

## OPTIMIZACIÓN AERODINÁMICA DEL COHETE SLAM PAMPERO CON LA APLICACIÓN DE MÉTODOS NUMÉRICOS DE CÁLCULO

Pablo J. Vilar<sup>a</sup>, Elvio Heidenreich<sup>a</sup>, Enrique R. Dick<sup>a</sup>

<sup>a</sup>Laboratorio de Simulación y Diseño, Escuela Superior Técnica del Ejército "General Manuel Nicolás Savio", Cabildo 15, C1426AAA Ciudad Autónoma de Buenos Aires, Argentina,  
pablovilar921@hotmail.com, labsimulacionest@gmail.com

**Keywords:** Aerodinámica de cohetes, Missile DATCOM, PAN AIR, CFD.

**Abstract.** Un cohete de artillería tiene como objetivo transportar una ojiva con carga útil a la máxima distancia posible y con la mejor precisión. Para ello cuenta con una estructura, con aletas estabilizadoras, más una ojiva y un motor cohete de combustible sólido que le provee la propulsión necesaria para la misión.

En este trabajo se expone la optimización aerodinámica del cohete de artillería SLAM PAMPERO calibre 105 mm., de características balísticas conocidas, provisto y en servicio activo en el Ejército Argentino desde hace más de 30 años.

Se determinó la variación del coeficiente de resistencia en función del número Mach y con ello se redefinió la trayectoria en forma analítica, para validar los resultados al compararlos con los delimitados en la tabla de tiro de cohete.

Una vez caracterizadas las componentes que provocan una mayor influencia en la resistencia aerodinámica durante el vuelo (ojiva, alojamiento de aletas y parte posterior o culote), se realizó un estudio de optimización sobre cada una de ellas.

Se propusieron distintos perfiles de ojiva y ángulos de chaflán del culote a fin de incrementar el alcance máximo preestablecido. Además, se analizó el flujo en diversas cavidades, de manera de obtener el mejor perfil del rebaje de alojamiento de las aletas estabilizadoras para que disminuya su resistencia aerodinámica.

Para la determinación de los coeficientes aerodinámicos se emplearon distintas metodologías de cálculo. En primer lugar se utilizó el código computacional semiempírico Missile DATCOM, para proseguir las determinaciones con el método numérico de paneles PAN AIR. Finalmente se resolvió la configuración completa del cohete a través de un programa de Mecánica de Fluidos Computacional (CFD) utilizando el método de volúmenes finitos. En todos los casos se contrastaron los valores resultantes con aquellos originales analíticos y teóricos.

Como resultado concluyente, se logró determinar una serie de perfeccionamientos en las antedichas geometrías que justifican su instrumentación para lograr una trayectoria con un alcance superior al del cohete original.

## 1 INTRODUCCIÓN

Recientemente se han “liberado” programas que sólo eran accesibles para sus creadores, tal es el caso del Missile DATCOM (Blake, 1998), creado en el año 1978 por la U.S. Air Force y el PAN AIR (Saaris, 1992) creado por la NASA, en colaboración con Boeing, en el año 1982. Sumado a esto, la posibilidad de acceso a programas comerciales de CFD (Computational Fluid Dynamics) hace que sea de interés explorar dichas herramientas de manera de actualizar las metodologías en el diseño y cálculo aerodinámico de un cohete.

En conclusión, el objeto de este trabajo es el de explorar las características y alcances de cada método aplicado a la optimización aerodinámica de un cohete de artillería. Las características aerodinámicas y balísticas propias del cohete original han sido determinadas utilizando estas mismas metodologías, sin embargo en éste trabajo sólo se tomaran dichos resultados para servir como base para las optimizaciones a plantear.

Se realizará el análisis correspondiente sobre el cohete de artillería perteneciente al Sistema de Lanzacohetes Múltiple (S.L.A.M.) PAMPERO calibre 105 mm., de características balísticas conocidas, y provisto y en servicio activo en el Ejército Argentino desde hace más de 30 años. Al conocer perfectamente los datos experimentales de la balística interior y exterior del cohete se podrán utilizar estos datos para validar todo el procedimiento de cálculo. La balística interior es caracterizada a través de la curva de presión-tiempo obtenida en ensayos en banco de motores cohete. La balística exterior es caracterizada por un documento que releva los alcances obtenidos para cada ángulo de disparo y condiciones atmosféricas, siendo este documento denominado tabla de tiro (Colli, 1981).

A través del proceso de validación de resultados, utilizando la tabla de tiro del cohete, se determinó la trayectoria obtenida ante cada optimización de los distintas partes fundamentales del cohete. De esta manera se determinaron las mejoras a realizar en el cohete para lograr un aumento en el alcance máximo.

## 2 MATERIALES Y MÉTODOS

En esta sección describiremos brevemente el cohete y las partes de interés a analizar, además presentaremos los diferentes métodos de cálculo usados, tales como el programa semiempírico Missile DATCOM, el programa de método de paneles PAN AIR y el programa de volúmenes finitos ANSYS-CFX.

### 2.1 Descripción del cohete

El estudio corresponderá al cohete de artillería S-S calibre 105 mm perteneciente al S.L.A.M. PAMPERO. Dicho cohete cuenta con un motor de combustible sólido con un propulsante del tipo homogéneo que le provee un alcance máximo de aproximadamente 10.500 metros.

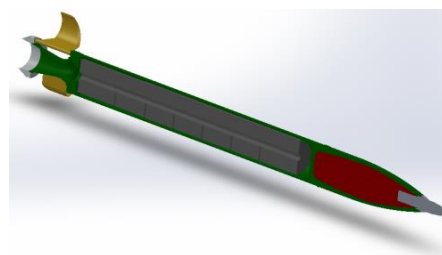


Figura 1: Organización del cohete en corte

Posee una ojiva del tipo tangente que en su interior contiene una carga explosiva de TNT y en su extremo se halla una espoleta mecánica de percusión FM K13. Para su estabilización, el cohete cuenta con aletas desplegables del tipo WAF (Wrap Around Fins).

Cuerpo	Valor	Unidad	Aletas	Valor	Unidad
Longitud ojiva	310,5	mm	Cuerda raíz	116	mm
Radio de ojiva	1000	mm	Cuerda de punta	47	mm
Longitud total	1479	mm	Semi- envergadura	142	mm
Longitud del chaflán de culote	22	mm	Espesor de aletas	2,5	mm
Diámetro de base	74	mm			

Tabla 1: Dimensiones del cohete

Un componente fundamental del cohete son las aletas estabilizadores desplegables. Este tipo de aletas permiten una organización de las mismas sobre un alojamiento circular de manera de poder utilizar el cohete en tubos lanzadores.



Figura 2: Disposición de aletas WAF. Replegadas y desplegadas

Cumplen la función de aletas estabilizadoras de cola al llevar el centro de presión hacia la parte trasera y además, por su forma curva, inducen un rolido que tiene la función de homogeneizar el posible descentraje del centro de gravedad o alineamiento del vector empuje. El momento de rolido inducido por estas aletas tiene la particularidad que cambia de sentido según el régimen de velocidad, girando hacia el lado del centro de la curvatura en el régimen subsónico y en el sentido contrario en el supersónico. El valor del número de Mach en donde el momento de rolido cambia de sentido, se encuentra en las cercanías del régimen sónico. Esto fue demostrado en estudios empíricos a lo largo de numerosos ensayos (Dahlke, 1974). También se puede corroborar el fenómeno al observarse la distribución de presiones en cada régimen de velocidad como muestra la figura 3. En ella se observa que en el régimen subsónico se crea una zona de baja presión en el lado interior de cada aleta produciendo un giro hacia el centro de la curvatura. En cambio en supersónico se crea una zona de alta presión sobre la punta de la cara interna lo que ocasiona el giro hacia el sentido contrario.

