

**METODOLOGÍA MATEMÁTICA PARA EL ANÁLISIS  
AERODINÁMICO DE COHETES**

**SERGIO ANDRÉS BUSTOS RENTERIA**

**UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA  
FACULTAD DE INGENIERÍA  
PROGRAMA AERONÁUTICA  
BOGOTÁ, D.C.  
2005**

**METODOLOGÍA MATEMÁTICA PARA EL ANÁLISIS  
AERODINÁMICO DE COHETES**

**SERGIO ANDRÉS BUSTOS RENTERIA**

**Trabajo de Grado para optar al título de Ingeniero Aeronáutico**

**Director**

**BSc. in Aerospace Engineering**

**OSCAR GRANDAS**

**UNIVERSIDAD DE SAN BUENAVENTURA**

**FACULTAD DE INGENIERÍA**

**PROGRAMA AERONÁUTICA**

**BOGOTÁ, D.C.**

**2005**

Nota de aceptación

---

---

---

---

Presidente del Jurado

---

Jurado

---

Jurado

---

Asesor Metodológico

Bogotá D.C, 12 de diciembre de 2005

## AGRADECIMIENTOS

El autor le desea expresar sus agradecimientos a:

Agradezco a mi familia por el apoyo moral y económico brindado para la consecución de este proyecto.

Ingeniero Oscar Grandas, por su gran apoyo y guía durante el desarrollo del proyecto.

Amanda Moya, Docente de la universidad de San Buenaventura, por su aporte en la orientación metodológica del documento.

A mis amigos, por su desinteresada colaboración y por la ayuda brindada.

## DEDICATORIAS

## TABLA DE CONTENIDO

	Pág.
INTRODUCCIÓN	18
1. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA	19
1.1. TÍTULO	19
1.2. ANTECEDENTES	19
1.3. DESCRIPCIÓN DEL PROBLEMA	19
1.4. FORMULACIÓN DEL PROBLEMA	19
2. JUSTIFICACIÓN	20
3. OBJETIVOS	21
3.1. OBJETIVO GENERAL	21
3.2. OBJETIVOS ESPECÍFICOS	21
4. ALCANCE Y LIMITACIONES DEL PROYECTO	22
4.1. ALCANCE	22
4.2. LIMITACIONES	22
5. MARCO DE REFERENCIA	24
5.1. MARCO CONCEPTUAL	24
5.2. MARCO TEÓRICO	26
5.2.1. CONFIGURACIÓN DEL COHETE	26
5.2.2. RESISTENCIA DEBIDO AL DIÁMETRO	27
5.2.3. CONO DE NARIZ	29
5.2.4. CONO DE COLA	35
5.2.5. CUERPO SIMÉTRICO VERSUS OVALADO - SUSTENTADOR.	38
5.2.6. CONFIGURACIÓN CON ALAS O SIN ALAS	40
5.2.7. CENTRO DE PRESIÓN $x_{CP}$	41
5.2.8. PREDICCIÓN DE LA FUERZA NORMAL DE LAS SUPERFICIES Y EL CUERPO CIRCULAR	42
5.2.9. CÁLCULO DEL CENTRO AERODINÁMICO DEL ALA	46
5.2.10. PREDICCIÓN DE LA RESISTENCIA DEL ALA	48

5.2.11. MOMENTO DE BISAGRA	51
5.2.12. GEOMETRÍA DE LAS SUPERFICIES DE CONTROL	54
5.2.13. ALTERNATIVAS DE CONTROL	56
5.2.14. ALTERNATIVAS DE MANIOBRA	74
5.2.15. ORIENTACIÓN DEL ROLL	79
5.2.16. ESTABILIDAD ESTÁTICA	81
5.2.17. DIMENSIONAMIENTO DEL ÁREA DE LA COLA.	85
5.2.18. CRITERIOS DEL DISEÑO CONCEPTUAL PARA LA ESTABILIDAD Y CONTROL	88
5.2.19. CONFIGURACIÓN DEL CUERPO	91
6. DESARROLLO INGENIERIL	93
6.1. BASES DE LA METODOLOGÍA	93
6.1.1. TEORÍAS APLICADAS	93
6.1.2. SUPOSICIONES	93
6.2. CARACTERÍSTICAS DEL MODELO	93
6.2.1. MODULARIDAD	93
6.2.2. COMPRENSIÓN POR PARTE DEL INGENIERO (ESTUDIANTE)	93
6.2.3. ADAPTABILIDAD COMPUTACIONAL	94
6.3. FUENTES DE OBTENCIÓN PARA LAS BASES DE DATOS	94
6.3.1. DATOS DE ATMÓSFERA ESTÁNDAR INTERNACIONAL (ISA)	94
6.3.2. DATOS DE GEOMETRÍA Y OPERACIÓN	94
6.3.3. BASE DE DATOS DE CARACTERÍSTICAS	94
6.4. PARÁMETROS DE DISEÑO PARA LA CONFIGURACIÓN AERODINÁMICA.	94
6.5. DIAGRAMA DE ENTRADAS	97
6.6. DIAGRAMA DE SALIDAS	98
6.7. PROCESOS	99
6.7.1. INTRODUCCIÓN DE VARIABLES	99
6.7.2. DATOS DE COMPARACIÓN	107
6.7.3. PROCESAMIENTO DE ECUACIONES	114

6.7.4. ANÁLISIS	129
6.7.5. RESULTADOS	129
7. CONCLUSIONES	140
RECOMENDACIONES	142
BIBLIOGRAFÍA	143
ANEXOS	145



## LISTA DE FIGURAS

	Pág.
Figura 1. Resistencia aerodinámica por presión.	24
Figura 2. Efecto de Coanda.	26
Figura 3. Componentes para la construcción externa de un cohete.	26
Figura 4. Típicas áreas transversales de cohetes.	28
Figura 5. Coeficiente de resistencia versus diámetro.	29
Figura 6. Alternativas del cono de nariz.	30
Figura 7. Fineza de la nariz reduce la resistencia supersónica.	33
Figura 8. Moderado redondeo de la nariz.	34
Figura 9. Concentración de esfuerzos en el cono de nariz con curvatura.	35
Figura 10. Alternativas de conos de cola.	36
Figura 11. Variación de la resistencia según la relación del cono de cola.	37
Figura 12. Variación de los componentes de la resistencia debido al número mach.	38
Figura 13. Comparación cuerpo cilíndrico versus ovalado.	39
Figura 14. Un cuerpo ovalado se define por la relación $(a/b) > 1$ .	39
Figura 15. Relación de sustentación/resistencia vs ángulo de ataque para cuerpos simétricos y ovalados.	40
Figura 16. Variación del $x_{CP}$ con respecto al ángulo de ataque.	41
Figura 17. $(C_N)$ de una ala en función del ángulo de ataque y número mach.	43
Figura 18. Variación del centro aerodinámico con respecto al número Mach.	46
Figura 19. Reducción de la resistencia.	50
Figura 20. Momento de bisagra versus ángulo efectivo.	52
Figura 21. Alternativas en empaquetamiento, distribución de paneles.	57
Figura 22. Ventajas y desventajas de control de la cola.	59
Figura 23. Comparación de la efectividad de control de la cola y un simple control de canard a altos ángulos de ataque.	60
Figura 24. Python 4, cohete con una cola libre de roll.	61

Figura 25. Ventajas y desventajas de un control de canard sencillo.	63
Figura 26. Ejemplos de configuraciones de cohetes.	64
Figura 27. Cohetes con canard partido, variación de fuerza normal a altos ángulos de ataque con canard partido.	65
Figura 28. Ventajas y desventajas de control del ala.	66
Figura 29. Vórtices creados en una configuración cuerpo-ala-cola.	67
Figura 30. Ejemplo de cohetes con control de ala.	68
Figura 31. Configuraciones para control vectorial.	70
Figura 32. Ejemplos de cohetes con configuración de control vectorial.	72
Figura 33. Comportamiento del flujo dentro de una aleta de rejilla.	74
Figura 34. Alternativas de las maniobras del cohete.	75
Figura 35. Cohete Meteor, ramjet con entradas gemelas (Twin).	77
Figura 36. Cohete Tomahawk, ramjet con entrada Chin.	78
Figura 37. Ejemplos de los cohetes ramjet que usan banqueo coordinado para maniobrar.	79
Figura 38. Comparación de la actitud de roll y alternativas de deflexión de los controles para maniobras.	80
Figura 39. $\Delta C_m / \Delta \alpha$ define la estabilidad estática.	82
Figura 40. La fuerza normal en condiciones de vuelo estable con un momento de cabeceo igual cero.	83
Figura 41. Margen estático es definido en función del coeficiente de fuerza normal versus ángulo de ataque para un vuelo estable.	84
Figura 42. Localización de los componentes que interactúan en el dimensionamiento del área de la cola.	85
Figura 43. Área requerida de la cola para el margen estático neutral.	87
Figura 44. Criterios de las derivadas de estabilidad y control para el diseño conceptual	89
Figura 45. Fuerza normal para la misma configuración de cuerpo.	92
Figura 46. Configuración del cuerpo del cohete y distribución de las superficies	101
Figura 47. Variables geométricas de la superficie	103



## LISTA DE GRAFICAS

	Pág.
Grafica 1. Geometría del cohete.	137
Grafica 2. Coeficiente de resistencia del cuerpo con respecto al número Mach.	138
Grafica 3. Resistencia del cuerpo con respecto al número Mach.	138
Grafica 4. Coeficiente de fuerza normal del cuerpo con respecto al ángulo de ataque.	139
Grafica 5. Coeficiente de fuerza normal total con respecto al número de Mach.	139

## LISTA DE TABLAS

	Pág.
Tabla 1. Alternativas de superficies.	55
Tabla 2. Alternativas de control.	56
Tabla 3. Parámetros de diseño para la configuración aerodinámica.	95
Tabla 4. Características del análisis y sus criterios	107
Tabla 5. Terminología para el programa	124

## GLOSARIO

- $A$  = Aspect ratio
- $A_e$  = Área de salida de la tobera
- $a$  = Velocidad del sonido
- $a_1$  = Radio principal de la sección transversal
- $b$  = Envergadura expuesta
- $b_1$  = Radio secundario de la sección transversal
- $C_D$  = Coeficiente de resistencia
- $C_{D_0}$  = Coeficiente de resistencia del cohete a cero sustentación
- $(C_{D_0})_{Base}$  = Coeficiente de resistencia base
- $(C_{D_0})_{Base,Coast}$  = Coeficiente de resistencia base en la fase no propulsada
- $(C_{D_0})_{Base,Powered}$  = Coeficiente de resistencia base en la fase propulsada
- $(C_{D_0})_{Body}$  = Coeficiente de resistencia del cuerpo
- $(C_{D_0})_{Body,Coast}$  = Coeficiente de resistencia del cuerpo en la fase no propulsada
- $(C_{D_0})_{Body,friction}$  = Coeficiente de resistencia del cuerpo debido a la fricción
- $(C_{D_0})_{Body,Powered}$  = Coeficiente de resistencia del cuerpo en la fase propulsada
- $(C_{D_0})_{Body,Wave}$  = Coeficiente de resistencia del cohete por onda de choque
- $(C_{D_0})_{Canard}$  = Coeficiente de resistencia del canard
- $(C_{D_0})_{Canard,Friction}$  = Coeficiente de resistencia del canard por fricción
- $(C_{D_0})_{Canard,Wave}$  = Coeficiente de resistencia del canard por onda de choque
- $(C_{D_0})_{Tail}$  = Coeficiente de resistencia de la cola
- $(C_{D_0})_{Tail,Friction}$  = Coeficiente de resistencia de la cola por fricción
- $(C_{D_0})_{Tail,Wave}$  = Coeficiente de resistencia de la cola por onda de choque

$(C_{D_0})_{WaveBluntnose}$  = Coeficiente de resistencia de la nariz redonda por onda de choque

$(C_{D_0})_{WaveHemi}$  = Coeficiente de resistencia de la nariz hemisférica por onda de choque

$(C_{D_0})_{Wavesharpenose}$  = Coeficiente de resistencia de la nariz aguda por onda de choque

$(C_{D_0})_{Wing}$  = Coeficiente de resistencia del ala

$(C_{D_0})_{Wing,Friction}$  = Coeficiente de resistencia del ala por fricción

$(C_{D_0})_{Wing,Wave}$  = Coeficiente de resistencia del ala por onda de choque

$C_{L_\alpha}$  = Coeficiente de sustentación debido al ángulo de ataque

$C_{l_\beta}$  = Coeficiente de balanceo debido al ángulo de deslizamiento lateral

$C_{l_{\delta\alpha}}$  = Coeficiente del momento de cabeceo debido a la deflexión del alerón

$C_{l_{\delta\delta}}$  = Coeficiente del momento de roll debido a la deflexión del timón

$C_{mac}$  = Cuerda media aerodinámica

$C_{m_\alpha}$  = Coeficiente del momento de cabeceo debido al ángulo de ataque

$C_{m_{\delta\alpha}}$  = Coeficiente del momento de cabeceo debido a la deflexión del alerón

$C_{n_\beta}$  = Coeficiente del momento de guiñada debido al ángulo de deslizamiento lateral

lateral

$C_{n_{\delta\alpha}}$  = Coeficiente del momento de guiñada debido a la deflexión del alerón

$C_{n_{\delta\delta}}$  = Coeficiente del momento de guiñada debido a la deflexión del timón

$C_N$  = Coeficiente de fuerza normal total

$(C_N)_{Body}$  = Coeficiente de fuerza normal del cuerpo

$(C_N)_{Canard}$  = Coeficiente de fuerza normal del canard

$(C_N)_{Tail}$  = Coeficiente de fuerza normal de la cola

$(C_N)_{Total}$  = Coeficiente de fuerza normal total

$(C_N)_{Wing}$  = Coeficiente de fuerza normal del ala

- $(C_{N\alpha})_{Body}$  = Coeficiente de fuerza normal del cuerpo debido al ángulo de ataque  
 $(C_{N\alpha})_{Canard}$  = Coeficiente de fuerza normal del canard debido al ángulo de ataque  
 $(C_{N\alpha})_{Tail}$  = Coeficiente de fuerza normal de la cola debido al ángulo de ataque  
 $(C_{N\alpha})_{Wing}$  = Coeficiente de fuerza normal del ala debido al ángulo de ataque  
 $C_R$  = Cuerda de la raíz de la superficie  
 $C_T$  = Cuerda de la punta de la superficie  
 $C_{y\beta}$  = Coeficiente de la fuerza lateral debido al ángulo de deslizamiento lateral  
 $D$  = Resistencia  
 $d$  = Diámetro del cohete  
 $d_{Bt}$  = Diámetro de la tobera de salida  
 $d_{Hemi}$  = Diámetro de la punta de la nariz  
 $F_N$  = Relación de longitud de la nariz y su diámetro  
 $h$  = Altura de acción  
 $L$  = Sustentación  
 $l$  = Longitud del cohete  
 $l_B$  = Longitud del cuerpo  
 $l_B / d$  = Relación entre longitud y diámetro  
 $l_N$  = Longitud de la nariz  
 $l_T$  = Longitud de la cola  
 $M$  = Numero de Mach  
 $M_{\Lambda_{LE}}$  = Numero de Mach del  $\Lambda_{LE}$   
 $n_C$  = Numero de aletas del canard  
 $n_T$  = Numero de aletas de la cola  
 $n_W$  = Numero de alas  
 $q$  = Presión dinámica  
 $R$  = Constante de los gases



$S_C$	= Área del canard
$S_{Hemi}$	= Superficie de la punta de la nariz
$S_{ref}$	= Área de referencia
$S_{Br}$	= Área del cono de salida
$S_T$	= Área de la cola
$S_W$	= Área del ala
$T$	= Temperatura
$t_{mac}$	= Grosor máximo de la cuerda media aerodinámica
$x_{AC}$	= Localización del centro aerodinámico
$x_c$	= localización del ala con respecto a la punta
$x_{CG}$	= Localización del centro de gravedad
$x_{CP}$	= Localización del centro de presión
$x_T$	= localización de la cola con respecto a la punta
$x_w$	= localización del ala con respecto a la punta
$y_{CP}$	= Localización del centro de presión en y

## GRIEGO

$\alpha$	= Ángulo de ataque
$\alpha'$	= Ángulo de ataque efectivo
$\delta$	= Máxima deflexión de la superficie de control
$\delta_{LE}$	= Ángulo de grosor del borde de ataque
$\phi$	= Ángulo de inclinación de la sección transversal
$\gamma$	= Specific edge ratio
$\lambda$	= Taper ratio
$\Lambda_{LE}$	= Ángulo de flechamiento del borde de ataque
$\rho$	= Densidad

## INTRODUCCIÓN

Teniendo en cuenta como principal pilar investigativo, la búsqueda del diseño aerodinámico óptimo de un cohete, y en busca de encontrar uso de los conocimientos como futuro Ingeniero Aeronáutico, se realizó este trabajo investigativo en otro campo de acción como lo es la industria de fabricación de cohetes.

Se desarrolló una metodología matemática de diseño conceptual, a partir de teorías, criterios de diseño y tecnologías para la aerodinámica de cohetes. El énfasis se basa en la aerodinámica de un ala de bajo Aspect ratio y cohetes con alas pequeñas.

En consecuencia de esta investigación se desarrolló un programa computacional, en el cual se aplicó la metodología de análisis aerodinámico. Como parte preliminar para el diseño y fabricación de cohetes, este proyecto calcula matemáticamente las variables que afectan las características aerodinámicas, en las cuales debe ser diseñado el cohete en su etapa propulsada y no propulsada para un excelente funcionamiento, según las variables específicas de geometría, operación y requerimientos que se exijan, analizando su comportamiento debido a las fuerzas que actúan en él.

Este programa genera un registro de las características y valores importantes según las variables escogidas por el usuario, para su estudio en etapas posteriores de diseño de una manera sencilla y de fácil comprensión.

## 1. PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

### 1.1. TÍTULO

Metodología matemática para el análisis aerodinámico de cohetes

### 1.2. ANTECEDENTES

Para la realización de la investigación se tomó como fundamento el libro Tactical Missile Design, el cual propuso una hoja de cálculo en formato Excel, comprendiendo todos los parámetros que contiene el libro, pero que al correr el programa las variables de salida no se proporcionan de una manera entendible, además éste no es un algoritmo de fácil acceso para usuarios que no conozcan en su totalidad la esencia del libro.

### 1.3. DESCRIPCIÓN DEL PROBLEMA

Es necesario que Colombia busque el desarrollo de nuevas tecnologías a nivel de cohetes con aplicaciones en comunicaciones y meteorología, la falta de información acerca de estas, permite ver la necesidad de una metodología matemática, de fácil comprensión y que sea accesible; se realizará una metodología y un programa computacional que desarrolla la parte aerodinámica referente al Tactical Missile Design, en un lenguaje tipo Windows de fácil manipulación para cualquier tipo de usuario, adicionalmente ofrecerá el análisis de las variables y los datos de resultado, reduciendo el tiempo de diseño.

### 1.4. FORMULACIÓN DEL PROBLEMA

¿Cómo utilizando una metodología matemática se lograra desarrollar un diseño para el desarrollo aerodinámico de cohetes, funcional y de fácil comprensión?

## 2. JUSTIFICACIÓN

El desarrollo de tecnología en el campo de cohetes, es de gran utilidad para el país y así mismo fomenta el desarrollo en áreas científicas como las comunicaciones y la meteorología.

A través de la historia se ha desencadenado un gran proceso en el desarrollo científico, que es de vital importancia a la hora del mejoramiento de los procesos industriales; buscando seguir con esta línea se desarrolla una metodología para el calculo de las características aerodinámicas de un cohete.

Si se logra mejorar el rendimiento en los procesos aerodinámicos se obtendrá un excelente desempeño del cohete y como resultado se encontrará un artefacto con condiciones de diseño ideales.

Presentando un programa computacional que reúna la metodología de diseño realizada durante la investigación, se reducirá el tiempo de diseño y los resultados se presentarán de manera mas clara.

### 3. OBJETIVOS

#### 3.1. OBJETIVO GENERAL

Desarrollar un modelo matemático, elaborado en forma de programa computacional, que permita ejecutar un análisis aerodinámico en cuanto a rendimiento y características de vuelo de un cohete, a partir de las variables geométricas y operacionales.

#### 3.2. OBJETIVOS ESPECÍFICOS

- Establecer las ecuaciones que satisfagan las necesidades propias del modelo.
- Definir las variables de entrada adecuadas para facilitar el ingreso de datos.
- Establecer los parámetros de comparación para el análisis aerodinámico.
- Diseñar el modelo matemático que analice sistemáticamente los datos obtenidos en las ecuaciones y los parámetros de comparación.
- Desarrollar el modelo en forma de programa computacional.
- Mostrar la capacidad del programa formador por medio de casos específicos.
- Presentar las conclusiones del modelo a partir de sus alcances y limitaciones.

## 4. ALCANCE Y LIMITACIONES DEL PROYECTO

### 4.1. ALCANCE

Los objetivos específicos llegarán a definir unos valores aceptables, de los mismos se puede considerar que el cohete cuenta con bases aerodinámicas fuertes, pero incluso luego de haber calculado todos los factores que se mencionaron anteriormente, todo el diseño aerodinámico no está completo pero cuenta con muy buenas bases.

Se realizará la metodología para el diseño de la parte aerodinámica del cohete, contando con el cono de nariz, cono de salida, las aletas estabilizadoras y el cuerpo externo del cohete, en forma matemática y analítica, además se interpretará las variables operacionales en busca de las características propias del cohete, esto mediante un programa computacional realizará el análisis de los parámetros para obtener las características aerodinámicas del cohete, para las nuevas generaciones de personas interesadas en el diseño de cohetes, este programa sirve como herramienta para facilitar el análisis, sin recurrir al método propuesto en el libro Tactical Missile Design.

### 4.2. LIMITACIONES

Este estudio se realizará solo de la parte externa del cohete, la estructura en la que ella se sostiene no será parte de esta investigación. El diseño aerodinámico es el pilar de desarrollo, áreas como resistencia de materiales y cálculos estructurales no serán incluidos.

Una limitante es la poca información que se puede obtener en lo que a estabilidad y control de vuelo para cohetes respecta, debido a esto los datos de estabilidad solo se pueden hallar por medio de un método experimental y no serán incluidos

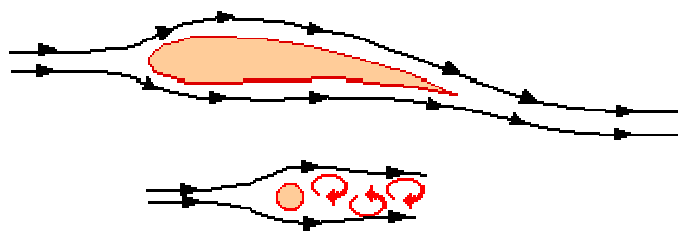
en el análisis, solo se darán pautas y criterios de diseño para las futuras investigaciones.

## 5. MARCO DE REFERENCIA

### 5.1. MARCO CONCEPTUAL

- **Resistencia Aerodinámica Por Presión<sup>1</sup>** ocurre cuando el flujo aéreo se separa de la superficie. Si extiende su mano y la mueve a través del aire - el dedo pulgar hacia arriba y el dedo meñique abajo- (si su mano fuera un ala, le estaría dando un ángulo de ataque de 90 grados) su mano siente resistencia aerodinámica por presión, tal como la figura del alambre presentado en la Figura 1, (las dos formas tienen en total la misma resistencia aerodinámica).

Figura 1. Resistencia aerodinámica por presión.



Fuente: [www.ceeo.tufts.edu](http://www.ceeo.tufts.edu)

- **Resistencia Aerodinámica Por Rozamiento** es la resistencia debido a la fricción entre el aire y la superficie que se mueve a través del aire. Si corta el aire con su mano - la palma paralela al suelo - su mano siente fricción que es principalmente resistencia aerodinámica por rozamiento. Se siente la fricción porque su mano intenta arrastrar el aire junto con él.

---

<sup>1</sup> Fuente: [www.ceeo.tufts.edu](http://www.ceeo.tufts.edu)



- **Sustentación**<sup>2</sup> es la fuerza creada por la diferencia de presiones entre la parte superior e inferior del perfil.
- **Presión dinámica** es la presión dada en función de la velocidad de un sistema de partículas.
- **Número Mach** indica la velocidad de un cuerpo con respecto a la velocidad del sonido.
- **Alabeo** es el movimiento del cohete con respecto al eje x.
- **Guiñada** es el movimiento del cohete con respecto al eje z.
- **Cabeceo** es el movimiento del cohete con respecto al eje y.
- **Derrape** es el movimiento del cohete en el eje y.
- **Banqueo** es la combinación de movimientos de alabeo y guiñada.
- **Efecto de Coanda**<sup>3</sup> es la tendencia de los fluidos de seguir las superficies curvas, esto se ve ilustrado en la Figura 2.

---

<sup>2</sup> Fuente: John D. Anderson Jr., Fundamentals of Aerodynamics, tercera edición

<sup>3</sup> Fuente: [www.aa.washington.edu](http://www.aa.washington.edu)

Figura 2. Efecto de Coanda.

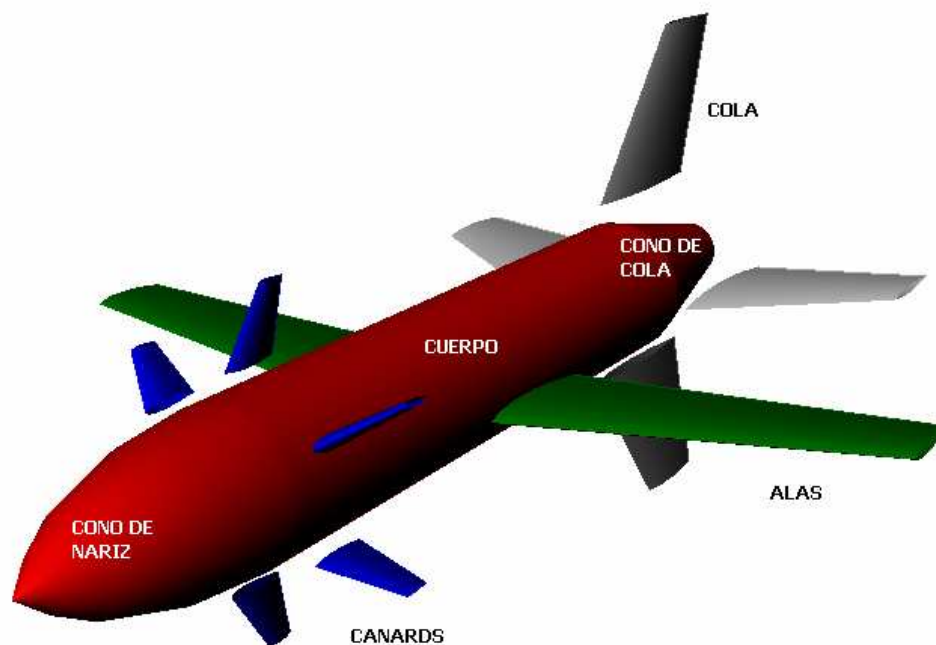


Fuente: [www.aa.washington.edu](http://www.aa.washington.edu)

## 5.2. MARCO TEÓRICO

### 5.2.1. CONFIGURACIÓN DEL COHETE

Figura 3. Componentes para la construcción externa de un cohete.



Fuente: Mendenhall Michael, Tactical Missile Aerodynamics Methodology

Este trabajo es desarrollado partiendo de una configuración de cohete básica, en la cual se encuentran el cuerpo del cohete y las superficies. A continuación se analizará cada una de estas componentes por separado de forma que la metodología se aplique de forma modular para un fácil manejo. En la Figura 3 se muestran los componentes básicos de un cohete en general, a partir de este se escogerá la configuración deseada por el diseñador.

### 5.2.2. RESISTENCIA DEBIDO AL DIÁMETRO

La resistencia es un parámetro de diseño importante para cumplir los requisitos de rango en el vuelo de los cohetes, especialmente para cohetes supersónicos. Es una función del coeficiente de resistencia, de la presión dinámica, y del área de referencia, dada por la ecuación

$$D = C_D q S_{REF} \quad (1.1)$$

Donde  $C_D$  es el coeficiente de resistencia, el cual es definido por las características propias de cada cohete (geometría y su ángulo de ataque) y por la velocidad a la cual el se desplaza,  $q$  es la presión dinámica, esta se define como la presión generada por el movimiento del cohete en la densidad propia de la altura de análisis,  $q = 0.5v^2 \rho$ , y  $S_{REF}$  o área representativa se define como el área transversal del cuerpo del cohete (Figura 4), como ejemplo para cohetes circulares es  $(\pi/4) \times d^2$ .

Figura 4. Típicas áreas transversales de cohetes.



Fuente: El autor

Substituyendo por el diámetro del cohete.

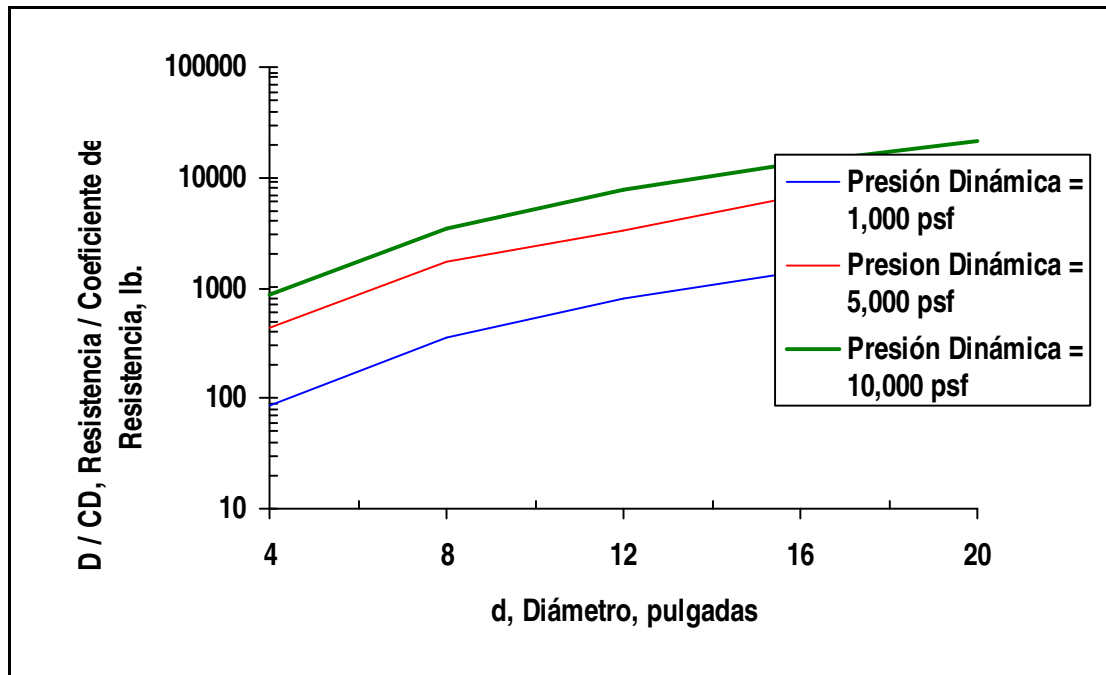
$$D = C_D q (\pi/4) d^2 = 0.785 C_D q d^2 \quad (1.2)$$

Como se muestra en la Figura 5  $D/C_D$  esta en función del diámetro y de la presión dinámica, para un rango típico en los valores de los parámetros para los cohetes. En un ejemplo de la resistencia, se considera un cohete base. Este cohete tiene un área de referencia de 0,349 pies cuadrados y una longitud de referencia (diámetro) de 8 pulgadas, en condiciones de vuelo típicas de mach 2, una altitud del vuelo de 20.000 pies, y presión dinámica  $q = 2.725$  libras por pie cuadrado. También, a mach 2, asumimos como ejemplo que el cohete base tiene un coeficiente de resistencia a cero sustentación para el vuelo propulsado de  $C_{D_0} = 0.95$ . Substituyendo en la ecuación de resistencia, la resistencia a cero sustentación en un vuelo propulsado del cohete base con diámetro  $d=8$  pulgadas es  $D_0 = 900$  lb.

Un cohete con configuración de geometría similar al cohete base, pero con la mitad de diámetro (4 pulgada) tiene un cuarto de la resistencia (225 libras) y para una configuración similar con el doble de diámetro (16 pulgadas) tendría cuatro veces más resistencia (3.600 libras), como vemos en la Figura 5, la presión influye

en el aumento de la resistencia, ya que a mayor presión dinámica la resistencia aumenta de igual forma.

Figura 5. Coeficiente de resistencia versus diámetro.



Fuente: Tactical Missile Design

### 5.2.3. CONO DE NARIZ

Según lo mostrado en la Figura 6, las características de fineza de la nariz pueden conducir hacia altos o bajos coeficientes de resistencia. Éstas deben ser armónicas; las características de desempeño requerido pueden definir la forma del cono de nariz. Una nariz con bastante agudeza con una relación de longitud de nariz-diámetro alta, por ejemplo de  $l_N/d = 5$ , es ideal aerodinámicamente y es menos perceptible, una nariz menos fina o redonda, por ejemplo de  $l_N/d = 0.5$ , es ideal en la parte electromagnética (interferencia del domo en las señales de comunicación del cohete) y para optimizar la relación largo del propelente (barra de combustible) contra volumen del cohete. Para los cohetes supersónicos, una

fineza de la nariz moderada es una relación de longitud de nariz -diámetro de cerca de 2.

Figura 6. Alternativas del cono de nariz.



Fuente: Tactical Missile Design

Se puede observar en la Figura 6 la geometría alternativa del cono, esta puede ser ojiva tangente, con ventana plana, facetada o piramidal, y multilentes. Un domo de ojiva tangente tiene una superficie circular de arco. Un domo de alta fineza de ojiva tangente tiene baja resistencia. Un domo alternativo es uno facetado o piramidal. Un domo facetado se compone de seis a ocho superficies triangulares que forman una pirámide, un tercer tipo de domo es de ventana plana, integrada por una sola superficie plana y finalmente, un domo con multilentes se compone de dos o más domos concéntricos, éstas alternativas son usadas para evitar la distorsión de las señales de radio causadas por la curvatura de las superficies del domo; para los cálculos aerodinámicos, éstas alternativas causan cambios despreciables.

Ya provistos de una geometría se puede observar sus beneficios aerodinámicos a partir de las ecuaciones dadas a continuación.

Este análisis se puede dividir en dos fases de vuelo, una es la fase propulsada, en la cual el cohete comienza su vuelo y llega hasta su máxima velocidad de operación, está afectada por la variación del centro de masa del cohete debido al consumo del propelente y es una fase que por lo general tiene una duración de no mas de unos segundos, y la segunda fase es la no propulsada en la cual pondremos mas atención debido a que el vuelo en esta fase equivale al mayor rango y duración de vuelo.

El coeficiente de resistencia del cuerpo en la fase propulsada,  $(C_{D_0})_{Body, Powered}$ , es la suma del coeficiente de resistencia base,  $(C_{D_0})_{Base}$ , mas el coeficiente de resistencia debido a la fricción,  $(C_{D_0})_{Body, Friction}$ , mas el coeficiente de resistencia debido a la onda de choque generada por la velocidad del cohete  $(C_{D_0})_{Body, Wave}$ .

$$(C_{D_0})_{Body, Powered} = (C_{D_0})_{Base, Powered} + (C_{D_0})_{Body, Friction} + (C_{D_0})_{Body, Wave} \quad (2.1)$$

Donde, el coeficiente de resistencia base es,

$$(C_{D_0})_{Base, Powered} = \left(1 - \frac{A_e}{S_{REF}}\right) (0.12 + 0.13 M^2), \text{ si } M < 1 \quad (2.2)$$

$$\text{y, } (C_{D_0})_{Base, Powered} = \left(1 - \frac{A_e}{S_{REF}}\right) \left(\frac{0.25}{M}\right), \text{ si } M > 1 \quad (2.3)$$

Siendo  $A_e$  el área de salida de la tobera, y donde el coeficiente de resistencia debido a la fricción es,

$$(C_{D_0})_{Body,Friction} = 0.053 (l/d) [M/(ql)]^{0.2} \quad (2.4)$$

Por último el coeficiente de resistencia debido a la onda de choque es,

$$(C_{D_0})_{body,wave} = 0 \text{ si } M < 1 \quad (2.5)$$

$$(C_{D_0})_{body,wave} = \frac{3.6}{[F_N(M-1)+3]}, \text{ para } M > 1 \quad (2.6)$$

Siendo  $F_N = \frac{l_N}{d}$ , (relación longitud de la nariz-diámetro).

