

UNIVERSIDAD NACIONAL DE INGENIERIA

FACULTAD DE CIENCIAS

Sección de Post – Grado y 2da Especialización Profesional



**TESIS PARA OPTAR EL GRADO DE
MAESTRO EN CIENCIAS
MENCION INGENIERIA AERONAUTICA
(VEHICULOS NO TRIPULADOS)**

TITULADA:

**“DISEÑO Y DETERMINACION DE LOS PARAMETROS
CONSTRUCTIVOS OPTIMOS DE LAS CARGAS DEL
COMBUSTIBLE SOLIDO PARA LOS MOTORES DE LOS
PROYECTILES DE REACCION NO CONTROLADOS”**

Presentado por:

Ing. Luis Fernando Orbegoso Marín

**Lima – Perú
2001**

DETALLE DEL CONTENIDO DEL PROYECTO DE TESIS

PERTENECIENTE A: Ing. LUIS FERNANDO ORBEGOSO MARIN

Código del alumno : 000986128H

Título de la Tesis : DISEÑO Y DETERMINACIÓN DE LOS PARÁMETROS
CONSTRUCTIVOS OPTIMOS .DE LAS CARGAS DEL
COMBUSTIBLE SÓLIDO PARA LOS MOTORES DE LOS
PROYECTILES DE REACCION NO CONTROLADOS.

INDICE	Pág.
Portada.....	i
Dedicatoria.....	ii
Reconocimiento.....	iii
Resumen.....	iv
Símbolos y abreviaturas.....	v
Introducción.....	vi
Capítulo 1	
ANÁLISIS DE LAS CARACTERÍSTICAS BALÍSTICAS Y CONSTRUCTIVAS DEL PCN.....	28
1.1 Análisis de los parámetros máxicos-constructivos del proyectil sin considerar la influencia de su longitud.....	29
1.2 Análisis de los parámetros máxicos-constructivos del proyectil considerando la influencia de su longitud.....	35
Capítulo 2	
DETERMINACIÓN DE LA RELACIÓN ENTRE LAS MEDIDAS DE LA CARGA Y EL COEFICIENTE DE LLENADO ϵ PARA LAS CARGAS DE DIVERSA FORMA.....	43
2.1 Relación entre las medidas de la carga y el coeficiente de llenado ϵ para las cargas de diferente forma.....	44
2.1.1 Carga Ranurada.....	44
2.1.2 Carga Telescópica.....	51

2.1.3 Carga con un canal de sección en Estrella.....	55
--	----

Capítulo 3

DETERMINACIÓN DE LOS PRINCIPALES PARÁMETROS CONSTRUCTIVOS DEL PROYECTIL BALISTICO OPTIMO.....	63
3.1 Cargas ranuradas.....	64
3.2 Cargas del tipo telescópico y de sección en forma de estrella.....	70
3.3 Determinación de las posibilidades límites de los proyectiles con cargas ranuradas de combustibles homogéneos e híbridos.....	74
Conclusiones.....	75
Bibliografía.....	80

RESUMEN DEL TEMA DE TESIS

El presente trabajo de investigación, es una tesis que plantea el desarrollo de una metodología de cálculo para el alcance máximo que se puede lograr con determinada forma de carga, pudiendo esta ser ranurada, telescópica, o con un canal de sección en forma de estrella.

Para lograr el alcance máximo, es necesario disponer de una máxima velocidad de suelo, para cuyo efecto debemos determinar y diseñar los parámetros constructivos óptimos de las cargas del combustible.

Se han establecido líneas directrices que nos permiten efectuar el desarrollo de la teoría de los cohetes de combustible sólido, su configuración constructiva, y la elección del combustible adecuado.

.Así mismo se ha realizado un análisis de las características balísticas y constructivas del proyectil, y se ha determinado su relación con los parámetros dimensionales óptimos. Disponiéndose de expresiones matemáticas que sirven para determinar el coeficiente de llenado máximo, que es un factor importante para lograr el alcance máximo.

Es necesario además determinar la relación existente entre las medidas de la carga y el coeficiente de llenado para las cargas de diversas formas; ya que las características geométricas y másicas del motor cohete son la base de este análisis.

Finalmente se efectúa la determinación del coeficiente de complejidad que determina los principales parámetros constructivos del proyectil balístico óptimo; que nos permiten calcular el alcance máximo en función al coeficiente balístico, máxima velocidad de vuelo, impulso específico y a la reserva relativa de combustible.

INTRODUCCIÓN

La teoría de los cohetes en base a combustible sólido es un eslabón de la cadena entre las ciencias fundamentales (Química, Mecánica, Matemática, etc.) y las disciplinas estrictamente prácticas, que son bases del diseño y de la producción de los cohetes de combustible sólido.

Podemos reseñar las siguientes direcciones principales del desarrollo de la teoría de los cohetes de combustible sólido:

La Termogasodinámica.

La Termodinámica química.

La balística interna del M CCS.

La teoría de combustión de los combustibles sólidos de cohete.

La balística externa o la teoría de vuelo de los cohetes no dirigidos.

En su desarrollo, la teoría de los combustibles sólidos, como cualquier ciencia atravesó un período de varios años de recopilación y de descripción de ciertos hechos y de sistematización del material experimental, esta es la fase empírica del desarrollo que de manera fuerte esta ligada con el desarrollo de ciertos modelos.

Las particularidades típicas de los motores de combustible sólido en comparación con otros tipos de motores cohetes, son la ubicación de toda la reserva del combustible en forma de una carga combustible de una forma determinada en la cámara de combustión y la ausencia del sistema de alimentación de combustible.

Después de la ignición del combustible su subsiguiente combustión se produce por la superficie de la carga no protegida con el inhibidor; la estructura de los motores de combustible sólido (M CCS) no disponen de sistemas de enfriamiento líquido.

En resumen , la ausencia d componentes líquidos y del sistema de alimentación de combustible sustancialmente simplifica la construcción del MCCA y permite según algunos especialistas diseñar cohetes de una altísima confiabilidad y disponibilidad operativa.

El objetivo final del cálculo termogasodinámico del MCCA es la determinación de sus principales parámetros:

Empuje (P).

Impulso específico (I_y).

Caudal de los gases de combustión.

Geometría de la tobera.

Los performances de empuje del motor de combustible sólido determinan la variación del empuje y del impulso específico respecto a los parámetros constructivos del motor, a la carga del combustible sólido, a los parámetros del proceso del trabajo y a las condiciones de vuelo.

El empuje (P) se expresa a través de la siguiente expresión:

$$P = \varphi \frac{w_a}{g_0} + \sigma_a (P_a - P_H)$$

Donde :

P = Es la fuerza del empuje del motor en el eje de la tobera.

W_a = Velocidad de descarga de los productos de combustión

σ_a = Area de la salida de la tobera

P_a = Presión en la salida de la tobera

P_H = Presión exterior del medio ambiente

g₀ = Aceleración de la gravedad

El impulso específico (I_y) se define como el empuje generado por el motor cuando se quema una unidad de masa de combustible:

$$I_y = \frac{\int_0^t P dt}{\omega}$$

Siendo:

ω : Masa del combustible quemado

La termodinámica química determina: las características del combustible, la composición de los productos de la combustión y sus principales características termodinámicas.

La termogasodinámica de descarga de los productos de la combustión del motor, nos permite determinar la variación de sus parámetros gasodinámicos en la tobera del motor.

El objetivo principal de la balística interna del M CCS es el análisis de los procesos gasodinámicos en la cámara de combustión y antes que nada la determinación de la presión en la cámara y del gasto por segundo del combustible en diferentes condiciones de trabajo del motor.

De la geometría de la tobera sustancialmente depende las características energéticas, másicas y de resistencia del motor.

En el bloque de toberas de los M CCS se produce la transformación de la energía térmica de los productos de la combustión del combustible en energía cinética.

La tobera es un ducto o canal de gases de sección variable, destinado para la aceleración de la sustancia de trabajo con la finalidad de la creación del empuje en la sección mínima ó crítica (d_{KP}), el flujo de gases alcanza la velocidad del sonido para luego en la sección de expansión acelerarse hasta alcanzar la velocidad supersónica. La tobera o grupo de toberas forman el MCCS, en el bloque pueden colocarse dispositivos que nos dan la estabilización y el control del cohete.

Actualmente en los MCCS se colocan toberas cónicas y perfiladas, cuyo empleo se determinan por el objetivo del motor, por el tiempo de su trabajo, y por la magnitud del empuje.

La configuración constructiva de un MCCS se muestra en la figura 1.

1. Combustible sólido.
2. Fondo delantero.
3. Carenado.
4. Termoaislante.
5. Fondo posterior.
6. Tobera.

a) Elección del combustible:

Según su estructura física los combustibles sólidos de cohete (CSC) se dividen en dos clases principales:

Homogéneos (doble base)

Heterogéneos (híbridos)

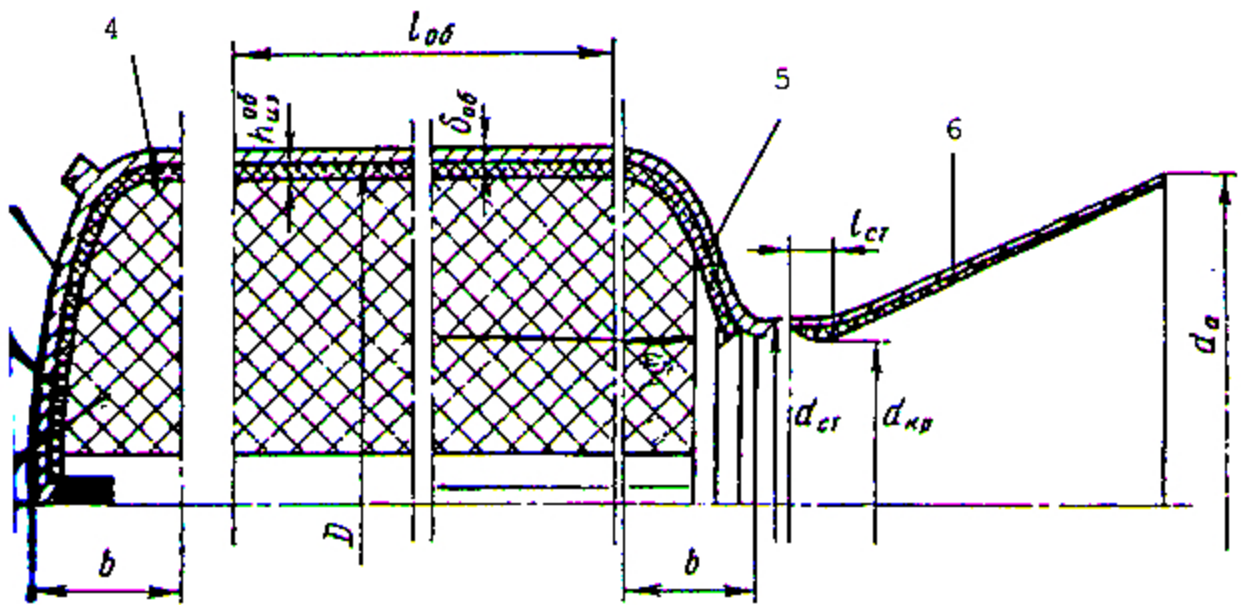


FIGURA N°1

PRINCIPALES ELEMENTOS DE LA CONSTRUCCIÓN DEL MOTOR

Los requisitos exigidos a los CSC son iguales para ambas clases.

El grupo de requisitos para el combustible sólido se determina por la necesidad del diseño de un cohete con alta confiabilidad, con pequeñas dimensiones y masa de lanzamiento para unos valores dados de carga útil y de alcance de vuelo.

El requisito más importante del combustible sólido, es una alta efectividad energética, la cámara de combustión de los MCCS soporta alta presión por esta razón su densidad llega a influenciar considerablemente sobre los indicadores del motor y del cohete en su conjunto.

La densidad de los CSC utilizados son del orden de 1.4 a 1.9 gr/lt.

La elaboración de los nuevos combustibles sólidos esta dirigido a aumentar el impulso específico, lo que conlleva a obtener simultáneamente, unas propiedades balísticas internas, mecánicas, tecnológicas y otras lo suficientemente altas.

La temperatura de los productos de combustión del combustible no deberán superar a la temperatura límite de las protecciones térmicas.

Los indicadores energo – másicos mas importantes del CSC son los valores termodinámicos del impulso específico (I_y) y la densidad del combustible (ρ_T), que se correlacionan mediante la expresión.

$$\vartheta = I_y \rho_T^m$$

Donde:

- ϑ : Indicador de efectividad
- m : Indicador que esta en función del coeficiente de perfeccionamiento másico de la etapa y la masa de combustible.

b.1 Combustible homogéneo:

La pólvora de doble base, esta compuesto de:

- Nitroglicerina..... 25%
- Nitrocelulosa..... 62%
- Vaselina..... 5%
- Nitrato de boro..... 8%

El gran logro, relacionado con el empleo del combustible de doble base es la posibilidad de aumentar bruscamente el calibre del cohete, al inicio este aumento esta relacionado con el uso de una carga de varias pastillas. En adelante los éxitos en el desarrollo de la técnica de la pólvora permitió fabricar pastillas de pólvora con un diámetro de hasta 0.5m, lo que permitió aumentar sustancialmente la carga útil trasladado por un cohete, y también aumentar el alcance de tiro.

Sin embargo en el proceso del desarrollo de estos combustibles se observó que el aumento de sus performances energéticos tiene un límite, que básicamente se determina por el contenido máximo tolerable de nitroglicerina del componente con mayor contenido energético, también se estableció que la configuración constructiva del motor con carga colocada no permite obtener bajos valores del coeficiente de perfeccionamiento másico α . Así la imposibilidad de aumentar I_y , la reducción de α y el aumento de calibre del cohete condicionó la crisis del cohete de combustible homogéneo que provocó posteriormente la aparición de un nuevo tipo de combustible constructivo de MCCS.

b.2. Combustible heterogéneo

En el transcurso de la segunda guerra mundial apareció un nuevo tipo de combustible sólido de cohete (híbrido); que es una mezcla mecánica del oxidante

mineral finamente pulverizado y del aglutinante comburente con la posibilidad de añadir ciertos aditivos que aumentan la energía.

Después de una serie de investigaciones y pruebas en el año de 1,944 fue desarrollada la composición de un combustible denominado GALCIT 61-C, este contiene 76% de perclorato de amonio (NH_4ClO_4); el aglutinante comburente esta constituido de 70% de asfalto y 30% de aceite lubricante, el comburente se funde a una temperatura de aproximadamente 135°C , se mezcla con el oxidante y se llena al motor. Después del enfriamiento la mezcla se solidifica formando un cuerpo compacto de combustible, el combustible garantiza un $I_y = 1800 \text{ m/s}$.