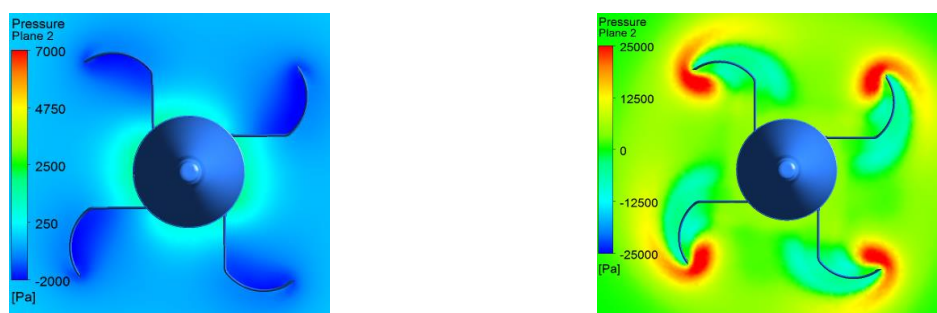


Figura 3. Distribución de presiones en régimen subsónico y supersónico

## 2.2 Conceptos básicos y ecuaciones fundamentales

La determinación de la resistencia al avance, caracterizada a través del coeficiente de resistencia, es uno de los objetos de este trabajo. Dicha resistencia se resume a la siguiente expresión:

$$D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot A_{ref} \cdot C_D \quad (1)$$

Donde  $C_D$  es el coeficiente de resistencia,  $A_{ref}$  el área de referencia,  $V$  la velocidad de vuelo y  $\rho$  la densidad del aire.

El coeficiente de resistencia  $C_D$  está compuesto por diferentes coeficientes referidos a distintos fenómenos y partes del cohete. La resistencia total estará compuesta de dos fuerzas, las que actúan en forma tangencial a la superficie, ocasionadas por los efectos de la viscosidad, y las que actúan en forma normal, provocadas por la distribución de presiones.

$$C_{D\text{ Total}} = C_{D\text{ Fricción}} + C_{D\text{ Presión}} \quad (2)$$

Dado que el cohete de artillería a analizar es de corto alcance, para determinar la trayectoria se emplea un modelo de punto masa con dos grados de libertad (2-DOF), donde se considera la fuerza axial, el empuje y el peso aplicados sobre el centro de gravedad.

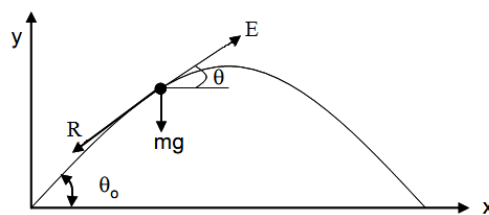


Figura 4: Fuerzas actuantes durante la trayectoria

El cálculo de la trayectoria consiste en resolver el siguiente sistema de ecuaciones diferenciales:

$$\begin{aligned} m\ddot{X} &= -R \cos \vartheta + E \cos \vartheta \\ m\ddot{Y} &= -R \sin \vartheta + E \sin \vartheta - mg \end{aligned} \quad (3)$$

Donde  $\ddot{X}$  e  $\ddot{Y}$  son las aceleraciones horizontal y vertical y los demás parámetros están indicados en la figura 4. Este sistema de ecuaciones surge al plantear las fuerzas actuantes en cada componente del sistema cartesiano, y se asume que la trayectoria se encuentra sobre el plano de tiro, es decir sin considerar la desviación lateral producida durante el vuelo del cohete.

Por otro lado, para determinar el efecto del rolido inducido por las aletas estabilizadoras se introduce al sistema de ecuaciones la siguiente ecuación:

$$\dot{p} = \frac{1}{I_{axial}} \cdot \frac{1}{2} \rho \cdot V^2 \cdot A_{ref} \cdot d_{ref} \left( C_l + \frac{C_{lp} \cdot p \cdot d_{ref}}{2V} \right) \quad (4)$$

Siendo  $d_{ref}$  el diámetro de referencia,  $p$  la velocidad angular,  $I_{axial}$  el momento de inercia axial,  $C_l$  el coeficiente de rolido y  $C_{lp}$  el coeficiente de amortiguación del rolido.

## 2.3 Missile DATCOM

El Missile DATCOM, se asienta en la determinación de los coeficientes aerodinámicos a través de expresiones analíticas programadas y fundamentalmente de valores empíricos

definidos para diversas configuraciones conocidas.

Para introducir la geometría del cohete, éste se divide en partes conocidas: ojiva, cuerpo, culote y alas. Al definirse las medidas y características de cada parte, el programa conforma la configuración total.

## 2.4 Método de paneles

El programa de método de paneles PAN AIR permite determinar la distribución de presiones sobre un cuerpo y en consecuencia sus coeficientes aerodinámicos. Este programa se basa en la teoría potencial sobre flujo no viscoso, a través de la resolución de la ecuación de Prandl-Glauert para el caso de pequeñas variaciones de velocidad.

La solución derivada del PAN AIR es válida para flujos subsónicos y supersónicos, no así para transónico ni tampoco en configuraciones donde sean predominantes los efectos viscosos y las separaciones de la capa límite.

Dado que el código no considera los fenómenos viscosos, para realizar un cálculo preciso de los coeficientes, el cohete modelado en el PAN AIR es realizado en una configuración sin chaflán de culote ni rebaje de alojamiento de aletas. Para introducir la geometría del cohete, se lo hará a través de las coordenadas de cada nodo de los elementos del mallado cuadrangular (paneles) que representan la geometría del cohete.

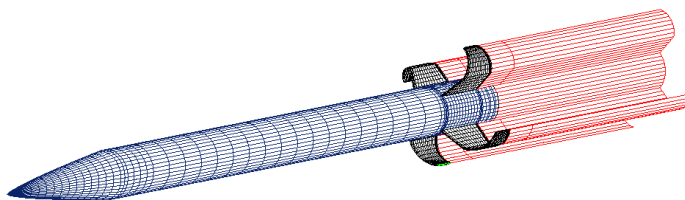


Figura 5: Mallado del cohete para ingresar al PAN AIR

La división de paneles utilizada tiene la forma visualizada debido a que se busca tener paneles de tamaño reducido sobre las partes en donde se encuentra el mayor gradiente de presiones, es decir las superficies más comprometidas. Además, cada aleta como también el culote del cuerpo deberá tener su 'wake', es decir un panel que represente la estela. En total el cohete cuenta con 5044 paneles que dividen su superficie.

## 2.5 Computational Fluid Dynamics (CFD)

El método más común de resolución de las ecuaciones que representan un fluido es el de volúmenes finitos. La región o dominio de interés se divide en pequeñas subregiones llamadas volúmenes de control. Las ecuaciones que resuelve el programa son las de conservación de masa, de energía y las de cantidad de movimiento para un fluido compresible, estas últimas conocidas como ecuaciones de Navier - Stokes.

Para simular el flujo por el método de volúmenes finitos se empleará el software ANSYS-CFX (ANSYS-CFX, 2011).

La configuración a analizar en este caso es la más completa, sin simplificaciones. Para simular el comportamiento del cohete se introdujo un volumen de control cilíndrico con entrada semiesférica de una longitud de 120 calibres y un diámetro de 86 calibres. Se realizó un mallado no estructurado utilizando elementos tetraédricos. Además sobre las cercanías del cohete, se realizó un refinamiento de la malla de manera de captar los efectos de la capa límite. En conclusión se utilizó un mallado aproximadamente 1.600.000 elementos tetraédricos, valor tal que fue determinado al realizar un análisis de sensibilidad de malla para

la configuración más completa. Como modelo de turbulencia se utilizó en todos los casos el Shear Stress Transport (SST) dado que fue el que demostró tener mejores resultados y es recomendado para simulaciones de este tipo (Bardina, 1997).