Para el coeficiente de resistencia del cuerpo en la fase no propulsada, el único parámetro que varía es el coeficiente de resistencia base,  $(C_{D_0})_{Base,Coast}$ , el cual esta definido así,

$$(C_{D_0})_{Base,Coast} = (0.12 + 0.13 M^2), \text{ si } M < 1 \quad (2.7)$$

$$(C_{D_0})_{Base,Coast} = \frac{0.25}{M}, \text{ si } M > 1 \quad (2.8)$$

La ecuación para la resistencia del cuerpo en la fase no propulsada entonces se establece de la siguiente manera,

$$(C_{D_0})_{Body,Coast} = (C_{D_0})_{Base,Coast} + (C_{D_0})_{Body,Friction} + (C_{D_0})_{Body,Wave} \quad (2.9)$$

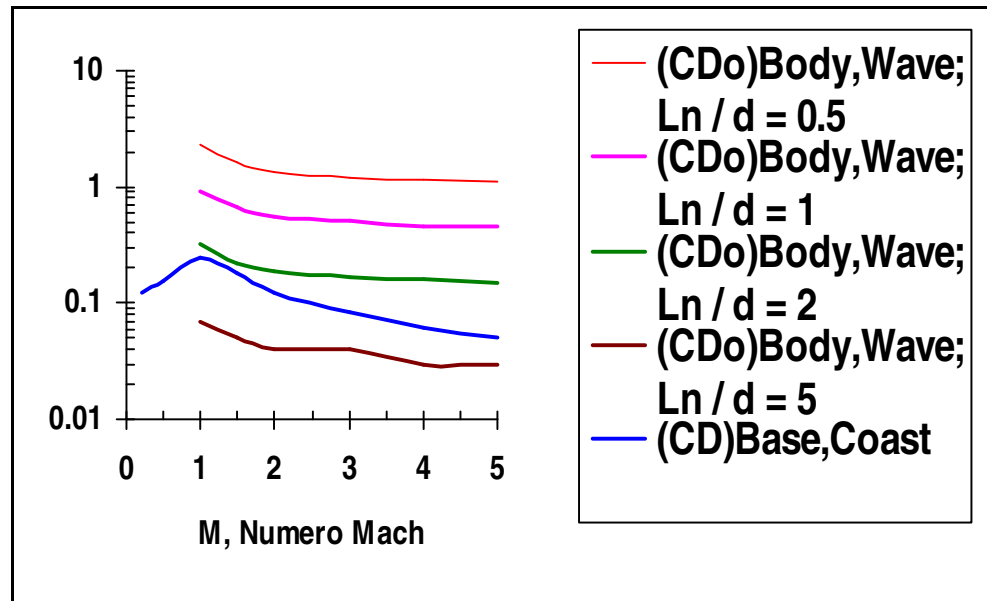
La resistencia aerodinámica en vuelo supersónico es esencialmente por las ondas de choque en la nariz, las cuales están en función del número de mach y la fineza de la nariz, como se observa en la Figura 7, el  $(C_{D_0})_{Body,Wave}$  decrece a medida de que  $l_N/d$  y el número mach son incrementados.

La resistencia de la base o cola del cohete esta definida por el número de mach durante la fase no propulsada, esta puede ser alta debido a que la baja presión presentada en esta parte del cohete genera vorticidad, la cual induce al aumento



de la resistencia inducida. Durante la fase propulsada este factor se reduce. Para una tobera de salida para la cual su área es muy similar a la de la base, la resistencia será prácticamente despreciable.

Figura 7. Fineza de la nariz reduce la resistencia supersónica.

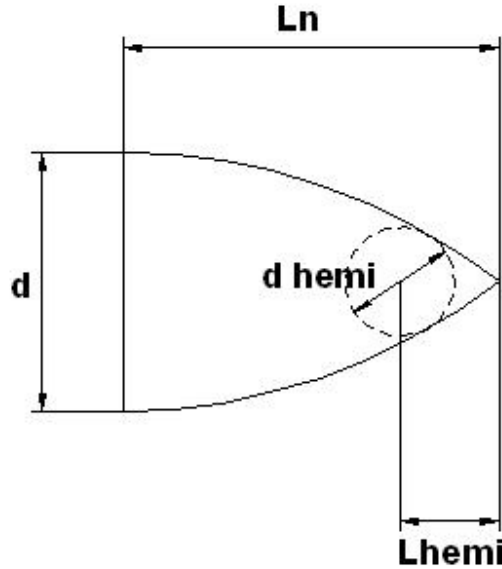


Fuente: Tactical Missile Design

Por último, la mayor contribución a la resistencia la vemos dada por la superficie en el vuelo subsónico, ésta es dada primordialmente por la fricción, dependiendo de  $l/d$  y levemente por  $M$ ,  $q$  y  $L$  (largo). Asumimos que el área mojada puede ser aproximadamente el área mojada de un cilindro, la velocidad del sonido, la viscosidad, y la capa límite turbulenta con respecto al cambio de altitud son relativamente pequeños y pueden ser despreciados.

Entre las características que se pueden observar se tiene que, la resistencia es mayor en la fase no propulsada.

Figura 8. Moderado redondeo de la nariz.



Fuente: El autor

Como otra posibilidad podemos tener una punta aguda o despuntada como se muestra en la Figura 8 y esto no implica una diferencia muy alta en el aumento de la resistencia, generalmente despreciable, esta variación alivia los problemas por concentración de esfuerzos localizados en la punta, la variación se puede calcular por las siguientes ecuaciones, donde  $(C_{D_0})_{Wave,Sharpenose}$  es el coeficiente de resistencia para una punta aguda,  $(C_{D_0})_{Wave,Hemi}$  es el coeficiente de resistencia para una punta redonda,  $(C_{D_0})_{Wave,Bluntnose}$  es el coeficiente de resistencia con la variación realizada y donde  $S_{Hemi}$  es la área de la circunferencia de redondez. Se describe esto en las siguientes ecuaciones:

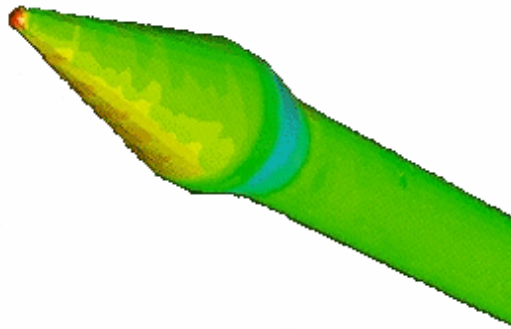
$$(C_{D_0})_{Wave,Sharpenose} = \frac{3.6}{[F_N(M-1)+3]} \quad (2.10)$$

$$(C_{D_0})_{Wave,Hemi} = \frac{3.6}{[0.5(M-1)+3]} \quad (2.11)$$

$$(C_{D_0})_{Wave,Bluntnose} = (C_{D_0})_{Wave,Sharpenose} \frac{(S_{ref} - S_{Hemi})}{S_{ref}} + (C_{D_0})_{Wave,Hemi} \frac{S_{Hemi}}{S_{ref}} \quad (2.12)$$

En la Figura 9 se observa donde se generan la concentración de esfuerzos de la superficie del cono implementando una curvatura de nariz. Esto reduce considerablemente estos esfuerzos.

Figura 9. Concentración de esfuerzos en el cono de nariz con curvatura.



Fuente: [www.cfdrc.com/bizareas/aerospace](http://www.cfdrc.com/bizareas/aerospace)

#### 5.2.4. CONO DE COLA

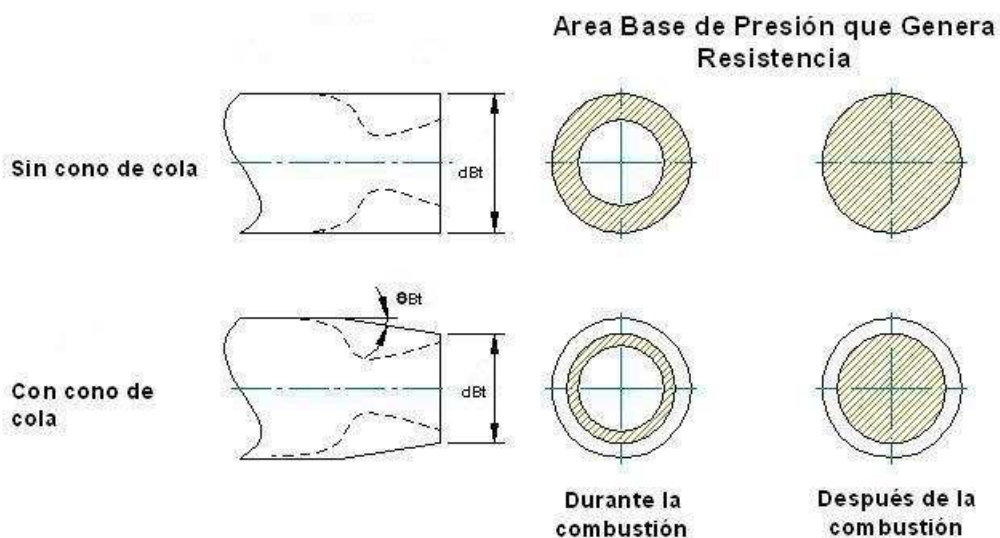
Para reducir la resistencia relacionada con la cola podemos generar un cono de cola, dado el caso se obtienen los mejores resultados para cohetes subsónicos, en un vuelo supersónico esto puede causar separación de flujo. Las configuraciones se puede observar en la Figura 10, las áreas sombreadas son las áreas que están expuestas en vuelo, así pues entre mayor área haya, mayor resistencia se creará en esta parte del cohete.

Sin un cono de cola, durante la fase propulsada, el área de la base fuera de la tobera crea una resistencia debido a la presión, después, en la fase no propulsada esta resistencia es producida por toda el área de la base. Sin embargo con un cono de cola, la base de presión se hace mucho mas larga, reduciendo la resistencia de la base en el área del cono.

Una consideración de diseño, que debemos de tener en cuenta es que con un cono de cola, se reducirá el volumen, aspecto que puede incidir en la colocación de subsistemas (como lo son actuadores para las aletas).

Según datos experimentales la relación  $d_{Bt} / d_{REF}$  es provechosa para datos en el orden de 0.6-0.8, esta resistencia puede se reducida en un 50%, a nivel de un vuelo subsónico.

Figura 10. Alternativas de conos de cola.

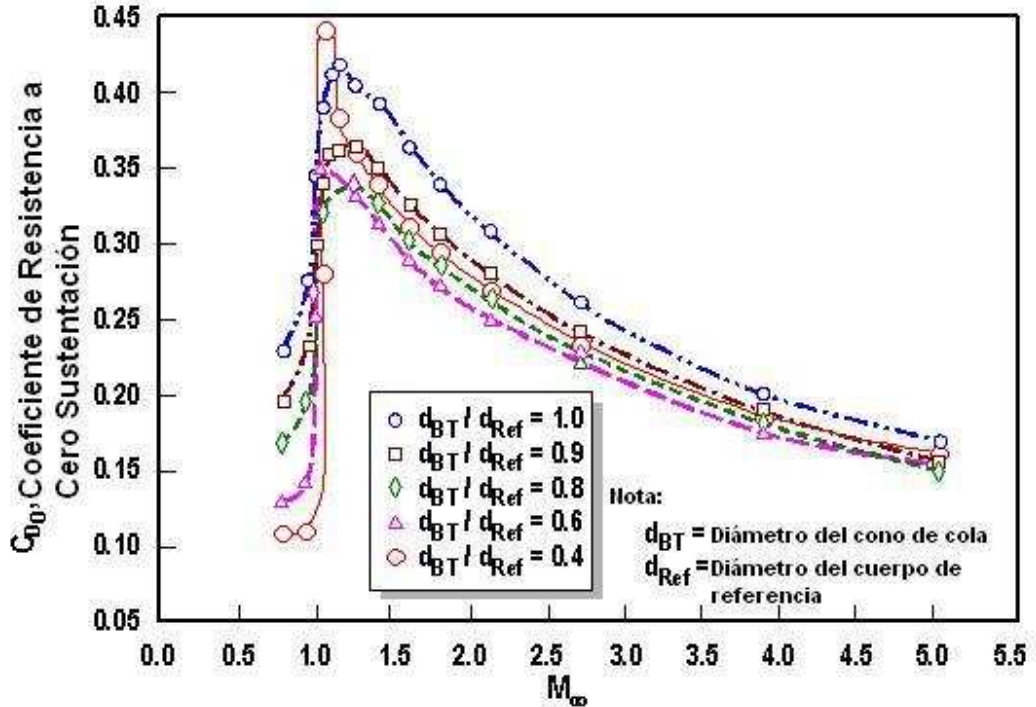


Fuente: Missile Configuration Design, McGraw-Hill Book Company, New York, 1961

En vuelos supersónicos a hipersónicos los ángulos moderados causan una leve reducción de la resistencia, y a altos ángulos se ve incrementada la resistencia.

Para vuelos hipersónicos, un gran ángulo en el cono genera la separación del flujo sobre la cola incrementando la resistencia. Los beneficios de un cono de cola se pueden ver en la Figura 11 se puede apreciar los buenos resultados para  $d_{Bt} / d_{REF}$  entre 0.6 y 0.9, y para velocidades mayores a la velocidad del sonido, la reducción de la resistencia es apreciable.

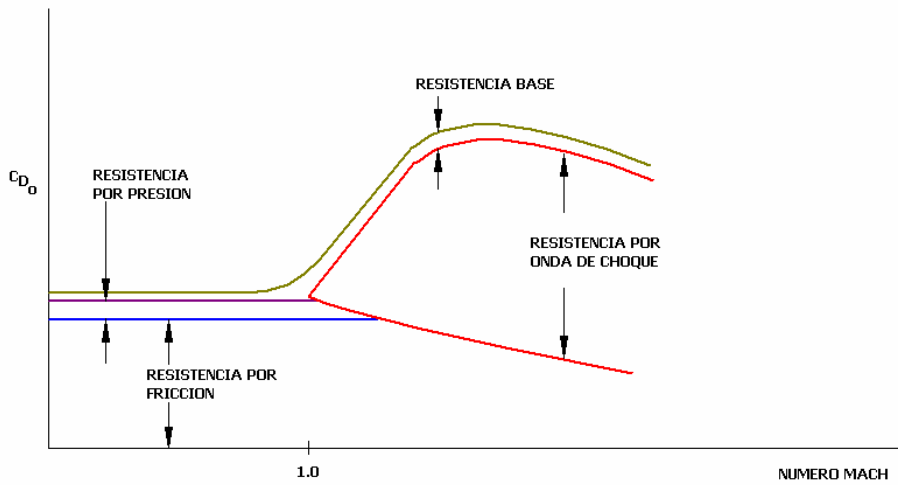
Figura 11. Variación de la resistencia según la relación del cono de cola.



Fuente: Mason, L.A., Devan, L. y Moore, F.G., "Aerodynamic Design Manual for Tactical Weapons," NSWC TR 81-156, Julio 1981

En la Figura 12 se puede observar la variación de la resistencia debido a la velocidad del cohete, como primer contribuidor esta la resistencia por fricción a velocidades subsónicas, mas un leve aumento causado por la resistencia por presión; en velocidades supersónicas se observa el considerable aumento a causa de las ondas de choque.

Figura 12. Variación de los componentes de la resistencia debido al número mach.



Fuente: Mendenhall Michael, Tactical Missile Aerodynamics Methodology

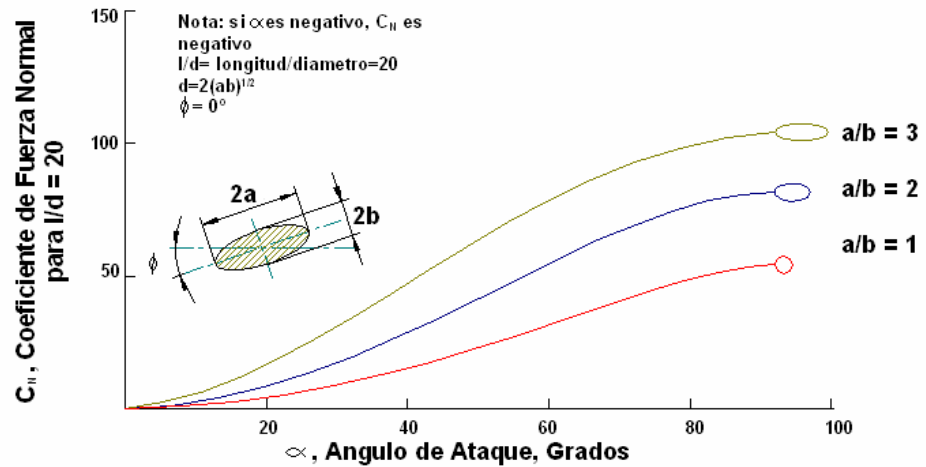
### 5.2.5. CUERPO SIMÉTRICO VERSUS OVALADO - SUSTENTADOR.

Como se muestra en la Figura 13 la fuerza normal es mucho mayor en un cuerpo ovalado, la ecuación mostrada a continuación se rige a partir de “Slender Body Theory” y “Body Cross Flow Section theory”.

$$|C_N| = \left[ \left| \frac{a}{b} \cos \phi + \frac{a}{b} \sin \phi \right| \right] \left[ \left| \sin(2\alpha) \cos\left(\frac{\alpha}{2}\right) \right| + 2 \left(\frac{l}{d}\right) \sin^2 \alpha \right] \quad (4.1)$$

La fuerza normal es independiente del número de mach, esta depende del ángulo de ataque y de la relación (a/b), relación entre el eje mayor y el eje menor de la sección transversal, esta fuerza se incrementa a mayor ángulo y a mayor relación (a/b) y es medida en radianes.

Figura 13. Comparación cuerpo cilíndrico versus ovalado.



Fuente: Tactical Missile Design

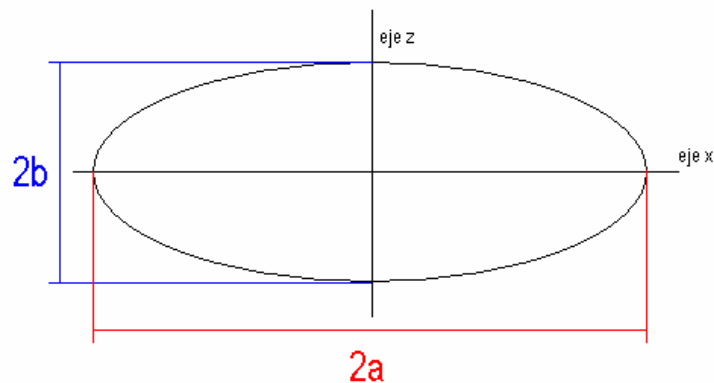
Así pues podemos definir la relación entre la sustentación y la resistencia a partir del coeficiente de fuerza normal y el ángulo de ataque.

$$\frac{L}{D} = \frac{(C_N \cos \alpha - C_{D_0} \sin \alpha)}{(C_N \sin \alpha - C_{D_0} \cos \alpha)} \quad (4.2)$$

Y para términos genéricos el diámetro es definido así:

$$d = 2(ab)^{1/2} \quad (4.3)$$

Figura 14. Un cuerpo ovalado se define por la relación  $(a/b) > 1$ .

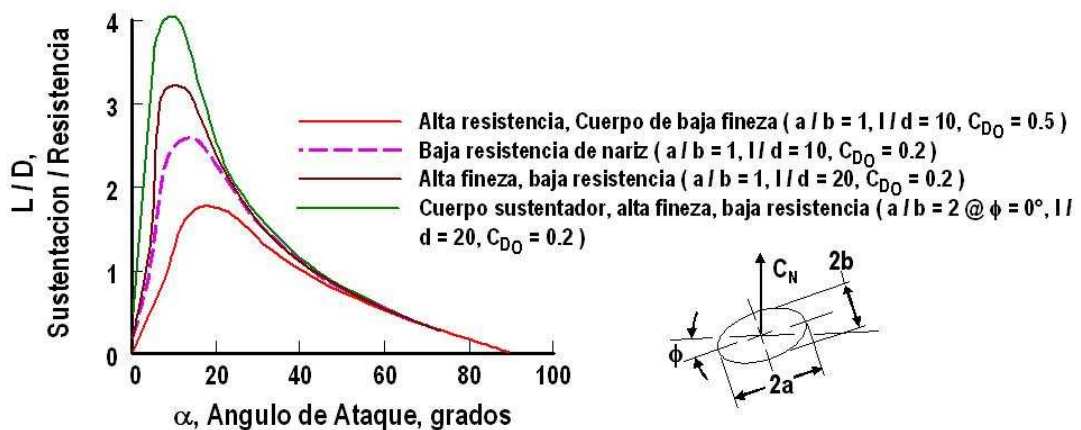


Fuente: El autor

Para aumentar la eficiencia aerodinámica se debe aumentar la fineza del cohete ( $l/d$ ), reducir el coeficiente de resistencia a sustentación cero, y una configuración de radios, donde  $a$  sea mayor que  $b$ , Figura 14.

También se puede apreciar que a medida que el ángulo de ataque aumenta, esta eficiencia decae. Para ángulos pequeños una sección circular es más eficiente debido a la presión dinámica, ya que para una sección circular la máxima eficiencia ( $L/D$ ) es obtenida a mayor presión dinámica. Esto se puede observar en la Figura 15. Los cohetes estilizados tienen ventajas de sustentación, y efectos negativos en lo que a propelentes sólidos se refiere.

Figura 15. Relación de sustentación/resistencia vs ángulo de ataque para cuerpos simétricos y ovalados.



Nota:  
 • Si  $\alpha$  es negativo,  $L/D$  es negativo  
 •  $d = 2(a/b)^{1/2}$

Fuente: Tactical Missile Design

### 5.2.6. CONFIGURACIÓN CON ALAS O SIN ALAS

El uso de alas pequeñas o sin alas tiene sus ventajas a velocidades supersónicas y a presiones dinámicas elevadas, es positivo para la estabilidad y control a altos



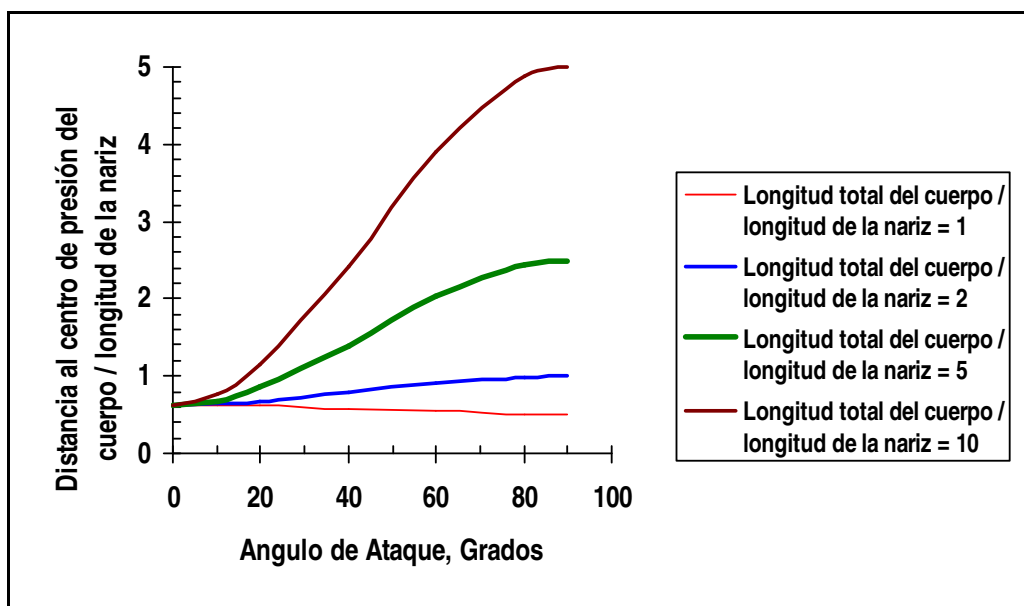
ángulos de ataque (reduce el roll, mayor compatibilidad con la plataforma de lanzamiento, y baja sección transversal de radar), y, el volumen y peso son aceptables y aprovechables para combustible.

Alas grandes tienen ventajas a velocidades subsónicas y baja presión dinámica (baja dirección a tiempo constante), aceleración normal, rango de altura elevada, menor aeroelasticidad.

Según las características de operación es posible determinar el tipo de alas adecuado.

### 5.2.7. CENTRO DE PRESIÓN $x_{CP}$

Figura 16. Variación del  $x_{CP}$  con respecto al ángulo de ataque.



Fuente: Tactical Missile Design

La localización del centro de presión  $x_{CP}$ , depende en gran medida de dos parámetros: ángulo de ataque y fineza del cuerpo. Para el diseño conceptual la dependencia del número mach puede ser exceptuada, para ángulos pequeños el  $x_{CP}$  está localizado cerca de 0.63 diámetros desde la punta de la nariz, para

ángulos aproximados a 90 grados el  $x_{CP}$  se aproxima al centro del cuerpo, esta variación se puede observar en la Figura 16.

Un método para evaluar la localización del centro de presión se puede definir por la siguiente ecuación:

$$\frac{(x_{CP})_B}{l_N} = 0.63(1 - \sin^2 \alpha) + 0.5 \left( \frac{l_B}{l_N} \right) \sin^2 \alpha \quad (6.1)$$

Donde  $l_B$  es la longitud del cuerpo.

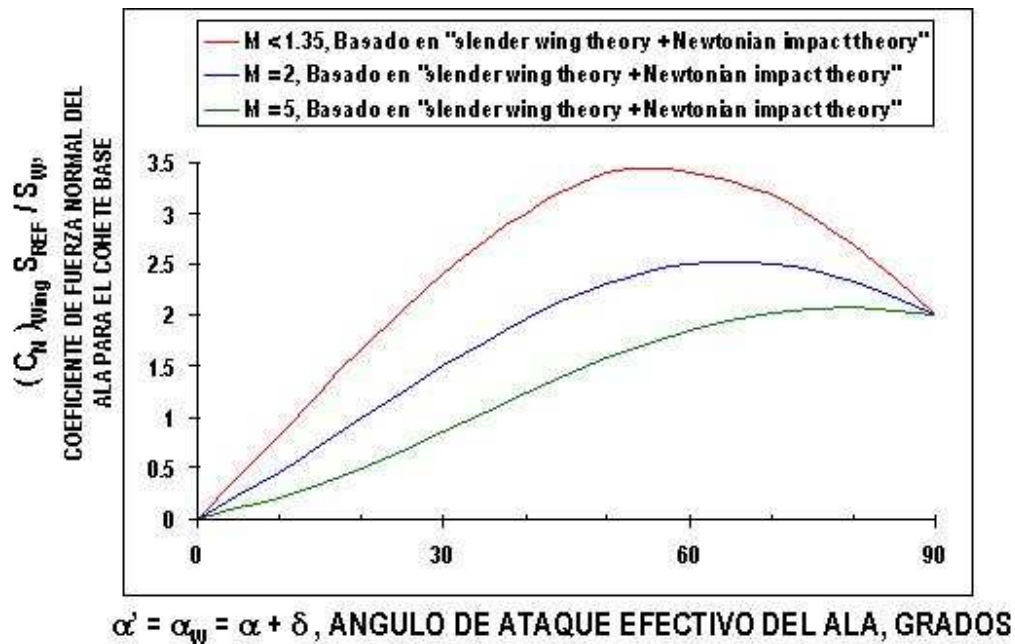
#### 5.2.8. PREDICCIÓN DE LA FUERZA NORMAL DE LAS SUPERFICIES Y EL CUERPO CIRCULAR

La manera unidireccional de caracterizar superficies es por su localización concerniente al centro de gravedad. Las alas están situadas cerca del c.g., las colas están situadas detrás del c.g., y los canards están situados adelante del c.g. Éstos pueden ser fijos o móviles (superficies de control). El coeficiente de la fuerza normal del ala  $(C_N)_{Wing}$  esta en función del número de mach y el ángulo de ataque local, el aspect ratio (relación entre las longitudes del extremo y raíz del ala) y el área del ala. En la Figura 17 se observa  $(C_N)_{Wing}$  de un ala con un aspect ratio de 2.82, con una superficie alar de 2.55 pies cuadrados, para distintas velocidades.

Basado en el área de referencia del cohete  $S_{REF}$ , el  $(C_N)_{Wing}$  decrece con el incremento de la velocidad supersónica, e incrementa con el ángulo de ataque y la superficie alar. Como podemos ver el coeficiente de fuerza normal es proporcional al ángulo efectivo del ala hasta aproximadamente  $60^\circ$  luego disminuye considerablemente, también podemos observar que a mayor número de Mach esta fuerza normal disminuye. Una aproximación que puede ser usada para determinar la fuerza normal del ala según el ángulo de ataque, es derivando la

ecuación de fuerza normal. Esto es usado en el diseño de la cola para encontrar los requerimientos de estabilidad estática.

Figura 17.  $(C_N)$  de una ala en función del ángulo de ataque y número mach.



Fuente: Tactical Missile Design

A bajos ángulos de ataque estos coeficientes se pueden definir así:

$$|(C_N)_{wing}| = \left[ 4 \frac{|\sin \alpha' \cos \alpha'|}{(M^2 - 1)^{1/2}} + 2 \sin^2 \alpha' \right] \left( \frac{S_w}{S_{REF}} \right) \quad \text{si } M > \left\{ 1 + \left[ \frac{8}{(\pi A)} \right]^2 \right\}^{1/2} \quad (7.1)$$

$$|(C_N)_{wing}| = \left[ \left( \frac{\pi A}{2} \right) |\sin \alpha' \cos \alpha'| + 2 \sin^2 \alpha' \right] \left( \frac{S_w}{S_{REF}} \right) \quad \text{si } M < \left\{ 1 + \left[ \frac{8}{(\pi A)} \right]^2 \right\}^{1/2} \quad (7.2)$$

El ángulo efectivo  $\alpha'$  es la suma de el ángulo de ataque del cohete mas el ángulo de deflexión del ala,

$$\alpha' = \alpha_w = \alpha + \delta \quad (7.3)$$

La ecuación entonces se define de la siguiente manera:

$$(C_N)_{wing} = \left[ 4 \frac{\sin \alpha' \cos \alpha'}{(M^2 - 1)^{1/2}} + 2 \sin^2 \alpha' \right] \left( \frac{S_W}{S_{REF}} \right) \quad si \quad M > \left\{ 1 + \left[ \frac{8}{(\pi A_W)} \right]^2 \right\}^{1/2} \quad (7.4)$$

$$(C_N)_{wing} = \left[ \left( \frac{\pi A_W}{2} \right) \sin \alpha' \cos \alpha' + 2 \sin^2 \alpha' \right] \left( \frac{S_W}{S_{REF}} \right) \quad si \quad M < \left\{ 1 + \left[ \frac{8}{(\pi A_W)} \right]^2 \right\}^{1/2} \quad (7.5)$$

Siendo  $A_W$  el aspect ratio,  $S_W$  el área mojada,  $S_{REF}$  el área de referencia.

Se define que  $(C_N)_{wing}$  para altos números mach supersónicos, es independiente al aspect ratio, y para bajos números mach supersónicos y subsónicos, no se tendrá en cuenta la velocidad.

La metodología descrita para predecir la fuerza normal en el ala es también aplicable a la cola y al canard. Según lo mostrado en las ecuaciones (7.6) y (7.7).

$$(C_N)_{tail} = \left[ 4 \frac{\sin \alpha' \cos \alpha'}{(M^2 - 1)^{1/2}} + 2 \sin^2 \alpha' \right] \left( \frac{S_T}{S_{REF}} \right) \quad si \quad M > \left\{ 1 + \left[ \frac{8}{(\pi A_T)} \right]^2 \right\}^{1/2} \quad (7.6)$$

$$(C_N)_{tail} = \left[ \left( \frac{\pi A}{2} \right) \sin \alpha' \cos \alpha' + 2 \sin^2 \alpha' \right] \left( \frac{S_T}{S_{REF}} \right) \quad si \quad M < \left\{ 1 + \left[ \frac{8}{(\pi A_T)} \right]^2 \right\}^{1/2} \quad (7.7)$$

El coeficiente total de la fuerza normal de una configuración ala-cuerpo-cola es asumido por la suma de estos tres coeficientes  $(C_N)_{Wing}$ ,  $(C_N)_{Body}$ ,  $(C_N)_{Tail}$ . En donde el coeficiente de fuerza normal del cuerpo es:

$$(C_N)_{body} = \sin(2\alpha) \cos(\alpha/2) + 2(l/d) \sin^2 \alpha \quad (7.8)$$

La fuerza normal es igual a:

$$C_N = (C_N)_{wing} + (C_N)_{tail} + (C_N)_{body} \quad (7.9)$$

Se observa que para un número de Mach muy bajo ( $M < 0.2$ ) y una altitud muy alta ( $h > 80,000$  pies), el grueso de la capa límite en el cuerpo puede cubrir una porción significativa de la cola, reduciendo eficacia en la estabilidad y el control.

Según cálculos experimentales esta predicción puede tener un error en el orden del 14%.

A partir de esto la fuerza normal debido al ángulo de ataque se define de la siguiente manera:

- coeficiente de fuerza normal del ala debido al ángulo de ataque, es igual a:

$$(C_{N_\alpha})_{wing} = \frac{4}{(M^2 - 1)^{1/2}} \quad \text{si } M^2 > 1 + \left[ \frac{8}{(\pi A_w)} \right]^2 \quad (7.10)$$

$$(C_{N_\alpha})_{wing} = \frac{\pi A}{2} \quad \text{si } M^2 < 1 + \left[ \frac{8}{(\pi A_w)} \right]^2 \quad (7.11)$$

Para la cola y canard se pueden tomar como modelo a partir de las ecuaciones (7.10) y (7.11).

- El coeficiente de fuerza normal del cuerpo debido al ángulo de ataque es:

$$(C_{N_\alpha})_{body} = 2 \left[ \left( \frac{a_1}{b_1} \right) \cos \varphi + \left( \frac{b_1}{a_1} \right) \sin \varphi \right] \quad (7.12)$$

$$(C_{N_\alpha})_{body} = 2 \quad \text{para cuerpos circulares} \quad (7.13)$$

Donde  $\varphi$  es la inclinación del cuerpo con respecto al eje  $y$ ,  $\varphi = \Phi$

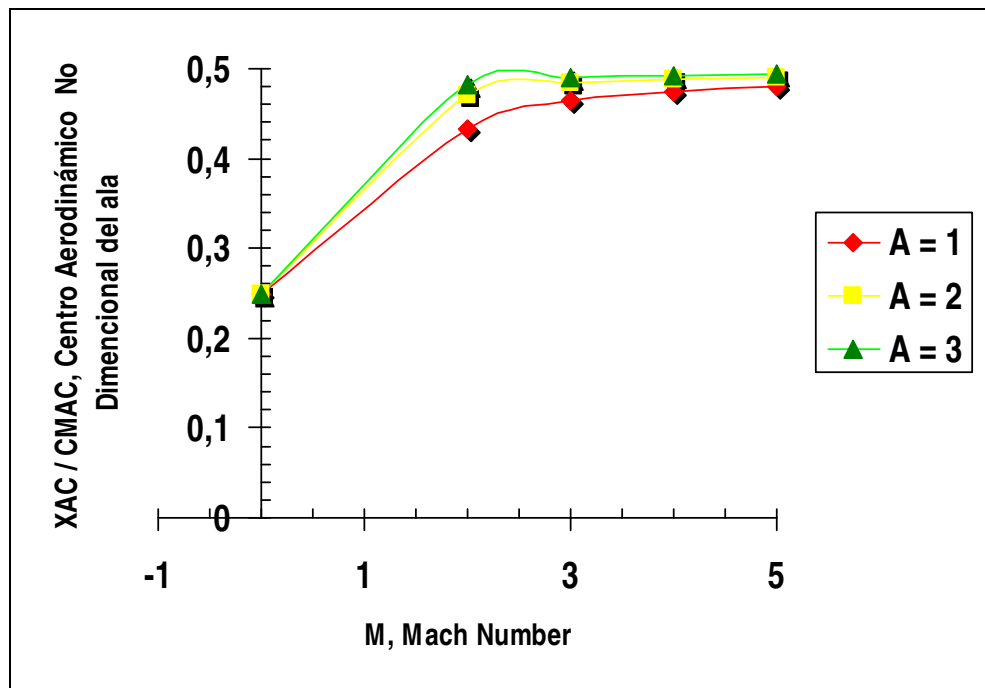
- El coeficiente de la fuerza normal total del cohete debido al ángulo de ataque para una configuración ala-cuerpo-cola es:

$$(C_{N_\alpha}) = (C_{N_\alpha})_{wing} \left( \frac{S_w}{S_{ref}} \right) + (C_{N_\alpha})_{tail} \left( \frac{S_T}{S_{ref}} \right) + (C_{N_\alpha})_{body} \quad (7.14)$$

### 5.2.9. CÁLCULO DEL CENTRO AERODINÁMICO DEL ALA

La variación del centro aerodinámico está definido por el número mach y el aspect ratio. A bajos números mach,  $(x_{AC})_{Wing}$  está localizado cerca al 25% de la cuerda media aerodinámica, y a altos números mach supersónicos  $(x_{AC})_{Wing}$  cambia al 50 % de la cuerda media aerodinámica. Para bajos aspect ratio la variación del  $(x_{AC})_{Wing}$  es menor.

Figura 18. Variación del centro aerodinámico con respecto al numero Mach.



Fuente: Tactical Missile Design

Se muestra en la Figura 18 la variación del centro aerodinámico de una superficie con respecto al número de Mach y al aspect ratio. Observe que las alas con bajos aspect ratio tienen menor variación del centro aerodinámico para números de Mach supersónicos. Una de las ventajas de una superficie con bajo aspect ratio es un momento de flexión más bajo, debido a la reducida envergadura. El momento de flexión más bajo reduce el peso requerido del eje de la superficie de control y el

esfuerzo de fricción causado por la torsión del soporte del actuador. La reducción del esfuerzo de fricción de la torsión del cojinete mejora el funcionamiento del actuador de los mandos de vuelo.

