

UNIVERSIDAD NACIONAL DE INGENIERIA
FACULTAD DE CIENCIAS
SECCION DE POST-GRADO Y 2da. ESPECIALIZACIÓN
PROFESIONAL



TESIS PARA OPTAR EL GRADO DE MAESTRO EN CIENCIAS

MENCION INGENIERIA AERONAUTICA
(VEHICULOS NO TRIPULADOS)

TITULADA

“CALCULO DE LA BALISTICA DE LOS CUERPOS DE
REVOLUCION EN SUS TRAYECTORIAS”

PRESENTADO POR:

MAY. FAP LUIS ALBERTO CASTELLANOS FERNANDEZ

LIMA-PERU

2001

CALCULO DE LA BALISTICA DE LOS CUERPOS DE REVOLUCION EN SUS TRAYECTORIAS

ANTECEDENTES

ANOTACION

SIMBOLOGIA

1 DEFINICION DEL PROBLEMA

1.1 Selección del problema

1.2 Importancia de la investigación

1.3 Justificación de la investigación

1.4 Objetivos

1.4.1 Objetivo General

1.4.2 Objetivos Específicos

2 GENERALIDADES DE AERODINÁMICA

2.1 Estructura de la Aerodinámica

2.2 Fluidos

2.2.1 Densidad y compresibilidad

2.2.2. Temperatura

2.2.3. Presión

2.3 Ecuación de los Gases Perfectos

2.4 Transferencias Adiabáticas

2.5 Relaciones de Calores Específicos

2.6 Ecuaciones de la Fluido Estática

2.7 Velocidad del Sonido en el aire

2.8 Atmósfera Tipo Estándar

2.9 Numero de Mach

2.10 Teorema de Bernoulli

2.11 Ecuación de Bernoulli para Fluidos Incompresibles

2.12 Medida de Velocidad

2.13 Resumen de Velocidades

2.14 Viscosidad

4 SOFTWARE DE PARÁMETROS DE TRAYECTORIA DE UN CUERPO DE REVOLUCIÓN

- 4.1 Métodos sobre la obtención de los datos Geométricos del Arma.
 - 4.1.1 Método Fotogramétrico y Restitución Gráfica
 - 4.1.2 Método de Proyección
 - 4.1.3 Método de Medición Directa
- 4.2 Datos Geométricos del Arma.
 - 4.2.1 Definición
 - 4.2.2 Principales Datos Geométricos
- 4.3 Determinación de las Superficies Mojadas
 - 4.3.1 Calculo
- 4.4 Coeficiente de Resistencia o Arrastre
 - 4.4.1 Generalidades.
 - 4.4.2 Datos experimentales sobre la aerodinámica de los cuerpos de revolución en velocidades cercanas al sonido.
 - 4.4.3 Influencia de los Cuerpos de Revolución.
 - 4.4.4 Definición del Coeficiente de Resistencia.
 - 4.4.4.1 Coeficiente de Fricción
 - 4.4.5 Distribución de Presión para Perfil Simétrico.
 - 4.4.6 Coeficiente de Presión.
 - 4.4.6.1 Coeficiente de Presión de Nariz (Cpn).
 - 4.4.6.2 Coeficiente de Presión de cola.
 - 4.4.6.3 Coeficiente de Presión de base.
 - 4.4.6.4 Coeficiente de Corte.
 - 4.4.6.5 Coeficiente de Presión.
- 4.5 Datos balísticos sobre el computador LW-33A
 - 4.5.1 Generalidades
 - 4.5.2 Definición de los Parámetros de Computador I.W-33A
 - 4.5.3 Curvas de Referencia
 - 4.5.3.1 Curvas de Referencia usadas por el Computador LW-33A.
 - 4.5.4 Determinación de los Parámetros de Traslación.
 - 4.5.5 Definición de Zonas y Pesos.

- 4.5.6 Traslación por la Computadora.
- 4.6 Ingreso de datos de balística en el Computador LW-33A
 - 4.6.1 Generalidades
 - 4.6.2 Envolverte y Velocidad de Eyección
- 4.7 Resumen Grafico del Programa

5 METODOLOGIA Y CONFECCION DE TABLAS DE LANZAMIENTO

- 5.1 Metodología de Homologación
- 5.2 Selección de parámetros
- 5.3 Desarrollo del Software balístico.
- 5.4 Características del Bombardeo Aéreo
 - 5.4.1 Bombardeo Aéreo.
 - 5.4.2 Condiciones Standard de la Tabla de bombardeo.
- 5.5 Método Experimental
- 5.6 Estudio de la Trayectoria
 - 5.6.1 Efecto del movimiento del avión sobre la caída de la bomba.
- 5.7 Elementos del Sistema de la Trayectoria
- 5.8 Elementos de la Trayectoria
- 5.9 Elementos de Impacto
- 5.10 Depresión de Mira
- 5.11 Tablas de Lanzamiento

6 CONCLUSIONES

BIBLIOGRAFÍA

ANTECEDENTES

En consideración a los adelantos tecnológicos alcanzados en el campo aeronáutico, la FAP en el año 1981 mediante el Contrato Ampliación MARTILLO X "PROYECTO FÉNIX" modernizó sus aeronaves de combate MIRAGE M5P4 adquiridos en el año de 1968, dotándolos entre otros sistemas con modernos Sistemas de Navegación y Ataque SNA-LITTON LW-33A computarizado, capaz de Resolver o Procesar Trayectorias Balísticas, para predecir el alcance y tiempo de caída de las armas (bombas, cohetes, misiles).

Dicho sistema desde su concepción, fue restringido por la sociedad AMD/BA (Francia) para el empleo solamente de el armamento Francés (Mirage M5P4), y cualquier homologación o certificación debería ser realizado por el fabricante, lo que implicaba tener una seria limitación y dependencia absoluta del fabricante, el cual, para realizar cualquier Homologación o Certificación de Armamento (munición, bombas, cohetes, misiles) cobraba US 1,000,000 de dólares americanos.

ANOTACION

Esto motivó la necesidad de analizar y desarrollar modelos matemáticos y programas propios para modificar y ampliar la capacidad operacional del SOFTWARE del computador LW-33A, el cual luego de un análisis exhaustivo se pudo desarrollar el presente trabajo que ha permitido desarrollar una Metodología y el Software de Trayectorias balísticas de armamentos de distintas procedencias y que ha permitido la Homologación o Certificación de distintos armamentos, en las aeronaves de los distintos países con las cuales cuenta la Fuerza Aérea.

El presente trabajo esta dedicado a encontrar la una solución técnica, para eliminar la dependencia tecnológica del fabricante, en cuanto a poder realizar una Homologación o Certificación de un Arma de cualquier procedencia, en cualquier tipo de aeronave.

Para esto se necesita trabajar con un Software capaz de procesar Trayectorias balísticas y poder realizar una Metodología para efectuar una Homologación o Certificación de un Arma en cualquier Tipo de Aeronave.

Para resolver este problema planteado, se ha desarrollado los siguientes capítulos.

En el 1er capítulo se define el problema y los objetivos que se pretenden en este trabajo.

En el 2do capítulo se da una Nociones generales de Aerodinámica, que nos permitan tener conceptos adecuados en el campo de las Fuerzas en los Fluidos.

En el 3er capítulo se habla de la Dinámica de Vuelo de un vehículo durante su trayectoria, así como se hace un análisis del Método Numérico utilizado.

En el 4to capítulo se habla sobre el desarrollo y trabajo del Software balístico para el cálculo de trayectorias.

En el 5to capítulo se detalla los procesos Metodológicos para el desarrollo de Homologaciones, así como se aplica el Software para el cálculo y la confección de Tablas de Lanzamiento.

Asimismo se presentan Conclusiones obtenidas del presente trabajo.

SIMBOLOGIA

ρ = Densidad

P = Presión

R = Constante Universal de los Gases Perfectos

V = Volumen

T = Temperatura .

m = Masa total de gas que ocupa el Volumen V.

M = Peso de cada mol (molécula – gramo) o peso molecular.

n = Numero de moles que existe en la mas m.

γ = Constante adiabática del gas 1.4

Cv = Calor especifico a Volumen constante

Cp = Calor especifico a Presión constante

C = Velocidad del Sonido

M = Numero de MACH

μ = Coeficiente de Viscosidad

RN = Numero de Reynolds.

δ = Espesor de la capa de limite

Ca = Coeficiente de Arrastre.

Cs = Coeficiente de Sustentación.

NACA =National Advisor Comité for Aeronautics.

Xa, Ya, Za = Ejes ligados a la Trayectoria.

X, Y, Z = Ejes ligados al Vehículo.

Xa, Ya, Za = Resistencia al Avance, Sustentación y Lateral)

MXa, MYa, MZa = Balanceo, Guiñado y Cabeceo.

Cp = Centro de Presión

Cm = Centro de Masa

Xf = Foco Aerodinámico

ϑ = Angulo de cabeceo

γ = Angulo de rolido

φ = Angulo de guiñada

θ = Angulo de inclinación trayectoria

α = Angulo de Ataque (ángulo entre el eje longitudinal del vehículo y la proyección de la velocidad sobre el plano de simetría)

V = Velocidad de Vuelo.

Y = Fuerza de Sustentación

X = Fuerza de Arrastre Aerodinámico

G = Peso o fuerza de gravedad

Jz = Momento de Inercia

Mz = Momento de Cabeceo

Uy = Componente de la velocidad del viento en la dirección Normal

Ux = Componente de la velocidad del viento en la dirección Tangencial.

VoL= Velocidad Inicial de Lanzamiento

S = Superficie

Cf = Coeficiente de Fricción

Cp = Coeficiente de Presión.

Lc = Longitud del cuerpo.

Dc = Diámetro mayor del cuerpo.

Cpn = Coeficiente de Presión de Nariz

Cpc = Coeficiente de Presión de Cola

Cb = Coeficiente de Presión de Base

Cc = Coeficiente de Corte

IREF = Tipo de la curva de referencia

CFORM = Factor de escala o alargamiento total, multiplica el valor de la función.

DM = Traslación horizontal, traslada la función en el eje x. (Numero de MACH)

DKG = Traslación vertical, traslada la función en el eje y. (Coeficiente de Arrastre)

E = Error

D = Alcance horizontal o Bomb Range

H = Altura de lanzamiento.

DM = Depresión de mira, en mils (mili radianes).

A = Punto de Origen

C = Punto de Llegada

B = Punto de Impacto

AECO = Plano de Tiro

AC = Línea de Tiro (Slant Range)

CAPITULO I

DEFINICION DEL PROBLEMA

1.1 Selección del Problema

El Problema de la presente investigación consiste en la restricción actual que tiene las Aeronaves de Combate de la Fuerza Aérea del Perú, para poder realizar Operaciones de Bombardeo con Material de Guerra en apoyo táctico y estratégico, al no tener todas las aeronaves, Homologados o Certificados todos los Armamentos que dispone la FAP, para realizar cualquier Tipo de Bombardeo, en dependencia de la naturaleza del terreno y de las condiciones de D.A. ENO.

Esto hace evidente la necesidad de ejecutar la adaptación (Homologación y Certificación), del Material de Guerra existente en los arsenales de la FAP, a fin de permitir Operaciones de Bombardeo tácticas y estratégicas, tanto en tiempo de paz como en el caso de guerra.

1.2. Importancia de la investigación

La presente investigación pretende otorgar una mayor capacidad combativa a las Aeronaves de la FAP, con el armamento que se deseen utilizar y en cualquier condición de Bombardeo, con el logro de este propósito se permitirá el uso más efectivo de los Aviones FAP con Mira de Bombardeo Manual, para las condiciones actuales de lucha contra el narcotráfico, subversión y en caso de Guerra Externa.

1.3 Justificación de la Investigación

Este trabajo permitirá un desarrollo de una Metodología, utilizando el Software balístico y la experiencia en el conocimiento de las Armas, que permitirán en el futuro, el desarrollo de trabajos similares de Homologación, Certificación o Adaptación en cualquier aeronave de la FAP por personal de la Institución.

1.4 Objetivos

1.4.1 Objetivo General

El Objetivo de la presente es principalmente desarrollar un software, tener una metodología y ejecutar una Homologación, Certificación y Adaptación del Material de Guerra existente en la FAP, para proporcionar capacidad de Bombardeo de las aeronaves FAP.

Esto se llevara a cabo desarrollando un análisis detallado de los aspectos que implica el lanzamiento de bombas desde una Aeronave de Combate, y ejecutando las Pruebas correspondientes para garantizar la efectividad y seguridad las operaciones.

1.4.2. Objetivos Especificos

Para alcanzar los objetivos deseados se deberá cumplir los siguientes objetivos específicos:

1. Analizar y determinar las condiciones necesarias para ejecutar el bombardeo.
2. Analizar y determinar los componentes involucrados en la adaptación.
3. Determinar las medidas de seguridad a tener en cuenta.
4. Desarrollar los Softwares relacionados a la Aerodinámica y a la Dinámica de vuelo.
5. Determinar las Tablas de bombardeo preliminares.
6. Planificar y determinar las pruebas necesarias.
7. Obtener las Tablas definitivas.

CAPITULO II GENERALIDADES DE AERODINÁMICA

2.1 La Estructura de la Aerodinámica.

La Aerodinámica moderna es una Ciencia que tiene muchos ramos y orientaciones, por que investiga fenómenos y objetos muy diferentes. A pesar que hoy en día existen los ordenadores eficaces y los equipos experimentales únicos, todavía no existe ningún método universal por medio del cual sea posible solucionar todos los problemas de la práctica.

Por esto para cada grupo de fenómenos semejantes (movimientos, flujos y objetos), fueron elaboradas sus propias metodologías de investigación, en las cuales fueron puestas algunas admisiones que permitieron esquematizar (simplificar) los fenómenos para resolverlos.

Todos los métodos de Investigación están en conexiones lógicas y ninguno de ellos tiene preferencia sobre los otros, hoy en día se ha formado algo semejante a un equilibrio entre teoría, experimento y calculo en computadores, igual que entre los diferentes modos de tratamiento de flujo.

Un experimento bien preparado es a veces la mejor manera de analizar un problema concreto para obtener los datos cuantitativos. Pero los métodos experimentales son mucho mas caros y menos accesibles que los métodos numéricos, y en algunos casos de movimiento no pueden describir adecuadamente los flujos alrededor de los objetos naturales, por falta de los tamaños de los equipos e imposibilidad reproducir todos los detalles del movimiento.

Por otro lado, es bien difícil resolver en computadores las ecuaciones generales del Flujo

real (por ejemplo, las ecuaciones de Navier-Stokes) alrededor del cuerpo de forma irregular, sin embargo muchos problemas de práctica se admiten esquematizar el flujo y/o el cuerpo, y usar aquel método de calculo lo cual corresponde al fenómeno.

Por ejemplo, para un flujo de alto Re ($Re > 10^6$) que corre con una velocidad baja ($V \approx 200 \text{ km/h}$) alrededor de un perfil delgado de bajo ángulo de ataque, se usa los siguientes modelos:

- Flujo no viscoso, Irrotacional e Incompresible fuera de la Capa limite y Estela, donde son validas las ecuaciones de Bernoulli y Laplace.
- Flujo Incompresible, viscoso dentro de la Capa limite y Estela, donde son validos los Ecuaciones de Reynolds.

Por eso es admisible primero resolver el esquema del Flujo Exterior, satisfaciendo las condiciones fronteras directamente en el perfil y desdeñando la influencia de la Capa limite al flujo, para definir la sustentación del perfil, y después hacer el calculo de la Capa limite para obtener el valor del arrastre, para eso es necesario recordar algunos criterios de aerodinámica.

2.2 Fluidos

La materia existe en tres formas o estados diferentes: sólido, liquido y gaseoso, según la magnitud de los lazos de unión entre las moléculas, van desde una unión muy fuerte en los **SÓLIDOS**, que hacen que tengan un volumen definido, hasta una unión tan débil en los **GASES** que hace que su volumen sea indefinido, aunque llenado siempre el recinto que los contiene.

Dentro del estado gaseoso existe una forma que suele considerar ya como un estado independiente de la materia y se conoce con el nombre de **PLASMA**, en este caso los

átomos del gas, están ionizados, (han perdido electrones y por tanto están eléctricamente con carga positiva, los electrones separados de los átomos permanecen libres).

Podríamos definir un **FLUIDO** como una materia capaz de fluir y abarca los conceptos de **liquido y gas**. En el caso del liquido encuentra su propio nivel, mientras que en el gaseoso llena el recinto que lo contiene.

Los tres parámetros que definen el estado de un fluido son:

- Densidad
- Presión y
- Temperatura.

2.2.1 Densidad y Compresibilidad

Definiremos la densidad ρ como la masa por unidad de volumen

$\rho = \text{Masa} / \text{Volumen}$

$$\rho = \frac{m}{V} \quad (2.1)$$

En un fluido la densidad puede variar de un punto a otro, luego realmente deberíamos de hablar de la densidad de un recinto de volumen muy pequeño.

Dentro de los fluidos, hay algunos en la que la **densidad** puede **variar** mucho y se les llama **COMPRESIBLES** y los otros en los que la **densidad** permanece prácticamente **constante** y se les llama **INCOMPRESIBLES**.

Por ejemplo consideremos una masa de Agua encerrada en un cilindro, al cual se ajusta herméticamente un embolo; la experiencia nos demuestra que el embolo apenas se

desplazara aunque la fuerza que se aplique sea muy grande:

El AGUA es un fluido **Incompresible**; Si hiciéramos el mismo experimento con aire encontraríamos que el embolo se desplazaría bastante; como la masa de aire es la misma, y el volumen ha variado, la densidad habrá sufrido un cambio considerable.

El AIRE es un fluido muy **Compresible**; A pesar de ser muy compresible se conoce alguna aplicación del aire comprimido en el fenómeno del vuelo, esta Compresibilidad se manifiesta a partir de ciertas velocidades o mejor dicho el grado de compresibilidad del aire depende del valor de un Numero llamado de MACH.

Si consideramos, un cilindro, con una columna de aire vertical desde el suelo, la fuerza sobre el pistón sería el peso del aire que tiene encima, cuanto mas alto consideremos que esta este pistón ficticio menos aire habrá encima, y por tanto menor será la densidad, y cuanto mas nos acerquemos al suelo mayor será la densidad.

2.2.2 Temperatura

Las moléculas de los gases tiene continuamente un movimiento al azar, de amplitud tanto mayor como cuanto menor sea la presión. Cuando hablamos de amplitud nos referimos a la distancia libre recorrida antes de chocar una molécula contra otra o contra las paredes del recipiente que lo contiene.

A causa de este movimiento, las moléculas tiene una energía cinética, la manifestación de esta energía interna es la Temperatura.

En fisica se suelen utilizar los Grados Absolutos Kelvin ($^{\circ}\text{K}$), la relación con los grados centígrados ($^{\circ}\text{C}$) es:

$$T = t - 273 \quad (2.2)$$

Donde:

T = Temperatura medida en grados Kelvin

t = Temperatura medida en grados centígrados

2.2.3 Presión

Si consideramos un cuerpo sumergido en un gas, el movimiento de las moléculas del gas originara una presión al chocar contra la superficie. Realmente lo que experimentara una superficie de área S será una fuerza F normal, en la que no podrán distinguirse los impactos individuales definiéndose la presión P como:

Presión = Fuerza / área

$$P = \frac{F}{A} \quad (2.3)$$

Si fuéramos reduciendo el volumen del cuerpo sumergido en el fluido, cualquier elemento de superficie se vería sometido al mismo valor de la presión, es decir, se trata de un valor que depende solo del punto considerado (centro del cuerpo sumergido, punto a donde llegaríamos al reducir a cero el volumen del cuerpo)

Este tipo de presión ligada al punto se denomina: **Presión Estática**

2.3 Ecuación de los Gases Perfectos

Consideramos una masa gaseosa determinada, que ocupa un volumen V, ejerciendo una Presión P sobre las paredes del recipiente que lo contiene y a una temperatura de T °C

La ecuación de los gases perfectos establece que:

$$\frac{PV}{T} = nR \quad (2.4)$$

En donde n es el numero de moles (moléculas gramo) de la masa gaseosa considerada, y R es la constante universal de los gases perfectos

$$R = 8.31 * 10 (7) \text{ ergios / mol } ^\circ\text{K}$$

$$R = 0.08207 \text{ atmósfera . litro / mol } ^\circ\text{K}$$

En la ecuación anterior nos referimos a una masa gaseosa determinada que ocupa un volumen V, se comprende que en el estudio de masas gaseosas grandes (atmósfera), esta ecuación no es la mas útil, debido precisamente al valor del volumen V, para aplicarla habría que considerar un volumen aislado de dicha masa, por ello es mas conveniente poner la ecuación en función de Presión (P), Densidad (ρ), y Temperatura (T), en vez de Presión (P), Volumen (V), y Temperatura (T).

Sean:

m = la masa total de gas que ocupa el Volumen V.

M = El peso de cada mol (molécula - gramo) o peso molecular.

n = El numero de moles que existe en la mas m.

$$\text{Si: } n = \frac{m}{M}$$

$$\frac{PV}{T} = \frac{m}{M}$$

$$\text{Si } \rho = \frac{m}{V}$$

Entonces

$$\frac{P}{\rho \cdot T} = R \quad \text{o} \quad \frac{P}{\rho} = RT \quad (2.5)$$

Donde los valores de M y R" referidos al aire son:

$$M = 28.966 \text{ g / mol.}$$

$$R'' = 2.87 \times 10^{-6} \text{ ergios / g } ^\circ\text{K}$$

2.4 Transformaciones Adiabáticas

Si una masa gaseosa sufre una transformación de forma que la cantidad de calor que tiene, permanece invariable, es decir, no absorbe, ni cede calor del medio que lo rodea, entonces la Transformación se denomina Adiabática

Se demuestra que una transformación de este tipo se verifica:

$$P \cdot V^\gamma = cte \quad (2.6)$$

$$P_1 V_1^\gamma = P_2 V_2^\gamma$$

En donde γ es una constante que depende únicamente del gas y se denomina coeficiente adiabático, representando el cociente entre Calor Especifico del gas a Presión constante y el Calor Especifico del gas a Volumen constante.

Para el aire el valor de γ es de aproximadamente de 1.4

Este tipo de transformaciones se presenta muy frecuentemente, cuando las transformaciones son muy rápidas, y no hay tiempo par que exista intercambio de calor.

2.5 Relación entre los Calores Específicos y la Constante Universal de los Gases Perfectos.

El Calor Específico de un cuerpo es la cantidad de calor necesaria para elevar un grado la temperatura de la unidad de masa.

En un gas existen dos formas de llevar a cabo la operación de elevar la temperatura: manteniendo la Presión constante o manteniendo la Temperatura constante.

Para el aire seco:

$$C_v = 718 \text{ julios / Kg. } ^\circ\text{K} = 172.3 \text{ calorías / Kg. } ^\circ\text{K} \quad (2.7)$$

$$C_p = 1005 \text{ julios / Kg. } ^\circ\text{K} = 241.2 \text{ calorías / Kg. } ^\circ\text{K}$$

Recordemos que 1 Julio = 0.24 calorías

La relación entre ambos Calores Específicos tiene un valor constante, e igual a la constante adiabática γ .

2.6 Ecuación Fundamental de la Fluido Estática

Consideremos dentro de un fluido en reposo, por ejemplo la atmósfera, un disco aislado mentalmente. Como el fluido está en reposo la suma de todas las fuerzas que originan la presión debe ser nula.

Entonces:

$$dp = -\rho g dh \quad (2.8)$$

el signo negativo indica que la presión disminuye conforme aumenta la altitud.

2.7 Velocidad del Sonido en el aire

Consideramos el sonido como cualquier tipo de variación de la presión del aire. Estas variaciones de presión actúan sobre el órgano auditivo humano, transformándose en sensaciones que van al cerebro.

La variación de la Presión en un lugar determinado de la atmósfera, producida por un cuerpo que se mueve en la masa de aire haciendo variar el campo de presiones, por variaciones de presión, se propagan desde el punto en donde tienen lugar, en todas las direcciones, con una velocidad determinada, amortiguándose su intensidad a medida que crece la distancia al punto origen de la perturbación sonora.

La velocidad con que se propagan estas variaciones de presión en el aire se denomina velocidad del sonido.

La velocidad del sonido disminuirá con la altitud.

$$C = \sqrt{\gamma R T} \quad (2.9)$$

$$C = 20.1 \sqrt{T}$$

2.8 Atmósfera Tipo Estándar

Con el fin de tener un criterio común de comparación de diferentes aviones, o bien de dar las actuaciones de uno de ellos par cada altitud, como las condiciones atmosféricas, Presión, Densidad y Temperatura son variables, se ha definido la Atmósfera Tipo Internacional (I.S.A) por O.A.C.I. en la que a nivel del mar, la Temperatura es 15 °C y la Presión de 760 mm. de mercurio (1.013) milibares.

La Temperatura de esta atmósfera tipo disminuye en 6.5 °C por cada Km. de altitud, o lo

que es igual $1.98\text{ }^{\circ}\text{C}$ por cada 1,000 pies, hasta una latitud de 11 Km. (36,090 pies), a partir de la cual se considera constante con un valor de $-56.5\text{ }^{\circ}\text{C}$.

La Temperatura tiene la siguiente ley en función de la altitud, y que matemáticamente se expresa de la siguiente manera.

$$T = 288 - 0.00065 h \quad (\text{h en metros}) \quad \text{para } h < 11,000 \text{ metros} \quad (2.10)$$

$$T = 216.5\text{ }^{\circ}\text{K} \quad \sim \quad -56.5\text{ }^{\circ}\text{C} \quad \text{para } h > 11,000 \text{ metros}$$

La expresión de la presión en función de la altitud se halla por medio de las ecuaciones de la fluidostática y de los gases perfectos:

2.9 Numero de Mach

En los aviones que vuelan a grandes velocidades, los fenómenos de Compresibilidad del aire tienen gran importancia, es interesante expresar la velocidad en función del Numero de MACH, ya que este sirve para evaluar si los fenómenos debidos al cambio de densidad del aire (compresibilidad), tienen o no mucha importancia, es decir, si son despreciables.

En los fenómenos del Vuelo se puede considerar, sin gran error, que el AIRE es Incompresible para MACH inferiores a 0.5 e incluso a 0.6.

Se define el Numero de MACH por la siguiente ecuación:

$$M = \frac{V}{C} \quad (2.11)$$

Siendo

V = Velocidad de la corriente libre de aire (Velocidad verdadera del avión TAS)

C = Velocidad del sonido.

ATMOSFERA TIPO INTERNACIONAL (I.S.A.)

Altitud (m)	Temp. (°C)	Presión (mm Hg)	ρ	ρ_0	σ	σ_0	Variación (m/s)
0	15.0	760.0	1.225	1.225	1.000	1.000	0.000
1000	14.0	753.0	1.220	1.220	0.994	0.994	-0.006
2000	13.0	746.0	1.215	1.215	0.988	0.988	-0.012
3000	12.0	739.0	1.210	1.210	0.982	0.982	-0.018
4000	11.0	732.0	1.205	1.205	0.976	0.976	-0.024
5000	10.0	725.0	1.200	1.200	0.970	0.970	-0.030
6000	9.0	718.0	1.195	1.195	0.964	0.964	-0.036
7000	8.0	711.0	1.190	1.190	0.958	0.958	-0.042
8000	7.0	704.0	1.185	1.185	0.952	0.952	-0.048
9000	6.0	697.0	1.180	1.180	0.946	0.946	-0.054
10000	5.0	690.0	1.175	1.175	0.940	0.940	-0.060
11000	4.0	683.0	1.170	1.170	0.934	0.934	-0.066
12000	3.0	676.0	1.165	1.165	0.928	0.928	-0.072
13000	2.0	669.0	1.160	1.160	0.922	0.922	-0.078
14000	1.0	662.0	1.155	1.155	0.916	0.916	-0.084
15000	0.0	655.0	1.150	1.150	0.910	0.910	-0.090
16000	-1.0	648.0	1.145	1.145	0.904	0.904	-0.096
17000	-2.0	641.0	1.140	1.140	0.898	0.898	-0.102
18000	-3.0	634.0	1.135	1.135	0.892	0.892	-0.108
19000	-4.0	627.0	1.130	1.130	0.886	0.886	-0.114
20000	-5.0	620.0	1.125	1.125	0.880	0.880	-0.120
21000	-6.0	613.0	1.120	1.120	0.874	0.874	-0.126
22000	-7.0	606.0	1.115	1.115	0.868	0.868	-0.132
23000	-8.0	599.0	1.110	1.110	0.862	0.862	-0.138
24000	-9.0	592.0	1.105	1.105	0.856	0.856	-0.144
25000	-10.0	585.0	1.100	1.100	0.850	0.850	-0.150
26000	-11.0	578.0	1.095	1.095	0.844	0.844	-0.156
27000	-12.0	571.0	1.090	1.090	0.838	0.838	-0.162
28000	-13.0	564.0	1.085	1.085	0.832	0.832	-0.168
29000	-14.0	557.0	1.080	1.080	0.826	0.826	-0.174
30000	-15.0	550.0	1.075	1.075	0.820	0.820	-0.180
31000	-16.0	543.0	1.070	1.070	0.814	0.814	-0.186
32000	-17.0	536.0	1.065	1.065	0.808	0.808	-0.192
33000	-18.0	529.0	1.060	1.060	0.802	0.802	-0.198
34000	-19.0	522.0	1.055	1.055	0.796	0.796	-0.204
35000	-20.0	515.0	1.050	1.050	0.790	0.790	-0.210
36000	-21.0	508.0	1.045	1.045	0.784	0.784	-0.216
37000	-22.0	501.0	1.040	1.040	0.778	0.778	-0.222
38000	-23.0	494.0	1.035	1.035	0.772	0.772	-0.228
39000	-24.0	487.0	1.030	1.030	0.766	0.766	-0.234
40000	-25.0	480.0	1.025	1.025	0.760	0.760	-0.240
41000	-26.0	473.0	1.020	1.020	0.754	0.754	-0.246
42000	-27.0	466.0	1.015	1.015	0.748	0.748	-0.252
43000	-28.0	459.0	1.010	1.010	0.742	0.742	-0.258
44000	-29.0	452.0	1.005	1.005	0.736	0.736	-0.264
45000	-30.0	445.0	1.000	1.000	0.730	0.730	-0.270

FIG. 1 CUADRO DE LA ATMOSFERA TIPO ESTANDAR

A una misma velocidad de vuelo, pueden corresponder diferentes valores de MACH, basta para ello que varíe la Temperatura volando por ejemplo a mayor altitud, como la temperatura disminuye, también disminuirá la velocidad del sonido, y por tanto el MACH será superior que a altitudes inferiores, para un mismo valor de la velocidad verdadera.