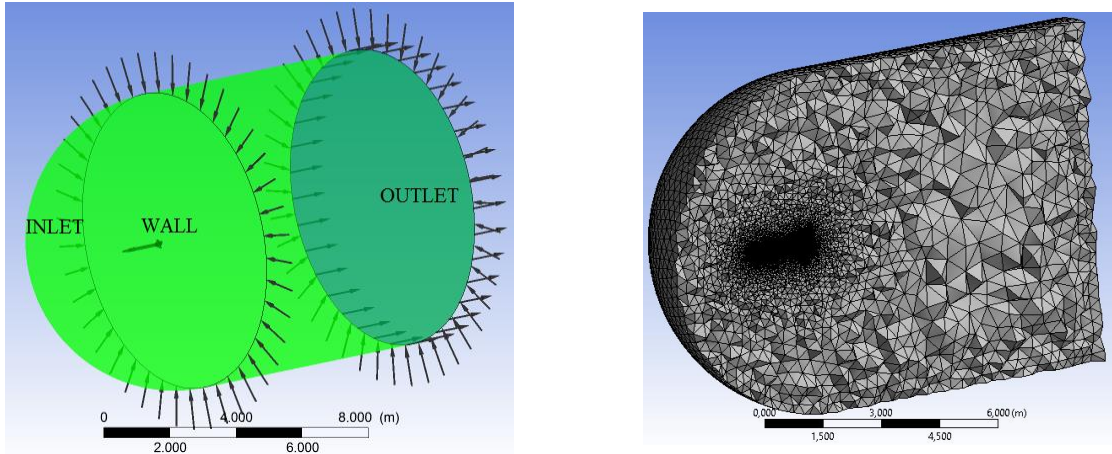


Figura 6: Condiciones de contorno sobre el dominio y mallado del mismo

## 2.6 Valores de trayectoria

En un anterior trabajo (Vilar, 2014) se realizó un análisis de las metodologías empleadas, determinándose que el ANSYS CFX reproducía mejor las características aerodinámicas del cohete en su configuración completa. A través de simulaciones del mismo, se determinaron los coeficientes de resistencia y roldo, para cada número de Mach, que se corresponden con la configuración completa del cohete. Además se pudo determinar el coeficiente de amortiguación del roldo, de esta manera a través de la resolución de la ecuación (4) se determina también la evolución de la velocidad de rotación durante el vuelo. Con estos datos (no mostrados en este trabajo) se determinaron las características balísticas, las cuales resultaron coincidentes con las establecidas en la tabla de tiro del cohete.

Los resultados de la trayectoria de alcance máximo son:

Parámetro	Valor	Unidad
Ángulo de tiro	48	°
Tiempo de caída	51	s
Alcance	10431	m
Flecha	3289	m
Velocidad de caída	239	m/s
Ángulo de caída	-61	°
Mach máximo	1,56	-

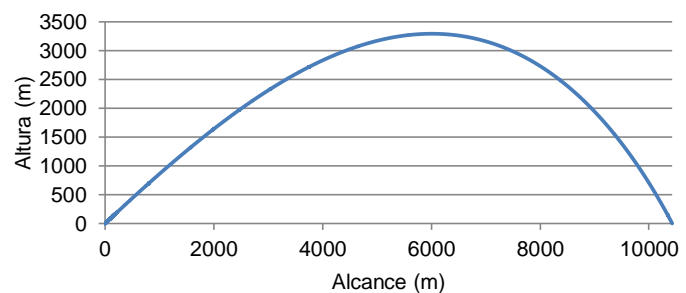


Figura 7: Resultados de la trayectoria

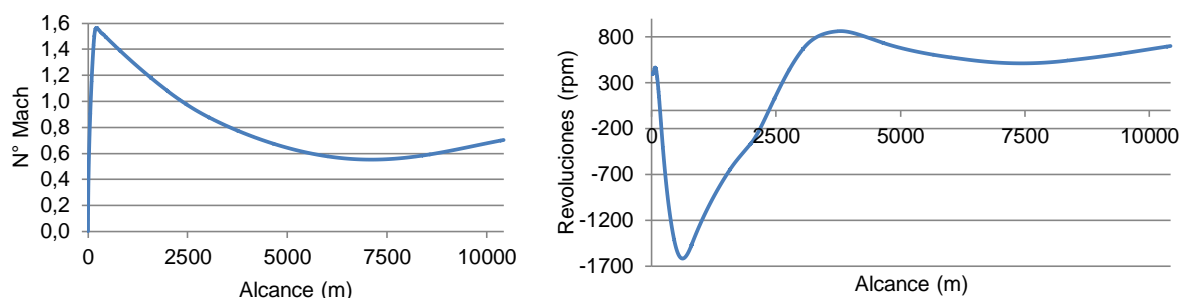


Figura 8: Variación del Número de Mach y revoluciones del cohete en función de la distancia recorrida

## 2.7 Ojiva

La optimización aerodinámica sobre la ojiva de un cohete consistirá principalmente en la reducción de su resistencia al avance. Dicho parámetro está conformado por la contribución de las fuerzas viscosas y por aquellas debidas a la resultante de la distribución de presiones, las que son caracterizadas por el coeficiente de resistencia a la fricción ( $C_{Dfc}$ ) y por el homólogo de la resistencia de presión o de onda sobre la ojiva ( $C_{Doo}$ ).

Para optimizar el perfil de la ojiva, que en el caso del cohete de estudio es una ojiva del tipo tangente, se propondrán distintos perfiles de ojivas conocidos. Para no tener grandes variaciones en la posición del centro de gravedad y del centro de presión, todas las propuestas de perfiles serán con la misma longitud de ojiva que la configuración original. Para determinar las diferencias en la resistencia de cada tipo de perfil se determinará el coeficiente de presión  $C_{Doo}$  el cual será usado como parámetro de comparación. Para determinar dicho coeficiente se emplearán herramientas de cálculo computacional como ser el Missile DATCOM y el PAN AIR.

Dado que en este caso el interés es la optimización solo de la ojiva, la configuración a calcular será la del cohete con su ojiva, con su determinado perfil, y el cuerpo cilíndrico sin chaflán de culote. De esta manera no habrá limitaciones en el uso de los programas, dado que ambos demostraron no obtener resultados fiables al tener ángulo de chaflán elevado.

Para determinar los perfiles de ojiva que logren la menor resistencia aerodinámica, se calcularán las curvas de  $C_D$  vs Mach más optimas y se evaluará la trayectoria lograda, obteniendo así el perfil de ojiva que logre un mayor alcance.

Además se utilizará el ANSYS CFX para determinar la influencia aerodinámica de la espoleta, para lo cual se comparará una configuración con la espoleta y otra con la ojiva terminada en punta.

### 2.7.1 Tipos de ojivas

La ojiva del cohete PAMPERO es del tipo tangente, este tipo de configuración es definida como la rotación de un arco de circunferencia siendo éste tangente al cuerpo del cohete. La ecuación que representa el radio y en todo punto  $x$ , variando de 0 hasta el largo de la ojiva  $L$  corresponde a:

$$y = \sqrt{\rho^2 - (x - L)^2} + (R - \rho) \quad (5)$$

Siendo  $R$  el radio del cohete y  $\rho$  el radio de ojiva determinado por:

$$\rho = \frac{R^2 + L^2}{2R} \quad (6)$$

Las ojivas propuestas en el trabajo son las de la serie de potencia (Power Series) y las de la serie HAACK (Chinn, 1961).

Las primeras están dadas por la rotación de una parábola alrededor del eje y responden la siguiente expresión:

$$y = R \left( \frac{x}{L} \right)^n \quad (7)$$

Correspondiendo:  $n=0,75$   $\frac{3}{4}$  Power

$n=0,5$   $\frac{1}{2}$  Power (Parabola)

La serie HAACK no son ojivas generadas por figuras geométricas, sino que son producto de curvas determinadas para obtener una resistencia al avance mínima. Estas curvas son derivadas de la teoría de cuerpos delgados (slender-body theory) (Nielsen, 1960). Dos tipos de ojivas son características de esta serie: LV-HAACK donde LV significa que la resistencia es mínima para dada una longitud y volumen. LD- HAACK conocida también como ojiva VON KARMAN, donde LD significa que la resistencia es mínima para una dada longitud y diámetro.

