del simulador, se obtiene la velocidad máxima que debe tener el cilindro para alcanzar dicha velocidad de simulación.

Para obtener los valores máximos, se consideró la Tabla XX y se calcularon las velocidades, asumiendo la velocidad de rotación máxima del simulador para todas las condiciones. Estos valores se encuentran en la Tabla XXI.

Las máximas velocidades se producen para las condiciones 5, 6, 8 y 9 de la Tabla XXI. Estos valores máximos son:

$$\max(dc1dt) = 0.603 \text{ m/s}$$

$$\max(dc2dt) = 1.081 \text{ m/s}$$

$$\max(dc3dt) = 1.081 \text{ m/s}$$

Tabla XXI. Velocidades máximas de los cilindros hidráulicos

Condición	$\Delta Z$ m	$\theta$ °	$\phi$ °	$X$ m	$\Delta X$ m	$\Delta C_1$ m	$\Delta C_2$ m	$\Delta C_3$ m	$\omega\theta$ °/s	$\omega\phi$ °/s	$dx/dt$ m/s	$V_{C1}$ m/s	$V_{C2}$ m/s	$V_{C3}$ m/s
1	0,510	0	0	0,921	0,271	0,373	0,373	0,373	0	0	0	0	0	0
2	0,510	0	30	0,921	0,271	0,373	0,137	0,614	0	60	0	0	-0,405	0,448
3	0,510	0	-30	0,921	0,271	0,373	0,614	0,137	0	-60	0	0	0,448	-0,405
4	0,380	30	0	1,038	0,388	0,571	0,089	0,089	60	0	-1,105	0,496	-0,268	-0,268
5	0,420	20	22	1,011	0,361	0,503	0,003	0,359	60	60	-0,948	<b>0,603</b>	-0,533	0,133
6	0,420	20	-22	1,011	0,361	0,503	0,359	0,003	60	-60	-0,948	<b>0,603</b>	0,133	-0,533
7	0,325	-30	0	0,563	-0,087	0,000	0,460	0,460	- 60	0	-0,175	-0,539	0,401	0,401
8	0,325	-30	30	0,563	-0,087	0,000	0,186	0,739	- 60	60	-0,175	-0,539	-0,243	<b>1,081</b>
9	0,325	-30	-30	0,563	-0,087	0,000	0,739	0,186	- 60	-60	-0,175	-0,539	<b>1,081</b>	-0,243

#### 5.4. Fuerzas de los cilindros

Las fuerzas máximas que soportan los cilindros son obtenidas de un análisis estático del mecanismo asumiendo que los cilindros hidráulicos, son los únicos apoyos que tiene la estructura base, entonces la fuerza se aplicará sobre los tres cilindros hidráulicos, como se indica en la Figura 5.18, donde se presentan las fuerzas puntuales aplicadas.

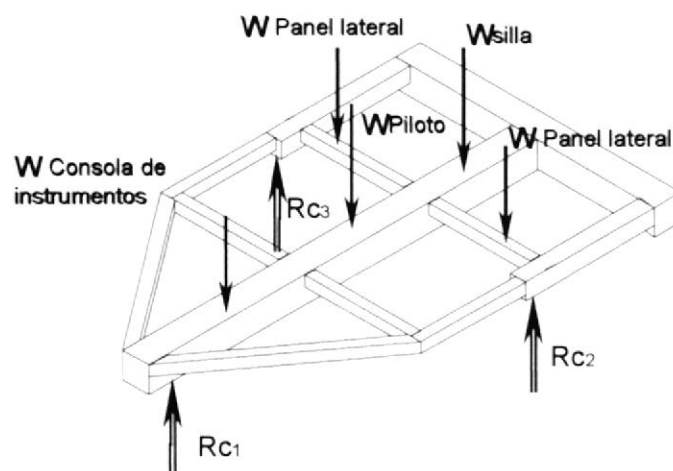


Figura 5.18 Fuerzas sobre la estructura base, con los cilindros como apoyos.

Las fuerzas aplicadas sobre la estructura base, son las mismas analizadas en el capítulo 3 de estructuras, pero no se consideran pesos distribuidos de la cápsula, sino el peso total de la cápsula que se ha asumido localizado en el centro de la viga principal. En la figura 5.21, se presenta un diagrama del mecanismo con las fuerzas que se aplican sobre los cilindros.

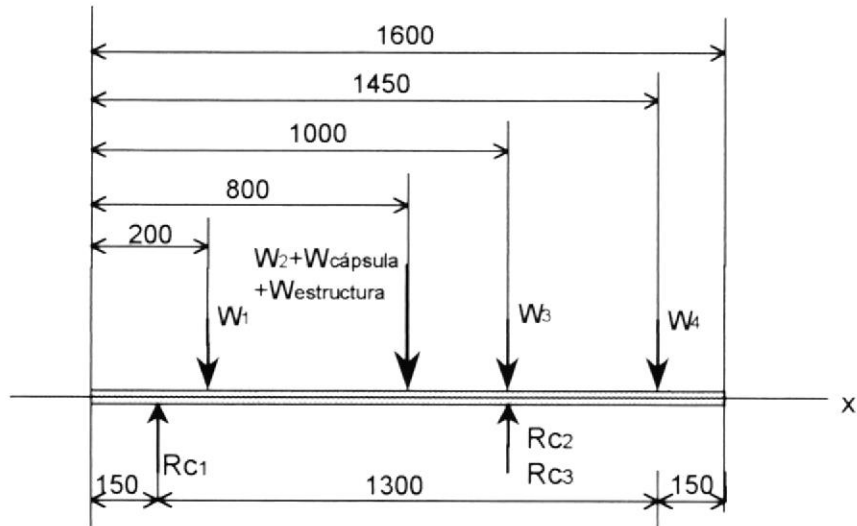


Figura 5.19 Diagrama de fuerzas sobre estructura base.

$W_1$	Peso de la consola y pedales
$W_2$	Peso del piloto y equipo
$W_3$	Peso de paneles de control laterales
$W_4$	Peso de la silla
$W_{cáp}$	Peso de la cápsula
$W_{est}$	Peso de la estructura

Los valores de las fuerzas son las siguiente:

$$W_1 = 18.14 \text{ kg} \times 9.8 \text{ m/s}^2 = 177.77 \text{ N}$$

$$W_2 = (127.00 + 20.41) \times 9.8 \text{ m/s}^2 = 1444.62 \text{ N}$$

$$W_3 = 13.61 \text{ kg} \times 9.8 \text{ m/s}^2 = 133.38 \text{ N}$$

$$W_4 = 13.61 \text{ kg} \times 9.8 \text{ m/s}^2 = 133.38 \text{ N}$$

El peso total de la cápsula es la suma del peso de la compuerta más el peso del cuerpo,

$$W_{\text{Cápsula}} = W_{\text{compuerta}} + W_{\text{cuerpo}}$$

$$= 88.86 \text{ N} + 553.88 \text{ N}$$

$$W_{\text{Cáp}} = 642.74 \text{ N}$$

El peso de la estructura es asumido aplicado en el centro y es,

$$W_{\text{Est}} = 256.76 \text{ N}$$

En estado horizontal y estático la sumatoria de fuerzas en Y igual a cero y la suma de momentos en la reacción A, también es igual a cero, de esta forma obtenemos las reacciones estáticas del sistema:

$$\uparrow + \sum Fy = 0$$

$$Rc_1 + Rc_2 + Rc_3 - W_1 - W_2 - W_3 - W_4 - W_{capsula} - W_{estructura} = 0 \quad \text{Ec. 5.30}$$

Por simetría,

$$Rc_2 = Rc_3$$

Reemplazando los valores de los pesos en la ecuación 5.24:

$$Rc_1 + 2 \times Rc_2 - 177.77 - 1444.62 - 133.38 - 133.38 - 642.74 - 256.76 = 0$$

$$Rc_1 + 2 \times Rc_2 = 2788.65$$

Despejando  $Rc_1$ ,

$$Rc_1 = -2 \times Rc_2 + 2788.65 \quad \text{Ec. 5.31}$$

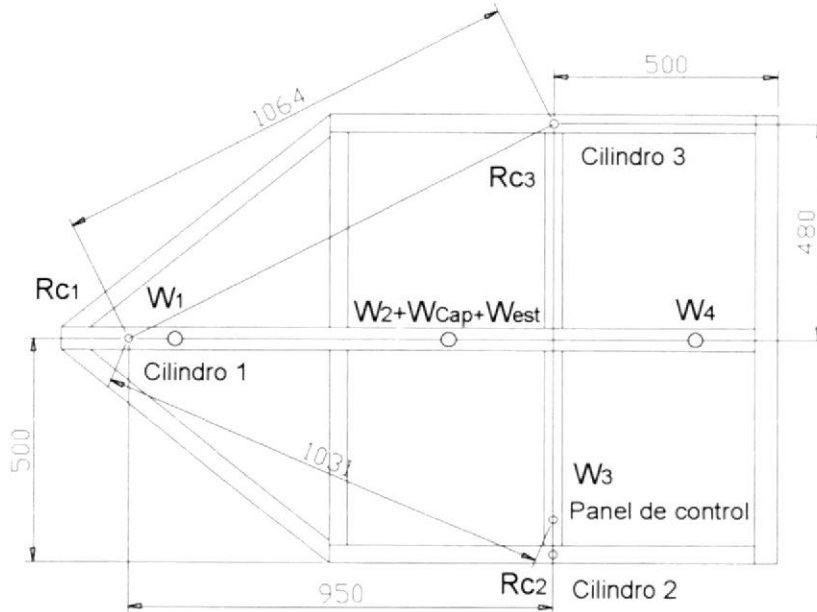


Figura 5.20 Vista superior de distancias de entre fuerzas sobre la estructura base

Para el cálculo del momento se observa en la Figura 5.20, una vista superior, que permite determinar la distancia entre los cilindros 1 al 2 y 3, y del cilindro 1 al centro de gravedad asumido del panel de control, donde se aplica el peso del mismo.

$$+\downarrow \sum M_{C1} = 0$$

$$0.05 \times W_1 + 0.65 \times W_2 + 1.031 \times W_3 + 0.65 \times W_{cáp} + 0.65 \times W_{estruct} + 1.30 \times W_4 - 1.064 \times 2 \times Rc_2 = 0 \quad \text{Ec. 5.32}$$

5.32

Reemplazando los valores de los pesos,

$$0.05 \times 177.77 + 0.65 \times 1444.62 + 1.031 \times 133.38 + 0.65 \times 642.74 + 0.65 \times 256.76 + 1.3 \times 133.38 - 1.064 \times 2 \times Rc_2 = 0$$

$$\boxed{2.128 \times Rc_2 = 1843.475} \quad \text{Ec. 5.33}$$

Resolviendo el sistema de ecuaciones formado por Ec. 5.25 y 5.27, las reacciones en los apoyos son:

$$Rc_1 = 1056.06 \text{ N}$$

$$Rc_2 = 866.30 \text{ N}$$

$$Rc_3 = 866.30 \text{ N}$$

### 5.5. Cálculo de los cilindros hidráulicos

El sistema hidráulico será el que le permitirá dar los movimientos al simulador de vuelo. Las acciones del conjunto de los tres cilindros hidráulicos serán responsables de la concordancia de las respuestas del mecanismo. Siendo los que dan la fuerza para el movimiento de la cápsula. Por ello se asume que los cilindros hidráulicos son los únicos apoyos que tiene la estructura base.



Figura 5.21 Cilindro hidráulico

Los cilindros hidráulicos son de doble efecto de vástago simple. De acuerdo a los movimientos de los cilindros hidráulicos, el montaje necesario para el cilindro es una fijación de tipo articulada en el extremo y para el vástago será de tipo lengüeta para conexiones con pasador, debido a que admiten cierto grado de desalineación sin desgaste ni esfuerzos laterales excesivos en el cilindro.

Es importante indicar que estos cilindros hidráulicos deben ser operados con válvulas de tipo proporcional, porque debe ser controlado su desplazamiento. Las carreras de los cilindros están en función de las ecuaciones del mecanismo (Ec. 5.12, 5.14, 5.18).

Para el cálculo de los cilindros hidráulicos se tomará la fuerza máxima de cada cilindro. Y solo se analizarán dos cilindros hidráulicos, el cilindro 1 y el 2, debido a que el cilindro 3 por simetría soporta el mismo rango de fuerzas que el cilindro 2.

➤ **Cilindro hidráulico 1**

El cilindro hidráulico 1, se encuentra accionado al conjunto de barras a, las carreras calculada anteriormente, es desde el eje de rotación de las barras a, al extremo inferior del cilindro hidráulico 1; esta distancia es 504.97 mm. La distancia real entre los ejes del cilindro 1 en reposo, es de 412.15 mm. En la Figura 5.22 se

presentan las dimensiones y dirección del cilindro 1, cuando se encuentra en reposo.

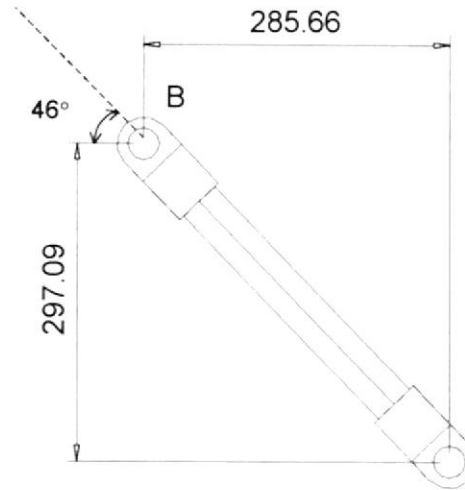


Figura 5.22 Cilindro hidráulico # 1

La carrera máxima del cilindro es obtenida de la Tabla XX con los máximos valores de  $\Delta C_1$ , analizados para cada condición. A este valor se le resta la diferencia de la distancia entre el eje de conexión del cilindro a las barras A, del eje de las misma barra. Entonces,  $\Delta C_{1 \text{ (real)}} = \Delta C_1 - 95.82$

De acuerdo al cálculo para obtener una velocidad de  $60^\circ/\text{s}$  en el simulador, de la sección anterior se estimó una velocidad máxima de 603 mm/s; sin embargo se aplica un factor de 1.5, entonces se asume una velocidad de diseño de 900 mm/s.

La fuerza de inercia que el cilindro debe ser capaz de vencer para levantar la cápsula, es obtenida del cálculo estático de las fuerzas del mecanismo. Sin embargo esta fuerza estática, es vertical y no se aplica en la dirección normal al cilindro, que es la de interés para el cálculo del mismo.

La fuerza que actúa normal al cilindro hidráulico es considerada la componente de la fuerza vertical de reacción calculada en la sección anterior. En reposo, el ángulo  $\beta$  es  $46^\circ$

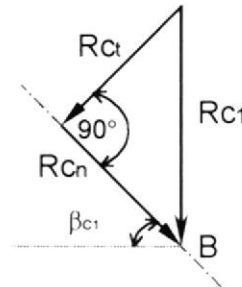


Figura 5.23 Componentes de la fuerza sobre el cilindro

$$R_{c1t} = R_{c1} \cdot \text{Cos } \beta_{c1}$$

$$R_{c1n} = R_{c1} \cdot \text{Sen } \beta_{c1}$$

Cuando se encuentra en reposo el ángulo es de  $46^\circ$ , la fuerza normal es,

$$R_{c1n} = 1056.06 \cdot \text{Sen } 46^\circ = 759.67 \text{ N}$$

Cuando se encuentra en máxima altura, a un ángulo de  $84.23^\circ$  y la fuerza normal es,

$$R_{c1n} = 1056.06 \cdot \text{Sen } 84.23^\circ$$

$$R_{c1n} = 1050.71 \text{ N}$$

### **DATOS**

Los datos necesarios para el cálculo del cilindro son los siguientes:

Carrera máxima del cilindro  $\Delta C1_{\text{max}} = 0.571 \text{ m}$

Velocidad máxima de diseño  $V_{\text{max}} = 900 \text{ mm/s}$  para  $\Delta C1 = 0.503 \text{ m}$

Fuerza normal del cilindro  $R_{c1n} = 1050.71 \text{ N}$

$$m = 107.22 \text{ kg}$$

Factor de seguridad  $\eta = 3.5$

Otros datos que no son necesarios para el cálculos pero es necesario indicar son los siguientes:

Angulo máximo de elevación	84.23°
Angulo mínimo de elevación (posición de reposo)	46°
Longitud máxima del cilindro	0.980 m
Longitud mínima del cilindro (posición de reposo)	0.409m

### **FUERZA EQUIVALENTE** (28)

Las fuerzas aplicadas al cilindro se clasifican en dos, la fuerza estática que equivale a la reacción del mecanismo, y la fuerza dinámica necesaria para mover la cápsula, elevando la posición del apoyo de la estructura base.

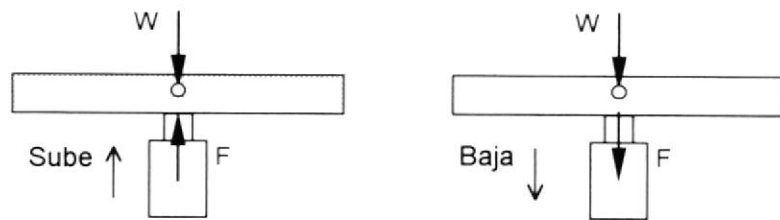


Figura 5.24 Direcciones de las fuerzas cuando sube y cuando baja

Cuando el simulador sube, la fuerza aplicada corresponde a la fuerza cinética menos la fuerza estática, y cuando baja es la suma de las dos fuerzas. En la figura 5.24, se observa un diagrama que representa la dirección de las fuerzas en las dos condiciones: subiendo y bajando.