La predicción en el vuelo supersónico se basa en la teoría lineal del ala según el número de Mach. Podemos definir la relación entre  $(x_{AC})_{wing}$  y  $C_{MAC}$  así:

$$\left( \frac{X_{AC}}{C_{MAC}} \right)_{wing} = \frac{[A(M^2 - 1)^{1/2} - 0.67]}{[2A(M^2 - 1)^{1/2} - 1]} \quad (8.1)$$

Como ejemplo se toma el ala de un cohete base (para facilitar la explicación de los temas expuestos) que ha sido escogido aleatoriamente, éste tiene un aspect ratio expuesto de 2,82, una longitud de cuerda media aerodinámica de 13,3 pulgadas, y una localización desde el borde de ataque de 67,0 pulgadas a la punta de la nariz. A Mach 2 el centro aerodinámico del ala expuesta está situado a un 48 por ciento de la longitud de la cuerda media aerodinámica, proporcionando una localización de  $(x_{AC})_{wing} = 73,4$  pulgadas desde la punta de la nariz. En números de Mach subsónico, el centro aerodinámico del ala se establece en aproximadamente 25 por ciento de la cuerda media aerodinámica, proporcionando una localización de  $(x_{AC})_{wing} = 70,3$  pulgadas desde la punta de la nariz. La localización del centro de gravedad del cohete base es 84,6 pulgadas desde la punta de la nariz en el lanzamiento, y 76,2 pulgadas en la fase no propulsada. Debido a que la distancia entre el centro aerodinámico del ala y el centro de gravedad del cohete es siempre relativamente pequeña (menos de 14,3 pulgadas) para todas las condiciones de vuelo, la desviación de las superficies de control del ala causa un cambio relativamente pequeño en el ángulo de ataque del cohete. Si el control de maniobra de cola o el control de maniobra de canard fueran utilizados para el cohete base en vez de control del ala, el cambio en el ángulo de ataque con la desviación del control superficial sería más grande, debido a que el brazo del momento de una cola o de un control de canard es más grande.

### 5.2.10. PREDICCIÓN DE LA RESISTENCIA DEL ALA

Las ecuaciones para predecir el coeficiente de resistencia de la superficie del ala se muestran a continuación. La predicción de la resistencia debida a la fricción de la piel del ala, es dada por la ecuación (9.1).

$$(C_{D_0})_{wing,Friction} = n_W \left[ \frac{0.0133}{(qc_{MAC})^{0.2}} \right] \left( \frac{2S_W}{S_{Ref}} \right) \quad (9.1)$$

En la ecuación las unidades de la presión dinámica  $q$  y de la cuerda media aerodinámica  $C_{MAC}$ . Los contribuyentes importantes al coeficiente de resistencia por la fricción de la piel son el número de las alas  $n_{Wing}$  y el área de referencia del ala  $S_W$ . El área mojada total para la resistencia por fricción de la piel del ala es igual a  $2n_{Wing}S_W$ . Este coeficiente de resistencia esta en función del número de Mach, de la presión dinámica y de la longitud de la cuerda media aerodinámica. Asumimos para la ecuación que la variación en la velocidad del sonido de la corriente libre, y de la viscosidad de una capa limite turbulenta con una altitud moderada son relativamente pequeñas y son despreciables. Un segundo contribuyente a la resistencia del ala es la resistencia por la onda. La predicción de la resistencia por la onda de choque se basa en la teoría newtoniana modificada, mostrado en la ecuación (9.2).

$$(C_{D_0})_{wing,wave} = n_W \left[ \frac{2}{(\gamma M_{\Lambda_{LE}}^2)} \right] \left\{ \left[ \frac{[(\gamma+1)M_{\Lambda_{LE}}^2]}{2} \right]^{\frac{\gamma}{(\gamma-1)}} \left\{ \frac{(\gamma+1)}{[2\gamma M_{\Lambda_{LE}}^2 - (\gamma-1)]} \right\}^{\frac{1}{(\gamma-1)}} - 1 \right\} \\ \times \frac{\sin^2 \delta_{LE} \cos \Lambda_{LE} t_{MAC} b}{S_{REF}} \quad (9.2)$$

$$\text{si } M_{\Lambda_{LE}} = M \cos \Lambda_{LE} > 1$$

Los términos que intervienen en la ecuación son:

$b$  = Envergadura expuesta

$t_{mac}$  = Grosor máximo de la cuerda media aerodinámica



$\delta_{LE}$  = Ángulo de grosor del borde de ataque

$\Lambda_{LE}$  = Ángulo de flechamiento del borde de ataque

Para el aire  $\gamma = 1,4$ .

La teoría Newtoniana esta modificada para calcular la presión a través de la onda de choque por el número mach, que advierte que entre mas grueso sea el borde de ataque, mayor influencia tendrá en la resistencia por ondas de choque.

El ángulo del borde de ataque reduce también los efectos del número mach, por un factor de  $\cos \Lambda_{LE}$ , manteniendo un ángulo de borde de ataque subsónico hasta  $M \cos \Lambda_{LE} = 1$ ,

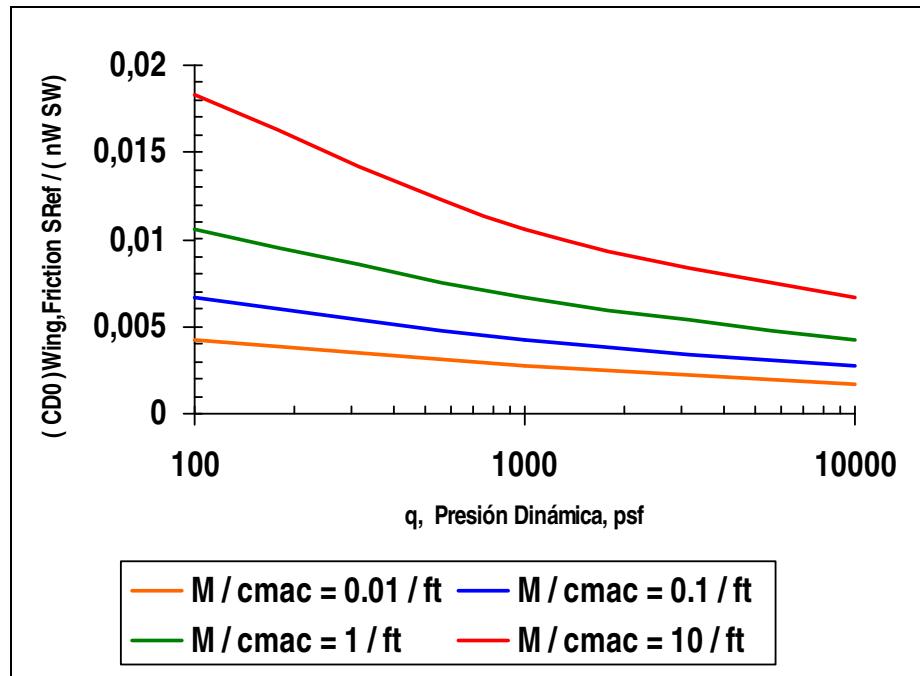
$$\begin{aligned} (C_{D_0})_{wing,wave} &= 0 \\ \text{si } M_{\Lambda_{LE}} &< 1 \end{aligned} \quad (9.3)$$

Se observa que un ala fina con un ángulo pequeño de sección del borde de ataque tiene una resistencia más pequeña por onda de choque que el de un ala con un borde de ataque grueso. Un tercer contribuyente potencial a la resistencia del ala es la baja fricción debido a la separación del flujo en el borde de salida del ala. Sin embargo, para las alas finas con un borde de fuga-posterior agudo, la separación de flujo y la baja fricción son insignificantes.

Podemos observar las características en la Figura 19.

Como ejemplo, el cohete base tiene alas cruciformes ( $n_{wing} = 2$ ), el área expuesta de cada ala  $S_w = 2,55 \text{ ft}^2$ , área de referencia basada en el área representativa del cuerpo  $S_{REF} = 0,349 \text{ ft}^2$ , la longitud de la cuerda media geométrica  $C_{MAC} = 1,108 \text{ ft}$ , el ángulo principal de barrido del borde del ala,  $\Lambda_{LE} = 45$  grados, ángulo principal total de la sección del borde  $\delta_{LE} = 10,01$  grados, grueso máximo de la cuerda media aerodinámica  $t_{mac} = 0,585 \text{ in}$ , y envergadura expuesta  $b = 32,2 \text{ in}$ .

Figura 19. Reducción de la resistencia.



Fuente: Tactical Missile Design

En condiciones de vuelo típicas de Mach 2 y 20.000 pies de altitud, la contribución de la resistencia por la fricción de la piel del ala a cero-sustentación, que está basada en dos alas con cuatro paneles, es  $(C_{D_0})_{Wing,fricction} = 0,090$ . La contribución de la resistencia por la onda de choque del ala a Mach 2 a cero-sustentación, que esta basada en dos alas con cuatro paneles, es  $(C_{D_0})_{Wing,wave} = 0,024$ .

El coeficiente de resistencia total del ala a cero-sustentación es  $(C_{D_0})_{Wing} = 0,11$ . Se observa que 82 % de la resistencia del ala a cero-sustentación es debido a la fricción de la piel. También se observa que el ala del cohete base tiene un coeficiente de resistencia a cero-sustentación que es solamente 27% del cuerpo no propulsado a cero-sustentación (0,11 contra 0,41). Para una cola podemos observar que el coeficiente de resistencia es la suma de los coeficientes por onda de choque y por fricción.

$$(C_{D_0})_{Tail} = (C_{D_0})_{Tail,Wave} + (C_{D_0})_{Tail,Friction} \quad (9.4)$$

El cohete base tiene una cola cruciforme ( $n_{Wing} = 2$ ), ángulo total de flechamiento del borde de la cola  $\Lambda_{LE} = 57$  grados, el área expuesta es  $S_T = 1,54 \text{ ft}^2$ , ángulo total de la sección del borde  $\delta_{LE} = 6,17$  grados, la cuerda media aerodinámica es  $C_{MAC} = 1,025 \text{ ft}$ , grueso máximo de la cuerda media aerodinámica  $t_{mac} = 0,33 \text{ ft}$ , y la envergadura expuesta es  $b = 24,0 \text{ in}$ . A Mach 2 y una altitud de 20.000 pies, el coeficiente de resistencia a cero-sustentación de las superficies de la cola se computa para un valor de  $(C_{D_0})_{Tail} = 0,003 + 0,048 = 0,051$  basado en el área de referencia del cohete. La resistencia a cero-sustentación de la cola es mucho más pequeña que la del ala, sobre todo debido principalmente al un ángulo más pequeño de la sección del borde (6,17 grados contra 10,01 grados). Se observa que para las condiciones de vuelo de Mach 2 y de altitud 20.000 pies, la cola proporciona solamente 12 por ciento de la resistencia a cero-sustentación comparada con la del cuerpo. Finalmente, el coeficiente de resistencia total a cero-sustentación se asume como la suma de las contribuciones del cuerpo, el ala y la cola para tal configuración.

$$C_{D_0} = (C_{D_0})_{Tail} + (C_{D_0})_{Body} + (C_{D_0})_{Wing} \quad (9.5)$$

Substituyendo, el coeficiente de resistencia total a cero-sustentación del cohete durante vuelo no propulsado a Mach 2 y 20.000 pies de altitud es  $(C_{D_0}) = 0,41 + 0,11 + 0,05 = 0,57$ .

#### 5.2.11. MOMENTO DE BISAGRA

El momento de bisagra (HM) de una superficie de control aerodinámica es una función de la fuerza normal de una superficie,  $N_{Wing}$ , multiplicado por el brazo del

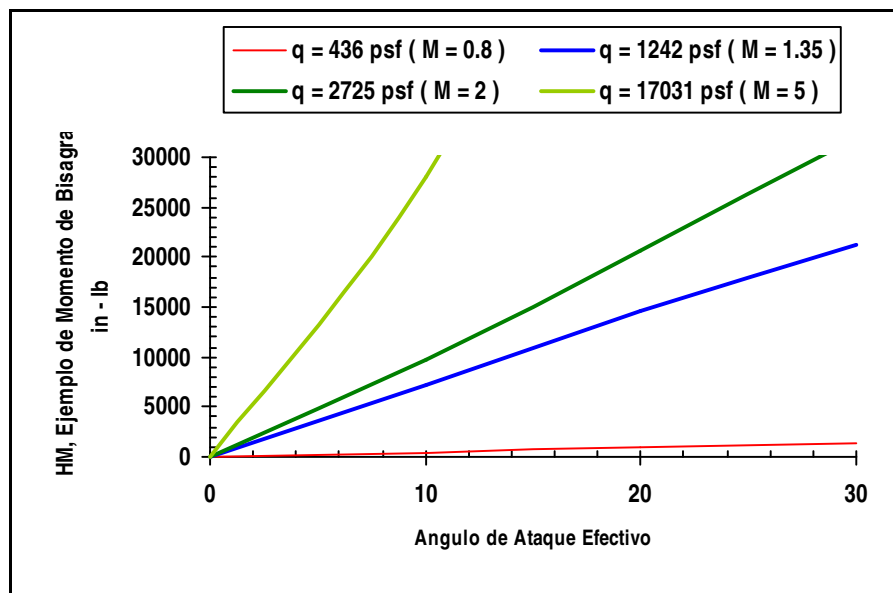
momento entre el centro aerodinámico y la línea de bisagra de la superficie de control ( $x_{AC} - x_{HM}$ ). La ecuación es:

$$HM = N_w (x_{AC} - x_{HM}) \quad (10.1)$$

En la Figura 20 se muestra la variación del momento de bisagra debido a la presión dinámica y ángulo de ataque efectivo para el cohete. Una altitud asumida de vuelo puede ser por ejemplo  $h = 20.000$  pies.

Previamente, el cálculo de  $N_{wing}$  se basa en la teoría lineal de alas a altos números de Mach supersónicos y en la teoría de ala delgada a bajos números de Mach supersónico. También se asume que la sección del ala es fina [ $M(t/c) \ll 1$ ]. A bajos números de Mach subsónico, se asume que el centro aerodinámico se encuentra a un cuarto de la cuerda media aerodinámica ( $x_{AC} = 0.25 C_{MAC}$ ).

Figura 20. Momento de bisagra versus ángulo efectivo.



Fuente: Tactical Missile Design

La línea de bisagra de la superficie de control del cohete está también a un cuarto de la cuerda media aerodinámica ( $x_{HM} = 0.25 C_{MAC}$ ). Se asume que la bisagra esta situada adelante del centro aerodinámico para evitar la regeneración inestable a través del sistema de mandos de vuelo. Un ejemplo se demuestra para el control de ala del cohete base con un ángulo de ataque eficaz máximo  $\alpha' = \alpha_w = 22$  grados. Para esta condición la desviación del control  $\delta = 13$  grados y el ángulo de ataque del cuerpo  $\alpha = 9$  grados, la fuerza normal total en los dos paneles que abarcan el ala es igual a:

$$N_{Wing} = \left[ \frac{C_N S_{REF}}{S_W} \right] q S_W \quad (10.2)$$

$$= 1.083(2725) (2.55) = 7525 \text{ lb}$$

También, de un cálculo anterior, el centro aerodinámico está situado al 0,48 % de la cuerda media aerodinámica ( $x_{AC} = 0,48 C_{MAC}$ ).

Finalmente, calculando el momento de bisagra del actuador del cohete volando a Mach 2, con altitud de veinte mil pies y con la desviación máxima de control del ala, da como resultado un HM =  $7525(0.48 - 0.25)(13.3) = 23.019$  libras por pulgada para los dos paneles que conforman el ala. Cada actuador de dos paneles tiene un momento de bisagra individual de 11,510 libras por pulgada. Se observa que los actuadores de la superficie de control son especificados por las condiciones de vuelo con más alto momento de bisagra, lo cual ocurre generalmente cuando los requisitos de maniobrabilidad son en condiciones de vuelo con altísimas presiones dinámicas. Es importante obtener este cálculo debido a la importancia de la fuerza ejercida en el actuador de los controles de maniobra.

### 5.2.12. GEOMETRÍA DE LAS SUPERFICIES DE CONTROL

Se establecen los parámetros principales de las superficies, estos son:

- Taper ratio: es la relación entre la cuerda en el extremo y la cuerda de la raíz.

$$\lambda = \frac{C_T}{C_R} \quad (11.1)$$

- Aspect ratio: es un factor que relaciona la envergadura y el área de la superficie.

$$A = \frac{b^2}{S} = \frac{2b}{[(1 + \lambda)C_R]} \quad (11.2)$$

- Cuerda media geométrica: es la cuerda donde se localiza el centro aerodinámico de la superficie.

$$C_{MAC} = \left(\frac{2}{3}\right)C_R \frac{(1 + \lambda + \lambda^2)}{(1 + \lambda)} \quad (11.3)$$

- Localización del centro de presión en el eje y:

$$y_{CP} = \frac{(b/2)}{(3 - \lambda)} \quad (11.4)$$

En la Tabla 1 se presenta una comparación entre típicas formas para el desarrollo de la superficies, por ejemplo las arqueadas (nueva tecnología), las cuales son provechosas debido a que son poco extensas y son muy buenas ya que tienen poca variación del centro aerodinámico, bajo momento de flexión, baja resistencia supersónica, y alta efectividad de control; su desventaja es un incremento de inestabilidad aeroelástica.

Tabla 1. Alternativas de superficies.



PARAMETRO	TRIANGULO (DELTA)	TRAPEZOIDAL	ARQUEADO	DOBLE AFLECHAMIENTO	RECTANGULAR
Variación XAC	↑	↓	↓	↑↑	↓
Momento de bisagra	↑	↓	↑↑	↓	↓↓
Resistencia supersónica	↑↑	↑	↑	↓	↓↓
Sección de radar	↑↑	↑	↑↑	↓	↓↓
Envergadura Requerida	↓↓	↑	↑↑	↓	↑↑
Control Efectivo	↓	↑↑	↑	↑↑	↓
Aeroelasticidad	↑↑	↑	↓↓	↑	↓

Basado en áreas de la superficies iguales, usualmente el área de las superficies tiene mayor impacto que la geometría.

↑↑	↑	↓	↓↓
SUPERIOR	BUENO	PROMEDIO	MALO

Fuente: Tactical Missile Design

Otro tipo de superficies son la triangulares o deltas, éstas son buenas si se pueden acomodar en un espacio comprimido de la plataforma de lanzamiento, tiene como beneficios la poca variación del centro aerodinámico, baja resistencia supersónica y alta rigidez estructural.


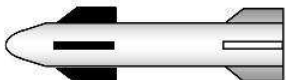
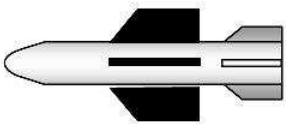
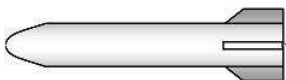
El tipo trapezoidal es el más utilizado en la selección de superficies, ya que tiene un alto control efectivo, no requiere de una envergadura muy extensa y baja resistencia supersónica; una debilidad se debe a un gran aumento en la variación de su centro aerodinámico.

Por ultimo tenemos las rectangulares, las cuales tienen muchas desventajas frente a las otras, la única cualidad es su gran área lo cual se puede aprovechar cuando se acopla con la plataforma de lanzamiento.

Las características principales de estas superficies están dadas por el taper ratio y el aspect ratio, la localización del centro de presión en el eje, la cuerda media aerodinámica para perfiles simétricos, el centro aerodinámico y el centro de presión es el mismo, y está localizado en la cuerda media aerodinámica.

### 5.2.13. ALTERNATIVAS DE CONTROL

Tabla 2. Alternativas de control.

	<u>Control</u>	<u>Diseño de Alternativas Control</u>	<u>Superficies Fijas Alternativas</u>
	Cola	Cruciforme ( 4 ) Tres aletas ( 3 ) No Comprimido Doblado Enrollado Desplegables	Alas pequeñas Alas Strake / Canard En línea con los Controles Interdigitadas con los Controles Numero de aletas ( 2, 3, 4 )
	Canard	En el Estructura rodante ( 2 )	Cola ( 3, 4, 6, 8 ) Cola + Ala En Línea con los Controles Interdigitado con los Controles
	Ala	En ella	Cola ( 3, 4, 6, 8 ) Strake / Canard y Cola En Línea con los Controles Interdigitado con los Controles
	TVC o Control de Reacción Jet	Tobera Móvil Compuerta Jet Aleta Jet Plato Axial Inyección Secundaria Jet Normal / JI Jet Spanwise / JI	Cola ( 3, 4, 6, 8 ) Cola + Canard / Strake Cola + Ala

Nota: ( ) es el número de paneles, 2 paneles=1 superficie

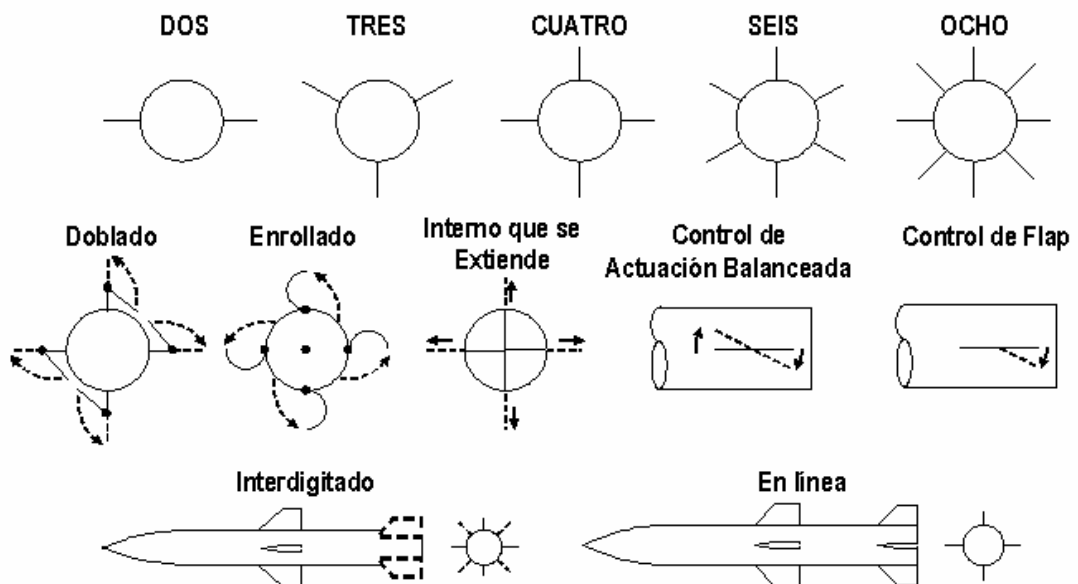
Fuente: Tactical Missile Design



Existen distintos tipos de control de vuelo, según el sitio donde estén localizados (cola, canard, ala, o no convencional). Alternativas de control son mostradas en la Tabla 2. Las superficies de tandem incluyen una configuración de planos canard-cola y ala-cola.

Las alternativas de orientación de las superficies pueden estar en línea o interdigitadas, las superficies en líneas son aquellas que sus superficies están alineadas entre sí, éstas son usualmente preferidas porque tiene baja resistencia y sección de radar (RCS), interdigitadas se refiere a un desfase angular entre las superficies, ya sea de 45 grados para superficies cruciformes o 60 grados cuando son superficies con 3 paneles, superficies con mas paneles en ángulo es reemplazado por la siguiente conversión:  $360 \text{ grados}/2 \times \text{número de paneles de una superficie}$ . Se muestra en la Figura 21 las alternativas de empaquetamiento y distribución de paneles.

Figura 21. Alternativas en empaquetamiento, distribución de paneles.



Fuente: Tactical Missile Design

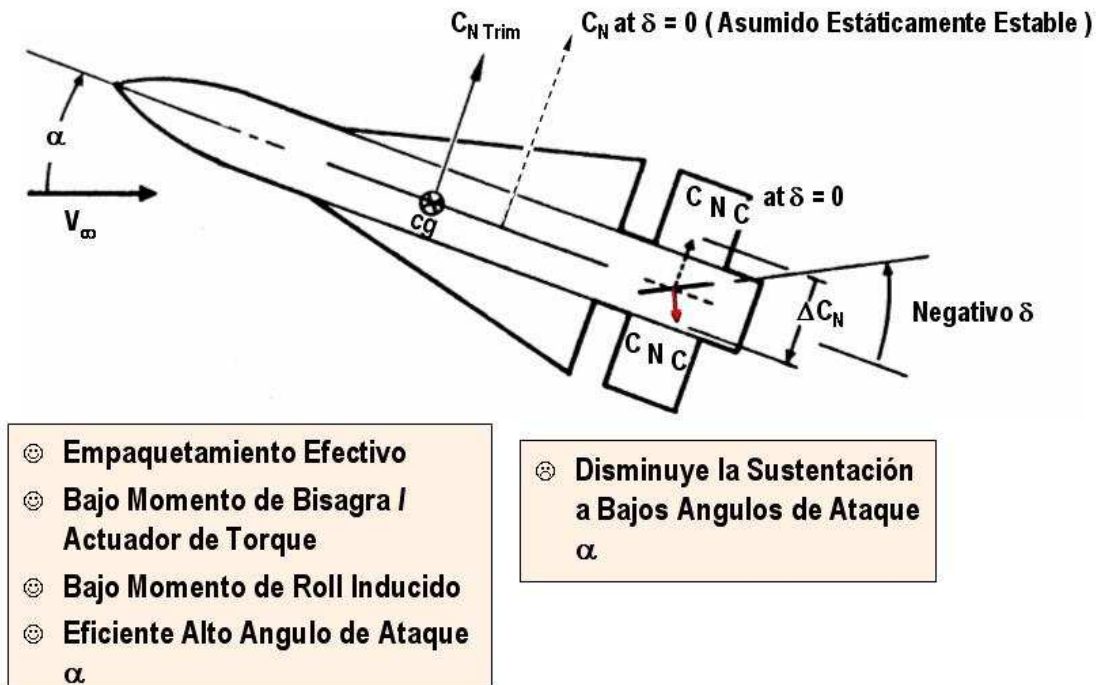
Las superficies son dobladas para reducir los requerimientos de envergadura para comprimir su integración con la plataforma, una superficie doblada usualmente tiene un actuador balístico que desdobla la superficie después de la separación con la plataforma de lanzamiento, de este tipo existen el Doblado (Foled) y el Enrollado (Wraparound), la tercera opción es la Swichblade en la cual existen unos compartimientos dentro del cohete en donde las aletas permanecen antes del lanzamiento, estas aletas son desdobladas justo después del lanzamiento, un ejemplo de estas aletas es el BGM-109 TOMAHAWK (cohete crucero).

#### 5.2.13.1. CONTROL DE COLA

Para el control de cola, se puede definir según el número de aletas y por la forma en que se acople con la plataforma de lanzamiento, para superficies de cola al menos tres aletas son requeridas. Para la estabilidad estática, las alas y superficies de control con 4 superficies son típicas, consistentes para maniobras de derrape; para cohetes con maniobra de banqueo, dos alas son usualmente requeridas con al menos tres aletas de cola. Si más de seis aletas de cola son requeridas, las razones son generalmente debido a cada una de las limitaciones de envergadura impuestas por la plataforma de lanzamiento o para intentar reducir el momento de roll debido a los vortices.

Las ventajas y desventajas de control de la cola son las ilustradas en la Figura 22. Las ventajas de control de cola incluyen un eficiente empaquetado de los subsistemas alrededor de la sección de propulsión, un bajo momento de bisagra y un bajo torque del actuador porque hay un pequeño ángulo de ataque local, y un bajo momento de roll inducido porque los vortices se dispersan por la deflexión de la cola.

Figura 22. Ventajas y desventajas de control de la cola.

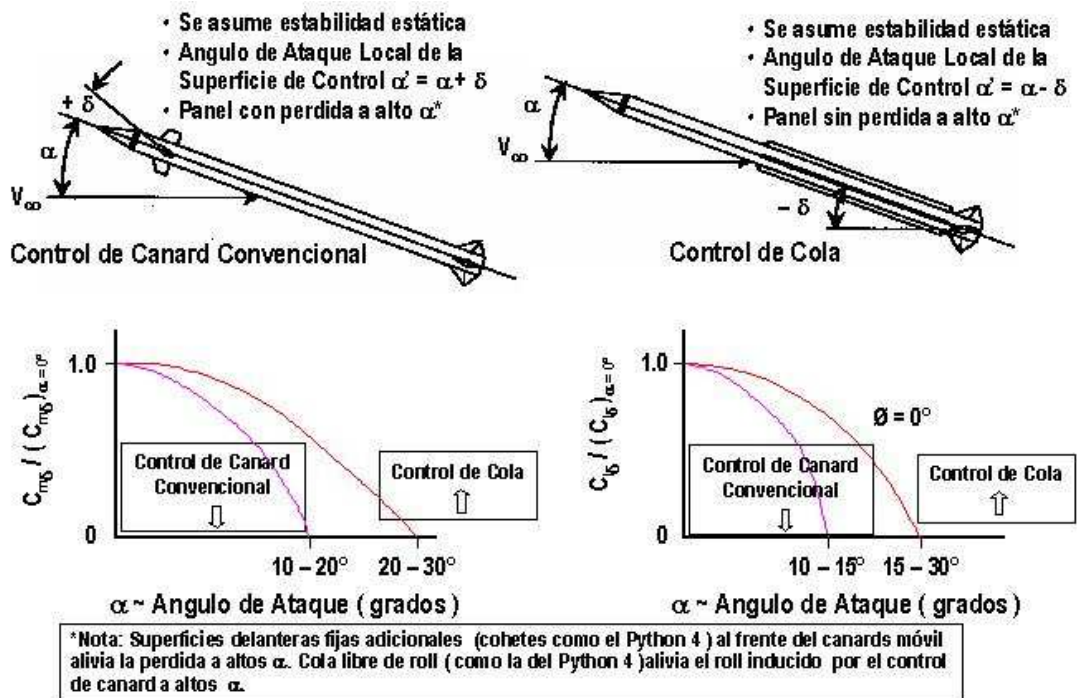


Fuente: Tactical Missile Design

Para un control de cola estáticamente estable, la deflexión de la superficie de control para la estabilización del cohete reduce el ángulo de ataque local de la superficie de control.

Una desventaja de control del cola es el decrecimiento de la sustentación de un cohete estáticamente estable, porque hay un incremento negativo de sustentación debido a la deflexión de la superficie de control como se muestra en la Figura 22, para un cohete con un control de cola estáticamente estable, la fuerza de control de deflexión es opuesta a la fuerza en el cuerpo para un cohete inestable estáticamente, la fuerza de deflexión de control se adiciona a la fuerza del cuerpo.

Figura 23. Comparación de la efectividad de control de la cola y un simple control de canard a altos ángulos de ataque.



Fuente: Tactical Missile Design

Para un cohete estáticamente estable, el control de cola es usualmente más efectivo que un simple control de canard a altos ángulos de ataque, como se muestra en la Figura 23. La deflexión de la cola para estabilizar el cohete reduce el ángulo de ataque local de la cola. Como resultado, el control de cola puede ser deflectada con un mayor ángulo de deflexión sin entrar en pérdida.

También colas libres de roll (tal como el Python 4) alivian problemas de pérdida de control de roll y roll inducido a altos ángulos de ataque. La cola con libre roll del Python 4 es montada sobre unos soportes que están desacoplados de la estructura, finalmente, un cohete estáticamente inestable alivia los problemas de pérdida.

Figura 24. Python 4, cohete con una cola libre de roll.



Fuente: [www.sierrafoxhobbies.com](http://www.sierrafoxhobbies.com)

#### 5.2.13.2. CONTROL DE CANARD

También el control de vuelo puede tener superficies fijas delanteras (alas fijas, strakes y canards). Las superficies delanteras pueden tener 2 aletas (maniobras); 3 aletas (cuando se usa cola de 3 aletas) y de cuatro aletas. El sistema de canard es similar a control de cola, y puede tener una ventaja adicional de solo 2 superficies de control, lo cual reduce costos y el volumen de los subsistemas.

El número de aletas en la cola para un sistema de canard puede ser de 3, 4, 6, 8, el cohete puede tener una cola de libre roll, lo cual hace que se reduzca el momento de roll a altos números de ataque.

En el caso de un simple control de canard, la deflexión del canard para estabilizar el cohete se incrementa con el ángulo de ataque local del canard, el canard puede ser deflectado solo para ángulos relativamente pequeños antes de entrar en

pérdida, también por la dispersión de vortices porque el canard puede interactuar con la cola, resultando en una pérdida de control de roll y un largo roll inducido.

Nótese que una superficie delantera fija en frente del canard móvil (tal como el Split canard o canard partido del Python 4) alivia los problemas de la pérdida de control de roll, pérdida (stall) y roll inducido a altos ángulos de ataque.

La deflexión requerida del canard para estabilizar el cohete es opuesta al ángulo de ataque, reduciendo el ángulo de ataque local del canard.

La mayoría de los cohetes con control de cola también tiene alas para mayor eficiencia aerodinámica (L/D) y alta maniobrabilidad.

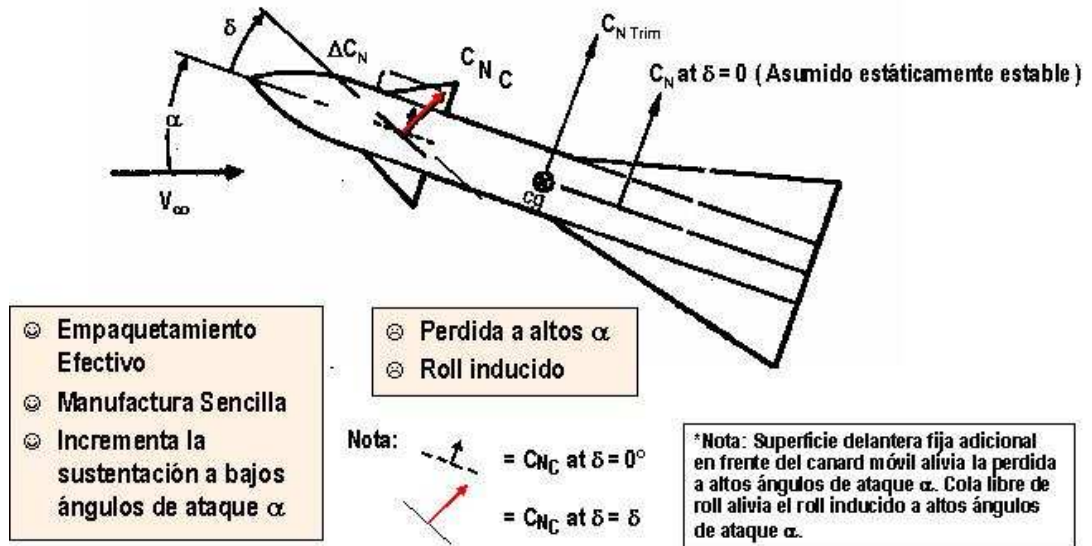
En la Figura 25 se muestra las ventajas y las desventajas de control del canard sencillo. Las ventajas de control del canard incluyen:

- Un eficiente empaquetado de la dirección, de navegación, y de los subsistemas de control, todos en la misma localización.
- Una simplificada fabricación e integración de la dirección, navegación, y de los subsistemas de control.
- Para un cohete estáticamente estable, la sustentación crece a ángulos de ataque más bajos.

La Figura 25 ilustra el incremento de la fuerza normal para estabilizar el cohete, proporcionando la sustentación adicional. Las desventajas de control del canard incluyen:

- Una tendencia a entrar en pérdida a altos ángulos de ataque para un cohete estáticamente estable.
- Un roll inducido grande a altos ángulos de ataque. Según lo observado previamente, estos problemas son aliviados por el uso de canards partidos y colas libres de roll.

Figura 25. Ventajas y desventajas de un control de canard sencillo.

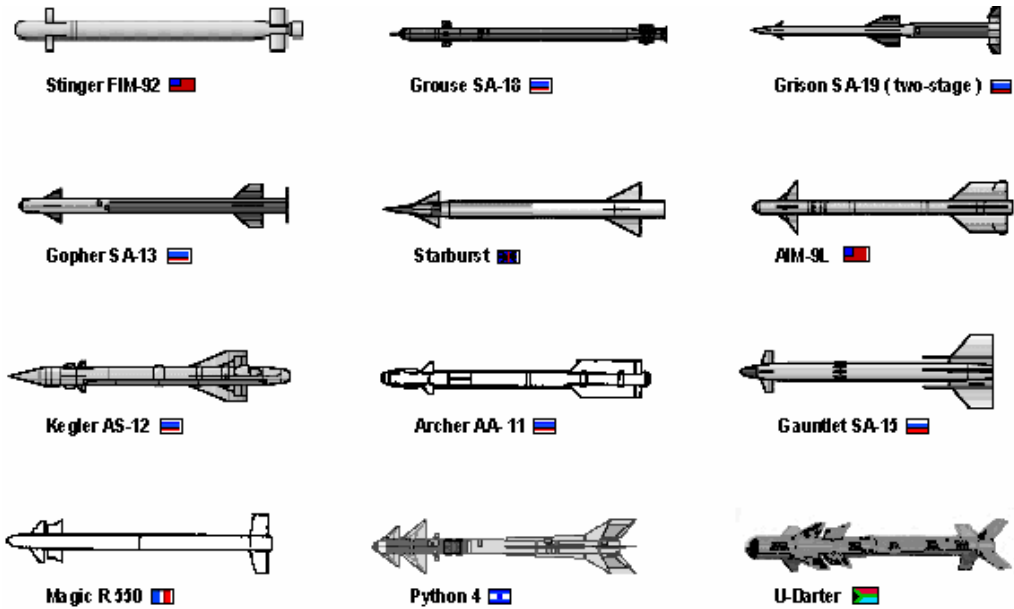


Fuente: Tactical Missile Design

En la Figura 26 se muestran ejemplos de los cohetes operacionales que tienen control de canard y que tienen también wingless (alas pequeñas). La mayoría de los cohetes con control de canard no tienen alas porque:

- El área superficial adicional del canard y la gran cola requerida para la estabilidad proporciona generalmente la suficiente eficacia aerodinámica  $L/D$  y de maniobrabilidad.
- La generación de vortices por el canard dificulta la integración de un ala. Debido a la localización del canard adelante del centro de gravedad, el canard crea inestabilidad, lo cual hace que se requiera una cola más grande para la estabilidad.