La curva que representa dichos perfiles es la siguiente:

$$y = \frac{R \sqrt{\theta - \frac{\sin 2\theta}{2} + C \sin^3 \theta}}{\sqrt{\pi}} \quad (8)$$

Siendo:

$$\theta = \cos^{-1} \left( 1 - \frac{2x}{L} \right)$$

Correspondiendo:  $C=1/3$  LV-HAACK

$C=0$  LD-HAACH (VON KARMAN)

Siendo la representación esquemática de los distintos perfiles de ojivas:

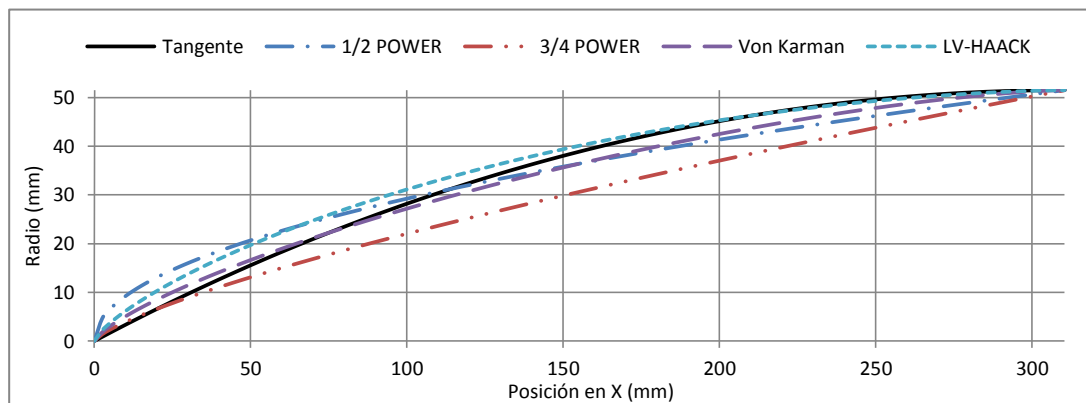


Figura 9: Perfiles de ojiva a analizar

## 2.8 Chaflán de culote

La resistencia al avance generada en la zona del culote de un cohete o misil es un valor de importante caracterización ya que aquella puede corresponder a más del 20% de la resistencia total del cohete.

La resistencia de base es una resistencia del tipo de presión, y su origen se debe a que un cuerpo al atravesar el fluido forma una región de flujo separado en la parte posterior del culote donde la presión es menor a la atmosférica. Por lo tanto, la diferencia de presiones entre la zona posterior al culote y la del flujo libre produce una fuerza que se opone al



movimiento del cuerpo.

Para analizar la influencia del ángulo de chaflán de culote  $\beta$ , se procedió a determinar la resistencia de una configuración simplificada ojiva- cuerpo. De esta manera se eliminan las demás variables para así poder analizar los cambios producidos en la resistencia al variar el ángulo del chaflán de culote. Para ello se realizó el cálculo a través del Missile DATCOM y a través del ANSYS CFX.

## 2.9 Cavity del alojamiento de las aletas estabilizadoras

El flujo compresible a través de cavidades es un tema de estudio ya que produce variaciones en la distribución de presiones y flujos turbulentos sobre la cavidad. Para el análisis se recurre al estudio del flujo en dos dimensiones.

Los tipos de cavidades que se pueden encontrar son tres, y cada uno de ellos produce distintos fenómenos según su régimen de velocidad. Cavidades abiertas cuya relación entre largo y profundidad ( $l/h$ ) del rebaje es menor a 10, cavidades cerradas cuya relación es mayor a 13 y las cavidades de transición cuya relación se encuentra entre 10 y 13.

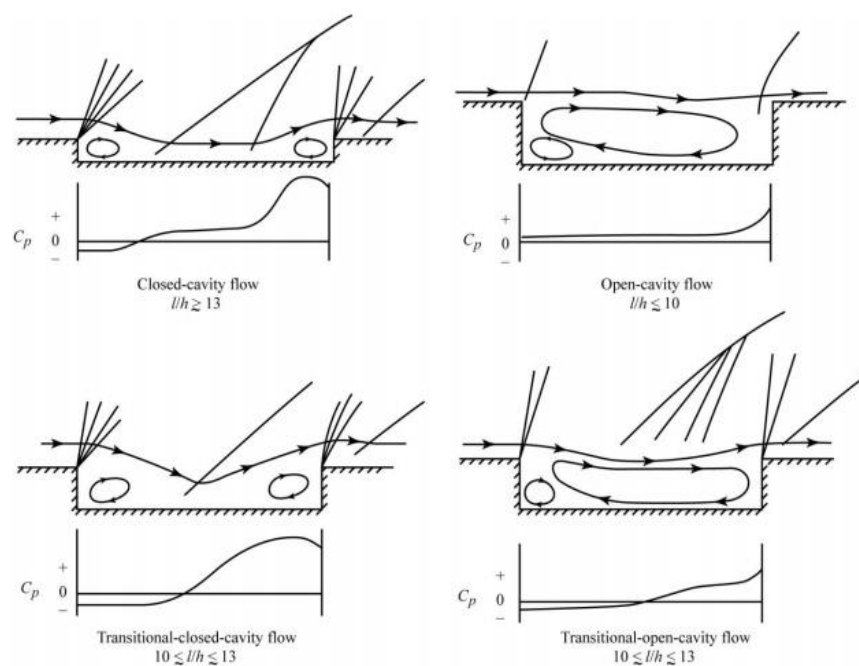


Figura 10: Distribución de presión en régimen supersónico. (Tracy, 2012)

La fuerza de resistencia inducida sobre la cavidad será resultante de la distribución de presiones. Además, el comportamiento de las líneas de flujo sobre la cavidad tiene implicancia en como terminan éstas aguas abajo de la misma. En la figura 11 se observa que en las cavidades abiertas las líneas de flujo se mantienen paralelas en todo momento a la superficie dado que se crea una zona recirculante que rellena el hueco de la cavidad. En cambio en las cavidades cerradas, las líneas de flujo se introducen en la cavidad y por lo tanto no terminan paralelas a la superficie. Este efecto es contraproducente en casos donde aguas abajo se produzca una variación de sección (caso de un chaflán de culote) dado que se favorece el desprendimiento del flujo.

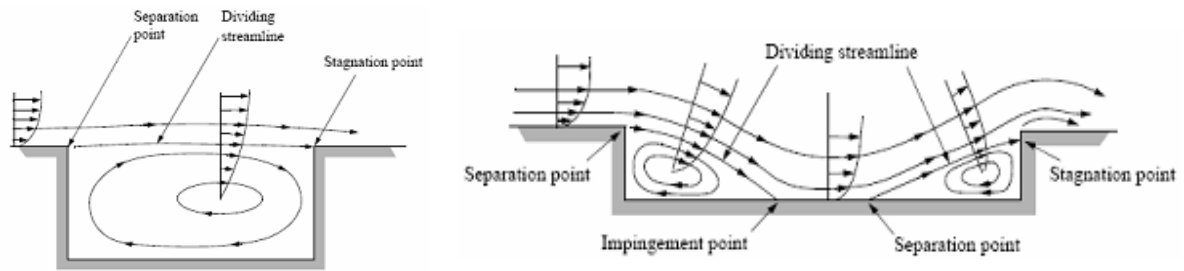


Figura 11: Líneas de flujo sobre cavidad abierta y cerrada en régimen subsónico (Ritchie, 2007)

De lo anteriormente mencionado, se deduce que la cavidad que implica menor resistencia deberá ser una del tipo abierta (cavidad profunda en relación a la longitud). Además, lo afirmado fue demostrado en numerosos estudios en ensayos de túnel de viento y simulación numérica (Floyd, 1990), tal como se observa en la siguiente figura.

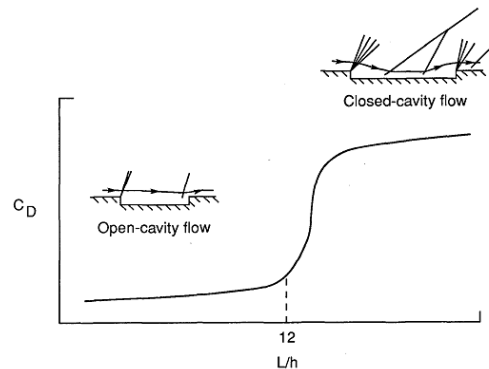


Figura 12: Variación de la resistencia en función del tipo de cavidad (Floyd, 1990)

Para analizar la influencia del rebaje del alojamiento de las aletas, se procedió a determinar la resistencia de una configuración simplificada ojiva- cuerpo sin chaflán de culote, de manera de poder analizar los cambios producidos al variar el tipo de cavidad y poder determinar aquella que induce la menor resistencia. Para ello se verificó el cálculo a través de CFD con el ANSYS CFX.

### 3 RESULTADOS

#### 3.1 Optimización del perfil de ojiva

Usando el Missile DATCOM se obtuvieron, para distintos tipos de ojivas, las curvas que representan el  $C_{D00}$  dentro del ámbito de velocidad del cohete, es decir para valores de Mach entre 0,5 y 1,5. En primera instancia se observa que para valores subsónicos la variación no es significativa, y si lo es para valores supersónicos, fundamentalmente en el transónico.