2.10 Teorema de Bernoulli

Consideremos un Fluido, comprensible o no, en movimiento, cada partícula tendrá una trayectoria determinada; si consideramos un tubo formado por esas trayectorias o líneas de corriente, y nos fijamos en lo que ocurre dentro del tubo podremos deducir el teorema de Bernoulli.

$$dp + \rho V \cdot dv = 0 \quad (2.12)$$

Esta es la expresión del teorema de Bernoulli en forma diferencial: en ella existen tres variables P, ρ y V.

2.11 Ecuación de Bernoulli para Fluido Incompresible

De las tres variables que existen la ecuación 2.12, al ser la densidad constante, se quedan reducidas a dos P y V, la ecuación diferencial es fácil de integrar resultando:

$$P + \frac{1}{2} \cdot \rho V^2 = cte \quad (2.13)$$

Que es la expresión mas conocida del teorema de Bernoulli, y será válida para un fluido en el que $P = Cte$. o bien para el aire a bajos número de Mach, aunque en este caso existirá un pequeño error.

Ella expresa que en un punto cualquiera de un fluido en movimiento la suma de la presión en ese punto mas la mitad del producto de la densidad por el cuadrado de la velocidad, es constante, esto es seria igual a la suma de esos mismos sumandos con los valores que existen en otro punto.

Si son P_1, V_1, ρ_1 , la presión, velocidad y densidad en el punto No 1 y P_2, V_2, ρ_2 en el punto No 2, etc. se verificara:

$$P_1 + \frac{1}{2} \rho_1 V_1^2 = P_2 + \frac{1}{2} \rho_2 V_2^2 = P_3 + \frac{1}{2} \rho_3 V_3^2 = cte \quad (2.14)$$

2.12 Medida de Velocidad

El estudio que vamos a efectuar de la medida de la velocidad no va a ser tratado rigurosamente.

La medida de la velocidad se efectúa con el tubo de Pitot.

En el cual la abertura A esta situada de forma que la corriente de aire libre incida sobre ella, la presión que ejerce el aire se comunica con la cámara de presión; las pequeñas aberturas B en el tubo que rodea al anterior hacen que la Presión Estática se comunique a la cámara estática.

Si tenemos un elemento capaz de medir la diferencia de Presiones ($P_t - P_s$), para una densidad determinada y la graduamos, tendremos un instrumento que medirá la Velocidad.

La densidad ρ dependerá de la altitud y la temperatura que estemos, por lo que se toma un valor fijo de la densidad para la calibración del anemómetro que es

$$\rho = 0.001225 \text{ gr/cm}^3$$

Cuando estemos pues a nivel del mar, y en una Atmósfera Tipo, la velocidad que nos indique el anemómetro, será la Verdadera, sino ocurre así, por ser una latitud diferente y la densidad varíe, esta velocidad se denominara Velocidad Equivalente (EAS).

2.13 Resumen de las Velocidades.

2.13.1 Velocidad Indicada (IAS).

Es la que se lee en el anemómetro, tal como esta instalado en el avión sin la corrección de los errores del sistema indicador, pero teniendo en cuenta la corrección por los efectos de compresibilidad de la corriente, suponiendo que la compresión sea adiabática (no absorbe, ni cede calor) y en una Atmósfera tipo al nivel del mar.

2.13.2 Velocidad Calibrada (CAS).

Es igual a la lectura del anemómetro, después de corregidos los errores de Posición e Instrumento.

2.13.3 Velocidad Equivalente (EAS).

Es igual a la lectura del anemómetro, después de corregidos los errores de Posición e Instrumento, y los efectos de la compresibilidad adiabática de la corriente a la altitud considerada (la EAS y la CAS son iguales en Atmósfera tipo y al nivel del mar).

2.13.4 Velocidad Verdadera. (TAS).

Es la velocidad de la aeronave con relación al aire.

$$TAS = EAS \sqrt{\rho}$$

2.13.5 Velocidad sobre el Suelo (GS) (Ground Speed).

Es la velocidad de desplazamiento del avión sobre el suelo, resultante de la velocidad verdadera y de la velocidad del viento.

2.14 Viscosidad.

Algunos de los fenómenos que tiene lugar en los perfiles aerodinámicos y en el avión en general, se producen por los efectos de viscosidad.

Imaginemos dos placas A y B, de superficie S cada una, la placa A esta en reposo y la B se mueve con una velocidad V, y supongamos que el espacio entre las dos placas esta ocupado por un fluido.

Experimentalmente se comprueba que la capa de fluido en contacto con la placa B, se comporta como si estuviera adherida a ella, moviéndose con la misma velocidad V que se mueve la placa.

La capa de liquido situada inmediatamente debajo de la anterior, no tiene la misma velocidad V, sino una ligeramente menor, debido a que existe un deslizamiento de una capa sobre otra.

La capa superior tiende a que la inferior se mueva con la misma velocidad que ella, pero a causa de la inercia que presenta la capa inferior, se produce ese deslizamiento de una sobre otra, dando lugar a unas fuerzas de rozamiento en sentido contrario al movimiento.

La capa de fluido en contacto con la capa A, permanecería en reposo. Una corriente de este tipo se denominaría LAMINAR.

Para que la placa B continuara con la velocidad V , sería necesario que se aplicara una Fuerza constante F con el fin de vencer las fuerza de rozamiento que se originan entre las capas de fluido, al deslizar unas sobre otras.

2.15 Coeficiente de Viscosidad.

Se define el coeficiente de viscosidad o viscosidad absoluta que denominaremos por la letra griega μ (mu), mediante la relación

$$F = \mu \cdot S \cdot \frac{dv}{dy} \quad (2.15)$$

Siendo "y" la separación entre las placas.

El significado físico del coeficiente de viscosidad es el del cociente entre la Fuerza y la Velocidad de deformación, su valor depende de la temperatura, aumentando cuando esta aumenta.

Como dentro de la aerodinámica aparecen involucrados frecuentemente los fenómenos de viscosidad y compresibilidad, se utiliza mas frecuentemente el **COEFICIENTE CINEMÁTICO DE VISCOSIDAD**, que designaremos por ν (nu), y que se define como el coeficiente de viscosidad absoluto dividido por ρ (densidad).

$$\nu = \mu / \rho \quad (2.16)$$

2.16 Capa Limite, Laminar y Turbulenta.

Supongamos ahora, que para mayor similitud con los fenómenos que nos interesan, tenemos una superficie que puede ser parte de una perfil alar, o cualquier otro elemento del avión , por ejemplo un fuselaje.

Suponiendo esta parte del perfil en reposo, y el aire en movimiento, entonces nos encontramos con un fenómeno análogo al descrito en viscosidad, solo que aquí no existen dos superficies, sino solamente una.

La capa molecular de aire en íntimo contacto con la superficie permanece adherida a esta, después existe un deslizamiento entre las diferentes capas, que conforme están a más distancia de la superficie, tienen una velocidad mayor hasta un punto en el que la velocidad de la capa del aire correspondiente es el de la corriente libre.

La distancia que existe entre la Superficie del perfil (velocidad cero) y el punto donde la Velocidad es la de la corriente libre, se denomina **CAPA LIMITE**.

El espesor de la Capa Limite es la distancia del punto de velocidad cero, a otro donde la velocidad es el 99º de la corriente libre.

Cuando el movimiento del aire dentro de la Capa Limite es en forma de capas paralelas, se denomina **LAMINAR**

La fuerza de rozamiento entre las diferentes capas, debido al deslizamiento a que están sometidas al tener distintas velocidades, se denomina **Resistencia de Fricción**.

En los puntos próximos al borde de ataque, la Capa Limite es laminar, conforme el aire se va moviendo alejándose del borde de ataque, las fuerzas de rozamiento disipan cada vez más energía de la corriente de aire, haciendo que el espesor de la capa limite aumente paulatinamente, hasta que a una cierta distancia del borde de ataque, la Capa Limite empieza a sufrir unas perturbaciones de tipo ondulatorio, que acarrearán un aumento del espesor de la Capa Limite, y una destrucción de la corriente laminar que existía, pasando a ser **TURBULENTA**.

En la Capa Limite Turbulenta, las partículas ya no se mueven en capas paralelas, sino de una forma caótica (las moléculas de aire pasan de una capa a otra, moviéndose en todas direcciones, de forma que: el espesor de la capa limite, al pasar de laminar a turbulenta, sufre un aumento considerable y la velocidad de las partículas también aumenta) esto trae como consecuencia el aumento de la resistencia de fricción, ya que la fuerza dependía del Gradiente de velocidades.

La Capa Limite tiene una propiedad fundamental y es utilísima, por que es a través de ella que se transmite la presión que existe en la corriente libre de aire hasta la pared, esto permite entre otras cosas la medida de la velocidad, ya que se puede medir la Presión Estática.

La forma de distribución de velocidad en el caso de Capa Limite LAMINAR y TURBULENTA , se puede observar en la Fig. 2.

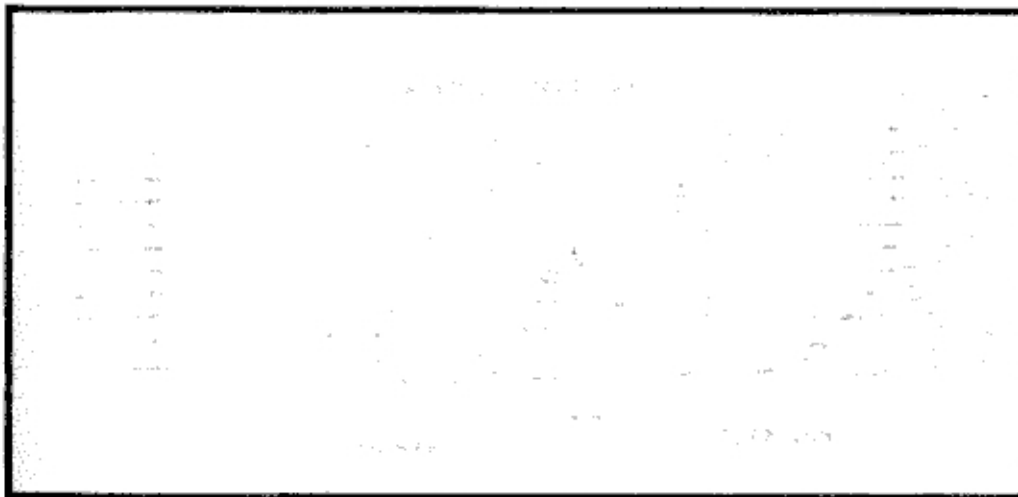


FIG. 2 CAPA LIMITE LAMINAR Y TURBULENTA

2.17 Numero de Reynolds.

Hemos visto que el punto de transición tenia lugar a una cierta distancia del borde de ataque. Mediante experiencias con diversos fluidos y a diferentes velocidades, observaríamos que depende también la Viscosidad (tipo de fluido) y de la Velocidad.

Reynolds generalizo las conclusiones mediante la introducción de un **Parámetro Adimensional**, que combina los efectos anteriores, denominado **Numero de Reynolds (RN)**, que viene expresado por

$$RN = \frac{VL}{\nu} \quad (2.17)$$

$$RN = \frac{\rho V L}{\mu}$$

en donde:

V = velocidad

L = distancia al borde de ataque

ν = coeficiente cinemática de viscosidad

μ = coeficiente absoluto de viscosidad

La utilidad mas directa del Numero de Reynolds, es en la predicción de la Resistencia de Fricción de una superficie.

El Numero de Reynolds depende de la velocidad y longitud (cuerda del perfil), aumentando cuando aumentan estos y disminuyendo si la viscosidad cinemática aumenta.

Observamos, que para un Numero de Reynolds determinado, que dependerá del tipo de la superficie, donde ocurre la transición de la capa limite laminar a turbulenta, la rugosidad del perfil tiene una influencia considerable.

La transición ocurre normalmente para números de Reynolds comprendido entre 0.5 millón y 10 millones.

El Numero de Reynolds puede ser interpretado como cociente entre las Fuerza de Inercia, y las Fuerzas de viscosidad, si su valor es pequeño, significa que predominan las fuerzas de viscosidad; si es grande, los efectos predominantes son los de inercia.

El espesor δ de la capa de limite sobre una placa plana según Prandtl es:

$$\delta = \frac{5,2 \cdot x}{\sqrt{RN}} \quad \text{para LAMINAR} \quad (2.18)$$

$$\delta = \frac{0,37 \cdot x}{RN^{0,2}} \quad \text{para TURBULENTA}$$

En donde x , es la distancia al borde de ataque de la placa y RN el numero de Reynolds en el punto situado a la distancia x del borde de ataque.

En la Fig. 3, se puede observar la variación de la Resistencia de fricción en los casos de Capa limite Laminar y Turbulenta en función del numero de Reynolds.

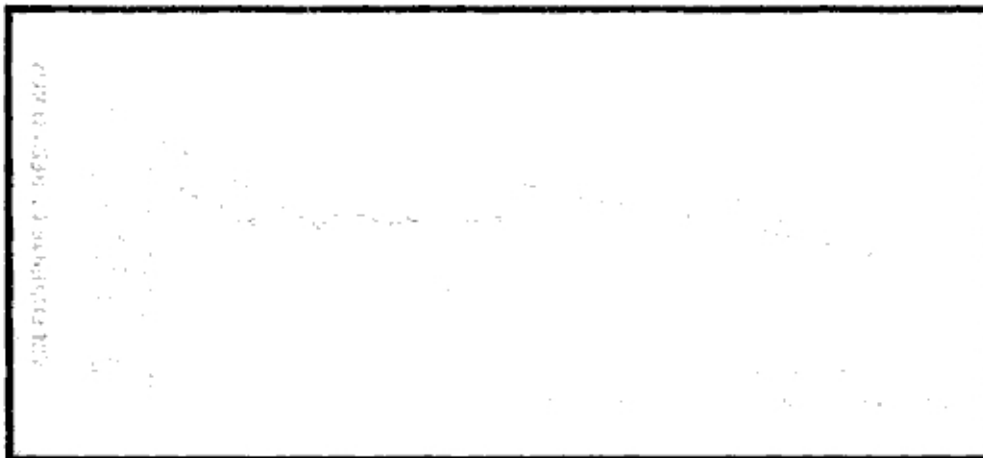


FIG. 3 VARIACION DE COEFICIENTE RESISTENCIA EN FUNCION DE NUMERO DE REYNOLDS.

2.18 Flujo Externo Incompresible Viscoso

Los Flujos externos son aquellos flujos sobre cuerpos sumergidos en un fluido sin fronteras, el flujo sobre una placa seminfinita y el flujo sobre un cilindro son ejemplos de fluidos externos, nuestro objetivo es cuantificar el comportamiento de fluidos incompresibles viscosos en el flujo externo.

Varios fenómenos que ocurren en el Flujo externo sobre un cuerpo se muestran en el flujo viscoso de alto numero de Reynolds sobre un perfil aerodinámico, El flujo de corriente libre se divide en el punto de estancamiento y fluye al rededor del cuerpo. El fluido en las superficie adquiere la velocidad del cuerpo como resultado de la condición de no deslizamiento.

Se forman Capas Limite tanto en la superficie superior como en la inferior del cuerpo, el flujo en las Capas Limites inicialmente es Laminar, la transición a flujo Turbulento ocurre a cierta distancia del punto de estancamiento, dependiendo de las condiciones de la corriente libre, la rugosidad de la superficie y la gradiente de presión.

Los puntos de transición se indican mediante la letra T. La Capa Limite Turbulenta que sigue a la transición crece con mayor rapidez que la Capa Limite Laminar. El espesor de las capas limite en la superficie provoca un ligero desplazamiento de las líneas de corriente del flujo externo. En una región de presión creciente es posible que ocurra una separación del flujo.

2.18.1 Concepto de Capa Limite

Ludwing Prandtl, un aerodinamicista Alemán, fue el primero que introdujo el concepto de Capa limite en 1904

Antes del importante descubrimiento histórico de Prandtl, la ciencia de la mecánica de fluidos se había desarrollado en dos direcciones diferentes.

Prandtl demostró que muchos flujos viscosos pueden analizarse dividiendo el flujo en dos regiones, una cercana a las fronteras sólidas y la otra cubriendo el resto del flujo. Solo en la región delgada adyacente a una frontera sólida (la Capa Limite) es importante el efecto de la viscosidad. En la región a la Capa Limite, el efecto de la viscosidad es despreciable y el fluido puede tratarse como no viscoso.

El concepto de la Capa Limite brindo el enlace que habia estado faltando entre la teoría y la practica. Además, el concepto de la Capa Limite permitió la solución de problemas de flujo viscoso, lo que habia sido imposible mediante la aplicación de ecuaciones de movimiento de un fluido viscoso de Navier-Stokes al campo del flujo completo, de tal modo que la introducción del concepto de la Capa Limite marco el principio moderno de la mecánica de fluidos.

En la Capa limite, tanto las fuerzas viscosas como las de inercia son importantes, en consecuencia no sorprende que el Numero de Reynolds (el cual caracteriza la proporción entre las fuerzas de inercia y viscosas) sea significativo en la caracterización de los flujos de la Capa Limite, la longitud característica empleada en el numero de Reynolds puede ser la longitud en la dirección del flujo en la cual se desarrolla la Capa Limite o bien, alguna medida del espesor de la Capa Limite.

El Flujo en una Capa Limite puede ser laminar o turbulento, no hay un único valor del Numero de Reynolds al cual ocurra la transición del flujo Laminar a Turbulento en una Capa Limite, y entre los factores que afectan la transición de la capa limite están el gradiente de presión, la rugosidad de la superficie, la transferencia de calor, fuerzas masicas y las perturbaciones de la corriente libre.

2.18.2 Espesor de la Capa Limite

La Capa Limite esta en la región adyacente a una superficie sólida en la cual son importantes las fuerzas viscosas, el espesor de la Capa Limite, δ , suele definirse como la distancia de la superficie al punto la velocidad esta dentro de 1 % por ciento de la velocidad de corriente libre, puesto que el perfil de la velocidad surge continua y asintoticamente en la corriente libre, el espesor de la capa limite es difícil de medir.

2.19 Flujo de fluido alrededor de Cuerpos Sumergidos

Siempre que hay movimiento relativo entre un cuerpo sólido y el fluido en el que esta sumergido, el cuerpo experimenta una fuerza neta F , debida a la acción del fluido., en general, la fuerza infinitesimal que actúa sobre el área de la superficie, no será normal, ni paralela al elemento.

Si el cuerpo se esta moviendo a través de un fluido viscoso, entonces actúan sobre el mismo tanto fuerzas de corte como de presión.

$$F = \int_{\text{SUPERFICIE DEL CUERPO}} dF = \int_{\text{SUPERFICIE DEL CUERPO}} dF_{\text{corte}} + \int_{\text{SUPERFICIE DEL CUERPO}} dF_{\text{presion}} \quad (2.19)$$

La Fuerza Resultante F , puede descomponerse en las componentes paralela y perpendicular a la dirección del movimiento. La componente de la Fuerza paralela a la dirección de movimiento es la Fuerza de Arrastre F_a y la componente de Fuerza perpendicular a la dirección de movimiento es la Fuerza de Sustentación F_s .

2.19.1 Arrastre

El Arrastre es la componente de Fuerza sobre un cuerpo que actúa paralela a la dirección de movimiento, se considera el problema de determinación de la fuerza de arrastre F_a , sobre un esfera lisa de diámetro d , moviéndose en un fluido incompresible viscoso con velocidad V , con densidad ρ y viscosidad μ .

La forma de ecuación valida para un flujo incompresible sobre cualquier cuerpo, con una longitud característica con Numero de Reynolds es:

Coefficiente de arrastre C_a :

$$C_a = \frac{F_a}{\frac{V^2 A \rho}{2}} \quad (2.20)$$

El numero $\frac{1}{2}$ se ha insertado para formar la Presión Dinámica familiar.

La Fuerza de Arrastre Total es la suma del Arrastre de Fricción y del Arrastre de Presión y es además el coeficiente de arrastre es una función del Numero de Reynolds.

2.19.1.1 Arrastre de Fricción

Como el gradiente de presión es cero, el arrastre total es igual al arrastre de fricción y está dado por la siguiente formula

$$C_a = \frac{F_a}{\frac{V^2 A \rho}{2}} = \frac{\int_{S_c} \tau_w da}{\frac{V^2 A \rho}{2}} \quad (2.21)$$

Donde A es el área total de la superficie en contacto con el fluido, esto es el área mojada

Cuando la capa limite es LAMINAR la formula es

$$Ca = \frac{F_a}{\frac{V^2 A \rho}{2}} = \frac{\int \Pi v da}{\frac{V^2 A \rho}{2}} \quad (2.22)$$

Cuando el Numero de Reynolds de TRANSICIÓN es de 5×10^5 , el coeficiente de arrastre es:

$$Ca = \frac{0.455}{(\text{Log } Re)^{2.58}} - \frac{1610}{Re} \quad \text{Cuando } (5 \times 10^5 \leq Re \leq 10^9) \quad (2.23)$$

Cuando el Numero de Reynolds de TRANSICIÓN es de $5 \times 10^5 \leq Re \leq 10^7$ el coeficiente de arrastre es:

$$Ca = \frac{0.074}{Re^{\frac{1}{4}}} \quad (2.24)$$

Cuando el Numero de Reynolds es $\leq 10^9$, el coeficiente de arrastre es:

$$Ca = \frac{0.455}{(\text{Log } Re)^{2.58}} \quad (2.25)$$

Se puede asumir que la transición ocurre en $Re = 5 \times 10^5$ para flujos en los cuales la capa limite era inicialmente LAMINAR, el numero de Reynolds en el cual ocurre la transición depende de una combinación de factores, tales como la rugosidad de la superficie y las perturbaciones de la corriente libre, la transición tiende a ocurrir mas temprana (a un numero de Reynolds inferior) cuando aumenta la rugosidad de la superficie o la turbulencia de la corriente libre.

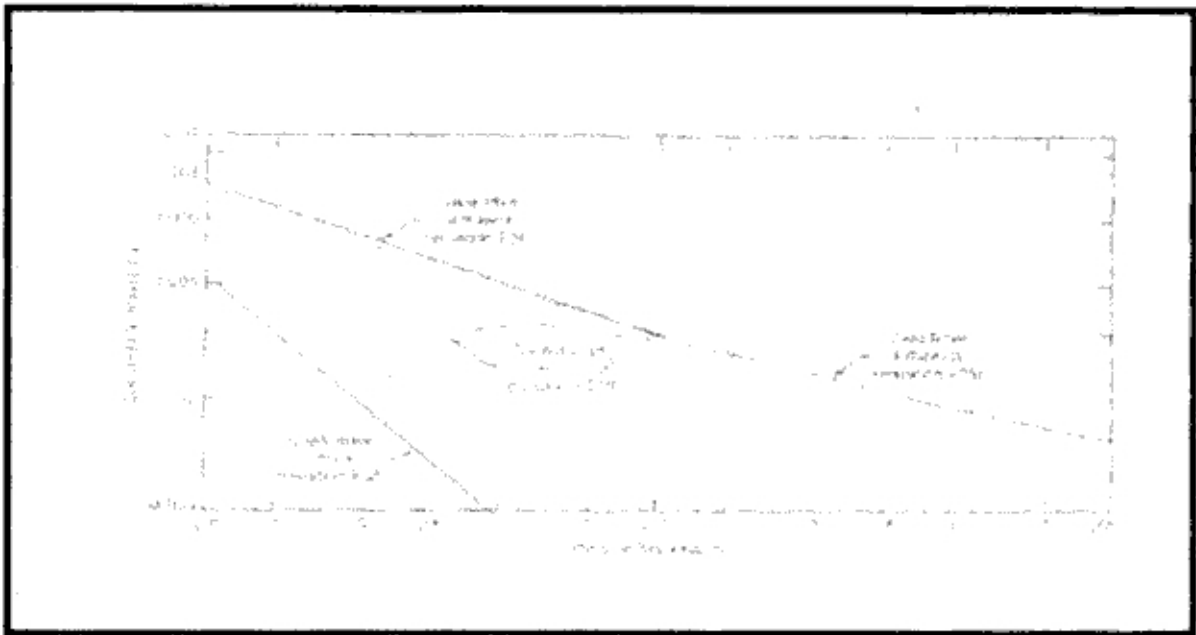


FIG. 4 VARIACION DE COEFICIENTE ARRASTRE CON EL NUMERO DE REYNOLDS PARA UNA PLACA LISA PARALELA AL FLUJO

2.19.1.2 Arrastre de Presión


El Coeficiente de Arrastre para el flujo sobre un objeto sumergido suele basarse en el área frontal o área proyectada del objeto.

El Coeficiente de Arrastre para una placa finita normal al flujo depende de la razón entre el ancho, la altura de la placa y el Número de Reynolds

Para valores de Re aproximadamente mayores que 100, el Coeficiente de Arrastre para todos los objetos afilados, es en esencia independiente del Numero de Reynolds, debido a que los puntos de separación están fijados por la geometría del objeto.

2.18.1.3 Flujo sobre una Esfera y un Cilindro: Arrastre de Fricción y Arrastre de Presión.

Hemos visto dos casos especiales de flujo en los cuales el Arrastre de Fricción o el Arrastre de Presión eran la única forma de arrastre presente.

Objeto	Diagrama	C_{D0} ($Re \geq 10^3$)
Cuerpo cilíndrico		$Re < 1$ 2.05
		$Re > 1$ 1.05
Disco		1.17
Anillo		1.20
Hemisferio (externo o interno) (frente al flujo)		1.42
Hemisferio (externo o abierto) (de lado aguas arriba)		0.58
Sección de tubo abierto (frente al flujo)		2.32
Sección de tubo abierto (de lado aguas arriba)	1.25	

¹ Datos de [14]
² Basado en el área del círculo

FIG 5 DATOS DEL COEFICIENTE DE ARRASTRE PARA OBJETOS SELECCIONADOS CON REYNOLDS $> 10^3$

En el Arrastre de Fricción, el coeficiente de arrastre era una función que dependía en gran medida del Numero de Reynolds, mientras que en el Arrastre de Presión resultaba esencialmente independiente del numero de Reynolds por $Re > 1000$.

En el caso del flujo sobre una Esfera, tanto el Arrastre de Fricción como el Arrastre de Presión contribuyen al Arrastre Total.

A Números de Reynolds muy bajos, $Re < 1$, no hay separación de flujo a partir de una esfera, la estela es laminar y el arrastre es predominantemente de fricción

Cuando el Número de Reynolds aumenta hasta aproximadamente 1000, el Coeficiente de Arrastre disminuye de manera continua, como resultado de la separación de flujo, el Arrastre es una combinación de Arrastre de Fricción y de Presión.

Cuando el número de Reynolds es mayor que 3×10^5 , ocurre la transición y la capa límite en la parte delantera de la Esfera se vuelve Turbulenta.

La transición en la Capa Límite es afectada por la rugosidad de la superficie de la esfera y la turbulencia en la corriente del flujo.