Figura 26. Ejemplos de configuraciones de cohetes.



Permission of Missile Index. Copyright 1997@Missile.Index All Rights Reserved

Fuente: Tactical Missile Design

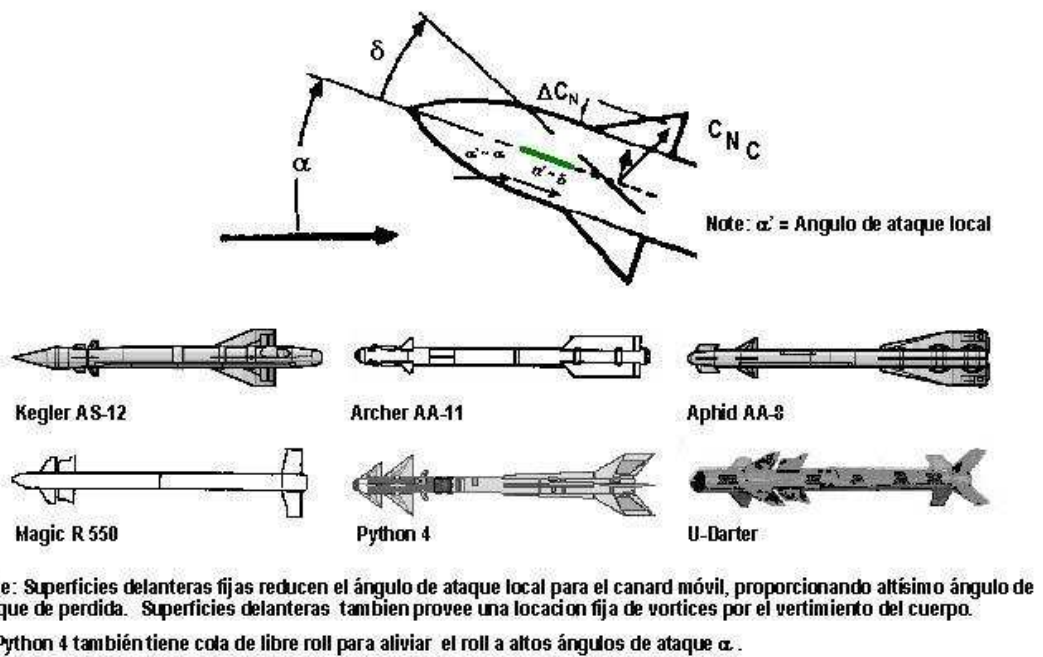
Un canard partido tiene un ángulo de ataque local más pequeño, realzando la maniobrabilidad a altos ángulos de ataque. Cohetes modernos altamente maniobrables usan los canards partidos para los mandos de vuelo. El control de canard partido tiene una superficie fija delante del canard móvil. En la Figura 27 se muestra un diagrama esquemático del flujo local que ilustra la ventaja de canards partidos.

El incremento del coeficiente de la fuerza normal ( $\Delta C_N$ ) en la Figura 27 es la diferencia entre el coeficiente de la fuerza normal de la superficie de control deflectada y el coeficiente de la fuerza normal de la superficie no deflectada de control. Observe que la superficie delantera reduce el ángulo de ataque efectivo local  $\alpha'$ . Porque la superficie de control del canard trasero tiene un ángulo de ataque local más pequeño, este es más efectivo a una deflexión de la superficie



de control  $\delta$  más alta y a un ángulo de ataque  $\alpha$  más alto, sin entrar en pérdida. Todos los cohetes modernos con el control de canard usan control de canard partido, incluyendo el Kegler AS-12, el Archer AA-11 1, el Aphido AA-8, el Magic R-550, el Python 4, y U-Darter.

Figura 27. Cohetes con canard partido, variación de fuerza normal a altos ángulos de ataque con canard partido.



Fuente: Tactical Missile Design

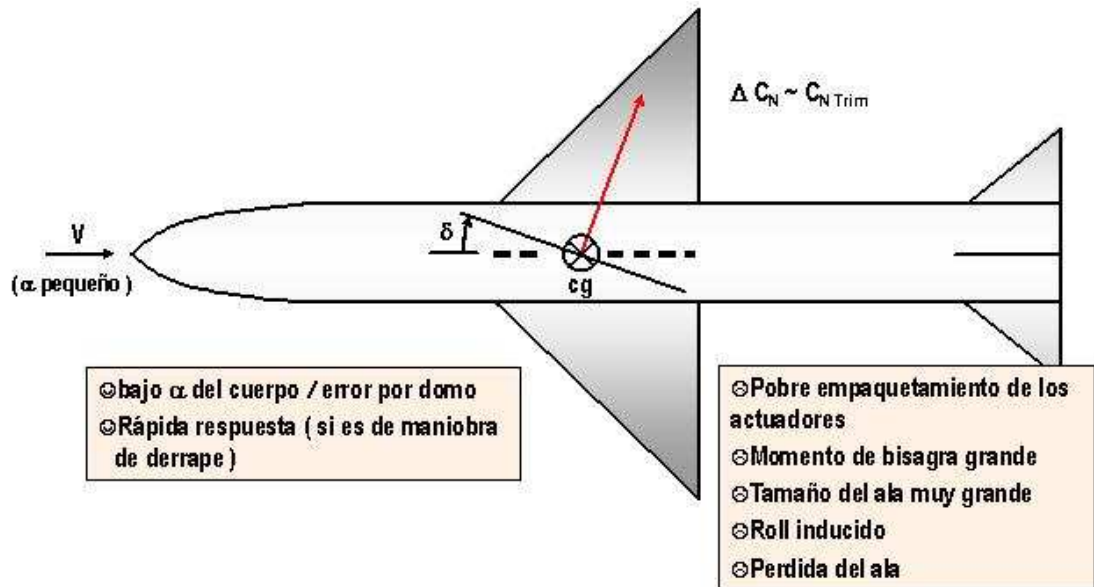
### 5.2.13.3. CONTROL DE ALAS

El control de alas requiere tres o más aletas en la cola para darle estabilidad estática, similar al control de canard. Este control también puede tener superficies delanteras fijas, aunque esto es raro debido a la generación de vórtices a altos ángulos de ataque.

La Figura 28 muestra ventajas y desventajas de control del ala. Las ventajas de control del ala son pocas y las desventajas son muchas. Una ventaja de control del ala es que solamente una rotación pequeña del cuerpo es requerida para

maniobrar.

Figura 28. Ventajas y desventajas de control del ala.

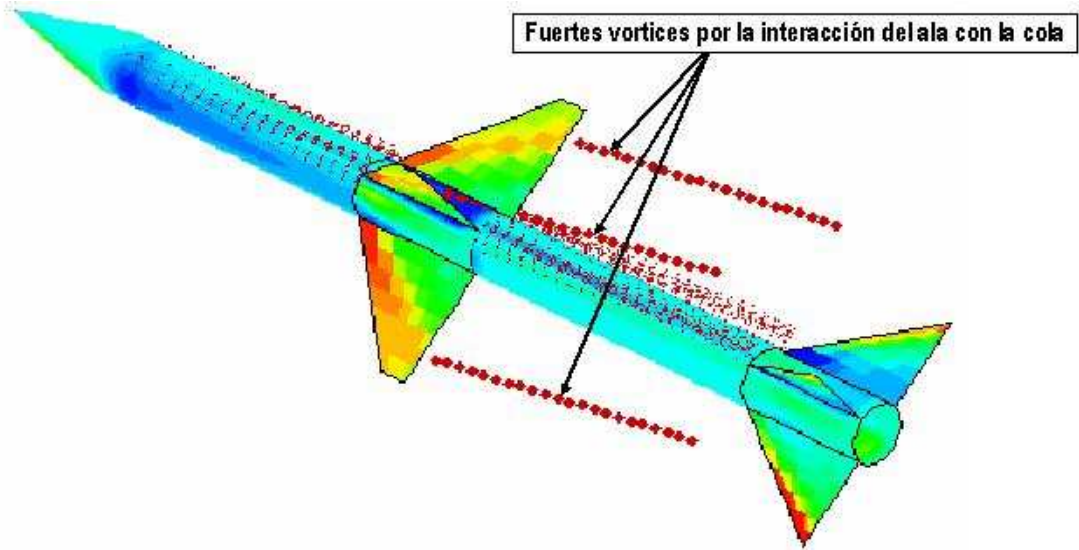


Fuente: Tactical Missile Design

Una segunda ventaja es la rápida respuesta de maniobrabilidad, particularmente para maniobras de derrape. Según lo demostrado en la Figura 28, la mayoría de la sustentación del cohete se deriva desde la deflexión del ala, porque ella puede desviar generalmente más rápidamente que la rotación del cuerpo, y el tiempo requerido para alcanzar la maniobra  $g$  es más corto.

Una desventaja de control de ala es el limitado espacio disponible para empaquetar los grandes actuadores. Para un cohete de alto rendimiento, el ala puede ser localizada sobre la caja del motor. Otra desventaja es el gran momento de bisagra requerido para deflectar el ala debido a que por lo general esta es de mayor tamaño. Una tercera desventaja es que el ala debe ser más grande ya que debe ser dimensionada según la maniobrabilidad, además de la eficiencia aerodinámica ( $L/D$ ). Una cuarta desventaja es el gran roll inducido producido por el ala.

Figura 29. Vórtices creados en una configuración cuerpo-ala-cola.



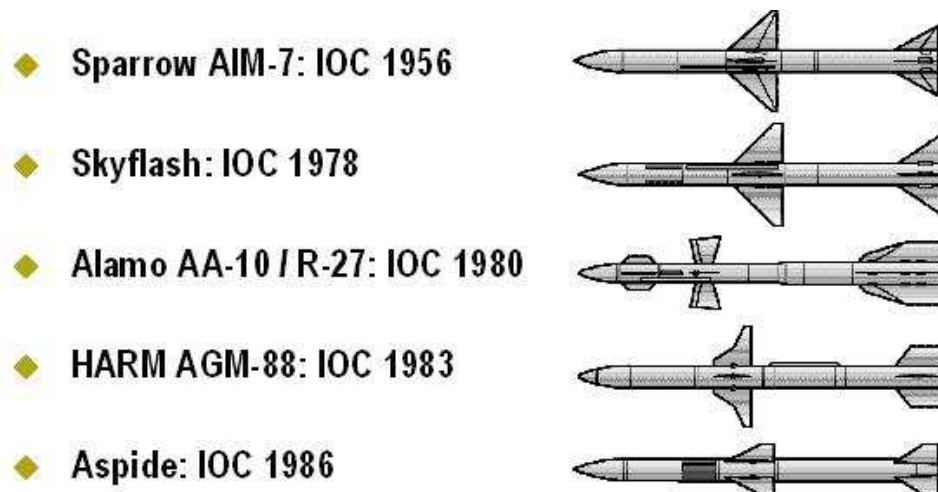
Fuente: Nielsen Engineering & Research (NEAR) web site <http://www.nearinc.com/heardproject/MISDL.htm>

Fuente: Nielsen Engineering (NEAR)

El fuerte vórtice creado para un cohete con control de ala tiene a menudo efectos nocivos en estabilidad y control del cohete. La Figura 29 ilustra el ala y el vórtice creado por el cuerpo para una configuración de cuerpo-ala-cola a altos ángulos de ataque. Según lo mostrado en la Figura 29, los vórtices del ala son vertidos cerca de las puntas de la cola, arrastrándose detrás con la corriente libre. Los vórtices del cuerpo son vertidos cerca del centro de presión de la nariz, aproximadamente dos tercios de la longitud de la nariz.

A altos ángulos de ataque, los vórtices adicionales del cuerpo pueden ser vertidos desde el cuerpo cilíndrico a lo largo de la nariz. Las superficies detrás del ala, particularmente superficies traseras con una envergadura comparable a la del ala, son susceptibles a fuertes vórtices producidos por el ala, y el cohete puede tener un gran roll inducido adverso, una pérdida de estabilidad, y una pérdida en la eficiencia de control.

Figura 30. Ejemplo de cohetes con control de ala.



Permission of Missile Index. Copyright 1997©Missile.Index All Rights Reserved

Fuente: Tactical Missile Design

Los ejemplos de los cohetes operacionales que utilizan control de ala se demuestran en la Figura 30. Observe que las alas son generalmente grandes y localizadas cerca del centro de gravedad. Las configuraciones del Skyflash, del HARM, y del Aspide son similares a la del cohete Sparrow desarrollado en 1956. La configuración del AA-10/R-27 Alamo es diferente a la del Sparrow, con una superficie de aleta delantera fija y un ala móvil delantera extendida. La geometría del Alamo, cuerpo- ala (con aletas móviles) -cola tiene un complejo vórtice a altos ángulos de ataque producidos por el cuerpo y las múltiples superficies.

Un cohete con control de ala no se ha desarrollado en años recientes debido a deficiencias tales como el empaquetado del actuador, el momento de bisagra, el tamaño del ala, y el roll inducido. Los cohetes modernos utilizan la cola, canard, o mandos de vuelo poco convencionales, el Sparrow con control de ala ha sido substituido en gran parte por el control de cola AMRAAM en cohetes aire-aire de mediano alcance.

#### 5.2.13.4. CONTROL POR EMPUJE VECTORIAL

Por último el tipo de control no convencional incluye un control de empuje vectorial (TVC), (interacción jet/ control de reacción jet), hay un sinfín de alternativas considerando su desempeño, costos, peso y capacidad de control de roll.

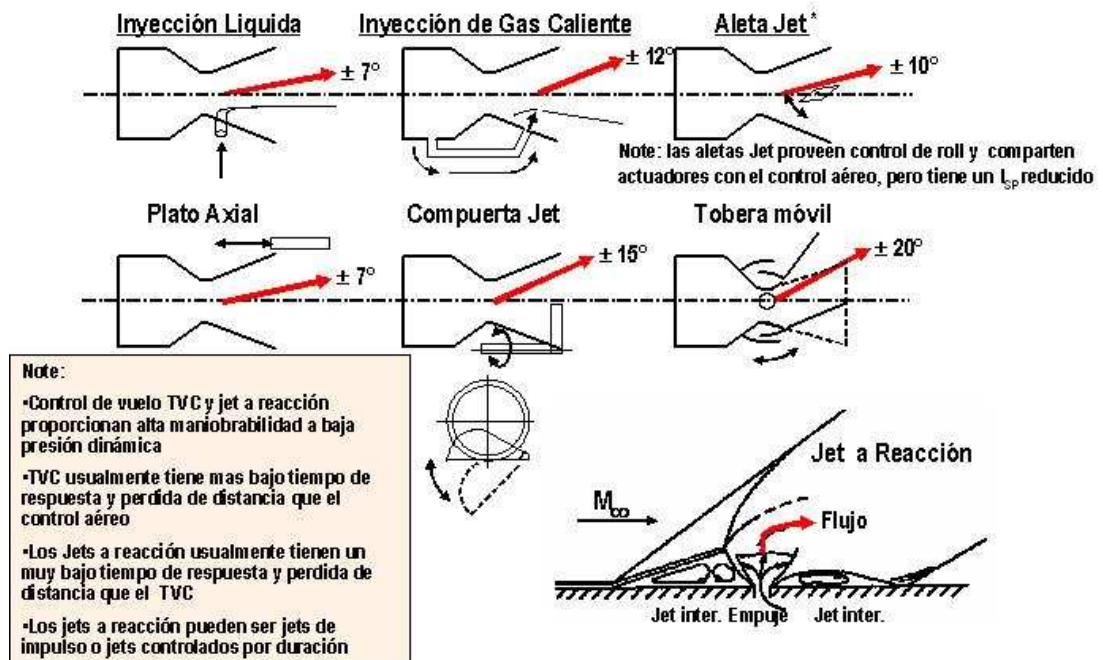
Este sistema se usa cuando un sistema aerodinámico es ineficiente o el tiempo de reacción es excesivo, además aumenta el control aerodinámico para vuelos a presiones dinámicas altas. Las aproximaciones alternativas a los mandos de vuelo poco convencionales se muestran en la Figura 31.

La Figura 31 es un diagrama esquemático de siete diversos tipos de mandos de vuelo poco convencionales. También muestra una deflexión relativa del empuje para cada uno de los tipos de mandos de vuelo.

La inyección líquida TVC utiliza un líquido tal como freón, inyectado en dirección normal a la corriente local, que causa una onda expansiva de arco dentro de la tobera. La deflexión está en el orden de +/-7 grados. Otro tipo es la inyección caliente TVC de gas, que canaliza productos calientes de gas desde el compartimiento del motor en la tobera. La inyección caliente de gas tiene alta deflexión, aunque puede haber problemas para las válvulas de alta temperatura, que deben funcionar con los productos de gas hasta 5500°F.

Un tercer tipo es la aleta jet, que son superficies de control dentro de la tobera, las aletas de jet tienen una ventaja en que el diferencial de deflexión también proporciona control de roll, sin embargo las paletas de jet son expuestas continuamente a la llama de la tobera del cohete que proporciona una pérdida en el impulso específico, incluso si no se desvían. El control del vector axial de empuje por medio de un plato es un cuarto tipo, consistiendo en un plato extendido hacia adelante y hacia atrás, cuando el plato está completamente extendido la llama se adhiere al plato debido al efecto de Coanda.

Figura 31. Configuraciones para control vectorial.



Fuente: Tactical Missile Design

Un quinto tipo es el de compuerta jet, en el cual unas lengüetas que son dispositivos simples cambian dentro y fuera de la llama. Estas lengüetas de jet crean una onda de choque de arco dentro de la tobera, similar al del tipo de control de inyección de líquido. El sexto tipo es el control del vector de empuje por una tobera móvil. Aunque la tobera móvil TVC se utiliza a menudo con los cohetes balísticos estratégicos, su uso en cohetes tácticos, debido a su alto costo, se limita sobre todo al rango del cohete, cohetes de alto rendimiento tales como el Cohete Estándar y el THAAD.

Un séptimo tipo de mandos de vuelo poco convencionales es control de jet a reacción. El control de jet a reacción funciona sobre la corriente de aire libre. La fuerza total es una combinación de la fuerza de empuje y de la fuerza de la interacción del jet. La fuerza de la interacción del jet resulta de la distribución de la presión en la superficie de la armadura del cohete. Según lo ilustrado en la Figura

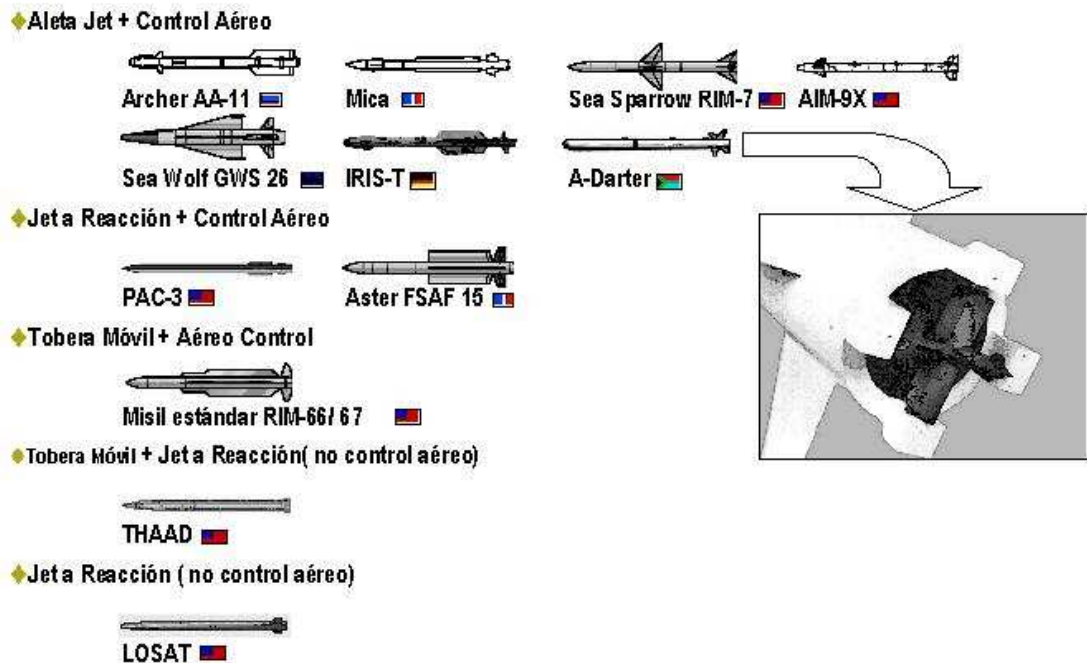
31, el flujo de la corriente libre se separa de la superficie de la estructura debido a la obstrucción del jet, esto causa una presión local más alta en la región separada del flujo adelante de la tobera y una presión local más baja en la región de la separación de flujo detrás de la tobera. Aunque la fuerza de la interacción del jet aumenta generalmente la fuerza del empuje, hay incertidumbre y riesgo relativamente altos en la magnitud de la fuerza de la interacción del jet.

La mayoría de los mandos de vuelo poco convencionales proporcionan una maniobrabilidad más alta y una respuesta más rápida. Se satisfacen especialmente para las operaciones de duración corta donde se realce la maniobrabilidad y la respuesta del control aerodinámico.

La Figura 32 muestra los ejemplos de los cohetes operacionales que utilizan mandos de vuelo poco convencionales. Las paletas de jet mas un control aerodinámico es el tipo más popular de control de vector de empuje. Los ejemplos de los cohetes que utilizan la paleta de jet mas un control aerodinámico incluyen el Archer ruso AA-11, el Mica francés, el Sea Sparrow Rim-7, el Sidewinder AIM-9X de U.S, y el U.K Seawolf GWS 26, y el IRIS-T alemán. Las paletas de jet proporcionan una buena maniobra después del lanzamiento, mientras que el control aerodinámico proporciona la maniobra terminal después de que el motor se apague. Las paletas de jet se deben construir de materiales con una capacidad alta de resistencia a elevadas temperaturas, tal como tungsteno o carbono-carbono.

Dos ejemplos de cohetes que utilizan jet de reacción más control aerodinámico son los PAC-3 de U.S y los cohetes tierra-aire de defensa Aster FSAF 15 franceses. Los jets de reacción se utilizan generalmente para los cohetes antimisiles porque los jets de reacción tienen una constante más pequeña de tiempo (milisegundos) que el control del vector de empuje, proporcionando una distancia más pequeña de falla.

Figura 32. Ejemplos de cohetes con configuración de control vectorial.



Fuente: Tactical Missile Design

El cohete estándar RIM-66/67 utiliza la tobera móvil TVC para la estabilización del lanzamiento y la maniobrabilidad. El control aerodinámico proporciona maniobras terminales. Los ejemplos de los cohetes que no utilizan control aerodinámico son THAAD y LOSAT. THAAD utiliza la tobera móvil TVC para la estabilización del lanzamiento y la maniobrabilidad. LOSAT utiliza solamente control de jet de reacción. El control de jet de reacción proporciona la exactitud y maniobrabilidad ideal. Estos sistemas pueden incluir cola fija (3 o más aletas), cola y canard/strakes, y cola y alas.

Las alternativas para la ubicación de los actuadores de control de vuelo es cerca del centro aerodinámico de la superficie (todos los controles móviles) o cerca del borde de salida de la superficies (control de flaps), todos los controles móviles



tienen la ventaja de bajo momento de bisagra y baja resistencia. El control de flaps tiene ventajas de un estable momento de bisagra y generalmente tiene una baja sección transversal de radar.

#### 5.2.13.5. SUPERFICIES DE CONTROL EN FORMA DE REJILLA

Nuevas formas geométricas han dado posibilidades de configurar los cohetes con mayor eficiencia, las rejillas son una de ellas, esta consta de dividir la superficie de control en varias secciones verticalmente, esto hace que el área mojada sea mayor en un espacio mucho más pequeño. El flujo a través de una rejilla puede acelerarse a Mach 1, estrangulando el flujo. Para una corriente libre transónica con un número Mach levemente mayor a 1, el flujo a través de la rejilla se mantiene estrangulado. Una onda normal expansiva se separa delante de la rejilla y derrama el exceso de aire alrededor de la rejilla. La rejilla permanece estrangulada hasta un número de Mach supersónico lo suficientemente alto para permitir que el enrejado succione la onda de choque. Una onda de choque oblicua entonces se forma en cada borde de ataque de las superficies de la rejilla. En el número de Mach supersónico bajo, la onda de choque oblicua en cada borde de ataque es grande, y las ondas oblicuas se reflejan a lo largo de las superficies de la rejilla. El gran número de ondas de choque reflejadas dan lugar a una fricción relativamente alta.

En un número Mach más alto el ángulo de la onda oblicua de choque de cada borde de ataque es más pequeño, pasando a través del enrejado sin intersectar una superficie del enrejado. En resumen, las aletas de rejilla tienen su mejor uso en los números de Mach supersónico altos y subsónicos bajos, donde la fricción es baja y hay alta eficiencia de control. Los bordes de ataque de la rejilla pueden ser finos debido a la eficiencia de la estructura. El grosor pequeño proporciona una fricción mas baja. Lo mencionado se puede observar gráficamente en la Figura 33.

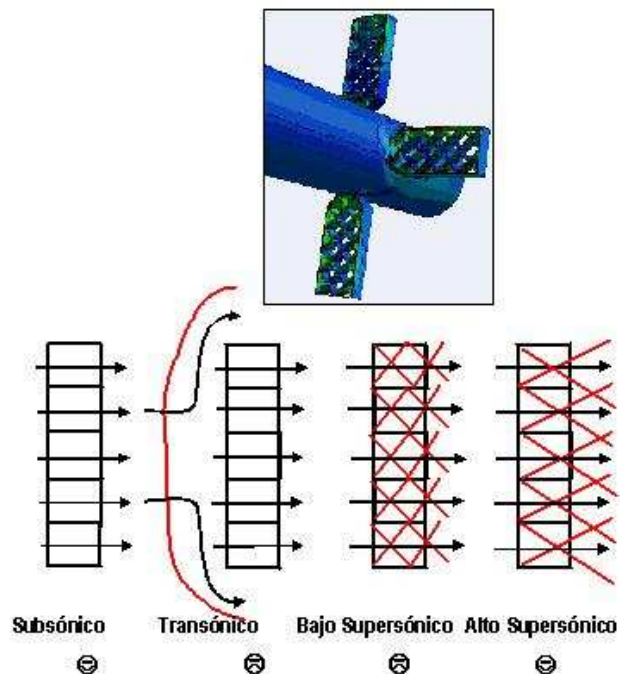
Figura 33. Comportamiento del flujo dentro de una aleta de rejilla.

◆ **Ventajas**

- ◆ Alto control Efectivo a Números de Mach subsónico bajos y supersónicos altos
- ◆ Bajo Momento de bisagra
- ◆ Largo de la cuerda corta

◆ **Desventajas**

- ◆ Alto RCS ( Cavidades, bordes de ataque normales )
- ◆ Alta resistencia a Números de Mach Transónicos ( Fluido en choque )



Fuente: Tactical Missile Design

5.2.14. ALTERNATIVAS DE MANIOBRA

La Figura 34 compara alternativas de las maniobras del cohete, estas son: maniobras de “derrape coordinado”, maniobras de “banqueo coordinado”, y maniobras de “alabeo”. La maniobra de banco es relativamente una nueva tecnología para los cohetes tácticos.

Los cohetes que usan maniobra de banco primero hacen un alabeo hasta que las alas o el eje principal del cuerpo de elevación esta orientado perpendicularmente a la línea de trayectoria prevista. Después de la maniobra de alabeo, el cohete entonces hará una maniobra de cabeceo, manteniendo la orientación preferida de alabeo. Una ventaja del banco es que tiene una

maniobrabilidad más alta para un cohete con cuerpo sustentador con la sección transversal no circular o para un cohete con alas.

Otra ventaja es un ángulo más pequeño de deslizamiento lateral para los cohetes. La maniobra de banqueo satisface particularmente las maniobras de dirección del curso antes de llegar al objetivo. Una desventaja de la maniobra de banqueo es una respuesta más lenta en maniobras en los últimos instantes de la trayectoria o terminales que podrían degradar la exactitud de la dirección, aumentando la distancia de falla del cohete.

Figura 34. Alternativas de las maniobras del cohete.

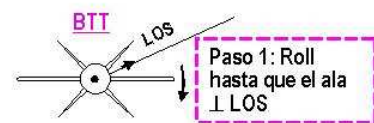
◆ **De derrape (Skid-To-Turn) ( STT )**

- Ventaja: Rápida respuesta
- Características
  - No requiere comandos de roll para el autopiloto
  - Trabaja mejor para cohetes axisimétricos cruciformes



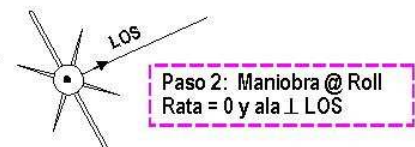
◆ **Banqueo coordinado ( Bank-To-Turn ) ( BTT )**

- Ventajas: Provee alta maniobrabilidad para alas planas, no circular / con un cuerpo sustentador
- Desventajas
  - Tiempo para el roll
  - Requiere una rango de roll rápido
  - Puede tener muy alto error de la curva del domo
- Características
  - Comandos para Actitud de Roll para el autopiloto
  - pequeño deslizamiento lateral



◆ **Estructura rodante (Rolling Airframe) ( RA )**

- Ventajas: requiere solo dos sets de giroscopios / acelerómetros / actuadores
- Desventajas
  - Maniobrabilidad reducida
  - Potencial para resonancia de roll
- Características
  - Rata de roll diagonal y momento de roll
  - Puede utilizar el manejo del impulso
  - Compensa el empuje



LOS = línea a seguir (line of sight)



Fuente: Tactical Missile Design

Las aproximaciones alternativas para aliviar este problema incluyen actuadores más rápidos para el control de roll, narices facetadas o domo con multilentes, y la integración de maniobras de banqueo y de derrape para el vuelo terminal. Cohetes con maniobra de banqueo pueden también tener un mayor error del domo, porque

el buscador mira a través de un domo con una gran variación en ángulo radial además de la variación en el ángulo de lanzamiento.

La mayoría de cohetes usan maniobras de derrape. La maniobra de derrape es particularmente aplicable a los cohetes simétricos, cruciformes con bajo aspect ratio. Según lo mostrado en la Figura 34, la maniobra de derrape es una maniobra ordenada a lo largo de la línea de trayectoria sin llevar a cabo el alabeo. Una ventaja de la maniobra de derrape es la rápida respuesta porque la maniobra se hace inmediatamente a lo largo de la línea de la vista sin retraso.

Un tercer tipo de maniobra es la maniobra de alabeo (estructura rodante). La maniobra de alabeo que es similar a la maniobra de derrape, excepto que el cohete también tiene una entrada diagonal de control del alabeo para proporcionar la rata de alabeo continuo. Las ventajas del alabeo incluyen un costo más bajo debido al requisito de pocos giroscopos, acelerómetros, y actuadores de los mandos de vuelo; el requisito de un volumen más bajo para empaquetar menos hardware de los mandos de vuelo; compensación para el desalineamiento del empuje; y compatibilidad con el control de impulso del jet a reacción. Los cohetes de 5 pulgadas de diámetro (RAM) y el cohete Stinger de 2,75 pulgadas de diámetro son ejemplos de cohetes con estructura de alabeo.

Los cohetes RAM y el Stinger utilizan los mandos de vuelo con dos ejes, requiriendo menos hardware de los mandos de vuelo que se empaquetan dentro del pequeño diámetro. Las desventajas de los cohetes con estructura de alabeo incluyen maniobrabilidad reducida de los pocos controles y susceptibilidad a la inestabilidad del conjunto pitch-roll-yaw. La unión del pitch-roll-yaw tiende a ocurrir debido a una resonancia del roll cuando la rata de roll es comparable a la frecuencia natural del cohete en pitch o yaw. Sin embargo, la distancia de falla puede también crecer debido a la susceptibilidad de resonancia de roll.

Los ramjets con entrada Twin (visto en la Figura 35) y entrada Chin (visto en la Figura 36) requieren generalmente maniobras de banqueo para evitar la pérdida de eficiencia de entrada debido al deslizamiento. La Figura 37 muestra ejemplos de los cohetes ramjet que usan banqueo coordinado para maniobrar. El ASMP francés es un ejemplo de un cohete operacional ramjet con entradas simétricas gemelas que son separadas por un ángulo radial de 120 grados.

Figura 35. Cohete Meteor, ramjet con entradas gemelas (Twin).

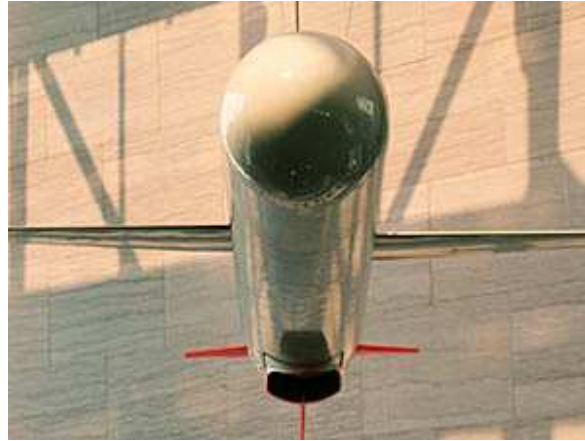


Fuente: [www.eurofighter-typhoon.co.uk/common/AA/bvraam.html](http://www.eurofighter-typhoon.co.uk/common/AA/bvraam.html)

También se muestran dos configuraciones de cohetes aire-aire de mediano alcance (FMRAAM) como ejemplos de cohetes de desarrollo con las entradas gemelas de dos dimensiones. Las entradas son en forma de tandem con dos colas cruciformes inferiores y son separadas por un ángulo radial de 90 grados.

Una diferencia importante entre los FMRAAM de los Estados Unidos y el FMRAAM (Meteor) del Reino Unido es el sistema de propulsión. El motor del FMRAAM de los Estados Unidos es un ramjet líquido de combustible de hidrocarburo. Una ventaja de un ramjet de combustible líquido es una llama notablemente baja. El motor del Meteor canaliza combustible de flujo variable de Boro. Una ventaja de un cohete canalizado es una operación más simple y una capacidad más alta de aceleración.

Figura 36. Cohete Tomahawk, ramjet con entrada Chin.



Fuente: [www.visuallee.com](http://www.visuallee.com)




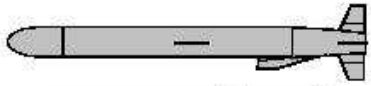





Finalmente, mostrado al final de la Figura 37 es un ejemplo de un cohete ramjet desarrollado con una entrada Chin, el cohete de lanzamiento aéreo estratégico avanzado de los Estados Unidos (ASALM). El ASALM usa ángulos de ataque y ángulo de Feedback para el deslizamiento lateral (sideslip) en el sistema de mandos de vuelo para proporcionar coordinación de retorno en el banqueo coordinado al momento de maniobrar.

Figura 37. Ejemplos de los cohetes ramjet que usan banqueo coordinado para maniobrar.

◆ Ejemplos de Misiles de entradas gemelas con maniobra de banqueo

- Ramjet Axisimetrico con entradas gemelas: ASMP  
- Ramjet con entradas gemelas 2D : US FMRAAM  
- Cohete con entradas gemelas 2D : Meteor  

◆ Ejemplos de Misiles con entrada sencilla con maniobra de banqueo

- Entrada Chin Ramjet: ASALM  
- Turbojet con entrada inferior: BGM-109 Tomahawk  
- Turbojet con entrada inferior: Storm Shadow / Scalp   
- Turbofan con entrada superior: AGM-86 ALCM  

Nota: maniobras de banqueo mantiene bajo deslizamiento lateral para la eficiencia de la entrada.