La fuerza de diseño del cilindro es igual a la fuerza cinética para mover la masa, más la fuerza estática, que equivale al peso:

$$T = F + W \quad \text{Ec. 5.34}$$

donde,

T Fuerza de diseño

F Fuerza cinética

W Fuerza de inercia

El cilindro 1 deberá cargar una masa de  $m = 107.22 \text{ kg}$ , para levantar la cápsula, y a una velocidad de diseño de  $V = 0.9 \text{ m/s}$   
La fuerza cinética es calculada a partir de la energía cinética:

$$K = \frac{1}{2} m \cdot V^2 \quad \text{Ec. 5.35}$$

$$K = \frac{1}{2} 107.22 \cdot 0.9^2 = 43.42 \text{ N}\cdot\text{m}$$

Entonces, la fuerza cinética necesaria aplicable al cilindro para mover la cápsula, con el apoyo para dicha velocidad tiene una carrera del cilindro  $\Delta C = 503 \text{ mm}$  es,

$$F = \frac{K}{\Delta C} \quad \text{Ec. 5.36}$$

$$F = \frac{43.42 \text{ N}\cdot\text{m}}{0.410 \text{ m}} = 105.86 \text{ N}$$

La fuerza estática es igual a la fuerza que soporta en reposo, es decir, la reacción,  $R_{cn1}$ , calculado anteriormente,  
 $W = 1050.71 \text{ N}$

Sumando las dos fuerzas se obtiene lo siguiente:

$$T = F + W = 105.86 + 1050.71$$

$$T = 1156.57 \text{ N}$$

Asumiendo un factor de seguridad de 3.5, entonces,

$$T = 1156.57 \text{ N} \times 3.5$$

$$\mathbf{T_{diseño} = 4048.00 \text{ N}}$$

### DIÁMETRO DEL CILINDRO (28)

Dado que la presión,  $P$  es igual a la fuerza,  $T$  aplicada sobre un área, y como se desea calcular el área  $A$ , se tiene la siguiente ecuación:

$$A = \frac{T}{P} \quad \text{Ec. 5.37}$$

Debido a que las fuerzas son pequeñas, se asume una presión baja:

$$P = 40 \times 10^5 \text{ N/m}^2 \text{ (40 bar)}$$

$$A = \frac{4048 \text{ N}}{40 \times 10^5 \text{ N/m}^2}$$

$$A = 0.001012 \text{ m}$$

El cilindro tiene un área circular por lo tanto el diámetro del cilindro D, será igual a:

$$D = \sqrt{\frac{4}{\pi} \cdot A} \quad \text{Ec. 5.38}$$

$$D = \sqrt{\frac{4}{\pi} \cdot 10.12 \times 10^{-4} \text{ m}}$$

$$\underline{\underline{D = 35.90 \text{ mm}}}$$

### DIÁMETRO DEL VÁSTAGO DEL PISTÓN (28)

Debido a que el cilindro y el vástago pueden pivotar en sus extremos, el vástago del pistón actúa como una columna sometida a compresión, por ello puede producirse pandeo. Por esta razón, se diseña el diámetro del vástago bajo la teoría de estructura de Euler's que presenta la siguiente ecuación:

$$k = \frac{\pi^2 \cdot E \cdot J}{L^2} \quad \text{Ec. 5.39}$$

donde,

k carga de pandeo

E módulo de elasticidad

J Momento de inercia del área del vástago del pistón

L longitud equivalente (para doble pivoteo, es la longitud entre las articulaciones)

Siendo,  $J = \frac{\pi \cdot d^4}{64}$

y la fuerza,  $f$  igual a

$$f = \frac{k}{\eta} \quad \text{Ec. 5.40}$$

donde,

$\eta$  factor de seguridad, es 3.5

Entonces,

$$d^4 = \frac{64 \cdot L^2 \cdot f \cdot \eta}{\pi^3 \cdot E} \quad \text{Ec. 5.41}$$

$$E = 20.58 \times 10^{10} \text{ kg/m}$$

$$L = 0.980 \text{ m}$$

$$\eta = 3.5$$

$$f = T/9.8 = 413.06 \text{ kg}$$

$$d^4 = \frac{64 \cdot 0.980^2 \cdot 413.06 \cdot 3.5}{\pi^3 \cdot 2.1 \times 10^{10}}$$

$$\mathbf{d = 19.22 \text{ mm}}$$

Entonces las características del cilindro hidráulico 1 son las siguientes:

$$D = 35.90 \text{ mm}$$

$$d = 19.22 \text{ mm}$$

$$P = 40 \text{ bar}$$

$$\Delta C_{\max} = 0.571 \text{ m}$$

$$L = 0.980 \text{ m}$$

$$l = 0.409 \text{ m}$$

### ➤ Cilindro hidráulico 2

El cilindro hidráulica 2 y 3, soportan fuerzas iguales cuando solo se varía el ángulo de inclinación. Y el comportamiento es igual, pero inverso el uno del otro al variar el ángulo de balanceo, para ciertas condiciones, como se puede comprobar en la Tabla XXI. Por esta razón solo se analiza un cilindro hidráulico.

La distancia real entre los ejes del cilindro 2 en reposo, es de 504.97 mm. En la Figura 5.22 se presentan las dimensiones y dirección del cilindro 2, cuando se encuentra en reposo.

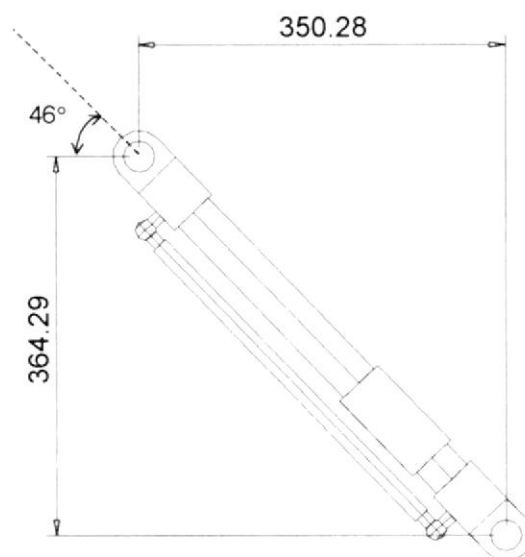


Figura 5.25 Cilindro 2 ó 3

Para obtener una velocidad de  $60^\circ/\text{s}$  en el simulador, en una combinación de movimientos (cabeceo y balanceo), se estimó una velocidad máxima de  $1081 \text{ mm/s}$ ; sin embargo se aplica un factor de 1.5, entonces se asume una velocidad de diseño de  $1621.5 \text{ mm/s}$ .

La fuerza que actúa normal al cilindro hidráulico es considerada la componente de la fuerza vertical de reacción calculada en la sección anterior. En reposo, el ángulo  $\beta$  es  $46^\circ$  y la fuerza  $R_{c2}$  es  $866.30 \text{ N}$

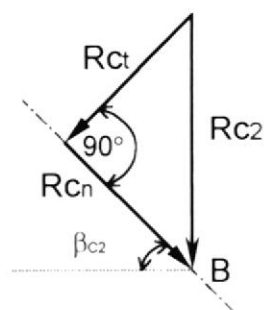


Figura 5.26 Componentes de la fuerza sobre el cilindro

Cuando está en reposo, la componente normal es:

$$R_{cn_2} = R_{c_2} \cdot \text{Sen } \beta_{c_2}$$

$$R_{cn_2} = 866.30 \cdot \text{Sen } 46^\circ = 623.164 \text{ N}$$

Cuando se encuentra en máxima altura el ángulo, la componente normal es:  $R_{cn_2} = 866.30 \cdot \text{Sen } 84.23^\circ$

$$R_{cn_2} = 861.91 \text{ N}$$

### **DATOS**

Los datos necesarios para el cálculo del cilindro son los siguientes:

Carrera máxima del cilindro  $\Delta C_{2 \text{ max}} = 0.739 \text{ m}$

Velocidad máxima de diseño  $V_{\text{max}} = 1621.5 \text{ mm/s}$  para

$$\Delta C_2 = 0.739 \text{ m}$$

Fuerza normal del cilindro  $R_{cn_1} = 861.91 \text{ N}$

La fuerza normal equivale a  $m = 87.95 \text{ kg}$

Factor de seguridad  $\eta = 3.5$

Otros datos que no son necesarios para el cálculos pero es necesario indicar son los siguientes:

Angulo máximo de elevación 84.23°

Angulo mínimo de elevación (posición de reposo) 46°

Longitud máxima 1.244 m

Longitud mínima (posición de reposo) 0.505m

**FUERZA EQUIVALENTE** (28)

Se aplicando la misma teoría del cálculo del cilindro 1. El cilindro 2 deberá cargar una masa de  $m = 87.95 \text{ kg}$ , para levantar la cápsula, y a una velocidad de diseño de  $V = 0.9 \text{ m/s}$

La fuerza cinética es calculada de la Ec. 5.35

$$K = \frac{1}{2} \cdot 87.95 \cdot (1.6215)^2 = 115.62 \text{ N.m}$$

Entonces, la fuerza cinética necesaria aplicable al cilindro para mover la cápsula, con el apoyo para dicha velocidad tiene una carrera del cilindro  $\Delta C = 0.739 \text{ mm}$  dada por la Ec. 5.36,

$$F = \frac{115.62 \text{ N.m}}{0.739 \text{ m}} = 156.46 \text{ N}$$

La fuerza estática es igual a la fuerza que soporta en reposo, es decir, la reacción  $R_{cn2}$ ,

$$W = 861.91 \text{ N}$$

La fuerza equivalente de diseño del cilindro está dada por la Ec.

$$5.34 \quad T = F + W = 156.46 + 861.91$$

$$T = 1018.37 \text{ N}$$

Asumiendo un factor de seguridad de 3.5, entonces,

$$T = 1018.37 \text{ N} \times 3.5$$

$$\mathbf{T_{diseño} = 3564.30 \text{ N}}$$

**DIÁMETRO DEL CILINDRO** (28)

El área es calculada de la Ec. 5.37:

$$P = 40 \times 10^5 \text{ N/m}^2 \text{ (40 bar)}$$

$$A = \frac{3564.30 \text{ N}}{40 \times 10^5 \text{ N/m}^2}$$

$$A = 0.000891 \text{ m}$$

El cilindro tiene un área circular por lo tanto el diámetro del cilindro  $D$ , de la ecuación 5.38, será igual a:

$$D = \sqrt{\frac{4}{\pi} \cdot 8.91 \times 10^{-4} \text{ m}}$$

$$\underline{\underline{D = 33.68 \text{ mm}}}$$

### DIÁMETRO DEL VÁSTAGO DEL PISTÓN (28)

El cilindro 2, y 3 también pivotean en sus extremos, entonces también se debe considerar el pandeo. Entonces, es necesario aplicar la Ec. 5.41 donde,

$$E = 2.1 \times 10^6 \text{ kg/cm}^2$$

$$L = 1.244 \text{ m}$$

$$\eta = 3.5$$

$$f = 363.70$$

$$d^4 = \frac{64 \cdot L^2 \cdot f \cdot \eta}{\pi^3 \cdot E}$$

Entonces,

$$d^4 = \frac{64 \cdot 1.244^2 \cdot 363.70 \cdot 3.5}{\pi^3 \cdot 2.1 \times 10^{10}}$$

$$\underline{\underline{d = 20.98 \text{ mm}}}$$

Entonces las características de los cilindros hidráulicos 2 y 3 son las siguientes:

$$D = 33.68 \text{ mm}$$

$$d = 20.98 \text{ mm}$$

$$P = 40 \text{ bar}$$

$$\Delta C_{\max} = 0.739 \text{ m}$$

$$L = 1.244 \text{ m}$$

$$l = 0.505 \text{ m}$$

# CAPÍTULO 6

## 6. SIMULACIÓN DEL AVIÓN

La simulación del avión se desarrolla en el programa InTouch (34), de esta forma se integra los resultados obtenidos en los capítulos donde se analizó la dinámica del avión y los desplazamientos del mecanismo.

InTouch da una visión simple e integrada de los controles e instrumentos del avión. La presentación visual de objetos adaptados para el simulador crea un ambiente de una vista a la cabina interna del avión.

La simulación dinámica del avión se ejecuta desde Simulink (33), el cual responde al programa de diagrama de control desarrollado en el capítulo 2, para la dinámica longitudinal y lateral con variaciones del elevador, alerón y timón de dirección.

## **6.1. Descripción de la simulación del avión en el programa**

### **InTouch**

El programa presenta los principales controles e instrumentos de vuelo y del motor del avión. Se utiliza gráficos de InTouch, los cuales se modificaron para obtener imágenes similares a los instrumentos y controles de vuelo del avión.

Con los datos del avión presentados en el capítulo 2, se programó para que los instrumentos de control simulen las condiciones de operación normal del avión.

Además, insertando un gráfico de un avión se ha configurado para que este simule los movimientos de cabeceo producidos por las entradas del avión.

La programación se basa en la configuración de las variables de entrada, salida e internas, de acuerdo a las condiciones requeridas para cada una. En cada ventana se realiza un programa sencillo para el proceso de las variables presentes en la misma.

## **6.2. Identificación de variables de entradas y salidas**

Las variables de entrada y salida del simulador son únicamente manejadas y presentadas desde InTouch.

Las entradas principales son posición del bastón, para variar el elevador y el alerón, y pedales para variar el timón de dirección. Y las salidas principales son la posición del avión, el inclinómetro y el

horizonte artificial. Otras variables de salida del producto del sistema dinámico son el velocímetro, y el altímetro.

En la figura 14 se presenta las ventanas de los instrumentos y controles del avión, y en la figura 15 se observa la imagen del avión simulando el cabeceo.

Las variables de entrada principales se ejecutan desde la referencia 34 y son: activación de corrida del simulador, el bastón y los pedales. Otras también visibles son activación del tren de aterrizaje. Como se simula para una condición de vuelo, no se ha incluido otras entradas adicionales.

Las salidas del programa son los instrumentos de vuelo, posición del avión y condiciones de los cilindros hidráulicos. Por razón de que la simulación es para una condición de vuelo, las otras salidas presentadas en el panel de instrumentos, como son: %N1, presión y temperatura del aceite, ITT, cantidad y flujo de combustible, entre otras; están programadas para representar los rangos de operación normal.

Además se presenta una simulación de los desplazamientos de los cilindros hidráulicos de acuerdo a los movimientos requeridos para que el mecanismo tenga los mismos ángulos de rotación del avión. La ventana correspondiente a esta simulación está en la figura 16.

Otras entradas y salidas internas del programa son las que son necesarias para la conexión al programa Simulink.

### 6.3. Programas de la simulación de vuelo

La programación del simulador de vuelo, consiste básicamente en el enlace de los software Simulink-InTouch, utilizando accesos DDA, para la conexión de llamado y retorno de variables entre dichos software, y configuradas como entradas y salidas reales.

Las entradas iniciales que ingresan a InTouch por el piloto, son: bastón\_lat (lateral), bastón\_up (vertical), y pedales, las cuales están configuradas como “memoria real”, debido a que se utilizan internamente en InTouch. A estas se les aplica una función lineal que relaciona los valores de movimiento del bastón a deflexiones de elevador y alerón (3) y son las siguientes:

$$Aleron = Baston\_lat \times 57.3 \quad \text{Ec. 6.1}$$

$$Elevador = -1.5304 \times Baston\_up - 1.654 \quad \text{Ec. 6.2}$$

$$Timon = Pedales \times 21.3 \quad \text{Ec. 6.3}$$

Las variables: Aleron, elevador y timón son configuradas como “entrada/salida real”, debido a que son las que recibe Matlab para la simulación de las ecuaciones de movimiento del avión.

Desde Matlab se llama a una función nombrada “conexion”, la cual permite a Simulink, tener la amplitud de las funciones de transferencia de entrada para el sistema de dinámica longitudinal y lateral realizado en el capítulo 2. Es entonces, cuando se produce la simulación de dichas funciones de transferencia en simulink, entregando los valores de las variables graficadas desde la figura 2.7 a la 2.10, que corresponden a dinámica longitudinal y figuras 2.13 a 2.18, de la dinámica lateral. Estas variables (velocidad,

ángulo de ataque, ángulo de cabeceo, velocidad angular de cabeceo, ángulo de banqueo, ángulo de guiñada y ángulo de derrape) son enviadas por la función "conexión" a InTouch,

Por último, InTouch toma estas variables configuradas como "entrada/salida real", y las convierte con funciones lineales a variables de "memoria real", para presentarlas en forma gráfica en los instrumentos de vuelo del avión. Los instrumentos de vuelo están representados por gráficos de medidores y que indican los valores de las salidas del sistema como son: velocidad, ángulo de cabeceo, ángulo de banqueo, etc.

Además, los valores de las variables de posición del avión son ingresadas a las ecuaciones del mecanismo estudiadas en el capítulo 5, para obtener los desplazamientos de los cilindros hidráulicos (cilindro1, cilindro2, cilindro3). Estas variables configuradas como "memoria real", son representadas numérica y gráficamente en una ventana destinada para la simulación del mecanismo, con gráficos de cilindros hidráulicos.

#### **6.4. Pantallas del simulador**

Las pantallas del simulador se encuentran conectadas entre sí mediante botones de acceso entre ellas. La ventana de presentación del programa, denominada "Simulador de vuelo", se encuentra en la figura 6.1.