Todos los datos presentados son para objetos inmersos en una corriente de fluido sin fronteras, el objetivo de las pruebas en el túnel de viento es simular las condiciones de un flujo sin fronteras.

El Arrastre puede reducirse de modo significativo cuando interactúan dos o mas objetos, que se mueven en tandem, donde es posible conseguir reducciones del arrastre de 80 por ciento.

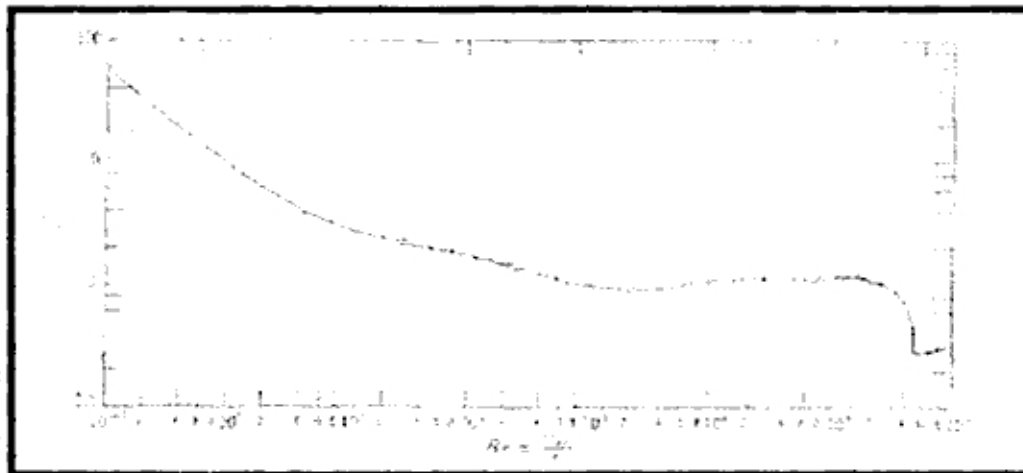


FIG 6 COEFICIENTE DE ARRASTRE PARA UN CILINDRO CIRCULAR LISO COMO UNA FUNCION DEL NUMERO DE REYNOLDS $> 10^3$

2.19.2 Perfil Aerodinámico.

La extensión de la región de flujo separado detrás de muchos objetos puede reducirse o eliminarse dándole Perfil Aerodinámico o fuselado a la forma del cuerpo.

El objetivo del Perfil Aerodinámico es reducir el gradiente de presión adverso que ocurre detrás del punto de máximo espesor del cuerpo, esto retarda la separación de la Capa Limite y por ello reduce el arrastre de presión; sin embargo la adición de una sección de la cola fuselada aumenta el área de la superficie del cuerpo; pero esto provoca el incremento del Arrastre de Fricción superficial.

La forma de perfil optima del Perfil Aerodinámico es consecuentemente aquella que produce el Arrastre Total mínimo.

El interés por los Perfiles Aerodinámicos de bajo arrastre se incremento durante la década de los 30, el National Advisor Comité for Aeronautics (NACA) de los Estados Unidos desarrollo varias series de Perfiles Aerodinámicos de flujo laminar, para los cuales la transición se ha retrasado hasta 60 a 65 por ciento de la longitud de cuerda o popa desde la punta del perfil.

Las pruebas en túneles de viento especiales han mostrado que el flujo laminar puede mantenerse hasta números de Reynolds de longitud tan altos como 30 millones por medio de formas apropiadas del perfil, en virtud de que tienen caracteristicaza de arrastre favorables, los perfiles aerodinámicos de flujo laminar se emplean en el diseño de las mas modernas aeronaves subsónicas.

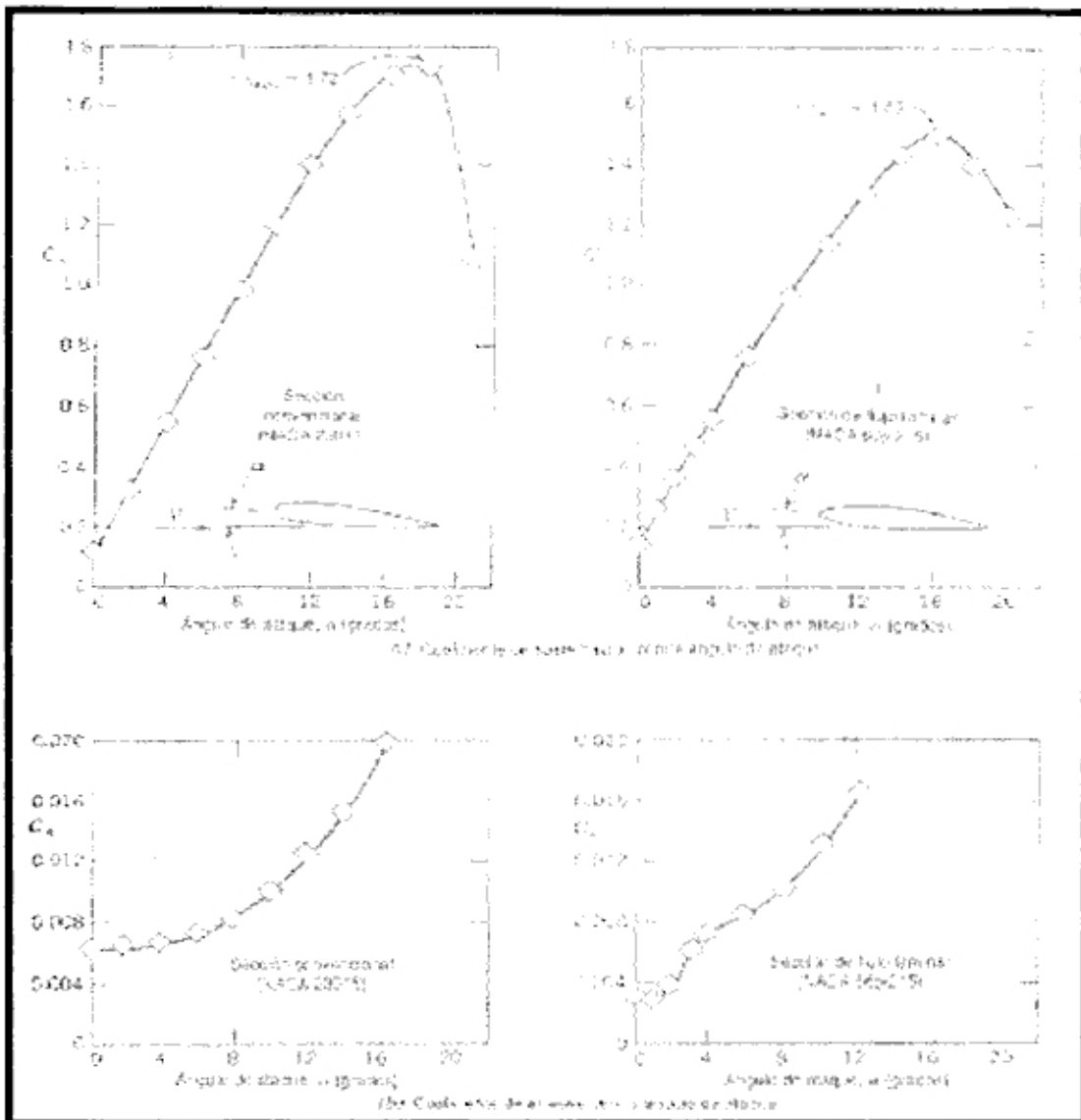


FIG 7 COEFICIENTES DE SUSTENTACIÓN Y ARRASTRE CONTRA EL ANGULO DE ATAQUE PARA DOS SECCIONES DE PERFIL AERODINÁMICO.

2.19.3 Sustentación.

La Sustentación es la componente de la Fuerza aerodinámica resultante, perpendicular al movimiento del fluido, un ejemplo común de sustentación es el flujo sobre un Perfil Aerodinámico

El coeficiente de sustentación se define como

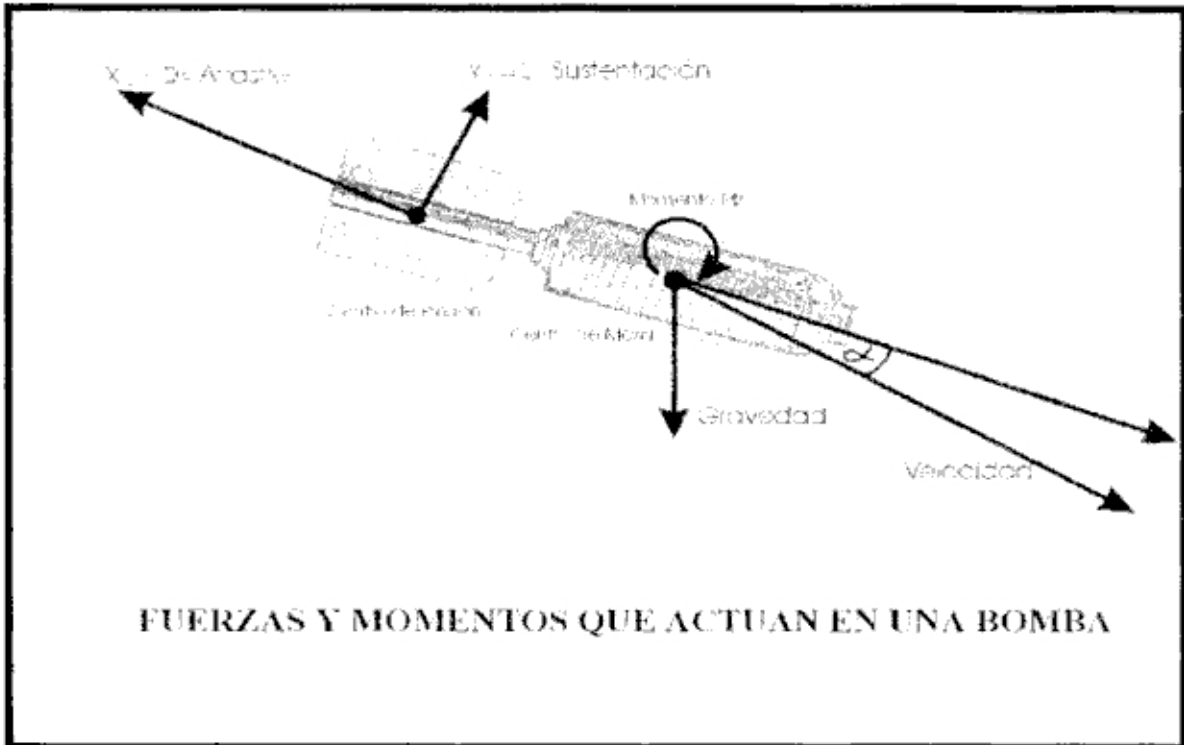
$$C_s = \frac{F_s}{\frac{\rho A v^2}{2}} \quad (2.26)$$

Los Coeficientes de Arrastre y de Sustentación para un Perfil aerodinámico son funciones tanto del Numero de Reynolds como del ángulo de ataque α , este es el ángulo entre la cuerda del perfil aerodinámico y el vector velocidad de la corriente libre.

Cuando se incrementa el ángulo de ataque, los coeficientes de sustentación aumentan continuamente hasta alcanzar un máximo, aunque para aumentos adicionales en el ángulo de ataque producen una disminución repentina del C_s , se afirma que el perfil aerodinámico ha perdido sustentación, cuando C_s se reduce de ese modo.

La pérdida de Sustentación del Perfil Aerodinámico, se genera cuando la separación del flujo ocurre sobre una porción de la superficie superior del perfil, cuando aumenta el ángulo de ataque, el punto de estancamiento retrocede a lo largo de la superficie inferior del perfil, el flujo sobre la superficie superior debe acelerarse rápidamente para rodear la nariz del perfil aerodinámico, entonces la presión mínima se vuelve menor y su ubicación se mueve hacia delante sobre la superficie superior.

Aparece un severo gradiente de presión adverso siguiendo al punto de presión mínima, por último, el gradiente de presión adverso ocasiona que el flujo se separe por completo de la superficie superior y que haya una pérdida de sustentación del perfil aerodinámico.



**FIG 8 FUERZAS Y MOMENTOS AERODINÁMICOS QUE ACTUAN SOBRE
UNA BOMBA (CUERPO DE REVOLUCION).**

CAPITULO III DINAMICA DE VUELO

3.1 Terminología de un Perfil.

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

Empezamos por definir la Terminología del perfil:

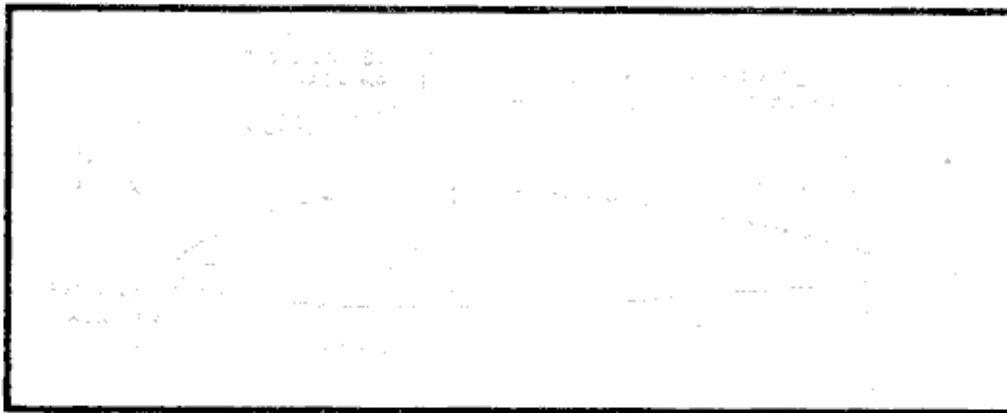


FIG 9 PERFIL AERODINAMICO

Cuerda

Es la línea recta que une el borde de ataque (b.a) con el borde de salida (b.s.).

Es una dimensión característica del perfil.

Línea de Curvatura media

Es una línea equidistante entre el extrados y el intrados.

La forma de esta línea es muy importante en las características aerodinámicas del perfil; en definitiva, "hija" la curvatura del perfil.

Si la línea de curvatura media, cae por encima de la cuerda se dice que la curvatura es positiva y es negativa si va por debajo y de doble curvatura si va en un tramo por arriba y en otro por debajo.

– **Ordenada máxima de la línea de curvatura media**

Es la máxima distancia entre la línea de curvatura media y la cuerda; este valor y su posición a lo largo de la cuerda ayuda a definir la forma de la línea de curvatura media. El valor de la ordenada máxima, y su posición suelen darse en forma de % de la cuerda.

– **El Espesor y la Distribución de espesor**

Son dos características importantes. El valor del espesor máximo y su posición se expresan en % de la cuerda. El valor del espesor varia desde un 3% en los muy delgados hasta un 24 % en los muy gruesos.

– **El Radio de Curvatura del b.a**

Define la forma del b.a., y es el radio de un círculo tangente al extradós e intrados, y con su centro situado en la línea tangente en el origen a la línea de curvatura media.

– **Sustentación**

Es la producida por un perfil, es la componente de la fuerza perpendicular a la corriente libre de aire.

– **Resistencia**

Es la componente de la fuerza paralela a la corriente libre de aire.

– Angulo de ataque

Es el que existe entre la cuerda y la dirección de la corriente libre de aire.



FIG 10 ANGULO DE ATAQUE

Valores típicos de algunos de estos parámetros son:

Espesor máximo: 12 % de la cuerda, y situado en el 30 % de esta (a partir del b.a.).

Ordenada máxima de la línea de curvatura media: 4% y situada en el 40 % de esta.

3.2 Sistemas de Coordenadas.

En aerodinámica moderna de aviones y vehículos aeronáuticos se usa preferentemente dos (02) Sistemas de Coordenadas:

- Ejes ligados a la Trayectoria (X_a , Y_a , Z_a) y
- Ejes ligados al Vehículo (X , Y , Z .)

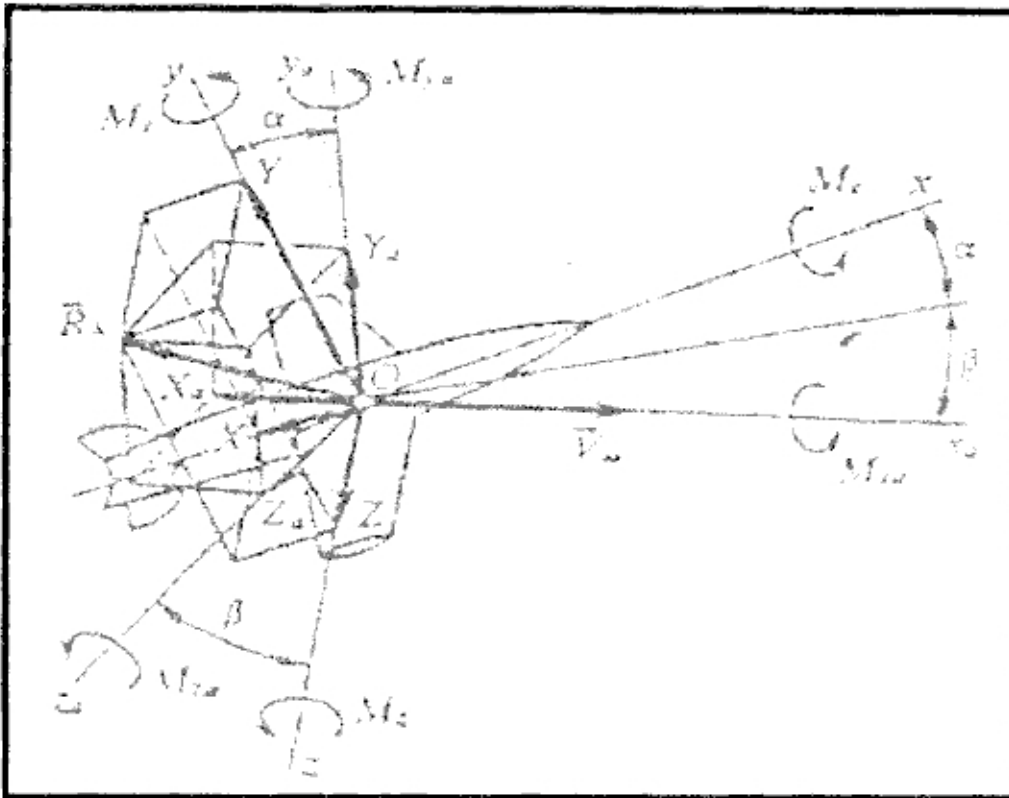


FIG 11 SISTEMA DE COORDENADAS Y FUERZAS Y MOMENTOS QUE ACTUAN SOBRE UN VEHÍCULO VOLANTE

3.2.1 Fuerzas y Momentos

Las Fuerzas y Momentos aerodinámicos que actúan sobre un vehículo son:

Para Ejes Ligados a la Trayectoria:

- X_a, Y_a, Z_a (Resistencia al Avance, Sustentación y Lateral)
- M_{Xa}, M_{Ya}, M_{Za} (Balanceo, Guiñado y Cabeceo).

Para Ejes ligados al vehículo:

X, Y, Z (Longitudinal, Normal y Transversal).

Mx, My, Mz (Longitudinal, Normal y Transversal).

3.2.2 Coeficientes Aerodinámicos

Análogamente se introducen los Coeficientes (factores) Aerodinámicos

Para Ejes ligados a la trayectoria:

$$\begin{aligned} C_{xa} &= \frac{Xa}{qS} & M_{xa} &= \frac{Mxa}{qSb} \\ C_{ya} &= \frac{Ya}{qS} & M_{ya} &= \frac{Mya}{qSb} \\ C_{za} &= \frac{Za}{qS} & M_{za} &= \frac{Mza}{qSb} \end{aligned} \quad (3.1)$$

Para Ejes ligados al vehículo:

$$\begin{aligned} C_x &= \frac{X}{qS} & M_x &= \frac{Mx}{qSb} \\ C_y &= \frac{Y}{qS} & M_y &= \frac{My}{qSb} \\ C_z &= \frac{Z}{qS} & M_z &= \frac{Mz}{qSb} \end{aligned} \quad (3.2)$$

3.3 Parámetros Cinemáticos.

Se llama ángulo de ataque α , al formado por la proyección del vector velocidad del vehículo sobre el plano de simetría y el eje longitudinal de dicho vehículo.

El ángulo de resbalamiento β es el que se halla entre el vector velocidad y el plano de simetría del vehículo.

Otros parámetros Cinemáticos, que describen el movimiento de vehículo, son las velocidades angulares adimensionales

$$\begin{aligned} W_x &= \frac{\Omega x B}{I'} \\ W_y &= \frac{\Omega y B}{I'} \\ W_z &= \frac{\Omega z B}{I'} \end{aligned} \quad (3.3)$$

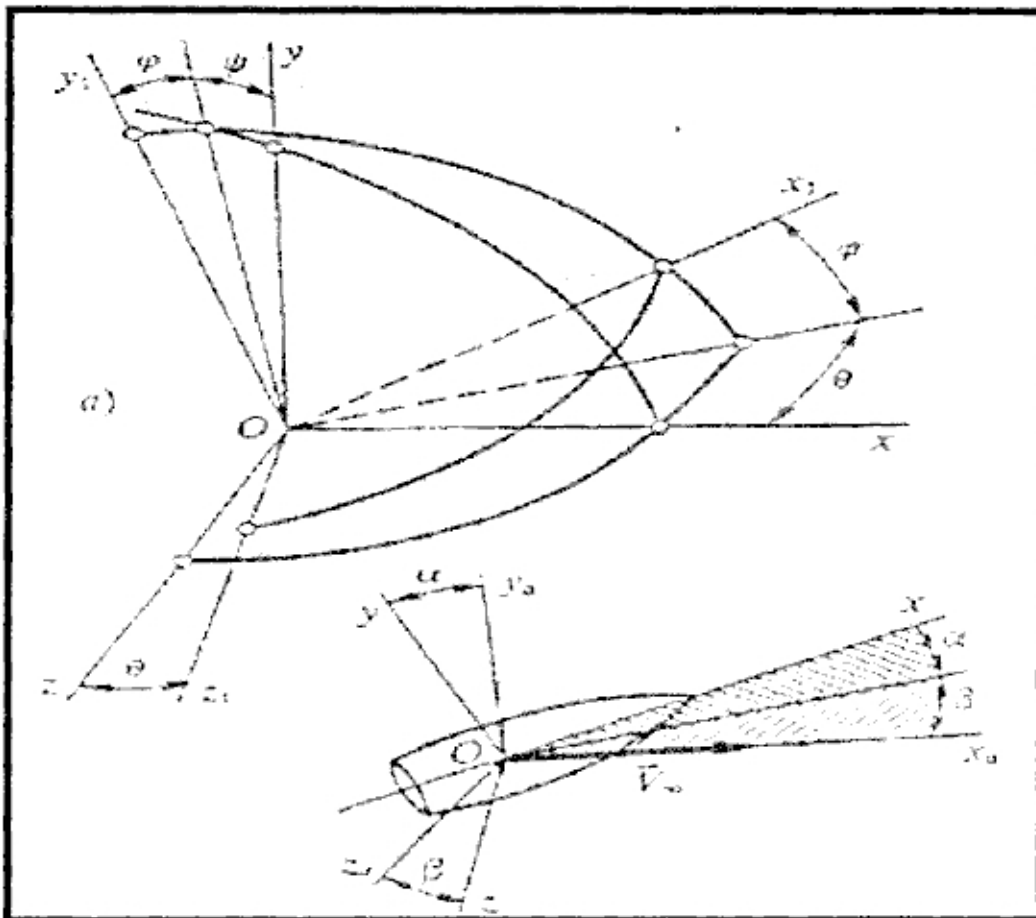


FIG. 12 PARAMETROS CINEMATICOS

3.4 Centro de Presión y Foco Aerodinámico.

El Punto (X_p , Y_p , Z_p) donde se puede considerar aplicado el vector principal de las fuerzas aerodinámicas se denomina Centro de Presión.

Este concepto toca un papel importante en la "Teoría de Estabilidad" de los vehículos aeronáuticos.

Para los perfiles y alas la coordenada adimensional C_p del centro de presión se indica en partes de cuerda b

$$C_p = \frac{X_p}{b} \quad (3.4)$$

La posición del centro de presión depende de la geometría del cuerpo y los parámetros de su movimiento (los parámetros Cinemáticos α , β , Numero Re, Mach, etc.) y, lo que es natural, depende mucho del punto de la referencia (del origen del Sistema de Coordenadas).

El análisis de estabilidad de los vehículos se usan también otro parámetro Foco Aerodinámico

$$X_f = \frac{XF}{b} = - \frac{dMz}{dC_y} \quad (3.5)$$

Que no depende del punto de referencia (y) para la dependencia lineal entre C_y y Mz , y no depende prácticamente de los parámetros Cinemáticos.

La Fuerza Aerodinámica normal (Y), aplicada en el Centro de Presión (punto C.P.) del perfil, crea un Momento.

$$Mz = -Y \cdot X_p$$

Respecto del borde de ataque (punto 0). Pero ese mismo momento

$$Mz = Mz.q.S.B$$

De estas dos expresiones obtenemos la expresión para el Coeficiente de Centro de Presión:

$$C_p = \frac{X_p}{b} = \frac{Mz}{C_y} \quad (3.6)$$

Como muestran las investigaciones, el Centro de Presión varia su posición en dependencia del ángulo de ataque.

Para los vehículos aeronáuticos las características de vuelo se estiman con mayor comodidad no por el centro de presión, sino por la distancia focal.

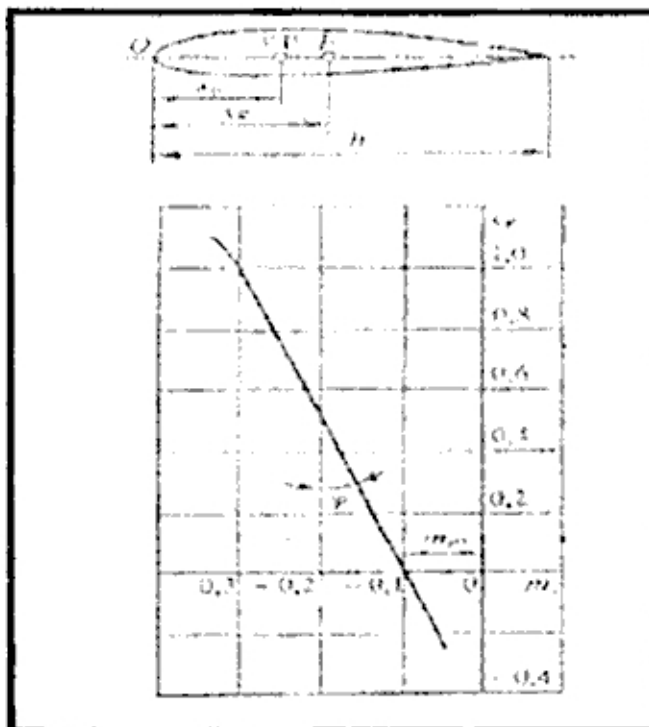


FIG 13 CENTRO DE PRESION Y FOCO AERODINAMICO

3.5 Conceptos de Estabilidad de los Vehículos Aeronáuticos.

3.5.1 Introducción

Con el fin de que el avión o cualquier vehículo se mantenga en una trayectoria de vuelo prefijada, es necesario que las fuerzas que actúan sobre él estén en equilibrio.

Para ello, se necesitan dos condiciones:

- Que la suma de todas las Fuerzas sea nula.
- Que la suma de los Momentos de todas las fuerzas respecto a un punto cualquiera sea también nula.

Si las Fuerzas están en equilibrio, el vehículo permanecerá estacionariamente en su trayectoria de vuelo rectilíneo y sin ninguna aceleración. En caso de que esta condición de equilibrio sea perturbada (por ejemplo, ráfagas, o accionamiento de mandos), el vehículo experimentará una aceleración al dejar de existir la condición de equilibrio y se apartará de su trayectoria rectilínea.

3.5.2 Estabilidad Estática

Una vez que el vehículo, a causa de una perturbación, se ha dejado de su estado de equilibrio inicial, interesa que vuelva a su posición de equilibrio primitiva.

Podemos definir la Estabilidad Estática como la tendencia inicial del vehículo para recobrar una determinada condición de vuelo, después de haber sufrido una perturbación que le haya alejado de dicha condición.

Un cuerpo es Estáticamente Estable (Inestable / Indiferente), cuando separado de su posición de equilibrio tiende inicialmente a recobrar dicha posición.

Se muestra los tres casos posibles de estabilidad estática de una bola sobre una superficie, según el tipo de esta.

3.5.3 Estabilidad Dinámica

En la Estabilidad Estática, solo nos interesaba la tendencia del vehículo a recuperar su posición de equilibrio, sin tener en cuenta que tipo de movimiento originaba esta tendencia.