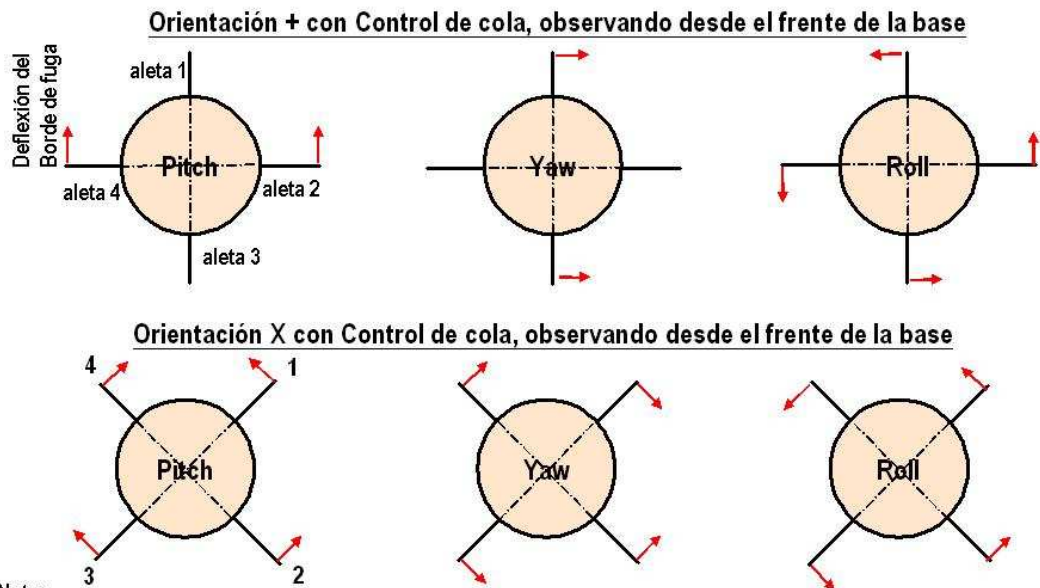
Fuente: Tactical Missile Design

### 5.2.15. ORIENTACIÓN DEL ROLL

La Figura 38 compara la actitud de roll y alternativas de deflexión de los controles para las maniobras. Aproximaciones de la orientación simétrica del roll durante el vuelo del cohete son mostradas, sin un roll inducido, las orientaciones pueden ser en forma de + (configuración en cruz) y en forma de x (configuración en equis). Cada una tiene ventajas y desventajas. La configuración en + tiene una mecanización más simple de control. Para el comando de cabeceo, dos superficies proporcionan la fuerza normal en la dirección del cabeceo. Semejantemente para el comando de guiñada, dos superficies proporcionan la fuerza lateral en la dirección de guiñada. Para el comando del banqueo, las cuatro superficies se deflectan en sentido horario para proporcionar el roll positivamente y

anti-horario para proporcionar el roll negativo. La configuración + tiene generalmente una ventaja, una fricción más baja en un vuelo estable. Una desventaja es que tiene generalmente una derivada de momento de roll estáticamente inestable ( $C_{l_p} > 0$ ).

Figura 38. Comparación de la actitud de roll y alternativas de deflexión de los controles para maniobras.



Nota:

La orientación + usualmente tiene baja resistencia estable, menos estabilidad estática y control efectivo en el pitch y el yaw, y una derivada del momento de roll estáticamente inestable ( $C_{l_p} > 0$ )

La orientación X tiene mejor compatibilidad con la plataforma de lanzamiento, muy alto L / D, muy alta estabilidad estática y control efectivo para el in pitch y yaw, y una derivada del momento de roll estáticamente estable ( $C_{l_p} < 0$ )

Fuente: Tactical Missile Design

Una alternativa es la configuración en x, durante el vuelo del cohete esta es algo más compleja en su mecanización del control, tanto en su construcción como en su operación. Para el comando de cabeceo las cuatro superficies se deflecan para proporcionar la fuerza normal sin fuerza lateral. Para el comando de guiñada las cuatro superficies se deflecan para proporcionar la fuerza lateral sin fuerza normal. El comando de banqueo es similar al de la configuración +. Para el control de banqueo las cuatro superficies se deflecan en sentido horario para



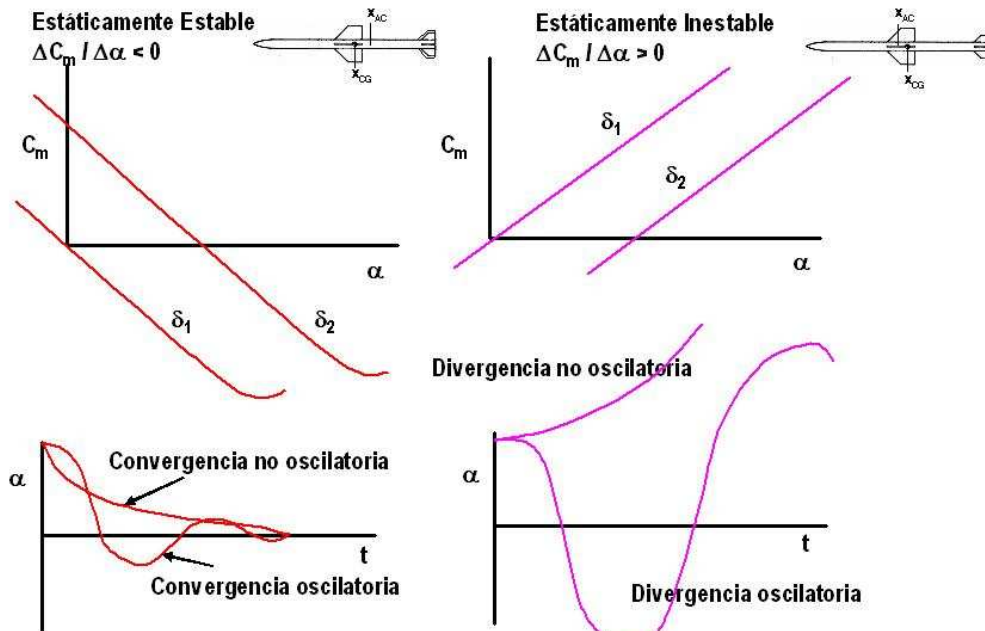
proporcionar el roll positivo y anti-horario para proporcionar el roll negativo. La configuración de  $x$  tiene a menudo ventajas de un ajuste mejor para la compatibilidad con la plataforma del lanzamiento, una eficiencia aerodinámica más alta, y una derivada de momento de balanceo estáticamente estable ( $C_{l_p} < 0$ ).

#### 5.2.16. ESTABILIDAD ESTÁTICA

La estabilidad estática en el cabeceo es definida por la curva del momento de cabeceo versus el ángulo de ataque. Se muestra en la parte superior izquierda de la Figura 39 un ejemplo de la curva del coeficiente de momento de cabeceo versus el ángulo de ataque para un cohete estáticamente estable, esta debe ser negativa. Un aumento en el ángulo del ataque (nariz para arriba) causa un incremento negativo en el momento de cabeceo (nariz abajo), lo cual tiende a disminuir el ángulo de ataque.

Las deflexiones de las superficies de control permiten que el cohete se estabilice ( $C_m = 0$ ) al ángulo de ataque deseado. La parte inferior izquierda de la Figura 39 muestra la amortiguación y oscilación debido al incremento en el ángulo de ataque en función del tiempo. Se asume un cohete estáticamente estable, sin una corrección del piloto automático. Para un cohete altamente estable, altamente amortiguado, la convergencia es generalmente no oscilatoria. La mayoría de los cohetes tienen superficies pequeñas de cola, un margen estático pequeño, y se amortiguan ligeramente en vuelo libre sin la retroalimentación del piloto automático (la trayectoria no dirigida del vuelo durante la separación de la plataforma). Los cohetes ligeramente amortiguados tienen una convergencia oscilatoria con respecto al ángulo del ataque. El feedback para la amortiguación ideal del piloto automático es  $\zeta \approx 0.7$ .

Figura 39.  $\Delta C_m / \Delta \alpha$  define la estabilidad estática.



Note: Cohetes estáticamente inestables requieren altos anchos de banda para el autopiloto con una rata negativa de retorno provee un aumento en la estabilidad

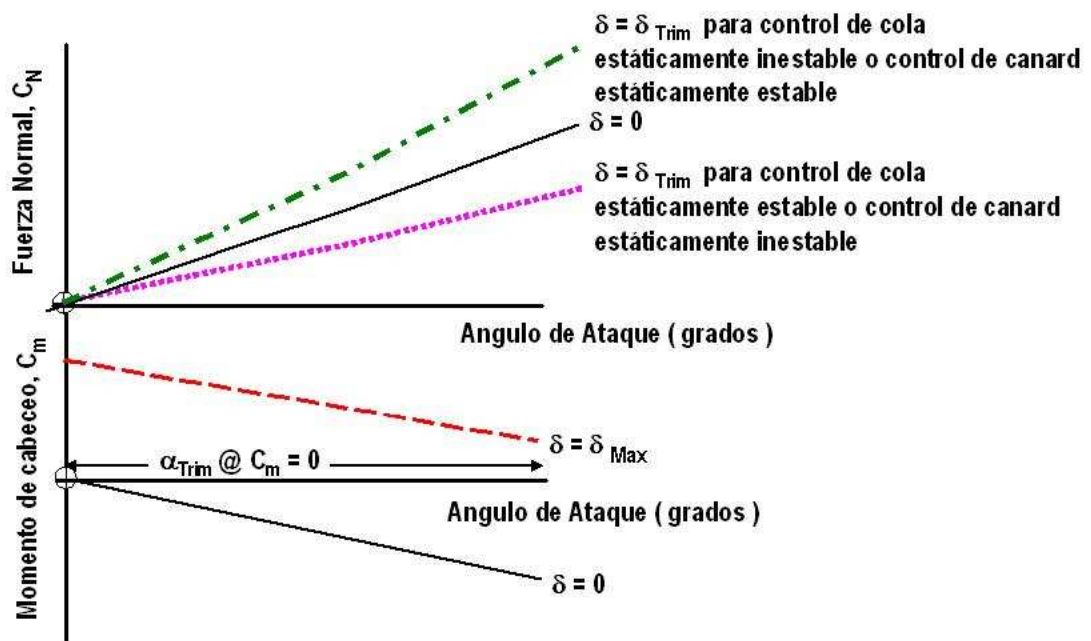
Fuente: Tactical Missile Design

Según lo mostrado en la parte superior derecha de la Figura 39, un cohete estáticamente inestable tiene la tendencia opuesta. La curva del coeficiente de momento de cabeceo versus el ángulo de ataque es positiva. Un aumento en el ángulo del ataque causa un aumento en el momento de cabeceo, que tiende a causar un aumento positivo en el ángulo de ataque. Si el piloto automático es suficientemente rápido, es posible ajustar y controlar un cohete estáticamente inestable. Un cohete estáticamente inestable puede ser deseable para mejorar la sensibilidad y maniobrabilidad. La parte inferior derecha de la Figura 39 demuestra la divergencia de un cohete estáticamente inestable sin una corrección del piloto automático. Un cohete altamente inestable divergirá indefinidamente. Un cohete estáticamente inestable tiende a oscilar con el aumento de divergencia.

Cuando se vuela recto y nivelado, el cohete tiene un momento de cabeceo igual a

cero. Según lo mostrado en Figura 40, la fuerza normal en condiciones de vuelo estable es más baja para un cohete estáticamente estable usando un control de cola o un cohete estáticamente inestable usando control de canard. Inversamente, la fuerza normal de estabilidad es más alta para un cohete estáticamente inestable usando control de cola o un cohete estáticamente estable usando control de canard. Una regla indispensable para el diseño conceptual de una cola o de un cohete de control del canard es que el cambio en el ángulo de ataque debido a la desviación de control debe ser mayor de uno ( $|\alpha/\delta| > 1$ ). La mayoría de las superficies de control tienen límites de deflexión menores que  $\pm 30$  grados; ( $|\alpha/\delta| > 1$ ) permite generalmente un ángulo de ataque para lograr estabilidad hasta cerca de los 30 grados.

Figura 40. La fuerza normal en condiciones de vuelo estable con un momento de cabeceo igual cero.

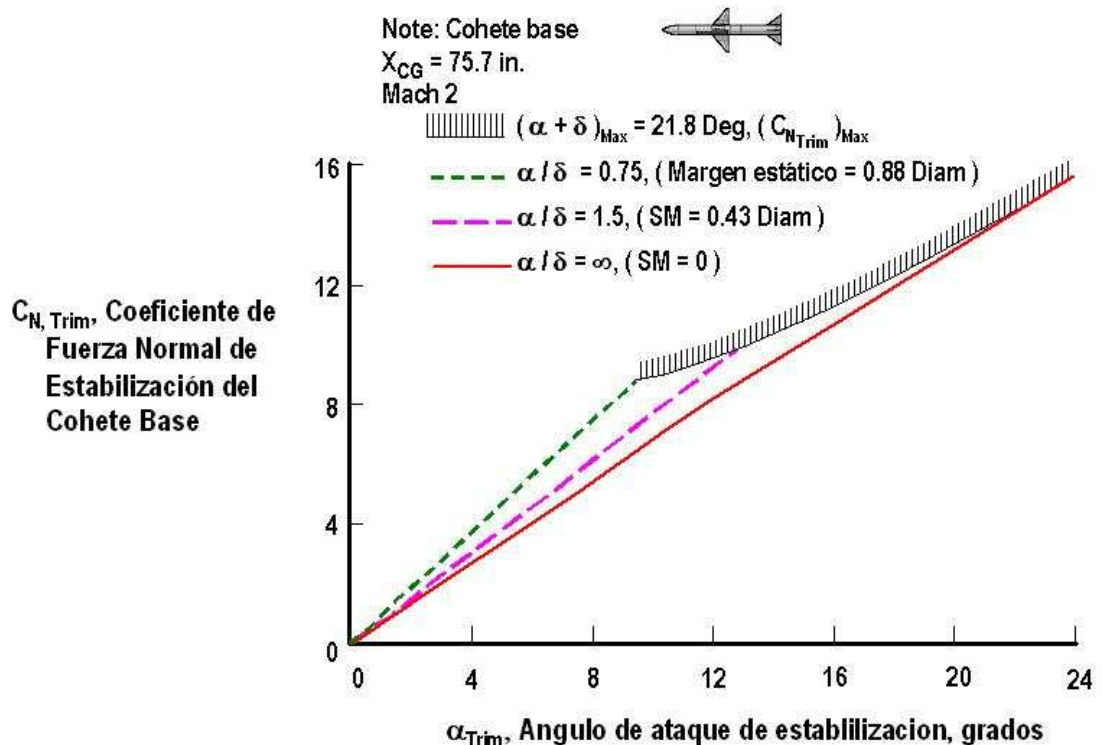


Fuente: Tactical Missile Design

El margen estático amplio permite que el cohete se estabilice a un ángulo de ataque más alto, proporcionando una maniobrabilidad más elevada. En la Figura 41 se muestra la ventaja de una estabilidad estática amplia para el cohete base. El cohete base tiene un margen estático excesivo, dando por resultado un ángulo de ataque máximo relativamente bajo y una fuerza normal de estabilidad máxima relativamente baja ( $C_N = 9$ ).

La reducción del margen estático aumenta el ángulo de ataque máximo y la fuerza normal de estabilidad máxima. Por ejemplo, un cohete neutralmente estable ( $\alpha / \delta = \infty$  o margen estático = 0) tiene un aumento del 130% en el ángulo de ataque máximo ( $\alpha = 9.4$  a 21.8 grados) y un aumento del 80% en la fuerza normal máxima disponible ( $C_N = 9 - 16$ ).

Figura 41. Margen estático es definido en función del coeficiente de fuerza normal versus ángulo de ataque para un vuelo estable.



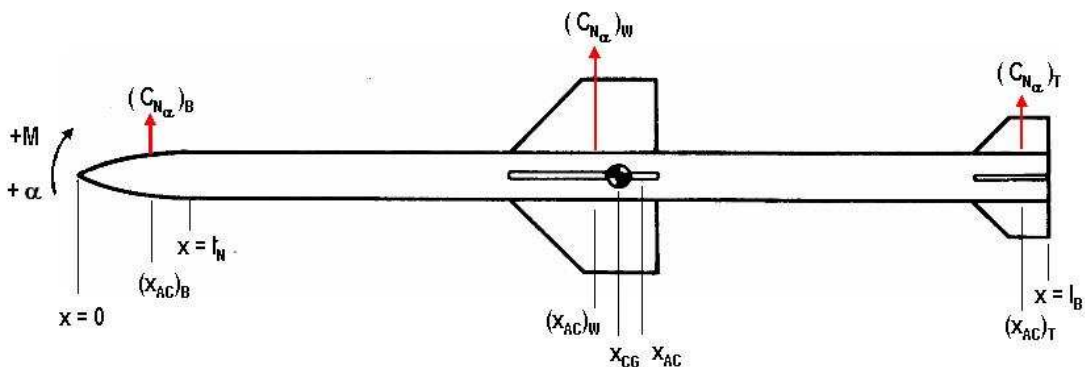
Fuente: Tactical Missile Design

### 5.2.17. DIMENSIONAMIENTO DEL ÁREA DE LA COLA.

Mucho del diseño conceptual del proceso de la configuración de dimensiones se orienta hacia el tamaño de la cola. Debido que los cohetes generalmente tienen un volumen limitado y la densidad de los subsistemas es comparable, la localización de la centro de gravedad está generalmente cerca del 50% de la longitud del cohete. Además ya que la nariz y cualquier superficie delantera (strakes/canards) desestabilizan el cohete, las colas se deben dimensionar para proporcionar estabilidad estática.

En la Figura 42 se muestra un ejemplo la localización de los componentes que interactúan en el dimensionamiento del área de la cola, para resolver los requisitos de margen estáticos para una configuración cuerpo-ala-cola.

Figura 42. Localización de los componentes que interactúan en el dimensionamiento del área de la cola.



Fuente: Tactical Missile Design

La contribución de la cola a la estabilidad del momento de cabeceo, provista por la fuerza normal efectiva de la cola  $(C_{N_{\alpha}})_T (S_T / S_{REF})$  y por el brazo del momento al centro de gravedad  $[x_{CG} - (x_{CP})_T]$ , debe balancear la contribución al momento de cabeceo de la nariz y del ala. Se muestran las ecuaciones para el área requerida de la cola. Es de particular interés el área requerida de la cola para la estabilidad

neutral. La sumatoria de fuerzas nos da como resultado:

$$\begin{aligned} \Sigma M = 0 \\ (C_{N_\alpha})_N \left\{ \frac{[X_{CG} - (X_{CP})_N]}{d} \right\} + (C_{N_\alpha})_W \left\{ \frac{[X_{CG} - (X_{CP})_W]}{d} \right\} \frac{S_W}{S_{REF}} + \\ + (C_{N_\alpha})_T \left\{ \frac{[X_{CG} - (X_{CP})_T]}{d} \right\} \frac{S_T}{S_{REF}} = - \left[ (C_{N_\alpha})_N + (C_{N_\alpha})_W \frac{S_W}{S_{REF}} + (C_{N_\alpha})_T \frac{S_T}{S_{REF}} \right] \times \\ \times \left[ \frac{(X_{AC} - X_{CG})}{d} \right] \end{aligned} \quad (16.1)$$

Resolviendo para el área de la cola:

$$\begin{aligned} S_T = \left\{ \left[ (C_{N_\alpha})_N + (C_{N_\alpha})_W \frac{S_W}{S_{REF}} + (C_{N_\alpha})_T \frac{S_T}{S_{REF}} \right] \left[ \frac{(X_{AC} - X_{CG})}{d} \right] + (C_{N_\alpha})_N \left\{ \frac{[X_{CG} - (X_{CP})_N]}{d} \right\} \right. \\ \left. + (C_{N_\alpha})_W \left\{ \frac{[X_{CG} - (X_{CP})_W]}{d} \right\} \frac{S_W}{S_{REF}} \left\{ \frac{d}{[(X_{CP})_T - X_{CG}]} \right\} \frac{S_{REF}}{(C_{N_\alpha})_T} \right\} \end{aligned} \quad (16.2)$$

Y para una estabilidad neutral:

$$\begin{aligned} S_T = \left\{ \frac{(C_{N_\alpha})_N [x_{CG} - (x_{CP})_N]}{d} + (C_{N_\alpha})_W \left\{ \frac{[x_{CG} - (x_{CP})_W]}{d} \right\} \left( \frac{S_W}{S_{REF}} \right) \right\} \\ \times \frac{\left\{ \frac{d}{[(x_{CP})_T - x_{CG}]} \right\} S_{REF}}{(C_{N_\alpha})_T} \end{aligned} \quad (16.3)$$

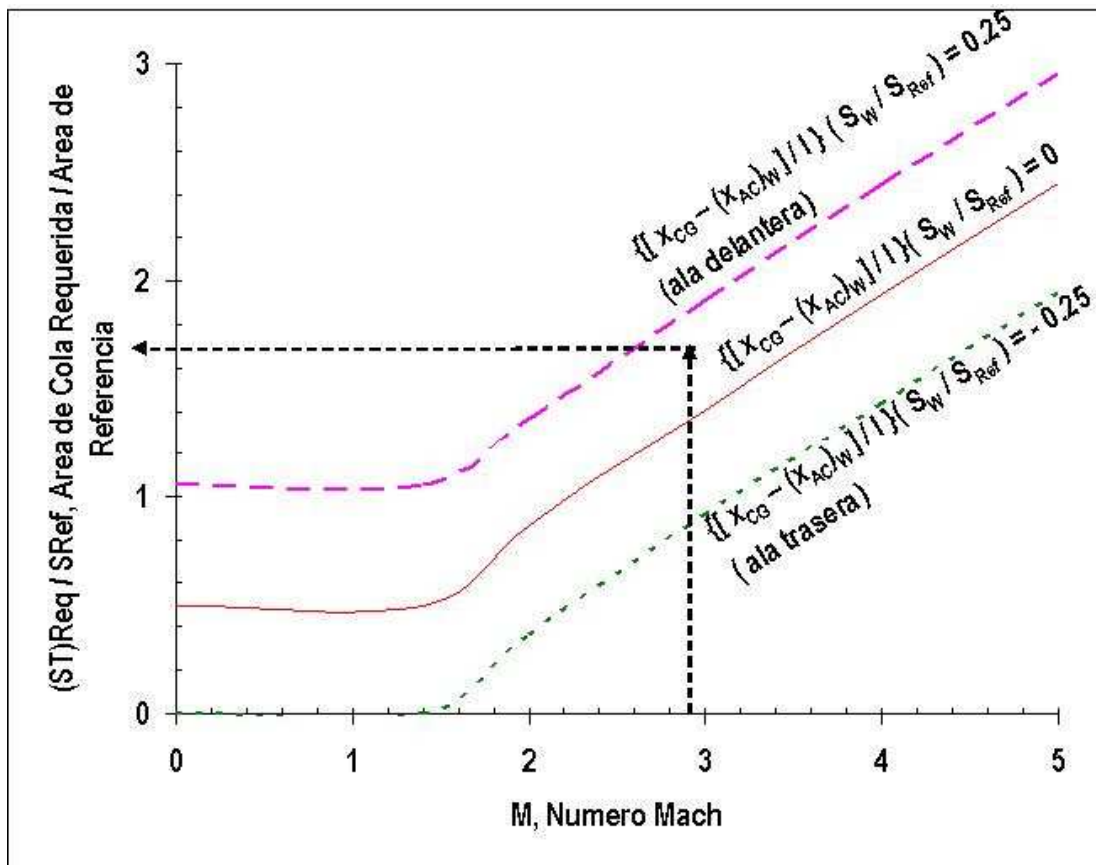
Se observa que para un área pequeña de la cola, el centro de presión se debe establecer cerca del centro de gravedad  $[(x_{CP})_W - x_{CG} \approx 0]$ .

La Figura 43 muestra el área requerida de la cola para el margen estático neutral en función del número Mach y de la localización de ala. Se observa que el área de la cola requerida para la estabilidad estática neutral es más grande a medida que el número de Mach aumenta hacia números hipersónicos. La cola pierde su eficacia aerodinámica mientras que el número de Mach aumenta. También se

observa que al colocar el ala de tal manera que su centro aerodinámico este adelante del centro de gravedad, crea inestabilidad, requiriendo un área más grande de la cola para la compensación. El centro aerodinámico del ala del cohete base esta adelante del centro de gravedad, y por lo tanto el cohete base tiene una cola relativamente grande.

La colocación del ala detrás del centro de gravedad le da estabilidad, permitiendo que un área más pequeña de la cola resuelva el requisito de margen estático. Se observa que para un ala típica sin camber, la localización del centro aerodinámico del ala es igual que la localización de la centro de presión del ala.

Figura 43. Área requerida de la cola para el margen estático neutral.



Fuente: Tactical Missile Design

La Figura 43 esta basada en la predicción analítica de aerodinámica de la teoría del cuerpo delgado  $(C_{N\alpha})_B = 2 / rad$  y  $(x_{CP})_B \approx d$ , y la teoría linear del ala  $[(C_{N\alpha})_W$  o  $(C_{N\alpha})_T = 4 / (M^2 - 1)^{1/2}]$  y  $(x_{CP} / c_{MAC})_W = [A_W (M^2 - 1)^{1/2} - 0.67] / [2A_W (M^2 - 1)^{1/2} - 1]$ .

El brazo del momento desde el centro de presión de la cola al centro de gravedad del cohete es asumido para ser igual al brazo de momento desde el centro de presión del cuerpo (nariz) hasta el centro de gravedad. En el ejemplo del cohete base a Mach 3, el área requerida de la cola debe ser 0.59 pies cuadrados para malograr una estabilidad estática neutral. El área requerida de la cola es 1.69 veces el área de referencia representativa del cuerpo. El cohete base actual tiene un área de la cola que es mas de cuatro veces el área seccionada transversalmente del cuerpo de referencia. Esto es una indicación que el cohete base tiene margen estático excesivo de un área superficial de la cola que es demasiado grande. También, la localización del centro de presión del ala del cohete base está delante del centro de gravedad, requiriendo un área más grande de cola.

#### 5.2.18. CRITERIOS DEL DISEÑO CONCEPTUAL PARA LA ESTABILIDAD Y CONTROL

La estabilidad y control tienen un impacto en el diseño de la configuración aerodinámica, particularmente el tamaño de la cola, y se debe considerar temprano en el diseño conceptual. Debido a que los cohetes tienden a tener estabilidad estática neutral, puede ser difícil predecir exactamente el margen estático y controlar su eficiencia. Aunque la predicción actual de las derivadas de estabilidad y de control puede tener un error grande, es a menudo posible dimensionar el canard, el ala, o las superficies de la cola con un error menor al 10% en el área superficial. El predecir las derivadas de estabilidad y control generalmente requiere mucha iteración debido que se vuelve a dimensionar el



tamaño de las superficies y los cambios de localización del centro de gravedad durante la convergencia del diseño. Es provechoso comenzar con los cohetes base, que tienen un equilibrio en sus derivadas de estabilidad y control. Es también útil comparar derivadas de estabilidad y control con criterios de diseño conceptual para facilitar una convergencia en el diseño. La Figura 44 muestra los criterios de diseño conceptual para la relación del roll (momento debido a la desviación del timón,  $C_{l_{\delta_r}}$ ), la relación del yaw (momento de desviación debido a la deflexión de alerón,  $C_{n_{\delta_a}}$ ), momento de rolling debido al sideslip  $C_{l_{\beta}}$ , la efectividad de control del roll  $C_{l_{\delta_r}}$ , la efectividad de control del pitch  $C_{m_{\delta}}$ , y la efectividad de control del yaw  $C_{n_{\delta_r}}$ . La interconexión de estabilidad y control o momentos fuera del plano deben generalmente ser menores del 30% de los momentos "puros" en el plano para maximizar la energía del control y para reducir al mínimo el tiempo requerido para las maniobras.

Figura 44. Criterios de las derivadas de estabilidad y control para el diseño conceptual

$|C_{l_{\delta_r}} / C_{l_{\delta_a}}| < 0.3$  (Acoplamiento de la Deflexión del Rudder)  $|C_{l_{\phi}} / C_{l_{\delta_a}}| < 0.5$  (Efectividad del Control de Roll)



$|C_{n_{\delta_a}} / C_{n_{\delta_r}}| < 0.2$  (Acoplamiento de la Deflexión del Aileron)  $|C_{m_{\alpha}} / C_{m_{\delta}}| < 1$  (Efectividad del Control de Pitch)



$|C_{l_{\beta}} / C_{l_{\delta_a}}| < 0.3$  (Efectividad del Control de Roll)  $|C_{n_{\beta}} / C_{n_{\delta_r}}| < 1$  (Efectividad del Control de Yaw)



Note: para cada sistema mostrado, la derivada principal (en rojo) deberá ser mas grande que la derivada de acoplamiento.

Fuente: Tactical Missile Design

Los criterios de diseño conceptual de estabilidad y control son como sigue:

1)  $|C_{l_{\delta}}| < 0.3|C_{l_{\dot{\delta}}}|$ , el momento de balanceo (rolling) debido a la deflexión del timón debe ser menor del 30% de la efectividad de control del alerón para tener un margen adecuado de control.

2)  $|C_{n_{\dot{\delta}}}| < 0.2|C_{n_{\delta}}|$ , el momento de guiñada (yaw) debido a la deflexión del alerón debe ser menor del 20% de la efectividad de control del timón para tener un margen adecuado de control.

3)  $|C_{l_{\beta}}| < 0.3|C_{l_{\dot{\alpha}}}|$ , el momento de balanceo (rolling) debido al sideslip debe ser menor del 30% de la efectividad de control del alerón para tener un margen adecuado de control.

4)  $|C_{l_{\phi}}| < 0.5|C_{l_{\dot{\alpha}}}|$ , el momento de balanceo (rolling) debido a la actitud de roll debe ser menor del 50% de la efectividad de control del alerón para tener un margen adecuado de control.

5)  $|C_{m_{\alpha}}| < |C_{m_{\delta}}|$ , el momento que cabeceo (pitching) debido al ángulo de ataque debe ser menor que la efectividad de control del elevador para tener un margen adecuado de control.

6)  $|C_{n_{\beta}}| < |C_{n_{\dot{\delta}}}|$ , momento de desviación (yawing) debido al sideslip debe ser menor que la efectividad de control del timón para tener un margen adecuado de control.

Otros parámetros a considerar en el diseño son<sup>4</sup>:

$C_{L_{\alpha}}$  = Coeficiente de sustentación debido al ángulo de ataque

$C_{m_{\dot{\delta}}}$  Coeficiente del momento de pich debido a la deflexión del alerón

$C_{m_{\alpha}}$  Coeficiente del momento de pich debido al ángulo de ataque

---

<sup>4</sup> Fuente: ROSKAM JAN, Airplane Design, Part I: Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls

- $C_{l_\beta}$  Coeficiente de balanceo debido al ángulo de deslizamiento lateral
- $C_{y_\beta}$  Coeficiente de la fuerza lateral debido al ángulo de deslizamiento lateral
- $C_{n_\beta}$  Coeficiente del momento de yaw debido al ángulo de deslizamiento lateral
- $C_{n_{\delta a}}$  Coeficiente del momento de yaw debido a la deflexión del alerón
- $C_{n_{\delta r}}$  Coeficiente del momento de yaw debido a la deflexión del timón
- $C_{l_{\delta r}}$  Coeficiente del momento de roll debido a la deflexión del timón
- $C_{l_{\delta a}}$  Coeficiente del momento de roll debido a la deflexión del alerón

### 5.2.19. CONFIGURACIÓN DEL CUERPO

Una estimación de primer orden de la fuerza normal total, conveniente para el diseño conceptual, es asumir una configuración de cohete donde la contribución es igual a la fuerza normal del cuerpo más la de cada superficie.

Para una configuración ala-cuerpo-cola la ecuación es:

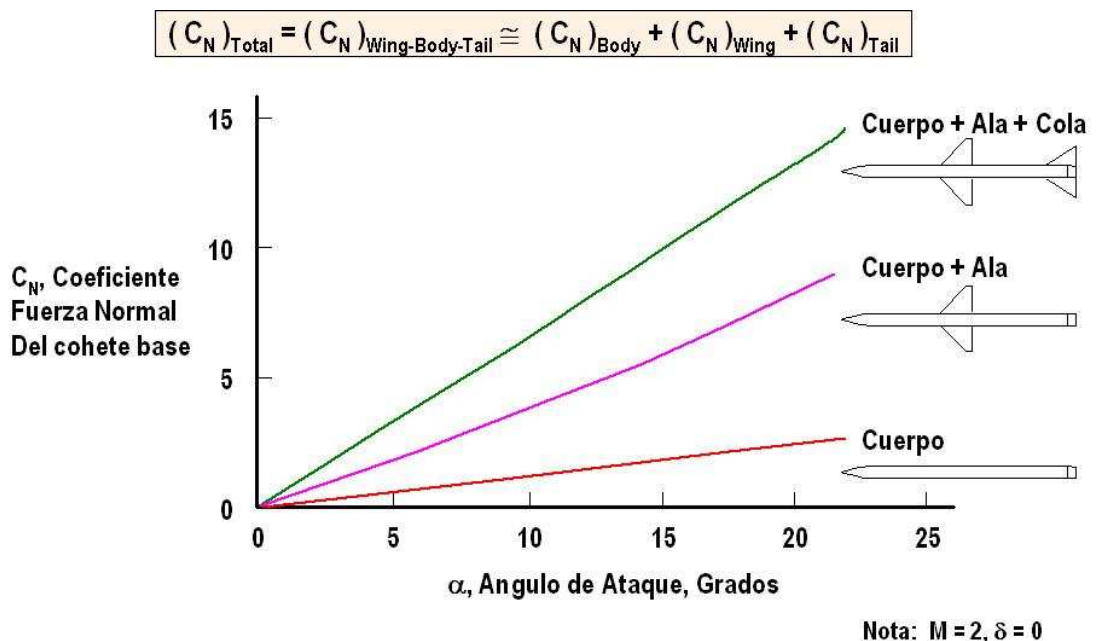
$$(C_N)_{Total} = (C_N)_{Wing-Body-Tail} \approx (C_N)_{Body} + (C_N)_{Wing} + (C_N)_{Tail} \quad (18.1)$$

La Figura 45 muestra una configuración de cuerpo donde se muestra el coeficiente de fuerza normal del cohete base. Las configuraciones en la Figura 45 se basan en superficies de control no deflectadas. Observe que para el cohete base la mayor parte de la fuerza normal es proporcionada por la contribución del ala. Deflectando el control de ala se proporciona una contribución adicional de fuerza normal. El segundo contribuyente más grande de la fuerza normal es la cola. Según lo mencionado previamente, el cohete base tiene una cola grande y un margen estático grande. Finalmente, el cuerpo proporciona una contribución

relativamente pequeña de la fuerza normal. Esto tiene una implicación en el diseño para la maniobrabilidad. Los requisitos de la maniobrabilidad del cohete base son satisfechos a través del dimensionamiento del ala.

Para el diseño conceptual se asume que la fuerza normal total es la suma de un cuerpo aislado mas un ala (expuesta) mas una cola (expuesta). Los efectos de interferencia del ala-cuerpo, del cuerpo-ala, de cola-cuerpo, de cuerpo-cola, y de ala-cola se asumen para ser pequeños cuando están comparados a las contribuciones de las geometrías aisladas de la configuración. La aproximación de la configuración del cuerpo esta basado en la suma de las contribuciones aisladas del cuerpo más cada superficie, y se utiliza en la predicción del diseño conceptual de la fuerza normal, de la fricción, y del momento de cabeceo. Para métodos más exactos preliminares de diseño, se incluyen los efectos de interferencia debido a la configuración ala-cuerpo, cuerpo-ala, cola-cuerpo, cuerpo-cola, y ala-cola.

Figura 45. Fuerza normal para la misma configuración de cuerpo.



Fuente: Tactical Missile Design

## 6. DESARROLLO INGENIERIL

### 6.1. BASES DE LA METODOLOGÍA

#### 6.1.1. TEORÍAS APLICADAS

La metodología desarrollada se basa en las formulas soportadas en las siguientes teorías:

- Slender body Theory (teoría de cuerpos delgados)
- Body Cross Flow Section theory (teoría del flujo a través de la sección transversal de los cuerpos)

#### 6.1.2. SUPOSICIONES

- El centro aerodinámico está localizado en la mitad de la longitud total del cohete.
- El análisis aerodinámico del cono de nariz se realiza suponiendo que el cohete tiene un cono de ojiva tangente.

### 6.2. CARACTERÍSTICAS DEL MODELO

#### 6.2.1. MODULARIDAD

La metodología es lograda de forma modular, es decir, se calcula cada componente del cohete de forma independiente. La modularidad permite generar variantes en la configuración de los componentes que conforman el modelo, para que este pueda acoplarse a las variantes existentes de cohetes ya creados.

#### 6.2.2. COMPRENSIÓN POR PARTE DEL INGENIERO (ESTUDIANTE)

La metodología (en forma de programa computacional) está diseñada de manera práctica y de fácil entendimiento para los estudiantes, el ingreso de datos está bien definido en términos geométricos y de operación, sin necesidad de hacer

cálculos fuera de los incluidos en la metodología. Los estudiantes aprenden de una forma práctica los diferentes parámetros que afectan la aerodinámica del cohete y como estos inciden en ella. Esto se logra por medio de ayudas que explican cada uno de los parámetros geométricos y operacionales de entrada y por consiguiente aclaran el contenido de cada una de las variables. Es el mayor beneficio otorgado por esta metodología.

### 6.2.3. ADAPTABILIDAD COMPUTACIONAL

El programa es práctico y no requiere de computadoras de gran capacidad para su aplicación. Esto se concluye a partir de la implementación del modelo en una plataforma básica como lo es Visual Basic 6; la cual no exige gran capacidad de Hardware y Software.

## 6.3. FUENTES DE OBTENCIÓN PARA LAS BASES DE DATOS

### 6.3.1. DATOS DE ATMÓSFERA ESTÁNDAR INTERNACIONAL (ISA)<sup>5</sup>

Se usan tablas de atmósfera estándar para obtener los parámetros de densidad y temperatura del aire con relación a una altitud.

### 6.3.2. DATOS DE GEOMETRÍA Y OPERACIÓN

Se usan datos escogidos e ingresados por el usuario según las necesidades de diseño.

### 6.3.3. BASE DE DATOS DE CARACTERÍSTICAS

La base de datos fue creada por el autor.