En la figura 13 se observa que los dos perfiles que otorgan una mejora en la resistencia son la ojiva Power  $\frac{3}{4}$  y la Von Karman.

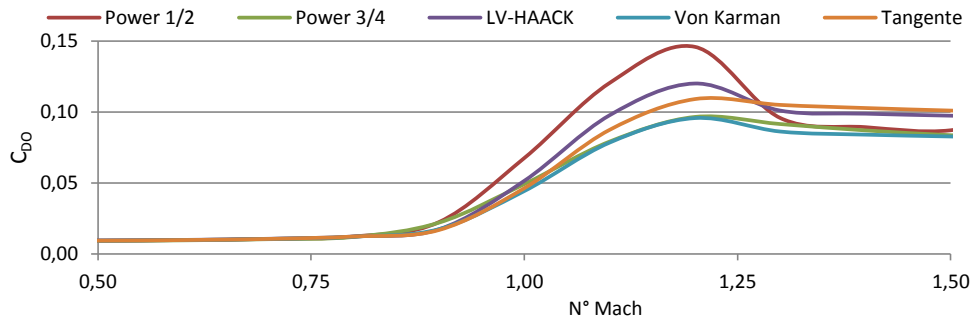


Figura 13: Comparación de coeficientes de presión de diferentes ojivas

En la figura 14 se observa además que la ojiva Power  $\frac{3}{4}$  contiene un menor volumen interior que la ojiva tangente, lo mismo sucede con la ojiva Von Karman pero tal diferencia no es tan significativa.

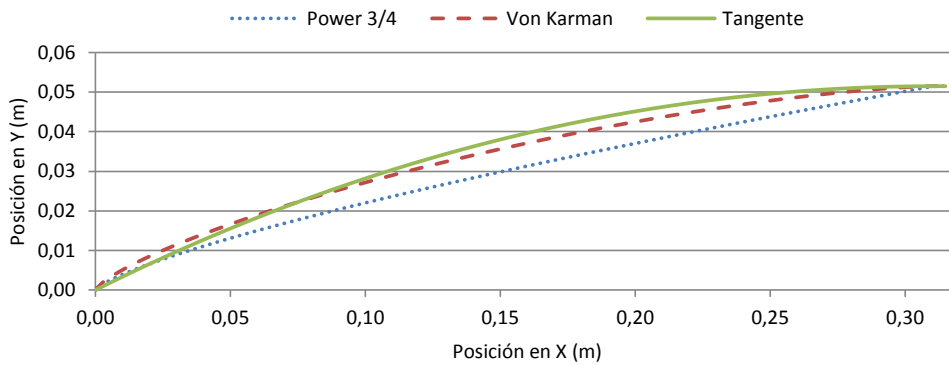


Figura 14: Perfiles de ojiva más óptimos

Para dichas ojivas se comparó los valores obtenidos con el Missile DATCOM con los obtenidos con el PAN AIR. La distribución de presiones sobre el cuerpo del cohete para ambas configuraciones:

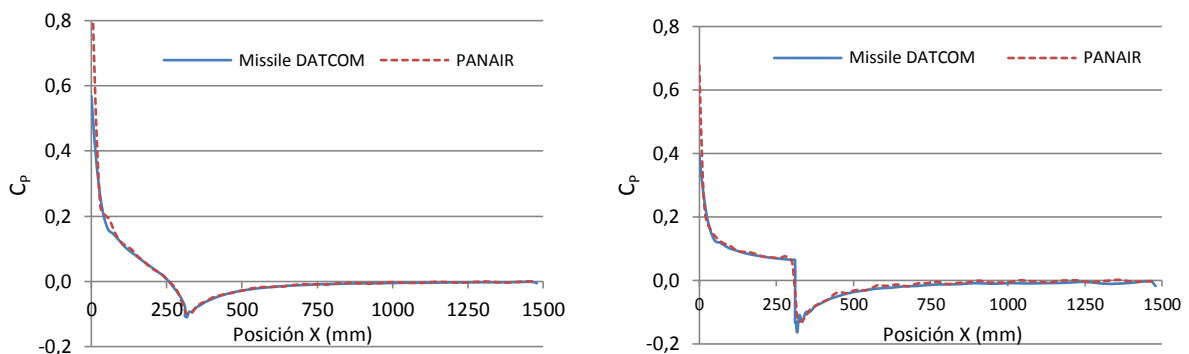


Figura 15: Comparación de distribución de presiones para  $M=1,5$  - Ojiva Von Karman y Power  $\frac{3}{4}$

Como se observa en la figura 15 hay una buena correlación en los valores obtenidos y por lo tanto para el cálculo de la trayectoria se usarán los valores del  $C_{DTotal}$  obtenidos del Missile DATCOM.

Para visualizar los resultados del PAN AIR se realizó un código en Matlab que grafique el coeficiente de presión sobre cada elemento del mallado e interpole linealmente el valor entre cada uno de ellos.

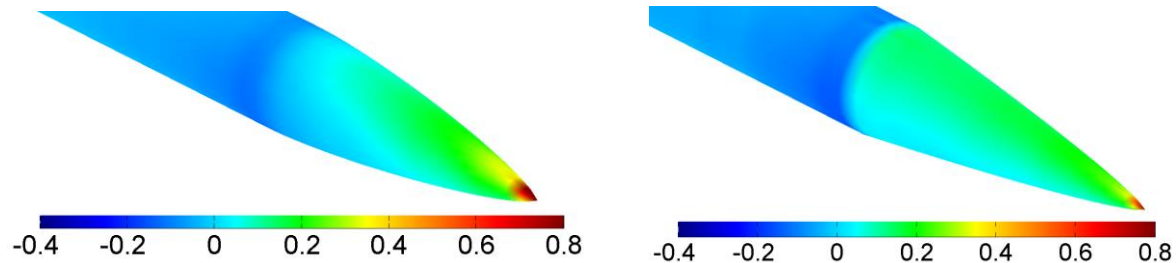


Figura 16: Distribución de Cp ojiva Von Karman y Power 3/4 con incidencia  $-5^\circ$

### 3.1.1 Perfil de la espoleta

Para analizar la influencia aerodinámica del perfil de la espoleta, se procedió a realizar la simulación con ANSYS CFX de dos configuraciones simples, cohete sin rebaje, sin aletas y sin chaflán, considerando en un caso la espoleta y otro caso igual pero sin espoleta.

De esta manera, se determina que el perfil de la espoleta no afecta significativamente a la resistencia de ojiva, dado que realizando simulaciones para cada número de Mach se determina que la diferencia máxima del coeficiente de resistencia entre ambas configuraciones es del orden del 2%.



Figura 17: Comparación de ojivas con y sin espoleta

### 3.1.2 Trayectoria - Ojivas propuestas

Las trayectorias fueron determinadas para el alcance máximo, el cual es con ángulo de tiro de  $48^\circ$ . Para realizar la comparación se calculó la trayectoria comparándolas con la obtenida por la configuración, sin chaflán de culote, y el perfil de ojiva del tipo tangente: Obteniéndose un aumento del 0,97 % con la ojiva Von Karman y de un 2,9% con a ojiva Power  $\frac{3}{4}$ .

## 3.2 Optimización del chaflán de culote

El cohete PAMPERO cuenta con un ángulo de chaflán de culote que produce efectos aerodinámicos perjudiciales. Dicho ángulo que es de  $33^\circ$ , es muy elevado, comparado con otros chaflanes de distintos cohetes según un relevamiento hecho de los diferentes sistemas de artillería autopropulsada (Dullum, 2010).

### 3.2.1 Missile DATCOM

Para encontrar el ángulo óptimo se empleó el Missile DATCOM, realizándose el cálculo para diferentes ángulos variando de  $0^\circ$  hasta los  $33^\circ$  de la configuración original, sin modificar el largo del chaflán. En la figura 18 se observa que ángulos mayores a  $10^\circ$  generan una resistencia notoriamente mayor que las demás. Por lo tanto la elección deberá estar en un ángulo menor a  $10^\circ$ .