La estabilidad dinámica se ocupa del movimiento que resulta con motivo de esa tendencia: es decir, la historia de su movimiento como respuesta a una perturbación.

Hemos dicho anteriormente que el vehículo debe ser estáticamente estable (estabilidad positiva).

El vehículo es Dinámicamente Estable (inestable / neutra) si el recupera su posición con desplazamientos convergentes (divergente / constante).

El análisis completo de estabilidad dinámica de cualquier vehículo es un problema bien complicado, porque para hacerlo necesita resolver las ecuaciones no lineales en derivadas parciales, cuyos coeficientes son las funciones de los parámetros cinemáticos y sus derivados.

3.5.4 Estabilidad Estática Longitudinal

La determinación del Centro de Presión y del Foco Aerodinámico esta ligada con el calculo de la estabilidad estática longitudinal.

El movimiento del vehículo puede caracterizarse por la diferente disposición mutua de los Centros de Presión (C.P.) y Centro de Masas (C.M.).

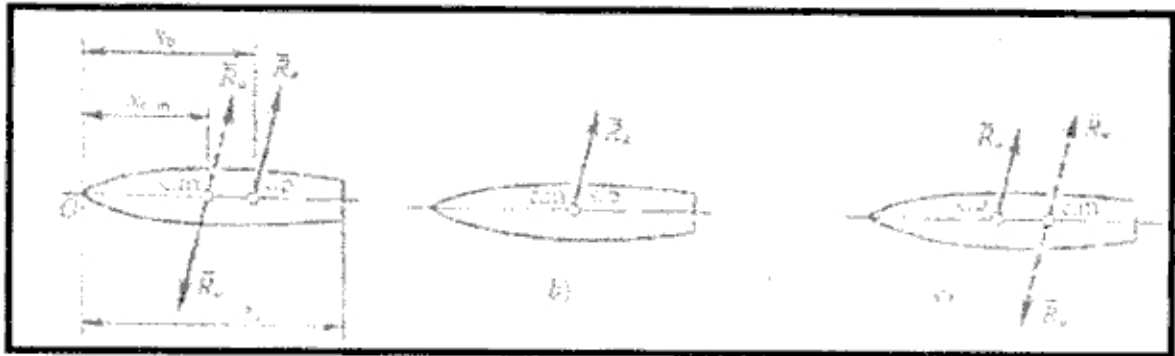


FIG 14 DISPOSICION DE LOS CENTROS DE MASA Y DE PRESION PARA SÓLIDOS ESTATICAMENTE ESTABLES

En la Fig. 14 se muestra la disposición posterior del Centro de Presión.

En caso (A), el aumento del ángulo de ataque que surge, se ve obstaculizado por el momento de Fuerza R_a con relación al centro de masas que tiende a restablecerse el equilibrio. El vuelo de tal vehículo es estáticamente ESTABLE.

Para la forma aerodinámica prefijada del vehículo la disposición posterior del centro de presión se asegura aumentando la pesadez de la nariz de este vehículo y con el respectivo desplazamiento del centro de masas.

En caso (B) el C.P coincide con el C.M y el vehículo puede comenzar a girar respecto del C.M. y el carácter del movimiento dependerá del valor del foco aerodinámico.

En este caso tenemos tres posibilidades:

- $X_f > 0$ Estable
- $X_f = 0$ Neutral
- $X_f < 0$ Inestable

En caso (C) el vehículo es estáticamente INESTABLE, al que corresponde la disposición anterior del C.P. El ángulo de ataque que surge sigue creciendo, a lo que favorece el momento de la fuerza R_a .

3.6 Dinámica de Vuelo de un Vehículo no tripulado

3.6.1 Consideraciones básicas

El movimiento de un vehículo como un cuerpo sólido se compone de dos (02) movimientos:

- Movimiento alrededor del Centro de Masa (C.M)
- Movimiento de su Centro de Masa (C.M).

Como en cada uno de estos movimientos, el vehículo posee tres (03) grados de libertad, todo el movimiento conjunto en general se caracteriza por tener seis (06) grados de libertad.

Para determinar el movimiento del vehículo en cualquier instante del tiempo, hay que fijar seis (06) coordenadas como funciones del tiempo.

Para un análisis mas detallado se explica que a altas velocidades de vuelo, aparecen deformaciones estructurales del vehículo que influyen en la aerodinámica del vehículo y que provocan la variación de sus características o performances dinámicas; en este caso el movimiento del vehículo en general se caracteriza por tener infinitos grados de libertad.

En calidad de coordenadas que determinan la posición del vehículo en el espacio se puede considerar:

θ = Angulo de cabeceo

γ = Angulo de rolido

ϕ = Angulo de guiñada

que determinan la posición del vehículo, en relación al Sistema de coordenadas que esta rigidamente fijado a su Centro de Masa.

También hay que introducir :

H = Altura de Vuelo

Z = Deriva o Inclinación lateral a la Trayectoria

L = Alcance Horizontal

que determinan la posición del Centro de Masa (C.M) del vehículo en relación a las coordenadas en tierra.

En lugar de las coordenadas angulares ϑ , γ , φ que caracterizan el movimiento del vehículo en relación a las coordenadas cuyo inicio coincide con el C.M., se puede considerar otros parámetros que caracterizan su movimiento con relación al flujo de aire libre, como el ángulo de ataque α y el ángulo de resbalamiento β , siempre y cuando el vehículo tenga un plano simétrico.

El movimiento del vehículo aeronáutico es un proceso único, sin embargo este movimiento complejo es posible de dividir en unos movimientos mas simplificados, por ejemplo:

- Movimiento Angulares
- Movimiento del Centro de Masa
- Movimiento Axial o Longitudinal
- Movimiento Lateral o Transversal

Y estos movimientos descompuestos simplifican mas la solución de problemas y hacen mas fácil el estudio del problema.

3.6.2 Movimiento Longitudinal

Se llama Movimiento Longitudinal cuando el vector Velocidad del Centro de Masa trabaja en un solo plano, siempre que este se encuentre en el Plano de simetría del vehículo y siempre que no salga de este plano.

La posibilidad de realizar este movimiento longitudinal esta condicionado por la simetría del vehículo, en el caso general este movimiento longitudinal es posible considerarlo como una proyección del movimiento general al plano de simetría del vehículo.

Para el movimiento longitudinal que se puede separar del movimiento general del avión, se caracteriza por las ecuaciones diferenciales que establecen las relaciones entre las Coordenadas , las Velocidades y las Aceleraciones por un lado, y las Fuerzas y Momentos que actúan sobre el vehículo por otro.

Para deducir las ecuaciones de movimiento longitudinal introducimos la figura 15 donde:

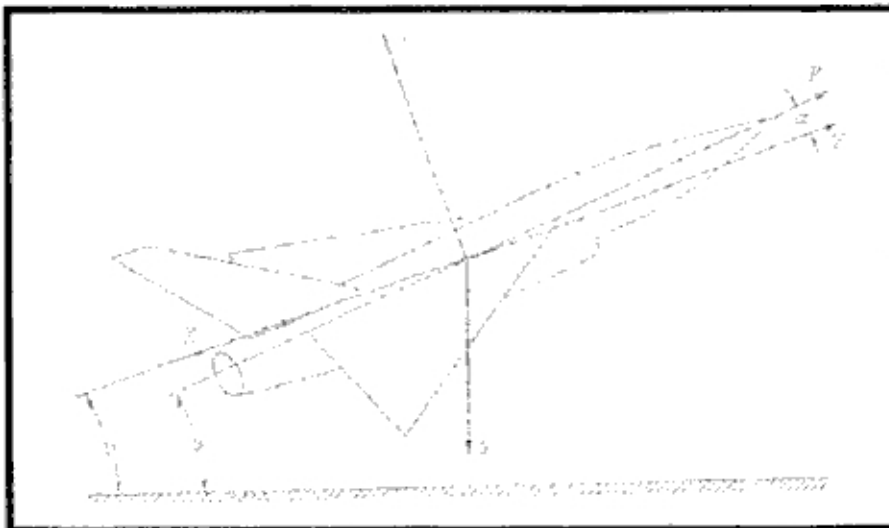


FIG 15 COORDENADAS DE VEHICULO AERODINÁMICO

V = Velocidad de Vuelo dirigido, que es tangente a la trayectoria de vuelo

Y = Fuerza de Sustentación

X = Fuerza de Arrastre Aerodinámico

G = Peso o fuerza de gravedad

θ = Angulo de Cabeceo (ángulo entre el eje longitudinal del vehículo y la horizontal)

θ = Angulo de inclinación trayectoria

α = Angulo de Ataque (ángulo entre el eje longitudinal del vehículo y la proyección de la velocidad sobre el plano de simetría)

$M = \frac{G}{g}$ = Masa del vehículo.

Descomponemos las Fuerzas que actúan en el vehículo en dos direcciones Normales sobre:

- La Tangente a la Trayectoria de vuelo (Velocidad)
- La Normal a la Trayectoria (Componente Normal a la Velocidad)

La suma de las proyecciones de la Fuerza sobre la Tangente a la trayectoria es :

$$m \frac{dV}{dt} = -X + G \sin \theta \quad (3.7)$$

Cuando se determinan las proyecciones de las fuerzas sobre una Normal a la trayectoria, se debe tener en cuenta, que, durante una trayectoria curvada en el plano vertical sobre el vehículo, va actuar la Fuerza centrífuga de la inercia que es igual a

$$\frac{mV^2}{r} = \frac{mV^2}{ds} = m \frac{V^2}{dt} = mV \frac{d\theta}{dt}$$

Donde el termino $mV \frac{d\theta}{dt}$ viene de las consideraciones de la fuerza centrífuga que actúa sobre el vehículo cuando la trayectoria es una curva cualquiera.

$$r = \frac{ds}{d\theta}$$

$$ds = V dt$$

Por consiguiente la suma de las componentes de la Fuerza a la Normal a la trayectoria

$$mV \frac{d\theta}{dt} = -Y - G \cos \theta \quad (3.8)$$

Sea Mz el momento total de las Fuerzas aerodinámicas que actúan respecto al eje lateral Z , que pasan a través del Centro de Masa del vehículo.

La ecuación de los momentos con respecto al eje lateral será:

$$Jz \frac{d^2\theta}{dt^2} = Mz \quad (3.9)$$

Donde Jz es el Momento de Inercia del vehículo con respecto al eje lateral Z

En las ecuaciones (3.7) , (3.8) y (3.9), las incógnitas son \mathcal{G} , θ , α y V , entonces como tenemos tres (03) ecuaciones y cuatro (04) incógnitas, como una cuarta ecuación podemos utilizar la relación de los ángulos.

$$\mathcal{G} = \theta - \alpha \quad (3.10)$$

Las Fuerzas aerodinámicas X (Arrastre) e Y (Sustentación), y el Momento de cabeceo (Mz), que entran en las ecuaciones (3.7) , (3.8) y (3.9), son funciones de los parámetros de vuelo del vehículo.

Las Fuerzas X (Arrastre) e Y (Sustentación), dependen del ángulo de ataque α , la velocidad de vuelo V y la densidad del aire ρ .

Para las fuerzas X e Y existen relaciones aerodinámicas:

$$X = C_x S \frac{V^2 \rho}{2} \quad (3.11)$$

$$Y = C_y S \frac{V^2 \rho}{2}$$

Donde C_x y C_y son coeficientes de arrastre y de sustentación respectivamente, y S es una área característica.

El momento de cabeceo M_z se calcula según la fórmula:

$$M_z = m_z b_a S \frac{V^2 \rho}{2} \quad (3.12)$$

Donde:

M_z = Coeficiente del Momento

b = Cuerda del timón o cuerda característica.

El coeficiente M_z consiste en una suma de 2 términos, uno de ellos depende de los parámetros estáticos α y β que determinan el momento estático, el otro depende del parámetro $\dot{\beta}$ y $\dot{\alpha}$ que determinan el Momento de amortiguación.

La existencia del Momento de amortiguación esta condicionado por la velocidad angular de giro del vehículo alrededor del eje lateral Z , cuando el vehículo rota aparece alrededor de este eje, el cambio de las fuerzas de sustentación de timones (empenaje horizontal), esto debido al cambio del coeficiente del Momento M_z .

El aumento del coeficiente M_z es proporcional al incremento del ángulo de ataque α debido al giro y se determina el coeficiente del Momento amortiguador.

$$\Delta Mz = K\Delta\alpha$$

Donde:

$$\Delta\alpha = \frac{WzL}{V} = \frac{L_1}{v} \dot{\vartheta}$$

Donde:

L = Distancia entre el timón al Centro de masa

Con el aumento de la velocidad de vuelo el parámetro $\Delta\alpha$ decrece, entonces la amortiguación de aviones a grandes velocidades es menor que a bajas velocidades, con el aumento de la altura de vuelo, la amortiguación también disminuye, si tomamos en cuenta el retardo de la deflexión del flujo en el empenaje horizontal, entonces obtenemos un valor precisado de la magnitud.

Entonces el Coeficiente de cabeceo Mz es una función de los parámetros $\alpha, \dot{\alpha}, \dot{\vartheta}, V$ y ρ

$$Mz = \left(\alpha, \dot{\alpha}, V, \dot{\vartheta}, \rho \right) \quad (3.13)$$

Las ecuaciones (3.7) y (3.10) , describen el comportamiento de los movimientos del vehículo respecto al centro de masa.

A estas ecuaciones debemos añadir, las ecuaciones del mismo Centro de Masa.

$$\frac{dH}{dt} = V \text{sen}\theta + Uy \quad (3.14)$$

$$\frac{dL}{dt} = V \text{cos}\theta + Ux \quad (3.15)$$

Donde U_y y U_x son las componentes de la velocidad del viento en la dirección Normal y Tangencial.

Finalmente el movimiento Longitudinal del vehículo se describe por las ecuaciones (3.7) , (3.10), (3.14) y (3.15).

Es fácil observar que cuando los parámetros ϑ , θ , α y V se determinan de las ecuaciones (3.7) y (3.10), entonces los parámetros H y L se determinan de las ecuaciones (3.14) y (3.15), por una simple Integración

3.7 Método Numérico para el Calculo de la Trayectoria

En base a las ecuaciones obtenidas para la Dinámica de vuelo (3.7) a (3.15), se desarrolla un Método Numérico para determinar la Trayectoria del Vehículo.

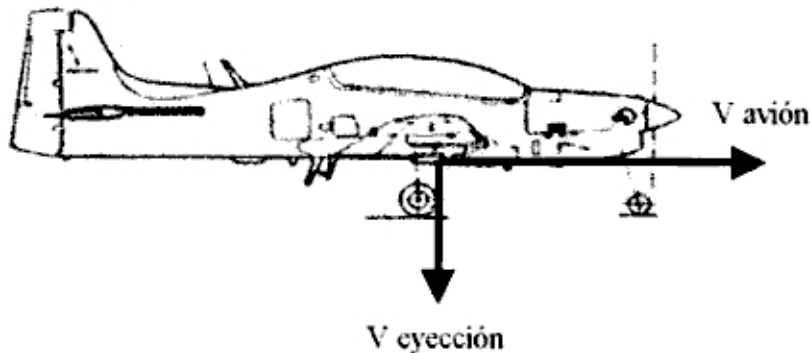
Este Método consiste en la integración de las ecuaciones diferenciales de Movimiento, para un pequeño intervalo de tiempo (dt).

El Procedimiento es el siguiente, con los Datos Iniciales se introducen:

- Velocidad Inicial de Lanzamiento (VoL), que consiste en la Suma de 02 Velocidades:

Velocidad inicial del Avión y Velocidad inicial de eyección

$$V_o \text{ lanzamiento} = V_o \text{ avión} + V_o \text{ eyección} \quad (3.16)$$



Descomponiendo en coordenadas horizontales y verticales

$$V \text{ lanzamiento} (x) = V \text{ avión} (x) + V \text{ eyección} (x) \quad (3.17)$$

$$V \text{ lanzamiento} (y) = V \text{ avión} (y) + V \text{ eyección} (y)$$

Y se integran las ecuaciones en el eje X e Y

$$m \frac{dV}{dT} = -X - G \sin \theta \quad (3.18)$$

$$mV \frac{d\theta}{dt} = +Y - G \cos \theta$$

Con esta Velocidad se determinan las Fuerzas y Momentos Aerodinámicos X, Y y Mz (Arrastre, Sustentación y Momento de Cabeceo), lo que permite hacer la integración de las Ecuaciones (3.7) y (3.8), para un pequeño intervalo de tiempo dt.

Asumiendo que las Fuerzas Aerodinámicas no varían o son constantes, durante este intervalo de tiempo, entonces sobre la base de las ecuaciones (3.7) y (3.8), se determinan los nuevos valores de ángulos ϑ , θ , y α , y en base a estas Velocidades, se determina la nueva Altura y su Posición en el espacio.

Después este proceso se repite paso por paso, con el mismo intervalo de tiempo dt.

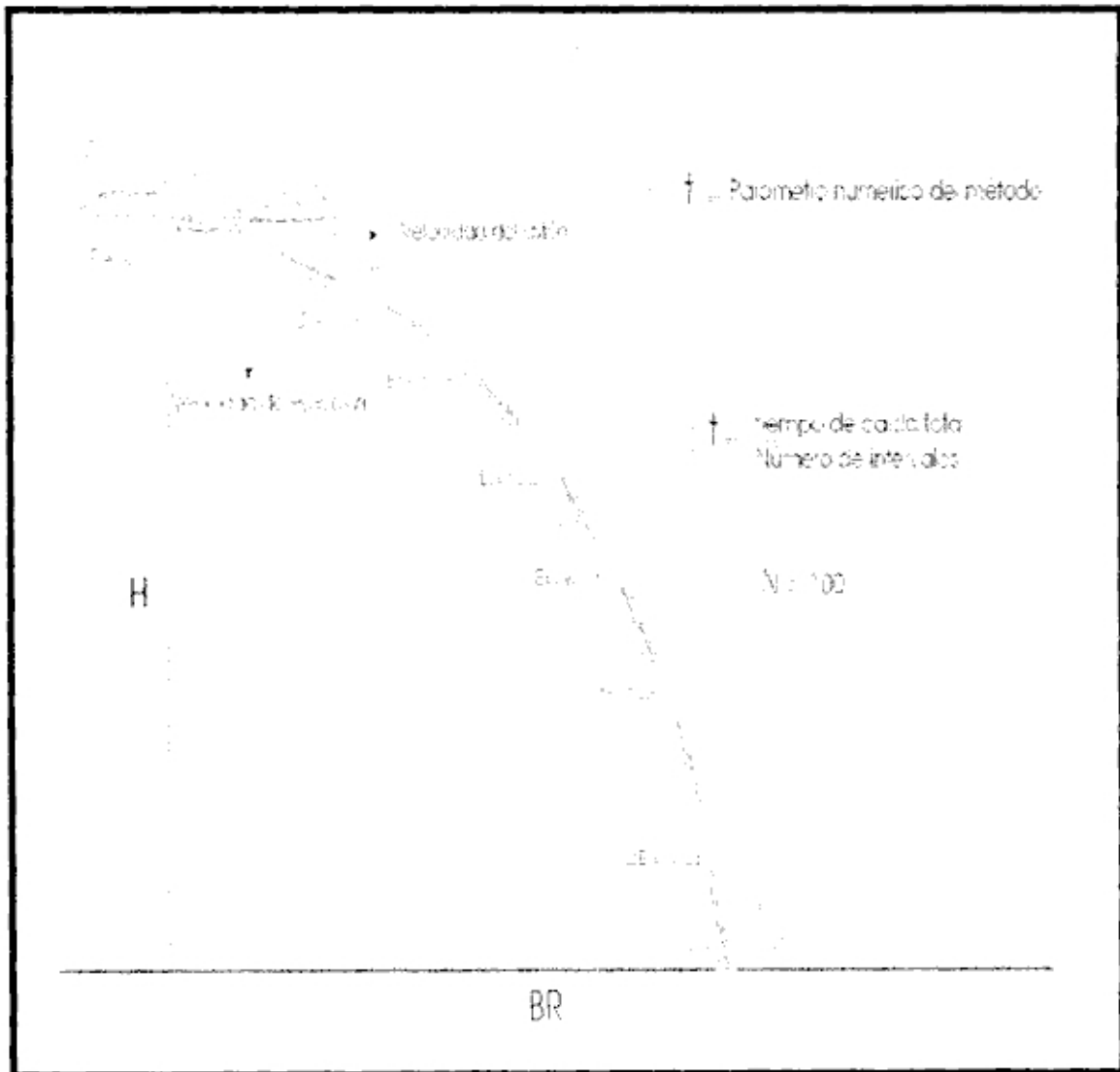


FIG 16 METODO NUMERICO PARA EL CALCULO DE LA TRAYECTORIA

A continuación se presentara un ejemplo explicativo:

Seleccionamos un intervalo $\Delta t =$ intervalo de tiempo de integración

$$\Delta t = \frac{\text{Tiempo de caída total}}{\text{Número de intervalos}} = \frac{T_c}{N}$$

Donde $N =$ Número de intervalos $n = 100$

$T_c =$ Tiempo de caída (6, 8 o -) depende

Se determina el Coeficiente de resistencia (C_x) como una función de $f(M, NR)$

Si

- $\text{Mach} = M = \frac{V}{C}$

- $\text{Velocidad sonido} = C = \sqrt{\gamma R T}$

$R = 288$ y $\gamma = 1.4$

- **Atmósfera tipo estándar:**

Temperatura = 15 °c a nivel del mar

- $\text{Fuerza de Sustentación} = Y = C_y S \frac{V^2 \rho}{2} \quad y = 0$

- $\text{Fuerza de Arrastre} = X = C_x S \frac{V^2 \rho}{2}$

$\Rightarrow H_1 = \rho_1, T_1, M_1, Re_1$

$C_x = \text{función de } (M_1, NR_1)$

De las Ecuaciones de Movimiento

De (*) $m \frac{dV}{dt} = -X - G \text{sen} \theta$

$\Rightarrow V_2 = V_0 + dv/dt = X - G \text{sen} \theta / m$

De (***) $mV \frac{d\theta}{dt} = +Y - G \text{cos} \theta$

$\Rightarrow \theta_2 = \theta_0 + d\theta/dt \cdot \Delta t$

De las Ecuaciones de Posición

$$\frac{dH}{dt} = V \operatorname{sen} \theta + Uy \quad \Rightarrow \Delta h = V_0 \operatorname{sen} \theta * \Delta t$$

$$\frac{dL}{dt} = V \operatorname{cos} \theta + Ux \quad \Rightarrow \Delta l = V_0 \operatorname{cos} \theta * \Delta t$$

$$\Rightarrow H_2 = H_0 - V_0 \operatorname{sen} \theta . \Delta t$$

$$\Rightarrow L_2 = V_0 \operatorname{cos} \theta . \Delta t$$

Con esta Velocidad se determinan las Fuerzas y Momentos aerodinámicos X, Y, Mz (Arrastre, Sustentación y Momento de cabeceo), lo que permite hacer la integración de las ecuaciones (*) y (**), para un pequeño intervalo de tiempo dt.

Asumiendo que las Fuerzas Aerodinámicas no varían o son constantes, durante este intervalo de tiempo, entonces sobre la base de las ecuaciones (*) y (**), se determinan los nuevos valores del ángulo θ , y en base a estas Velocidades, se determina la nueva Altura (H) y su Posición en el espacio (L).

Después este proceso se repite paso por paso, con el mismo intervalo de tiempo dt.

CAPITULO IV

SOFTWARE DE PARÁMETROS DE TRAYECTORIA DE UN CUERPO DE REVOLUCIÓN

4.1 METODOS SOBRE LA OBTENCION DE LOS DATOS GEOMÉTRICOS DEL ARMA

Los Métodos empleados para la obtención de estos valores son básicamente tres:

- Método Fotogramétrico.
- Método de Proyección.
- Medición Directa.

Métodos:

4.1.1 Método Fotogramétrico y Restitución Gráfica

Consiste en la reproducción de la forma de la bomba y sus medidas en base a tomas fotográficas. Para el desarrollo de este método se toma 2 fotos de la bomba en ángulo diferentes y con mediciones lineales.

Las vistas fotográficas son digitalizadas en estéreo restituidor el que a su vez transmite las coordenadas de los diferentes puntos de la forma a un microprocesador, el cual almacena y procesa estos datos por medio de un programa.

Posteriormente estos datos son reproducidos por medio de este mismo graficador en un papel a la escala que sea requerida.

4.1.2 Método de Proyección

Este método consiste en proyectar la sombra de la bomba o cohete (es recomendable el día con sol y al mediodía) sobre un papel Heliografico (Ozalid).

El procedimiento para este trabajo es el siguiente:

Sostener horizontalmente la bomba con la ayuda de un elevador a una altura aproximada de 10 cm.

Prepara el papel Ozalid en una sala oscura de tal manera que esta quede dos cartones que cubran el papel.

Colocar el papel así preparado en el piso, de tal manera que cubra toda la silueta de la bomba.

Retirar por un instante el cartón que cubre el papel y dejar que la sombra se proyecte sombra de la bomba se proyecte sobre el papel, (proceso de quemado) e inmediatamente cubrir el papel con el cartón.

Luego se tendrá que procesar el papel de Ozalid dándole un tratamiento químico, que consiste en pasar por un baño de amoniaco en la fotocopiadora de papel Ozalid.

Sobre el papel quedara impresa la silueta de la bomba en tamaño real.

Efectuar las mediciones correspondientes sobre la silueta de la bomba.

4.1.3 Medición Directa.

Es cuando los trabajos se realizan sobre la superficies del cuerpo de revolución.

4.2 DATOS GEOMÉTRICOS DEL ARMA

4.2.1 Definición.

Se entiende por datos geométricos del arma; a las características de las formas volumétricas de las diferentes partes de una bomba limpia, bomba frenada y cohetes.

4.2.2 Principales Datos Geométricos

Longitud Total (LT).- Es la longitud del eje de simetría, que tiene el arma incluyendo todos los artificios que se consideren para su lanzamiento (espoletas de nariz, de cola sin empenajes complementarios, conos de penetración, etc.).

Formas de Nariz.- Las formas de nariz constituyen un parámetro aerodinámico dentro de los cuales se consideran los siguientes tipos:

- Nariz de forma Cónica (Ejemplo. Bomba OFAB-250 Kg.)
- Nariz de forma Elíptica (Ejemplo. Bomba 250 Kg.).
- Nariz de forma Parabólica (Ejemplo. Bomba FAB-500 M-62).

NOTA.- Para los tipos de nariz de forma compleja se considerara por aproximación una combinación de las formas antes mencionadas.

Longitud de Nariz (LN).- Es la longitud del eje de simetría que esta comprendida entre el extremo delantero del arma hasta el final de la curvatura de ojiva.

Longitud del Cuerpo (LCV).- Longitud del eje de simetría, comprendido desde el final de la curvatura de la nariz hasta el inicio de la cola.

Longitud de Cola (LC).- Longitud del eje de simetría comprendido desde el inicio de la cola hasta el extremo posterior.

Diámetro de la Nariz (DN).- Diámetro de la base del cono de nariz (diámetro de corte).

NOTA: Para el caso de armas que llevan espoleta de nariz se debe considerar un diámetro promedio de la configuración exacta de la nariz, es decir se debe asumir un diámetro hipotético.

Diámetro de la Bomba (DI).- Diámetro de la sección mayor del arma.

Diámetro de base (DC).- Diámetro de la sección externa posterior de la bomba o cohete.

Medidas de Aletas.- Todas las medidas de la aleta que permite el calculo de superficie. (Longitud, diámetro, ángulo).

Cuerda Punta (CP).- Es la cuerda en la punta de las aletas.

Apertura (A).- Diámetro de corte diámetro interno de aletas.

Cuerda de nariz (CR).- Es la cuerda en el eje de simetría.

Distancia (D).- Longitud desde la nariz (punta) del arma al empenaje.

Espesor (E).- Espesor de las aletas.

Angulo Chi (CH).- Angulo entre el borde de ataque y perpendicular al eje de simetría.

Medidas de las Placas de Empenaje.- Son todas las medidas que son necesarias de las placas que se encuentran en el empenaje u otras partes del cohete o bomba que sirven para su estabilización (diámetro, ancho, longitud, ángulo, etc.).