## 6.4. PARÁMETROS DE DISEÑO PARA LA CONFIGURACIÓN AERODINÁMICA.

Los parámetros aerodinámicos tienen un impacto sobre los requisitos del cohete. La Tabla 3<sup>6</sup> es un estándar del impacto relativo de los parámetros aerodinámicos

---

<sup>5</sup> Fuente: John D. Anderson, Jr., Introduction to Flight, cuarta edición, anexos a y b.

de configuración en las medidas importantes de desempeño de vuelo tales como el peso, rango, maniobrabilidad, y tiempo de operación. También se muestra el impacto de los parámetros aerodinámicos en otras medidas de importancia (robustez, distancia de falla, supervivencia, costos), así como su impacto en las restricciones (peso de la integración con la plataforma de lanzamiento, longitud, y restricciones de envergadura). Los parámetros de diseño para la configuración aerodinámica que se tratan en el lado izquierdo de Tabla 3.

Tabla 3. Parámetros de diseño para la configuración aerodinámica.

Parámetros de Diseño Para la Configuración Aerodinámica	Medidas importantes aerodinámicamente			Otras medidas importantes				Restricciones
	Peso	Rango / maniobrabilidad	Tiempo de operación	Robustez	Distancia de falla	Supervivencia	Costos	Plataforma
Fineza de la Nariz	↑↑	↑↑	↑↑	↓	↑↑	↑↑	↑	↓
Diámetro	↑↑	↑↑	↑↑	↓	↑	↓	↑↑	↑↑
Longitud	↑↑	↑↑	↑	↓	↑	↓	↑↑	↑↑
Geometría/ Forma Ala	↑↑	↑↑	↑	↓	↑↑	↑	↑	↑↑
Geometría/ Forma Estabilizador	↑↑	↑↑	↓	↓	↑↑	↑	↑	↑↑
Geometría/ Forma Control de vuelo	↑↑	↑↑	↓	↓	↑↑	↑	↑	↑↑
Condiciones de vuelo ( $\alpha$ , M, h)	↑↑	↑↑	↑↑	↑↑	↑↑	↑↑	↑↑	↓

↑↑	↑	↓
Muy Fuerte	Fuerte	Moderado

Fuente: Eugene L. Fleeman Chief Engineer, Missile Systems Georgia Institute of Technology.

Éstos son:

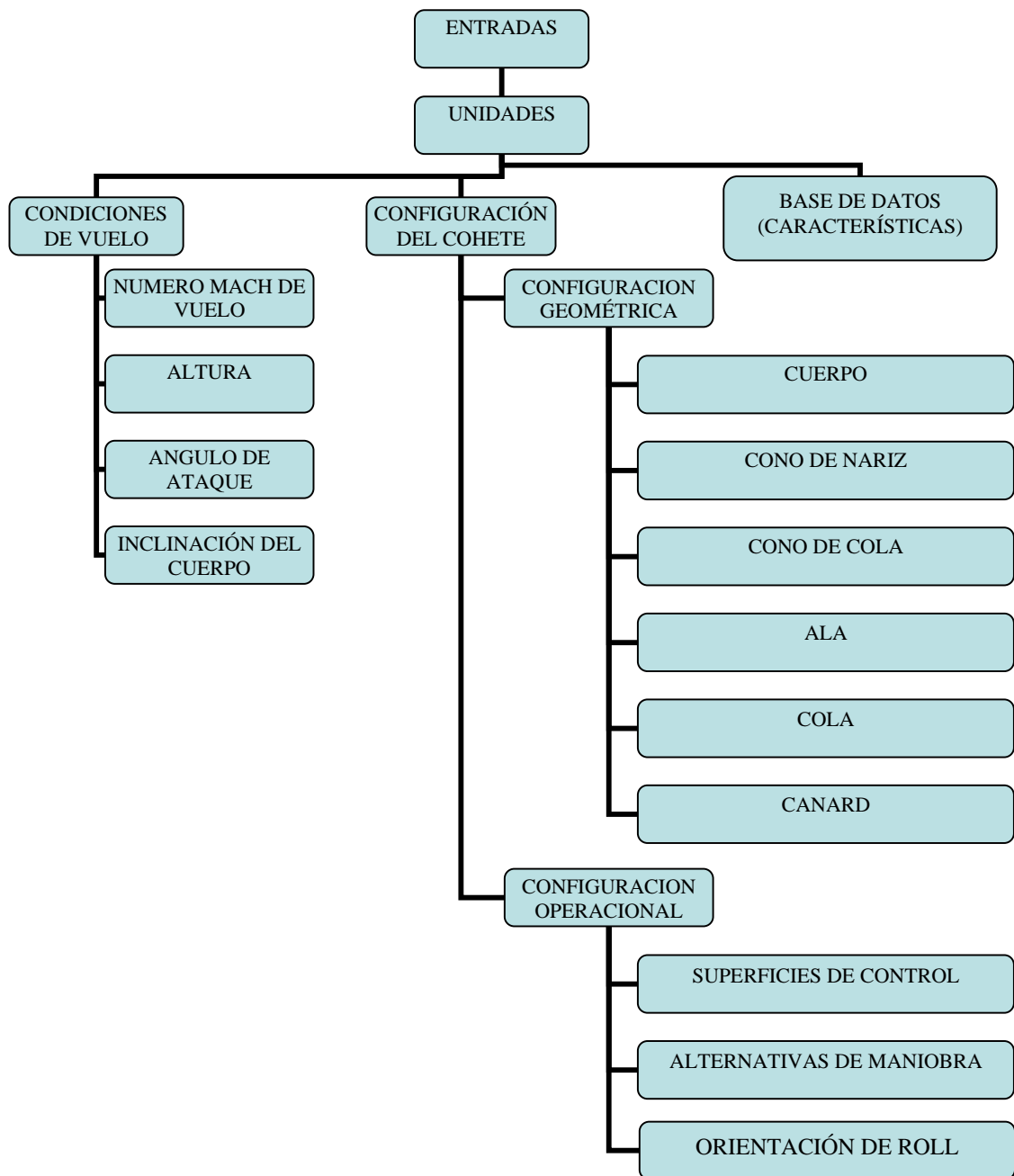
- Fineza de la nariz
- Diámetro
- Geometría y configuración de la cola
- Geometría y configuración de la superficie estabilizadora
- Geometría y configuración de la superficie de control
- Condiciones de vuelo (ángulo de ataque, número Mach, altitud)

<sup>6</sup> Fuente: TDM Presentation, Eugene L. Fleeman Chief Engineer, Missile Systems Georgia Institute of Technology

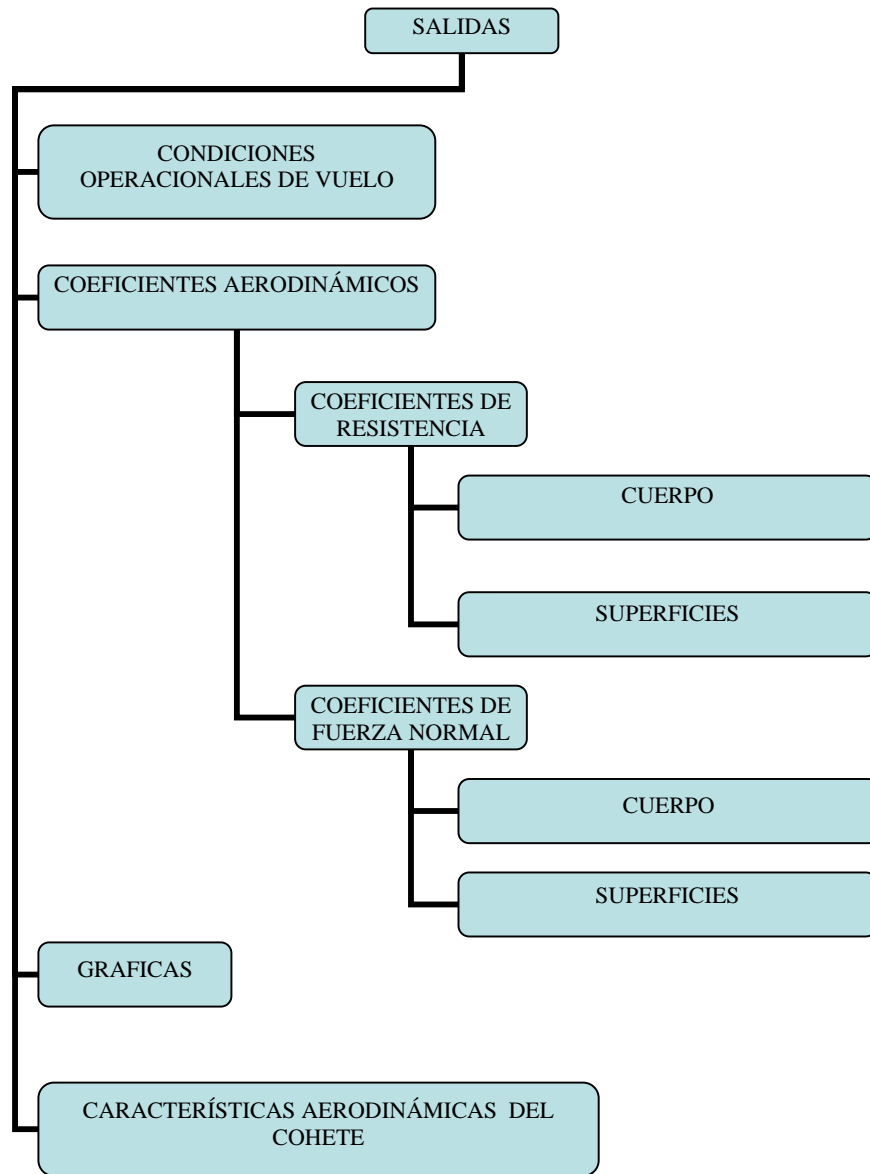
En la Tabla 3 se muestra que los parámetros antedichos tienen impacto muy fuerte en los requisitos del cohete en las áreas de peso, de rango, y maniobrabilidad. Los parámetros aerodinámicos de configuración también tienen un impacto fuerte en las áreas de rango, exactitud, y del costo.



## 6.5. DIAGRAMA DE ENTRADAS



## 6.6. DIAGRAMA DE SALIDAS



## 6.7. PROCESOS

### 6.7.1. INTRODUCCIÓN DE VARIABLES

#### 6.7.1.1. SELECCIÓN DE UNIDADES

El programa se creó con la capacidad de trabajar en el Sistema Internacional y el Sistema Británico.

#### 6.7.1.2. CONDICIONES DE VUELO

El programa analiza según cinco variables, Numero mach (velocidad del cohete), altura, ángulo de ataque, la inclinación para cohetes ovalados, y trabaja para las dos fases de vuelo.

- $M$  = Numero de Mach
- $h$  = Altura de acción
- $\alpha$  = ángulo de ataque
- $\phi$  = ángulo de inclinación de la sección transversal
- Fase de vuelo
  1. Propulsada
  2. No propulsada

Otras variables necesarias para el cálculo y operaciones serán sacadas de la base de datos tales como la densidad y la temperatura (anexo 1 y 2).

#### 6.7.1.3. CONFIGURACIÓN DEL COHETE

##### 6.7.1.3.1 CONFIGURACIÓN GEOMÉTRICA

CUERPO: para configurar el cuerpo se debe partir de su forma, las variables para esto son el diámetro, la longitud y si es simétrico u ovalado (si es ovalado se deben definir el diámetro primario y secundario)

- $l$  = Longitud del cohete
- $d$  = Diámetro del cohete
- $l_B$  = Longitud del cuerpo
- $a_1$  = Radio principal de la sección transversal
- $b_1$  = Radio secundario de la sección transversal

CONO DE NARIZ: esta configuración se basa principalmente en la longitud y su tipo, las variables de escogencia son, ojiva tangente, hemisférica, facetada, con ventana, y multilentes. Existe una variación para la ojiva tangente en la cual se podrá redondear la punta con el propósito fin reducir cargas, sin que varíen mucho las propiedades aerodinámicas.

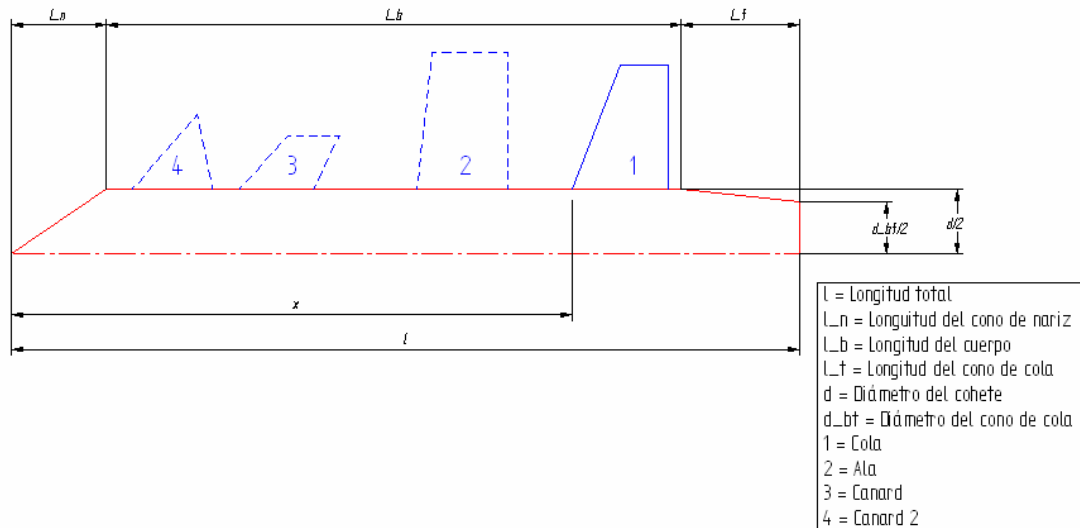
- $l_N$  = Longitud de la nariz
- Tipo Ojiva Tangente
- Tipo Hemisférica
- Tipo Facetada
- Tipo con ventana
- Tipo Multilentes
- $d_{Hemi}$  = Diámetro de la punta de la nariz

CONO DE COLA: como resultado de una reducción del área de salida, la resistencia puede variar considerablemente, las variables a introducir son, la longitud y diámetro del cono de salida.

- $d_{Bt}$  = Diámetro de la tobera de salida
- $l_T$  = Longitud de la cola

En la Figura 46 se muestra gráficamente las variables antes mencionadas de la configuración geométrica del cuerpo.

Figura 46. Configuración del cuerpo del cohete y distribución de las superficies



Fuete: Autor

**SUPERFICIES:** Para las superficies se pueden clasificar en su forma, esto facilitara el dimensionamiento en su fase de diseño.

La alternativas se observan en la Tabla 1<sup>7</sup>. Como ejemplo mostramos las variables para la superficie de ala ( $w$ ), la variable cambiara según si es cola ( $t$ ) o canard ( $ca$ ) de la siguiente manera:

- Triangular
- Trapezoidal
- Arqueada
- Doble flechamiento
- Rectangular

<sup>7</sup> Fuente: Fleeman Eugene L, Tactical Missile Design, capitulo 2

ALA: las variables geométricas son:

- $C_T$  = Cuerda de la punta de la superficie
- $C_R$  = Cuerda de la raíz de la superficie
- $A$  = Aspect ratio
- $\lambda$  = Taper ratio
- $\delta_{LE}$  = Ángulo de grosor del borde de ataque
- $\Lambda_{LE}$  = Ángulo de flechamiento del borde de ataque
- $t_{max}$  = Grueso máximo de la cuerda media aerodinámica
- $b_w$  = Envergadura expuesta
- $n_w$  = Número de alas
- $x_w$  = Distancia desde la punta del cohete hasta el borde de ataque en la raíz del ala.

En la Figura 47 se muestra gráficamente las variables antes mencionadas de la configuración geométrica de una superficie, las variables del perfil necesarias se muestran gráficamente en la Figura 48.

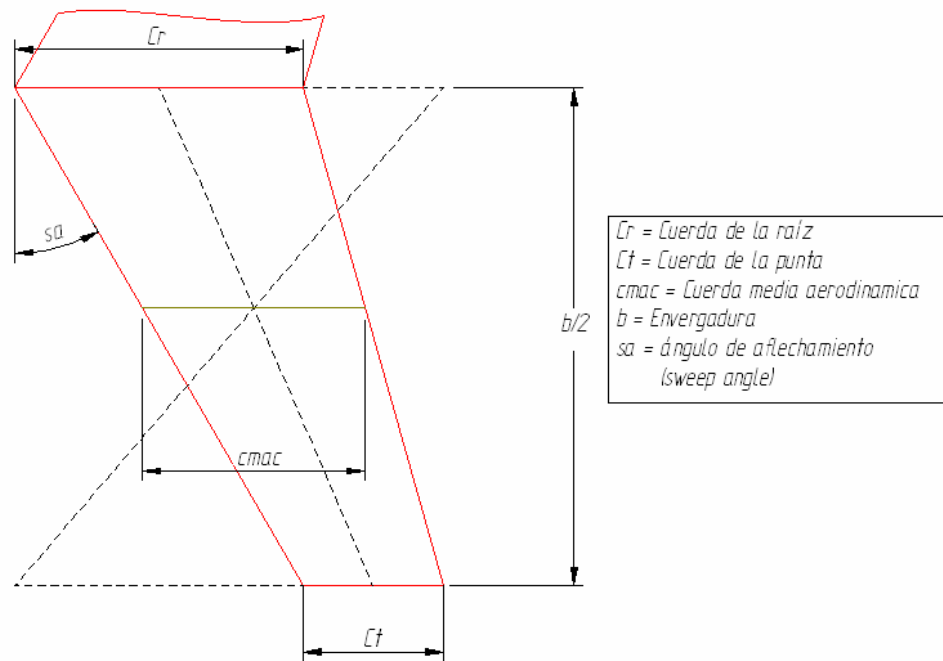
### COLA

- Para la cola las variables son iguales a las del ala respectivamente.

### CANARD

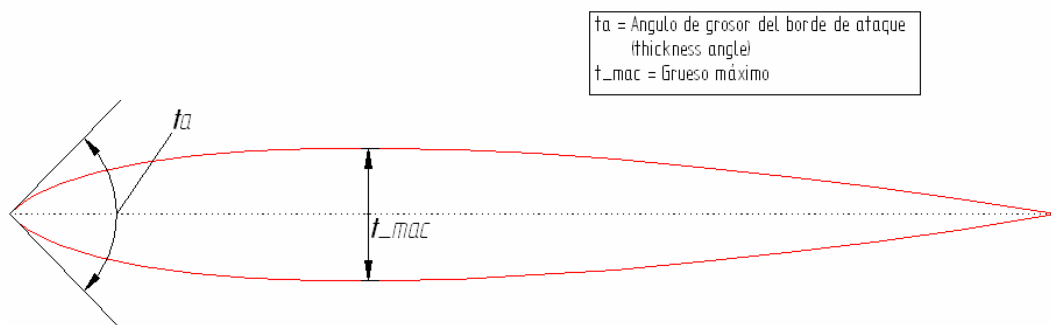
- Para el canard las variables son iguales a las del ala y cola respectivamente
- Canard partido.

Figura 47. Variables geométricas de la superficie



Fuente: Autor

Figura 48. Configuración del perfil



Fuente: Autor

### 6.7.1.3.2 CONFIGURACIÓN OPERACIONAL

#### SUPERFICIES DE CONTROL

Los conceptos que se presentan a continuación definen como será la operación de las maniobras en el transcurso del vuelo. Según las características aerodinámicas que se desean, las superficies de control tienen configuraciones especiales para cada una de ellas, ya sea el ala, la cola o el canard, esto depende de las consideraciones y aplicaciones de diseño escogidas por el usuario, todas las opciones de diseño son explicadas claramente en el capítulo 5.2.12.

- $\delta$  = Máxima deflexión de la superficie

#### Ala:

Dispositivo de control:

- Ala (en ella)

Superficies fijas alternativas:

- Cola: puede tener 3, 4, 6 u 8 aletas
- Strake / canard y cola

Disposición de las superficies fijas:

- En línea con los controles
- Interdigitado con los controles

#### Cola:

Dispositivo de control:

- Cola (en ella)

Numero de aletas

- Cruciforme (4)
- Tres aletas

Empaquetamiento: (según la relación que tenga con la plataforma de lanzamiento y el costo)



- No comprimido
- Doblado
- Enrollado
- Desplegables

Superficies fijas alternativas:

- Alas pequeñas
- Alas
- Strake/canard

Disposición de las superficies fijas:

- En línea con los controles
- Interdigitadas con los controles
- Numero de aletas (2, 3, 4)

Canard:

Dispositivo de control:

- En el
- Estructura rodante (2)

Superficies fijas alternativas:

- Cola con 3, 4, 6 u 8 aletas
- Cola + ala

Disposición de las superficies fijas:

- En línea con los controles
- Interdigitadas con los controles

TVC o Control De Reacción Jet:

Dispositivo de control principal o de apoyo:

- Tobera móvil
- Compuerta jet
- Aleta jet

- Plato axial
- Inyección líquida
- Inyección gas caliente
- Jet normal / JI o Jet Spanwise / JI (reacción jet)

Superficies fijas alternativas:

- Cola con 3, 4, 6, 8 aletas
- Cola + Canard/strake
- Cola + Ala

Las configuraciones mostradas anteriormente son mostradas en la Tabla 2.

#### ALTERNATIVAS DE MANIOBRA

El tipo de maniobra empleada es escogida como a partir de los conceptos mencionados en el capítulo 5.2.13.

- DE DERRAPE (SKID TO TURN)
- BANQUEO COORDINADO (BANK TO TURN)
- ESTRUCTURA RODANTE

Las características propias de cada alternativa son mostradas en la Figura 34.

#### DISPOSICIÓN

El tipo de disposición escogida depende de las ventajas, desventajas y el modo de operación, ver la Figura 38.

- ORIENTADO EN +
- ORIENTADO EN x

La orientación depende de factores tales como el costo y complejidad de la maniobra.

## 6.7.2. DATOS DE COMPARACIÓN

### 6.7.2.1. CRITERIOS DE DISEÑO Y CARACTERÍSTICAS (BASE DE DATOS)

Se obtienen a partir de la Tabla 4<sup>8</sup>, se diseñó una convención de colores para visualizar el beneficio de cada característica.

La convención de colores se definió de la siguiente manera:

- Azul: Excelente
- Verde: Buena
- Amarillo: Aceptable
- Rojo: Mala

Tabla 4. Características del análisis y sus criterios

VARIABLE A COMPARAR	CARACTERÍSTICA
<b>CONO</b>	
$0,5 \leq f_n < 1$	Ideal en la parte electromagnética.
$0,5 \leq f_n < 1$	Relación óptima largo del propelente (barra de combustible) contra volumen del cohete.
$0,5 \leq f_n < 1$	Alta resistencia, deficiente aerodinámicamente.
$1 < f_n < 2$	Una la fineza de la nariz moderada, resistencia media.
$f_n > 2$	Domo de alta fineza.
$f_n \geq 3$	Ideal aerodinámicamente, baja resistencia.
$f_n \geq 3$	Electromagnéticamente deficiente.
$f_n \geq 3$	Es menos perceptible.
$d_{hemi} = 0$	Problemas por concentración de esfuerzos localizados en la punta.
$d_{hemi} > 0$	Alivio de los problemas por concentración de esfuerzos localizados en la punta.

<sup>8</sup> Fuente: El autor

### CONO DE COLA

ratio_bt=<0,6	Posible separación de flujo, aumento de la resistencia
ratio_bt=<0,6	Reducción del volumen, para la colocación de subsistemas.
0,6<ratio_bt<0,9	La resistencia puede se reducida en un 50% en el vuelo subsónico
<b>COLA</b>	
(a/b)>1	Los cohetes estilizados tienen ventajas de sustentación
(a/b)>1	Efectos negativos en lo que propelentes sólidos se refiere.

### CUERPO

ratio_d>1	Aumento de la eficiencia aerodinámica a ángulos de ataque elevados
ratio_d=1	Aumento de la eficiencia aerodinámica a ángulos de ataque pequeños

### SUPERFICIES

b<3*d	Mejor desempeño a velocidades supersónicas y a presiones dinámicas elevadas
b<3*d	Positivo para la estabilidad y control a altos ángulos de ataque (reducción del roll).
b<3*d	El volumen y peso son aceptables y aprovechables para combustible.
b<3*d	Mayor compatibilidad con la plataforma de lanzamiento
b<3*d	Baja sección transversal de radar
ar<4,5	Un momento de flexión más bajo (reducción del peso requerido del eje de la superficie de control y del esfuerzo de fricción de la torsión del cojinete)
ar<4,5	Mejora el funcionamiento del actuador de los mandos de vuelo
ar<4,5	Menor variación del centro aerodinámico para números de Mach supersónicos

$b > 3 \cdot d$	Mejor desempeño a velocidades subsónicas y a baja presión dinámica (baja dirección a tiempo constante)
$b > 3 \cdot d$	Mayor aceleración normal
$b > 3 \cdot d$	Rango de altura elevada
$b > 3 \cdot d$	Menor aeroelasticidad
Ángulo de grosor del borde de ataque	mayor influencia tendrá en la resistencia por ondas de choque

### FORMA DE SUPERFICIES

Delta	Poca variación del centro aerodinámico
	Bajo momento de flexión (bueno)
	Baja resistencia supersónica
	Sección de radar pequeña
	Envergadura requerida muy grande
	Control efectivo deficiente
	Alta rigidez estructural
Trapezoidal	Estabilidad aeroelástica buena
	Variación del centro aerodinámico alta
	Alto momento de flexión
	Baja resistencia supersónica
	Sección de radar pequeña
	Envergadura requerida media
	Eficiente control efectivo
Aeroelasticidad aceptable	
Arqueadas	Variación del centro aerodinámico alta
	Muy bajo momento de flexión
	Baja resistencia supersónica
	Sección de radar pequeña
	Muy poca envergadura requerida
	Control efectivo aceptable
	Incremento de inestabilidad aeroelástica
Doble flechamiento	Muy poca variación del centro aerodinámico
	Alto momento de flexión
	Alta resistencia supersónica
	Sección de radar grade
	Envergadura requerida grande
	Eficiente control efectivo

	Aeroelasticidad aceptable
Rectangular	Variación del centro aerodinámico alta
	Muy alto momento de flexión
	Muy alta resistencia supersónica
	Sección de radar muy grade
	Muy poca envergadura requerida
	Control efectivo deficiente
	Inestabilidad aeroelástica
En línea	Baja resistencia
	Baja sección de radar (RCS)
4 aletas, superficie de control	Contribución estabilidad estática
6 o mas aletas	Reducir el momento de roll
7 o mas aletas	Aumento de drag
Precaución	La bisagra debe ser situada adelante del centro aerodinámico para evitar la regeneración inestable a través del sistema de mandos de vuelo
Precaución, altísimas presiones dinámicas	Los actuadores de la superficie de control son especificados por las condiciones de vuelo con más alto momento de bisagra

### CONFIGURACIÓN OPERACIONAL

<b>CONTROL DE COLA</b>	Eficiente empaquetado de los subsistemas alrededor de la sección de propulsión
	Bajo momento de bisagra
	Bajo torque del actuador
	Bajo momento de roll inducido
	Eficiente a altos ángulos de ataque
Estáticamente inestable	Decrecimiento de la sustentación
Estáticamente inestable	Alivio de problemas de pérdida
	Mayor ángulo de deflexión sin entrar en pérdida
Colas libres de roll	Alivio de problemas de pérdida de control de roll y roll inducido a altos ángulos de ataque
<b>CONTROL DE CANARD</b>	Reducción de costos
	Reducción del volumen de los

	subsistemas
	Eficiente empaquetado de la dirección, de navegación, y de los subsistemas de control, todos en la misma localización
	Simplificada fabricación e integración de la dirección, navegación, y de los subsistemas del control
	Posible entrada en pérdida a altos ángulos de ataque
Estáticamente estable	Aumento de la sustentación ángulos de ataque bajos
	Perdida a altos ángulos de ataque para un cohete estáticamente estable
	Roll inducido grande a los altos ángulos del ataque
Segundo canard	Alivio de problemas de la pérdida de control del roll, pérdida (stall) y roll inducido a altos ángulos de ataque
Segundo canard	Ángulo de ataque local más pequeño
Segundo canard	Aumento de la maniobrabilidad a altos ángulos de ataque

<b>CONTROL DE ALAS</b>	
Aletas de cola<3	Inestabilidad estática
Aletas de cola>3	Estabilidad estática
Con canard	Generación de vórtices a altos ángulos de ataque
Con canard	Solo una rotación pequeña del cuerpo es requerida para maniobrar
Con canard	Rápida respuesta de maniobrabilidad (especialmente en maniobras de derrape)
Con canard	Limitado espacio disponible para empaquetar los grandes actuadores
Con canard	Gran momento de bisagra requerido
Con canard	Tamaño del ala muy grande
Con canard	Roll inducido muy grande
Con canard	Fuerte vórticidad (afecta estabilidad y control)

<b>CONTROL VECTORIAL</b>	Aumenta el control aerodinámico para vuelos a presiones dinámicas altas
Inyección gas caliente	Alta deflexión
Inyección gas caliente	Puede haber problemas para las válvulas de alta temperatura
Aleta jet	Diferencial de deflexión proporciona control de roll
Aleta jet	Pérdida en el impulso específico
Tovera móvil	Alto costo
Tovera móvil	Limitado por el rango del cohete
Jet	Tienen una constante más pequeña de tiempo (milisegundos)

### ALTERNATIVA DE MANIOBRA

De derrape	Respuesta rápida
	No requiere comandos de roll para el autopiloto
Banqueo coordinado	Trabaja mejor para cohetes axisimétricos cruciformes
	Provee alta maniobrabilidad para alas planas
	Mejor maniobrabilidad con cuerpo no circular
	Deslizamiento lateral pequeño
	Requiere comandos para la actitud de roll
	Tiempo de roll muy lento
	Requiere un rango de roll rápido (actuadores más rápidos)
	Tendencia a tener muy alto error de la curva del domo
	RECOMENDACIÓN: Las aproximaciones alternativas para aliviar estos problemas incluyen actuadores más rápidos para el control de roll, narices facetadas o domo con multilentes, y la integración de maniobras de banqueo y de derrape
	Estructura rodante



	Requiere un volumen más bajo para empaquetar menos hardware de los mandos
	Compensación para el desalineamiento del empuje
	Compatibilidad con el control de impulso del jet a reacción
	Maniobrabilidad reducida
	Susceptibilidad a la inestabilidad de la unión del pitch-roll-yaw
	Susceptibilidad a la resonancia de roll

### DISPOSICIÓN

En disposición +	Mecanización más simple de control
	Fricción más baja en un vuelo estable
	Control efectivo en el pitch y el yaw
	Derivada del momento de roll estáticamente inestable
En disposición x	Compleja en su mecanización del control
	Un ajuste mejor para la compatibilidad de la plataforma del lanzamiento
	Una eficiencia aerodinámica más alta
	Muy alta estabilidad estática
	Una derivada de momento de roll estáticamente estable de balanceo
	Control efectivo en el pitch y el yaw

### ESTABILIDAD

$x_{cg} < x_{ac}$	Cohete aerodinámicamente estable
	Convergencia hasta el punto de estabilidad
$x_{cg} > x_{ac}$	Cohete aerodinámicamente inestable
$x_{cg} > x_{ac}$	Mejoras de sensibilidad y maniobrabilidad
$x_{cg} > x_{ac}$	Divergirá indefinidamente
$a_{\alpha} / a_d < 1$	Error de diseño

### 6.7.3. PROCESAMIENTO DE ECUACIONES

#### 6.7.3.1. PROCESOS PARA EL SISTEMA DE UNIDADES

Para los procesos de unidades se utilizan las siguientes conversiones<sup>9</sup>:

$$1 \text{ ft} = 0.3048 \text{ m}$$

$$1 \text{ slug} = 14.594 \text{ kg}$$

$$1 \text{ slug} = 32.2 \text{ lbm}$$

$$1 \text{ lbm} = 0.4536 \text{ kg}$$

$$1 \text{ lb} = 4.448 \text{ N}$$

$$1 \text{ atm} = 2116 \text{ lb/ft}^2 = 1.01 \times 10^5 \text{ N/m}^2$$

$$1 \text{ K} = 1.8^\circ\text{R}$$

#### 6.7.3.2. PROCESOS PARA LAS CONDICIONES DE VUELO

$\rho$  = Densidad (sacada de la base de datos)

$T$  = Temperatura (sacada de la base de datos)

$a$  = Velocidad del sonido

$\gamma$  = Constante adiabática del aire = 1.4

$$6.7.3.2.1 \quad a = \sqrt{\gamma RT} \quad [\text{ft/s}] [\text{m/s}]$$

Donde la constante de los gases es  $R = 1.1716 \text{ ft}^2/\text{s}^2\text{F}$  o  $287 \text{ m}^2/\text{sg}^2\text{K}$

$q$  = Presión dinámica

$$6.7.3.2.2 \quad q = 1/2 \rho (aM)^2 \quad [\text{slug/ft}^3] [\text{kg/m}^3]$$

#### 6.7.3.3. PROCESOS PARA CALCULAR LA RESISTENCIA DEL CUERPO

Por fricción: (este proceso es igual tanto para la fase propulsada como no propulsada)

---

<sup>9</sup> Fuente: John D. Anderson, Jr., Introduction to Flight, cuarta edición, anexo c.

$$6.7.3.3.1 \left( C_{D_0} \right)_{Body,Friction} = 0.053 (l/d) [M/(ql)]^{0.2}$$

Debido a la fase de vuelo:

- Para la condición propulsada subsónica:

$$6.7.3.3.2 S_{ref} = \frac{d^2 \pi}{4}$$

$$6.7.3.3.3 A_e = \frac{d_{Br}^2 \pi}{4}$$

$$6.7.3.3.4 \left( C_{D_0} \right)_{Base,Powered} = \left( 1 - \frac{A_e}{S_{ref}} \right) (0.12 + 0.13 M^2), \text{ si } M < 1$$

Donde:

$S_{ref}$  = Área de referencia

$A_e$  = Área de salida de la tobera

- Para la condición propulsada supersónica:

$$6.7.3.3.5 \left( C_{D_0} \right)_{Base,Powered} = \left( 1 - \frac{A_e}{S_{ref}} \right) \left( \frac{0.25}{M} \right), \text{ si } M > 1$$

- Para la condición no propulsada subsónica:

$$6.7.3.3.6 \left( C_{D_0} \right)_{Base,Coast} = (0.12 + 0.13 M^2), \text{ si } M < 1$$

- Para la condición no propulsada supersónica:

$$6.7.3.3.7 \left( C_{D_0} \right)_{Base,Coast} = \frac{0.25}{M}, \text{ si } M > 1$$

Por ondas de choque

- para condición subsónica:

$$6.7.3.3.8 \left( C_{D_0} \right)_{body,wave} = 0 \text{ si } M < 1$$

- Para la condición supersónica:

$$6.7.3.3.9 F_N = \frac{l_N}{d}$$

$$6.7.3.3.10 \left( C_{D_0} \right)_{body,wave} = \frac{3.6}{[F_N(M-1)+3]}, \text{ para } M > 1$$

Es posible variar la forma del cono de nariz y la ecuación se desarrolla de la siguiente manera:

$S_{Hemi}$  = Superficie de la punta de la nariz

$$6.7.3.3.11 S_{Hemi} = \frac{d_{Hemi}^2 \pi}{4}$$

$$6.7.3.3.12 \left( C_{D_0} \right)_{wavesharpenose} = \frac{3.6}{[F_N(M-1)+3]}$$

$$6.7.3.3.13 \left( C_{D_0} \right)_{wavehemi} = \frac{3.6}{[0.5(M-1)+3]}$$

6.7.3.3.14

$$\left( C_{D_0} \right)_{wavebluntnose} = \left( C_{D_0} \right)_{wavesharpenose} \frac{(S_{ref} - S_{hemi})}{S_{ref}} + \left( C_{D_0} \right)_{wavehemi} \frac{S_{hemi}}{S_{ref}}$$

$$6.7.3.3.15 \left( C_{D_0} \right)_{Body} = \left( C_{D_0} \right)_{Body,Friction} + \left( C_{D_0} \right)_{Base} + \left( C_{D_0} \right)_{Body, Wave}$$

6.7.3.3.16 Graficar la configuración del cuerpo

#### 6.7.3.4. PROCESOS PARA EL DIMENSIONAMIENTO DE LAS SUPERFICIES.

6.7.3.4.1 Escoger que configuración de superficies se quiere:

- cola

- cola + ala
- cola + ala + canard
- cola + ala + canard partido
- cola + canard
- cola + canard partido

6.7.3.4.2 Según el tipo de configuración, escoger la forma de las superficies:

- Triangular
- Trapezoidal
- Arqueada
- Doble flechamiento
- Rectangular

6.7.3.4.3 La forma de la superficie se define por estos valores:

$\lambda$  = Taper ratio

$C_R$  = Cuerda de la raíz de la superficie

$C_T$  = Cuerda de la punta de la superficie

$$6.7.3.4.4 \quad \lambda = \frac{C_T}{C_R}$$

Para términos prácticos:

- Si la superficie es triangular:

$$\lambda = \frac{C_T}{C_R} = \frac{0}{C_R} = 0$$

- Si la superficie es Trapezoidal o Arqueada:

$$0 < \lambda < 1$$

- Si la superficie es Rectangular:

$$\lambda = 1$$

$A$  = Aspect ratio

$b$  = Envergadura expuesta

$$6.7.3.4.5 \quad A = \frac{2b}{[(1+\lambda)C_R]}$$

$y_{CP}$  = Localización del centro de presión en  $y$

$$6.7.3.4.6 \quad y_{CP} = \frac{(b/2)}{(3-\lambda)}$$

$C_{mac}$  = Cuerda media aerodinámica

$$6.7.3.4.7 \quad C_{MAC} = \left(\frac{2}{3}\right)C_R \frac{(1+\lambda+\lambda^2)}{(1+\lambda)}$$

$S$  = Área de la superficie

$$6.7.3.4.8 \quad S = \lambda \left(\frac{b}{2}\right)(1+C_R)$$

6.7.3.4.9 Ubicación de la superficie (borde de ataque de la raíz) con respecto a la punta del cono de nariz en el eje  $x$ .