En la actualidad en calidad de oxidante con mayor frecuencia se utiliza el perclorato de amonio (NH_4ClO_4), en calidad de sustancia comburente-aglutinante se utilizan diferentes polímeros, tipo cauchos. El combustible después de la mezcla de los componentes es una masa viscosa, esta masa se vaca al cuerpo del motor, colocando previamente una varilla con una forma que garantice la formación en la carga de un canal axial del perfil necesario. Antes de llenar el combustible en la superficie interna del cuerpo del motor se aplica la capa protectora fijadora que permite la fijación de la carga con el cuerpo del motor y su protección térmica al final de la quema de la carga.

Luego, durante el calentamiento se produce la polimerización del aglutinante con la formación de un cuerpo compacto de combustible sólido, fuertemente fijado con el cuerpo del motor. Después del enfriamiento del motor hasta una temperatura normal se retira la varilla, en este tipo de motor la carga arde por dentro en la superficie del canal, debido a esto el cuerpo durante el tiempo de trabajo del motor esta aislado de los gases calientes por el espesor del combustible. Por esta razón este puede ser hecho de materiales resistentes, livianos de pared delgada, la carga fijada con el cuerpo no necesitan dispositivos adicionales tipos diafragmas; en este tipo de carga aumenta el llenado de la cámara con combustible. La reducción a la presión de diseño favorece a

aquellas propiedades balísticas del combustible híbrido como son el bajo valor del exponente y la poca dependencia de la velocidad de la combustión respecto a la temperatura de la carga.

La dependencia de la velocidad de quemado del combustible respecto a la presión puede ser expresado por la relación de la forma:

$$u = u_1 P_k^v$$

donde:

u_1 = Es una constante que depende de la composición, estructura y temperatura inicial del combustible.

P_k = Presión en la cámara de combustión.

v = Exponente que depende de la naturaleza del combustible.

c) Materiales:

De las condiciones de resistencia del cuerpo del motor del cohete, elegimos como material una lámina metálica de pared delgada de alta resistencia.

Para el presente trabajo de tesis :

1) Analizamos la variación del alcance del proyectil cohete no dirigido en base a pólvora sin humo respecto al calibre D_H y la masa pasiva del proyectil (q).

En la figura N°2 se muestra las funciones del alcance de los cohetes en base a combustible sólido respecto a la masa relativa de la carga útil, calculados para los siguientes valores de los parámetros determinantes.

$$I_y = 2000 \text{ m/s} \quad H = 240 \quad \sigma_B = 450 \text{ Mpa}$$

$$i = 0,9 \quad P'_m = 20 \text{ MPa}$$

Donde:

- I_y = Impulso específico
- H = Coeficiente de Pobiedonotsiev
- σ_B = Límite de resistencia elástica del material
- i = Coeficiente de forma del motor.
- P'_m = Máxima presión que se alcance en el motor

De la figura se deduce que el máximo alcance crece con el aumento del calibre del cohete. En todas las curvas, construidas para $D_H = \text{constante}$ se observa un máximo del alcance, que sobre todo es notable para los calibres grandes. En la región a la izquierda del máximo para pequeños valores de $\frac{q}{D_H^2}$ las altas velocidades V_m no compensan el alto valor del coeficiente balístico (c), que se define por la siguiente ecuación:

$$C = \frac{iD_H^2 \cdot 10^3}{q}$$

Analizaremos el coeficiente balístico que caracteriza la aceleración de la fuerza de la resistencia del aire. Su valor se determina por el coeficiente de forma (i) y la relación $\frac{q}{D_H^2}$.

Esta relación crece con el crecimiento del calibre del proyectil ya que $q \sim D_H^3$; y para un calibre dado en gran medida depende de la longitud de la cámara y de la carga.

Siendo:

$$q : \text{ Masa pasiva del proyectil} = q_{nl} + q_{\varphi}$$

Donde:

$$q_{nl} = q_{nl} + q_k$$

Ahora:

$$q = q_{nl} + q_{\varphi} = q_{nl} + q_k + q_{\varphi}$$

q_{nl} : Masa de la carga útil

q_k : Masa de la parte cilíndrica del cohete

q_{φ} : Masa de los fondos delantero y posterior

En la región a la derecha del máximo, la caída de la velocidad (V_m) debido al incremento de la masa pasiva del proyectil (q) no se compensa por la reducción del coeficiente balístico y el alcance del cohete disminuye. A medida que se reduce el calibre la influencia del coeficiente balístico sobre el alcance de tiro crece.

Durante esto el aumento de q debido a la masa de la carga útil en gran medida compensa la reducción de la velocidad v_m y el máximo en la curva $X = f(q)$ se aplanan. Para pequeños calibres el máximo del alcance llega a ser tan achatado, que inclusive cuando q varía en cuatro veces la carga útil (q_{nl}), el alcance permanece prácticamente invariable o constante.

De los datos mostrados se ve que pasar a cargas con una sola pastilla, el aumento del alcance máximo posible del cohete no dirigido de pólvora es hasta 40-50 km, o sea aproximadamente en 3-4 veces mayor en comparación con el cohete de

carga con múltiples pastillas. Si comparamos el máximo alcance del cohete en base a pólvora sin humo, con el cohete con pólvora con humo de este mismo calibre (100 mm) entonces este crecerá aproximadamente en 2.5 – 3.0 veces.

- 2) Relación entre la máxima velocidad del cohete, la carga útil relativa y los criterios de I_y y α . (Figura N°3)

Entre el conjunto de indicadores, que caracterizan a cualquier tipo de cohete, podemos resaltar los primordiales, que determinan el perfeccionamiento de su construcción y la efectividad del funcionamiento. Para el cohete en base a combustible sólido la elección de estos criterios se deduce del análisis de los dos principales categorías de sus indicadores: de los energéticos y de los masicos constructivos.

Características energéticas del cohete

La principal característica energética del cohete en base a combustible sólido es el impulso específico I_y de su motor. Recordemos que en la etapa inicial del desarrollo de la teoría del MCCS en calidad de característica energética del motor se trataba de establecer el trabajo realizado por el empuje del motor durante la aceleración del cohete, sin embargo se sabe que el trabajo realizado por un mismo motor cohete evaluado según la energía cinética, obtenida durante la aceleración del cohete, sustancialmente varía en función a la masa de la carga útil. En un caso extremo, cuando el motor se coloca en un banco de prueba (la masa de la carga útil es igual al infinito) el trabajo de la fuerza del empuje se transforma en cero. La magnitud del impulso específico en todos los casos incluyendo en las pruebas de banco, permanece igual. El impulso específico es la única característica energética que entra en la función para el cálculo de la máxima velocidad del cohete al final de la parte activa de la trayectoria. Por esta razón el empleo de I_y

como uno de los criterios de desarrollo del cohete en base a combustible sólido es válido.

El valor de I_y en gran medida depende de las particularidades individuales de un modelo específico de cohete y puede ser considerado como un valor promedio para las diferentes etapas del desarrollo de la cohetaría de combustible sólido.

Características máxicas del cohete

En calidad de base de las características máxicas constructiva del MCCA generalmente se utiliza el coeficiente de perfeccionamiento máxico del motor α , que es el indicador que determina el perfeccionamiento de construcción:

$$\alpha = \frac{q_{cn}}{\omega_n}$$

Donde:

α : Coeficiente de perfeccionamiento máxico del motor.

q_{cn} : Masa de la construcción de la etapa i ,
haciendo notar que el principal porcentaje de la masa de la construcción de la etapa i (mas de 90%) es la masa de la construcción del motor.

ω_{Ti} : Masa del combustible de la etapa i .

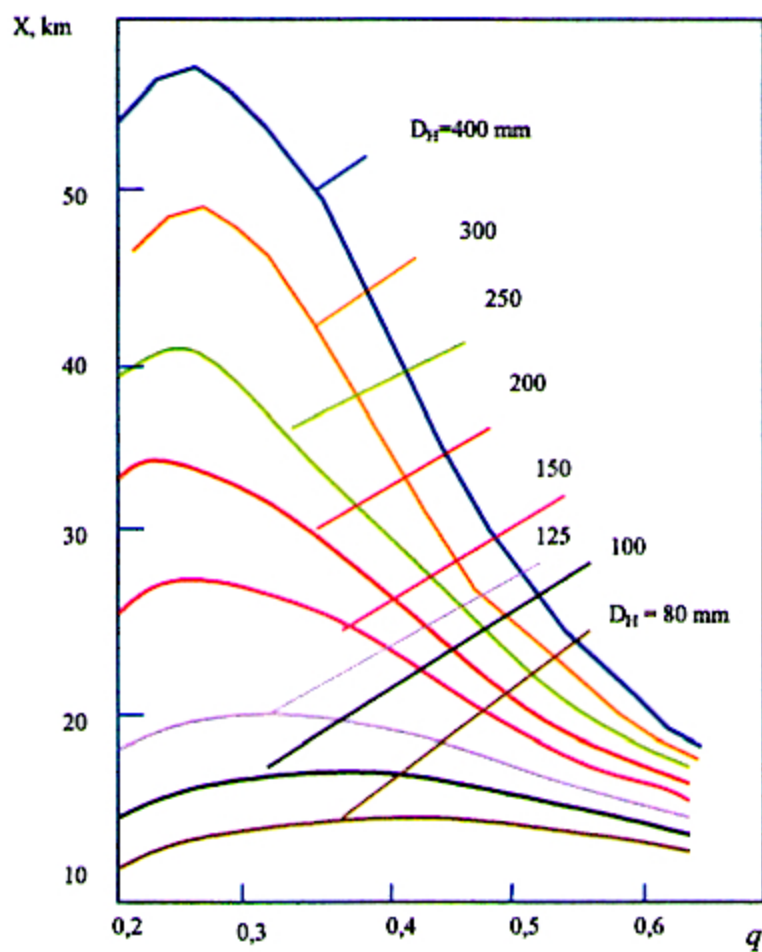


FIGURA N°2

FUNCIÓN DEL ALCANCE DEL PROYECTIL DE REACCIÓN NO CONTROLADO (PCN) EN BASE A PÓLVORA SIN HUMO RESPECTO AL CALIBRE (D_H) Y A LA MASA PASIVA DEL PROYECTIL (q).

El impulso específico I_y y el coeficiente de perfeccionamiento másico del motor (α) para una masa dada de la carga útil y de los elementos auxiliares de la construcción del cohete determinan la máxima velocidad alcanzable por el cohete. Si es que la masa de los elementos auxiliares lo incluimos en la composición de la carga útil, mientras que mantenemos la misma velocidad del cohete en una primera aproximación si lo igualamos al valor determinado según la fórmula de Tsiolkovsky entonces la relación entre α , v_m/I_y y $\bar{q}_{nH} = q_{nH}/m_0$ se puede presentar en forma de unas curvas, mostradas en la figura N°3. La curva superior de la figura le corresponde al caso cuando $\bar{q}_{nH} = 0$, cuando el cohete esta compuesto solo de un motor, y no dispone de carga útil o cabeza de combate.

Donde:

- \bar{q}_{nH} = Masa relativa de la carga útil
- q_{nH} = Masa de carga útil o cabeza de combate.
- m_0 = Masa inicial

Esta curva para cada conjunto de valores de α , I_y proporciona el valor de $(v_m)_{\max}$ que indica el límite superior de la velocidad para el cohete con estos criterios de desarrollo. La figura permite evaluar la influencia mutua de α e I_y sobre la magnitud v_m , lo que es muy importante para los casos cuando el mejoramiento de una de estas características α ó I_y se consigue debido al empeoramiento de la otra.

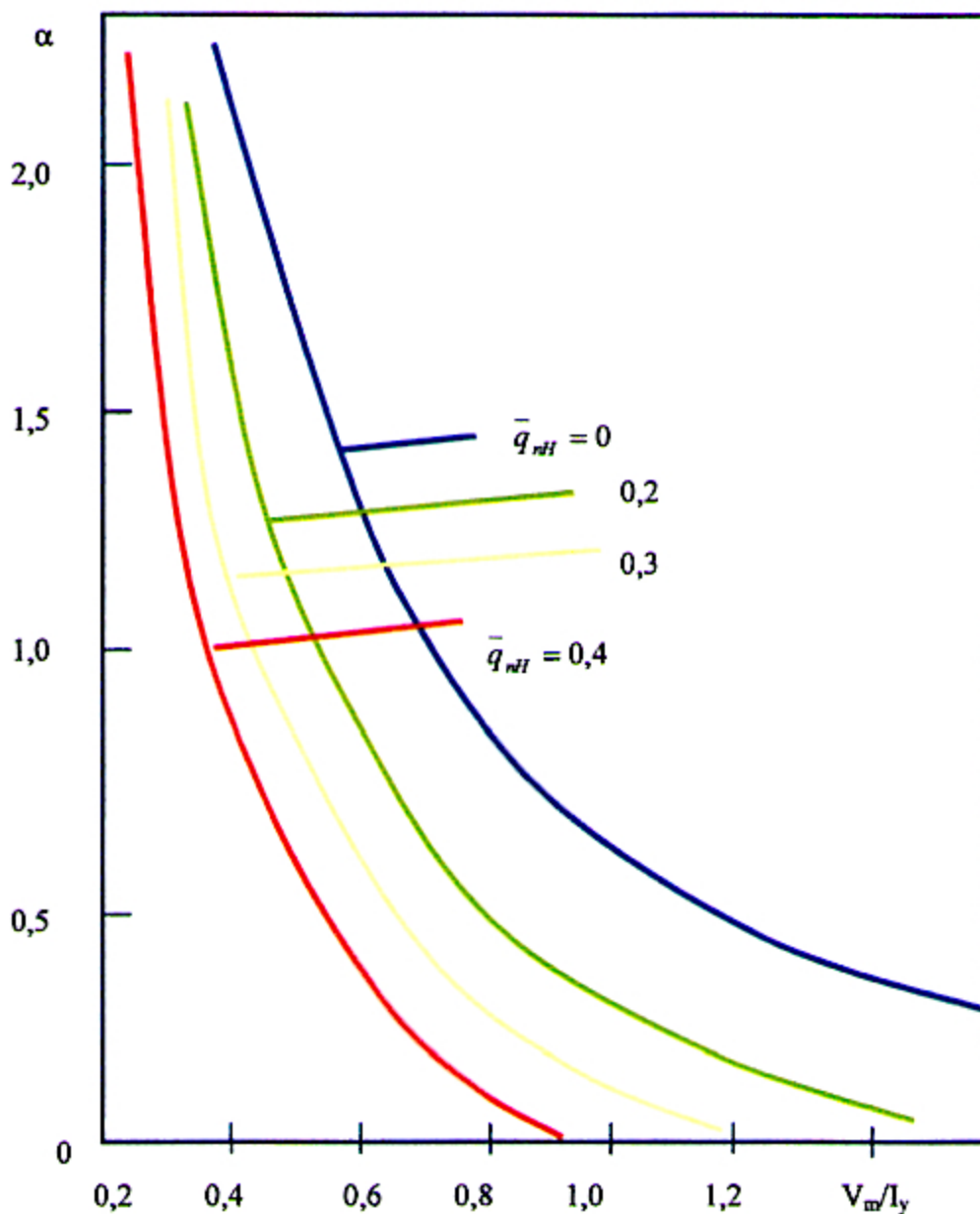


FIGURA N°3

"FUNCIÓN ENTRE LA MÁXIMA VELOCIDAD DE VUELO DEL COHETE (V_m) RESPECTO A LA CARGA ÚTIL Y A LOS CRITERIOS DE DESARROLLO DEL IMPULSO ESPECÍFICO (I_y) Y EL COEFICIENTE DE PERFECCIONAMIENTO MASICO (α).