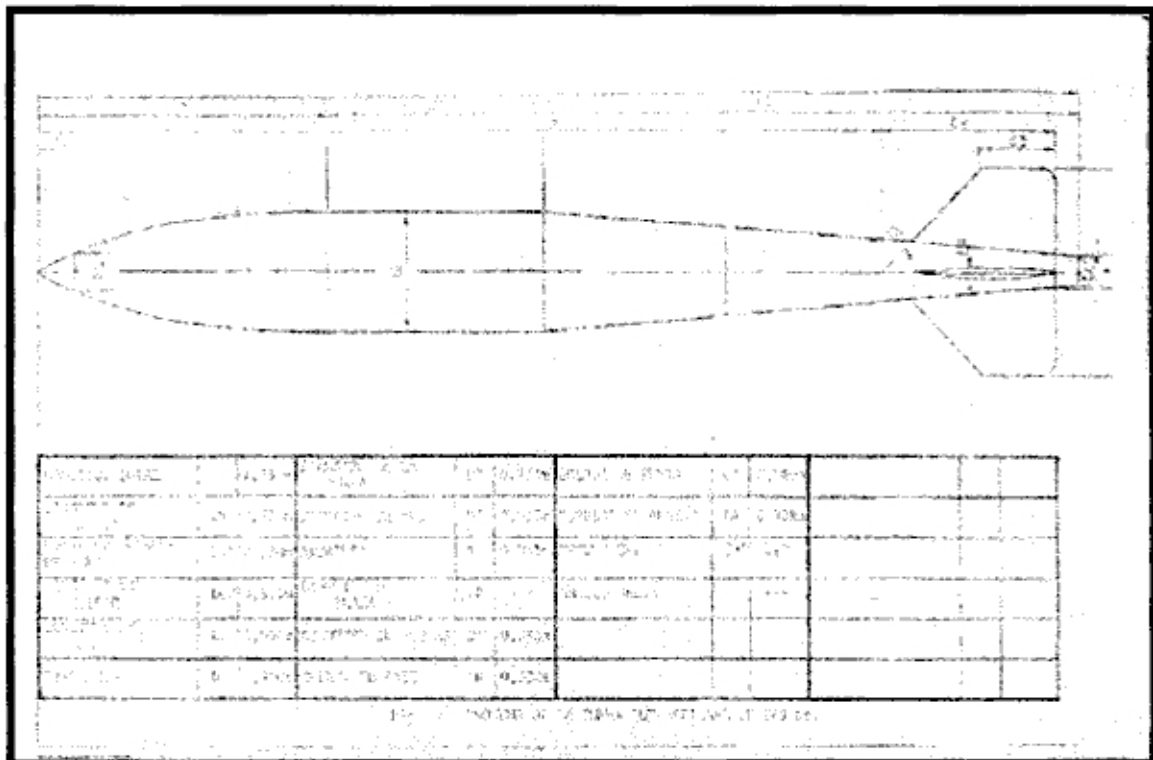


FIG 17 DATOS GEOMÉTRICOS DEL ARMA POR METODO DE MEDICION DIRECTA

4.3 Determinación de las Superficies Mojadas

Con la obtención de las Medidas Geométricas del Arma, se puede calcular la Superficie Mojada de la misma.

La Superficie Mojada, se define como la superficie del cuerpo de revolución (bomba o cohete) que esta en contacto con el flujo del medio durante su desplazamiento.

4.3.1 Calculo

Para el calculo de la superficie mojada se emplean métodos integral, mediante la determinación del área de la superficie formada por la revolución de una curva $y = f(x)$ alrededor de un eje (Ox) como se muestra en la Fig.17

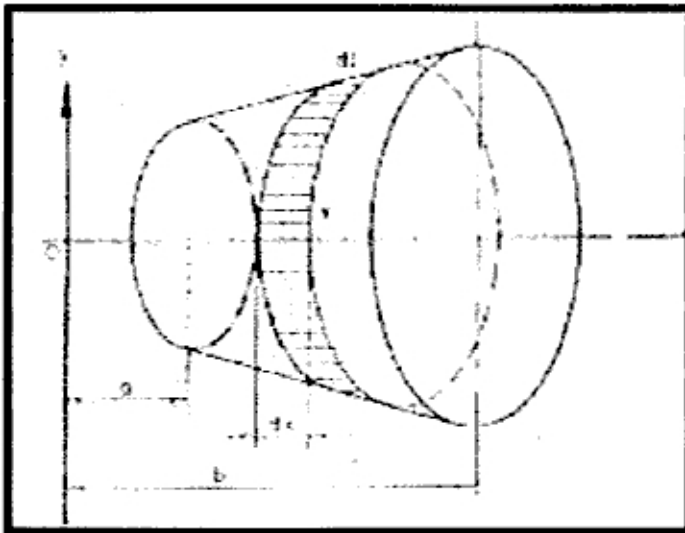


FIG. 18 SUPERFICIE DE UN CUERPO DE REVOLUCIÓN.

La superficie esta determinada por siguiente formula:

$$S = 2\pi \int_a^b Y(x) \sqrt{1 + \left(\frac{dy}{dx}\right)^2} .dx \quad (4.1)$$

Para el caso de un Paraboloido

Donde:

$$\alpha x^2 + bx + c = \text{Ecuación de una parábola} \quad (4.2)$$

Planteamos las condiciones iniciales.

$$x = 0 ; y(0) = \frac{D}{2}$$

En la ecuación de la parábola

$$\alpha(0)^2 + b(0) + c = y(0) \text{ de donde } c = D/2 \quad (4.3)$$

Para una línea curva continua a la línea del cuerpo, la tangente en el punto de unión ($x = 0$) es paralela al eje $0x$. $y'(x) = 2ax + b = 0$ de donde $b=0$ (4.4)

cuando: $x=L$; $y(x) = d/2$ de donde: $AL^2 + D/2 = d/2$.

$$a = \frac{d.D}{2L^2} \quad (4.5)$$

Entonces: $y(x) = ax^2 + c$ (4.6)

$$y'(x) = 2a \cdot x \quad (4.7)$$

Reemplazando los valores de la fórmula (4.6) y (4.7) en (4.1) obtenemos:

$$S = 2\pi \int_0^L (ax^2 + c) \sqrt{1 + 4a^2x^2} \cdot dx \quad (4.8)$$

Reemplazando los valores de a y b de las fórmulas (4.3), (4.4) y (4.5) en (4.8).

$$S = 2\pi \int_0^L \left[\frac{d-D}{2L^2} x^2 + \frac{D}{2} \right] \sqrt{1 + \frac{(d-D)^2}{L^4} x^2} \cdot dx \quad (4.9)$$

Esta integral es resuelta analíticamente, sin embargo en el Programa se usa el Método de Integración por medio de la fórmula de las Parábolas de Simpson

$$\int_a^b y dx = \frac{h}{3} [Y_0 + 4Y_1 + 2Y_2 + 4Y_3 + \dots + 2Y_{(n-2)} + 4Y_{(n-1)} + Y_n] \quad (4.10)$$

4.4 Coeficiente de Resistencia (CxA) Arrastre

4.4.1 Generalidades

En el lanzamiento de bombas limpias, frenadas y cohetes bajo cualquier régimen de bombardeo es de especial importancia la determinación mas exacta posible de la balística de estas armas, para lo cual se deben tener en cuenta consideración aerodinámicas, partiendo de la premisa de cada cuerpo según su configuración geométrica tiene un comportamiento diferente en el aire.

Partiendo de un modelo matemático simplificado los principales vectores que influyen en el movimiento del proyectil son:

- Velocidad del proyectil
- Peso del proyectil
- Fuerza ejercida por la resistencia que ofrece el medio (aire). (combinación de factores cinemáticos y dinámicos).
- Drag o fuerza de resistencia al avance esta definido por la formula:

$$Xa = \frac{Cxa \cdot \rho \cdot S \cdot V^2}{2} \quad (4.11)$$

Donde:

- Cxa = Coeficiente de resistencia al avance o coeficiente de arrastre.
- ρ = Densidad de aire.
- S = Área de referencia del arma (generalmente se considera como el área del máximo corte transversal).
- V = Velocidad.

El coeficiente de Resistencia al avance es fundamental para el calculo de resistencia al avance y a su vez para el calculo de la trayectoria, por que define la proporcionalidad de la fuerza de resistencia que opone el medio (atmósfera) al desplazamiento del proyectil.

En el país no se cuenta con un túnel aerodinámico supersónico adecuado que hubiera permitido medir la resistencia al avance en forma experimental con modelos diseñados a escala.

En el presente estudio se describe un método basado en resultados experimental para otros cuerpos de revolución expresados en relaciones de proporción geométrica y en curvas de relación de diferentes coeficientes con el Nro. de MACH.

Considerando esta seria limitación, a continuación se expone el calculo del coeficiente de resistencia al avance, tomando en cuenta las características geométricas del arma (bomba o cohete).

Se puede estimar el error de calculo de hasta un 10% por la utilización de medios indirectos (gráficos teóricos experimentales).

A continuación se expone un resumen en el que se explica el fundamento practico para tomar como referencia las curvas experimentales.

4.4.2 Datos experimentales sobre la Aerodinámica de los Cuerpos de Revolución en Velocidad Cercanas al Sonido.

Desde el punto de vista aerodinámica una bomba lisa, frenada o un cohete no dirigido, se pueden considerar como un cuerpo de revolución simétrico en su eje longitudinal y aerodinámicamente estabilizado.

La complejidad de los fenómenos que ocurren cuando un cuerpo alcanza velocidades cercanas a la del sonido, y la dificultad de estos fenómenos con ayuda del análisis matemático nos conducen a la necesidad de utilizar muy frecuentemente métodos experimentales para la investigación de las características aerodinámicas de los cuerpos de revolución.

Analicemos algunos datos experimentales obtenidos de las tomas fotográficas, las observaciones y las mediciones en un túnel aerodinámico y que se muestran a continuación.

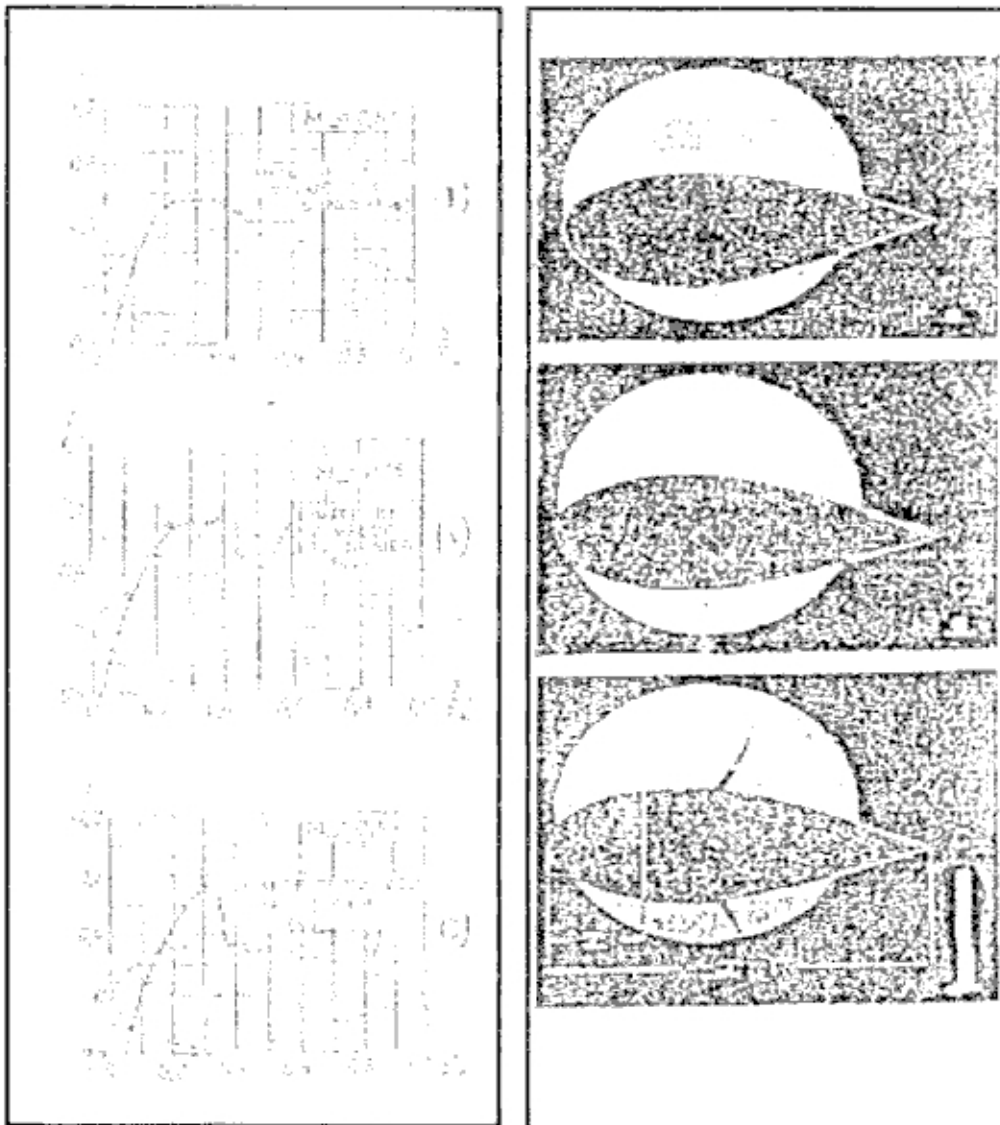


FIG. 19 ESPECTROS AERODINÁMICOS Y DISTRIBUCIÓN DE LAS PRESIONES SOBRE LA SUPERFICIE DEL CUERPO EN VELOCIDADES SUBSÓNICAS MAYORES.

Observe el aumento del coeficiente de resistencia C_x .

En la Fig. 5 a) $M=0.67$

En ningún punto de la superficie del cuerpo la velocidad local sobrepasa la velocidad del sonido y la resistencias al avance (C_{xa}) es muy pequeña, condicionada fundamentalmente por la viscosidad del flujo.

En la fig. 5 b) $M= 0.78$

Se ve claramente que no lejos de la nariz del cuerpo la velocidad del sonido (V_s) y la sobrepasa. Como resultado en la superficie del cuerpo aparece una zona supersónica local posterior a la cual la velocidad disminuye bruscamente y el flujo nuevamente se vuelve subsónico.

La resistencia al avance aumenta pero aun no es considerable. En la foto se puede apreciar el espectro aerodinámico de una serie de "saltos" (cambios bruscos) rectos a ambos lados del perfil.

En la figura 5Ac $M=0.89$

Con la aparición de los "saltos" de compresión de flujo, la energía cinética del flujo se concentra en la formación de las ondas de choque, lo cual esta relacionada con el aumento considerable de la resistencia al avance del cuerpo (ver C_{xa}), aproximadamente este coeficiente es 10 veces mayor que el coeficiente a $M=0.78$

Este crecimiento brusco de la resistencia y el cambio de otros parámetros aerodinámicos se conoce con el nombre de "crisis de onda".

En el espectro una región oscura sobre el perfil manifiesta el considerable "salto" de compresión.

4.4.3 Influencia de la forma del Cuerpo de Revolución.

El fenómeno de la "crisis de onda" sustancialmente depende de la forma del cuerpo como lo de muestran las investigaciones experimentales.

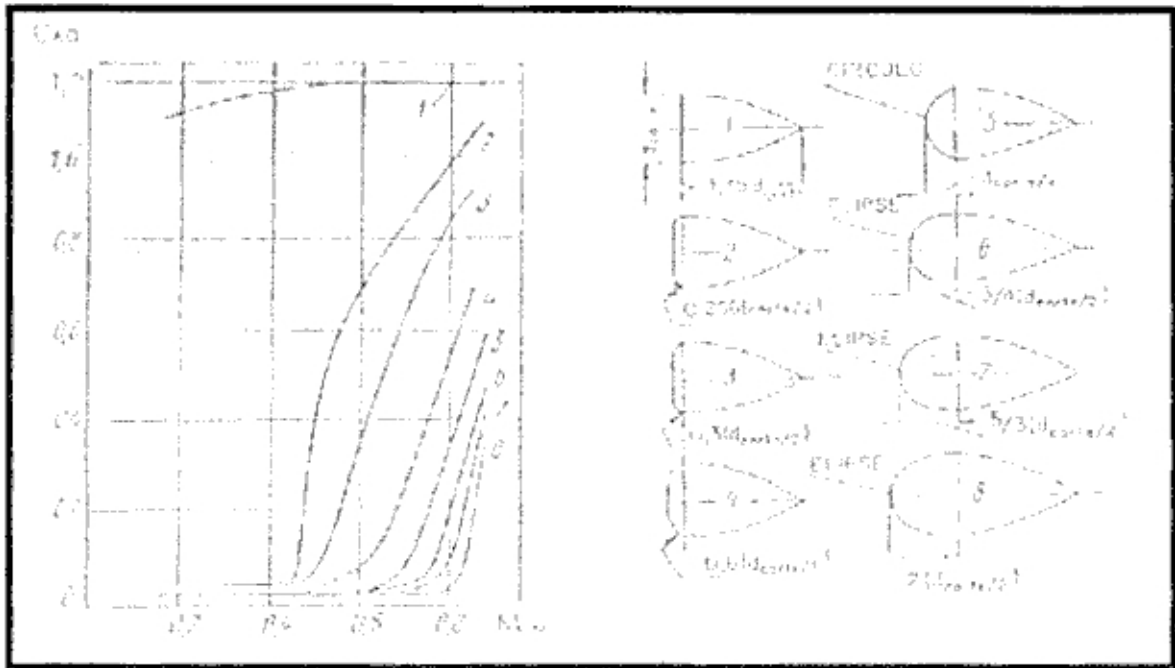


FIG. 20 RESISTENCIA DE DIFERENTE CUERPOS DE REVOLUCIÓN SEGÚN SU FORMA Y ALARGAMIENTO A GRANDES VELOCIDADES SUBSÓNICAS.

Como se muestra en la Fig. 19 la relación de la resistencia al avance (C_x) con respecto al MACH crítico (M_c), es el numero de Mach bajo el cual en algún punto de la superficie del cuerpo la velocidad del flujo es igual a la velocidad del sonido.

En el experimento el ancho de todos los cuerpos de revolución mostrados son iguales.

Una influencia considerable sobre la resistencia del cuerpo ejercen las partes redondeadas y las entradas de su forma como se ve de la diferencia de las curvas 1 y 2.

4.4.4 Definición del Coeficiente de Resistencia o Arrastre.

El coeficiente de resistencia al avance esta definido, por la relación entre la fuerza de resistencia que ejercen el medio, sobre la presión dinámica que ejerce el medio al área de corte del cuerpo con diámetro; y se expresa por la siguiente formula:

$$C_{xa} = \frac{X_a}{\rho \frac{V^2 \cdot S}{2}} \quad (4.12)$$

Para efecto de calculo considerando los fundamentos anteriores expuestos, el coeficiente de resistencia se puede calcular como la SUMA de otros coeficientes así:

$$C_{xa} = C_f + C_p$$

donde:

C_f = Coeficiente de Fricción

C_p = Coeficiente de Presión.

4.4.4.1 Coeficiente de Fricción (C_f)

Coeficiente que manifiesta la acción de rozamiento del medio (atmósfera) sobre la superficie del cuerpo. Para nuestro caso consideramos un medio en el cual la cantidad de calor en el proceso transformación de forma, permanece invariable (transformación adiabática).

El coeficiente de fricción se determina por la formula siguiente:

$$C_f = C_{fr} \cdot \eta_c \cdot \frac{F}{S} \quad (4.13)$$

Donde

Cfr = Coeficiente de fricción para una placa plana equivalente.

η_c = Coeficiente de corrección de espesor del perfil.

F = Área de la superficie mojada sin el área del corte de fondo.

S = Área del corte transversal mayor del cuerpo.

4.4.4.1.1 Coeficiente de Fricción para una Placa Equivalente

Se calcula este coeficiente por medio de la formula de Van Driest.

$$\frac{0.242}{\sqrt{Cfr}} \cdot (1 - \lambda^2)^{\frac{1}{2}} \cdot \frac{\arcsen \lambda}{\lambda} = \text{Log}(\text{Re} \cdot Cfr) + \frac{1 + 2w}{2} (1 - \lambda^2) \quad (4.14)$$

Donde:

Cfr = Coeficiente de viscosidad de la caja limite para una placa relativa.

Re = Numero de Reynolds.

W = Exponente de la relación de temperaturas.

$$\left(\frac{T}{T_0} \right)^w = \frac{\mu}{\mu_0} \quad (4.15)$$

Donde:

T = Temperatura del medio

T₀ = Temperatura OK a condiciones estándar.

μ = Viscosidad cinética del aire.

μ_0 = Viscosidad cinemática del aire a condiciones estándar.

W = 0.76

Velocidad reducida, y se deduce de la formula:

$$1 - \lambda^2 = \frac{1}{1 + \frac{(\gamma - 1)M_0^2}{2}} \quad (4.16)$$

Donde:

γ = Constante adiabática = 1.4

M_0 = Numero Mach.

4.4.4.1.2 Coeficiente de Resistencia de Perfil (Cfr).

Una placa plana equivalente.

λ_c = Coeficiente de resistencia del perfil que considera el factor de espesor del cuerpo, se determina según la figura 20 donde.

l_c = Longitud del cuerpo.

D_c = Diámetro mayor del cuerpo.

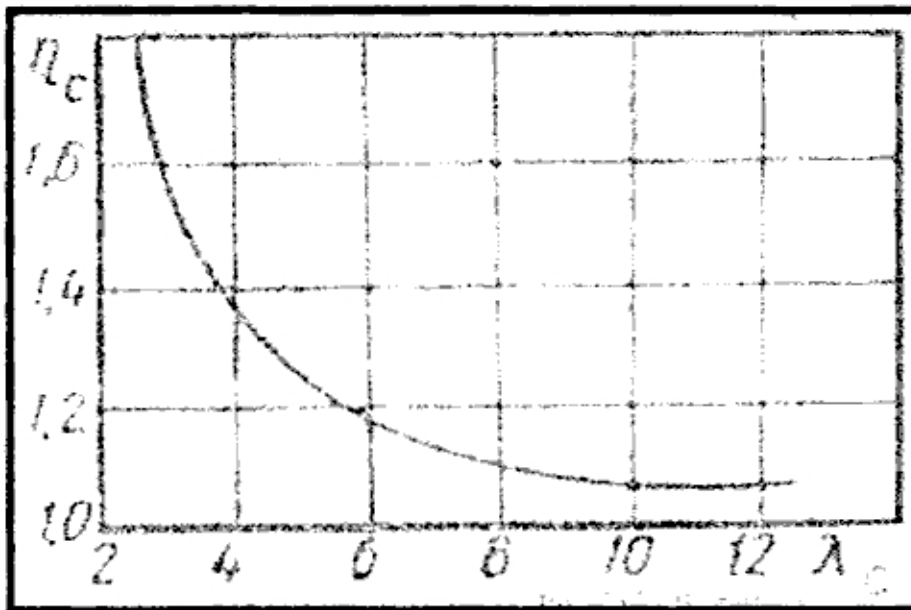


FIG. 21 INFLUENCIA DEL ALARGAMIENTO DEL CUERPO λ_c SOBRE EL COEFICIENTE DE CORRECCIÓN DEL PERFIL η_c

4.4.5 Distribución de Presión para Perfil Simétrico

Si adoptamos el criterio de llamar Presiones positivas a las superiores a la atmósfera y negativas a las inferiores, podremos afirmar que en los puntos donde la velocidad es cero o inferior a la de la corriente libre, la presión es negativa.

Un perfil simétrico con ángulo de ataque cero tiene una distribución de presiones como se indica en la siguiente figura.

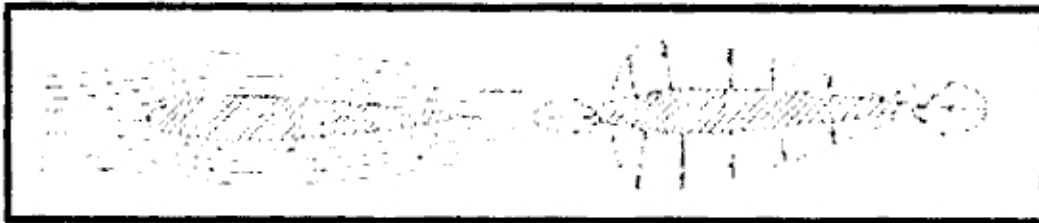


FIG. 22 DISTRIBUCIONES DE PRESIONES EN UN PERFIL SIMÉTRICO.

De lo anterior se puede deducir el carácter que toman los componentes del coeficiente de presión.

4.4.6 Coeficientes de Presión (CP)

Se expresa mediante la suma de otros coeficientes según la fórmula:

$$CP = C_{pn} - C_{pc} + C_b - C_c \quad (4.17)$$

Donde:

C_{pn} = Coeficiente de Presión de Nariz

C_{pc} = Coeficiente de Presión de Cola

C_b = Coeficiente de Presión de Base

C_c = Coeficiente de Corte

4.4.6.1 Coeficientes de Presión de Nariz (Cpn).

Este coeficiente depende del Nro. de Mach, de la forma y del alargamiento de la nariz que actúa relacionadas a la presión dinámica del flujo y la superficie transversal.

4.4.6.1.1 Coeficiente de Onda de Nariz (Co).

Este coeficiente se forma cuando el Nro. Mach sobrepasa al Mach crítico y en este caso surge una zona de velocidades supersónicas del flujo la cual se cierra con "saltos" locales de compresión, esto causa una resistencia suplementaria.

Para efectos del calculo el coeficiente de onda y el coeficiente de presión de nariz están expresadas por una relación que depende del alargamiento de la nariz, su forma y el Nro. de Mach.

4.4.6.2 Coeficientes de Presión de Cola (Cpc).

Este coeficiente caracteriza la distribución de presiones en la parte posterior del cuerpo (cola), este coeficiente depende del Nro. de Mach y del alargamiento de la cola.

Para $C_{a}=0$ (ángulo de ataque). Este coeficiente se determina según los siguientes gráficos, los cuales se han introducidos a la computadora mediante el programa ALCOBA el cual permite calcular valores del coeficiente que no estén determinados por estas curvas, mediante la interpolación de η cola y λ cola.

$$\lambda_{cola} = \frac{l_{cola}}{D}$$

$$\mu_{cola} = \frac{d_{cola}}{D}$$

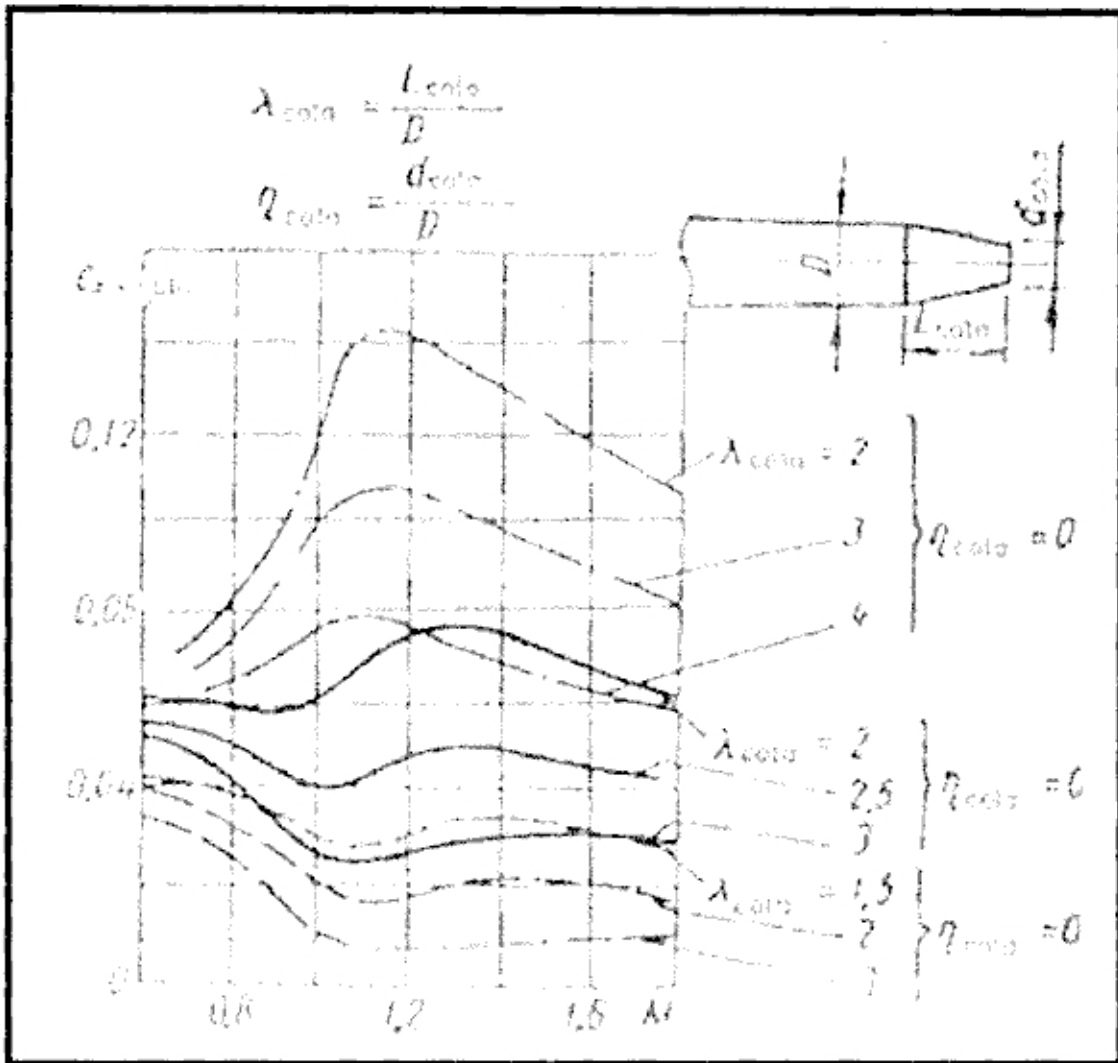


FIG. 23 GRÁFICOS PARA LA DETERMINACIÓN DEL COEFICIENTE DE COLA DE FORMA CÓNICA.