6.7.3.4.10 El proceso se realiza para todas las superficies de la configuración elegida.

6.7.3.4.11 Graficar la geometría del cohete

### 6.7.3.5. PROCESOS PARA CALCULAR LA RESISTENCIA DE LAS SUPERFICIES

Como ejemplo tomaremos el ala, estos procesos de deben realizar para todas las superficies escogidas.

Por fricción:

$n_w$  = Numero de alas

$$6.7.3.5.1 \quad (C_{D_0})_{wing, Friction} = n_w \left[ \frac{0.0133}{(qc_{MAC})^{0.2}} \right] \left( \frac{2S_w}{S_{Ref}} \right)$$

Por ondas de choque:

Para la condición subsónica:

$$6.7.3.5.2 \quad (C_{D_0})_{wing, wave} = 0 \quad \text{si } M_{\Lambda_{LE}} < 1$$

Para la condición supersónica:

$\gamma$  = Specific edge ratio

$\delta_{LE}$  = Ángulo de grosor del borde de ataque

$\Lambda_{LE}$  = Ángulo de flechamiento del borde de ataque

$t_{mac}$  = Grueso máximo de la cuerda media aerodinámica

$$6.7.3.5.3 \quad M_{\Lambda_{LE}} = M \cos \Lambda_{LE}$$

6.7.3.5.4

$$(C_{D_0})_{wing, wave} = n_w \left[ \frac{2}{(\gamma M_{\Lambda_{LE}}^2)} \right] \left\{ \left[ \frac{[(\gamma+1)M_{\Lambda_{LE}}^2]}{2} \right]^{\frac{\gamma}{(\gamma-1)}} \left\{ \frac{(\gamma+1)}{[2\gamma M_{\Lambda_{LE}}^2 - (\gamma-1)]} \right\}^{\frac{1}{(\gamma-1)}} - 1 \right\} \\ \times \frac{\sin^2 \delta_{LE} \cos \Lambda_{LE} t_{mac} b}{S_{REF}}$$

si  $M_{\Lambda_{LE}} > 1$

$$6.7.3.5.5 \quad (C_{D_0})_{wing} = (C_{D_0})_{wing,wave} + (C_{D_0})_{wing,friction}$$

6.7.3.5.6 Resistencia de todo el cohete a cero sustentación (si la configuración fuese cola + ala + cuerpo)

$$C_{D_0} = (C_{D_0})_{Tail} + (C_{D_0})_{Body} + (C_{D_0})_{Wing}$$

### 6.7.3.6. PROCESO PARA DEFINIR EL CENTRO AERODINÁMICO DE LA SUPERFICIE

Como ejemplo se tomará el ala.

$$6.7.3.6.1 \quad X_{AC\ wing} = \left( \frac{[A(M^2 - 1)^{1/2} - 0.67]}{[2A(M^2 - 1)^{1/2} - 1]} \right) C_{mac\ wing}$$

6.7.3.6.2 graficar el centro aerodinámico de cada superficie.

### 6.7.3.7. PROCESO PARA LA PREDICCIÓN DE LA UBICACIÓN DEL CENTRO DE PRESIÓN DEL CUERPO

$$6.7.3.7.1 \quad (x_{CP})_B = \left[ 0.63(1 - \sin^2 \alpha) + 0.5 \left( \frac{l_B}{l_N} \right) \sin^2 \alpha \right] l_N$$

6.7.3.7.2 graficar el centro de presión del cohete.

### 6.7.3.8. PROCESOS PARA CALCULAR LA FUERZA NORMAL DEL CUERPO

$\phi$  = Ángulo de inclinación de la sección transversal (se observa en la Figura 13)



6.7.3.8.1 Para un cuerpo ovalado:

$$(C_N)_{body} = 2 \left[ \frac{a}{b} \cos \phi + \frac{b}{a} \sin \phi \right] [rad]$$

6.7.3.8.2 Para un cuerpo simétrico:

$$(C_N)_{body} = \sin(2\alpha) \cos(\alpha/2) + 2(l/d) \sin^2 \alpha$$

### 6.7.3.9. PROCESOS PARA CALCULAR LA SUSTENTACIÓN DE LAS SUPERFICIES

$\alpha'$  = Ángulo de ataque efectivo

$S_w$  = Área del ala

Como ejemplo seguiremos con el ala, las otras superficies se tomarán de la misma manera reemplazando sus correspondientes datos.

$$6.7.3.9.1 \quad \alpha' = \alpha_w = \alpha + \delta$$

6.7.3.9.2

$$(C_N)_{wing} = \left[ 4 \frac{\sin \alpha' \cos \alpha'}{(M^2 - 1)^{1/2}} + 2 \sin^2 \alpha' \right] \left( \frac{S_w}{S_{REF}} \right) \quad si \quad M > \left\{ 1 + \left[ \frac{8}{(\pi A_w)} \right]^2 \right\}^{1/2}$$

6.7.3.9.3

$$(C_N)_{wing} = \left[ \left( \frac{\pi A_w}{2} \right) \sin \alpha' \cos \alpha' + 2 \sin^2 \alpha' \right] \left( \frac{S_w}{S_{REF}} \right) \quad si \quad M < \left\{ 1 + \left[ \frac{8}{(\pi A_w)} \right]^2 \right\}^{1/2}$$

### 6.7.3.10. PROCESO PARA CALCULAR LA SUSTENTACIÓN TOTAL PARA UNA CONFIGURACIÓN COLA + ALA + CUERPO

Según la configuración se hace el respectivo reemplazo.

$$6.7.3.10.1 \quad C_N = (C_N)_{Wing-Body-Tail} \approx (C_N)_{Body} + (C_N)_{Wing} + (C_N)_{Tail}$$

La fuerza normal del ala esta definida entonces de la siguiente manera:

$$6.7.3.10.2 \quad N_{Wing} = \left[ \frac{C_N S_{REF}}{S_W} \right] q S_W$$

Para calcular la fuerza normal del cuerpo a un respectivo ángulo de ataque:

6.7.3.10.3 para un cuerpo ovalado

$$(C_{N_\alpha})_{body} = 2 \left[ \left( \frac{a}{b} \right) \cos \varphi + \left( \frac{b}{a} \right) \sin \varphi \right]$$

6.7.3.10.4 para un cuerpo simétrico

$$(C_{N_\alpha})_{body} = 2$$

Para calcular la sustentación de las superficies con respecto a un ángulo de ataque:

$$6.7.3.10.5 \quad (C_{N_\alpha})_{wing} = \frac{4}{(M^2 - 1)^{1/2}} \quad si \quad M^2 > 1 + \left[ \frac{8}{(\pi A_W)} \right]^2$$

$$6.7.3.10.6 \quad (C_{N_\alpha})_{wing} = \frac{\pi A}{2} \quad si \quad M^2 < 1 + \left[ \frac{8}{(\pi A_W)} \right]^2$$

Para calcular la sustentación total debido al ángulo de ataque:

$$6.7.3.10.7 \quad (C_{N_\alpha}) = (C_{N_\alpha})_{wing} \left( \frac{S_W}{S_{ref}} \right) + (C_{N_\alpha})_{tail} \left( \frac{S_T}{S_{ref}} \right) + (C_{N_\alpha})_{body}$$

6.7.3.11. RESISTENCIA DEBIDO AL DIÁMETRO

$$6.7.3.11.1 \quad D = C_D q S_{ref}$$

$$6.7.3.11.2 \quad D = C_D q (\pi / 4) d^2$$

$$6.7.3.11.3 \quad D = C_D q (\pi/4) d^2 = 0.785 C_D q d^2$$

6.7.3.11.4 para calcular la eficiencia aerodinámica:

$$\frac{L}{D} = \frac{(C_N \cos \alpha - C_{D_0} \sin \alpha)}{(C_N \sin \alpha - C_{D_0} \cos \alpha)}$$

Si el cuerpo es ovalado se asume el diámetro total como:

$$6.7.3.11.5 \quad d = 2(ab)^{1/2}$$

6.7.3.12. PROCESO PARA CALCULAR EL MOMENTO DE BISAGRA DE LA SUPERFICIE DE CONTROL

$$6.7.3.12.1 \quad HM = N_W (x_{AC} - x_{HM})$$

6.7.3.13. PROCESO PARA EL REDIMENSIONAMIENTO DE LA COLA

Este proceso es realizado para rediseñar la cola en busca de un control estático estable, debido a la localización del centro aerodinámico del cohete.

6.7.3.13.1

$$S_T = \left\{ \left[ (C_{N_\alpha})_N + (C_{N_\alpha})_W \frac{S_W}{S_{REF}} + (C_{N_\alpha})_T \frac{S_T}{S_{REF}} \right] \left[ \frac{(X_{AC} - X_{CG})}{d} \right] + (C_{N_\alpha})_N \left\{ \frac{[X_{CG} - (X_{CP})_N]}{d} \right\} \right. \\ \left. + (C_{N_\alpha})_W \left\{ \frac{[X_{CG} - (X_{CP})_W]}{d} \right\} \frac{S_W}{S_{REF}} \left\{ \frac{d}{[(X_{CP})_T - X_{CG}]} \right\} \frac{S_{REF}}{(C_{N_\alpha})_T} \right\}$$

### 6.7.3.14. TERMINOLOGÍA PARA EL PROGRAMA

La siguiente tabla define la terminología usada en el programa para las distintas variables.

Tabla 5. Terminología para el programa

#### UNIDADES

Sistema Internacional	S_I
Sistema Ingles	S_B

#### ENTRADAS

#### CONDICIONES DE VUELO

Mach	M
Altura	h
Angulo de ataque	a_alfa
Inclinación de cuerpo	a_fi
Fase	f
Coeficiente adiabático	gama
Constante de los gases	R

#### CONFIGURACIÓN GEOMÉTRICA

#### CUERPO

Simétrico	s_m
Ovalado	a_m
Relación a_1/b_1	ratio_d
Radio primario	a_1
Radio secundario	b_1
Diámetro	d
Longitud total	l
Longitud de la nariz	l_n
Longitud del cuerpo	l_b
Longitud de la cola	l_t
Relación de diámetros	ratio_bt
Diámetro de cola	d_bt
Tipo de cono	t_n
Curvatura de la nariz	hemi
Diámetro de redondeo	d_hemi

#### SUPERFICIES

Cola	c_co
Ala	c_w
Canard	c_ca
Canard 2	c_2

#### DISPOSICIÓN

En línea	d_line
----------	--------

Interdigitado	d_inter
---------------	---------

#### COLA

Cuerda de raíz	gt_r
Cuerda de la punta	gt_t
Envergadura	gt_b
Aspect ratio	gt_a
Taper ratio	gt_tr
Superficie	gt_s
Angulo de grosor del borde de ataque	gt_ta
Angulo de flechamiento	gt_sa
Grueso máximo	gt_tmac
Numero de aletas	gt_n
Distancia desde la punta	gt_x
Angulo de ataque efectivo	gt_a_alfa_prima
Brazo del momento de bisagra	gt_x_hm (%)

#### ALA

Cuerda de raíz	ga_r
Cuerda de la punta	ga_t
Envergadura	ga_b
Aspect ratio	ga_a
Taper ratio	ga_tr
Superficie	ga_s
Angulo de grosor del borde de ataque	ga_ta
Angulo de flechamiento	ga_sa
Grueso máximo	ga_tmac
Numero de aletas	ga_n
Distancia desde la punta	ga_x
Ángulo de ataque efectivo	ga_a_alfa_prima
Brazo del momento de bisagra	ga_x_hm

#### CANARD

Cuerda de raíz	gc_r
Cuerda de la punta	gc_t
Envergadura	gc_b
Aspect ratio	gc_a
Taper ratio	gc_tr
Superficie	gc_s
Ángulo de grosor del borde de ataque	gc_ta
Angulo de flechamiento	gc_sa
Grueso máximo	gc_tmac
Numero de aletas	gc_n
Distancia desde la punta	gc_x
Ángulo de ataque efectivo	gc_a_alfa_prima
Brazo del momento de bisagra	gc_x_hm (%)

**CANARD 2**

Cuerda de raíz	gcc_r
Cuerda de la punta	gcc_t
Envergadura	gcc_b
Aspect ratio	gcc_a
Taper ratio	gcc_tr
Superficie	gcc_s
Taper ratio	gcc_ta
Angulo de flechamiento	gcc_sa
Grueso máximo	gcc_tmac
Numero de aletas	gcc_n
Distancia desde la punta	gcc_x
Brazo del momento de bisagra	gcc_a_alfa_prima

**CONFIGURACIÓN OPERACIONAL****CONTROL**

Cola	co_co
Ala	co_w
Canard	co_ca
TVC	co_tvc
Máxima deflexión	a_d
Ángulo de ataque efectivo	a_alfa_prima
Centro de gravedad (aprox.)	cg_aprox
Centro de gravedad exacto	cg_exacto

**ALTERNATIVA DE MANIOBRA**

De derrape	al-d
Banqueo coordinado	al-b
Estructura rodante	al-r
Configuración +	disposicion_1
Configuración x	disposicion_2

**PROPIEDADES DEL AIRE**

Densidad	ro
temperatura	T
velocidad del sonido	a
presión dinámica	q

**SALIDAS**

Coefficiente de resistencia del cuerpo debido a la fricción	C_d_o_body_friction
Área de referencia	s_ref
Área de cono de salida	s_bt
Coefficiente de resistencia base	C_d_o_base
Coefficiente de resistencia del cuerpo en la fase propulsada	C_d_o_body_powered

Coeficiente de resistencia del cuerpo en la fase no propulsada	C_d_o_body_coast
Coeficiente de resistencia de la nariz aguda por onda de choque	C_d_o_wave_sharpnose
Coeficiente de resistencia de la nariz hemisférica por onda de choque	C_d_o_wave_hemi
Coeficiente de resistencia de la nariz redonda por onda de choque	C_d_o_wave_bluntnose
Relación de longitud de la nariz y su diámetro	f_n
Superficie de la punta de la nariz	s_hemi
Coeficiente de resistencia del cohete por onda de choque	C_d_o_body_wave
Coeficiente de resistencia del cuerpo	C_d_o_body
Resistencia del cuerpo	D_o_body
Localización del centro de presión del cuerpo	x_cp_body
Coeficiente de fuerza normal del cuerpo	C_n_body
Coeficiente de fuerza normal del cuerpo debido al ángulo de ataque	C_n_body_alfa
Sustentación sobre Resistencia	L/D
Coeficiente de fuerza normal del cuerpo simétrico	C_n_body_simetrico
Coeficiente de fuerza normal debido al ángulo de ataque del cuerpo ovalado	C_n_body_alfa_ovalado
Numero de mach de la cola según el ángulo de flechamiento	gt_M_le
Localización del centro de presión de la cola en Y	gt_y_cp
Cuerda media aerodinámica de la cola	gt_cmac
Localización del centro aerodinámico en X con respecto a la cuerda aerodinámica	gt_x_ac (porcentaje)
Localización del centro aerodinámico en X con respecto al borde de ataque	gt_x_ac
Localización del centro aerodinámico en Y	gt_y_ac
Localización de la cuerda media aerodinámica de cola con respecto a la punta X	gt_x_cmac
Localización del centro aerodinámico con respecto al origen	gt_x_ac (origen)
Coeficiente de resistencia de la cola por fricción	C_d_o_tail_friction
Coeficiente de resistencia de la cola por onda de choque	C_d_o_tail_wave
Coeficiente de resistencia de la cola	C_d_o_tail
Coeficiente de fuerza normal de la cola	C_n_tail
Fuerza normal de la cola	N_tail
Coeficiente de fuerza normal de la cola debido al ángulo de ataque	C_n_tail_alfa
Variable de comparación para la cola	gt_M_comp
ángulo efectivo de la cola	gt_a_alfa_prima
Coeficiente de fuerza normal de la cola, si el numero Mach es mayor a 1	C_n_tail, si M>
Coeficiente de fuerza normal de la cola, si el numero Mach es menor a 1	C_n_tail, si M<
Momento de bisagra de la cola	h_m_tail
Numero de mach de la cola según el ángulo de flechamiento	ga_M_le
Localización del centro de presión del ala	ga_y_cp
Cuerda media aerodinámica del ala	ga_cmac
Localización del centro aerodinámico en X con respecto a la cuerda aerodinámica	ga_x_ac (porcentaje)
Localización del centro aerodinámico en X con respecto al borde de ataque	ga_x_ac
Localización del centro aerodinámico en Y	ga_y_ac
Localización de la cuerda media aerodinámica del ala con respecto a la punta (X)	ga_x_cmac
Localización del centro aerodinámico con respecto al origen	ga_x_ac (origen)
Coeficiente de resistencia del ala por fricción	C_d_o_wing_friction
Coeficiente de resistencia del ala por onda de choque	C_d_o_wing_wave
Coeficiente de resistencia del ala	C_d_o_wing
Coeficiente de fuerza normal del ala	C_n_wing

Fuerza normal del ala	N_wing
Coeficiente de fuerza normal del ala respecto al ángulo de ataque	C_n_wing_alfa
Momento de bisagra del ala	h_m_wing
Variable de comparación	ga_M_comp
Coeficiente de fuerza normal del ala si el numero mach es mayor a 1	C_n_wing, si M>
Coeficiente de fuerza normal del ala si el numero mach es menor a 1	C_n_wing, si M<
Localización del centro de presión de el canard en Y	gc_y_cp
Cuerda media aerodinámica de el canard	gc_cmac
Localización del centro aerodinámico en X con respecto a la cuerda aerodinámica	gc_x_ac (porcentaje)
Localización del centro aerodinámico en X con respecto al borde de ataque	gc_x_ac
Localización del centro aerodinámico en Y	gc_y_ac
Localización de la cuerda media aerodinámica del canard con respecto a la punta (X)	gc_x_cmac
Localización del centro aerodinámico con respecto al origen	gc_x_ac (origen)
Coeficiente de resistencia del canard por fricción	C_d_o_canard_friction
Coeficiente de resistencia del canard por onda de choque	C_d_o_canard_wave
Coeficiente de resistencia del canard	C_d_o_canard
Coeficiente de fuerza normal del canard	C_n_canard
Fuerza normal del canard debido al ángulo de ataque	N_canard
Coeficiente de fuerza normal del canard debido al ángulo de ataque	C_n_canard_alfa
Momento de bisagra del canard	h_m_canard
Variable de comparación del canard	gc_M_comp
Coeficiente de fuerza normal del canard si el numero de mach es mayor a 1	C_n_canard, si M>
Coeficiente de fuerza normal del canard si el numero de mach es menor a 1	C_n_canard, si M<
Numero de mach del canard 2 según el ángulo de flechamiento	gcc_M_le
Localización del centro de presión del canard 2 en Y	gcc_y_cp
Cuerda media aerodinámica del canard 2	gcc_cmac
Localización del centro aerodinámico en X con respecto a la cuerda aerodinámica	gcc_x_ac (porcentaje)
Localización del centro aerodinámico en X con respecto al borde de ataque	gcc_x_ac
Localización del centro aerodinámico en Y	gcc_y_ac
Localización de la cuerda media aerodinámica del canard 2 con respecto a la punta (X)	gcc_x_cmac
Localización del centro aerodinámico con respecto al origen	gcc_x_ac (origen)
Coeficiente de resistencia del canard 2 por fricción	C_d_o_canard2_friction
Coeficiente de resistencia del canard 2 por onda de choque	C_d_o_canard2_wave
Coeficiente de resistencia del canard 2	C_d_o_canard2
Coeficiente de fuerza normal del canard 2	C_n_canard2
Fuerza normal del canard 2 debido al ángulo de ataque	N_canard2
Coeficiente de fuerza normal del canard 2 debido al ángulo de ataque	C_n_canard2_alfa
Variable de comparación del canard 2	gcc_M_comp
Coeficiente de fuerza normal del canard 2 si el numero de mach es mayor a 1	C_n_canard2, si M>
Coeficiente de fuerza normal del canard 2 si el numero de mach es menor a 1	C_n_canard2, si M<
Coeficiente de resistencia del cohete a cero sustentación	C_d_o
Coeficiente de fuerza normal total	C_n_total
Coeficiente de fuerza normal total debido al ángulo de ataque	C_n_alfa_total
Superficie de la cola recalculado	gt_s_recalculado

Fuente: Autor



#### 6.7.4. ANÁLISIS

Según los datos obtenidos en el procesamiento de ecuaciones, y tomando las variables de configuración se han definido las características del cohete que se quiere diseñar, entre estas están ventajas y desventajas y su posible solución, así como la evaluación de su comportamiento en estabilidad y control.

#### 6.7.5. RESULTADOS

Para validar la metodología realizada se presenta el siguiente ejemplo, donde se explica las principales características del registro.

Ejemplo 1.

##### REGISTRO

<b>UNIDADES</b>	Sistema internacional
-----------------	-----------------------

##### ENTRADAS CONDICIONES DE VUELO

Mach	M	7	
Altura	h	50000	m
Angulo de ataque	a_alfa	5	Grados
Inclinación de cuerpo	a_fi	0	Grados
Coefficiente adiabático	gama	1,4	
Constante de los gases	R	287	J/Kg °K
fase			Fase propulsada

Las condiciones de vuelo determinan el régimen en el cual se analiza el cohete, las variables en verde son entradas independientes y son escogidas por el usuario, las variables en azul son entradas que se definen automáticamente.

##### CONFIGURACIÓN GEOMÉTRICA

##### CUERPO

Forma transversal		Simétrico
Relación a_1/b_1	ratio_d	1
Radio primario	a_1	0,25 m

Radio secundario	b_1	0,25	m
Diámetro	d	0,5	m
Longitud total	l	10	m
Longitud de la nariz	l_n	1	m
Longitud del cuerpo	l_b	7	m
Longitud de la cola	l_t	2	m
relación de diámetros	ratio_bt	0,2	
Diámetro de cola	d_bt	0,1	m
Tipo de cono	t_n	Ojiva tangente	
Curvatura de la nariz	hemi	Si Tiene	
Diámetro de redondeo	d_hemi	0,2	m

En esta sección se definen las variables geométricas del cuerpo del cohete, así como su la sección transversal y el tipo de cono. Para el ejemplo se puede observar que su forma transversal es simétrica, con un cono de nariz en forma de ojiva tangente, y con una curvatura de nariz de 0,2 m de diámetro.

#### SUPERFICIES

Cola	c_co	Triangular
No aplica	c_w	No aplica
No aplica	c_ca	No aplica
No aplica	c_2	No aplica

El programa permite analizar las diferentes configuraciones de superficies independientemente, para este caso esta configurado solamente con una cola tipo triangular.

#### DISPOSICIÓN

En línea	d_line	No aplica
Interdigitado	d_inter	No aplica

En esta parte del inicio de registro se observa la disposición de las superficies configuradas, es decir el alineamiento de dos superficies entre sí. Para este caso en particular no se aplica ninguna debido a que el cohete esta configurado con una sola superficie, por lo tanto esta variable no aplica para este ejemplo en particular.

**COLA**

Cuerda de la raíz	gt_r	0,6	m
Cuerda del extremo	gt_t	0	m
Envergadura	gt_b	2	m
Aspect Ratio	gt_a	6,66666667	
Taper Ratio	gt_tr	0	
Superficie	gt_s	0,6	m^2
Angulo de grosor del borde de ataque	gt_ta	7	Grados
Angulo de flechamiento	gt_sa	60	Grados
Grueso máximo	gt_tmac	0,05	m
Numero de aletas	gt_n	4	
Distancia desde la punta	gt_x	7	m
	gt_a_alfa_prima	50	Grados
Brazo del momento de bisagra	gt_x_hm (%)	0,25	

La geometría de la cola queda registrada para una verificación de datos eficiente, y tener un informe detallado del diseño.

**NO APLICA**

Cuerda de la raíz	ga_r	0	m
Cuerda del extremo	ga_t	0	m
Envergadura	ga_b	0	m
Aspect Ratio	ga_a	0	
Taper Ratio	ga_tr	0	
Superficie	ga_s	0	m^2
Angulo de grosor del borde de ataque	ga_ta	0	Grados
Angulo de flechamiento	ga_sa	0	Grados
Grueso máximo	ga_tmac	0	m
Numero de aletas	ga_n	0	
Distancia desde la punta	ga_x	0	m
	ga_a_alfa_prima	5	Grados
Brazo del momento de bisagra	ga_x_hm (%)	0,25	

**NO APLICA**

Cuerda de la raíz	gc_r	0	m
Cuerda del extremo	gc_t	0	m
Envergadura	gc_b	0	m
Aspect Ratio	gc_a	0	
Taper Ratio	gc_tr	0	
Superficie	gc_s	0	m^2
Angulo de grosor del borde de ataque	gc_ta	0	Grados
Angulo de flechamiento	gc_sa	0	Grados
Grueso máximo	gc_tmac	0	m

Numero de aletas	gc_n	0	
Distancia desde la punta	gc_x	0	m
	gc_a_alfa_prima	5	Grados
Brazo del momento de bisagra	gc_x_hm (%)	0,25	

#### NO APLICA

cuerda de la raíz	gcc_r	0	m
Cuerda del extremo	gcc_t	0	m
Envergadura	gcc_b	0	m
Aspect Ratio	gcc_a	0	
Taper Ratio	gcc_tr	0	
Superficie	gcc_s	0	m <sup>2</sup>
Angulo de grosor del borde de ataque	gcc_ta	0	Grados
Angulo de flechamiento	gcc_sa	0	Grados
Grueso máximo	gcc_tm	0	m
Numero de aletas	gcc_n	0	
Distancia desde la punta	gcc_x	0	m
	gcc_a_alfa_prima	5	Grados

Como se definió anteriormente una configuración de una sola superficie (Cola), las secciones de definición de geometría de las demás superficies aparece con una advertencia de “no aplica” y sus valores en 0.

#### CONFIGURACIÓN OPERACIONAL

##### CONTROL

Cola	co_co	Desplegables	
No aplica	co_w	No aplica	
No aplica	co_ca	No aplica	
TVC	co_tvc	Inyección Gas caliente	
Máxima deflexión	a_d	45	Grados
Angulo efectivo	a_alfa_prima	50	
centro de gravedad (aprox.)	cg_aprox	5	m
Centro de gravedad Exacto	cg_exacto		

Esta sección muestra el tipo de configuración operacional que ha escogido el usuario, estas variables son indispensables para el análisis interno de características, entre las entradas se observa el ángulo de ataque efectivo, el cual se define por un criterio de diseño, si puede ser viable o no.

El programa asume un centro de gravedad aproximado, si el usuario desea, puede ingresar el centro de gravedad exacto luego de realizar los procesos de diseño posteriores tales como la planta motriz y subsistemas.

#### ALTERNATIVA DE MANIOBRA

De derrape	al-d	Cola
Banqueo coordinado	al-b	no aplica
Estructura rodante	al-r	no aplica

disposición	Disposición x	
-------------	---------------	--

La manera en la cual el cohete realiza maniobras puede ser definida por el usuario, en el caso se escogió de derrape, la cual tiene características propias que son mencionadas mas adelante.

La disposición en la cual la cola genera esta maniobra también es incluida, para el ejemplo las cuatro aletas de la cola se mueven simultáneamente coordinadas por ser una configuración en X

#### DATOS DE LA CONDICIÓN DE VUELO

Densidad	ro	0,0010829	Kg/m <sup>3</sup>
Temperatura	T	282,66	°K
Velocidad del sonido	a	337,0056201	m/s
Presión dinámica	q	3013,205317	Kg/m <sup>2</sup> s

#### CUERPO

	C_d_o_body	0,530733028
	D_o_body	314,0036744
	C_n_body	0,477493117
	C_n_body_alfa	2
	L/D	0,752932354

#### COLA

	C_d_o_tail	0,105566916	
	C_n_tail	4,455129404	
	N_tail	2635,839357	N
	C_n_tail_alfa	0,577350269	
	h_m_tail	654,056008	N.m

#### NO APLICA

	C_d_o_wing	0
--	------------	---

	C_n_wing	0	
	N_wing	#jDIV/0!	N
	C_n_wing_alfa	0	
	h_m_wing	#jDIV/0!	N.m

#### NO APLICA

	C_d_o_canard	0	
	C_n_canard	0	
	N_canard	#jDIV/0!	N
	C_n_canard_alfa	0	
	h_m_canard	#jDIV/0!	N.m

#### NO APLICA

	C_d_o_canard2	0	
	C_n_canard2	0	
	N_canard2	#jDIV/0!	N
	C_n_canard2_alfa	0	

#### COEFICIENTES TOTALES

	C_d_o	0,636299944	
	C_n_total	4,932622522	
	C_n_alfa_total	3,764252465	

La salida de la metodología muestra el desempeño aerodinámico del cohete en forma de coeficientes, para la optimización del diseño.

### CARACTERÍSTICAS AERODINÁMICAS DEL COHETE

#### CONO DE NARIZ

Una la fineza de la nariz moderada, resistencia media.
Domo de alta fineza.
Alivio de los problemas por concentración de esfuerzos localizados en la punta.

#### CONO DE COLA

Posible separación de flujo, aumento de la resistencia
Reducción del volumen, para la colocación de subsistemas.

#### CUERPO

Aumento de la eficiencia aerodinámica a ángulos de ataque pequeños
--

#### COLA

Mejor desempeño a velocidades subsónicas y a baja presión dinámica (baja dirección a
--

tiempo constante)
Mayor aceleración normal
Rango de altura elevada
Menor aeroelasticidad
Poca variación del centro aerodinámico
Bajo momento de flexión (bueno)
Baja resistencia supersónica
Sección de radar pequeña
Envergadura requerida muy grande
Control efectivo deficiente
Alta rigidez estructural
Estabilidad aeroelastica buena

**DISPOSICIÓN**

No se ha seleccionado disposición

**CONTROL DE COLA**

Eficiente empaquetado de los subsistemas alrededor de la sección de propulsión
Bajo momento de bisagra
Bajo torque del actuador
Bajo momento de roll inducido
Eficiente a altos ángulos de ataque
Decrecimiento de la sustentación
Alivio de problemas de perdida
Mayor ángulo de deflexión sin entrar en pérdida
Alivio de problemas de pérdida de control de roll y roll inducido a altos ángulos de ataque

**CONTROL DE ALA**

No aplica

**CONTROL DE CANARD**

No aplica

**CONTROL VECTORIAL**

Aumenta el control aerodinámico para vuelos a presiones dinámicas altas
Alta deflexión
Puede haber problemas para las válvulas de alta temperatura

**MANIOBRA DE DERRAPE**

Respuesta rápida
No requiere comandos de roll para el autopiloto
Trabaja mejor para cohetes axisimtricos cruciformes

**BANQUEO COORDINADO** No aplica

**ESTRUCTURA RODANTE** No aplica

**DISPOSICIÓN +** No aplica

**DISPOSICIÓN x**

Compleja en su mecanización del control
Un ajuste mejor para la compatibilidad de la plataforma del lanzamiento
Una eficiencia aerodinámica más alta
Muy alta estabilidad estática
Una derivada de momento de roll estáticamente estable de balanceo
Control efectivo en el pitch y el yaw

**POR RELACIÓN DE CENTROS  
(CG y CA)**

Cohete aerodinámicamente estable
Convergencia hasta el punto de estabilidad

Por ultimo el registro muestra las características del cohete por módulos, con la ventaja de observar independientemente cada componente y así facilitar la modificación o corrección del diseño.

La explicación esta restringida a los aspectos mas importantes, si se desea profundizar en alguno de los aspectos de la solución que genera el programa se puede remitir al marco teórico en donde se definen claramente.

En relación al cohete de ejemplo, se puede observar que tienes características de diseño aceptables, es un buen diseño base para continuar la realización del mismo. No tiene problemas serios de resistencia, lo ideal seria modificar levemente la geometría de la cola para aumentar la sustentación o agregarle otra superficie sustentadora para corregir la deficiencia.

Como principal desventaja se observa el aumento de costos debido al sistema de control vectorial y la construcción de un sistema de maniobra complejo como lo es la configuración en x, pero eso es compensado con su gran maniobrabilidad.

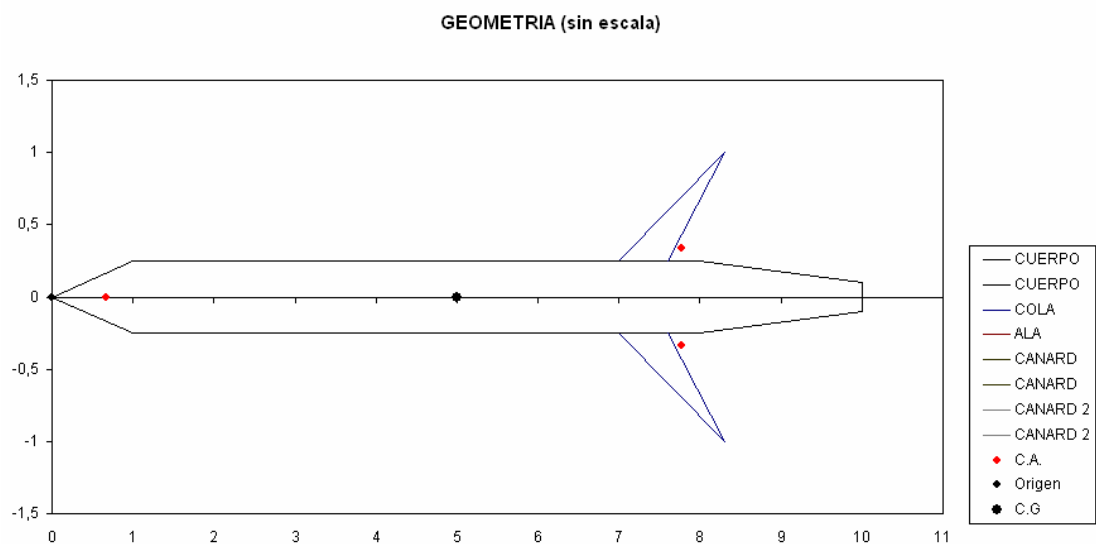


### 6.7.5.1. IMPRESIÓN GRAFICAS

Las graficas mostradas a continuación ilustran una forma aproximada del diseño, y un comportamiento general de los coeficientes de resistencia y de fuerza normal del cohete, como ayuda visual de fácil comprensión. Las ayudas de este tipo son importantes para ver como se afectan los coeficientes con respecto al número Mach y el ángulo de ataque, superando el análisis por tablas y disminuyendo el tiempo para el análisis aerodinámico de diseño.

#### 6.7.5.1.1 Grafica del cohete

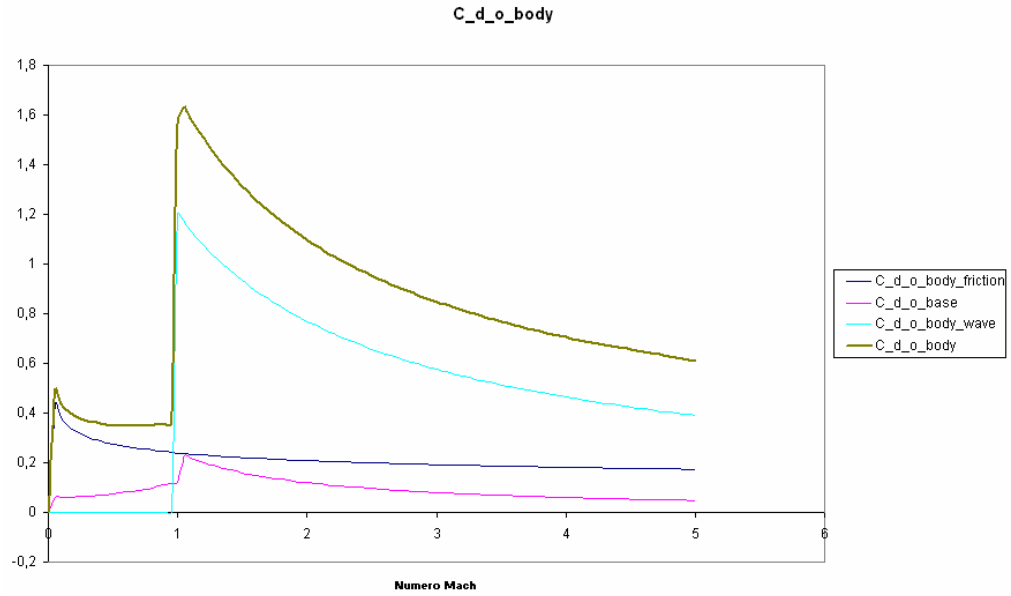
Grafica 1. Geometría del cohete.