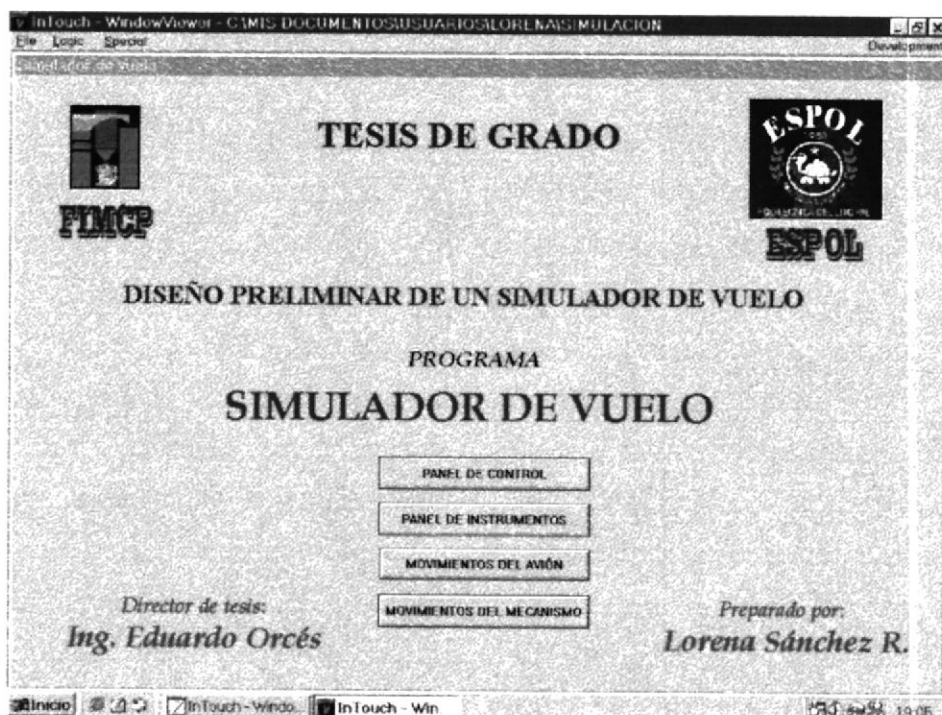


Figura 6.1. Ventana de presentación del programa “Simulador de vuelo”

La ubicación y tamaño de las ventanas permite que la ventana de los controles de vuelo sea siempre visible durante la simulación. En la figura 6.2 se presentan las ventanas de “Panel de instrumentos” y de “Controles del avión”. Los gráficos utilizados en el panel de instrumentos son medidores ajustados a los requerimientos de la simulación del avión; sin embargo no se han incluido todos los instrumentos que tiene el avión seleccionado, T-34C.

Los controles de vuelo utilizados son los principales: bastón y pedales. Adicionalmente, botones de encendido, el PCL, para regular la potencia del motor, y activador del tren de aterrizaje.

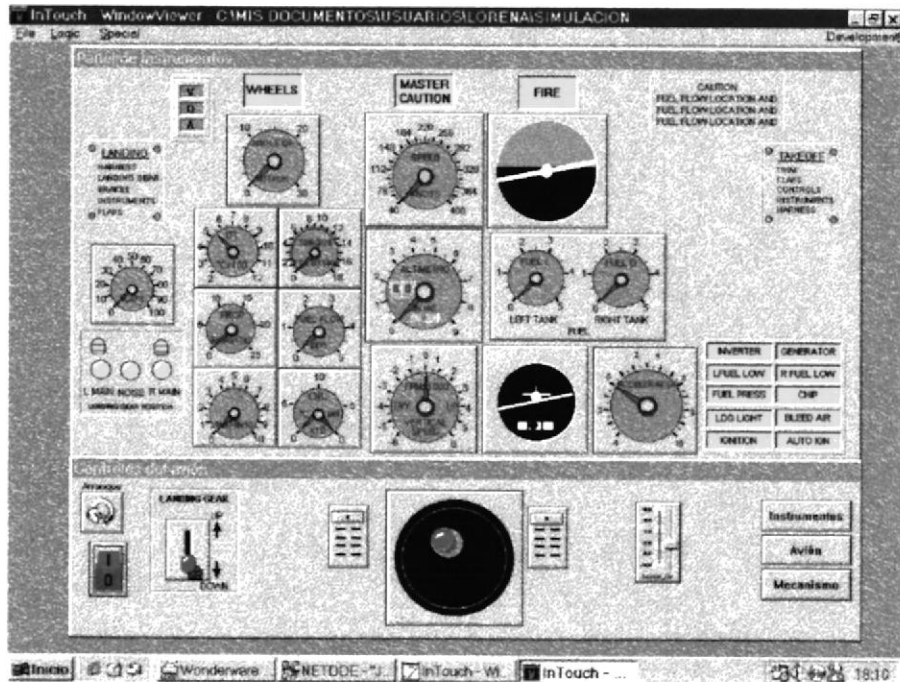


Figura 6.2. Ventanas de paneles de instrumentos y control del simulador  
(16)

Para observar los movimientos del avión se incluye la ventana “Simulación del avión”. En dicha figura se puede apreciar el movimiento de cabeceo del avión, en la figura 6.3 se observa el avión durante la simulación de ascenso. La figura del avión rota de acuerdo a los valores de ángulo de cabeceo.

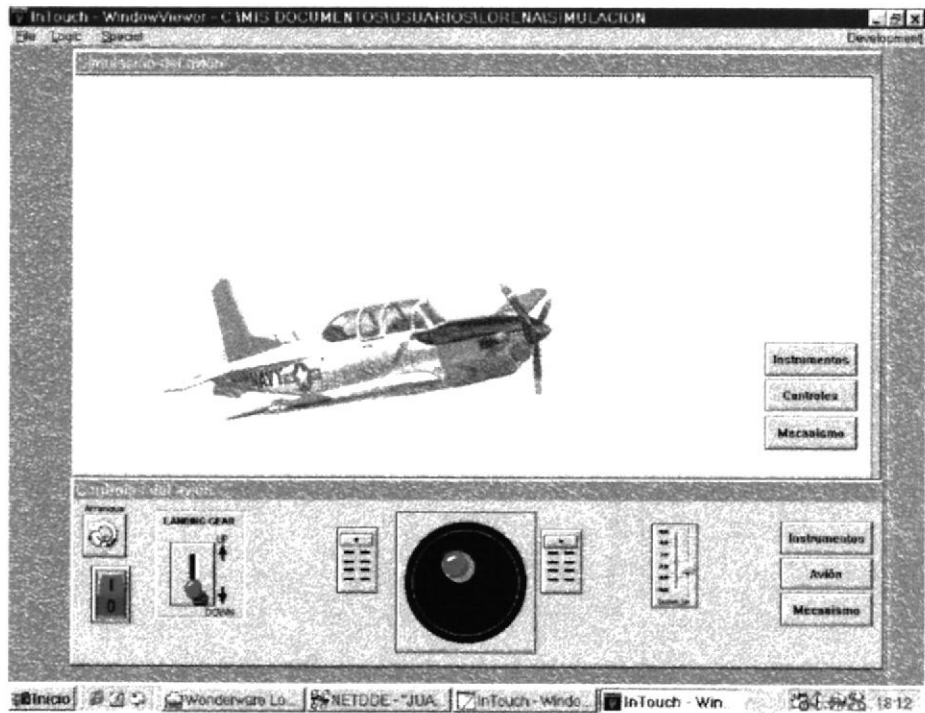


Figura 6.3. Ventana del avión simulando el ascenso (16)

Con la variación de los ángulos de cabeceo, y banqueo el mecanismo ajusta los cilindros hidráulicos con las ecuaciones de carreras de los mismos para simular dichos ángulos. En la figura 6.4 se presenta la ventana “Simulación del Mecanismo”, la cual contiene gráficos de cilindros que varía la longitud del pistón, que también es indicado con valores. Además, se presenta con valores los ángulos y posición del centro de rotación de la estructura base.



Figura 6.4. Ventana de simulación del mecanismo de simulador (16)

# CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

- 1 Se ha realizado el diseño preliminar de un simulador de vuelo de un avión para lo cual se utilizó como guía un modelo de instrucción básico T-34C, el cual es muy utilizado en el aprendizaje y práctica de un piloto, por lo tanto el análisis de trabajo es muy útil en este campo.
- 2 Debido a que la simulación completa de los movimientos del avión, para todas las condiciones de vuelo es una labor muy extensa y compleja; porque los coeficientes de estabilidad son para cada avión y para cada condición de vuelo, se ha desarrollado solamente la simulación para una condición típica de vuelo.
- 3 Se ha analizado con más profundidad los desplazamientos del mecanismo mecánico-hidráulico para la simulación de los movimientos del avión, con el fin de determinar las ecuaciones necesarias para producir la simulación física del avión.
- 4 Se ha demostrado la factibilidad de realizar un diseño preliminar de un simulador de vuelo con el uso de algunos software (CADRE, Matlab, Simulink, Visual Nastran 4D, InTouch), que permitieron comprobar,

controlar y visualizar los resultados de los análisis matemáticos desarrollados en este trabajo.

- 5 Tomando como base el trabajo realizado en esta tesis, se puede completar el diseño en la parte eléctrica e hidráulica para poder convertir las señales de salida del software InTouch a los movimientos reales con los cilindros hidráulicos al simulador a través de un PLC.
- 6 En caso de construir el simulador de vuelo, se recomienda, incluir todas las condiciones de vuelo del avión, para obtener una simulación completa del sistema.
- 7 Se recomienda que se debería incluir diversas condiciones de emergencia tales como, fallas de motor, mecanismos del avión, clima, etc.; las cuales podrían ser ingresadas inicialmente por el instructor de vuelo, sea desde otro computador conectado en red o desde el mismo que realiza la simulación.
- 8 Además, se puede completar el diseño estructural, definiendo las características de todas las piezas del mecanismo, tanto las barras como conexiones y construir un prototipo físico del simulador de vuelo.

## APÉNDICE A

### AEROFORMA NACA 23012

Tabla A.1. Características geométricas

<b>Max camber (2-2)</b>	<b>2</b>
<b>Max, Camber Pos, (1-5)</b>	<b>3</b>
<b>Thickness (0-99)</b>	<b>12</b>
<b># Points (10-1000)</b>	<b>100</b>
<b>X-Origen</b>	<b>0</b>
<b>Y-Origen</b>	<b>0</b>

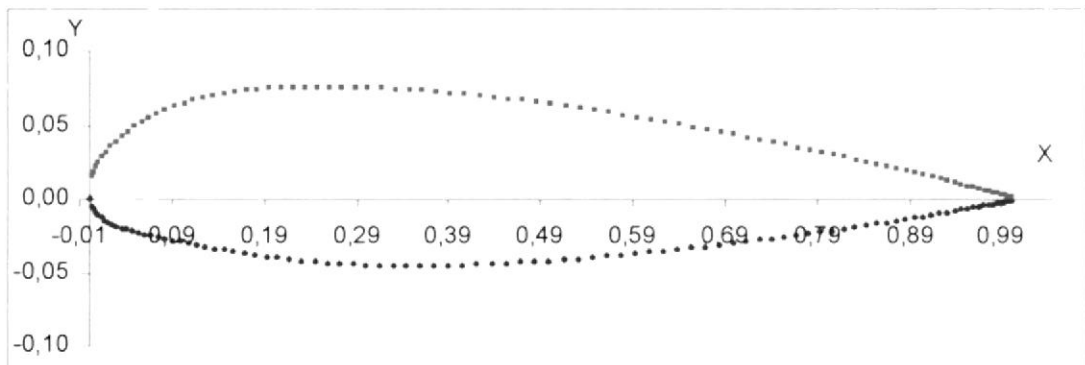


Figura A.1. Perfil de la aeroforma NACA 23012

Fuente:

CREDITS (c) DLR 1996

Jens,Trapp@dlr,de

Robert,Zores@dlr,de

Version: 2,0 NACA Formulas taken from:

Ladson, C,L,, Brooks, Jr,, W,: Development of a Computer Program to obtain Ordinates for NACA 4-Digit, 4-Digit modified 5-Digit, and 16-Series Airfoils 1975, NASA TM X-3284

<http://www.ts.go.dlr.de/~jens/applets/profiles/NACA5.html>

# APÉNDICE C

## COEFICIENTES DE SUSTENTACIÓN, ARRASTRE Y MOMENTO

### “VISUAL FOIL DEMO” de Hanley Innovation

El programa “Visual Foil”, tiene aerformas estandarizadas por NACA, modeladas de acuerdo a sus características geométricas. La ventana de este programa se observa en la figura C.1.

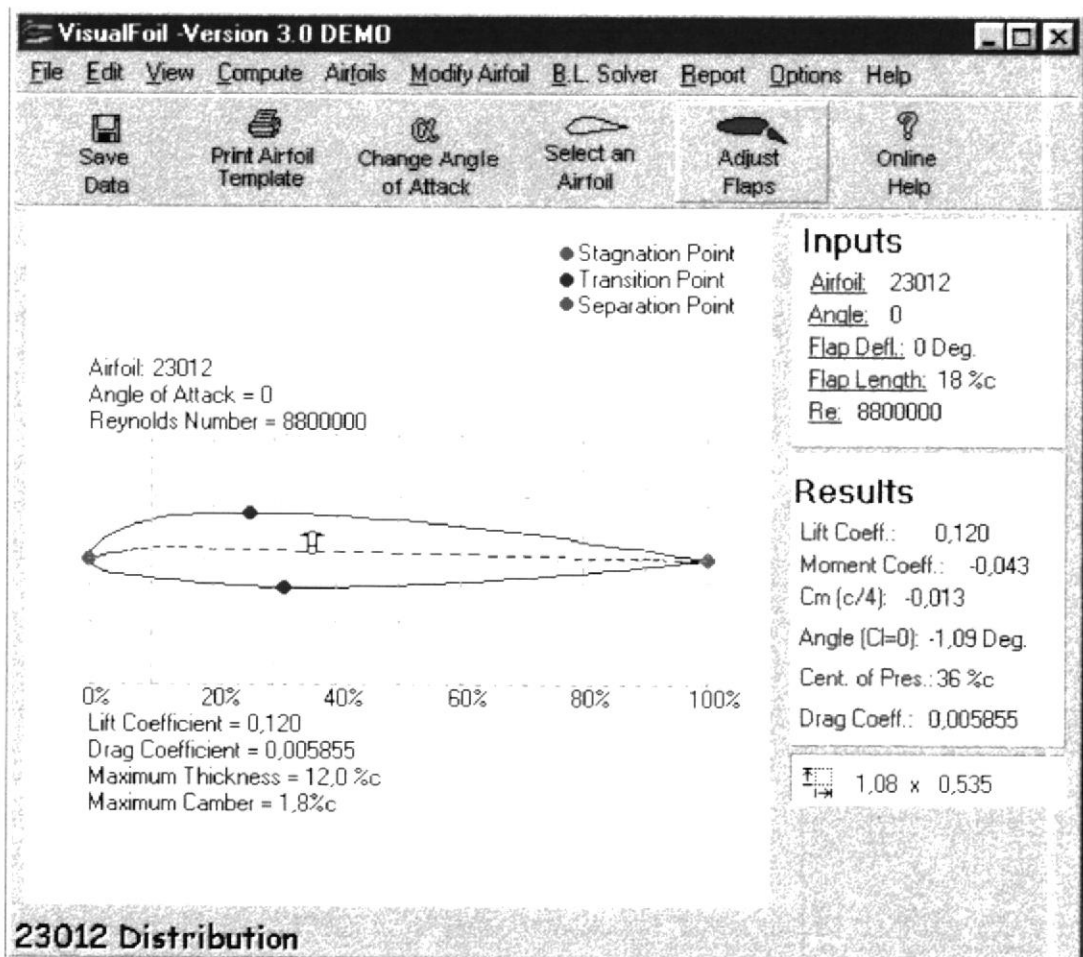


Figura C.1 ventana del programa “Visual Foil Demo”

Consiste en un procesador de datos, que tiene como valores de entrada: el número de Reynolds, cuerda, envergadura y ángulo de ataque y deflexión, y presenta de resultados la ubicación del punto de estancamiento, transición y separación de la capa límite y coeficientes de arrastre, sustentación y momento de cabeceo.

En este caso la aeronave T-34C que tiene una forma alar NACA 23012. Y se considera el número de Reynolds constante  $8,8 \times 10^6$ .

El uso de este programa permite obtener ecuaciones de los coeficientes aerodinámicos, lo cual se realizó variando el ángulo de ataque desde 0 hasta 18 (Tabla C.2) y también variando el ángulo de deflexión de los flaps desde 0 hasta 30 (Tabla C.2).

Tabla C.1. Coeficientes aerodinámicos vs. ángulo de ataque

$\alpha$	$C_l$	$C_d$	$C_m$
0	0.12	0.005855	-0.043
1	0.229	0.005741	-0.070
2	0.339	0.005668	-0.098
3	0.446	0.005933	-0.124
4	0.555	0.006055	-0.152
5	0.665	0.006066	-0.179
6	0.774	0.006391	-0.206
7	0.879	0.006900	-0.233
8	0.988	0.007490	-0.260
9	1.091	0.008340	-0.285
10	1.199	0.008919	-0.313
11	1.298	0.010060	-0.337
12	1.394	0.011465	-0.361
13	1.468	0.014477	-0.379
14	1.554	0.016066	-0.401
15	1.609	0.018774	-0.414
16	1.683	0.021132	-0.432
17	1.718	0.023497	-0.441
18	1.741	0.028849	-0.446

Tabla C.2. Coeficientes aerodinámicos vs. deflexión de los flaps

$\delta$	$C_l$	$C_d$	$C_m$
0	0.12	0.005855	-0.043
1	0.178	0.005893	-0.069
2	0.236	0.005902	-0.094
3	0.294	0.005796	-0.12
4	0.35	0.005955	-0.145
5	0.404	0.006028	-0.168
6	0.457	0.006171	-0.191
7	0.508	0.006257	-0.214
8	0.558	0.006334	-0.235
9	0.607	0.00648	-0.256
10	0.655	0.006615	-0.277
11	0.703	0.006858	-0.298
12	0.749	0.007001	-0.318
13	0.795	0.007232	-0.337
14	0.841	0.007423	-0.357
15	0.885	0.007563	-0.375
16	0.929	0.007763	-0.394
17	0.972	0.008224	-0.412
18	1.015	0.00848	-0.43
19	1.057	0.008699	-0.447
20	1.099	0.00892	-0.465
21	1.14	0.009222	-0.482
22	1.18	0.009811	-0.498
23	1.221	0.010168	-0.515
24	1.259	0.010354	-0.531
25	1.3	0.010508	-0.547
26	1.337	0.010911	-0.562
27	1.375	0.01135	-0.578
28	1.415	0.011765	-0.593
29	1.451	0.012207	-0.608
30	1.489	0.01268	-0.623

A continuación se presentan las figuras C.2, C.3 que corresponden a la curva del Coeficiente de sustentación vs. el ángulo de ataque y deflexión de los flaps respectivamente. Estas curvas se suman y se obtiene la ecuación que relaciona al coeficiente de sustentación con las variables nombradas. De la misma forma se presentan las curvas para el coeficiente de arrastre (C.4 y C.5) y el de momento (C.6 y C.7).