4.4.6.3 Coeficientes de Presión de Base (C_b).

La resistencia que esta condicionada por el enrarecimiento en el corte de la parte posterior de un cuerpo de revolución se le llama resistencia de base. El coeficiente de base prácticamente no depende del ángulo del ataque, la mayor influencia la ejerce el Nro. de Mach y la forma de la cola.

1) Para el rango $0 < M = M_k$ según la formula:

$$C = (0.05 + 0.25M^2)\mu^2 \quad (4.18)$$

Donde:

$$\eta_c = \frac{dc}{D}$$

dc - diámetro de cola

D - diámetro del cuerpo

El numero de Mach Critico se determina en relación al alargamiento total del cuerpo según el siguiente gráfico.

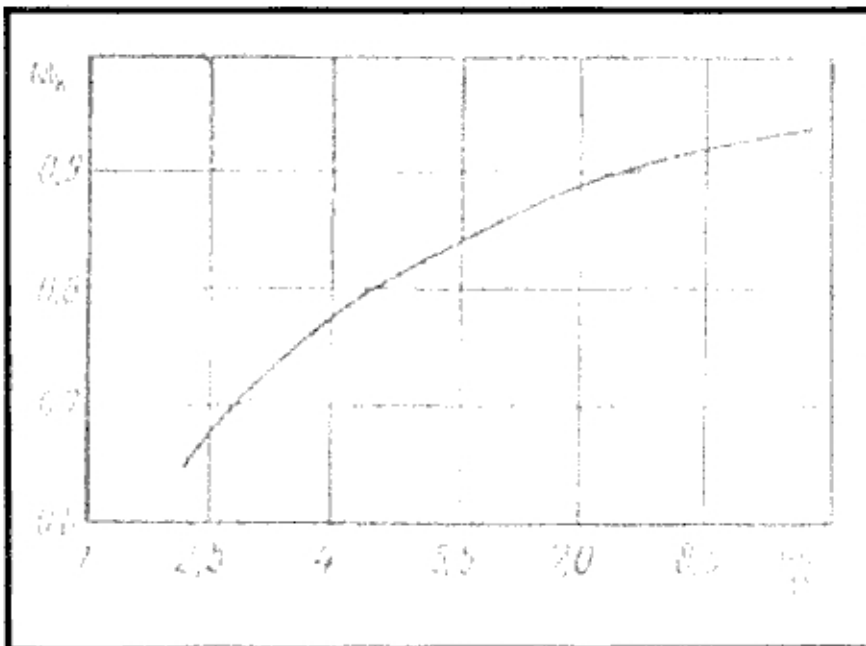


FIG. 24 GRÁFICO PARA LA DETERMINACIÓN DEL MACH CRITICO EN RELACIÓN AL ALARGAMIENTO DEL CUERPO L/D .

2) Para el rango $M > 1$ según la formula:

$$Cb = -P_{fondo} + K\eta.c^2 \quad (4.19)$$

Donde:

P_{fondo} = Coeficiente de enrarecimiento establecido según el tipo de la parte posterior del cuerpo (empenaje) para $\eta c = 1$ se determina según el siguiente gráfico.

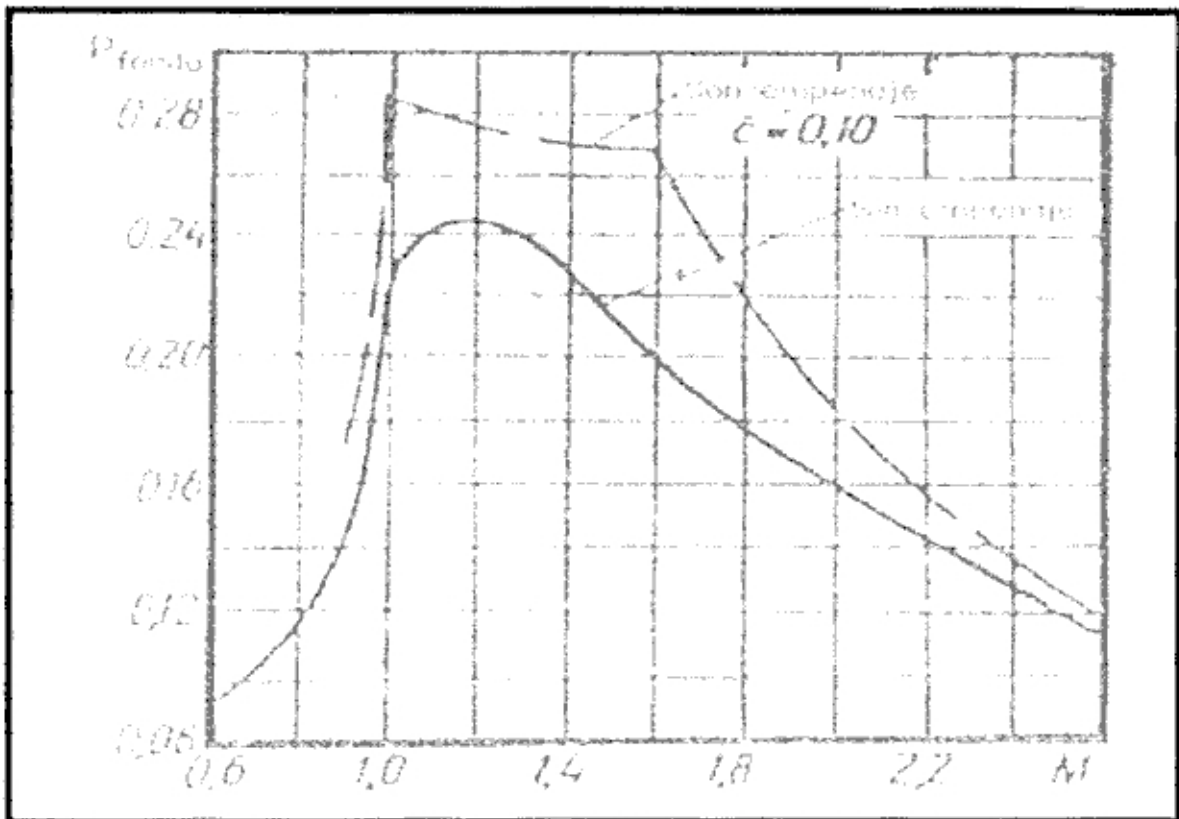


FIG. 25 GRÁFICO PARA DETERMINACIÓN DEL COEFICIENTE DE ENRARECIMIENTO DETRÁS DEL CORTE DE BASE EN RELACIÓN AL NRO. DE MACH.

En el gráfico de la Fig. 24 la curva con empenaje corresponde a un espesor relativo $C=0,1$; 1 ; (C = Espesor del empenaje/ cuerda media del cuerpo).

En el caso que C sea menor que 0.1 entonces para la determinación de P fondo se debe efectuar una interpolación lineal entre las curvas señaladas.

3) En el rango $MK < M < 1$

El coeficiente de base se determina aproximadamente de la curva que se obtiene de la yuxtaposición de las curvas $C_b - F(M)$ que han sido construidas para $M = MK$ y $M = 1$.

4.4.6.4 Coeficiente de Corte (C_c)

El coeficiente de corte (C_c) expresa la relación que existe de la proporción del corte y Nro. de Mach con respecto a la resistencia que ofrece el cuerpo. Este coeficiente se puede obtener de la siguiente formula:

$$C_c = K_c \cdot P_c \quad (4.20)$$

Donde:

K_c = Coeficiente de forma que depende de la proporción geométrica del corte.

P_c = Coeficiente de presión.

4.4.6.4.1 Coeficiente de Forma (K_c)

Se puede calcular por la siguiente formula:

$$K_c = 0.9\eta^2 \left(1 + \frac{1}{\lambda} \cdot \frac{1}{2} \cdot \eta \right) \quad (4.21)$$

Donde:

$$\eta = \frac{dcorte}{Dc}$$

d corte = diámetro de corte

D c = diámetro del cuerpo

λ = Alargamiento del cuerpo.

$$\lambda = \frac{L_{cuerpo}}{D_{cuerpo}}$$

4.4.6.5 Coeficiente de Presión (P)

Es la relación de la diferencia de presiones en un punto determinado y la presión en el flujo libre sobre la presión dinámica.

$$P_o = \frac{P_o - P_{sc}}{V^2} \quad (4.22)$$

o.e. $\frac{\rho}{2}$

Donde:

P_o = Presión en un punto determinado

P_{oo} = Presión en el flujo libre

ρ = Densidad del flujo libre

V = Velocidad

La presión en un punto determinado se calcula por la formula:

$$P_o = \frac{2 \left(1 + \frac{\gamma - 1}{\gamma} M^2 \right) \frac{\gamma}{\gamma - 1}}{M^2} \quad (4.23)$$

Donde:

γ = Constante adiabática 1.4

Finalmente reemplazado (4.23) en (4.21) Obtenemos:

$$C_c = K_c \frac{2}{\gamma} \frac{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} - 1}{M^2} \quad (4.24)$$

4.5. DATOS BALISTICOS SOBRE EL COMPUTADOR LW33A

4.5.1 Generalidades

Para producir las ecuaciones (soluciones) de trayectoria balística que sean adecuadas para ser usadas en el control de disparo desde el avión, se emplean computadoras digitales y un algoritmo flexible de propósitos generales, que proporciona una solución en tiempo casi real y parámetros exactos de la trayectoria en el disparo de armas aire-tierra.

Desde la introducción de los grandes procesadores digitales de datos en tierra, todas las tablas de bombardeo y balística han sido calculadas mediante un proceso llamado "Integración Numérica".

Se requiere un calculo adecuado para usar intervalos largos pero en poca cantidad en el proceso de integración.

El usado en el algoritmo, es la Técnica de Integración Numérica. "Runge-Kutta de segundo orden".

El método básico de integración se aplica a cualquier proyectil balístico pero se requiere cierta adaptación para cada tipo de armas.

Las ecuaciones de movimiento se elaboran adoptando las siguientes suposiciones:

1. La tierra es plana y no se considera el movimiento de rotación.
2. La atracción gravitacional es constante.

3. El proyectil es una masa puntual.
4. El proyectil no es propulsado y tiene una masa constante (se discutirán las aplicaciones en los cohetes no guiados).

Con estas suposiciones las ecuaciones diferenciales del movimiento tiene la siguiente forma.

$$\frac{d^2x}{dt^2} + H \cdot \frac{dx}{dt} = 0 \quad (4.25)$$

$$\frac{d^2y}{dt^2} + \frac{Hdy}{dt} + G = 0$$

Donde:

X = Zona a lo largo de la trayectoria (desplazamiento en el eje x).

Y = La altitud (desplazamiento en el eje y).

T = Tiempo

G = Aceleración gravitacional = 32.174 pies/seg².

H = coeficiente que expresa la función de arrastre por medio de la formula:

$$H = \frac{\rho}{w} \cdot d^2 \cdot \frac{\pi}{8} \cdot C_d \cdot V \quad (4.26)$$

Donde :

ρ = Densidad de la masa atmosférica dada como una función de la altitud.

W = Masa de la bomba.

d = Diámetro de la bomba

Cd = Coeficientes de arrastre del arma, esta derivado empíricamente y esta dado en forma tabular como una función del Nro. de Mach.

V = Velocidad en la masa de aire.

Las dos ecuaciones diferenciales de segundo orden dadas se escribirán ahora como cuatro ecuaciones diferenciales de primer orden, con el propósito de obtener las ecuaciones diferenciales en una forma que sea adecuada al proceso de integración usado, dos nuevas variables V_x y V_y están definidas:

$$\frac{dx}{dt} = V_x \quad (4.27)$$

$$\frac{dy}{dt} = V_y$$

Sustituyendo las expresiones anteriores 4.27 en la ecuación 4.25 se obtiene:

$$\frac{dV_x}{dt} = -H V_x \quad (4.28)$$

$$\frac{dV_y}{dt} = -H V_y - G$$

Las fórmulas de integración Runge – Kutta proporciona un método gradual para hallar variables dependientes a intervalos dados de la variable independiente.

En los 10 pasos para calcular la trayectoria de un arma, el tiempo máximo es de 16.5 milisegundos y el mínimo de 16.3 milisegundos.

El comportamiento del Coeficiente de Arrastre de un arma en particular C_d como una función del número de MACH, debe ser conocido para calcular la amplitud de impacto para dicha arma.

La mayoría de los aviones tiene la capacidad de transportar muchos tipos distintos de armamento.

Es deseable toda la información de C_d del repertorio de armas de un avión en la computadora de abordo a fin de evitar cargas.

Esto requiere almacenar los datos del coeficiente de arrastre en una forma mas eficiente que una tabla pues se considera las siguientes limitaciones:

1. Espacio de almacenamiento de la computadora.
2. Tiempo de computación.
3. Envolverte de disparo para cada arma.
4. Errores permisibles en cuanto a lo largo de la trayectoria y al tiempo de vuelo.

4.5.2 Definición de los Parámetros de computador LW-33

– **CFORM**

Factor de alargamiento total, se determina para cada zona (traslación).

– **DM**

Traslación del numero de MACH.

– **DKG**

Traslación del coeficiente de arrastre.

– **IREF**

Tipo de la curva de referencia

- | | |
|----------|----------------------------|
| IREF = 1 | Para bombas limpias |
| IREF = 2 | Para bombas frenadas |
| REF = 3 | Para cohetes y proyectiles |

– **DMAX**

Parámetros tamaño del tiempo de integración.

– **ITYPE**

Parámetros de clasificación de armamento.

ITYPE = - 1 Para armas de una sola etapa sin calculo de la
desaceleración (Ejem: MK-81 limpia, MK 117).

ITYPE = 0 Para armas de retardo o frenadas con paracaídas
(Ejem: MK- 83 retardada).

ITYPE = 1 Para armas de dos etapas que requiere dos Curvas de
Arrastre (Ejem: Rockeye II, Snakeye frenadas).

ITYPE = 2 Para armas de una sola etapa con computación de la
desaceleración (Ejem: MK 106) y armas de dos etapas
que requieren solo una curva de arrastre(Ejem. cohetes).

- DS

Tamaño del paso de integración para la primera etapa de las armas que tengan ITYPE diferente de -1, excepto para la SNAKEYE frenada. DS para la bomba Snakeye frenada es un coeficiente en el calculo del tiempo de despliegue del empenaje.

- NSTEP

Numero de pasos de integración para la primera etapa de las armas que tenga ITYPE diferente de -1, para las armas de ITYPE = -1, NSTEP = numero máximo de pasos de integración menos 1.

El numero máximo de integración es 10 pasos.

- NT

Numero de pasos de desaceleración para las armas ITYPE diferente de 1.

- FN

Función del empuje considerado para el arrastre total.

- IIII

Función del arrastre total.

- DMAX

Mayor tamaño posible del paso de integración.

Se determina de tal manera que la integración en 10 pasos cubra toda la trayectoria del arma, generalmente se toma valores entre 4 y 7 segundos.

- DMIN

Se determina de tal manera que permite el proceso de integración para el calculo de la trayectoria.

4.5.3 Curvas de Referencia

Son curvas que manifiestan la relación del coeficiente de arrastre (C_x) versus el numero de MACH (M) para Armas Tipo.

Son necesarias para aproximarse a las curvas de arrastre de las armas a fin de ser usada en el algoritmo de calculo de trayectoria del LW33A.

Por ejemplo: Varias de caída libre tiene curvas con coeficiente de arrastre que difieren solo por un factor multiplicativo, la serie de bombas lisas MK 80 es uno de esos grupos de armas en las que convencionalmente se toma referencia a la curva de la MK 84.

4.5.3.1 Curvas de Referencia usadas en el Computador LW-33

En la computadora de abordo LW-33 se considera 3 curvas básicas de referencia, una para bombas limpias, otra para bombas frenadas y una tercera para cohetes.

4.5.3.1.1 Curvas de Referencia para Bombas Limpias

La curva usada como referencia es la curva C_d versus MACH de la bomba MK-84 ($C_d = C_xa$).

Descripción:

Esta curva esta dividida en cuatro zonas básicamente, las zonas se toman de acuerdo al numero de MACH así:

- Zona 1 comprendida entre los valores de Nro. de MACH menores a 0.834
- Zona 2 comprendida entre los valores de MACH de 0.834 a 0.977
- Zona 3 comprendida entre los valores de Nro. de MACH 0.977 a 1.030
- Zona 4 valores de Nro. de MACH mayores de 1.080

El coeficiente de arrastre en caída una de las zonas esta expresado como un polinomio de segundo en función del numero de MACH. (nota: $C_d(M) = C_xA$).

$$C_d(M) = b_0 + b_1M + b_2M^2 \quad (4.29)$$

4.5.3.1.2 Curvas de Referencia para Bombas Frenadas

Valores de los coeficientes b_0 , b_1 y b_2 para c/u de las zonas:

4.5.3.1.3 Curvas de Referencia para Cohetes y proyectiles

Valores de los coeficientes b_0 , b_1 y b_2 para c/u de las zonas:

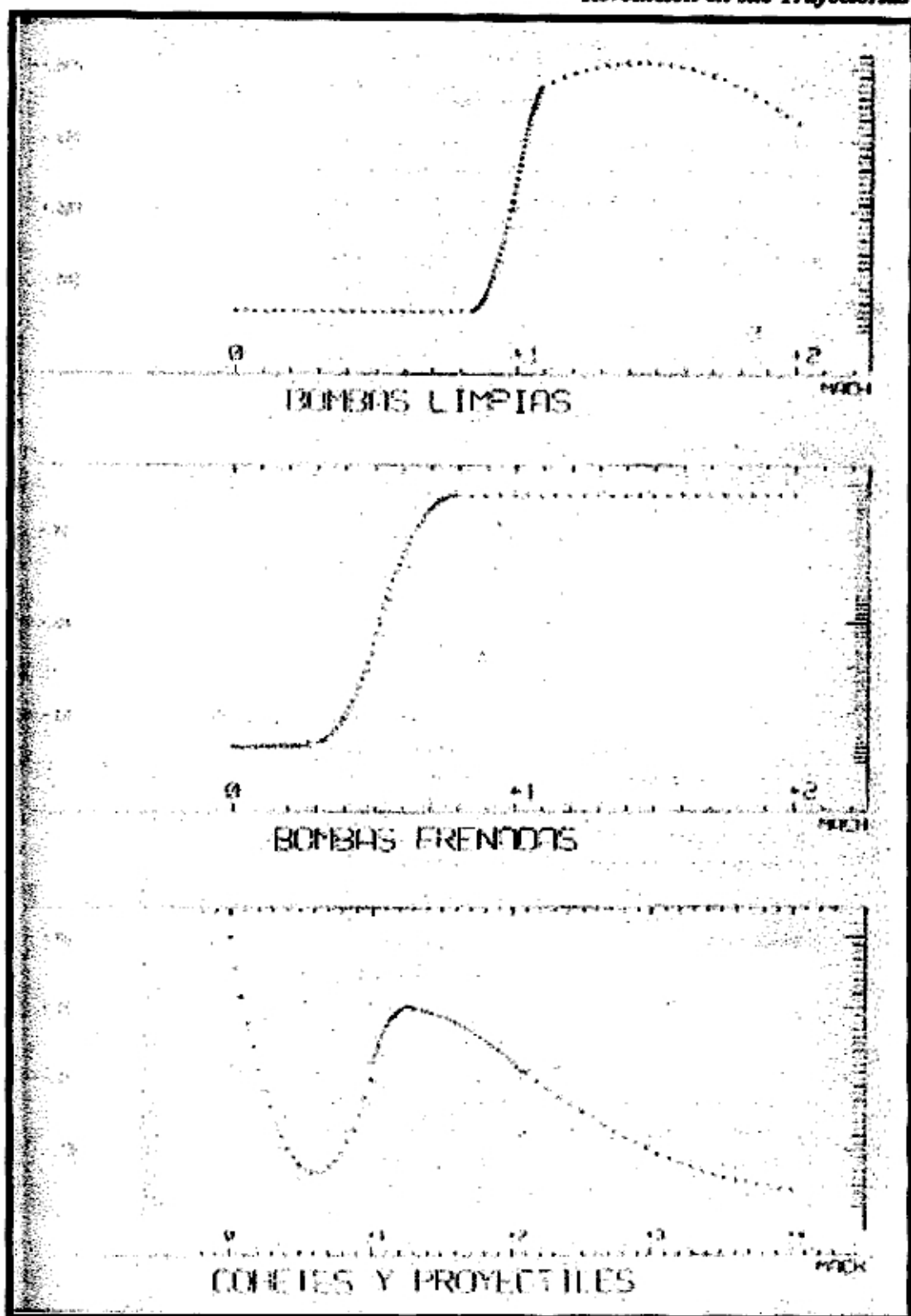


FIG. 26 CURVAS DE REFERENCIA USADAS EN EL COMPUTADOR LW-

33A

4.5.4 Determinación de los Parámetros de Traslación

La función de $C_{xa} = C_{xa}(M)$ que describe la variación del coeficiente de resistencia aerodinámica del cuerpo con el número de MACH en general es relativamente complicada, y su expresión o aproximación exacta a través de las funciones analíticas simples para el rango de Mach 0 a 2 (0 a 4 para el caso de cohetes y proyectiles) es inaceptable por su complejidad.

Utilizando varios subintervalos es factible obtener aproximación satisfactoria por medio de las parábolas cuadráticas.

Para la aproximación de las curvas se elige una curva $C_{xa} = C_{xa}(M)$ típica de ciertos tipos de armamento, que vienen a ser los patrones o curvas de referencia los cuales posteriormente tendrían que ser acomodados de tal manera que coinciden lo mejor posible con la curva de resistencia de la nueva arma.

Para la traslación o acomodación de la curva patrón se dispone de tres parámetros:

- CFORM** = Factor de escala, multiplica el valor de la función.
- DM** = Traslación horizontal, traslada la función en el eje x.
- DKG** = Traslación vertical, traslada la función en el eje y.

En la pantalla aparecen los valores de C_{xa} reales (puntos) y los de la curva de referencia trasladada en la escala del eje "y", esta en base de los valores de C_{xa} .

Sin embargo, el valor de DKG requerido es necesario ingresarlo en base al factor del arma, el programa lo evalúa inmediatamente después de ingresar a la opción de traslación y lo indica en la pantalla bajo el nombre de factor de multiplicación por eso, una vez determinado la diferencia C_{xa} , evaluamos:

$$DKG = \Delta C_{xa} \cdot \frac{\pi D^2}{8w} \quad (4.30)$$

4.5.5 Definición de Zonas y Pesos

En la mayoría de los casos el usuario tratara de obtener la "mejor" traslación posible, es decir la elección de los parámetros se basa en los valores extremos, o intentando disminuir el error global.

Este ajuste visual puede ser muy elegante, sin embargo, por ejemplo la descripción exacta de $C_{xa} = C_{xa}(M)$ para las bombas frenadas en los regímenes de N° de $Mach > 1$ tiene poca importancia (de la misma forma poco nos interesa conocer los valores exactos para cohetes en los regímenes de $Mach < 0.5$).

Con el fin de tener cierto criterio para la evaluación de error de la traslación, se ha introducido zonas que pueden ser numeradas hasta 10, numeradas de 0 a 9 con los pesos respectivos.

La definición de las zonas debe efectuarse en base del tipo de arma y de los regímenes de vuelo y su aplicación

Mayor peso o importancia tendrá la zona de mayor permanencia del arma

Cierta influencia en la definición de los pasos tendrá también la precisión de los datos de C_{xa} .

Existen tres tipos de distribución en las zonas predefinidas que sirven como referencia.

Siendo el Error

$$E = \frac{\sum_{j=0}^{Nz} W_j \cdot \frac{\sum_{i=1}^{Nj} (C_{xai} - Fref(Mi))^2}{K_j}}{\sum_{j=0}^{Nz} W_j} \quad (4.31)$$

4.5.6 Traslación de la Computadora, Formulación estricta del proceso.

Teniendo la definición matemática del error de la traslación, es posible la formulación estricta del proceso:

Encontrar el mínimo de la función:

$$E(CFORM, DM, DKG) = \frac{\sum_{j=0}^{Nk} W_j \cdot \frac{\sum_{i=1}^{Kj} [Cx_{ai} - Fref(Mi)]^2}{Kj}}{\sum_{j=0}^{Nk} W_j} \quad (4.32)$$

Donde:

$$Fref(Mi) = CFORM [B_2 \cdot (Mi + DM)^2 + B_1 \cdot (Mi + DM) + B_0] + DKG \quad (4.33)$$

Esta formulación nos dice que todo el proceso de traslación en realidad es una simple minimización de la función E y la obtención de los parámetros y como tal desde el punto de vista matemático es problema hasta despreciable.

Para minimizar la función $E = E(CFORM, DM, DKG)$ se puede recurrir a cualquiera de los métodos variacionales o se puede usar el siguiente procedimiento

Si existe un extremo global de la función E, por razones obvias debe ser mínimo y tal se puede encontrar como solución de las ecuaciones:

$$\frac{df(CFORM, DM, DKG)}{dCFORM} = 0 \quad (4.34)$$

$$\frac{df(CFORM, DM, DKG)}{dDM} = 0 \quad (4.35)$$

$$\frac{df(CFORM, DM, DKG)}{dDKG} = 0 \quad (4.36)$$

El desarrollo de estas ecuaciones nos da los resultados de los parámetros.

4.6. INGRESO DE DATOS DE BALSITICA EN EL SISTEMA LW-33^a

4.6.1 Generalidades

El tipo de armamento instalado en el avión Mirage M5P4 tiene comunicación con el sistema LW-33^a a través de un switch de 16 posiciones , estos datos están ubicados en el “ Weapon Select Panel “, cada posición corresponde a un tipo de armamento, esto quiere decir que podemos tener 16 códigos de bombas y cohetes.

Cuando el programador quiere aumentar la capacidad del INAU con otro armamento, se tiene que escoger una de las posiciones libres que corresponde al armamento que se desea utilizar.

Los parámetros necesarios para el calculo balístico en el computador LW-33A se introducen y almacenan en un orden pre-establecido, la introducción es de forma Octal a los códigos de memoria del computador, luego de calcular los datos en forma decimal.

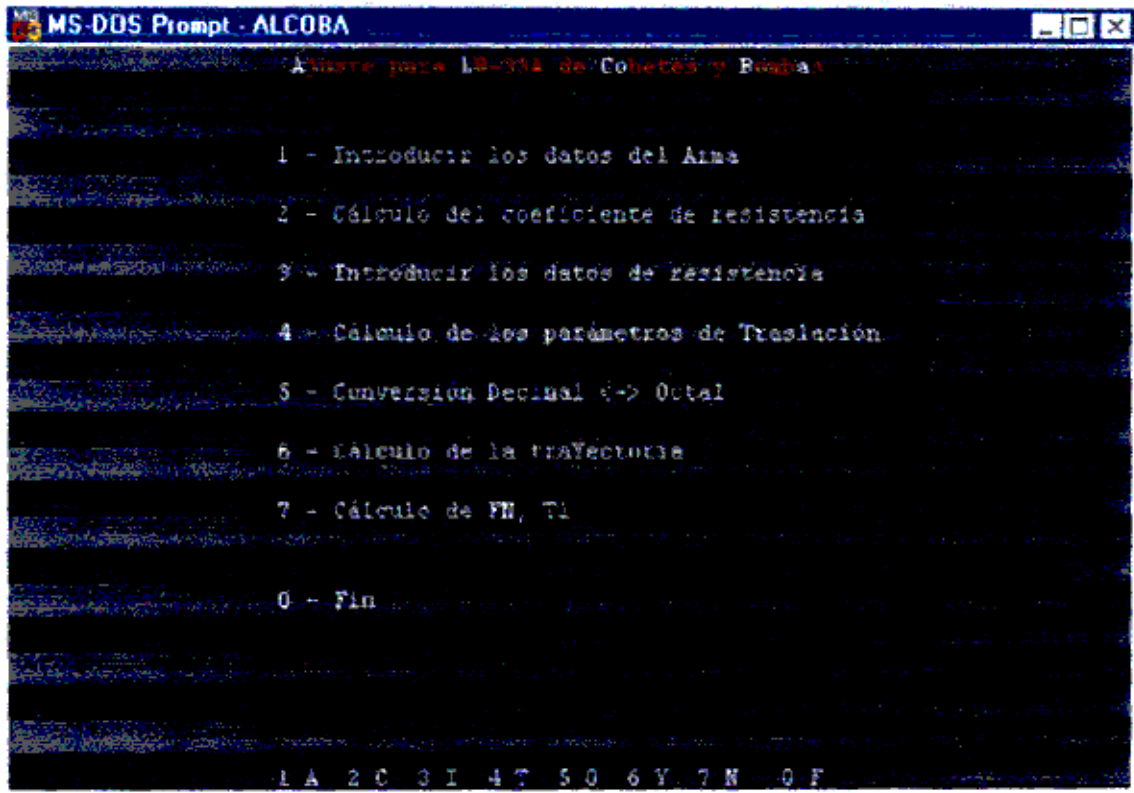
En la mayoría de los casos los coeficientes de balística llegan con su velocidad de eyección en la forma de números que sirven como puntero del LW-33A.