Las soluciones técnicas más importantes que han determinado las etapas principales del desarrollo del cohete de combustible sólido, estuvieron ligados a la optimización del conjunto de parámetros I_{sp} , α .

Análisis de la velocidad ideal del cohete

En calidad de criterio de efectividad pueden servir las variaciones de la masa útil, el incremento del alcance de vuelo o de la altura de elevación del cohete.

Sin embargo un criterio mucho más universal es la velocidad final de la región activa de la trayectoria, el que nos proporciona un criterio prácticamente único para toda las clases de cohetes.

Este criterio es muy funcional, ya que el valor de la variación es proporcional al valor de la variación del impulso específico del motor.

Para obtener el criterio es suficiente limitarse al valor de la velocidad ideal del cohete, determinado por la fórmula Tsiolkovsky; la utilización del valor de la velocidad ideal en un análisis comparativo (sin considerar las pérdidas por las resistencias del aire y las fuerzas de gravedad) está completamente permitido y no origina errores sustanciales:

$$V_K = V_K(I_{1m}, \rho_{T1}, K_{VCT1}, a_{CT1}, \dots, I_{1nN}, \rho_{TN}, K_{VCTN}, a_{CTN})$$

La fórmula de Tsiolkovsky de un modo muy general se expresa así:

$$V_I = \sum_{i=1}^N I_{1mi} \ln \frac{G_{pi}}{G_{ki}}$$

Donde:

- V_K : Velocidad al final del vuelo del cohete.
- I_{int} : Impulso específico del motor de la etapa 1.
- ρ_{T1} : Densidad del combustible.
- K_{FCT1} : Coeficiente de llenado volumétrico:
Volumen de combustible / Volumen de etapa.
- a_{CT1} : Coeficiente de perfeccionamiento constructivo:
$$\frac{\text{Masa de Construcción}}{\text{Masa de Combustible}}$$
- N : Número de etapas del cohete
- V_i : Velocidad de la etapa i .
- G_{pi} : Masa inicial del cohete i .
- G_{ki} : Masa final del cohete i .

3) Cálculo de la trayectoria del proyectil cohete no controlado.- (Figura N°4)

Una particularidad distintiva de la trayectoria del cohete es la presencia de la parte activa, en la cual, el cohete se mueve por acción del empuje del motor.

Para calcular esta zona se utiliza el sistema conocido de ecuaciones del movimiento del proyectil de artillería, añadiendo las fuerzas que actúan, el empuje del motor P e incluyendo en la ecuación que toma en cuenta la variación de la masa del cohete durante la combustión de la carga.

Durante esto el sistema de ecuaciones de movimiento del centro de gravedad del cohete en la parte activa tendrá la siguiente forma:

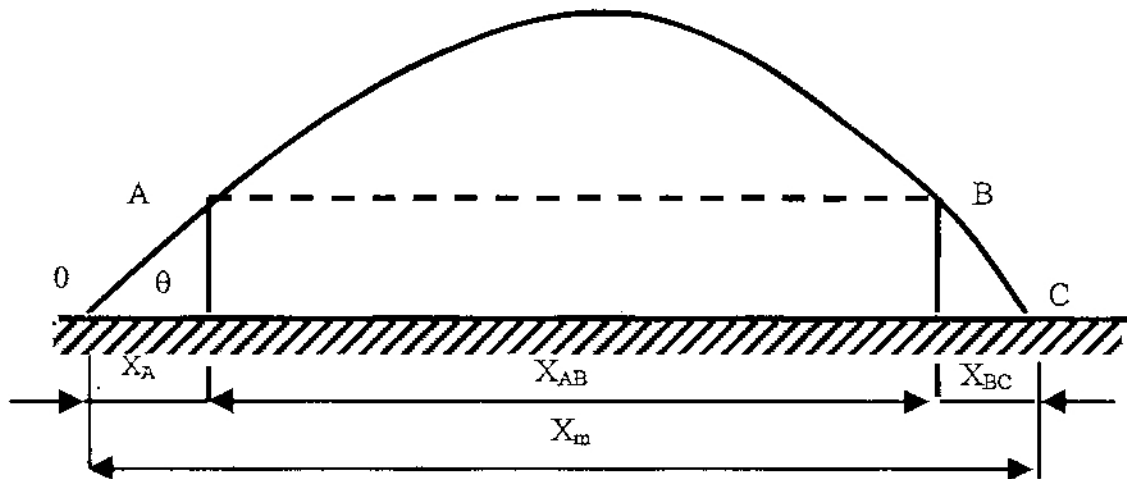


FIGURA N°4

COMPONENTES DEL ALCANCE TOTAL DEL PROYECTIL
NO CONTROLADO (PCN)

$$m(1-\mu)\frac{dv}{dt} = P(t) - C \frac{\rho v^2}{2} S_M - m_o(1-\mu)g \operatorname{Sen}\theta \quad (\text{a})$$

$$\frac{d\theta}{dt} = -g \frac{\operatorname{Cos}\theta}{v} \quad (\text{b})$$

$$\frac{dx}{dt} = v \operatorname{Cos}\theta \quad (\text{c})$$

$$\frac{d\mu}{dt} = v \operatorname{Sen}\theta \quad (\text{d})$$

$$\mu = \frac{\int_0^t \omega(t) dt}{m_o} \quad (\text{e})$$

donde:

$$\mu \quad : \quad \text{Masa relativa del combustible} = \frac{\text{Masa de combustible}}{\text{Masa inicial del cohete}}$$

Para integrar numéricamente este sistema debemos tener las funciones $P(t)$, $\omega(t)$, que se hallan de la solución del principal problema de la balística interna del MCCS y también la función del coeficiente balístico C , determinada en investigaciones aerodinámicas. Este método sino se dispone de una computadora es muy complicado, por esta razón en el periodo señalado se propusieron soluciones analíticas, basadas en una serie de suposiciones simplificadoras. La principal condición para estas simplificaciones fue el hecho de que en la parte activa del PCN el empuje del motor en muchas veces supera a los demás fuerzas que entran en la ecuación (a), estos permiten resolver el problema con el método de las aproximaciones continuas.

En una primera aproximación se consideraba una sola fuerza el empuje del motor o el empuje y la fuerza de la gravedad, en ambos casos la fuerza de la resistencia del aire se consideraba igual a cero.

Cuando se determina la velocidad del PCN en una segunda aproximación se añadía una corrección, la resistencia de aire, (Δv_R), calculada según los valores de la velocidad de la primera aproximación v_{A1} . Cuando se supone que $G = \text{constante}$, y la función C , se rige por una de las leyes de la resistencia adoptados para los proyectiles de artillería (las desviaciones individuales se toman en cuenta con el coeficiente de forma i , es posible cuando se calcula el coeficiente de corrección Δv_p , utilizar la función tabulada $L_1(V)$.

Durante esto es una segunda aproximación la velocidad V_{A2} se determina como:

$$v_{A2} = v_{A1} - \frac{Cm_o}{m_1 I_y} \tau L_1(v_{A1}) - y \text{Sen } Q_{\varphi} \tau \quad (f)$$

Donde:

C - Es el coeficiente balístico cuando $\mu = 0$.

τ - Es el tiempo de trabajo del motor.

$$\theta_{\varphi} = \frac{\theta_0 + \theta_A}{2} \quad (g)$$

La variación del ángulo de cabeceo en la parte activa se determina integrando la ecuación (b). Durante esto en ella se coloca el valor de v , calculado según la formula de Tsiolkovsky. El ángulo al final de la parte activa de la trayectoria, se determina de la función,

$$\xi(\theta_A) - \xi(\theta_o) = -\frac{1}{\eta} [k_2(\mu_A) - k_2(\mu_o)] \quad (h)$$

Donde:

$$\xi(\theta) = Ln \operatorname{tg}\left(\frac{\theta}{2} + \frac{\Pi}{4}\right), n = \frac{P}{gm_o}$$

es función tabulado. El subíndice “O” se relaciona con el momento de salida de las guías.

En la práctica un mayor uso debido a la comodidad tiene el método durante el cual la trayectoria del PCN se divide tres partes (Figura 4) para cada uno de los cuales los parámetros balísticos se calculan separadamente.

La parte mas larga de la trayectoria en una primera aproximación que determina del alcance del PCN es la región AB, del PCN.

Para la primera parte (X_A) y tercera parte (X_{BC}) debido a su pequeña longitud, se utiliza un método aproximado de cálculo, se recomienda utilizar las funciones trigonométricas:

$$X_A = y_a C \operatorname{tg} \theta_A$$

$$X_{BC} = y_A C \operatorname{tg} \theta_B$$

El alcance total del PCN se determina como la suma:

$$X_m = X_A + X_{AB} + X_{BC}$$

El diseño de los proyectiles de reacción no controlados (PCN) se efectúa de acuerdo con los requisitos técnico-tácticos.

El diseño más exacto del cohete, se inicia con la selección de la configuración constructiva general, del combustible y de los materiales para los principales conjuntos de la construcción. Durante esto debido al empleo en grandes cantidades de este tipo de proyectiles, adquiere un valor primordial, los requisitos de sencillez y de la facilidad de fabricación de la construcción, la abundancia de los materiales como condiciones necesarias para la productividad durante la fabricación en masa de las unidades.

El empleo del PCN en las tropas de combate muy cerca del enemigo origina la necesidad de contar con un cohete que este en condiciones de ser lanzado en cualquier momento, de sencillez de operación, de mínima vulnerabilidad. Estos requisitos en cierto grado predeterminan la selección de las configuraciones constructivas, de los combustibles, de los materiales y de las formas de las cargas.

Se desechan las variantes que aunque garantizan altas características balísticas del prototipo, complican la producción y la operación, todo esto determina lo específico del diseño del PCN que se refleja en los métodos del diseño balístico. El principal objetivo del diseño balístico consiste en la determinación de los principales parámetros constructivos de la carga y antes que nada de los parámetros del combustible sólido que garanticen una mínima masa de lanzamiento del prototipo en un alcance dado, para una masa dada de la cabeza de combate, para un combustible y materiales elegidos y unos valores adoptados de los parámetros de diseño, del impulso unitario, de la presión en el motor, del nivel de llenado del cuerpo del motor con combustible, de la resistencia del material del cuerpo, etc.

De acuerdo a las condiciones iniciales impuestas durante la toma de decisiones o de acuerdo a las limitaciones son posibles tres casos:

1. El proyectil que no esta limitado en su longitud y según el espesor de la bóveda de combustión (variante balístico óptimo).

2. El proyectil de longitud limitada.
3. El proyectil con un tiempo limitado de combustión de la carga.

El primer caso es el más característico para el diseño de los proyectiles con empenaje, cuando el método de estabilización del proyectil en vuelo permite cualquier longitud de la carga.

El segundo caso le corresponde al diseño de los proyectiles roto estabilizados (PRE), cuya estabilidad en vuelo puede ser garantizado solamente para una longitud relativa del proyectil que no supere entre 7 y 8 calibres de diámetro. Este caso sin embargo no se encierra en las normas del diseño del PRE, este se utiliza siempre y cuando según las condiciones de operación la longitud del proyectil se tiene una limitación.

El tercer caso tiene lugar cuando se diseñan los proyectiles con empenaje no controlables que se usan contra los tanques o vehículos blindados, cuando se efectúa el desarrollo de los motores de aceleración.

Para garantizar una alta precisión, necesaria para que impacte contra el objetivo se necesita que el tiempo de la combustión de la carga sea menor que el tiempo de movimiento del proyectil en la parte crítica de la trayectoria. Generalmente a los motores de lanzamiento, también se les exige que la aceleración del cohete hasta una determinada velocidad se produzca durante un tiempo definido.

En el presente trabajo de tesis se analiza el primer caso o sea, el cohete de reacción no controlado con empenaje, entre los cuales tenemos a los sistemas reactores de disparo múltiple.

Las soluciones del problema que se desarrollaran en la presente tesis, están basados en un método sencillo para determinar el máximo alcance del tiro (X_{\max}). Cuando se determina X_{\max} se propone, que la carga del cohete se quema instantáneamente mientras que el ángulo del máximo alcance (θ_{\max}) es igual 45° .

Esto permite considerar al máximo alcance como una función de dos parámetros: de la máxima velocidad (V_{\max}) calculado según la fórmula de Tsiolkovsky, y del coeficiente balístico (C), calculado para un proyectil con una carga que se quema a alturas de vuelo igual a cero. Los errores en la determinación de X_{\max} no supera el 3%.

La etapa moderna en el desarrollo de los cohetes de disparo múltiple que se caracterizan por un aumento sustancial de las características energéticas básicas del motor debido al empleo tanto de combustibles sólidos homogéneos como de los combustibles híbridos con unos valores altos del impulso específico, de la densidad y de la temperatura de los productos de la combustión. Esto a su vez requiere el empleo de cargas de un solo canal de combustión interna que estén fuertemente fijadas con el cuerpo; así como los colocados con un inhibidor externo, que permiten proteger las paredes del motor de la acción de las altas temperaturas de los productos de la combustión. Por esta razón más adelante vamos a analizar solamente los cohetes con una carga que arde por el canal que tiene una forma cilíndrica, que tenga una sección telescópica y una sección en forma de estrella.

De esta manera el objetivo de la tesis consiste en el diseño y determinación de los parámetros constructivos óptimos de las cargas de combustible sólido para los motores de los proyectiles de reacción no controlados.

La tesis esta compuesto de la introducción, tres capítulos, diecisiete figuras, tres tablas y de las conclusiones.

En el primer capítulo se ha realizado un análisis de las características balísticas y constructivas del PCN, y se ha determinado su relación con los parámetros óptimos dimensionales del proyectil; disponiéndose de expresiones matemáticas que permiten determinar el coeficiente de llenado máximo, que es un factor que influye en el alcance máximo.

El segundo capítulo esta dedicado a la determinación de la relación entre las medidas de la carga (longitud) y el coeficiente de llenado para las cargas de combustión por el canal de tres tipos: de ranura, telescópica y de forma de estrella.

En el tercer capítulo se da la relación entre los parámetros constructivos del prototipo balístico óptimo del PCN y los parámetros de la carga para tres cargas examinadas de combustión que arden en la zona del canal.

CAPITULO I

ANÁLISIS DE LAS CARACTERÍSTICAS BALÍSTICAS Y CONSTRUCTIVAS DEL PCN

CALCULO DE LAS MASA TOTAL DEL MOTOR

La masa del PCN se presenta en la siguiente en la forma:

$$Q = q_{bH} + q_k + q_{cp} + \omega_T \quad (1.1)$$

Siendo:

q_{bH} : Masa de la carga útil o masa de la cabeza de combate.

q_k : Masa total de los fondos de la cámara coheteril, del diafragma y de otros elementos de fijación de la carga, del estabilizador de combustión.

q_{cp} : Masa de la parte cilíndrica del motor.