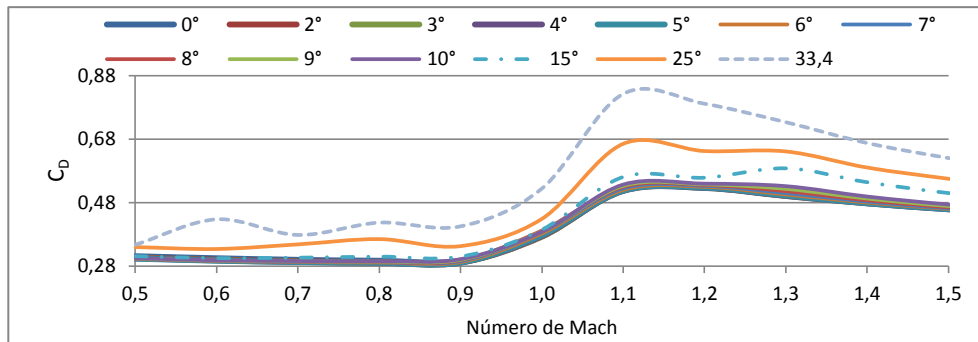


Figura 18: Comparación de resistencias para distintos ángulos obtenida por Missile DATCOM

### 3.2.2 ANSYS CFX

Luego de determinada la variación de resistencia inducida por el ángulo del chaflán de culote a través del Missile DATCOM, se procedió a recalculer dichos resultados, de manera de obtener resultados más fiables. Para ello, se modelo el cohete en una configuración simple con el objeto de sólo analizar la influencia del culote. En la figura 19 se demuestra que el ángulo que provee una mejora aerodinámica es el de 8°, dado que ángulos mayores implican un desprendimiento de flujo tal como se observa en la figura 20.

Las curvas del  $C_D$  obtenidas para distintos ángulos de chaflán:

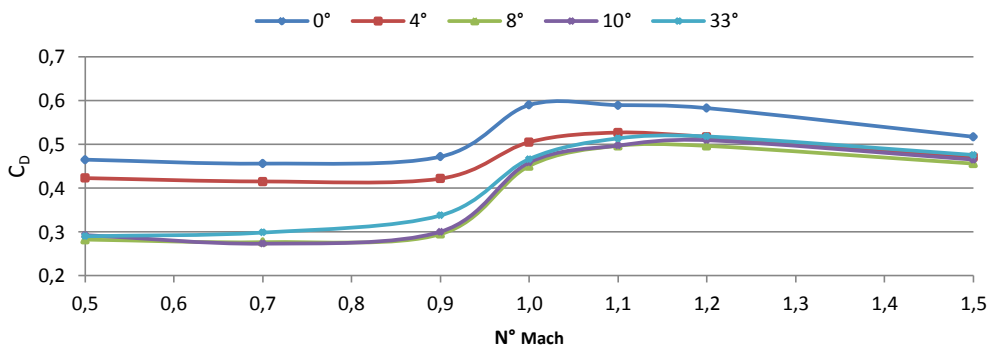


Figura 19: Comparación de resistencias para distintos ángulos obtenida con CFX

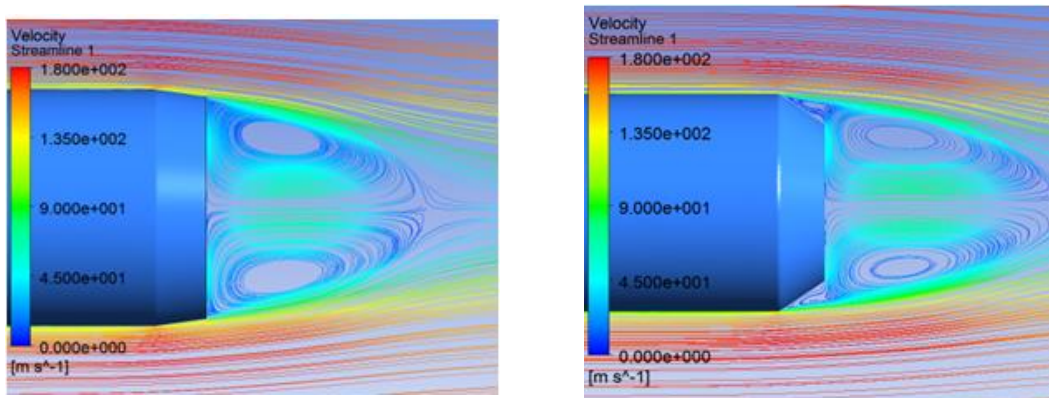


Figura 20: Comparación de líneas de flujo para ángulo  $\beta$  de 8° y 33°

### 3.2.3 Trayectoria - Ángulo de chaflán optimizado

El alcance obtenido representa un aumento del 2,5% del alcance máximo. Por otro lado, al disminuir el ángulo del chaflán de culote se producirá un traslado del centro de presión hacia la cola. En consecuencia, se produce un aumento del margen de estabilidad con una mejora de la estabilidad estática del cohete, lo que concluirá en un aumento de la precisión del mismo.

### 3.3 Optimización del rebaje del alojamiento de las aletas

Primeramente se simula el flujo con el rebaje en una configuración simple y se determina que el flujo sigue lo esperado por la teoría y se corresponde con una cavidad del tipo abierta según lo observado en la figura 10.

Dado que la cavidad original es del tipo abierta, se propondrán perfiles cilíndricos que representen los distintos tipos de cavidades de manera tal de encontrar aquel que provoque menor resistencia aerodinámica. Los perfiles a analizar serán el Cilíndrico I representando una cavidad cerrada ( $l/d=13$ ), el Cilíndrico II representando una cavidad de transición ( $l/d=11$ ) y el Cilíndrico III representando una cavidad abierta ( $l/d=8,8$ ).

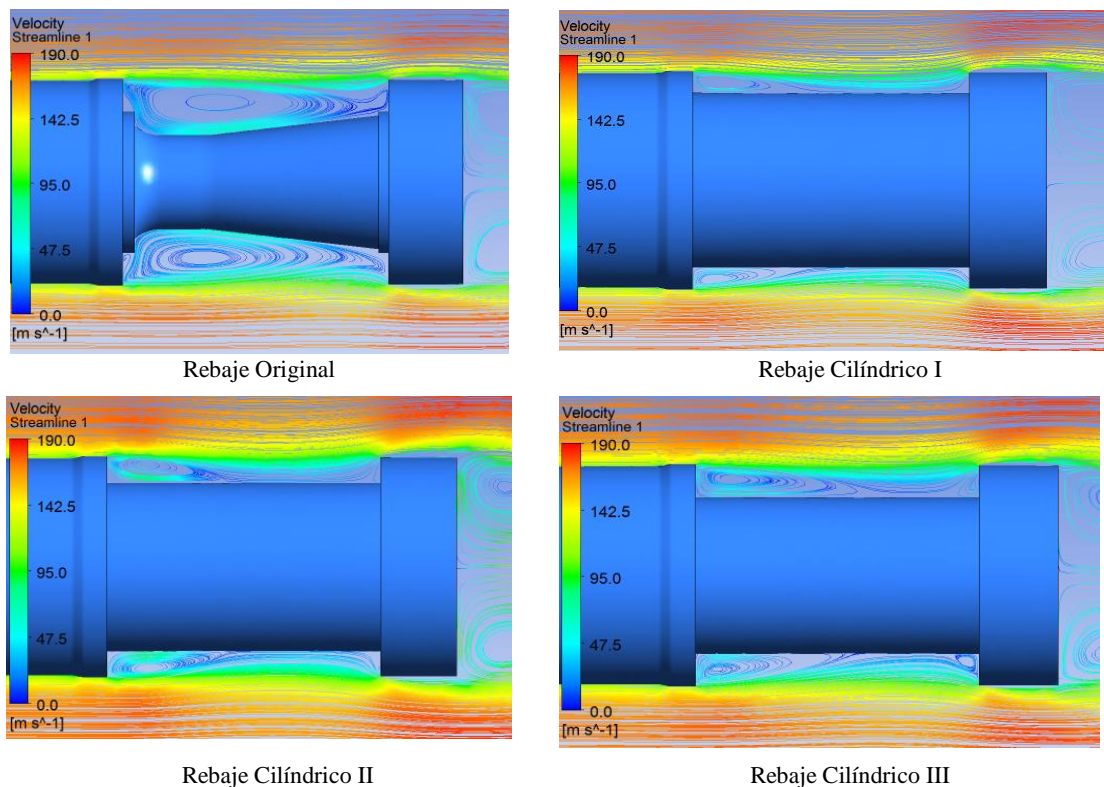


Figura 21: Líneas de flujo de los distintos perfiles de rebajes analizados a  $M=0,5$