El programa Visual Foil, también presenta gráficos de las variaciones de coeficiente de ataque con el de sustentación (Figura C.2), y estos dos con el ángulo de ataque (Figura C.3).

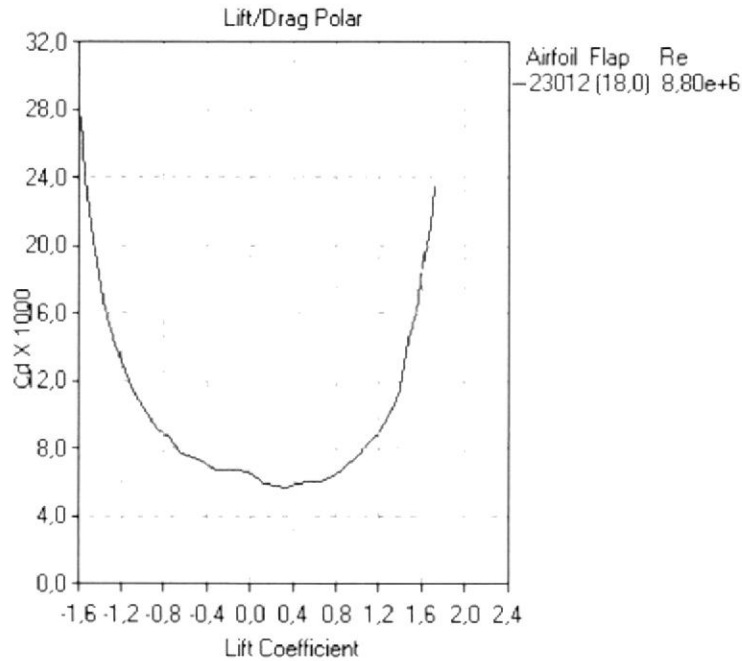


FIGURA C.1. Coeficiente de arrastre vs. Coeficiente de sustentación

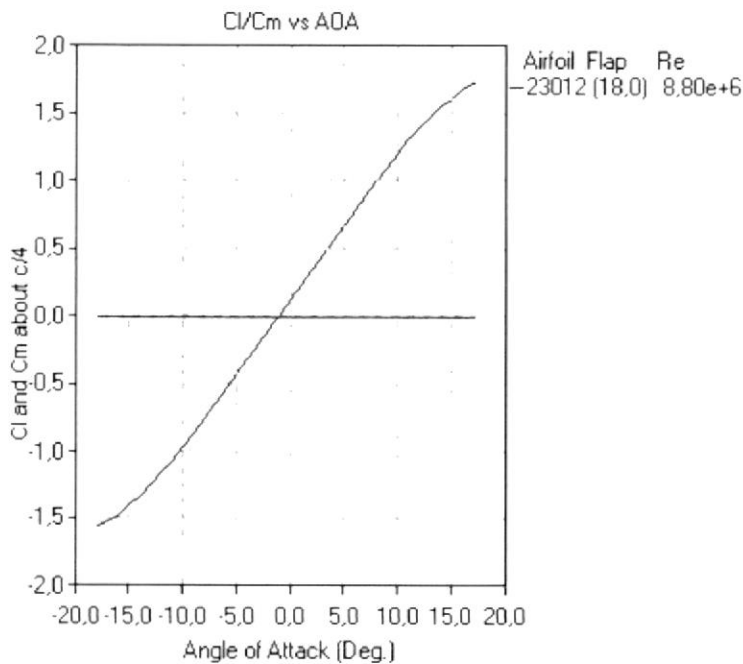


FIGURA C.2. Coeficiente de sustentación y arrastre vs. Ángulos de ataque

FIGURA C.3. Coeficiente de sustentación vs. ángulo de ataque

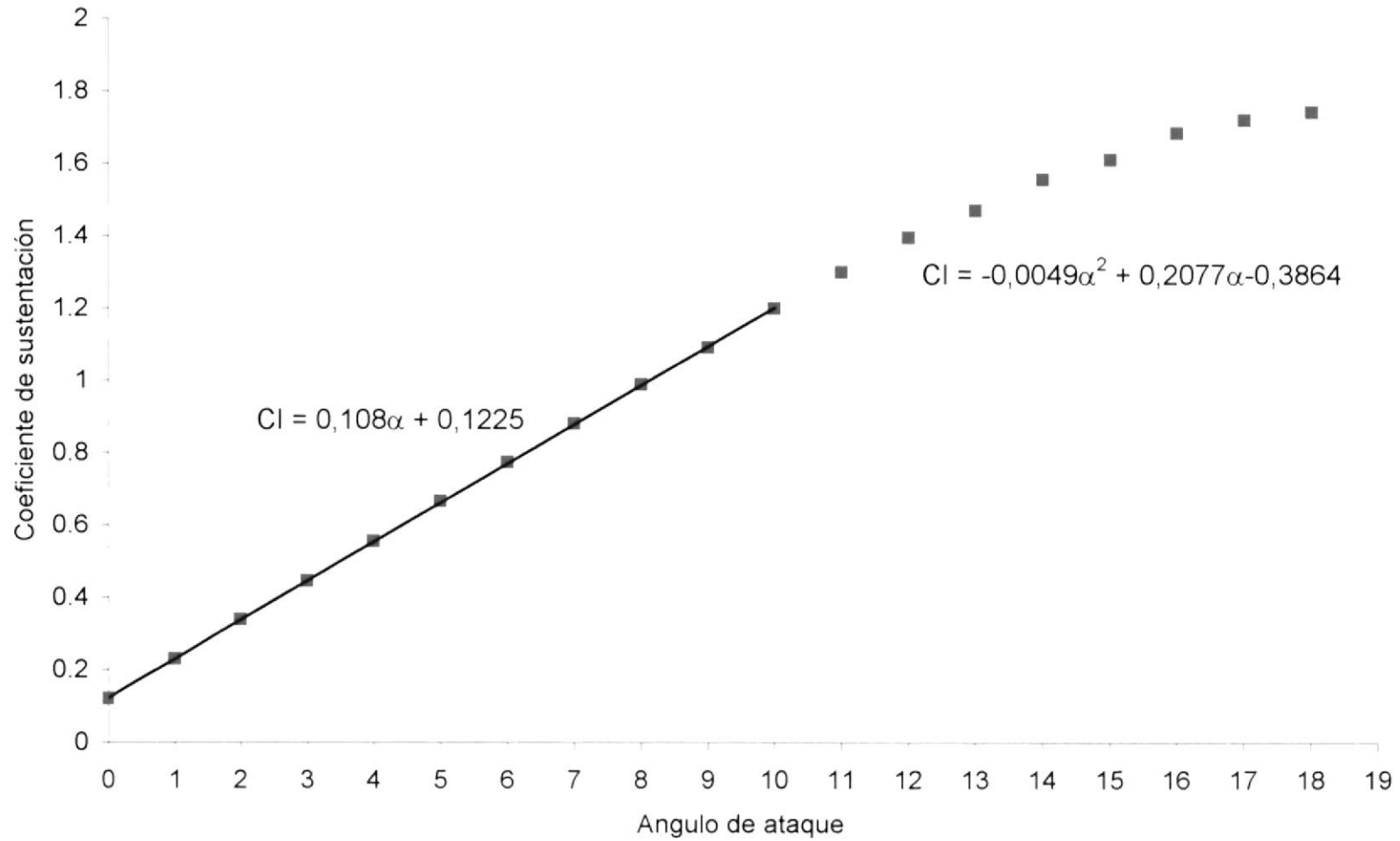


FIGURA C.4. Coeficiente de sustentación vs. deflexión de los flaps

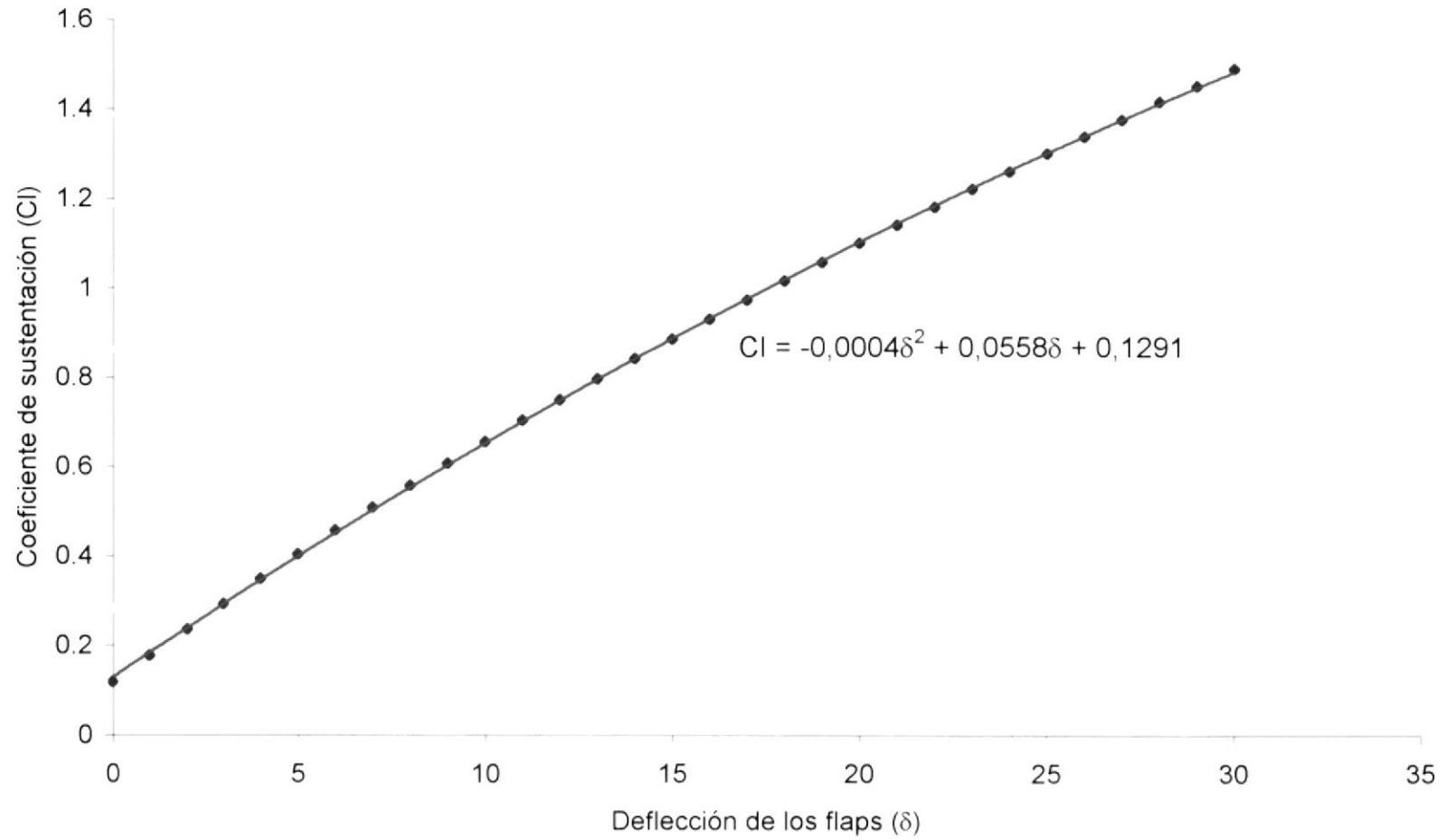


FIGURA C.5. Coeficiente de arrastre vs. ángulo de ataque

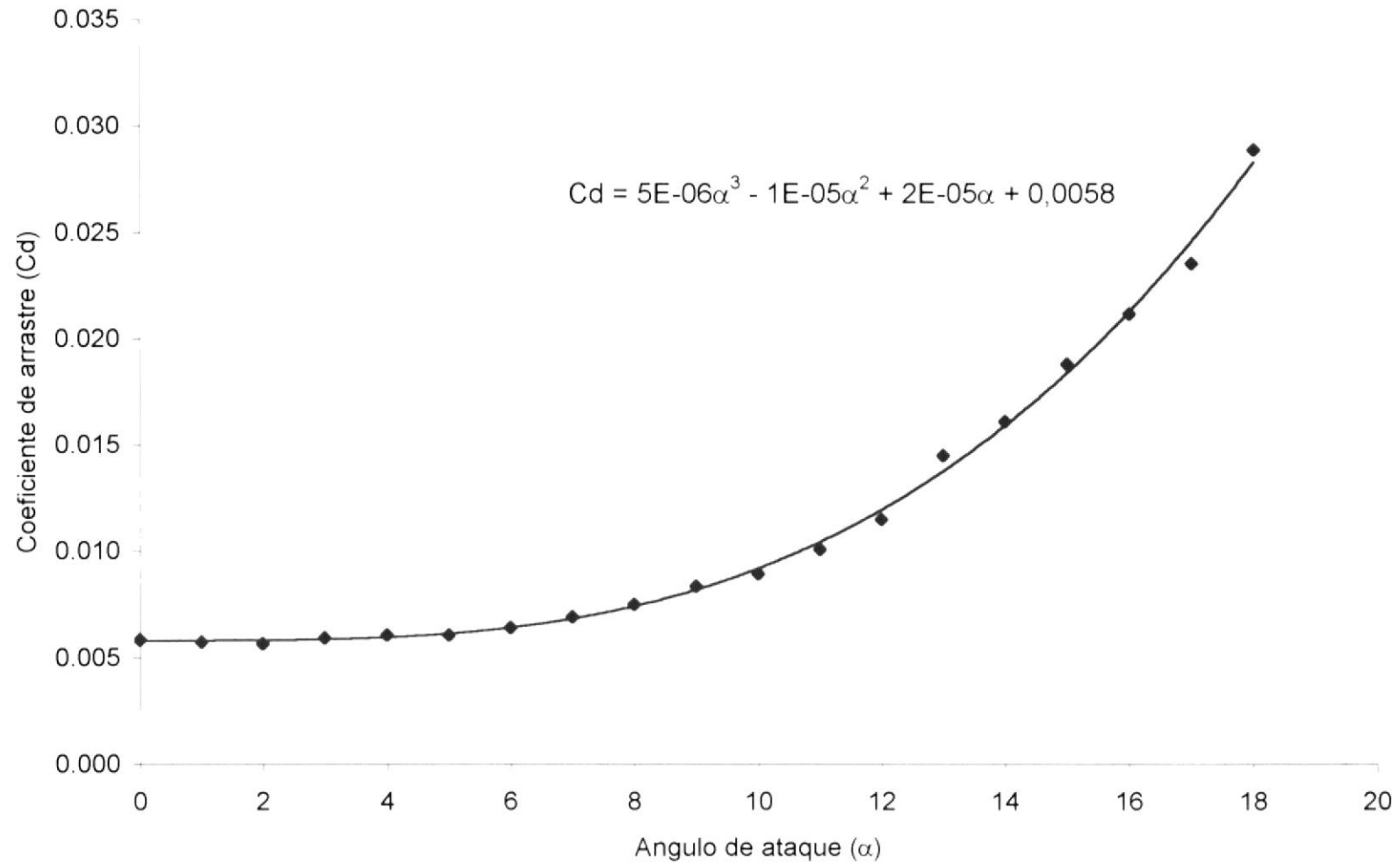


FIGURA C.6. Coeficiente de arrastre vs. deflexión de los flaps

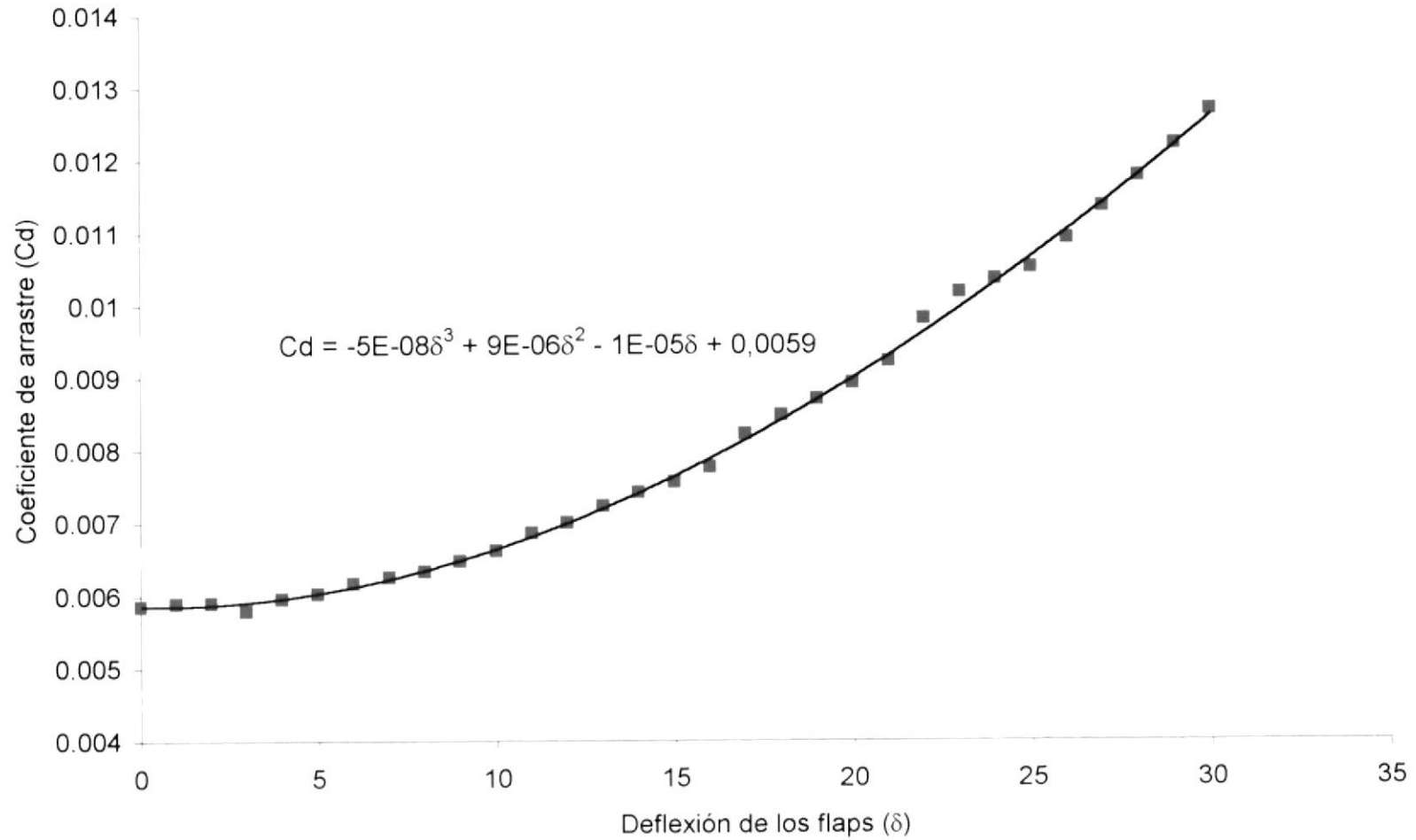


FIGURA C.7. Coeficiente de momento vs. ángulo de ataque

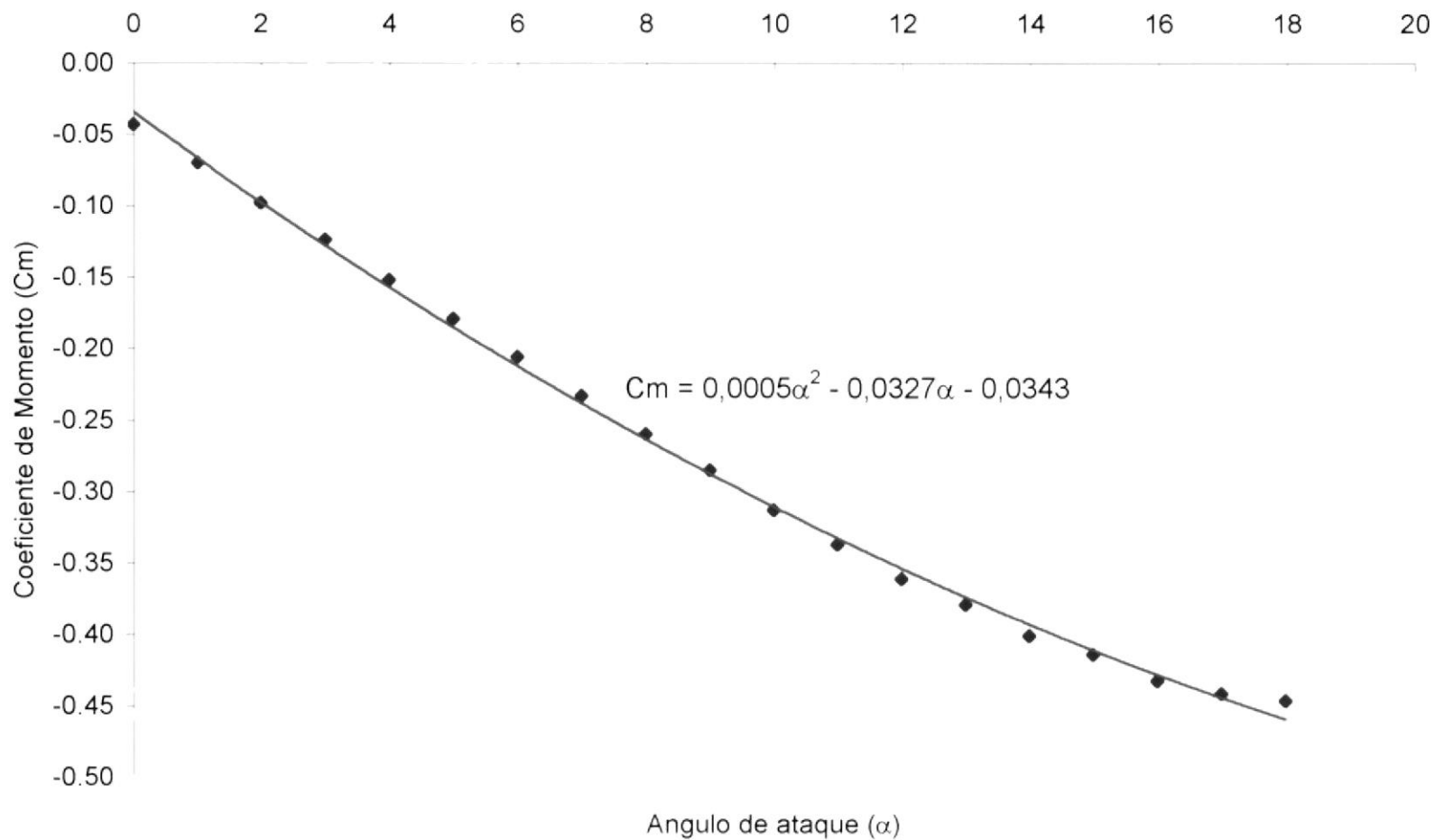
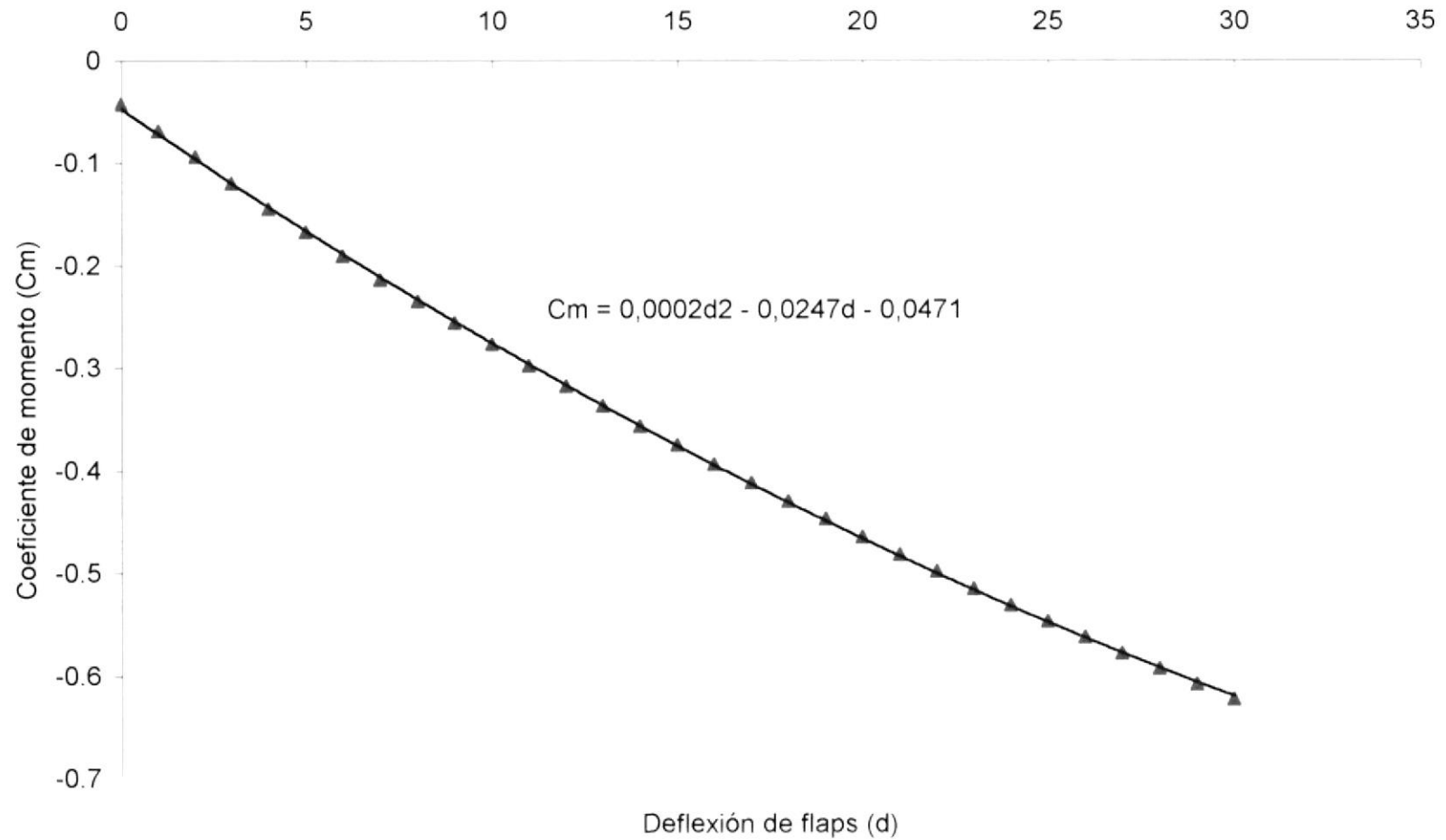


FIGURA C.8. Coeficiente de momento vs. deflexión de los flaps



## APÉNDICE B

### TABLA B.1. ALTITUD ESTÁNDAR

Aire estandar a nivel del mar

$P = 29.921$  pulg. de Hg = 101320,733 Pa       $T = 15$  °C  
 $\rho_o = 0,0023769$  slugs/pies<sup>3</sup> = 0,111364 kg/m<sup>3</sup>       $W = 0,07648$  lb/pies<sup>3</sup> = 1,225 kg/m<sup>3</sup>  
 1" de Hg = 3386,39 Pa  
 $A_o = 1117$  pies<sup>2</sup>/seg (661,7 nudos=340,4 m/s) ( $A_o$ )       $\sigma = \rho/\rho_o$

Esta tabla es basada en Atmósfera estandar para NACA TN No. 3182

Altitud Pies	Tasa de densidad $\rho/\rho_o$	1/ $\sigma$	Temperatura		Velocidad del sonido		Presión		Viscosidad cinética $\rho/\mu$
			°C	°F	Razón $A/A_o$	Nudos	pulg. de Hg	Razón P/Po	
0	1.0000	1.000	15.0	59.0	1.000	661.7	29.92	1.0000	6380
1000	0.9711	1.015	13.0	55.4	0.997	659.5	28.86	0.9644	
2000	0.9428	1.030	11.0	51.9	0.993	657.2	27.82	0.9298	
3000	0.9151	1.045	9.0	48.3	0.990	654.9	26.82	0.8962	
4000	0.8881	1.061	7.1	44.7	0.986	652.6	25.84	0.8637	
5000	0.8617	1.077	5.1	41.2	0.983	650.3	24.9	0.8320	5640
6000	0.8359	1.094	3.1	37.6	0.979	647.9	23.98	0.8014	
7000	0.8107	1.111	1.1	34.0	0.976	645.6	23.09	0.7716	
8000	0.7860	1.128	-0.8	30.5	0.972	643.3	22.23	0.7428	
9000	0.7620	1.146	-2.8	26.9	0.969	640.9	21.39	0.7148	
10000	0.7385	1.161	-4.8	23.3	0.965	638.6	20.58	0.6877	4990
11000	0.7156	1.182	-6.8	19.8	0.961	636.2	19.79	0.6614	
12000	0.6932	1.201	-8.8	16.2	0.958	633.9	19.03	0.6360	