ω_T : Masa del combustible.

1.1 Análisis de los parámetros máxicos – constructivos del proyectil sin considerar la influencia de su longitud.

Vamos a suponer que la masa de estos elementos son constantes con la variación de la longitud de la carga y para una configuración adoptada de la construcción y un material seleccionado que depende solamente del calibre del proyectil.

$$q_k = G_{qk} D_H^3 \quad (1.2)$$

La masa de la parte cilíndrica del cuerpo del motor vamos a representarlo en la forma (figura 1.1).

$$q_{cp} = k_L L \frac{\pi}{4} \left[(D_H^2 - D_K^2) \rho_M + (D_K^2 - D_u^2) \rho_{T3\pi} \right] \quad (1.3)$$

Donde :

- D_K : Es el diámetro interno del tubo (del elemento estructural portante de la construcción).
- D_u : Es el diámetro interno del termo aislante $T3\pi$ CFP (Capa fijadora protección 3kc).
- $\rho_{T3\pi}$: Es la densidad del termo aislante, del inhibidor ó de la capa fijadora de protección (3kc) para una fijación resistente de la carga con la cámara.
- L : Es la longitud de la carga.
- K_L : Es el coeficiente que toma en cuenta la superación de la longitud con respecto a la longitud de la carga.

Introduciremos los símbolos de los espesores:

$$B_H = \frac{D_K}{D_H}; \quad B_K = \frac{D_u}{D_K}$$

Donde:

- B_H : Indicador de espesor del de la estructura metálica.
- B_K : Indicador de espesor termoaislante.

Utilizando la simbología anterior q_{tp} se puede presentar en la forma siguiente:

$$q_{tp} = K_L L \frac{\pi}{4} D_H^2 (1 - B_H^2) \left[\rho_M + B_H^2 \frac{1 - B_K^2}{1 - B_H^2} \rho_{T3\pi} \right] \quad (1.4)$$

La expresión entre corchetes se puede considerar como la densidad reducida de la pared del motor (ρ_{mp}):

$$\rho_{mp} = \rho_M + B_H^2 \frac{1 - B_K^2}{1 - B_H^2} \rho_{T3\pi} \quad (1.5)$$

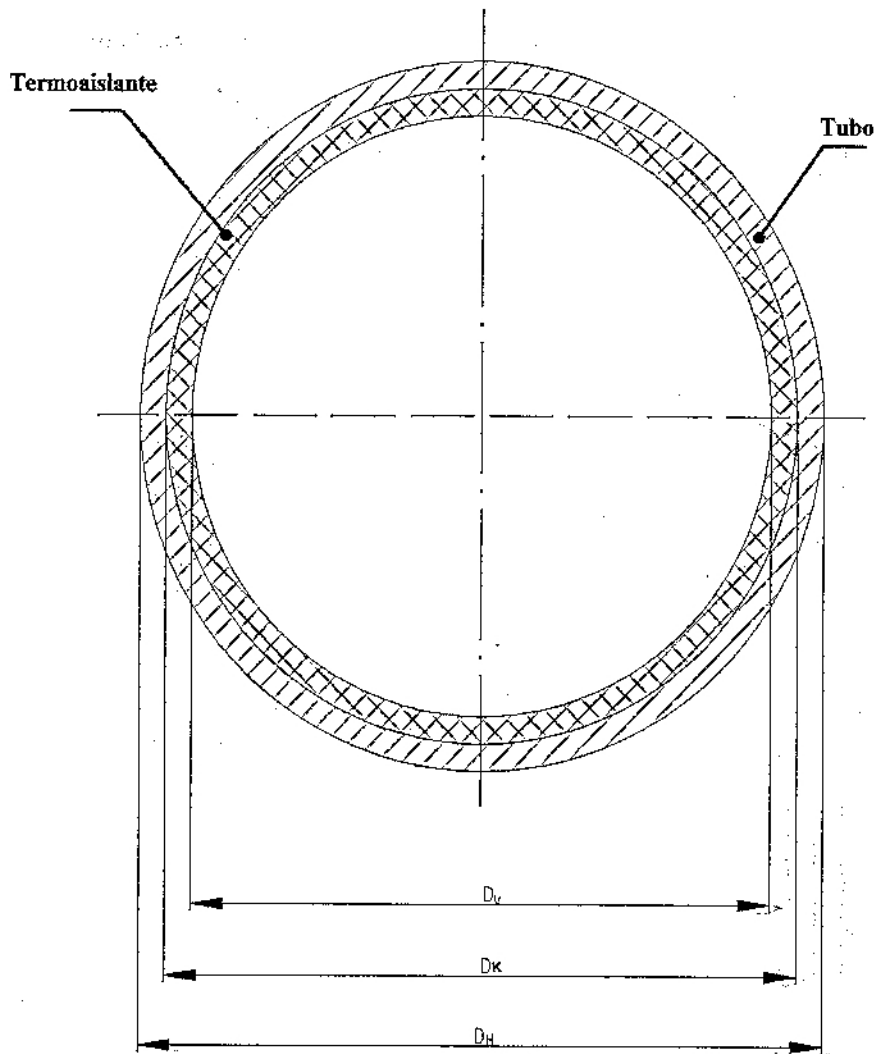


FIGURA N°1.1
SECCIÓN TRANSVERSAL DE LA CAMARA COHETERIL

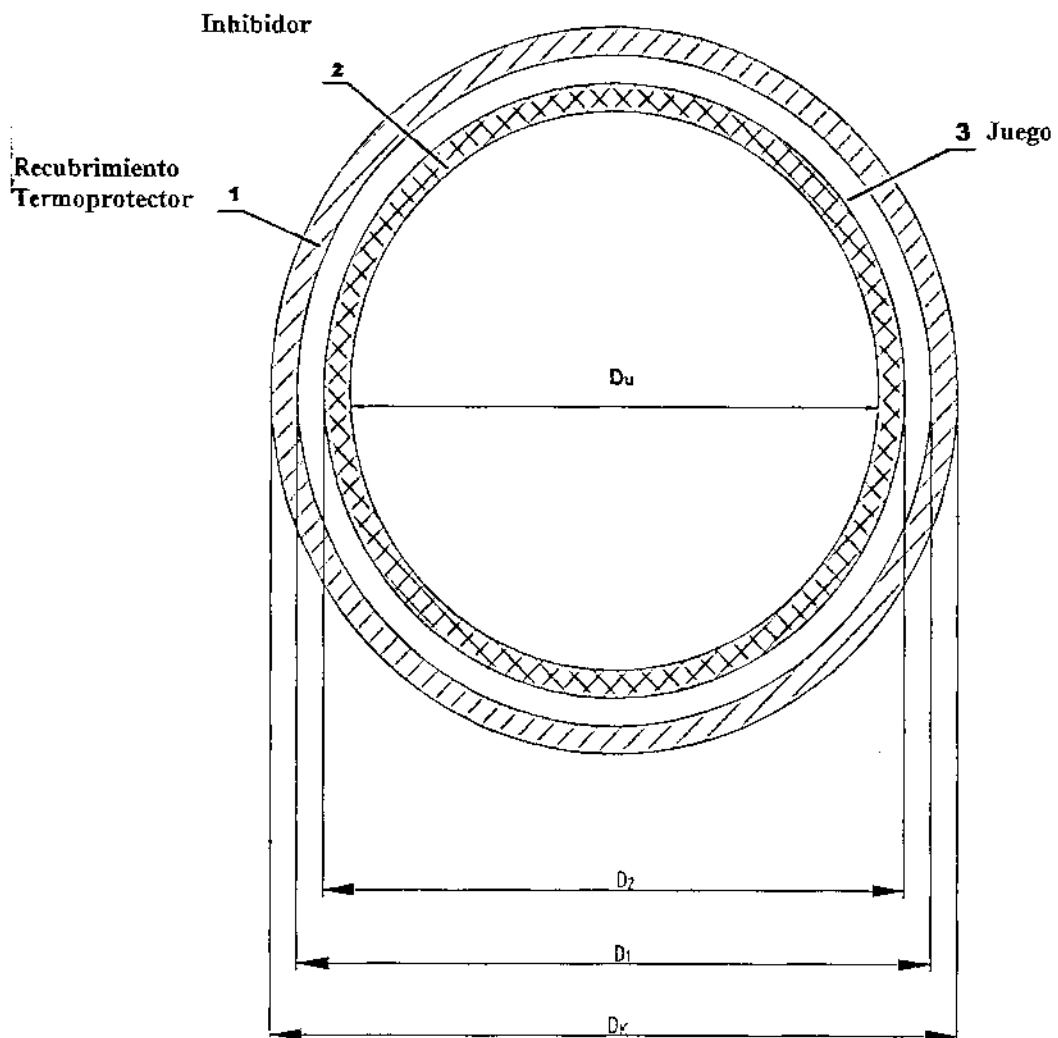


FIGURA N°1.2

ESQUEMA DE LA UBICACIÓN DEL RECUBRIMIENTO TERMOPROTECTOR, DEL INHIBIDOR Y DEL JUEGO.

A su vez el recubrimiento termoprotector se puede considerar como una combinación del recubrimiento termoprotector del inhibidor o de la capa protectora fijadora (3kc) y también del juego entre el recubrimiento termoprotector y el inhibidor (figura 1.2).

$$D_1 - D_2 = 2\delta_3$$

δ_3 : Es el juego entre el termoaislante y el inhibidor de la carga colocada:

$$D_2 - D_u = 2\delta_{\delta p}$$

$\delta_{\delta p}$: Es el espesor del inhibidor para la carga colocada.

$$D_K - D_1 = 2\delta_{T3\pi}$$

$\delta_{T3\pi}$: Es el espesor del recubrimiento termoaislante.

Para una carga colocada se debe cumplir la condición:

$$\delta_3 > 0 \quad \delta_{\delta p} > 0 \quad \delta_{T3\pi} > 0$$

Para la carga fuertemente fijada:

$$\delta_3 = 0 \quad \delta_{\delta p} = \delta_{3KC} \quad \delta_{T3\pi} = 0$$

Entonces la densidad reducida del T3 π es igual a:

$$\rho_{T3\pi_{ro}} = \frac{D_K^2 - D_1^2}{D_K^2 - D_u^2} \rho_{T3\pi} + \frac{D_2^2 - D_u^2}{D_K^2 - D_u^2} \rho_{\delta p} \quad (1.6)$$

Donde:

$\rho_{T3\pi}$ = Es la densidad termoaislante o de la capa fijadora de protección (3KC) para una fijación resistente de la carga con la cámara.

$\rho_{\delta p}$ = Es la densidad del inhibidor.

Ahora la densidad reducida del termoaislante se puede expresar así:

$$\rho_{T3\pi_{np}} = \frac{D_K^2 \left[1 - \left(\frac{D_1}{D_K} \right)^2 \right]}{D_K^2 \left[1 - \left(\frac{D_u}{D_K} \right)^2 \right]} \rho_{T3\pi} + \frac{D_u^2 \left[\left(\frac{D_2}{D_u} \right)^2 - 1 \right]}{D_u^2 \left[\left(\frac{D_K}{D_u} \right)^2 - 1 \right]} \rho_{\delta p} \quad (1.7)$$

Simplificando se obtiene:

$$\rho_{T3\pi_{np}} = \frac{1 - \left(\frac{D_1}{D_K} \right)^2}{1 - \left(\frac{D_u}{D_K} \right)^2} \rho_{T3\pi} + \frac{\left(\frac{D_2}{D_u} \right)^2 - 1}{\left(\frac{D_K}{D_u} \right)^2 - 1} \rho_{\delta p} \quad (1.8)$$

El diámetro D_u es igual al diámetro externo de la pastilla D .

Por consiguiente al reemplazar en la ecuación (1.5), el valor obtenido en (1.8), se obtiene que:

$$q_{np} = K_L L \frac{\pi}{4} D_H^2 (1 - B_H^2) p_{np} \quad (1.9)$$

Para el motor sin termoaislante, en la ecuación (1.5) si $\rho_{T3\pi} = 0$ y en

$$B_H = \frac{D_K}{D_H}$$

$$B_K = 1 \text{ entonces } \rho_{np} = \rho_M$$

La magnitud B_H se encuentra de la condición de resistencia de la pared del motor; permitiéndonos obtener el espesor de la pared metálica del cohete:

$$D_H - D_K = \frac{p_m D_K}{\sigma_B} \quad (1.10)$$

Donde p_m : Es la presión de diseño (cálculo).

σ_B : Es el límite elástico del material de construcción.

Dividiendo ambas partes de la ecuación (1.10) por D_H y resolviendo la ecuación obtenida con respecto a $B_H = D_K/D_H$.

Hallamos:

$$B_H = \frac{\sigma_B}{\sigma_B + p_m} \quad (1.11)$$

La magnitud B_K se determina por las condiciones de intercambio de calor en la cámara y por las características termofísicas del recubrimiento. Durante el diseño balístico, esta magnitud se da aproximadamente similar a los motores prototipos existentes.

La masa de la carga de combustible empleando los símbolos adoptados se expresa según la fórmula.

$$\omega_t = \rho_r \frac{\pi D_H^2}{4} B_H^2 B_K^2 \varepsilon L \quad (1.12)$$

Donde:

ε : Es el coeficiente de llenado (según la sección) del motor con combustible.

L : Es la longitud de la carga.

ρ_r : Es la densidad del combustible.

1.2 Análisis de los parámetros básicos – constructivos del proyectil considerando la influencia de su longitud.

En adelante deberemos analizar la variación de los parámetros del proyectil con la variación de la longitud del proyectil. Durante esto, la masa de estos elementos de la

construcción, como el diafragma, el fondo, el estabilizador, es conveniente unir en la ecuación (1.1) con la masa de la cabeza de combate en un sumando, que lo llamaremos masa reducida de la carga útil (q_{nH}').

$$q_{nH}' = q_{nH} + q_k \quad (1.13)$$

Entonces reemplazando en la ecuación (1.1), las expresiones de las ecuaciones (1.9, (1.12) y (1.13) se obtiene:

$$Q = q_{nH}' + k_L L \frac{\pi D_H^2}{4} (1 - B_H^2) \rho_{np} + \rho_T \frac{\pi D_H^2}{4} B_H^2 B_K^2 \varepsilon L. \quad (1.14)$$

Para explicar el enfoque a la solución del problema planteado, examinaremos como varían los parámetros balísticos, constructivos máxicos del PCN de un calibre dado con una masa dada de la cabeza de combate para una variación de la longitud de la carga. (Figura 1.3)

Con el aumento de la longitud de la carga de una forma adoptada inevitablemente crece la superficie de su combustión, para que la velocidad de los productos de la combustión no supere una magnitud determinada se debe limitar su valor en la sección de salida de la carga. Para los combustibles híbridos no hay una magnitud determinada de la velocidad del flujo, como en el caso de los combustibles homogéneos que es un criterio de la velocidad de combustión y esta relacionado de forma única con el valor límite de H de Pobiedonotsiev (donde H es la relación del área de combustión entre el área de la sección del ducto).