4.6.2 Envoltente y Velocidad de Eyección

Si la velocidad de eyección no llega en esta forma el programador tiene que ubicar un lugar en la memoria para la inserción de la velocidad.

La velocidad de eyección consiste de tres velocidades, cada una en un eje ortogonal (V_x , V_y , V_z) y además también se adiciona la restricción de la altitud del estallido del arma.

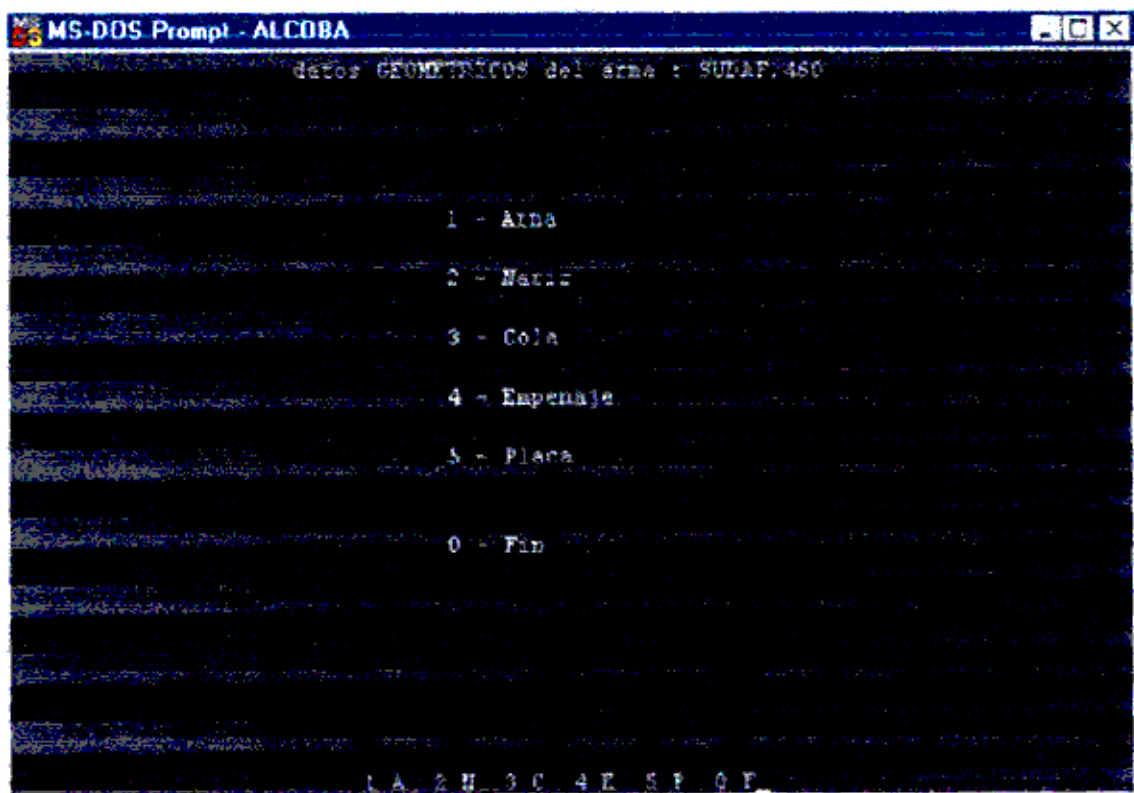
4.7 Resumen Grafico del Programa



```
MS-DOS Prompt - ALCOBA
Alcoba para LD-351 de Cohetes y Bombas

1 - Introducir los datos del Arma
2 - Cálculo del coeficiente de resistencia
3 - Introducir los datos de resistencia
4 - Cálculo de los parámetros de Traslación
5 - Conversión Decimal <-> Octal
6 - Cálculo de la trayectoria
7 - Cálculo de FN, Tl
0 - Fin

1 A 2 C 3 I 4 T 5 O 6 Y 7 N 0 F
```



```
MS-DOS Prompt - ALCOBA
datos GEOMETRICOS del arma : SULA F.460

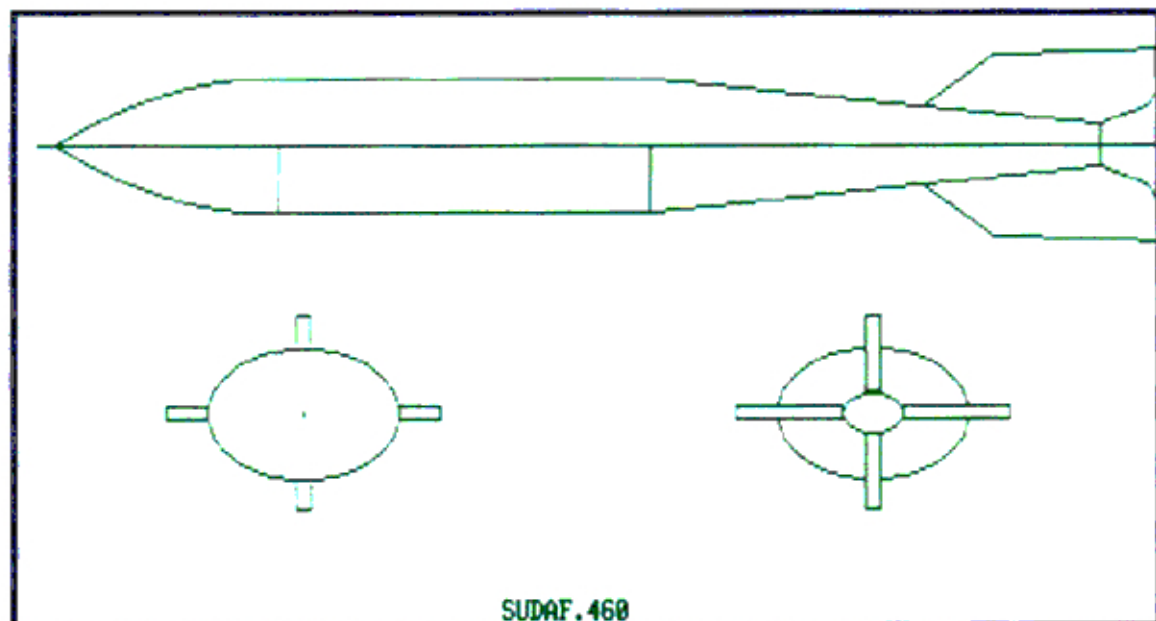
1 - Arma
2 - Muelle
3 - Cola
4 - Empenaje
5 - Placa
0 - Fin

1 A 2 M 3 C 4 E 5 P 0 F
```

*Calculo de la Balística de los Cuerpos de
Revolución en sus Trayectorias*

```
MS-DOS Prompt - ALCDBA
Arma : SUDAF.460
longitud : 2.241 m          diametro : 0.410 m
superficie mojada : 2.308 m²
forma de la nariz : parabólica
longitud : 0.476 m          diametro : 0.000 m
forma de la cola : cónica
longitud : 0.265 m          diametro : 0.130 m
número de aletas : 4
diametro [ m ] - aletas : 0.585      apertura : 0.242
guarda [ m ] - raíz : 0.546          punta : 0.392
ángulos [ ° ] - Chi : 45             Delta : 3
distancia : 1.741 m
espesor : 0.030 m
superficie [ m² ] - aleta : 0.004    total : 0.675

precione SPACEDAR para continuar
```



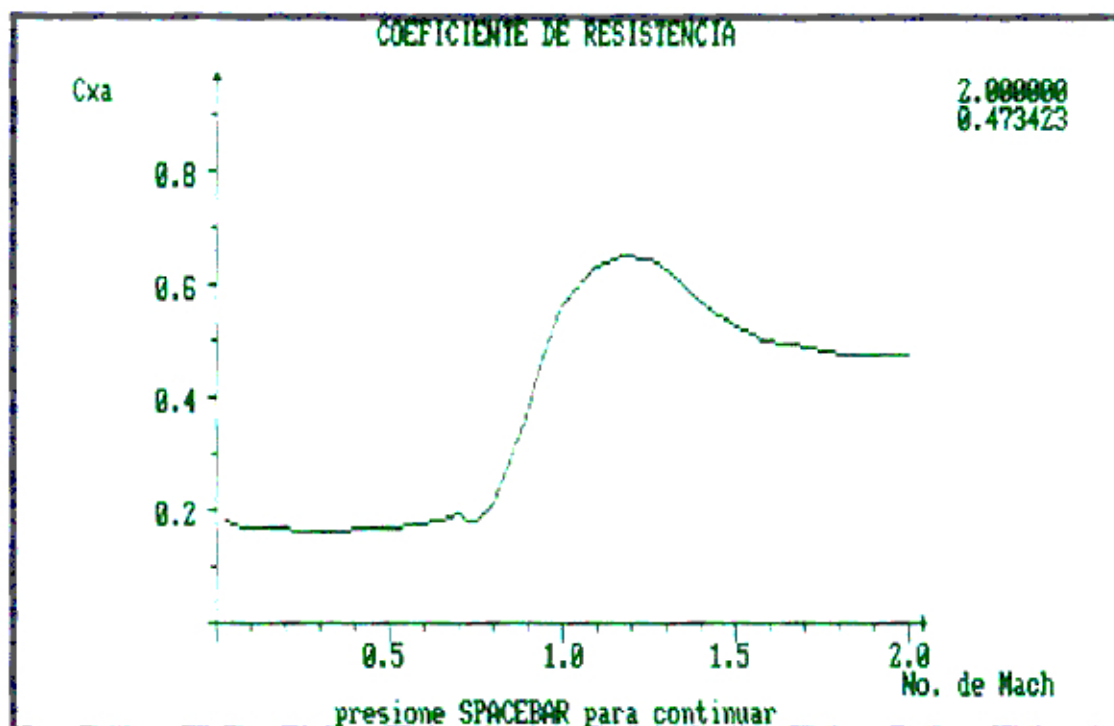
Calculo de la Balística de los Cuerpos de Revolución en sus Trayectorias

MS-DOS Prompt - ALCOBA

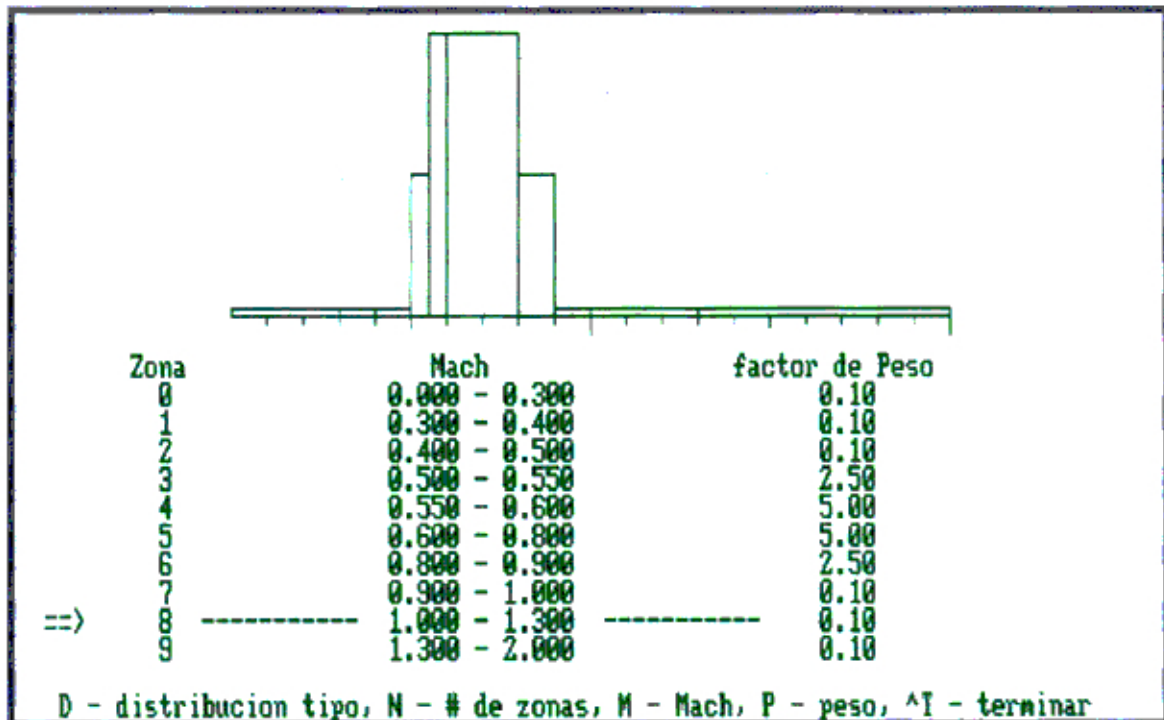
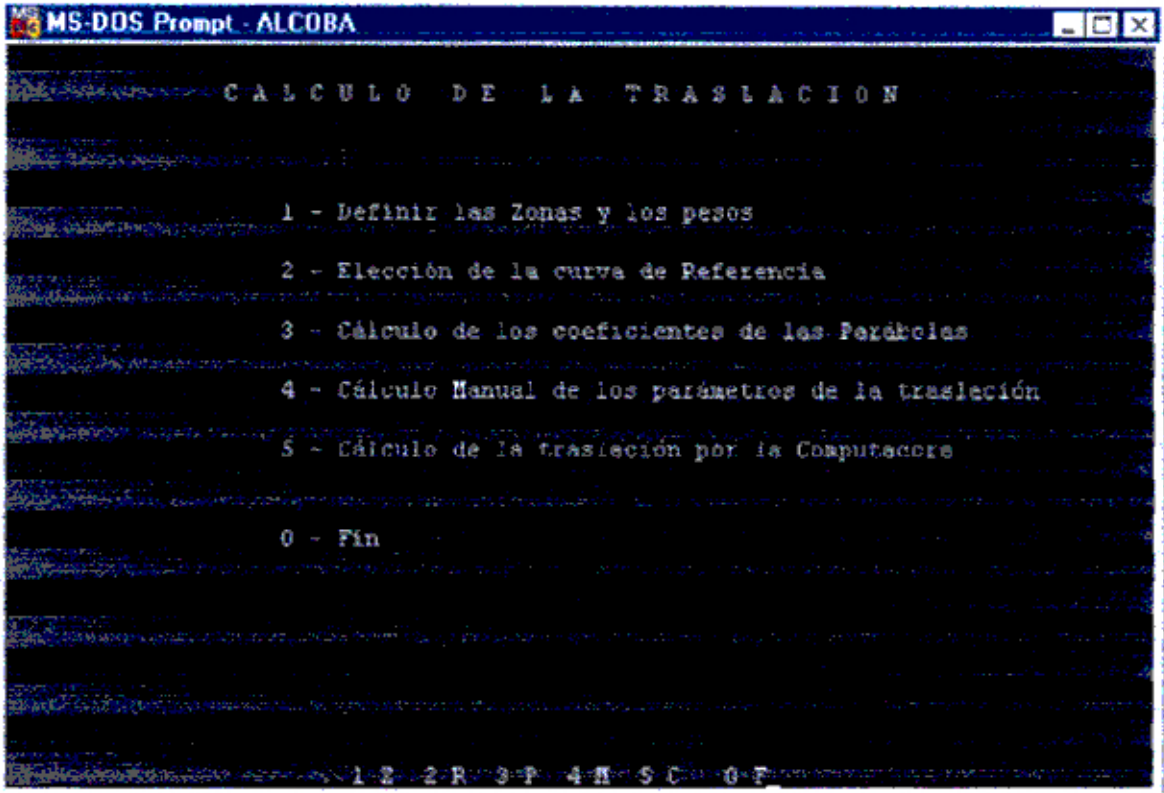
COEFICIENTE DE RESISTENCIA

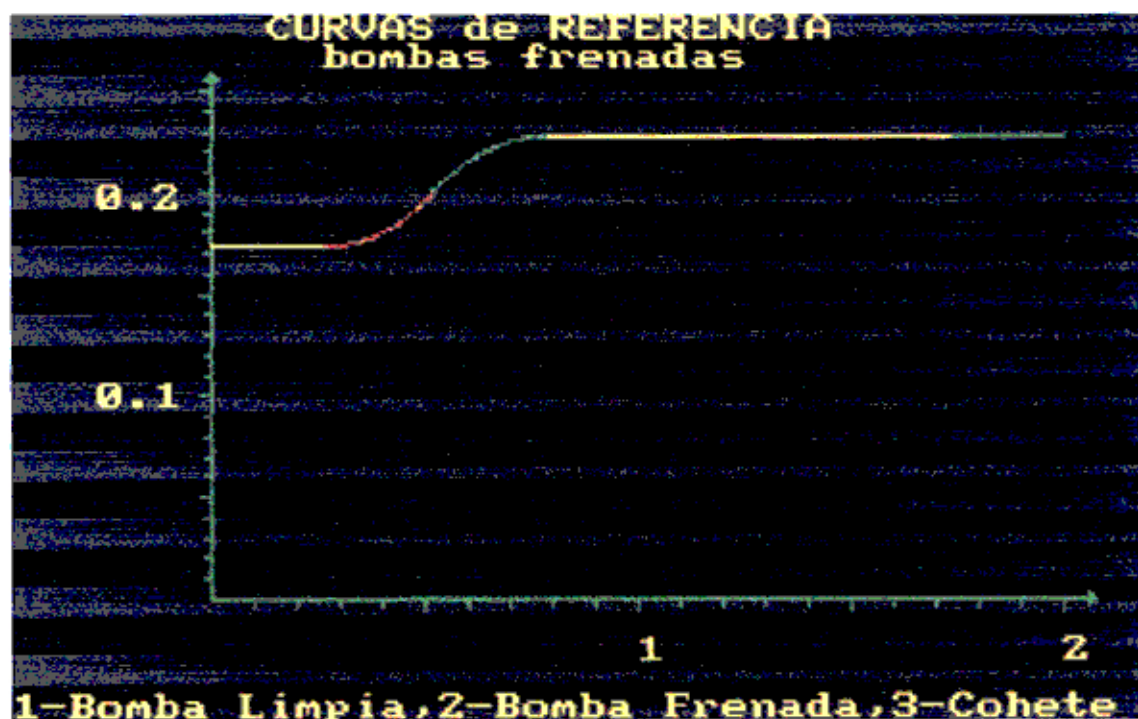
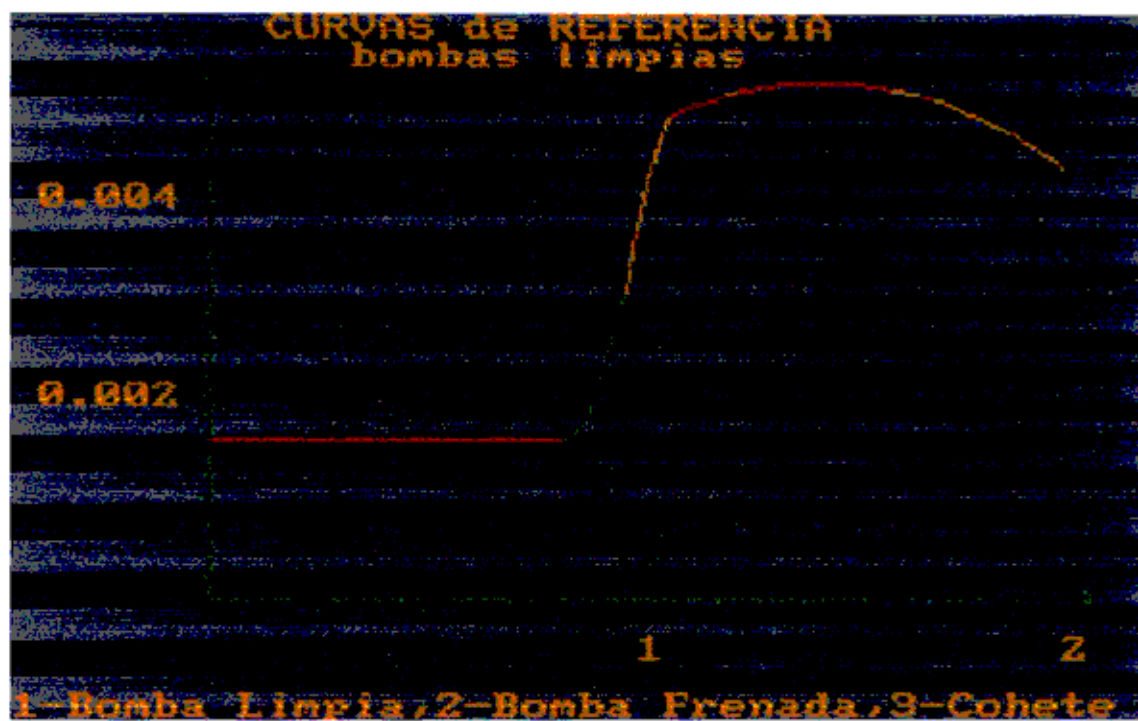
Mach	Cxa	Mach	Cxa	Mach	Cxa	Mach	Cxa
0.05	0.173	0.55	0.173	1.05	0.602	1.55	0.509
0.10	0.169	0.60	0.178	1.10	0.631	1.60	0.498
0.15	0.167	0.65	0.184	1.15	0.644	1.65	0.494
0.20	0.166	0.70	0.191	1.20	0.648	1.70	0.489
0.25	0.165	0.75	0.182	1.25	0.642	1.75	0.481
0.30	0.163	0.80	0.211	1.30	0.627	1.80	0.476
0.35	0.165	0.85	0.291	1.35	0.598	1.85	0.476
0.40	0.166	0.90	0.374	1.40	0.571	1.90	0.476
0.45	0.167	0.95	0.482	1.45	0.546	1.95	0.475
0.50	0.170	1.00	0.561	1.50	0.528	2.00	0.473

presione SPACEBAR para continuar

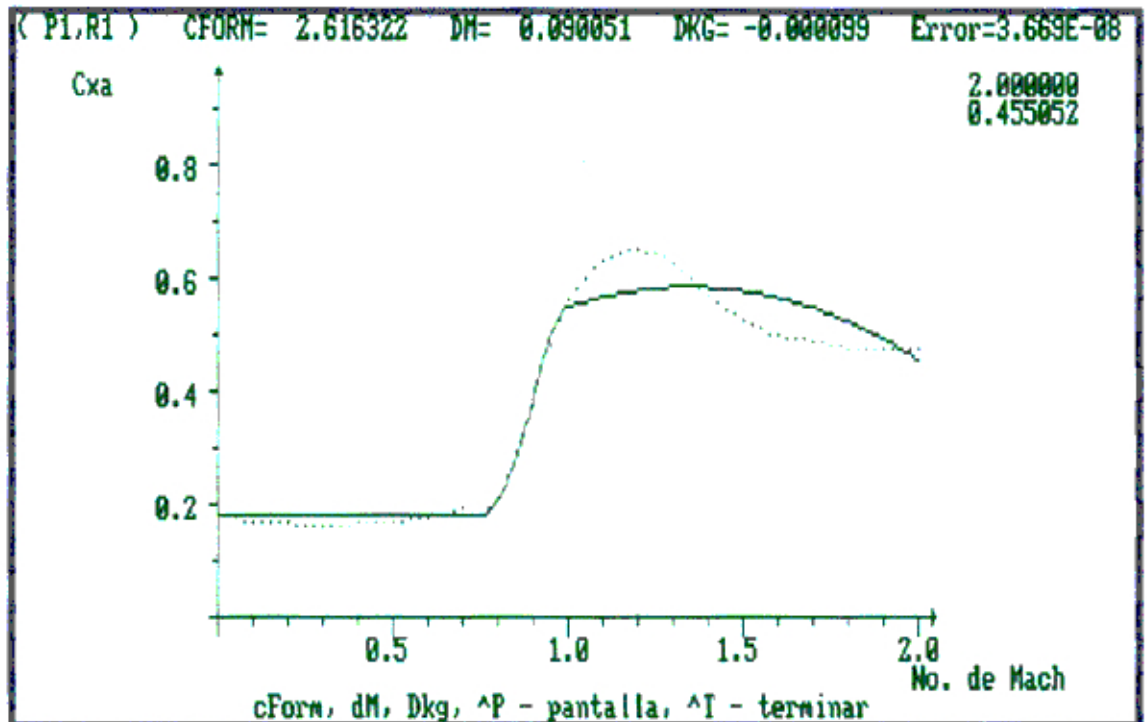
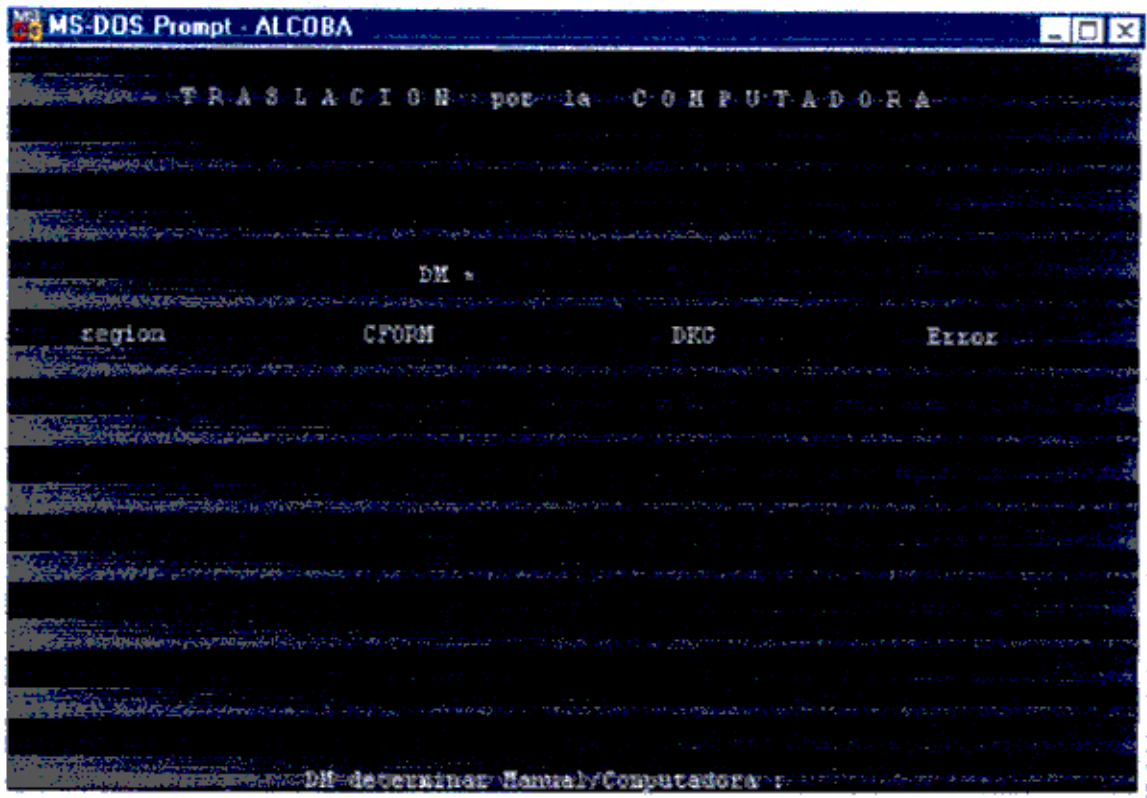


Calculo de la Balística de los Cuerpos de Revolución en sus Trayectorias





Calculo de la Balística de los Cuerpos de Revolución en sus Trayectorias



Calculo de la Balística de los Cuerpos de Revolución en sus Trayectorias

```
MS-DOS Prompt - ALCOBA
CALCULO de la TRAYECTORIA

1 - introducir los parámetros de Vuelo
2 - introducir los parámetros del Arma
3 - introducir los parámetros de LW-33A
4 - Cálculo de la trayectoria
0 = Fin

I V 3 A 3 F 4 C 0 P
```

```
MS-DOS Prompt - ALCOBA
DATOS de VUELO

velocidad del avión [ knots ] : 500.00
altura de vuelo [ ft ] : 3000
inclinación [ deg ] : -15
altura de blanco [ ft ] : 2200

Cursor, Ctrl-U = unidades, Ctrl-T = terminar
```