13000	0.6713	1.221	-10.8	12.6	0.954	631.5	18.29	0.6113	
14000	0.6500	1.240	-12.7	9.1	0.951	629.1	17.58	0.5875	
15000	0.6292	1.261	-14.7	5.5	0.947	626.7	16.89	0.5643	4370
16000	0.6090	1.282	-16.7	2.0	0.943	624.3	16.22	0.5420	
17000	0.5893	1.303	-18.7	-1.6	0.94	621.9	15.57	0.5203	
18000	0.5699	1.325	-20.7	-5.2	0.936	619.4	14.94	0.4994	
19000	0.5511	1.347	-22.6	-8.8	0.933	617.0	14.34	0.4791	
20000	0.5328	1.370	-24.6	-12.3	0.929	614.6	13.75	0.4595	3830
21000	0.5150	1.394	-26.6	-15.9	0.925	612.1	13.18	0.4406	
22000	0.4976	1.418	-28.6	-19.5	0.921	609.6	12.64	0.4223	
23000	0.4807	1.442	-30.6	-23	0.918	607.2	12.11	0.4046	
24000	0.4642	1.468	-32.5	-26.6	0.914	604.7	11.6	0.3876	
25000	0.4481	1.494	-34.5	-30.1	0.910	602.2	11.11	0.3711	3320
26000	0.4325	1.521	-36.5	-33.7	0.906	599.7	10.63	0.3552	
27000	0.4173	1.548	-38.5	-37.3	0.903	597.2	10.17	0.3398	
28000	0.4025	1.576	-40.5	-40.9	0.899	594.6	9.725	0.3250	
29000	0.3881	1.605	-42.5	-44.4	0.895	592.1	9.297	0.3107	
30000	0.3741	1.635	-44.4	-48.0	0.891	589.6	8.885	0.2970	2870
31000	0.3605	1.665	-46.4	-51.6	0.887	587	8.488	0.2837	
32000	0.3473	1.697	-48.4	-55.1	0.883	584.4	8.106	0.2709	
33000	0.3345	1.729	-50.4	-58.7	0.879	581.9	7.737	0.2586	
34000	0.3220	1.762	-52.4	-62.2	0.876	579.3	7.382	0.2467	
35000	0.3099	1.796	-54.3	-65.8	0.872	576.7	7.041	0.2353	2460
36000	0.2981	1.832	-56.2	-69.4	0.868	574	6.712	0.2243	
37000	0.2844	1.875	-56.5	-69.7	0.867	573.8	6.397	0.2138	
38000	0.2710	1.921	-56.5	-69.7	0.867	573.8	6.097	0.2038	
39000	0.2583	1.968	-56.5	-69.7	0.867	573.8	5.811	0.1942	
40000	0.2462	2.016	-56.5	-69.7	0.867	573.8	5.538	0.1851	1950
41000	0.2346	2.065	-56.5	-69.7	0.867	573.8	5.278	0.1764	
42000	0.2236	2.115	-56.5	-69.7	0.867	573.8	5.03	0.1681	
43000	0.2131	2.166	-56.5	-69.7	0.867	573.8	4.794	0.1602	
44000	0.2031	2.219	-56.5	-69.7	0.867	573.8	4.569	0.1527	
45000	0.1936	2.273	-56.5	-69.7	0.867	573.8	4.355	0.1455	1540
46000	0.1845	2.328	-56.5	-69.7	0.867	573.8	4.151	0.1387	
47000	0.1758	2.385	-56.5	-69.7	0.867	573.8	3.956	0.1322	
48000	0.1676	2.443	-56.5	-69.7	0.867	573.8	3.77	0.1260	
49000	0.1597	2.502	-56.5	-69.7	0.867	573.8	3.593	0.1201	
50000	0.1522	2.563	-56.5	-69.7	0.867	573.8	3.425	0.1145	1210
51000	0.1451	2.625	-56.5	-69.7	0.867	573.8	3.264	0.1091	
52000	0.1383	2.689	-56.5	-69.7	0.867	573.8	3.111	0.1040	
53000	0.1318	2.755	-56.5	-69.7	0.867	573.8	2.965	0.0911	
54000	0.1256	2.822	-56.5	-69.7	0.867	573.8	2.826	0.0944	
55000	0.1197	2.890	-56.5	-69.7	0.867	573.8	2.693	0.0900	