Para los motores con cargas de combustible sólido híbrido, la pregunta sobre la estabilidad de combustión no es tan crítico, y la limitación respecto a la velocidad del flujo de los productos de la combustión esta relacionado con las pérdidas de la presión

total, con la velocidad de erosión del recubrimiento termoprotector, del fondo posterior y de la parte de entrada de la tobera.

Evidentemente que la magnitud de esta velocidad deberá ser menor a la magnitud de la velocidad de la sección crítica de la tobera o sea deberá cumplirse la condición siguiente:

$$\frac{F_{cb}}{F_{kp}} = K_n \quad K_n > 1 \quad (1.15)$$

Donde:

F_{cb} : Es el ducto del área de libre paso de los gases en la salida del canal de la carga (hacia la tobera).

F_{kp} : Es el área de la sección crítica de la tobera.

K_n : Es el coeficiente que determina el máximo valor de la velocidad del flujo en el período inicial de trabajo en la sección libre del canal de la carga del motor, de acuerdo a la expresión:

$$V_{m\acute{a}x} = a(k) \frac{F_{kp}}{F_{cb}} \sqrt{RT} \quad (1.16)$$

La magnitud del coeficiente K_n de manera directa esta relacionada con H de Poviedonotsiev por la expresión:

$$K_n = \frac{L}{H} \frac{p^{1-\nu} A}{\rho_T} \quad (1.17)$$

Donde:

ν : Es el exponente en la ley de la velocidad de combustión del combustible.

Siendo: A el coeficiente de descarga.

$$A = \frac{a^{(k)}}{\sqrt{RT}}$$

$$a^{(k)} = \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \sqrt{kg}$$

- k : Es el exponente adiabático del proceso.
- R : Es la constante específica del gas.
- T : Es la temperatura de los productos de la combustión.
- g : Es la aceleración de la gravedad.

De esta manera, el coeficiente K_n es un indicador más general, que determina las condiciones límites del llenado del volumen de la cámara de combustión del motor con combustible, respecto a H de Pobiedonotsiev tanto para los combustibles sólidos homogéneos y los heterogéneos.

El primer factor que influye en el alcance del proyectil (X_{max}) es la longitud de la carga del combustible (L) que como veremos a continuación se analizan en función de los criterios H y K_n .

Como el criterio H está relacionado directamente con el coeficiente K_n , en adelante vamos a utilizar la metodología ya formada de diseño orientado al criterio H.

La influencia de este factor para cierta longitud puede ser predominante, lo que provoca la reducción de la masa de la carga. Como un caso extremo se puede presentar el hecho de que cuando la longitud de la carga es muy grande su masa se convierte en cero, ya que para una gran superficie de combustión se debe disponer de toda la sección transversal de la cámara para que pase el flujo de gases originados durante el proceso de combustión.

En la parte cilíndrica de la cámara q_{tp} crece con la longitud de la carga linealmente, conjuntamente con esto, de la función lineal se deduce que la masa pasiva del proyectil (q) es:

$$q = \dot{q}_{nH} + q_p \quad (1.18)$$

Evidentemente, el punto máximo de la relación $\frac{\omega_r}{q}$ con el aumento de la longitud de la carga se alcanza antes que se logre el máximo valor de la masa, ya que en la zona del máximo de la masa de la carga durante un crecimiento lineal de la masa pasiva (q), la relación $\frac{\omega_r}{q}$ va a disminuir. El máximo de la relación $\frac{\omega_r}{q}$ coincide con la máxima velocidad del proyectil $(v_m)_{max}$. Esta magnitud es la velocidad del proyectil que se puede alcanzar como máximo para un calibre y una carga útil dados.

El segundo factor que determina el máximo alcance del proyectil, es el coeficiente balístico c , que varía inversamente proporcional a la masa pasiva, y por consiguiente a la longitud de la carga en todo el intervalo examinado de longitudes se puede favorecer el aumento del alcance. El valor del coeficiente balístico c se determina según la siguiente fórmula:

$$c = \frac{iD_H^2 \cdot 10^3}{q}$$

Donde:

- i : Es el coeficiente de forma del proyectil.
- D_H : Es el diámetro externo del proyectil
- q : Es la masa pasiva del proyectil $= \dot{q}_{nH} + q_p = q_{nH} + q_K + q_{zp}$

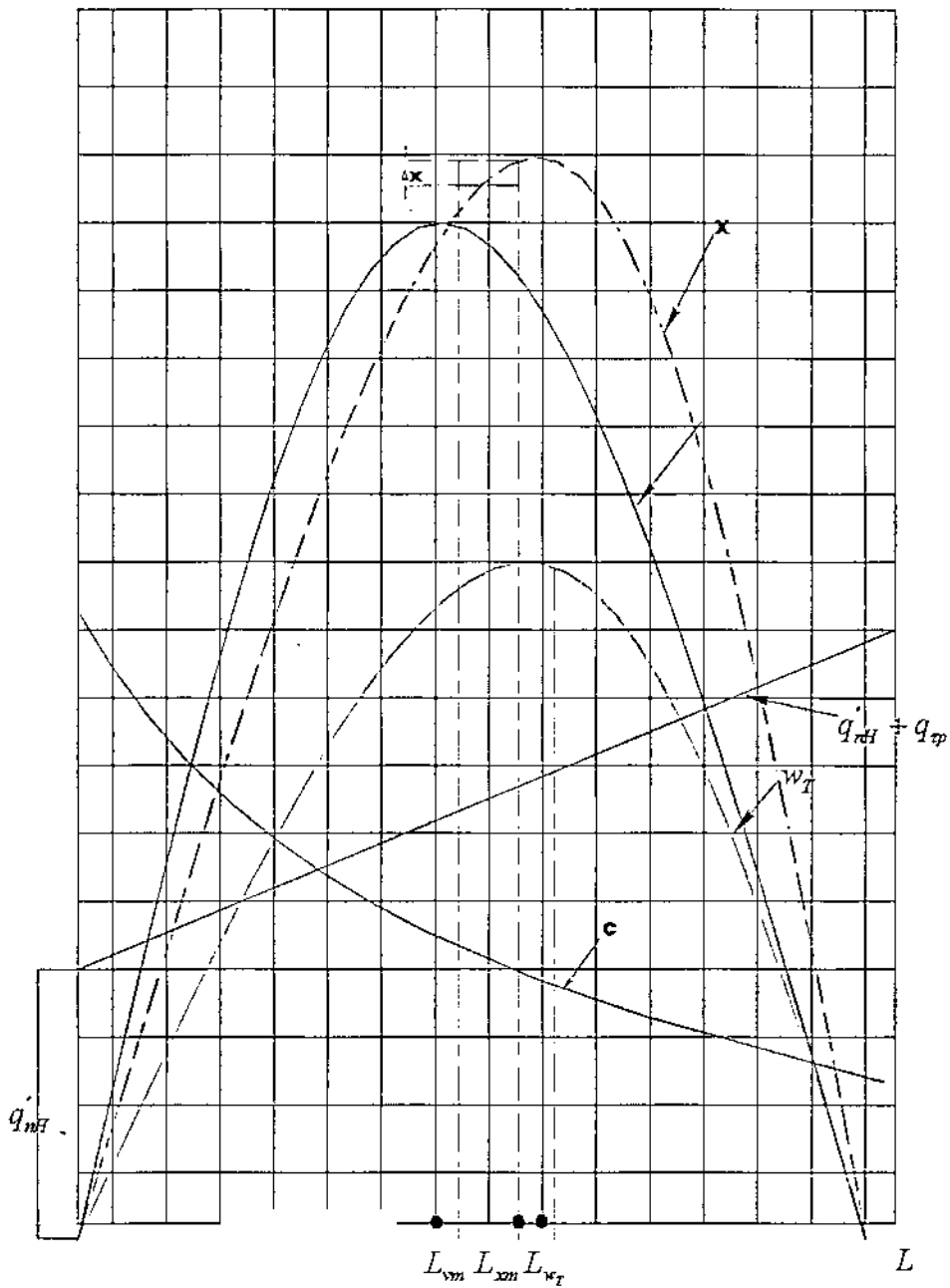


FIGURA 1.3

VARIACIÓN DE LAS CARACTERÍSTICAS MÁNICAS Y BALÍSTICAS DEL PCN CON EL INCREMENTO DE LA LONGITUD DE LA CARGA.

Evidentemente el máximo del alcance se va a encontrar a la derecha del máximo de la velocidad del proyectil como muestran las investigaciones, para las diferentes combinaciones de los parámetros balísticos y constructivos el máximo alcance poco se diferencia del alcance que corresponde al extremo de la velocidad. Sin embargo el proyectil que responde al máximo del alcance va a ser más largo y pesado que el modelo, calculado para la máxima velocidad. Por consiguiente adoptando como límite alcanzable aquel alcance que corresponde a $(v_m)_{max}$, nosotros muy poco reducimos las posibilidades balísticas de dicho calibre pero relacionaremos de esta manera el límite condicional del alcance con la variante constructiva, que tiene un peso menor y una longitud menor. Esta variante vamos a considerarla como la solución balística óptima.

Como el extremo de la velocidad se consigue para un máximo de la relación $\frac{\omega_T}{q}$ (Número de Tsiolkovsky) pasaremos a la determinación de este máximo, utilizando para dicho efecto las ecuaciones (1.12), (1.13):

$$\frac{\omega_T}{q} = \frac{\frac{\pi D_H^2}{4} \rho_r B_H^2 B_K^2 L \varepsilon}{q'_{nH} + \frac{\pi D_H^2}{4} \rho_{np} (1 - B_H^2) k_L L} \quad (1.19)$$

Dividiendo el numerador y el denominador de la parte derecha entre el cubo del calibre obtenemos:

$$\frac{\omega_T}{q} = \frac{\frac{\pi}{4} \rho_r B_H^2 B_K^2 \bar{L} \varepsilon}{C' q'_{nH} + \frac{\pi}{4} \rho_{np} k_L (1 - B_H^2) \bar{L}} \quad (1.20)$$

Donde:

$$\bar{L} = L/D_H$$

$$C'_{q_{nH}} = q'_{nH} / D_H^3$$

Cuando se busca el máximo de la relación $\frac{\omega_T}{q}$ es indiferente cual de los dos magnitudes interrelacionadas \bar{L} ó ε , vamos a considerar como variable independiente, ya que la función L depende únicamente de ε . Para simplificar las transformaciones matemáticas es conveniente en calidad de variable independiente considerar a ε . Entonces diferenciando la expresión (1.20) respecto a ε e igualando la derivado a cero obtenemos:

$$C'_{q_{nH}} \frac{d\bar{L}}{d\varepsilon} \varepsilon + \bar{L} C'_{q_{nH}} + \frac{\pi}{4} k_L \rho_{mp} (1 - B^2_H) \bar{L}^2 = 0 \quad (1.21)$$

ó

$$-\frac{\frac{d\bar{L}}{d\varepsilon} \varepsilon + \bar{L}}{\bar{L}^2} = \frac{\pi}{4} \frac{k_L \rho_{mp} (1 - B^2_H)}{C'_{q_{nH}}} \quad (1.22)$$

La ecuación (1.22) expresa en un caso general la condición de máximo alcance del PCN de longitud no limitado para una masa dada de la carga útil. Para obtener una solución numérica, en la ecuación (1.22) se debe colocar una expresión concreta de la función $\bar{L} = f(\varepsilon)$ para la carga de una forma adoptada. Entonces resolviendo la ecuación hallamos el valor del coeficiente de llenado máximo (ε_{\max}) que determina el máximo alcance.

CAPITULO 2

DETERMINACIÓN DE LA RELACION ENTRE LAS MEDIDAS DE LA CARGA Y EL COEFICIENTE DE LLENADO ε PARA LAS CARGAS DE DIVERSA FORMA

2.1 RELACION ENTRE LAS MEDIDAS DE LA CARGA Y EL COEFICIENTE DE LLENADO ϵ PARA LAS CARGAS DE DIFERENTE FORMA

El porcentaje de la carga combustible es hasta el 90% de toda la masa del cohete y de su grado de perfeccionamiento depende las performances de vuelo – técnico de todo el cohete.

Las principales medidas de la carga diseñada deberán estar relacionadas entre sí y con las medidas internas de la cámara coheteril de tal manera que garantice el valor del coeficiente K_n .

Examinaremos las funciones que establecen este tipo de relación para algunas formas típicas de las cargas, durante esto nosotros nos limitaremos a las formas que garanticen que la superficie de combustión sea constante, que en mayor frecuencia se utilizan en los PCN.

2.1.1 Carga Ranurada

La combustión de este tipo de cargas se produce por las superficies internas, formadas por el canal y las ranuras.

Esto se realiza mediante una adecuada selección de las relaciones entre las longitudes de las zonas cilíndricas y zonas ranuradas.

En función a las condiciones de operación la carga puede ser colocada en la cámara de combustión con las ranuras ubicadas al lado de la tobera o al lado del fondo delantero. El primer método descrito de instalación de la carga es preferible ya que permite aumentar el coeficiente de llenado.

Una de las principales ventajas de la carga ranurada, es la ausencia de residuos, regresivos ardientes del combustible en el periodo final de combustión de la carga.

La desventaja de este tipo de carga, es la presencia de concentradores de tensiones en las bases de las ranuras y las altas tensiones en la superficie del canal cilíndrico, por lo que es necesario aplicar recubrimientos protectores de calor en las paredes de la cámara de combustión en la zona de las ranuras.

Durante la combustión de la parte ranurada de la carga no siempre coincide con el tiempo de combustión de la parte tubular.

El número de ranuras esta relacionada al empuje que deseamos obtener por ello existen métodos gráficos que nos permiten determinar el número y el perfil de los recortes ranurados, de tal manera que en los momentos de quemado, las zonas ranuradas y cilíndricas comiencen simultáneamente, o sea conseguir la igualdad de la bóveda ardiente (e) y de la distancia mínima desde el vértice de la ranura hasta el punto de intersección del eje de simetría del haz con la circunferencia externa de la carga.

En los PCN se puede utilizar dos tipos de cargas:

- Las colocadas libremente en la cámara de combustión.
- Las fijadas (o de llenado) fuertemente con las paredes de la cámara de combustión examinaremos ambos casos para las cargas expuestas anteriormente.

La carga libremente colocada en la cámara de combustión se fija con ayuda de un diafragma o con topes. En este último caso durante el trabajo del

motor entre el cuerpo y la carga deberá formarse una zona estancada sin que circule el gas caliente.

En cambio cuando la carga esta fijada fuertemente con las paredes de la cámara de combustión, una gran parte del cuerpo esta protegida del calentamiento interno por el combustible, lo que permite disminuir la masa del protector de calor o térmico.