En la figura 21 se observan comportamientos del flujo similar a lo esperado por la teoría de cavidades. Las distribuciones de presiones en cada caso para régimen subsónico y supersónico (figuras con misma escala para cada régimen):

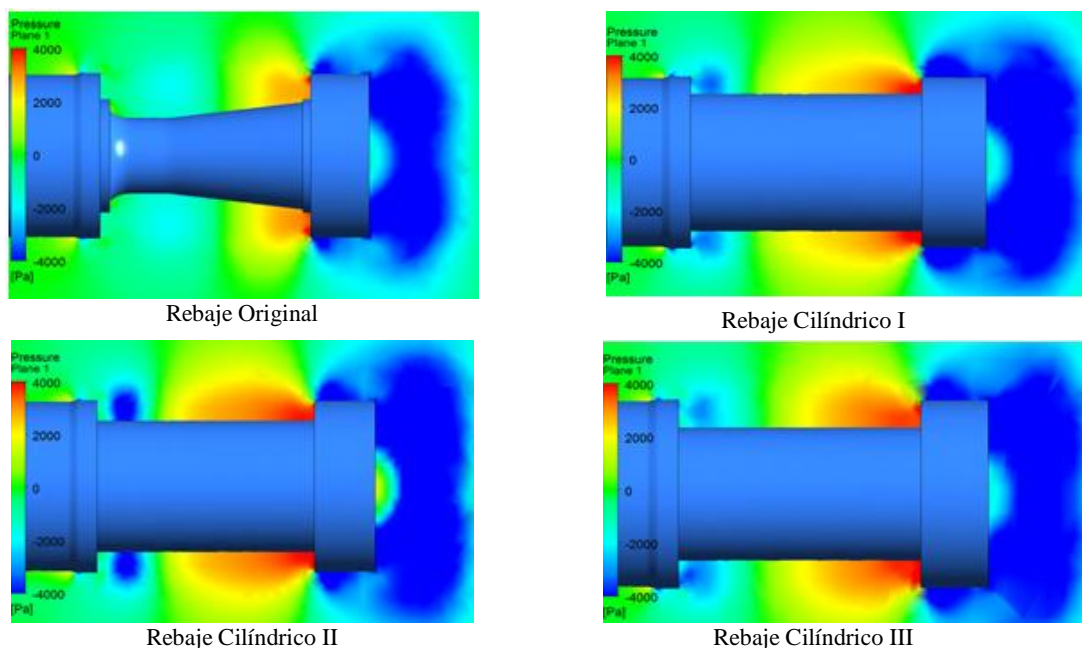


Figura 22: Distribución de presión de los distintos perfiles de rebajes analizados sin chaflán  $M=0,5$

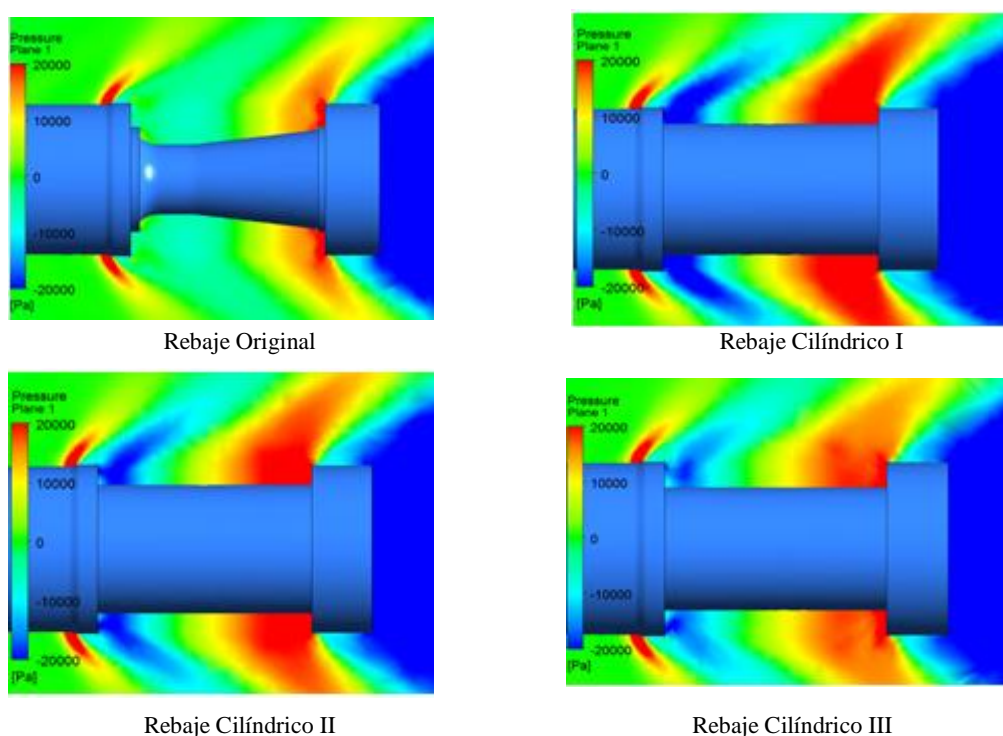


Figura 23: Distribución de presión. Distintos perfiles de rebajes analizados sin chaflán  $M=1,5$

En curva de resistencia de los distintos rebajes propuestos (figura 24) se observa que el rebaje que otorga la menor resistencia es el cilíndrico III, es decir la cavidad tipo abierta. Esta optimización, sólo implicaría agregar una chapa fija sobre los dos aros de la tobera dado que no interferiría con el plegado de las aletas, implicando entonces una chapa de 74 mm de diámetro exterior. Al ser un elemento fijo, con poca masa no involucraría modificación en la posición del centro de gravedad longitudinal ni excentricidad.

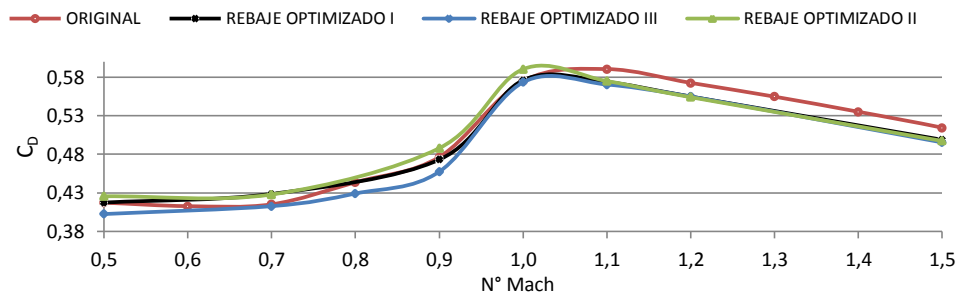


Figura 24: Comparación de resistencias de rebajes propuestos y original

### 3.3.1 Trayectoria - Alojamiento de las aletas optimizado

El alcance obtenido representa un aumento del 1,9% del alcance máximo de la configuración original.

### 3.4 Configuración optimizada final

Como configuración optimizada final se planteará la combinación del rebaje y el chaflán optimizados sin modificar la ojiva. De esta manera se tendrá un rebaje con una cavidad del tipo abierta, de manera tal que logra reducir la resistencia producida por el rebaje pero sin facilitar el desprendimiento de flujo en la zona posterior a éste. Además, se impondrá un ángulo de chaflán de culote de  $8^\circ$ , el cual se demostró que el mejor ángulo que asegure no tener un desprendimiento de la capa límite.