Calculo de la Balística de los Cuerpos de
Revolución en sus Trayectorias

```

MS-DOS Prompt - ALCOBA
                                D A T O S  del  A R M A

parámetros de la curva de Cxa( Mach )
CFocal = 2.616322          CForn2 = 0.000000
DMI    = 3.098051          DM2    = 0.000000
DKG1   = -0.000099        DKG2   = 0.000000      [ ft'/slugs ]
IRef   = 1                IRef2  = 0

incremento máximo de tiempo      [ sec ] : dsmax = 7.000

pasos especiales
ds    = 0.0000            ds2    = 0.0000      [ sec ]
NStep = 9                NT     = 0

identificación del arma          [ -1 0 1 2 ] : IType = -1

retardo del sistema de inicialización [ sec ] : WReD = 0.00000000

parámetro de corrección de tiempo [ sec'/ft ] : SL = 0.00000000

velocidad de eyección           [ ft/sec ] : VE = 0.00
velocidad inicial ( disparo )    [ ft/sec ] : Vauz = 0.00
empuje ( propulsión - aceleración ) [ ft/sec' ] : FH = 0.00

CursoE, PgUp, PgDn, Ctrl-U - unidades, Ctrl-T - terminar
  
```

```

MS-DOS Prompt - ALCOBA
                                T R A Y E C T O R I A

                                Velocidad      Altura      Inclinación      arma
                                500.00         3000.00         -15.             Low Drag

tiempo  distancia      Vx      Vy      V      U
8.593   6785.19         759.99  -469.31  893.22  -31.76
8.666   6823.88         757.54  -470.71  891.87  -31.86
8.666   6823.88         757.56  -470.65  891.86  -31.85
8.666   6823.88         757.56  -470.65  891.86  -31.65

tiempo  distancia      altura      Vx      Vy      Ut      Flag
0.909   765.89         2762.29    809.50  -246.05  0.909   0
1.818   1496.19         2546.11    803.81  -273.17  0.909   0
2.727   2224.29         2265.11    796.06  -300.65  0.909   0
3.636   2947.13         1999.50    792.24  -327.60  0.909   0
4.545   3664.63         1689.51    786.30  -354.28  0.909   0
5.454   4376.69         1355.38    780.24  -380.69  0.909   0
6.363   5083.16         997.39     774.02  -406.78  0.909   0
7.272   5783.91         615.83     767.62  -433.34  0.909   0
8.181   6476.75         211.01     761.01  -457.94  0.909   0
8.642   6828.61         -2.94      757.56  -470.65  0.461   0

presione Neline para continuar
  
```

CAPITULO V

METODOLOGÍA Y CONFECCION DE LAS TABLAS DE LANZAMIENTO

5.1 Metodología

Todo trabajo para realizar el proceso de una Homologación o Certificación de un Sistema de Armas en una Aeronaves comprende 5 etapas:

- a.- Pruebas de Compatibilidad Geométrica o adaptación, que tienen por objeto realizar la instalación y adaptación del Arma Inerte, en los portantes de la aeronave, verificando que se pueda adaptar e instalar, no ocasionando interferencia en el Sistema de Armas de la Aeronave.
- b.-Pruebas de Verificación del código Balístico del Arma, que tiene por objeto la introducción exitosa de los Parámetros Balísticos del Arma en la memoria del computador Litton LW-33A, como el Código designado el Weapon Data Panel (WDP) y el lanzamiento de bombas de practica, que simulen los parámetros del Arma, a fin de comprobar su balística.
- c.- Pruebas de Flight Envelope, que sirven para evaluar los efectos que pudieran producir el Arma, su resistencia estructural y evaluar las cualidades de vuelo de la aeronave (maniobrabilidad, estabilidad, control), en sus diferentes configuraciones.
- d.- Pruebas de Release Envelope, que tienen como finalidad verificar una separación segura del Arma desde la aeronave, en sus diferentes configuraciones, así como también realizar la comprobación inicial de los parámetros balísticos.
- d.-Pruebas de Verificación Final de las Tablas balísticas y Demostración Operacional , que tiene por objeto el soltamiento del Sistema de Armas con artificios,

para comprobar sus parámetros balísticos y realizar las correcciones si fuera necesario, así como verificar el funcionamiento del sistema de armado, logrando que los artificios que componen el Arma aseguren su detonación de las bombas al impacto o retardo y evaluar el criterio de daño.

5.2 Selección de Parámetros

Según la Teoría de bombardeo, para la confección de las mismas es necesario conocer los siguientes parámetros:

- Altura de vuelo (sobre el terreno).
- Velocidad de vuelo.
- Angulo de pique.
- Angulo de depresión en la mira.

Todos estos datos deben estar incluidos en la Tabla de lanzamiento.

Para su confección se utilizara, como primera fase, el método teórico y para el ajuste, corrección, el método experimental.

En el país no se cuenta con un túnel aerodinámico, que nos permita medir la resistencia al avance en forma experimental, por lo que se hace necesario el empleo de Programas de calculo especializados, a fin de llegar a aproximaciones de dicho valores.

Para la solución del problema se utilizara el SOFTWARE BALISTICO ALCOBA, diseñado inicialmente para introducir los parámetros balísticos en forma octal al computador LW-33 de avión M5P4.

El propósito de usar este programa, es para obtener el BOMB RANGE, dato que sirve para realizar el Calculo de la Depresión de mira según la formula siguiente:

$$DM = (90 - C) - \arccot \operatorname{an} \frac{D}{H}$$

- Donde :
- D = Alcance horizontal.
 - H = Altura de lanzamiento.
 - C = Angulo de pique.
 - DM= Depresión de mira, en mils (mili radianes).

5.3 Desarrollo en el Software Balístico

El desarrollo de las fases de este programa es el siguiente y servirá para obtener las Tablas preliminares de bombardeo.

Las fases a desarrollar en este software son las siguientes:

- Obtención de las medidas geométricas de la bomba.
- Introducción de los datos del arma.
- Calculo de los coeficientes aerodinámicos.
- Ajuste y corrección de los datos obtenidos con la curva patrón de bombas.
- Asignación de pesos por intervalo.
- Análisis de los datos obtenidos.

5.4 Características del Bombardeo Aéreo

5.4.1 Bombardeo Aéreo

El Bombardeo aéreo se caracteriza esencialmente en que la bomba es “dejada caer” en el espacio desde una aeronave, con una velocidad inicial originada por la velocidad de dicha aeronave, en el instante de soltar la bomba, mientras esta en vuelo horizontal con movimiento rectilíneo uniforme.

Dicha característica, diferencia al bombardeo aéreo de todo tiro en general y de esa manera la velocidad inicial de la bomba es igual a la que tiene la aeronave en el instante de soltarla, y por mas que la velocidad de la bomba crezca en seguida, su orden de magnitud será netamente inferior a las velocidades de los proyectiles de artillería.

De allí y por otras características mas, se ve la diferencia tan notable entre la balística del bombardeo y la balística de las armas de fuego.

Como en cualquier discusión teórica es necesario tener ciertas consideraciones preliminares con el fin de mantenerse dentro de los limites razonables.

Por lo cual es necesario conocer las tres leyes de Newton y la ley de gravedad.

En todos los cuerpos que caen, el aumento de velocidad producida por la gravedad en cada segundo, es llamada "aceleración de la gravedad". Esto ha sido determinado experimentalmente midiendo la velocidad de caída de numerosos cuerpos y se ha encontrado que es de 9.81 mt/seg^2 es decir 32 pies/seg^2 .

5.4.2 Condiciones Standard de la Tabla de Bombardeo

En la introducción se establece que los datos balísticos principales dados en las Tablas de bombardeo son deducciones de suposición de ciertas condiciones denominadas Tabla de Bombardeo Standard.

Estas condiciones se detallan a continuación:

- Las Constantes Aerodinámicas de la Bomba son normales
 - a. La masa de la bomba es normal.
 - b. Las dimensiones de la bomba son normales.

- Las Condiciones Iniciales son normales.
 - a. Vuelo del avión recto y nivelado a una velocidad constante de tierra.
 - b. Los ángulos y velocidades angulares de pitch (cabeceo), roll (balanceo) y yaw (ladeo) del avión son cero.
 - c. La bomba es soltada con su eje longitudinal paralelo al vector de velocidad de aire.

- La Atmósfera tiene una Estructura normal
 - a. No hay viento vertical, y el viento horizontal es constante.
 - b. La densidad del aire a nivel de mar tiene el valor normal de 1.2034 kilogramos por metro cúbico y el índice de densidad en cualquier altitud, en metros de acuerdo a la densidad del nivel del mar es de $10 \times E000045$

- Las Fuerzas que actúan sobre la bomba son normales.
 - a. La aceleración gravitacional es 9.8 m/seg^2 , y es dirigido hacia el centro de la tierra, que se supone que es esférico.

5.5. Método Experimental

Este proceso consiste en lanzar las bombas de un tipo, desde varios ángulos, varias altitudes y con varias velocidades de soltamiento y medir los parámetros balísticos deseados, tales como distancia, tiempo de vuelo, etc.

Conociendo la distancia, por ejemplo, para un número de altitudes y velocidades de liberación, uno puede obtener mediante los métodos de interpolación Standard la distancia para otras altitudes y velocidades de liberación.

Si este proceso experimental, que no involucra la Teoría balística en su totalidad, se encuentra que deben emplearse un gran número de altitudes y velocidades para obtener la precisión deseada de los valores interpolados.

También, debido a la dispersión de la bomba y los errores que hay en la aeronave utilizado en las mediciones balísticas, generalmente se utiliza un número de 10 bombas que tienen que lanzarse en una altitud y velocidad dada.

En consecuencia cientos de bombas tendrían que lanzarse a fin de obtener una tabla de bombardeo de la precisión deseada. Este trabajo sería caro y tomaría meses para hacerlo.

El método actual de construir tablas de bombardeo es una combinación de los métodos teóricos y experimentales.

5.6. Estudio de la Trayectoria

5.6.1. Efecto del movimiento del avión sobre la caída de la bomba

Considerando el caso de una bomba es soltada desde un avión en movimiento en vuelo horizontal, encontramos que la bomba no caerá verticalmente sino que seguirá una trayectoria curva contenida en un plano vertical.

Considerando las leyes de Newton, vemos que lo anterior es verdad, porque cuando la bomba es soltada, es puesta en movimiento a causa de su inercia en la misma dirección y a la misma velocidad, que la fuerza que origino dicho movimiento, o sea con la velocidad y dirección de vuelo del avión (1ra. Ley de Newton), y la fuerza de gravedad actúa sobre

la bomba en una línea vertical, de allí que el único cambio en momento que puede producirse, esta en una línea vertical. (2da. Ley de Newton), luego en el momento de fuerza de la bomba en la dirección horizontal, en la que se estaba moviendo cuando fue soltada; continuara constante, y la bomba seguirá a la misma velocidad que tenia el avión en el instante de soltarla, moviéndose exactamente cada segundo un espacio igual al que recorre el avión y manteniéndose siempre bajo su vertical.

A fin de calcular la trayectoria de una bomba cuando se conocen las condiciones iniciales, uno debe tener exacto conocimiento de la aceleración impartida a la bomba por la atmósfera. Estas aceleraciones son de una naturaleza muy complicada y en la actualidad no hay técnicas experimentales para la determinación de todos con precisión. Sin embargo, se conoce mucho que la parte mas grande de una aceleración dirigida Opuesta a la velocidad de la bomba que es producida por una Fuerza Aerodinámica denominada "DRAG" (arrastre), que depende de la velocidad instantánea de la bomba.

Las trayectorias de la bomba se calculan en base a la suposición que solamente las aceleraciones actuales son aquellas debido al Arrastre y la Gravedad.

A fin de reducir la complejidad del Calculo de una trayectoria de la bomba, se supone que:

- El Viento es cero
- La Densidad del aire Standard
- La tierra es plana e inmóvil
- La aceleración de la gravedad es perpendicular a la tierra, y
- La velocidad inicial de la bomba es horizontal.

5.7. Elementos del Sistema de Trayectoria

Si observamos la trayectoria descrita por una bomba cualquiera desde el instante en que es soltada, hasta el momento de llegada, encontraremos en ella los siguientes elementos:

- Punto de Origen

Es el punto en el cual la bomba inicia su trayectoria (A)

- Punto de Llegada

Es el punto de encuentro de la trayectoria con la superficie terrestre (C)

- Punto de Impacto

Es el punto en el cual la trayectoria encuentra un obstáculo (B)

- Altura relativa

Es la distancia vertical entre el avión y el punto de llegada (EC)

- Plano de Tiro

Es el plano vertical que contiene la velocidad inicial de la bomba (AECO)

- Línea de Tiro (Slant Range)

Es la recta que une el origen de la trayectoria con el punto de llegada (AC)

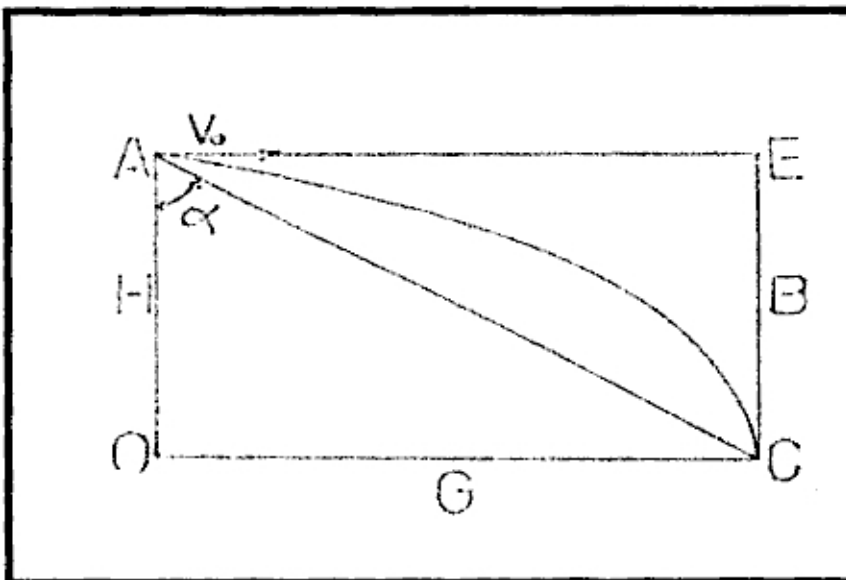


FIG 27 ELEMENTOS DEL SISTEMA DE TRAYECTORIA

5.8 Elementos de la Trayectoria

Son los Elementos que se dan producto de la caída de la bomba

- Tiempo de Vuelo (t)

Es el tiempo comprendido entre el instante de soltar la bomba y el de llegada de la bomba al punto de impacto. También se conoce con el nombre de tiempo caída.

- Alcance (Down-Range Travel) (G)

Es la distancia horizontal comprendida entre el pie vertical bajada del avión en el instante de soltar la bomba y el punto de impacto de la bomba.

- Angulo de Tiro (α) (Dropping angle)

Es el ángulo formado por la línea de tiro con la vertical que pasa por el origen de la trayectoria.

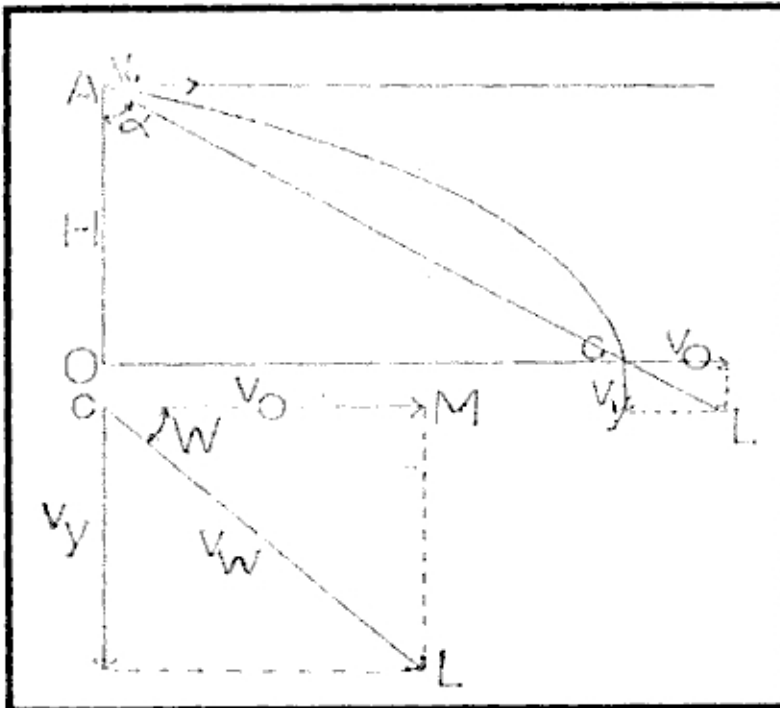


FIG 28 ELEMENTOS DE LA TRAYECTORIA Y DEL IMPACTO

5.9 Elementos de Impacto

– Velocidad de Impacto (Vw)

Es la velocidad con que la bomba impacta en el blanco.

– Angulo de Impacto (W)

Es el ángulo formado por el vector de la velocidad de impacto y su componente horizontal “y” (velocidad inicial).

5.10 Depresión de Mira (DM)

Es el ángulo formado entre la proyección del eje longitudinal del avión o línea de referencia y la línea de tiro.

Es la que sirve para que el piloto de cualquier aeronave de combate, pueda apuntar sobre un blanco pre-determinado, teniendo en cuenta la altura de bombardeo sobre el terreno, la velocidad y el ángulo de pique del avión , para que de acuerdo a los cálculos balísticos realizados, utilizar estos datos para obtener la Depresión de mira con que debe apuntar sobre el blanco.

Se tiene:

$$DM = B - A$$

Donde:

B= Es el punto en el cual la trayectoria encuentra un obstáculo.

A= Es el punto en el cual la bomba inicia su trayectoria.

Donde:

$$DM = (90 - C) - \arctan \frac{D}{H}$$

D = Es la distancia horizontal de alcance, la cual es obtenida mediante el programa ALCOBA.

H = Es la altura de lanzamiento.

C = Angulo de lanzamiento.

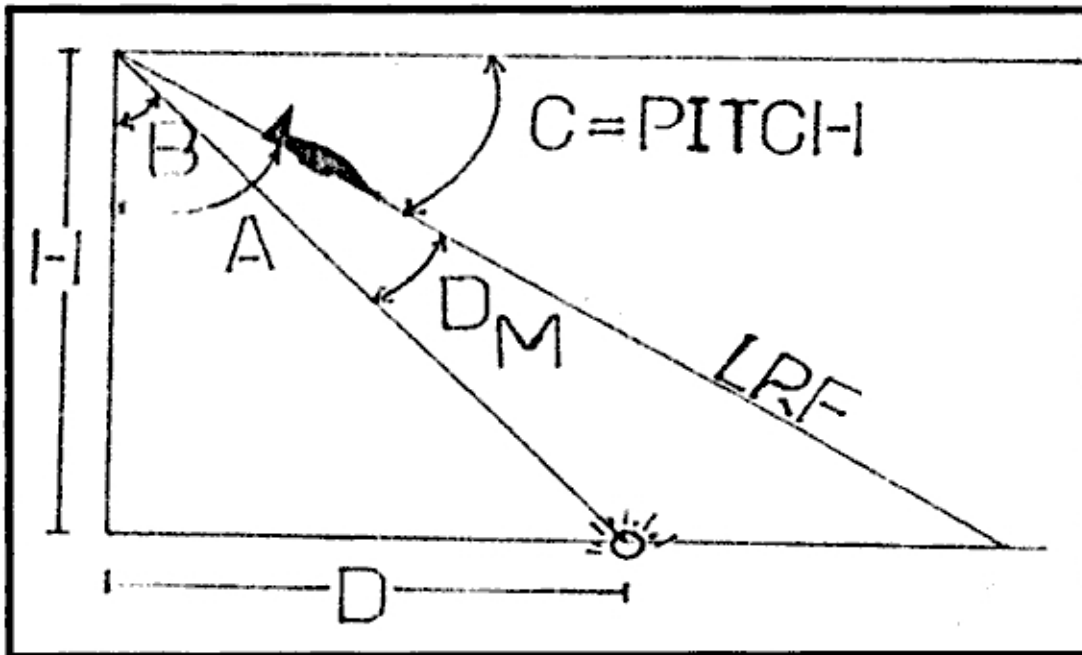


FIG 29 ANGULO DE DEPRESION DE MIRA

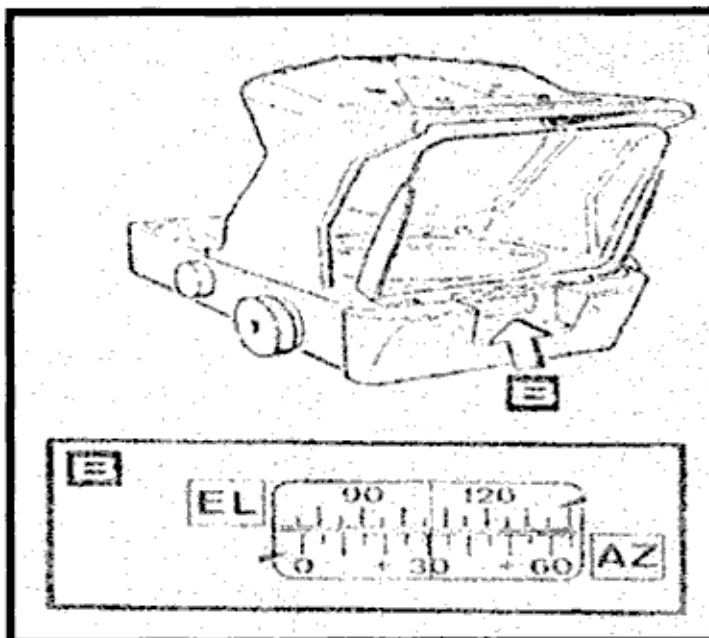


FIG 30 VISOR DE TIRO O MIRA DE BOMBARDEO

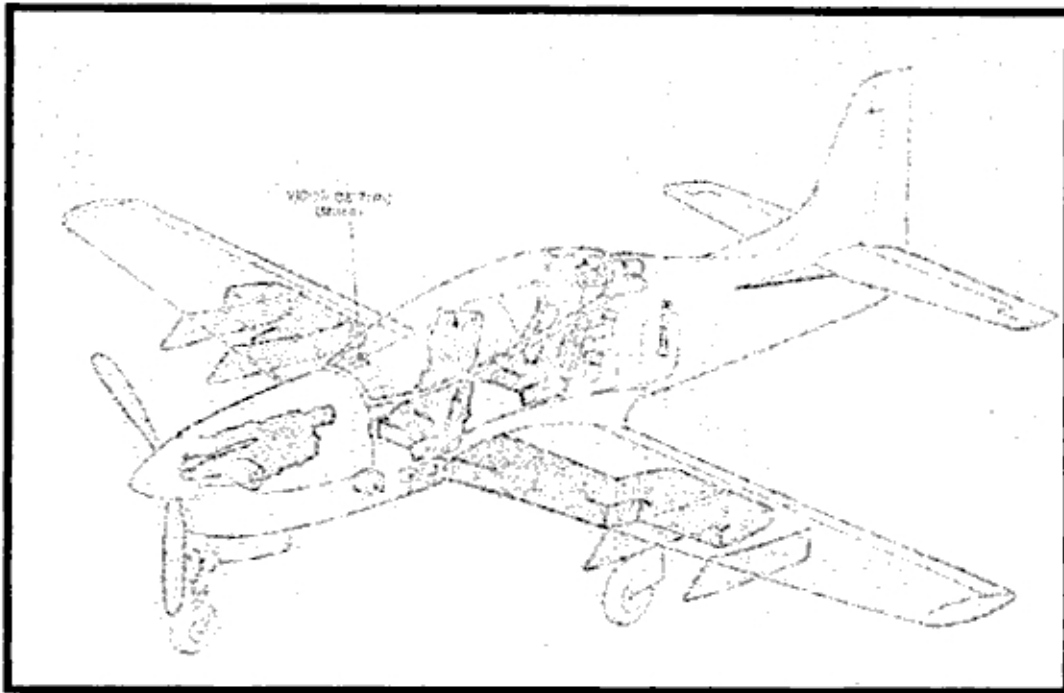


FIG 31 UBICACIÓN DEL LA VISOR DE TIRO O MIRA DE BOMBARDEO EN LA AERONAVE

5.11 Tablas de Lanzamiento

Como Resultado de los cálculos balísticos obtenidos y la metodología de Homologación o certificación empleada, se puede calcular la trayectoria efectuada a diferentes regímenes de vuelo (velocidad, alturas y ángulos de pique), presentándose solo las que satisfacen los siguientes factores delimitantes.

- Rango de velocidad de la aeronave
- Máximo ángulo de pique permitido
- Rango de graduación de la Mira, en mili radianes o grados sexagesimales
- Pérdida en altitud de recuperación de picada
- Envolverte de Maniobras
- Envolverte del Radio de Acción del Armas

De esta manera se presentan las siguientes Tablas de Lanzamiento.

CONCLUSIONES

1. Se determina que la Fuerza Aérea tiene restricciones operacionales para realizar operaciones de bombardeo con Material de Guerra en apoyo táctico y estratégico, al no tener todas las aeronaves Homologados o Certificados todos los armamentos que dispone la FAP.
2. Las Empresas Extranjeras proveedoras de las Aeronaves de combate, restringen el empleo de los Sistemas de Navegación y Ataque a los países usuarios, para lo cual cualquier Homologación o Certificación debería ser realizado solamente por el fabricante a costos muy altos para el presupuesto nacional.
3. Se desarrollo un Software balístico deducido del computador LW-33A del Avión Mirage M5P4, a fin de calcular la balística de los diversos cuerpos de revolución "Armamentos" (bombas, cohetes y municiones), que determinará en función de los parámetros de tiro de la Aeronave cualquiera sea su procedencia (velocidad del avión, altura de bombardeo, ángulo de tiro), el Alcance o Distancia horizontal, el Tiempo de caída a tierra, la Velocidad de impacto, el Angulo de impacto y el Punto de impacto; y luego de obtener estos parámetros se procede a calcular la DEPRESION DE MIRA para que el piloto pueda apuntar de acuerdo al Tipo de Aeronave: mils (occidental) y grados (oriental).
4. Se desarrollo una Metodología que ha permitido la Homologación o Certificación de cualquier Armamento en distintos Tipos de Aeronaves.
- 5.- En resumen luego de este trabajo han logrado los siguientes alcances: una Metodología , un Software, Cálculos y en base a esto las Tablas de Lanzamiento.

RECOMENDACIONES

Esperamos que este trabajo se convierta en un Método normativo para ampliar la capacidad balística del computador LW-33A, y a su vez sirva como herramienta de trabajo para Proyectos similares ha desarrollarse en el futuro.

REFERENCIAS BIBLIOGRAFICAS

- 1.- Etkin, Bernard “ Dynamics of Flight, stability and control”
3era edición, New York,1996.
- 2.- Moulden, T.H “ Fundamentals of Transonic flow”
1era edición, 1991.
- 3.- Hurt, H.H “ Aerodynamics for Naval aviators”
2da edición, 1992.
- 4.- Smith, Michael “ Aerodynamics for Engineers”
4ta edición ,1998.
- 5.- Anderson,John. D “ Introduccion to Flyght”
2da edición, 1989.
- 6.- Krasnov,N.F “ Aerodinámica en preguntas y problemas”
4ta edición, 1989.
- 7.- Carmona, A Isidoro “ Aerodinámica y actuaciones de avión”
2da edición, 1987.
- 8.- Fox Mc Donald, “ Introducción a la Mecánica de Fluidos”
4ta edición, Mexico,1995.
- 9.- Kuchemann, Dietrich “ The aerodynamic design of aircraft”
California, 1985.
- 10.-Samsonov, Vassili , “Separatas del Curso Aerodinámica de Vehículos no
tripulados” Lima 1999.
- 11.-Ralph M. Rotty , “Introducción a la Dinámica de Gases”
1era edición, 1968.USA
- 12.-Frank M. White , “Mecánica de Fluidos”
1era edición, España 1983.
- 13.-Irving H. Shanes, “Mecánica de Fluidos”
3era edición, Colombia 1995.
- 14.-Robert L. Mott, “Mecánica de Fluidos Aplicada”
4ta edición, México 1996.

15.-Biushgens G. S, Studnev R.V, “Dinámica de Vuelo del avión”

Moscú 1967, Mashinostroenie.

16.-Belotzerkovsky S. M, “El Ala en una corriente no estacionaria ”

Moscú 1967, Ciencia.