A este grupo se relaciona primeramente a las cargas con un canal cilíndrico y con cortes ranurados (compensadores) dirigido al fondo delantero.

La combustión de esta carga se produce por el canal cilíndrico interno y por las ranuras (Figura 2.1).

Introduciremos los símbolos:

D : Diámetro externo de la pastilla.

d : Diámetro del canal interno.

δ_{ran} : Espesor de la parte ranurada.

n_{ran} : Ancho de la parte ranurada.

l_{ran} : Longitud de la parte ranurada.

El coeficiente de llenado de la cámara para la carga de una pastilla de un solo canal, se calcula de la siguiente manera:

$$\varepsilon = \frac{D^2 - d^2}{D^2} = 1 - \left(\frac{d}{D}\right)^2 \quad (2.1)$$

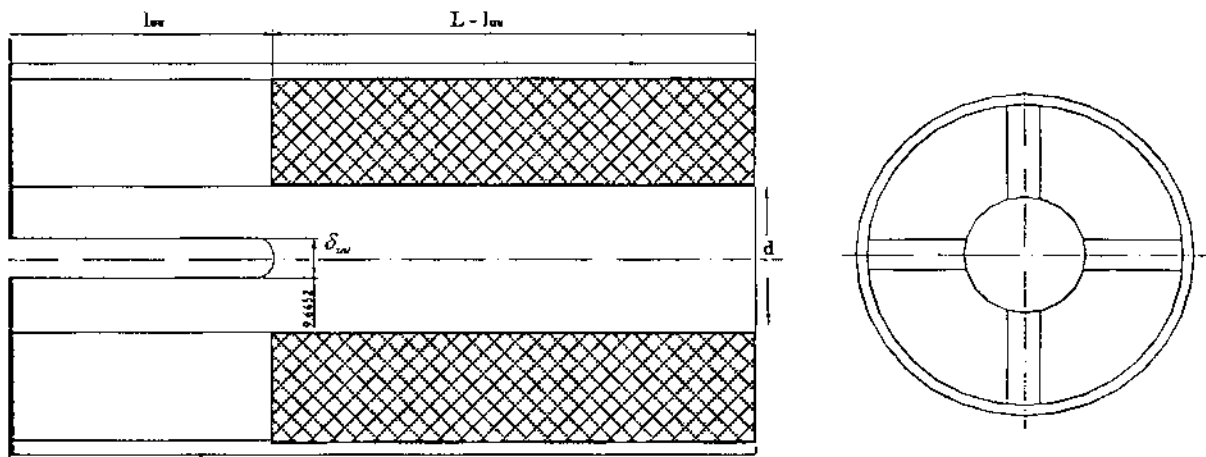


FIGURA N°2.1

CARGA DE COMBUSTIÓN DE CANAL CON CUATRO RANURAS

De aquí se deduce que :

$$\frac{d}{D} = \sqrt{1 - \epsilon} \quad (2.2)$$

La superficie media de combustión de la carga, se evalúa mediante la expresión:

$$S_{cp} = \frac{\omega_T}{\rho \cdot e} \quad (2.3)$$

Donde la bóveda ardiente (e), se calcula así :

$$e = \frac{D - d}{2} \quad (2.4)$$

Considerando que en la carga ranurada la superficie inicial de combustión (S_{Haz}) es igual a la superficie final (S_{KOH}), la que a su vez es igual a la superficie media (S_{cp}) o sea:

$$S_{Haz} = S_{KOH} = S_{cp} \quad (2.5)$$

Se puede obtener la expresión para el criterio H de Pobiedonotsiev:

$$H = \frac{S_{Haz}}{F_{cb}} \quad (2.6)$$

Donde:

F_{cb} : Es el área inicial del canal.

$$F_{cb} = \frac{\pi d^2}{4} \quad (2.7)$$

Utilizando las ecuaciones (2.1), (2.2), (2.3), (2.5), (2.7) y colocando en la ecuación (2.6) obtenemos la siguiente expresión:

$$H = \frac{\omega}{\rho \cdot e \frac{\pi}{4} d^2} = \frac{2 \varepsilon \bar{L}}{(1 - \sqrt{1 - \varepsilon})(1 - \varepsilon)} \quad (2.8)$$

Al final la relación entre la longitud relativa de la carga (\bar{L}) y el coeficiente de llenado (ε) para la carga ranurada ,adopta la forma siguiente:

$$\bar{L} = \frac{H}{2} \frac{(1 - \varepsilon)(1 - \sqrt{1 - \varepsilon})}{\varepsilon} \quad (2.9)$$

$$\frac{d\bar{L}}{d\varepsilon} = \frac{H}{2} \frac{\left\{ \frac{1}{2} (1 - \varepsilon)^{-\frac{1}{2}} - [1 - \sqrt{1 - \varepsilon}] \right\} \varepsilon - (1 - \varepsilon) [1 - \sqrt{1 - \varepsilon}]}{\varepsilon^2}$$

Simbolizaremos:

$$\frac{(1 - \varepsilon)(1 - \sqrt{1 - \varepsilon})}{\varepsilon} = f_1(\varepsilon)$$

La curva de la función $f_1(\varepsilon)$ respecto a ε se muestra en la figura 2.2 y sus valores se han tabulado, obteniéndose una serie de valores numéricos que se muestran en la tabla siguiente:

Tabla 2.1

ε	0	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9	1.0
$f_1(\varepsilon)$	0.5	0.462	0.423	0.381	0.338	0.293	0.245	0.194	0.138	0.076	0

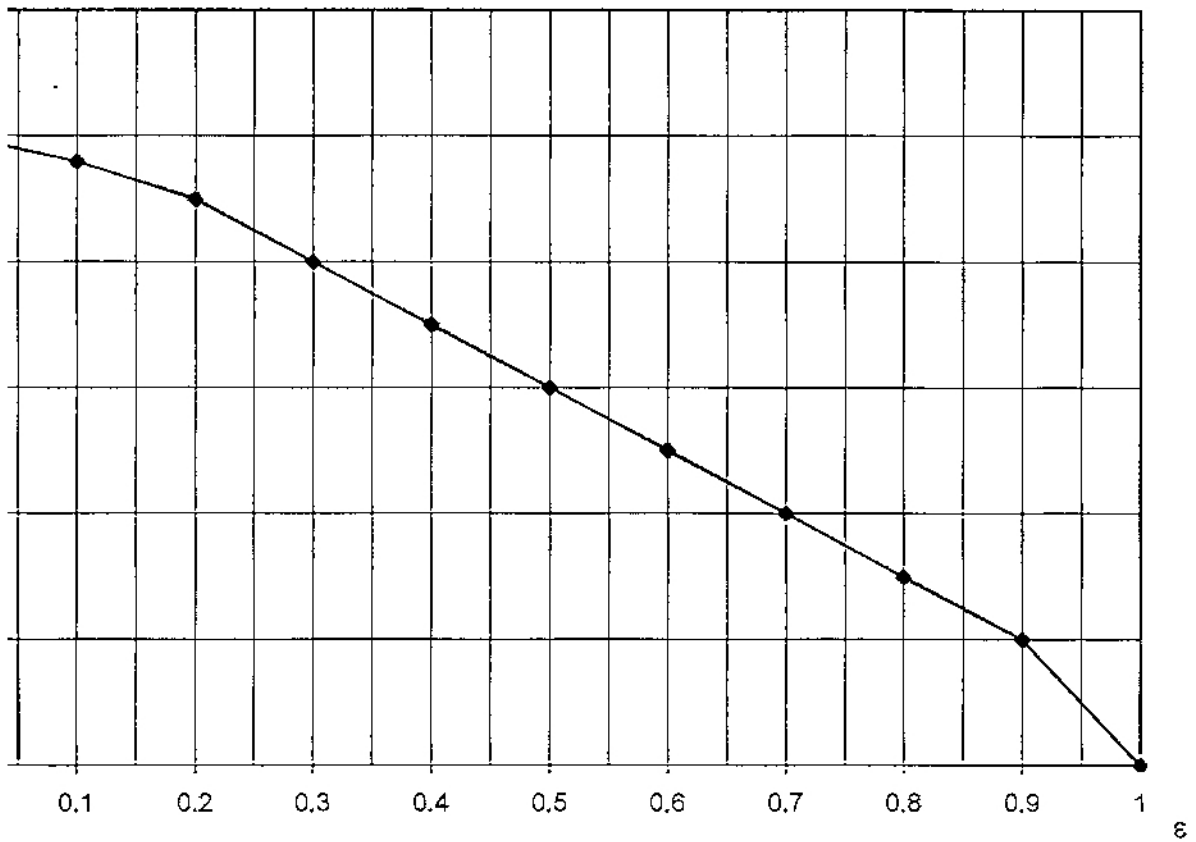


FIGURA 2.2

FUNCIÓN $f_1(\varepsilon)$ RESPECTO AL GRADO DEL COEFICIENTE DE LLENADO (ε) DE LA SECCIÓN DE LA CÁMARA CON COMBUSTIBLE

2.1.2 Carga Telescópica

Es una carga multipastilla con una ubicación concéntrica de las partes; la parte externa de la carga tiene un canal.

La combustión esta organizada de tal manera que se evita el contacto de los gases calientes con una gran parte de la pared interna de la cámara de combustión. Para esto la superficie externa de la parte de la carga adyacente al canal y los lados laterales de ambas partes de la carga pueden tener inhibidores. Los inhibidores son materiales que protegen al combustible de los gases calientes y no les permiten arder.

El espesor de la bóveda ardiente en combustión esta elegida de tal manera, que ambas partes de la carga terminan de quemarse simultáneamente.

El diámetro de la parte interna de la carga deberá tener un tamaño igual al doble del espesor de la bóveda de la parte externa de la carga. El juego entre las superficies ardientes de ambas partes de la carga deberá ser mínimo pero deberá garantizar una combustión estable del combustible.

Una dificultad especial presenta la fijación de la parte central de la carga, ya que se debe garantizar su ubicación concéntrica, y conservar dicha posición hasta el final de la combustión de la carga.

La sección de la carga telescópica con los principales símbolos se muestra en la figura 2.3, para ambos elementos de la carga el espesor de la bóveda que esta ardiendo deberán ser iguales. Por consiguiente se puede establecer que :

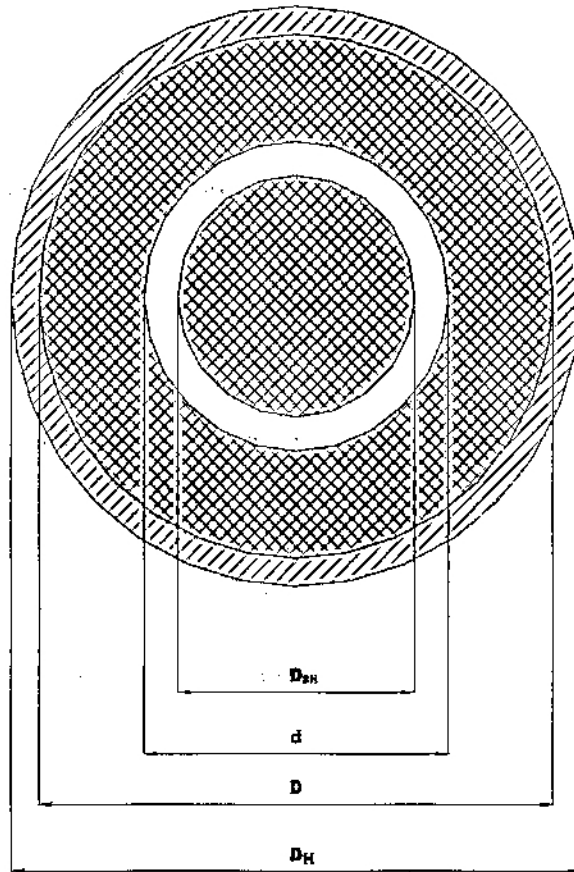


FIGURA N°2.3
MEDIDAS TÍPICAS DE LA CARGA TELESCÓPICA

$$\frac{D - d}{2} = \frac{D_{BH}}{2} \quad (2.10)$$

De donde:

$$D = D_{BH} + d$$

La superficie de combustión de la carga, se calcula a través de la siguiente expresión:

$$S = \pi L (D_{BH} + d)$$

El área de libre paso se expresa así :

$$F_{CB} = \frac{\pi}{4} (d^2 - D_{BH}^2)$$

El parámetro de Pobiedonotsiev se determina como:

$$H = \frac{S}{F_{CB}} = \frac{4L}{d - D_{BH}} \quad (2.11)$$

De donde al despegar se obtiene:

$$d - D_{BH} = \frac{4L}{H} \quad (2.12)$$

Así mismo partiendo de la ecuación (2.11), podemos determinar la longitud para una carga telescópica:

$$L = H \frac{(d - D_{BH})}{4}$$

El coeficiente de llenado de la sección de la cámara con combustible, se calcula por la siguiente fórmula:

$$\varepsilon = \frac{S_T}{F_K} = \frac{\frac{\pi}{4}(D^2 - d^2 + D_{BH}^2)}{\frac{\pi}{4}D^2} = 1 - \frac{d^2 - D_{BH}^2}{D^2} \quad (2.13)$$

Colocando en la ecuación (2.13) las expresiones (2.10) y (2.12) obtenemos ahora el coeficiente de llenado para una carga telescópica :

$$\varepsilon = 1 - \frac{4L}{D} \quad (2.14)$$

Como $D = D_H B_H B_K$ y $\bar{L} = \frac{L}{D_H}$ se obtiene :

$$\varepsilon = 1 - \frac{4\bar{L}}{HB_H B_K} \quad (2.15)$$

2.1.3 Carga con un Canal de Sección en Estrella

Este tipo de carga tiene una superficie de combustión formada por el canal interno de sección en forma de estrella. Estas cargas han obtenido gran difusión ya que satisfacen casi todos los requisitos exigidos a las cargas de forma de estrella, se utilizan en los motores de crucero y se fabrican de combustibles híbridos.

La combustión de la carga se produce solamente por las superficies internas, esto origina buenas condiciones para proteger las paredes de la cámara de combustión del calentamiento.

El número de puntas o haces de la estrella, puede variar en un amplio rango y depende de las relaciones geométricas L/D y de la ley requerida de variación de la superficie de combustión.

La combustión de la carga en forma de estrella se puede dividir en tres fases:

- a. La combustión se desarrolla en dos partes (en un arco y en una recta).
- b. Después que desaparece la parte recta, la combustión continua por un arco, con un ángulo variable.
- c. El frente de la combustión alcanza las paredes de la cámara de combustión. La carga se desintegra en residuos que arden regresivamente, la quema de los residuos se produce a presión reducida, lo que se acompaña con la caída del impulso específica y del empuje del motor.