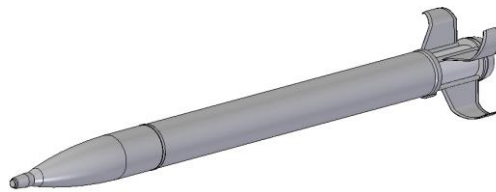


Figura 25: Configuración optimizada final

### 3.4.1 Trayectoria

La comparación de las trayectorias máximas, a  $48^\circ$  de alza, obtenidas entre la configuración original y la configuración optimizada final es la siguiente:

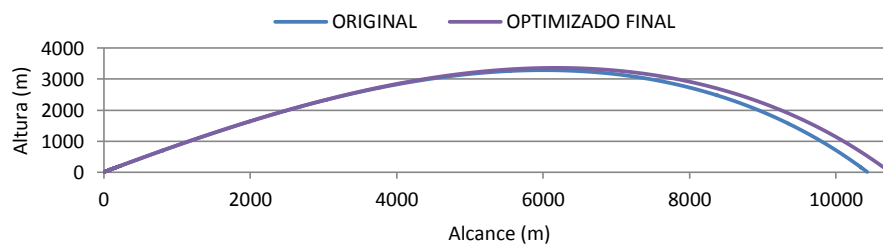


Figura 26: Comparación de trayectorias optimizadas

El alcance obtenido representa un aumento del 3% del alcance máximo.



### 3.5 Optimización de rolo de estabilización

El rolo que homogeniza los posibles descentrajes, está íntimamente relacionado a la velocidad de rotación, a pesar de no actuar bajo el principio de giroscopo por su baja magnitud. De la figura 8 se observa que durante el vuelo, el cohete presenta dos cambios de signo en el sentido de la rotación. Esto pareciera ser contraproducente pero al analizar el fenómeno se establece que este cambio de rotación favorece a la disminución de la dispersión angular debido al efecto conocido como spin-buck (MIL-HDBK-762, 1990). El cual establece que si el rolo es constante en un sentido, el vector velocidad tiene una dispersión progresiva, aunque mucho menor a que si no tuviera rotación. Por lo tanto, al cambiar de sentido en algún punto esa desviación del vector velocidad se ve compensada por la nueva desviación hacia el sentido contrario.

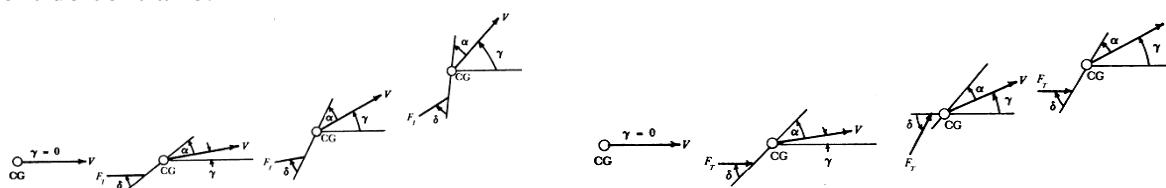


Figura 27: Comparación de la dispersión angular. Sin rolo y con rolo (MIL-HDBK-762, 1990)

Por tal motivo no se considera necesario, plantear alguna modificación sobre las aletas o sobre el rayado del tubo lanzador.

## 4 CONCLUSIONES

Partiendo de los resultados obtenidos de las características originales del cohete, se analizaron las partes que más influyen en la resistencia y se determinaron las modificaciones a aplicar en cada caso. De cada parte analizada se llegó a la conclusión:

En cuanto a la ojiva:

Se determinó que el perfil de la espoleta no afecta perceptiblemente a la resistencia de la misma. Además se propusieron diferentes perfiles de ojivas, determinándose un aumento del alcance, con respecto a una configuración simplificada, del 2,9% con la ojiva Power  $\frac{3}{4}$ . Sin embargo, este tipo de ojiva implica disminuir sensiblemente la capacidad de carga útil de la cabeza de combate, y por lo tanto no se justifica su aplicación. Por otro lado, con una ojiva del tipo Von Karman se logró un aumento del 1%, y resulta que en este caso la complejidad de fabricación de la ojiva, desarrollo de una función matemática compleja con tolerancias reducidas, hace que el costo beneficio no sea satisfactorio. Por lo tanto, en cuanto a la ojiva no se propone modificación alguna, dado que no se obtuvieron resultados que justifiquen la optimización.

En cuanto al chaflán de culote:

Se encontró que el ángulo óptimo es el de  $8^\circ$ . Aplicando esta modificación se logró un aumento del alcance del 2,5%, obteniendo además una mejora en la estabilidad estática del cohete. Dado que es una modificación simple, que no implica mayor inconveniente de aplicación, esta propuesta tiene un costo - beneficio positivo y por lo tanto se recomienda su aplicación.

En cuanto a la cavidad del alojamiento de las aletas:

Se realizó el estudio de los efectos de los distintos tipos de cavidades, y se demostró a través del cálculo y el estudio en diversas bibliografías, que al contrario de la idea convencional, el rebaje de mayor profundidad provee la menor resistencia. Por lo tanto, la optimización propuesta fue no incrementar en diámetro el rebaje, buscando la máxima profundidad de la cavidad pero lograr un rebaje del tipo rectangular para obtener un flujo más

ordenado. Con esta optimización se logró obtener un aumento del alcance con respecto al original del 1,9%. Por los resultados obtenidos, esta modificación se podría instrumentar dado que no involucra complejidades de aplicación, aunque el beneficio obtenido no sea notorio.

En conclusión, la optimización a aplicar sería la modificación del ángulo de chaflán de culote, dado que es con la que mejores beneficios obtiene. Si se combina esta modificación conjuntamente con la optimización del rebaje del alojamiento de las aletas se logra un aumento del alcance con respecto al original del 3%. Notándose que este aumento no es la suma algebraica de los producidos por cada optimización individual, dado que ambas están íntimamente relacionadas teniendo influencias entre sí.

Por tal motivo, el real logro y valor agregado de este trabajo fue realizar el estudio de los efectos que produce cada parte sensible de un cohete mediante diferentes metodologías de cálculo avanzado. De esta manera, se deja constancia y antecedente de todo un proceso de cálculo y optimización que puede ser usado sobre cualquier cohete o misil, existente, en desarrollo o en proyecto.

## AGRADECIMIENTOS

Se agradece Instituto Universitario Aeronáutico (IUA), por el asesoramiento y facilitarnos el uso del programa Ansys CFX.

## REFERENCIAS

- ANSYS CFX. *Solver Manager User Guide*, 2011.
- Bardina, J. E. *Turbulence Modeling Validation, Testing, and Development*, NASA Technical Memorandum 110446, California (USA). Abril 1997.
- Blake, W. B. *Missile DATCOM: User's Manual—1997 Fortran 90 Revision*. U.S. Air Force Research Lab./Air Vehicles Directorate, Wright-Patterson AFB, OH, 1998.
- Colli, A. *Tabla de tiro del cohete autopropulsado SLAM-PAMPERO*- Nota Técnica N°540 – Instituto de Investigaciones Científicas y Técnicas de las Fuerzas Armadas CITEFA, 1981.
- Chinn, S. S. *Missile Configuration Design*. McGraw-Hill, New York, 1961.
- Dahlke, W. C. *The Aerodynamics characteristics of wrap around fins, including fold angle at Mach numbers form 0,3 to 3,0*. Army Missile Research, Development and Engineering Laboratory – Redstone Arsenal, Alabama, 1974.
- Dullum, O. *The Rocket Artillery Reference Book*. Norwegian Defence Research Establishment, 2010.
- Floyd, J. *Experimental Investigation of Porous-Floor Effects on Cavity Flows Fields at Supersonics Speeds*. NASA Technical Paper 3032, Langley Research Center, 1990.
- Military Handbook MIL-HDBK-762. *Design of aerodynamically stabilized free rockets*. US Army Missile Command, Washington DC, Julio 1990.
- Nielsen, J. N. *Missile Aerodynamics*. McGraw-Hill, New York (USA) 1960.
- Ritchie, S.A. *Characterisation of a 3D l/h=5 Rectangular Cavity Flowfield using Experimental and Numerical Techniques*. Department of Aerospace, Power and Sensors, Cranfield University, RMCS, 2007.
- Saaris, G .R. *A502i User Manual- PANAIR Technology Program from Solving Problems of Potencial Flow about Arbitrary Configurations*. Boeing Document 1992.
- Tracy, B .L. *Effect of Sweep on Cavity Flows Fields at Subsonic and Transonic Speed – NASA/TM-2012-217577*, 2012.
- Vilar, P., Heidenreich, E., Dick, E. *Determinación de parámetros aerodinámicos del cohete SLAM PAMPERO*. IV CAIM (Cuarto Congreso Argentino de Ingeniería Mecánica). Resistencia, Chaco. Septiembre, 2014.