Fuente: Autor

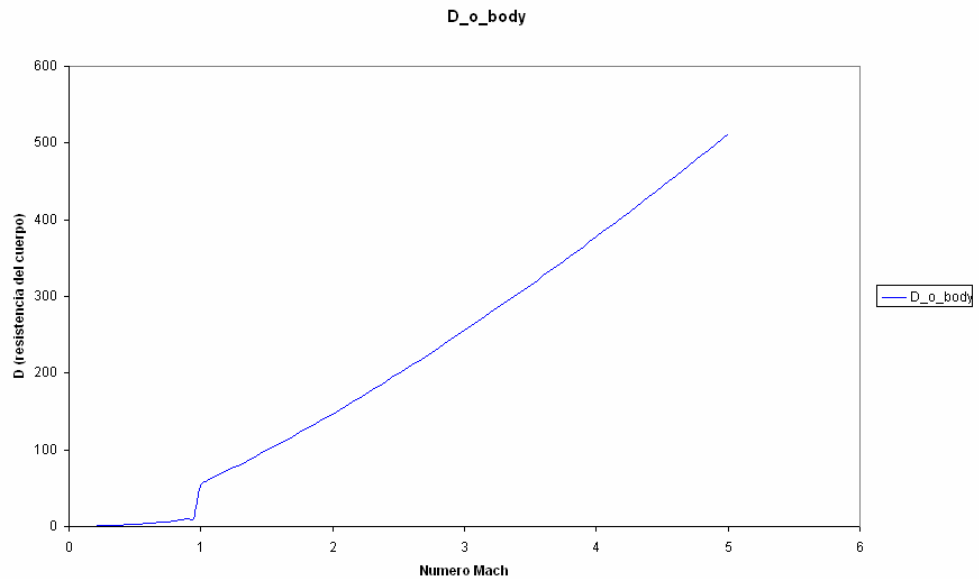
### 6.7.5.1.2 Coeficientes de Resistencia.

Grafica 2. Coeficiente de resistencia del cuerpo con respecto al número Mach.



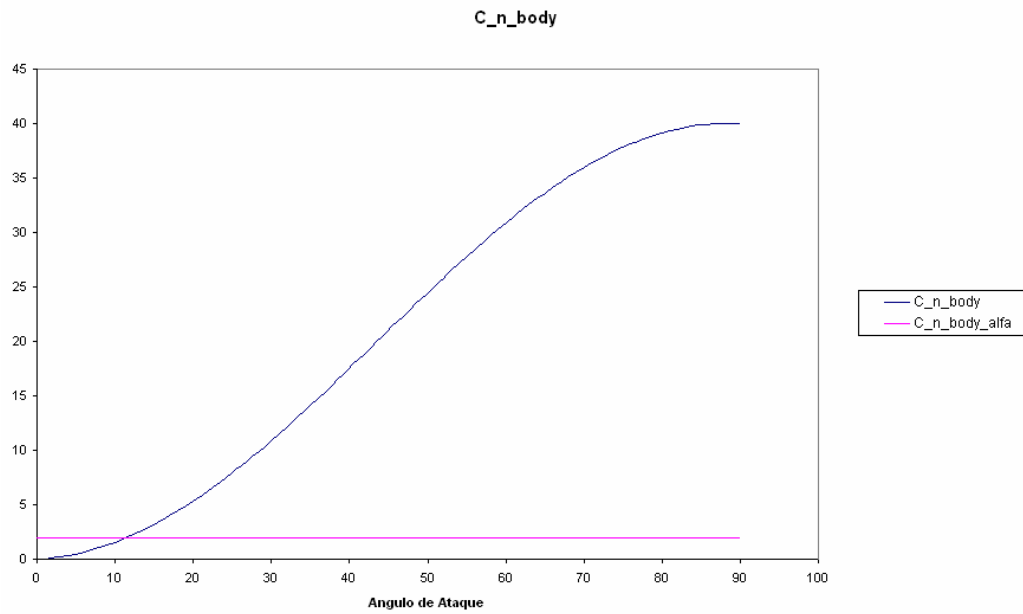
Fuente: Autor

Grafica 3. Resistencia del cuerpo con respecto al número Mach.



Fuente: Autor

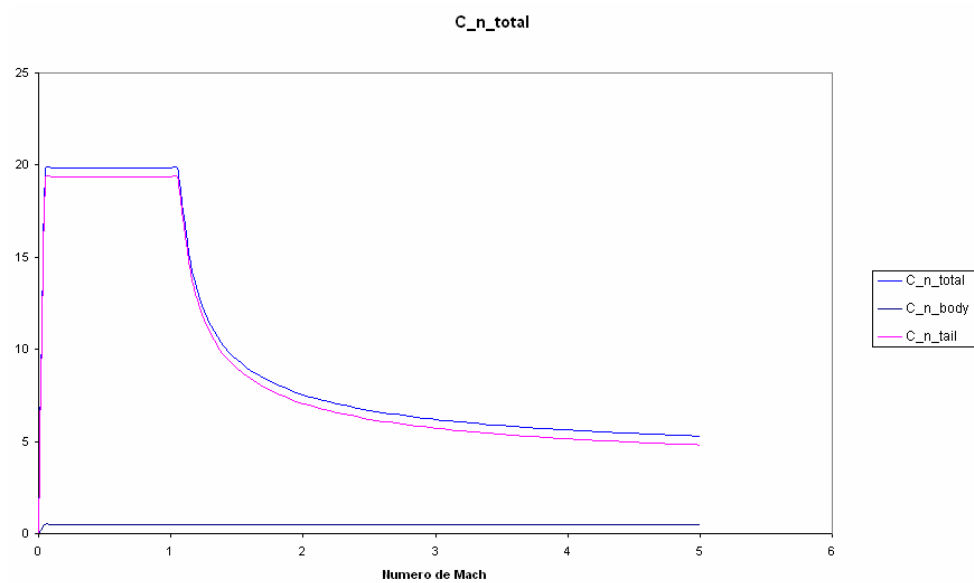
Grafica 4. Coeficiente de fuerza normal del cuerpo con respecto al ángulo de ataque.



Fuente: Autor

### 6.7.5.1.3 Fuerza normal total.

Grafica 5. Coeficiente de fuerza normal total con respecto al número de Mach.



Fuente: Autor

## 7. CONCLUSIONES

- Se comprobó que la aplicación de la metodología reúne los principales ítems necesarios para el análisis aerodinámico del cohete, que sirven como soporte en el diseño preliminar.
- Se diseñó un procedimiento matemático desarrollado a través de un software para desarrollar las ecuaciones que satisfacen las necesidades propias del cohete.
- Las características y los cálculos aerodinámicos del cohete son obtenidos metódicamente y explicados de una forma clara.
- Al diseñar y desarrollar un algoritmo, existe un procedimiento rígido que es necesario seguir meticulosamente, debido a esto se obtuvieron durante el proceso variables tanto de entrada como de salida para el óptimo desempeño del programa, estas variables fueron definidas y desarrolladas durante la investigación y el desarrollo del mismo para facilitar el ingreso de datos y el análisis de las ecuaciones.
- Se analizaron los parámetros necesarios para realizar la comparación de las variables para establecer el desempeño aerodinámico del cohete.
- Al fijar un orden para los cálculos, es más sencillo comprender que parámetros influyen en cada uno de los coeficientes y en las características de la aerodinámica del cohete.

- Al realizar el desarrollo de programa como un conjunto de ítems, se facilitó el proceso de análisis, además de contar con una reducción de tiempo debido a que los procesos involucrados en la metodología se hacen automáticamente.
- Se diseñó el algoritmo para el programa computacional que reúne las condiciones necesarias para desarrollar el modelo, de fácil entendimiento para que el usuario que tenga ideas básicas del desarrollo pueda ejecutarlo.
- Se demostró mediante un ejemplo la utilidad y buen desempeño del paquete, además de la capacidad de trabajar en módulos, permitiendo encontrar fácilmente los puntos de diseño defectuosos del cohete.
- El programa computacional es una útil herramienta de carácter académico que da al usuario la opción de analizar las gráficas de coeficientes con relación al número de mach y al ángulo de ataque, dándole la posibilidad de hacer comparaciones entre varias configuraciones y así poder determinar cuáles son los rangos de operación donde el rendimiento del cohete es óptimo.

## RECOMENDACIONES

El programa fue creado para analizar la aerodinámica de cohetes convencionales (cuerpo, cola, ala opcional, canards opcionales), y observar el comportamiento de diversos factores aerodinámicos que afectan el cohete, se espera que el proyecto sirva como plataforma de inicio para profundizar mas en el estudio de cohetes tal como lo es la estabilidad y control, y el desarrollo de prototipos para la reducción del error presentado por las teorías actuales. También se puede sugerir que se incluya un módulo de modelos virtuales a partir de la geometría ingresada en el programa, para su análisis en programas de simulación CFD (Computational Fluids Dynamics).

## BIBLIOGRAFÍA

- ANDERSON JOHN D JR., Introduction to Flight, McGraw-Hill, cuarta edición, 2000.
- FLEEMAN EUGENE L, Chief Engineer, Missile Systems Georgia Institute of Technology, TDM presentation.
- FLEEMAN EUGENE L, Chief Engineer, Missile Systems Georgia Institute of Technology, Tactical Missile Design, 2001 Estados Unidos.
- ICONTEC, Tesis y otros trabajos de grado: compendio, normas técnicas sobre documentación, Quinta Actualización, Instituto Colombiano de Normas Técnicas, 2002, Bogota.
- Mason, L.A., Devan, L. y Moore, F.G., Aerodynamic Design Manual for Tactical Weapons, NSWC TR 81-156, Julio 1981
- MENDENHALL MICHAEL R. Tactical missile aerodynamics: prediction methodology, 1992.
- ROSKAM JAN, Airplane Design, Part I: Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls, Design Analysis and Research Corporation, 2001, Lawrence.
- [www.aawashington.edu/faculty/eberhardt/AVIONES.PDF](http://www.aawashington.edu/faculty/eberhardt/AVIONES.PDF), University of Washington, Noviembre 2005

- [www.ceeo.tufts.edu/ldaps/htdocs/Spanish/Physics/drag.html](http://www.ceeo.tufts.edu/ldaps/htdocs/Spanish/Physics/drag.html), conceptos físicos, agosto 2004
- [www.cfdrc.com/bizareas/aerospace](http://www.cfdrc.com/bizareas/aerospace), CFD Research Corporation (CFDRC), diciembre 2005.
- [www.eurofighter-typhoon.co.uk/common/AA/bvraam.html](http://www.eurofighter-typhoon.co.uk/common/AA/bvraam.html), MBDA Meteor – BVRAAM, Noviembre 2005
- [www.sierrafoxhobbies.com/estes\\_pictures/python4.jpg](http://www.sierrafoxhobbies.com/estes_pictures/python4.jpg), Septiembre 2005
- [www.visuallee.com/weblog/images/july\\_4\\_2003\\_nasm\\_1.jpg](http://www.visuallee.com/weblog/images/july_4_2003_nasm_1.jpg), Diciembre 2005



## ANEXOS

1. TABLA DE ATMÓSFERA ESTÁNDAR, SISTEMA INTERNACIONAL. (ISA)
2. TABLA DE ATMÓSFERA ESTÁNDAR, SISTEMA INGLES. (BSA)

1. TABLA DE ATMÓSFERA ESTÁNDAR, SISTEMA INTERNACIONAL. (ISA)

Altitud	Temperatura	Presion	Densidad
hG, m	K	N/m <sup>2</sup>	kg/m <sup>3</sup>
0	288,16	101320	1,225
100	287,51	100130	1,2133
200	286,86	98945	1,2071
300	286,21	97773	1,1901
400	285,56	96611	1,1787
500	284,91	95461	1,1673
600	284,26	94322	1,156
700	283,61	93194	1,1448
800	282,96	92077	1,1337
900	282,31	90971	1,1226
1000	281,66	89876	1,1117
1100	281,01	88792	1,1008
1200	280,36	87718	1,09
1300	279,71	86655	1,0793
1400	279,06	85602	1,0687
1500	278,41	84560	1,0581
1600	277,76	83527	1,0476
1700	277,11	82506	1,0373
1800	275,81	81494,8	1,0269
1900	275,81	80493	1,0167
2000	275,16	79501	1,0066
2100	274,51	78520	0,99649
2200	273,86	77548	0,98649
2300	273,22	76586	0,97657
2400	272,57	75634	0,96673
2500	271,92	74692	0,95696
2600	271,27	73759	0,94727
2700	270,62	72835	0,93765
2800	269,97	71921	0,92811
2900	269,32	71016	0,91865
3000	268,67	70121	0,90926
3100	268,02	69235	0,89994
3200	267,37	68357	0,8907
3300	266,72	67489	0,88153
3400	266,07	66630	0,87243
3500	265,42	65780	0,86341
3600	264,77	64939	0,85445
3700	264,12	64106	0,84557
3800	263,47	63282	0,83676
3900	262,83	62467	0,82802
4000	262,18	61660	0,81935

4100	261,53	60862	0,81075
4200	260,88	60072	0,80222
4300	260,23	59290	0,79376
4400	259,58	58517	0,78536
4500	258,93	57752	0,77704
4600	258,28	56995	0,76878
4700	257,63	56247	0,76059
4800	256,98	55506	0,75247
4900	256,33	54773	0,74442
5000	255,69	54048	0,73643
5100	255,04	53331	0,72851
5200	254,39	52621	0,72065
5400	253,09	51226	0,70513
5500	252,44	50539	0,69747
5600	251,79	49860	0,68987
5700	251,14	49188	0,68234
5800	250,49	48524	0,67486
5900	249,85	47867	0,66746
6000	249,20	47217	0,66011
6100	248,55	46575	0,65283
6200	247,90	45939	0,64561
6300	247,25	45311	0,63846
6400	246,60	44690	0,63135
6500	245,95	44075	0,62431
6600	245,30	43468	0,61733
6700	244,66	42867	0,61041
6800	244,01	42273	0,60356
6900	243,36	41686	0,59676
7000	242,71	41105	0,59002
7100	242,06	40531	0,58334
7200	241,41	39963	0,57671
7300	240,76	39402	0,57015
7400	240,12	38848	0,56364
7500	239,47	38299	0,55719
7600	238,82	37757	0,5508
7700	238,17	37222	0,54446
7800	237,52	36692	0,53818
7900	236,87	36169	0,53195
8000	236,23	35651	0,52578
8100	235,58	35140	0,51967
8200	234,93	34635	0,5136
8300	234,28	34135	0,5076
8400	233,63	33642	0,49575
8500	232,98	33154	0,48991
8600	232,34	32672	0,48412
8700	231,69	32196	0,47838

8800	231,04	31725	0,47269
8900	230,39	31260	0,47269
9000	229,74	30800	0,46706
9100	229,09	30346	0,46148
9200	228,45	29898	0,45595
9300	227,80	29455	0,45047
9400	227,15	29017	0,44504
9500	226,50	28584	0,43966
9600	225,85	28157	0,43433
9700	225,21	27735	0,42905
9800	224,56	27318	0,42382
9900	223,91	26906	0,41864
10000	223,26	26500	0,41351
10100	222,61	26098	0,40842
10200	221,97	25701	0,40339
10300	221,32	25309	0,3984
10400	220,67	24922	0,39346
10500	220,02	24540	0,38857
10600	219,37	24163	0,38372
10700	218,73	23790	0,37892
10800	218,08	23422	0,37417
10900	217,43	23059	0,36946
11000	216,78	22700	0,3648
11100	216,66	22346	0,35932
11200	216,66	21997	0,35371
11300	216,66	21654	0,3482
11400	216,66	21317	0,34277
11500	216,66	20985	0,33743
11600	216,66	20657	0,33217
11700	216,66	20335	0,32699
11800	216,66	20018	0,32189
11900	216,66	19706	0,31687
12000	216,66	19399	0,31194
12100	216,66	19097	0,30707
12200	216,66	18799	0,30229
12300	216,66	18506	0,29758
12400	216,66	18218	0,29294
12500	216,66	17934	0,28837
12600	216,66	17654	0,28388
12700	216,66	17379	0,27945
12800	216,66	17108	0,2751
12900	216,66	16842	0,27081
13000	216,66	16579	0,26659
13100	216,66	16321	0,26244
13200	216,66	16067	0,25835
13300	216,66	15816	0,25433

13400	216,66	15570	0,25036
13500	216,66	15327	0,24646
13600	216,66	15089	0,24262
13700	216,66	14854	0,23884
13800	216,66	14622	0,23512
13900	216,66	14394	0,23146
14000	216,66	14170	0,22785
14100	216,66	13950	0,2243
14200	216,66	13732	0,22081
14300	216,66	13518	0,21737
14400	216,66	13308	0,21399
14500	216,66	13101	0,21065
14600	216,66	12896	0,20737
14700	216,66	12696	0,20414
14800	216,66	12498	0,20096
14900	216,66	12303	0,19783
15000	216,66	12112	0,19475
15100	216,66	11923	0,19172
15200	216,66	11737	0,18874
15300	216,66	11555	0,1858
15400	216,66	11375	0,1829
15500	216,66	11198	0,18006
15600	216,66	11023	0,17725
15700	216,66	10852	0,17449
15800	216,66	10683	0,17178
15900	216,66	10516	0,1691
16000	216,66	10353	0,16647
16100	216,66	10192	0,16388
16200	216,66	10033	0,16133
16300	216,66	9876,7	0,15882
16400	216,66	9723	0,15634
16500	216,66	9571,7	0,15391
16600	216,66	9422,7	0,15151
16700	216,66	9276	0,14916
16800	216,66	9131,7	0,14683
16900	216,66	8989,5	0,14455
17000	216,66	8849,6	0,1423
17100	216,66	8711,9	0,14009
17200	216,66	8576,3	0,13791
17300	216,66	8442,9	0,13576
17400	216,66	8311,5	0,13365
17500	216,66	8182,2	0,13157
17600	216,66	8054,9	0,12952
17700	216,66	7929,5	0,12751
17800	216,66	7806,2	0,12552
17900	216,66	7684,7	0,12357

18000	216,66	7565,2	0,12165
18100	216,66	7447,5	0,11975
18200	216,66	7331,6	0,11789
18300	216,66	7217,5	0,11606
18400	216,66	7105,3	0,11425
18500	216,66	6994,7	0,11247
18600	216,66	6885,9	0,11072
18700	216,66	6778,8	0,109
18800	216,66	6673,4	0,10731
18900	216,66	6569,6	0,10564
19000	216,66	6467,4	0,10399
19100	216,66	6366,8	0,10238
19200	216,66	6267,8	0,10079
19300	216,66	6170,3	0,099218
19400	216,66	6074,4	0,097675
19500	216,66	5979,9	0,096156
19600	216,66	5886,9	0,094661
19700	216,66	5795,4	0,093189
19800	216,66	5705,3	0,09174
19900	216,66	5616,6	0,090313
20000	216,66	5529,3	0,088909
20200	216,66	5358,7	0,086166
20400	216,66	5193,3	0,083508
20600	216,66	5033,1	0,080931
20800	216,66	4877,9	0,078435
21000	216,66	4727,4	0,076015
21200	216,66	4581,6	0,073671
21400	216,66	4440,3	0,071399
21600	216,66	4303,4	0,069197
21800	216,66	4170,6	0,067063
22000	216,66	4042	0,0649952
22200	216,66	3917,4	0,062991
22400	216,66	3796,6	0,061049
22600	216,66	3679,6	0,059167
22800	216,66	3566,1	0,057343
23000	216,66	3456,2	0,055575
23200	216,66	3349,7	0,053862
23400	216,66	3246,4	0,052202
23600	216,66	3146,4	0,050593
23800	216,66	3049,4	0,049034
24000	216,66	2955,4	0,0475222
24200	216,66	2864,4	0,046058
24400	216,66	2776,1	0,044639
24600	216,66	2690,6	0,043263
24800	216,66	2607,7	0,041931
25000	216,66	2527,3	0,040639

25200	216,96	2449,5	0,039333
25400	217,56	2374,2	0,03802
25600	218,15	2301,5	0,036755
25800	218,75	2231,2	0,035535
26000	219,34	2163,2	0,034359
26200	219,94	2097,5	0,033225
26400	220,53	2033,9	0,032131
26600	221,13	1972,5	0,031076
26800	221,72	1913	0,030059
27000	222,32	1855,5	0,029077
27200	222,91	1799,9	0,02813
27400	223,51	1746,1	0,027217
27600	224,10	1694	0,026335
27800	224,70	1643,7	0,025484
28000	225,29	1594,9	0,024663
28200	225,89	1547,7	0,023871
28400	226,48	1502,1	0,023106
28600	227,08	1457,9	0,022367
28800	227,67	1415,1	0,021654
29000	228,26	1373,7	0,020966
29200	228,86	1333,6	0,020301
29400	229,45	1294,8	0,019659
29600	230,05	1257,2	0,019039
29800	230,64	1220,8	0,01844
30000	231,24	1185,5	0,017861
30200	231,83	1151,4	0,017302
30400	232,43	1118,3	0,016762
30600	233,02	1086,2	0,01624
30800	233,61	1055,2	0,015735
31000	234,21	1025,1	0,015278
31200	234,80	995,92	0,014777
31400	235,40	967,66	0,014321
31600	235,99	940,28	0,013881
31800	236,59	913,74	0,013455
32000	237,18	888,02	0,013044
32200	237,77	863,08	0,012646
32400	238,78	838,9	0,012261
32600	238,96	815,46	0,011889
32800	239,55	792,73	0,011529
33000	240,15	770,69	0,01118
33200	240,74	749,32	0,010844
33400	214,34	728,59	0,010518
33600	241,93	708,49	0,010202
33800	242,52	688,98	0,0098972
34000	243,12	670,07	0,009602
34200	243,71	651,71	0,0093162

34400	244,30	633,91	0,0090396
34600	244,90	616,63	0,008772
34800	245,49	599,86	0,0085128
35000	246,09	583,59	0,008262
35200	246,68	567,8	0,0080191
35400	247,27	552,48	0,0077839
35600	247,87	537,6	0,0075562
35800	248,46	523,16	0,0073357
36000	249,05	509,14	0,00712213
36200	249,65	495,53	0,0069152
36400	250,24	482,32	0,0067149
36600	250,83	469,49	0,0065208
36800	251,42	457,03	0,0063328
37000	252,02	444,93	0,0061506
37200	252,61	433,18	0,0059741
37400	253,20	421,76	0,005803
37600	253,80	410,67	0,0056373
37800	254,39	399,9	0,0054767
38000	254,98	389,44	0,005321
38200	255,58	379,28	0,0051701
38400	256,17	369,4	0,0050238
38600	256,76	359,8	0,004882
38800	257,35	350,48	0,0047445
39000	257,95	341,41	0,0046112
39200	258,54	332,61	0,0044819
39400	259,13	324,05	0,0043566
39600	259,72	315,72	0,004235
39800	260,32	307,64	0,0041171
40000	260,91	299,77	0,0040028
40200	261,50	292,13	0,0038919
40400	262,09	284,7	0,0037843
40600	262,69	277,47	0,0036799
40800	263,28	270,44	0,0035786
41000	263,87	263,61	0,0034804
41200	264,46	256,96	0,003385
41400	265,06	250,5	0,0032925
41600	265,65	244,21	0,0032027
41800	266,24	238,1	0,0031156
42000	266,83	232,15	0,003031
42400	267,43	226,36	0,0029489
42400	268,02	220,73	0,0028692
42600	268,61	215,25	0,0027918
42800	269,20	209,92	0,0027167
43000	269,79	204,74	0,0026438
43200	270,39	199,69	0,002573
43400	270,98	194,78	0,0025042



43600	271,57	190	0,0024374
43800	272,16	185,35	0,0023726
44000	272,75	180,82	0,0023096
44200	273,34	176,41	0,0022484
44400	273,94	172,12	0,0021889
44600	274,53	167,94	0,0021312
44800	275,12	163,87	0,0020751
45000	275,71	159,91	0,0020206
45200	276,30	156,06	0,0019677
45400	276,89	152,3	0,0019162
45600	277,49	148,65	0,0018662
45800	278,08	145,08	0,0018177
46000	278,67	141,62	0,0017704
46200	279,26	138,24	0,0017246
46400	279,85	134,95	0,0016799
46600	280,44	131,74	0,0016366
46800	281,03	128,62	0,0015944
47000	281,63	125,58	0,0015535
47200	282,22	122,61	0,0015136
47400	282,66	119,73	0,0014757
47600	282,66	116,91	0,0014409
47800	282,66	114,16	0,001407
48000	282,66	111,47	0,0013739
48200	282,66	108,85	0,0013416
48400	282,66	106,29	0,00131
48600	282,66	103,79	0,0012792
48800	282,66	101,35	0,0012491
49000	282,66	98,961	0,0012197
49200	282,66	96,633	0,001191
49400	282,66	94,36	0,001163
49600	282,66	92,141	0,0011357
49800	282,66	89,974	0,0011089
50000	282,66	87,858	0,0010829
50500	282,66	82,783	0,0010203
51000	282,66	78,003	0,0009614
51500	282,66	73,499	0,00090589
52000	282,66	69,256	0,0008536
52500	282,66	65,259	0,00080433
53000	282,66	61,493	0,00075791
53500	282,42	57,944	0,00071478
54000	280,21	54,586	0,00067867
54500	277,99	51,398	0,00064412
55000	275,78	48,373	0,00061108
55500	273,57	45,505	0,00057949
56000	271,36	42,786	0,00054931
56500	269,15	40,21	0,00052047

57000	266,94	37,77	0,00049293
57500	264,73	35,459	0,00046664
58000	262,52	33,273	0,00044156
58500	260,31	31,205	0,00041763
59000	258,10	29,25	0,00039482
59500	255,89	27,403	0,00037307

2. TABLA DE ATMÓSFERA ESTÁNDAR, SISTEMA INGLES. (BSA)

<b>Altitud</b>	<b>Temperatura</b>	<b>Presión</b>	<b>Densidad</b>
<b>hG, ft</b>	<b>R</b>	<b>lb/ft2</b>	<b>slugs/ft3</b>
0	518,69	2116,2	0,0023769000
500	516,90	2078,3	0,0023423000
1000	515,12	2040,9	0,0023081000
1500	513,34	2004	0,0022743000
2000	511,56	1967,7	0,0022409000
2500	509,77	1931,9	0,0022079000
3000	507,99	1896,7	0,0021752000
3500	506,21	1861,9	0,0021429000
4000	504,43	1827,7	0,0021100000
4500	502,64	1794,1	0,0020794000
5000	500,86	1760,9	0,0020482000
5500	499,08	1728,2	0,0020174000
6000	497,30	1696	0,0019869000
6500	495,52	1664,3	0,0019567000
7000	493,73	1633,1	0,0019270000
7500	491,95	1602,3	0,0018975000
8000	490,17	1572,1	0,0018685000
8500	488,39	1542,3	0,0018397000
9000	486,61	1512,9	0,0018113000
9500	484,82	1484	0,0017833000
10000	483,04	1455,6	0,0017556000
10500	481,26	1427,6	0,0017282000
11000	479,48	1400	0,0017011000
11500	477,70	1372,9	0,0016744000
12000	475,92	1346,2	0,0016480000
12500	474,14	1320	0,0016219000
13000	472,36	1294,1	0,0015961000
13500	470,58	1268,7	0,0015707000
14000	468,80	1243,6	0,0015455000
14500	467,01	1219	0,0015207000
15000	465,23	1194,8	0,0014962000
15500	463,45	1170,9	0,0014719000
16000	461,67	1147,5	0,0014480000
16500	459,89	1124,4	0,0014244000
17000	458,11	1101,7	0,0014011000
17500	456,33	1079,4	0,0013781000
18000	454,55	1057,5	0,0013553000
18500	452,77	1035,9	0,0013329000

19000	450,99	1014,7	0,0013107000
19500	449,21	993,79	0,0012889000
20000	447,43	973,27	0,0012673000
20500	445,65	953,09	0,0012459000
21000	443,87	933,26	0,0012249000
21500	442,09	913,76	0,0012041000
22000	440,32	894,59	0,0011836000
22500	438,54	875,76	0,0011634000
23000	436,76	857,24	0,0011435000
23500	434,98	839,05	0,0011238000
24000	433,20	821,16	0,0011043000
24500	431,42	803,59	0,0010852000
25000	429,64	786,33	0,0010663000
25500	427,86	769,37	0,0010476000
26000	426,08	752,71	0,0010292000
26500	424,30	736,34	0,0010110000
27000	422,53	720,26	0,0009931100
27500	420,75	704,47	0,0009754400
28000	418,97	688,96	0,0009580100
28500	417,19	673,73	0,0009408200
29000	415,41	658,77	0,0009238700
29500	413,63	644,08	0,0009071600
30000	411,86	629,66	0,0008906800
30500	410,08	615,51	0,0008744300
31000	408,30	601,61	0,0008584100
31500	406,52	587,97	0,0008426100
32000	404,75	574,58	0,0008270400
32500	402,97	561,44	0,0008116900
33000	401,19	548,54	0,0007965600
33500	399,41	535,89	0,0007816500
34000	397,64	523,47	0,0007669600
34500	395,86	511,29	0,0007524700
35000	394,08	499,34	0,0007382000
35500	392,30	487,62	0,0007241300
36000	390,53	476,12	0,0007102800
36500	389,99	464,86	0,0006944300
37000	389,99	453,86	0,0006780000
37500	389,99	443,12	0,0006619600
38000	389,99	432,63	0,0006462900
38500	389,99	422,4	0,0006310000
39000	389,99	412,41	0,0006160800
39500	389,99	402,65	0,0006015000
40000	389,99	393,12	0,0005872700
40500	389,99	383,82	0,0005733800
41000	389,99	374,75	0,0005598200
41500	389,99	365,88	0,0005465800

42000	389,99	357,23	0,0005336500
42500	389,99	348,78	0,0005210300
43000	389,99	340,53	0,0005087100
43500	389,99	332,48	0,0004966800
44000	389,99	324,62	0,0004849300
44500	389,99	316,94	0,0004734600
45000	389,99	309,45	0,0004622700
45500	389,99	302,13	0,0004513400
46000	389,99	294,99	0,0004406700
46500	389,99	288,01	0,0004302500
47000	389,99	281,2	0,0004200800
47500	389,99	274,56	0,0004101500
48000	389,99	268,07	0,0004004500
48500	389,99	221,73	0,0003909900
49000	389,99	255,54	0,0003817500
49500	389,99	249,5	0,0003727200
50000	389,99	243,61	0,0003639100
50500	389,99	237,85	0,0003553100
51000	389,99	232,23	0,0003469200
51500	389,99	226,74	0,0003387200
52000	389,99	221,38	0,0003307200
52500	389,99	216,15	0,0003229000
53000	389,99	211,05	0,0003152700
53500	389,99	206,06	0,0003078200
54000	389,99	201,19	0,0003005500
54500	389,99	196,44	0,0002934500
55000	389,99	191,8	0,0002865200
55500	389,99	187,27	0,0002797500
56000	389,99	182,84	0,0002731400
56500	389,99	178,53	0,0002666900
57000	389,99	174,31	0,0002603900
57500	389,99	170,19	0,0002542400
58000	389,99	166,17	0,0002482400
58500	389,99	162,25	0,0002423800
59000	389,99	158,42	0,0002366500
59500	389,99	154,68	0,0002310700
60000	389,99	151,03	0,0002256100
60500	389,99	147,46	0,0002202800
61000	389,99	143,98	0,0002150800
61500	389,99	140,58	0,0002100100
62000	389,99	137,26	0,0002050500
62500	389,99	134,02	0,0002002100
63000	389,99	130,86	0,0001954800
63500	389,99	127,77	0,0001908700
64000	389,99	124,75	0,0001863600
64500	389,99	121,81	0,0001819600

65000	389,99	118,93	0,0001776700
65500	389,99	116,13	0,0001734800
66000	389,99	113,39	0,0001693800
66500	389,99	110,71	0,0001653900
67000	389,99	108,1	0,0001614800
67500	389,99	105,55	0,0001576700
68000	389,99	103,06	0,0001539500
68500	389,99	100,63	0,0001503200
69000	389,99	98,253	0,0001467800
69500	389,99	95,935	0,0001433100
70000	389,99	93,672	0,0001399300
70500	389,99	91,462	0,0001366300
71000	389,99	89,305	0,0001334100
71500	389,99	87,199	0,0001302600
72000	389,99	85,142	0,0001271900
72500	389,99	83,134	0,0001241900
73000	389,99	81,174	0,0001212600
73500	389,99	79,259	0,0001184000
74000	389,99	77,39	0,0001156100
74500	389,99	75,566	0,0001128800
75000	389,99	73,784	0,0001102200
75500	389,99	72,044	0,0001076200
76000	389,99	70,346	0,0001050900
76500	389,99	68,687	0,0001026100
77000	389,99	67,068	0,0001001900
77500	389,99	65,487	0,0000978290
78000	389,99	63,944	0,0000955230
78500	389,99	62,437	0,0000932710
79000	389,99	60,965	0,0000910730
79500	389,99	59,528	0,0000889270
80000	389,99	58,125	0,0000868310
80500	389,99	56,755	0,0000847850
81000	389,99	55,418	0,0000827870
81500	389,99	54,112	0,0000808360
82000	389,99	52,837	0,0000789310
82500	390,24	51,592	0,0000770220
83000	391,06	50,979	0,0000750530
83500	391,87	49,196	0,0000731390
84000	392,69	48,044	0,0000712770
84500	393,51	46,921	0,0000694670
85000	394,32	45,827	0,0000677060
85500	395,14	44,76	0,0000659940
86000	395,96	43,721	0,0000643280
86500	396,77	42,707	0,0000627080
87000	397,59	41,719	0,0000611320
87500	398,40	40,757	0,0000595980

88000	399,22	39,818	0,0000581060
88500	400,04	38,902	0,0000566550
89000	400,85	38,01	0,0000552430
89500	401,67	37,14	0,0000538680
90000	402,48	36,292	0,0000525310
90500	403,30	35,464	0,0000512300
91000	404,12	34,657	0,0000499630
91500	404,93	33,87	0,0000487300
92000	405,75	33,103	0,0000475300
92500	406,56	32,354	0,0000463620
93000	407,38	31,624	0,0000452500
93500	408,19	30,912	0,0000441180
94000	409,01	30,217	0,0000430410
94500	409,83	29,539	0,0000419920
95000	410,64	28,878	0,0000409700
95500	411,46	28,233	0,0000399760
96000	412,27	27,604	0,0000390070
96500	413,09	26,989	0,0000380640
97000	413,90	26,39	0,0000371450
97500	414,72	25,805	0,0000362510
98000	415,53	25,234	0,0000353790
98500	416,35	24,677	0,0000345300
99000	417,16	24,134	0,0000337040
99500	417,98	23,603	0,0000328980
100000	418,79	23,085	0,0000321140
100500	419,61	22,58	0,0000313500
101000	420,42	22,086	0,0000306050
101500	421,24	21,604	0,0000298790
102000	422,05	21,134	0,0000291720
102500	422,87	20,675	0,0000284840
103000	423,68	20,226	0,0000278120
103500	424,50	19,789	0,0000271580
104000	425,31	19,361	0,0000265200
104500	426,13	18,944	0,0000258990
105000	426,94	18,536	0,0000252930
106000	428,57	17,749	0,0000241280
107000	430,20	16,999	0,0000230500
108000	431,83	16,282	0,0000219670
109000	433,46	15,599	0,0000209660
110000	435,09	14,947	0,0000200140
111000	436,72	14,324	0,0000191090
112000	438,35	13,73	0,0000182470
113000	439,97	13,162	0,0000174280
114000	441,60	12,62	0,0000166490
115000	443,23	12,102	0,0000159070
116000	444,86	11,607	0,0000152010

117000	446,49	11,134	0,0000145280
118000	448,11	10,682	0,0000138880
119000	449,74	10,25	0,0000132780
120000	451,37	9,8372	0,0000126970
121000	453,00	9,4422	0,0000121430
122000	454,62	9,0645	0,0000116160
123000	456,25	8,7032	0,0000111130
124000	457,88	8,3575	0,0000106340
125000	459,50	8,0267	0,0000101770
126000	461,13	7,7102	0,0000097410
127000	462,75	7,4072	0,0000093253
128000	464,38	7,1172	0,0000089288
129000	466,01	6,8395	0,0000085505
130000	467,63	6,5735	0,0000081894
131000	469,26	6,3188	0,0000078449
132000	470,88	6,0748	0,0000075159
133000	472,51	5,8411	0,0000072019
134000	474,13	5,6171	0,0000069020
135000	475,76	5,4025	0,0000066156
136000	477,38	5,1967	0,0000063420
137000	479,01	4,9995	0,0000060806
138000	480,63	4,8104	0,0000058309
139000	482,26	4,6291	0,0000055922
140000	483,88	4,4552	0,0000053640
141000	485,50	4,2884	0,0000051460
142000	487,13	4,1284	0,0000049374
143000	488,75	3,9749	0,0000047380
144000	490,38	3,8276	0,0000045473
145000	492,00	3,6862	0,0000043649
146000	493,62	3,5505	0,0000041904
147000	495,24	3,4202	0,0000040234
148000	496,87	3,2951	0,0000038636
149000	498,49	3,175	0,0000037106
150000	500,11	3,0597	0,0000035642
151000	501,74	2,9489	0,0000034241
152000	503,36	2,8424	0,0000032898
153000	504,98	2,7402	0,0000031613
154000	506,60	2,6419	0,0000030382
155000	508,22	2,5475	0,0000029202
156000	508,79	2,4566	0,0000028130
157000	508,79	2,3691	0,0000027127
158000	508,79	2,2846	0,0000026160
159000	508,79	2,2032	0,0000025228
160000	508,79	2,1247	0,0000024329
161000	508,79	2,049	0,0000023462