La sección de la carga con medidas típicas se muestra en la figura 2.4

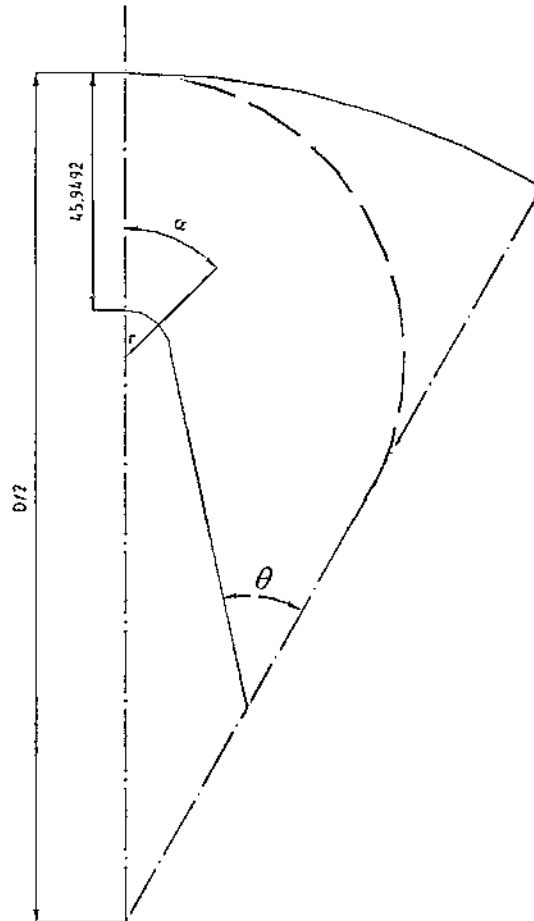


FIGURA N°2.4
MEDIDAS TÍPICAS DE LA CARGA CON UN CANAL DE SECCIÓN EN
FORMA DE ESTRELLA.

El coeficiente de llenado con carga de la sección transversal de la cámara se expresa por la siguiente ecuación:

$$\varepsilon = 1 - \frac{4n}{\pi} \left[\left(0.5 - \bar{e}_1 - \bar{r} - \frac{\bar{r}}{\text{Cos}\alpha'} \right)^2 \frac{\text{Sen} \frac{\pi}{n} \text{Cos}\alpha'}{\text{Sen}\theta_1} + \bar{r}^2 (\alpha' - \text{tg}\alpha') \right] \quad (2.16)$$

donde:

- n : Es el número de haces de la estrella
- $e_1 = e_1/D$: Es el espesor relativo de la bóveda en combustión
- D : Es el diámetro de la carga.
- $r, \bar{r} = r/D$: Es el radio de redondeo en el vértice del haz
- α' : Es el ángulo del arco medio del haz inicial de redondeo.
- θ_1 : Es el ángulo en el vértice de la hendidura de la carga.

Después de que se quemó la carga en el espesor de la bóveda ardiente (e_1) permanecen los residuos de elementos que no se han quemado, que para el proceso de trabajo del motor se deben considerar perdidos. Los residuos de la carga prácticamente son una masa adicional a la masa pasiva del cohete.

La relación del área de la sección transversal de estos elementos entre el área de la sección transversal de la cámara se denomina coeficiente de residuo (ψ_k).

$$\psi_k = 1 - \frac{4n}{\pi} \left[(\bar{r} + \bar{e}_1)^2 \varphi_1 + (\bar{r} + \bar{e}_1)(0.5 - \bar{r} - \bar{e}_1) \text{Sen} \varphi_1 \right] \quad (2.17)$$

Donde:

$$\varphi_1 = \frac{\pi}{n} + \text{Arc Sen} \frac{(0,5 - \bar{r} - \bar{e}_1) \text{Sen } \pi/n}{\bar{r} + \bar{e}_1}$$

Como muestra el análisis de esta forma de la carga, para cada valor de n existe una variante geométrica única, que garantiza una superficie constante de combustión, que se caracteriza por una relación determinada de los parámetros e_1 , α y θ , las principales características de estas variantes se muestran en la tabla 2.2.

Tabla 2.2

N	$\sigma_s = 1.0$			$\sigma_s = 1.1$		
	6	7	8	6	7	8
\bar{e}_1	0.150	0.142	0.125	0.206	0.190	0.181
ε	0.824	0.755	0.666	0.865	0.796	0.757
$\psi_K \%$	15	12.7	11.7	8.8	8.3	6.9
H/\bar{L}	25.6	18.1	13.5	26.6	17.5	14.9

Como se deduce de la tabla, estas variantes se caracterizan por altos valores de ψ_K . El área de la sección de la cámara utilizado en forma útil crece, si es que se permite cierta progresión de la combustión. En esta misma tabla se muestran las características de la carga $\sigma_s^* = 1,1$. El aumento de la progresión permitida de la superficie conjuntamente con la reducción de ψ_K permite

aumentar el espesor de la bóveda que se quema y de la densidad del coeficiente de llenado (ε).

La masa de la carga efectivamente utilizada se puede calcular según la fórmula:

$$\omega_T = \delta \frac{\pi D_H^2}{4} \varepsilon \left(1 - \frac{\psi_K}{\varepsilon} \right) L \quad (2.18)$$

La masa de la cámara coheteril considerando la masa de los elementos que van combustionando se evalúa por intermedio de la siguiente expresión:

$$q_{\varphi} = K_L L \frac{\pi D_H^2}{4} \left[\rho_{np} (1 - B_H^2) + \rho_{\psi} \psi_K \right] \quad (2.19)$$

Donde:

ρ_{ψ} : Es la densidad del combustible o del relleno. Esta función se puede llevar a una forma general, si es que introducimos una nueva expresión, que es la densidad reducida de la pared:

$$\rho'_{np} = \rho_p + \rho_{\psi} \frac{\psi_K}{1 - B_H^2} \quad (2.20)$$

Entonces:

$$q_{\varphi} = \rho'_{np} \frac{\pi D_H^2}{4} K_L L (1 - B_H^2) \quad (2.21)$$

El valor inicial del perímetro relativo de combustión ($\overline{\Pi}_{r0}$), se calcula por intermedio de la siguiente ecuación:

$$\bar{\Pi}_{r0} = \frac{\Pi_{r0}}{D} = \bar{r}\alpha + \frac{(0.5\bar{e}_1 - \bar{r}) \text{Sen} \frac{\pi}{n} - \bar{r} \text{Ctg}\theta}{\text{Sen}\theta l}$$

(2.22)

El parámetro de cargado H se evalúa de la siguiente manera:

$$H = \frac{\Pi_{r0} L}{F_x (1 - \varepsilon)} = \frac{4\bar{L} \bar{\Pi}_{r0}}{\pi(1 - \varepsilon)} \quad (2.23)$$

de donde se deduce que:

$$\frac{H}{\bar{L}} = \frac{4\bar{\Pi}_{r0}}{\pi(1 - \varepsilon)} \quad (2.24)$$

Como para la carga con una superficie constante de combustión para un número dado de n, los valores $\bar{\Pi}_0$ y ε están interrelacionados y responden a una combinación única de los parámetros geométricos que garanticen un $\sigma = 1$, ellos determinan el valor único de la relación adimensional H/\bar{L} . Para los variantes, mostrados en la tabla 2.2, los valores de H/\bar{L} se dan en la última parte. Utilizando esta relación para un valor dado de H se puede determinar la longitud permitida de la carga y su peso.

Si es que partimos del alargamiento deseado de la carga (\bar{L}) se puede seleccionar el número de haces de la estrella (n), durante el cual el valor obtenido de H se aproxima a lo permitido. De esta manera a diferencia de la carga de pastillas cilíndricas de un canal, en este caso no se puede variar continuamente la longitud relativa de la carga manteniendo el número de haces y sin variar durante esto las características de progresión de la carga. Por esta razón a partir de la ecuación (2.24) podemos despejar el valor ε , obteniéndose:

$$\varepsilon = 1 - \frac{4\bar{\Pi}_0 \bar{L}}{\pi H} \quad (2.25)$$

Se debe señalar que más exacto, cuando $\sigma_s = 1$ ésta fórmula nos permite cubrir todo el conjunto de variantes, que se diferencian por el número n .

Sin embargo la función (2.25), como las curvas en la figura 2.5 que están contruídos según los datos de la tabla 2.2, expresan la tendencia general de variación de ε con el alargamiento de la carga de un determinado tipo para un valor fijo de H . Como se deduce de la figura 2.5, en un intervalo lo suficientemente amplio de alargamiento de la carga con un canal de sección en estrella se puede en una primera aproximación considerar que el coeficiente de llenado con el crecimiento de \bar{L} varía linealmente.

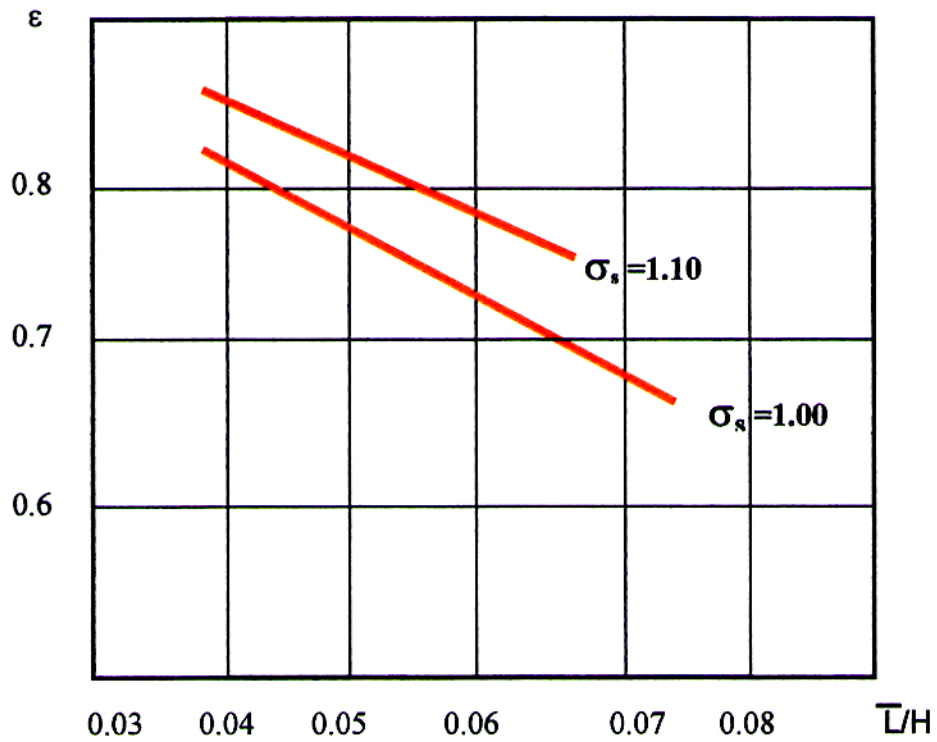


FIGURA N°2.5

**FUNCIÓN DEL COEFICIENTE DE LLENADO ε RESPECTO A \bar{L}/H
 PARA LAS CARGAS CON UN CANAL DE SECCIÓN EN FORMA DE
 ESTRELLA QUE POSEEN UNA SUPERFICIE CONSTANTE DE
 COMBUSTIÓN.**

CAPITULO 3

DETERMINACION DE LOS PRINCIPALES PARÁMETROS CONSTRUCTIVOS DEL PROYECTIL BALISTICO OPTIMO

3.1 CARGAS RANURADAS

Para la carga con compensador ranurado, partiendo de la ecuación (2.9) obtenemos:

$$\frac{d\bar{L}}{d\varepsilon} = \frac{H}{2} \frac{\left\{ \frac{1}{2}(1-\varepsilon)^{-\frac{1}{2}} - [1 - \sqrt{(1-\varepsilon)}] \right\} \varepsilon - (1-\varepsilon)[1 - \sqrt{(1-\varepsilon)}]}{\varepsilon^2} \quad (3.1)$$

Así mismo colocando las expresiones (2.9) y (3.1) en la ecuación (1.22) obtenemos:

$$\frac{1.5(1-\varepsilon) - \sqrt{1-\varepsilon}}{\frac{(\sqrt{1-\varepsilon})(1-\varepsilon)^2(1-\sqrt{1-\varepsilon})^2}{\varepsilon^2}} = \frac{H \pi K_L \rho_{np} (1-B_H^2)}{8C' q_{nH}} = M \quad (3.2)$$

La solución analítica de la ecuación (3.2) con respecto a ε es muy complicada, por esta razón para determinar su valor es conveniente utilizar el método gráfico. La parte izquierda de la igualdad es una función $f(\varepsilon_{opt})$.

La relación ente el coeficiente de llenado y los parámetros constructivos del motor cohete se representan con el coeficiente de complejidad (M).

La parte derecha de la igualdad (3.2) es un criterio adimensional compuesto de las diversos parámetros de diseño, de densidad reducida de la pared del motor (ρ_{np}) y de la carga útil (q_{nH}).

Dándose valores diferentes de ε se pueden calcular los valores de las funciones $f(\varepsilon_{opt}) = M$. Los resultados de los cálculos es conveniente representarlo en las coordenadas ε_{opt} vs $f(M)$ (Figura 3.1). Para determinar los valores de ε_{opt} se debe seguir los parámetros de diseño dados para un valor $C'_{q_{nH}}$ luego calcular la magnitud del criterio M y con esta entrar a la curva $M = M(\varepsilon_{opt})$ ó a la tabla 3.1., y proceder a la lectura de ε_{opt} .

Tabla 3.1

ε_{opt}	0.556	0.6	0.65	0.7	0.75	0.8	0.85	0.9	0.95	1.0
M	0.0	10.0	30.0	60.0	85.0	90.0	80.0	40.0	20.0	0

Examinaremos el carácter de la función $M = M(\varepsilon_{opt})$. La condición $M = 0$ responde a la igualdad.

$$1.5(1 - \varepsilon) - \sqrt{1 - \varepsilon} = 0$$

que se reduce a la ecuación cuadrática:

$$\varepsilon^2 - 1.55\varepsilon + 0.55 = 0 \tag{3.3}$$

cuyas raíces cuadradas son iguales a:

$$\varepsilon_1 = 1 \quad ; \quad \varepsilon_2 = 0.556$$

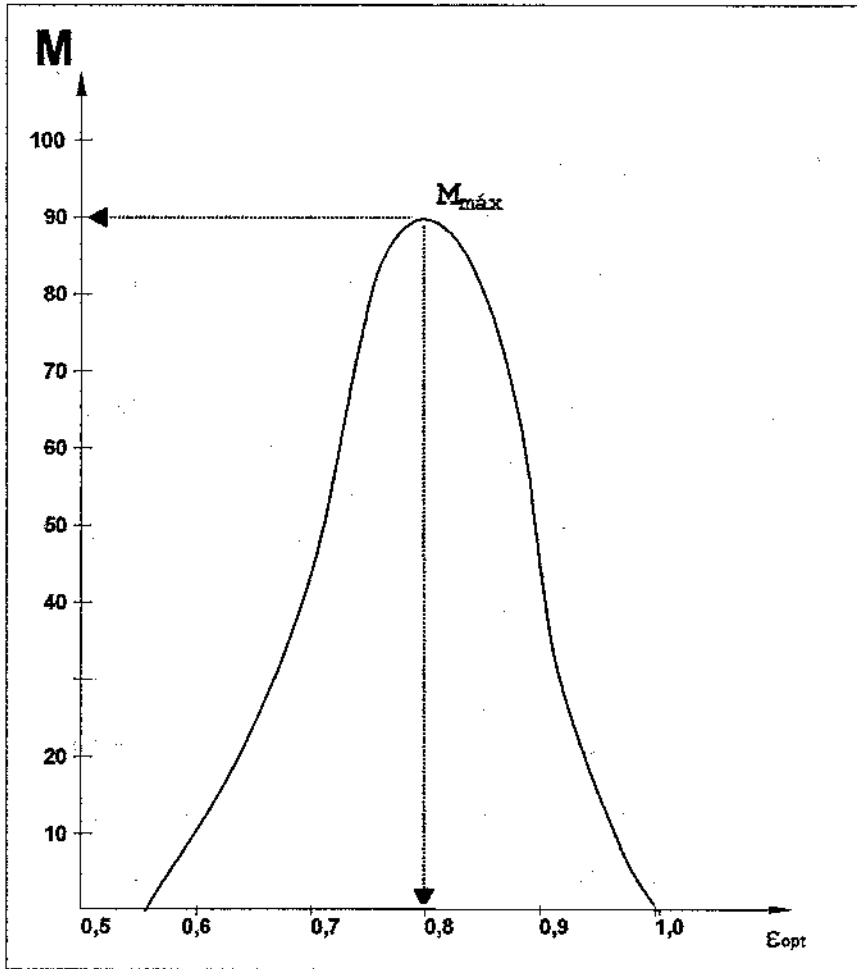


FIGURA N°3.1

FUNCIÓN DEL PARÁMETRO M RESPECTO AL COEFICIENTE DE LLENADO DEL MOTOR CON COMBUSTIBLE ϵ_{opt} .