FIGURA B.2. PRESIÓN VS. ALTITUD

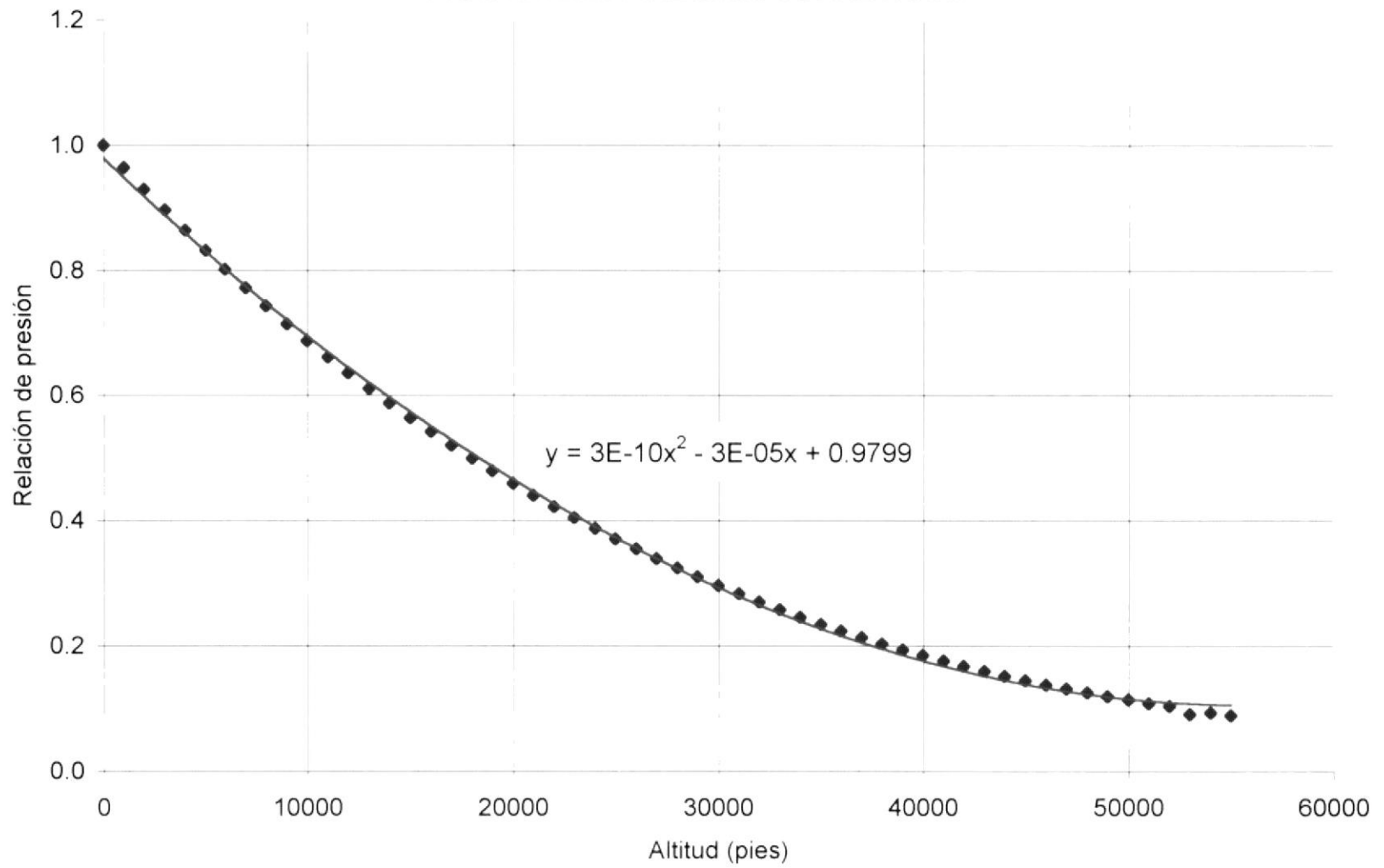
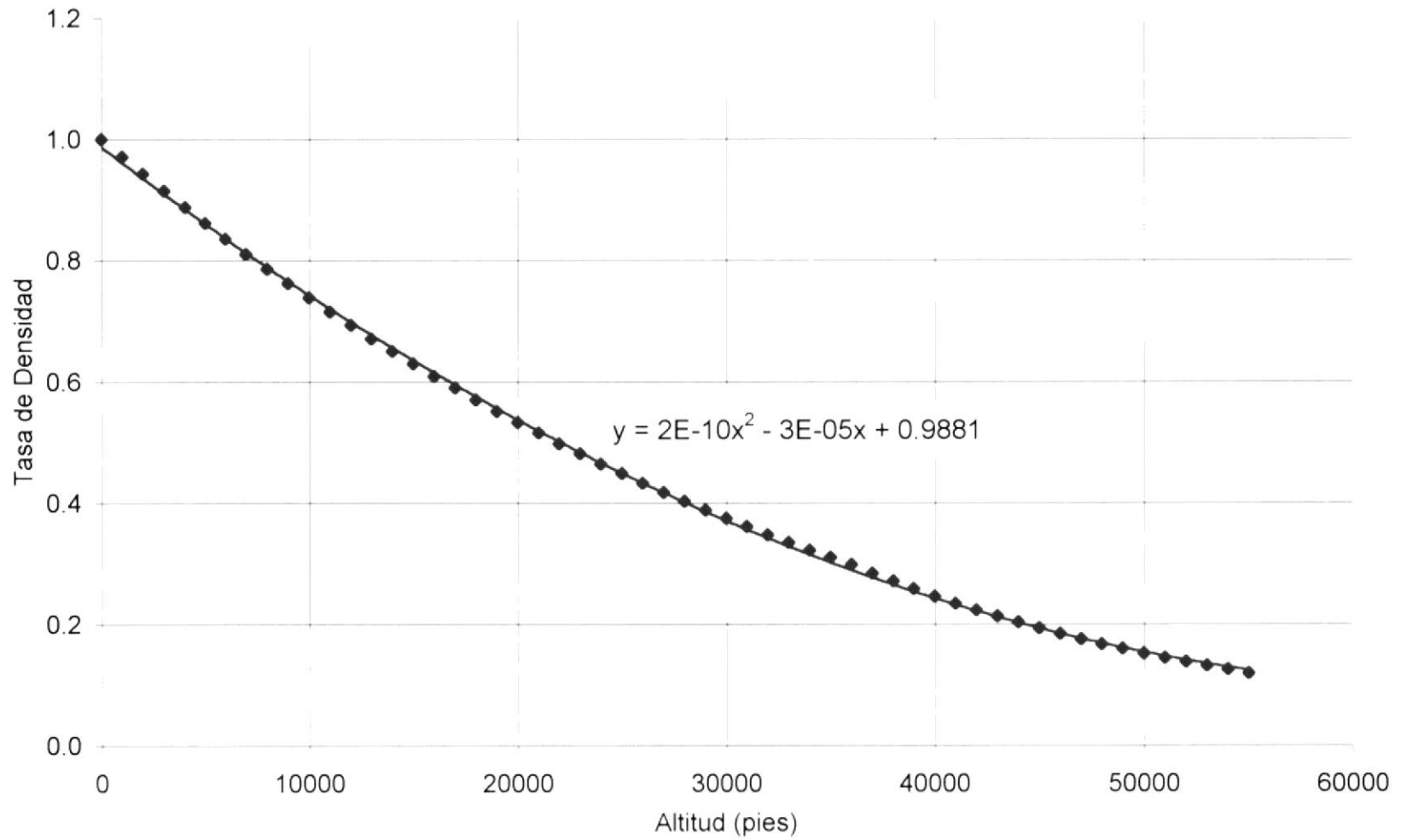


FIGURA B.1. DENSIDAD VS. ALTITUD



## APÉNDICE D

### FUNCIONES DE TRANSFERENCIA

#### MATLAB

##### Archivo: Funciones de transferencia.m

```
teta_elev=-1.31*conv([1 .016],[1 0.3]);
alfa_elev=(-0.01785)*conv([1 77.79],[1 0.0063 0.0057]);
u_elev=(-0.000506)*conv([1 -68.8],[1 0.6]);
den_elev=conv([1 0.00466 0.0053],[1 0.806 1.311]);
beta_rud=0.0364*conv([1 -0.01],conv([1 2.06],[1 37.75]));
fi_rud=0.485*conv([1 1.53],[1 -2.73]);
yaw_rud=-1.38*conv([1 2.07],[1 0.05 0.066]);
den_rud=conv([1 0.38 1.813],conv([1 2.09],[1 -0.004]));
denyaw_rud=conv(conv([1 0],[1 0.38 1.813]),conv([1 2.09],[1 -0.004]));
fi_aler=22.1*[1 0.4 1.67];
yaw_aler=-0.171*conv([1 -1.14],conv([1 9.29],[1 1.45]));
beta_aler=0.171*conv([1 18.75],[1 0.15]);
denyaw_aler=conv(conv([1 0],[1 0.38 1.813]),conv([1 2.09],[1 -0.004]));
den_aler=conv([1 0.38 1.813],conv([1 2.09],[1 -0.004]));
```

Aplicando la función tf2ss, se obtienen el sistema de ecuaciones diferenciales.

```
[ae,be,ce,de]=tf2ss(teta_elev,den_elev);
[aa,ba,ca,da]=tf2ss(alfa_elev,den_elev);
[au,bu,cu,du]=tf2ss(u_elev,den_elev);
[abr,bbr,cbr,dbr]=tf2ss(beta_rud,den_rud);
[afr,bfr,cfr,dfr]=tf2ss(fi_rud,den_rud);
[ayr,byr,cyr,dyr]=tf2ss(yaw_rud,den_rud);
```

```
[afa,bfa,cfa,dfa]=tf2ss(fi_aler,den_aler);  
[aya,bya,cya,dya]=tf2ss(yaw_aler,den_aler);  
[aba,bba,cba,dba]=tf2ss(beta_aler,den_aler);
```

Se grafican las funciones de transferencia para el elevador:

```
figure(1);impulse(teta_elev,den_elev);hold  
impulse(alfa_elev,den_elev)  
impulse(u_elev,den_elev)
```

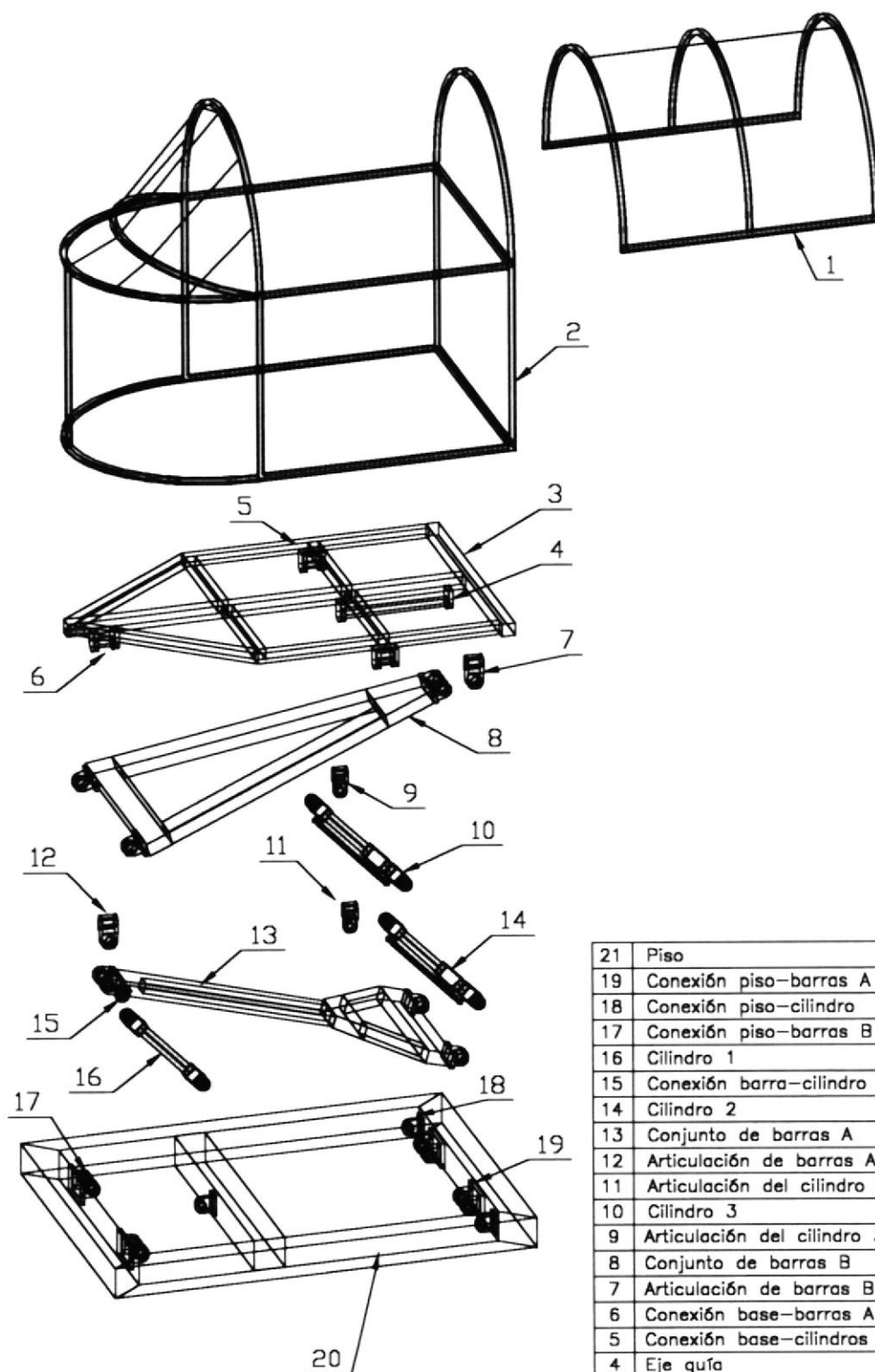
Para el timón de dirección:

```
figure(2);step(beta_rud,den_rud);hold;  
step(fi_rud,den_rud)  
step(yaw_rud,denyaw_rud)
```

Para el alerón:

```
figure(3);step(fi_aler,den_aler);hold  
step(yaw_aler,denyaw_aler)  
step(beta_aler,den_aler)
```

**APÉNDICE E**  
**PLANOS**  
**DEL**  
**SIMULADOR DE VUELO**

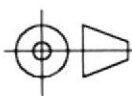


21	Piso	1	(1)
19	Conexión piso-barras A	2	(1)
18	Conexión piso-cilindro	3	(1)
17	Conexión piso-barras B	2	(1)
16	Cilindro 1	1	(1)
15	Conexión barra-cilindro 1	1	(1)
14	Cilindro 2	1	(1)
13	Conjunto de barras A	1	(1)
12	Articulación de barras A	1	(1)
11	Articulación del cilindro 2	1	(1)
10	Cilindro 3	1	(1)
9	Articulación del cilindro 3	1	(1)
8	Conjunto de barras B	1	(1)
7	Articulación de barras B	1	(1)
6	Conexión base-barras A	1	(1)
5	Conexión base-cilindros	2	(1)
4	Eje guía	1	(1)
3	Estructura base	1	(1)
2	Cápsula	1	(1) (2)
1	Compuerta	1	(1) (2)
No.	DESCRIPCIÓN	CANT.	MATERIAL

## FIMCP - ESPOL

PROYECTO:

**SIMULADOR DE VUELO**



ESCALA:  
1:25

CONTIENE:

Partes del simulador de vuelo

MATERIALES:

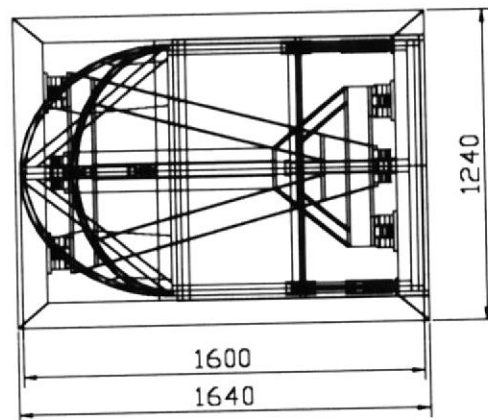
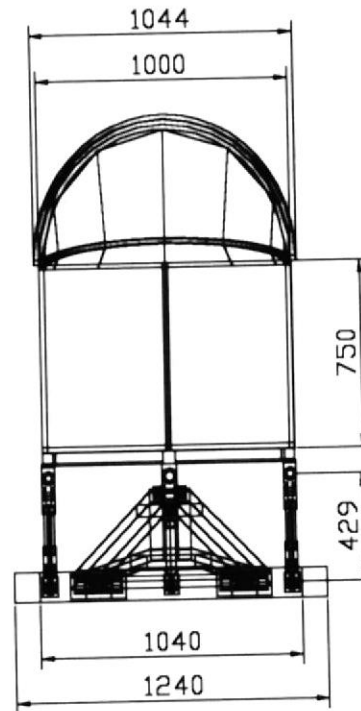
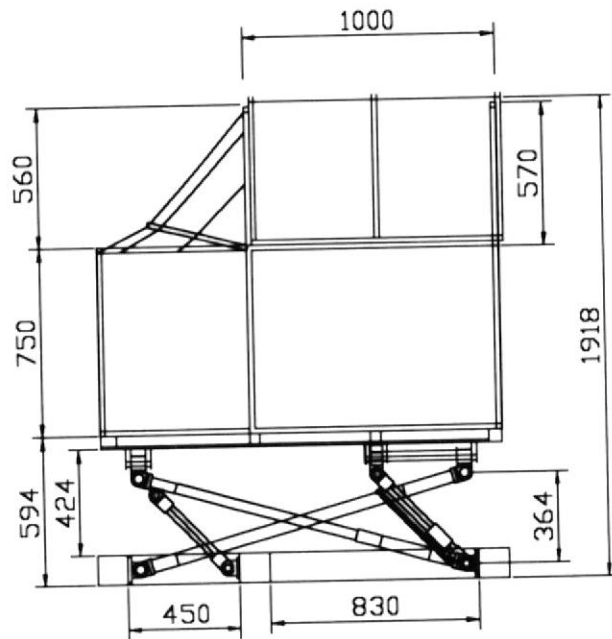
- (1) Acero Estructural A-36  
(2) Plástico de vinilo

	FECHA	NOMBRE
Dibujó	01/10/00	L. Sanchez
Revisó	01/10/00	Ing. Orcés

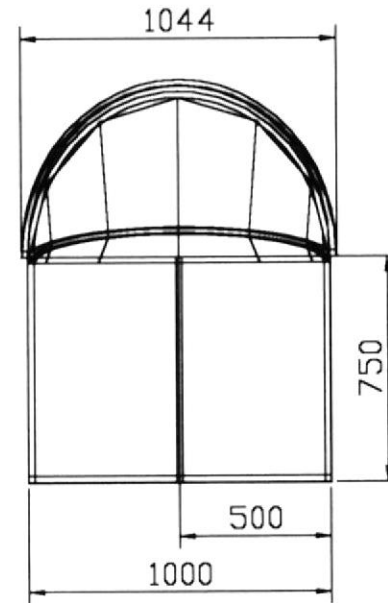
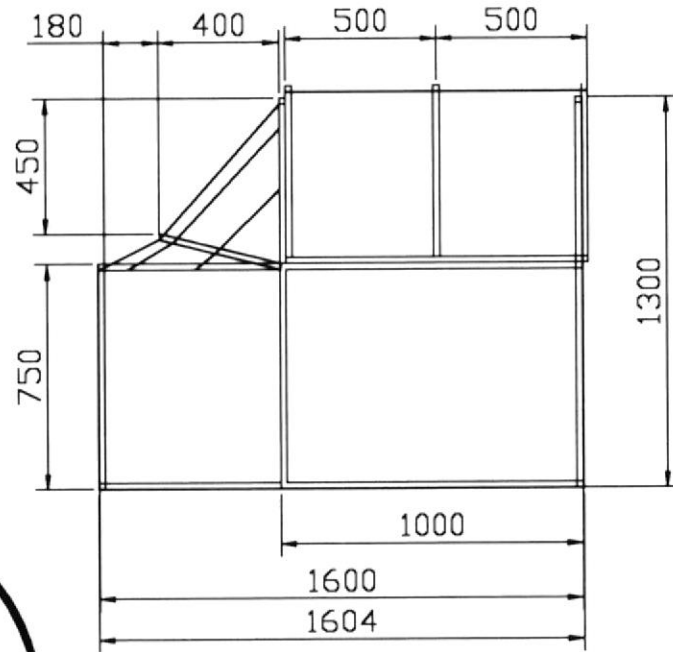
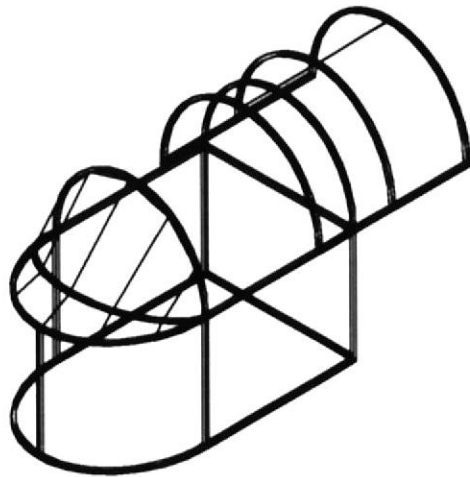
PLANO No:

1

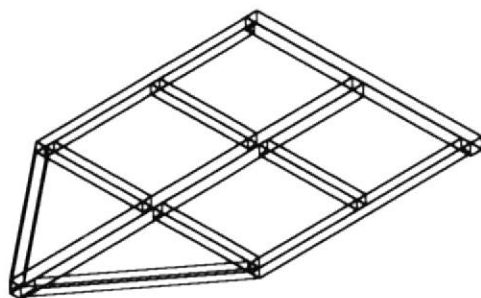
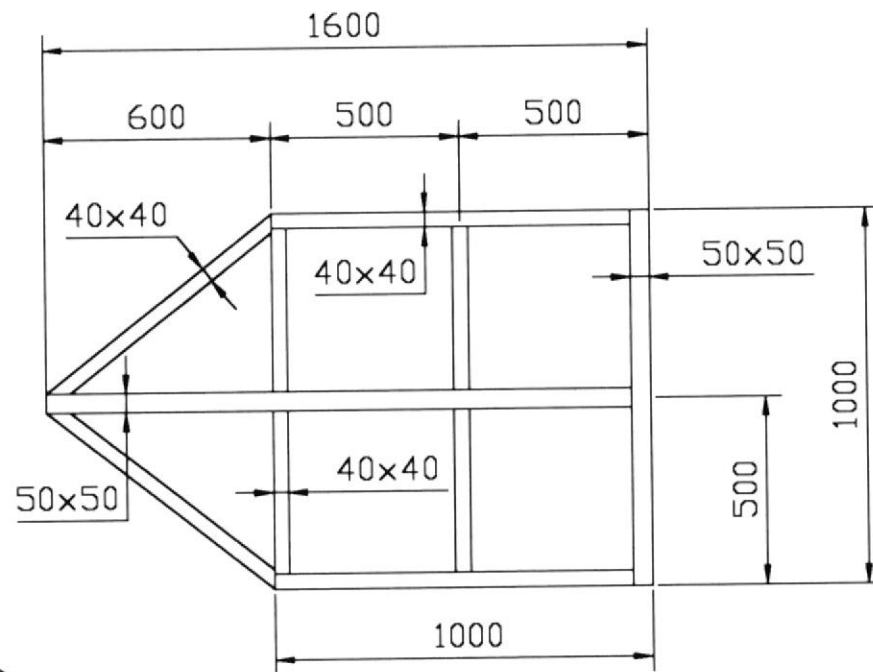
MASA (Kg)



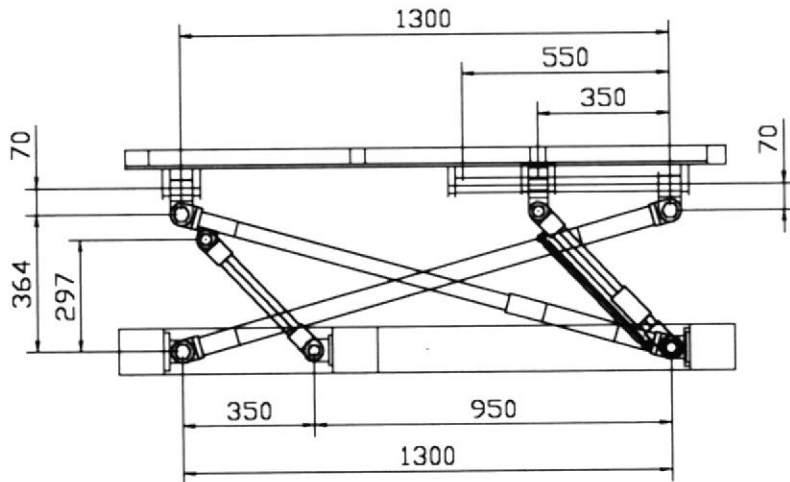
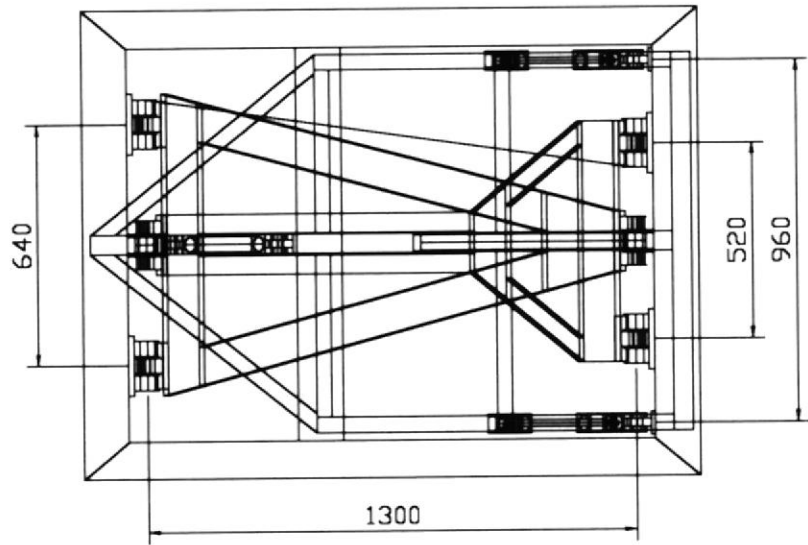
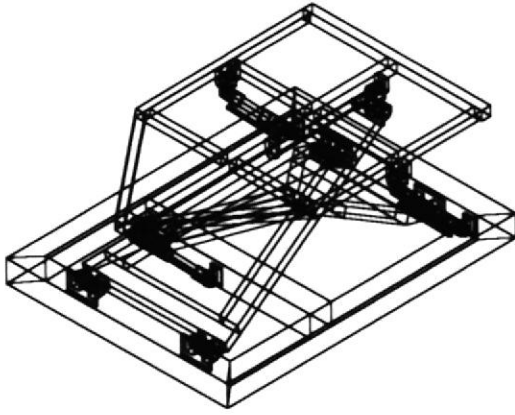
FIMCP - ESPOL		FECHA	NOMBRE
Dibujó	01/09/00	L. Sanchez	
Revisó	01/09/00	Ing. Orcés	
PROYECTO: <b>SIMULADOR DE VUELO</b>		PLANO No: <b>2</b>	
	ESCALA: 1:30	CONTIENE: Vistas del simulador de vuelo	MASA (Kg)
		MATERIALES: (1) Acero Estructural A-36 (2) Plástico de vinilo	



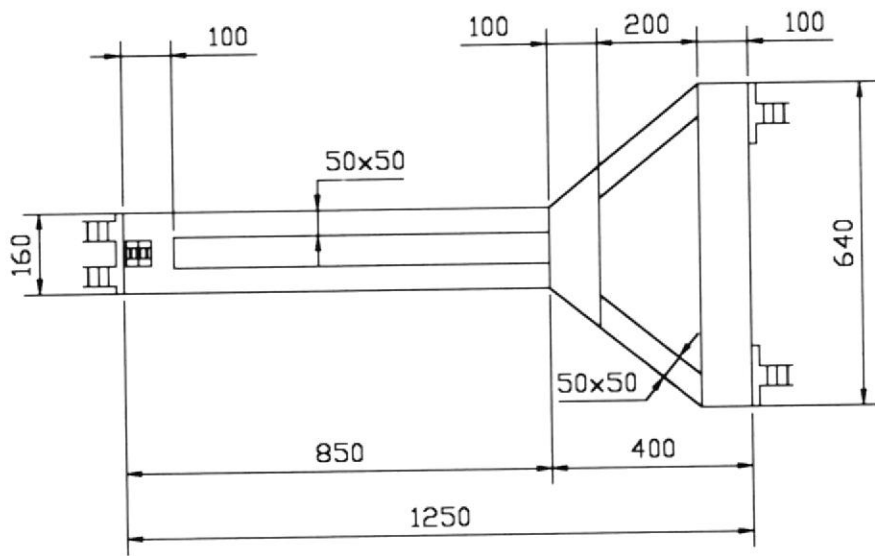
		FECHA	NOMBRE
Dibujó		01/09/00	L. Sanchez
Revisó		01/09/00	Ing. Orcés
PROYECTO:		PLANO No:	
<b>FIMCP - ESPOL</b>		3	
<b>SIMULADOR DE VUELO</b>		MASA (Kg)	
ESCALA:	CONTIENE:		
1:25	Cápsula y compuerta		
MATERIALES:	(1) Acero Estructural A-36		
	(2) Plástico de vinilo		



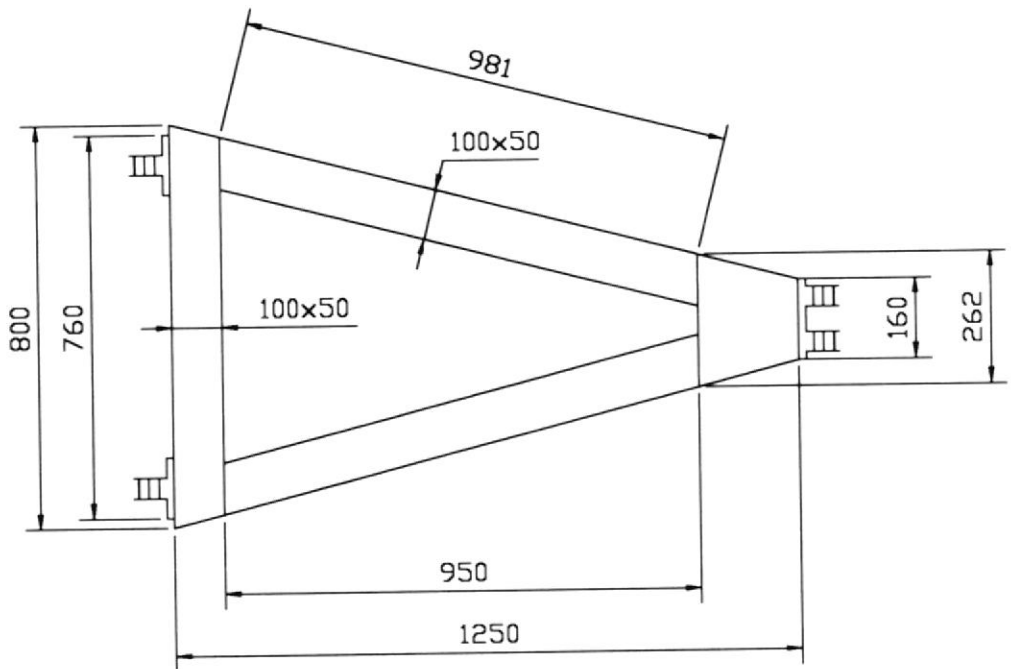
FIMCP - ESPOL		FECHA	NOMBRE
Dibujó	01/08/00	L. Sanchez	
Revisó	01/08/00	Ing. Orcés	
PROYECTO:		PLANO No:	
SIMULADOR DE VUELO		4	
	ESCALA:	CONTIENE:	MASA (Kg)
	1:20	Estructura base	
MATERIALES:		Acero Estructural A-36	



<b>FIMCP - ESPOL</b>		FECHA	NOMBRE
		Dibujó	01/08/00
PROYECTO:		Revisó	01/08/00 Ing. Orcés
<b>SIMULADOR DE VUELO</b>		PLANO No:	
		5	
	ESCALA:	CONTIENE:	MASA (Kg)
	1:20	Mecanismo del simulador	
		MATERIALES:	
		Acero Estructural A-36	

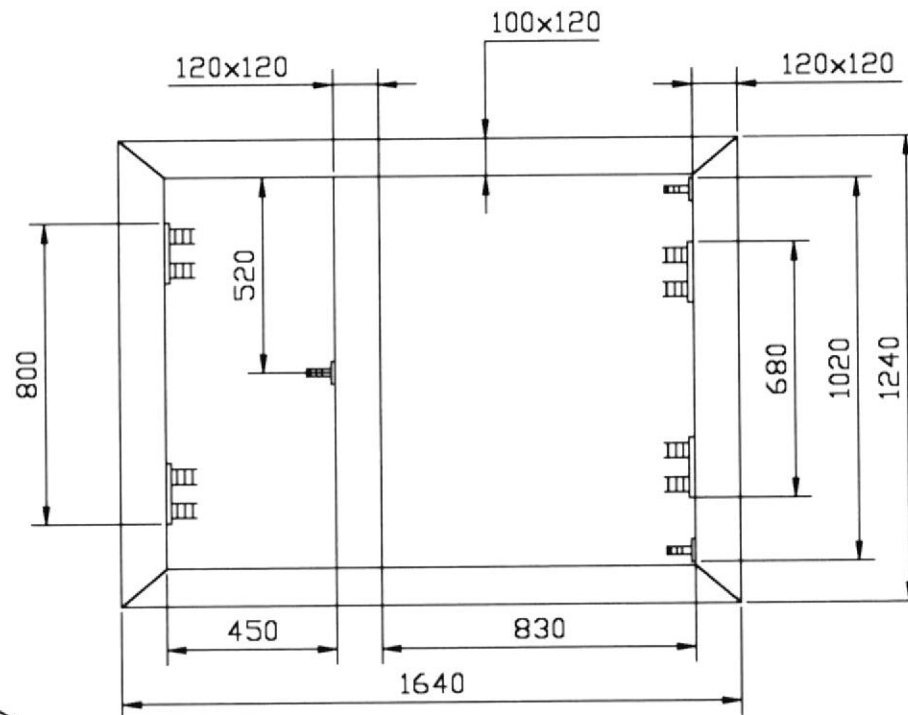
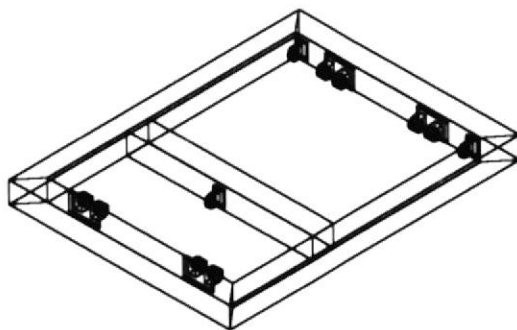


**Conjunto de barras B**

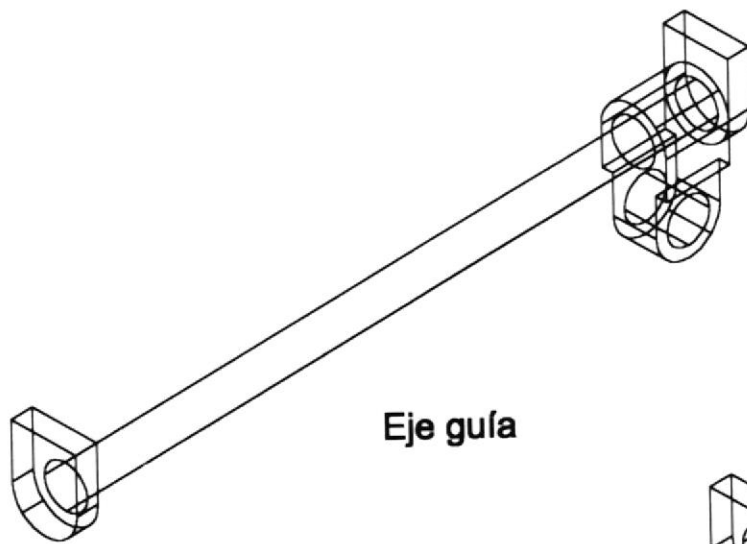


**Conjunto de barras A**

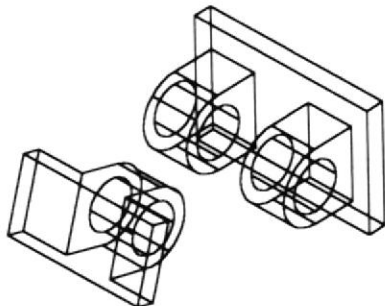
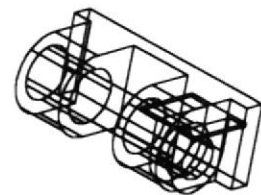
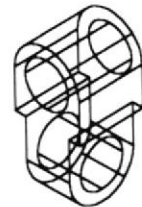
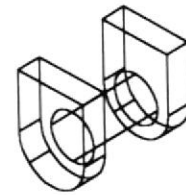
<b>FIMCP - ESPOL</b>		FECHA	NOMBRE
		Dibujó 01/08/00	L. Sanchez
PROYECTO: <b>SIMULADOR DE VUELO</b>		Revisó 01/08/00	Ing. Orcés
		PLANO No: <b>6</b>	
	ESCALA:	CONTIENE:	MASA (Kg)
	1:20	Barras del mecanismo	
		MATERIALES:	
		Acero Estructural A-36	



		FECHA	NOMBRE
Dibujó		01/09/00	L. Sanchez
Revisó		01/09/00	Ing. Orcés
PROYECTO:		PLANO No:	
<b>FIMCP - ESPOL</b>		7	
<b>SIMULADOR DE VUELO</b>			
	ESCALA:	CONTIENE:	MASA (Kg)
	1:1	Piso del simulador	
MATERIALES:			
Acero Estructural A-36			

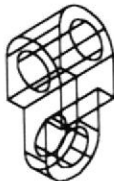
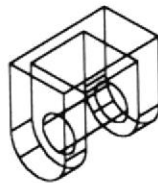


Eje guía



Conexión  
barra-piso

Conexión  
barra-estructura base



Conexión  
cilindro-estructura base

<b>FIMCP - ESPOL</b>		FECHA	NOMBRE
		Dibujó 01/09/00	L. Sanchez
PROYECTO: <b>SIMULADOR DE VUELO</b>		Revisó 01/09/00	Ing. Orcés
		PLANO No:  8	
	ESCALA:	CONTIENE:	MASA (Kg)
	1:20	Articulaciones del mecanismo	
		MATERIALES:	
		Acero Estructural A-36	



## APÉNDICE G

### SIMULACIÓN DEL MECANISMO

Con la Referencia 27, se simula los movimientos del mecanismo, para ello se convirtió los gráficos realizados con la Referencia 4 a un tipo de archivo \*.sat, el cual puede ser abierto desde la Referencia 27. En la Figura F.1, se presenta la ventana de la Referencia 27, con el mecanismo del simulador de vuelo. Los cilindros se simulan reemplazando a los del dibujo original con actuadores de eje a eje, conectados con las coordenadas de los ejes de rotación.

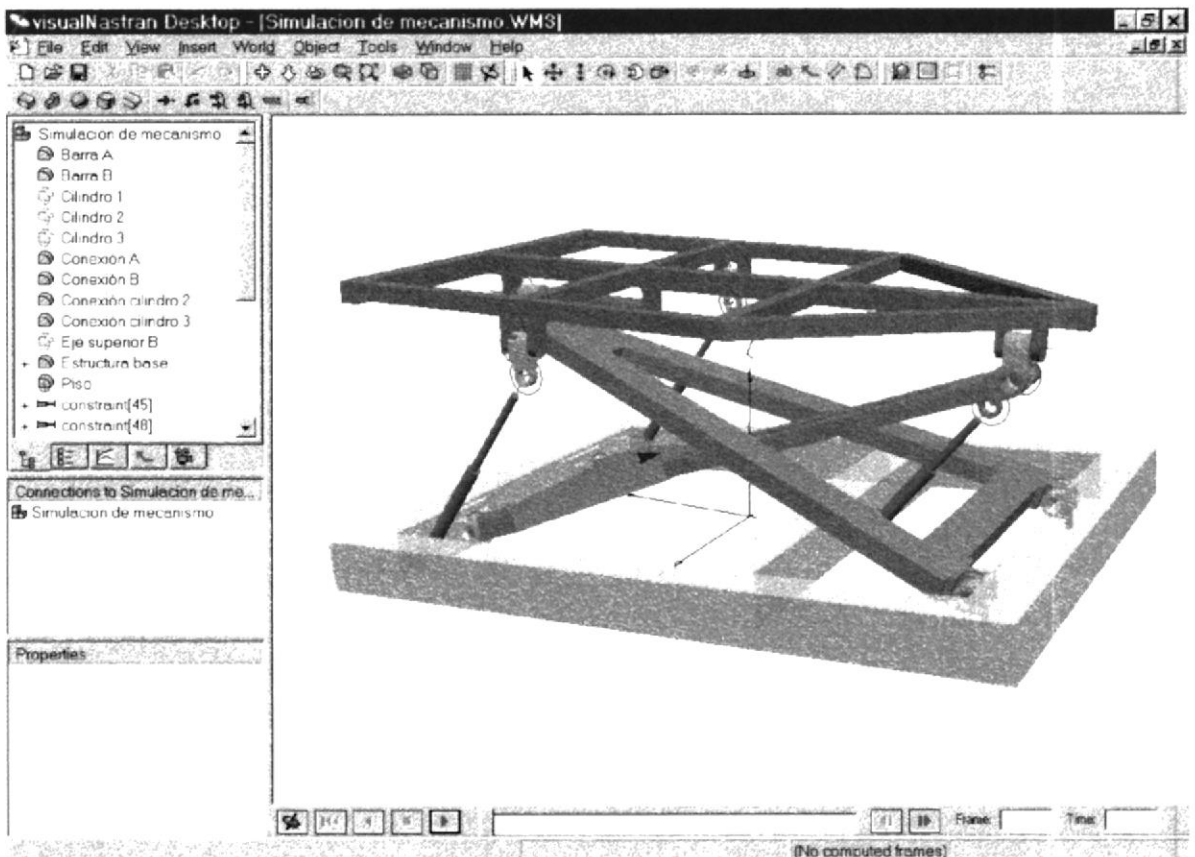


Figura F.1. Ventana del programa Visual Nastran Desktop con el archivo de simulación de mecanismo.

En la Figura F.2, se encuentra la ventana de la Referencia 27, durante la simulación del mecanismo. Presenta además las gráficas de posición (X,Y,Z) y dirección (Rx, Ry) del centro de gravedad de la estructura base.

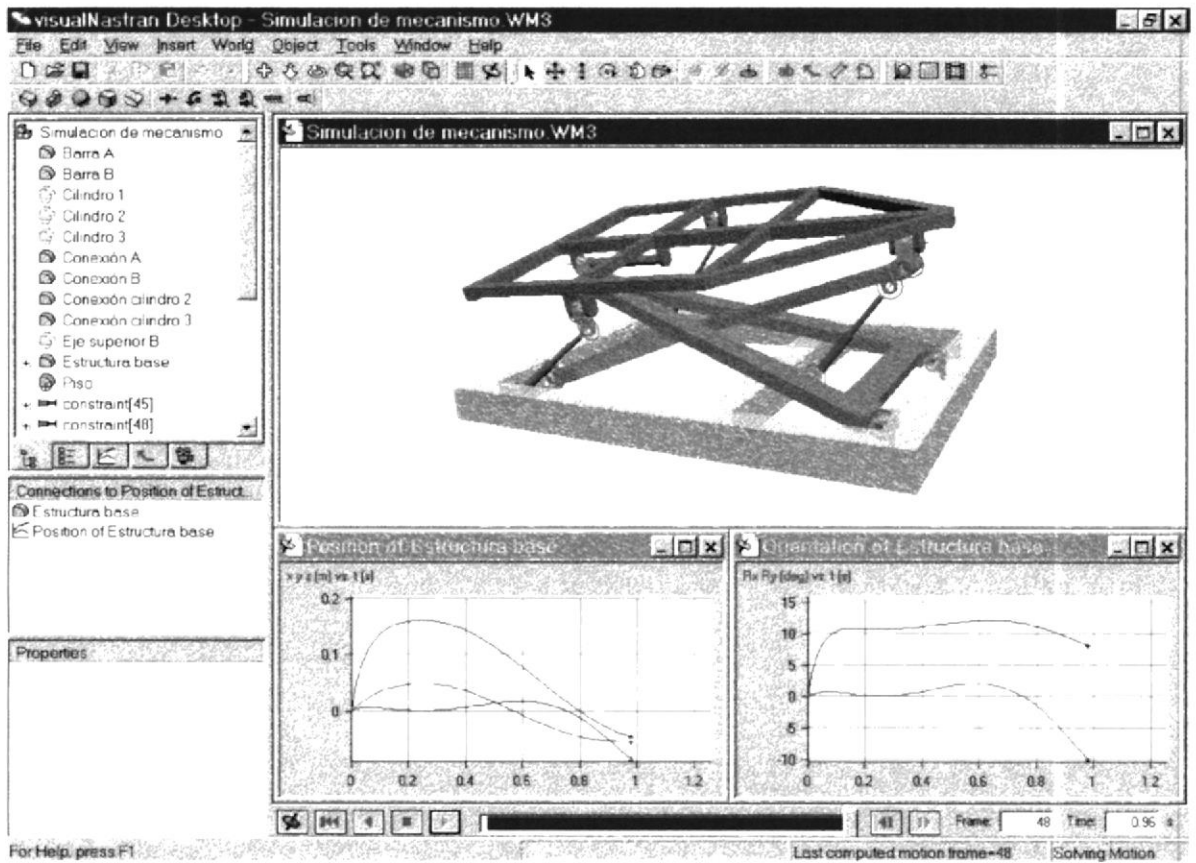


Figura F.2. Simulación de los movimientos del mecanismo

# TERMINOLOGÍA

**MONOPLANOS.** Los aviones que tienen un solo plano o ala.

**SEMIMONOCOQUE** es liviano y fuerte porque consiste de una coraza, vigas transversales y cuerdas que comparten los esfuerzos y puede ser reparado fácilmente en caso de daño.

**CANTILEVER,** una viga frontal y una trasera reforzada internamente mediante elementos estructurales.

**FLAPS RANURADOS,** se encuentran montados sobre bisagras sencillas, con el borde de salida del ala simplemente pivota hacia abajo. Contiene una ranura entre el flap y el ala, permitiendo que el aire fluya desde la parte inferior de ésta a la superficie superior del flap.

**ÁNGULO DE LA PALA,** es el ángulo entre el plano de rotación y de la hélice y cuerda de la pala

**ÁNGULO DE INCIDENCIA,** es el ángulo entre la cuerda geométrica de un perfil alar y el eje longitudinal del avión.

**ALERONES,** Superficies de control móviles, situadas por lo general cerca del extremo del ala, que controlan el movimiento de balanceo de un avión. El piloto curva los alerones moviendo la palanca de mandos hacia la izquierda o hacia la derecha. Los alerones se mueven simultáneamente en direcciones opuestas. La palabra de origen latino y significa "ala pequeña".

**ALTITUD CRÍTICA**, La altitud máxima a la cual la máquina produce el torque o la potencia nominal que al nivel del mar.

**ALTITUD DE DENSIDAD**, es una altitud de presión corregida por temperatura.

**CENTRO AERODINÁMICO**, el momento de las fuerzas del aire se especifican con respecto al centro aerodinámico (a.c.). Este punto se encuentra aproximadamente en la cuarta parte de la cuerda hacia atrás del borde de ataque del perfil. Es el punto con respecto al cual el momento de las fuerzas de aire permanece constante cuando se cambia el ángulo de ataque. Los coeficientes de momento son constantes.

**CENTRO DE PRESIÓN**, es el punto de la cuerda de de una sección alar intercepta la línea de acción de la resultante de las fuerzas aerodinámicas y alrededor de la cual hay un balance de presiones.

**CUERDA AERODINÁMICA MEDIA**, trazada por el baricentro de la planta alar.

**CUERDA DE PUNTA**, medida en la punta Centro de presión.

**CUERDA DE RAIZ**, es la cuerda en la línea de crujía del ala. Cr

**ENVERGADURA ALAR**, medida de una punta a otra

**ENTRADA EN PÉRDIDA**, pérdida repentina de la sustentación provocada por una interrupción del flujo uniforme normal del aire sobre la superficie superior del ala.

PERFIL DE ALA, un dispositivo que interactúa con una corriente de aire para generar sustentación o empuje y tracción.

RAZÓN DE ASPECTO, la razón de la envergadura al cuadrado sobre el área total de la superficie alar.

RAZÓN DE PLANEEO, la relación de la distancia horizontal y viajada para la distancia vertical descendida en un planeo.

TECHO ABSOLUTO, máxima altura sobre el nivel del mar a una atmósfera estándar en la cual un avión bajo condiciones específicas de operación puede mantener vuelo horizontal

TECHO DE SERVICIO, Se define como la altura que produce una razón de ascenso de 100 pies/min.

VUELO COORDINADO, vuelo en el que las fuerzas horizontales y verticales que actúan sobre el avión están en equilibrio, en especial durante los virajes.

## REFERENCIAS

- 1 ARMADA DEL ECUADOR, AVIACIÓN NAVAL, **Manual de Aerodinámica T-34 C-1.**
- 2 ARMADA DEL ECUADOR, AVIACIÓN NAVAL , **Aerodinámica y Sistemas de FTI T-34C-1, PARTE 1:** Aircraft systems familiarization workbook. NAVAL AIR TRAINING COMMAND. Texas. 1991 , **PARTE 2:** Aerodynamics of the T-34C. NAVAL AIR TRAINING COMMAND. Texas. 1989
- 3 ARMADA DE LOS ESTADOS UNIDOS, **NATOPS FLIGHT MANUAL NAVY Model T-34C Aircraft**, Philadelphia, 1984
- 4 AUTODESK, INC. **AutoCAD Release 14**, 1997
- 5 AVALLONE EUGENE A., BAUMEISTER Theodore III, **Manual del Ingeniero Mecánico MARKS**, Mc Graw Hill , 9ª. Edición, México , Tomo 2, Sección 11.6, 1995
- 6 BLACKLOCK JOHN H. **Automatic Control of Aircraft and Missiles.** John Wiley & Sons, Inc. Segunda Edición. New York. Estados Unidos, 1991

- 7 BERTIN JOHN J., SMITH MICHAEL L., **Aerodynamics for Engineers**, Prentice Hall, Englewood Cliffs New Jersey, 1979
- 8 BURTON PAUL, **Kinematics and Dynamics of Planar Machinery**, Prentice-Hall, Englewood Cliffs New Jersey, ,1979
- 9 CADRE Lite. **Finite Element Structural Analysis, CADRE Analytic**, Versión 1.3.2., Seattle, Washington, 1999-2000, <http://www.cadrealanalytic.com>
- 10 CRAWFORD DONALD R., **Airplane Design**, Crawford Aviation, Serie del primer artículo impreso en KITPLANES Magazine, Torrance, CA
- 11 DÜRR ALFREDO, WACHTER OTTO, **Hidráulica aplicada a las máquinas, herramientas**, Editorial Blume, Primera edición, Barcelona, España, 1975
- 12 **ENGINEERING E COM**, <http://engineeringe.com>
- 13 GALERÍA DE FOTOS T-34C  
[http://www.brandonbaker.com/About\\_Brandon.htm](http://www.brandonbaker.com/About_Brandon.htm),  
[http://www.bluejacket.com/usn\\_aircraft\\_training.htm](http://www.bluejacket.com/usn_aircraft_training.htm)
- 14 HANLEY INNOVATIONS, **Visual Foil, DEMO**, Versión 3.0, <http://www.hanleyinnovations.com/wingsections.html>
- 15 HEMKE PAUL E., **Elementary applied AERODYNAMICS**, Editorial Prentice-Hall, Aeronautical Engineering Series, New York, 1946

- 16 HURT H. H., Jr., **Aerodynamics for Naval Aviators**, University of Southern California, U.S. Navy, 1960
- 17 IPAC, **Folleto de planchas, tubos y perfiles**, Guayaquil, Km. 10 ½ Vía Daule, 1998
- 18 **Introducción al vuelo por instrumentos**,  
<http://www.cybercol.com/fs/escuela>
- 19 JIMENEZ DE CISNEROS LUIS MA., Dr. Ing., **Manual de Oleohidráulica**, Editorial Blume, Segunda edición, Barcelona-España, 1975
- 20 KATZ HYMAN H., **Aircraft Drafting**, The Macmillan Company , New York , 1958 , Pag. 28
- 21 KRICK EDWARD V., **Introducción a la Ingeniería y al Diseño en la Ingeniería**, Limusa. Noriega Editores, Tercera Edición, México, 1994.
- 22 LARBURU ARRIZABALAGA NICOLAS, **Máquinas Prontuario**. Técnicas Máquinas Herramientas, Editorial Paraninfo, Séptima edición, 1995
- 23 Mc RUER DUANE, ASHKENAS Irving, GRAHAM Dunstan, **Aircraft Dynamics and Automatic Control**, Princeton University Press, Princeton, New Jersey, 1973

- 24 Microsoft Corporation, **COREL DRAW** , 1993
- 25 Microsoft Corporation, **ENCICLOPEDIA MICROSOFT**, Encarta 97, 1993-1996, <http://www.encarta.es.msn.com>
- 26 Microsoft Corporation, **FLIGHT SIMULATOR 98**, 1998, <http://www.microsoft.com.game.fsim>
- 27 MSC Working Knowledge, Engineer E com, **MOTION. VISUAL NASTRAN DESKTOP 4D**, Versión 6.2, <http://www.workingmodel.com>,1996-2000
- 28 PINCHES MICHAEL J., ASHBY JOHN G., **Power Hydraulics**, Editorial Prentice Hall, Englewood Cliffs. – USA, 1989
- 29 RICHARD KOLK W., **Modern Flight Dynamics**, Editorial Prentice-Hall, Space Technology Series, Englewood Cliffs. – USA, 1961
- 30 RIVERA Porto Eduardo Dr., **Aprendizaje asistido por computadora**, <http://msip.lce.org/erporto/libros/edu2/edu2.htm>
- 31 ROHRS CHARLES E. , MELSA JAMES L. , SCHULTZ DONALD G. , **Sistemas de Control Lineal**, Mc Graw Hill Interoamericana de México S.A. de C. V. , 1890
- 32 SINGER FERDINAND L., PYTEL ANDREW, **Resistencia de Materiales**, Editorial HARLA, Tercera Edición, México , 1982

33 The MathWorks, Inc., **MATLAB**, **SIMULINK**-Versión 2.0, Versión Student Edition, Versión 5.0, Diciembre de 1996

34 **WONDERWARE** . **FACTORY**, **INTOUCH** **7.1**,  
<http://www.wonderware.com>