Cuando $\varepsilon_1 = 1$ el denominador de la parte izquierda de la expresión (3.2) también es igual a cero, y en su conjunto $M \rightarrow \infty$, por esta razón las raíces cuadradas aceptables de esta ecuación que determina su valor inicial de las abscisas $E_{opt} = f(M)$, es:

$$\varepsilon_{opt}(0) = 0.556 \quad (3.4)$$

La condición $M = 0$ responde al valor $\varepsilon_{opt} = 1$

Este valor es asintótico hacia donde ε_{opt} tiende cuando $M \rightarrow \infty$

La condición cuando $M = 0$ se cumple cuando $C'_{q_{aH}} = \infty$ ó cuando $B_H = 1$. Durante esto la masa de la cámara del cohete llega a ser despreciablemente pequeño en comparación con la masa de la carga útil en un caso debido al crecimiento ilimitado de $C'_{q_{aH}}$ y en otro debido a la tendencia a cero del espesor de la pared de la cámara del cohete (por ejemplo, debido al empleo del material con una característica de resistencia ilimitadamente altas). Evidentemente, en la práctica estas ambas ecuaciones no se pueden cumplir, y el caso de $M = 0$ se puede considerar solamente como un límite, hacia donde tiende este criterio para algunas construcciones reales.

Anotaremos que la ecuación (3.3) puede obtenerse de la condición del máximo de la masa.

De acuerdo a la expresión (1.12) se obtiene:

$$\frac{d\omega_T}{d\varepsilon} = \frac{\pi D_H^2}{4} \delta B_H^2 B_K^2 \left(\frac{d\bar{L}}{d\varepsilon} \varepsilon + \bar{L} \right)$$

Igualando la derivada a cero, obtenemos la ecuación:

$$\frac{d\bar{L}}{d\varepsilon} + \bar{L} = 0$$

que después de colocar las expresiones (2.9) y (3.1) se reduce a la ecuación (3.3).

De esta manera cuando $M = 0$, la máxima velocidad del proyectil coincide con la máxima masa de la carga coheteril, que tiene el mismo sentido físico, para la condición $M = 0$. Para el proyectil que tiene una masa de la cámara coheteril que es insignificante en la masa pasiva, el máximo de la relación $\frac{\omega_T}{q}$ debe aproximarse al máximo de ω_T .

De las condiciones que garanticen la igualdad $M = \infty$, examinaremos el caso cuando $H = \infty$, esto significa, que durante el diseño de la carga no existe limitaciones respecto a H. Durante esto la máxima velocidad se alcanza cuando se tiene un máximo llenado de la sección de la cámara con combustible ($\varepsilon=1$).

Los valores reales de ε_{opt} se encuentran en el intervalo

$$0.556 < \varepsilon_{opt} < 1$$

Examinaremos la secuencia del cálculo del alcance máximo posible de vuelo del proyectil para un calibre y una masa de la carga útil dados.

1. Según los valores dados de q'_{nH} , D_H y de los parámetros de diseño H , σ_B , ρ_{mp} , k_L se calcula la magnitud M_c según el cual de la curva se determina el valor de ε_{opt} . (Figura N°3.1)
2. Según las fórmulas (2.2) y (2.4) cuando $\varepsilon = \varepsilon_{opt}$ se determinan las principales medidas de la carga, tales como el diámetro del canal interno (d), el diámetro externo de la pastilla (D), y la longitud de la carga (L).
3. Según las fórmulas (1.12) y (2.19) se calculan la masa de la carga ω_T , de la cámara coheteril q_{cp} y se determina la masa pasiva del proyectil $q = q'_{nH} + q_{cp}$.
4. Se procede a calcular la velocidad máxima de vuelo:

$$V_{m\acute{a}x} = I_y g \ln \left(1 + \frac{\omega_T}{q} \right) = I_y g \ln \frac{1}{1 - \mu}$$

Donde:

μ : Masa de la carga útil / masa del proyectil.

5. Se calcula el coeficiente balístico (C):

$$C = \frac{i D_H^2}{q} 10^3$$

6. Según el nomograma (Figura 3.2) para $\theta_0 = 45^\circ$ se determina el máximo alcance de tiro.

Según los resultados de los cálculos, realizados para los diferentes calibres y masas de la carga útil se puede graficar $X_{\max} = f(D_H, q'_{RH})$ con ayuda del cual se puede resolver el problema inverso: según q'_{RH} , X_{\max} dados determinar el calibre (D_H), y según el los demás parámetros del proyectil óptimo, tal y conforme se efectúa en la figura N°2 de la introducción de la presente tesis.

La solución mostrada para cargas ranuradas, puede ser realizado para otras formas de los cargas, como por ejemplo telescópicas y de sección en forma de estrella.

La selección similar al analizado puede ser realizado para otras cargas, para esto es necesario que en la ecuación (1.22) colocar la función $\bar{L} = f(\varepsilon)$, que es propio para una carga de una forma determinada.

3.2 CARGAS DEL TIPO TELESCOPICO Y DE SECCION EN FORMA DE ESTRELLA

Para la carga telescópica y para la carga de sección en forma de estrella, la relación con la longitud relativa y con el coeficiente de llenado se determina por la siguiente formula de llenado:

$$\varepsilon = 1 - K_e \bar{L} \quad (3.5)$$

Para la carga telescópica:

$$k_e = 4 / HB_H B_K$$

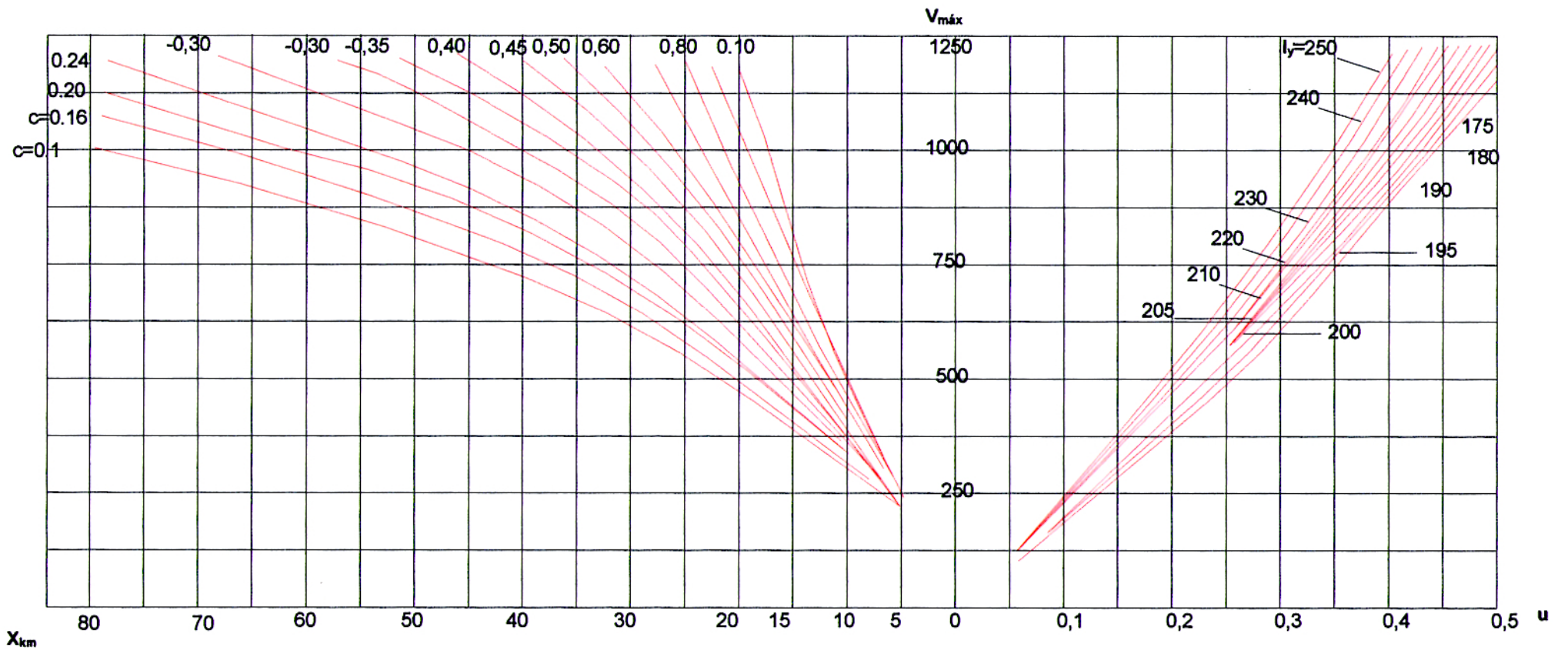


FIGURA N°3.2
NOMOGRAMA PARA DETERMINAR EL ALCANCE EN FUNCIÓN AL COEFICIENTE BALÍSTICO C, A LA RESERVA RELATIVA DE COMBUSTIBLE (μ) Y AL IMPULSO ESPECÍFICO (I_p) PARA UNA VELOCIDAD (V_{max}).

Donde:

B_H = Indicador de espesor de la estructura metálica.

B_K = Indicador de espesor del termoaislante.

Para la carga con un canal de sección en estrella

$$k_e = 4 \bar{\Pi}_{ro} / \pi H$$

Donde:

$\bar{\Pi}_{ro}$ = Perímetro relativo de combustión.

Despejando \bar{L} de la ecuación (3.5) obtenemos:

$$\bar{L} = \frac{1 - \varepsilon}{K_e} \quad (3.6)$$

Derivando respecto al coeficiente del llenado:

$$\frac{d\bar{L}}{d\varepsilon} = - \frac{1}{k_e} \quad (3.7)$$

Colocando las ecuaciones (3.6) y (3.7) en la solución general (1.22) obtenemos:

$$\frac{2\varepsilon - 1}{(1 - \varepsilon)^2} k_e = \frac{\pi k_L \rho_{np} (1 - B_H^2)}{4 C' q_{nH}} \quad (3.8)$$

Simbolizamos

$$\bar{N} = \frac{\pi k_L \rho_{np} (1 - B_H^2)}{4 k_e C' q_{nH}} \quad (3.9)$$

Por consiguiente:

$$\bar{N} = \frac{2\varepsilon - 1}{(1 - \varepsilon)^2} \quad (3.10)$$

Resolviendo esta ecuación con respecto a ε , obtenemos:

$$\varepsilon_{\text{opt}} = \frac{(1 + \bar{N}) \pm \sqrt{1 + \bar{N}}}{\bar{N}} \quad (3.11)$$

Un sentido real tiene la raíz cuadrada:

$$\varepsilon_{\text{opt}} = \frac{(1 + \bar{N}) - \sqrt{1 + \bar{N}}}{\bar{N}} \quad (3.12)$$

Las masas relativas de los principales elementos del motor cohete se expresan de la siguiente forma.

$$C_w = \frac{\pi}{4} \delta B^2_H B^2_K \varepsilon \bar{L} = \frac{\pi}{4} \delta \frac{B^2_H B^2_K}{k\varepsilon} (1 - \varepsilon) \varepsilon \quad (3.13)$$

$$C_{q_T} = \frac{\pi}{4} \rho_{np} (1 - B^2_H) k_L \bar{L} = \frac{\pi}{4} \rho_{np} (1 - B^2_H) \frac{k_L}{k\varepsilon} (1 - \varepsilon) \quad (3.14)$$

$C_{q_{NH}}$ se puede determinar de la expresión (3.9)

$$C_{q_{NH}} = \frac{\pi}{4} \frac{k_L}{k\varepsilon} \rho_{np} (1 - B^2_H) \frac{1}{\bar{N}} \quad (3.15)$$

Utilizando las expresiones (3.13) y (3.15) se puede escribir:

$$\frac{\omega_T}{g} = \frac{C_\omega}{Cq_T + C'_{q_{np}}} = \frac{\delta}{\rho_{np}} \frac{B^2_H B^2_K}{(1 - B^2_H) k_L} \frac{(1 - \varepsilon)}{\left(1 - \varepsilon + \frac{1}{N}\right)} \quad (3.16)$$

Calculando en la expresión (3.16) la expresión (3.10) obtenemos:

$$\frac{\omega_T}{g} = \frac{\delta}{\rho_{np}} \frac{B^2_H B^2_K}{(1 - B^2_H) k_L} (2\varepsilon - 1) \quad (3.17)$$

Se efectúa la determinación del coeficiente balístico C y de la velocidad de Tsiolkovsky y según ellos se evalúa el máximo alcance $X_{\text{máx}}$, de manera similar a las cargas ranuradas.

3.3 DETERMINACION DE LAS POSIBILIDADES LIMITES DE LOS PROYECTILES CON CARGAS RANURADAS DE COMBUSTIBLES HOMOGENEOS E HÍBRIDOS

Determinaremos las posibilidades límites según el alcance de proyectil para diferentes calibres con una masa $q_{mH} = 20$ Kg., con un coeficiente de forma $i = 1.32$ con una carga útil de construcción ranurada de combustibles homogéneos y heterogéneos.

Parámetros del motor $K_L = 1.05$, $p_m = 150$ Kgf/m², $B_H = 0.977$, $B_K = 0.96$, $\rho_{np} = 7.82$ gr/cm³, $C_q = 3.47 \times 10^{-3}$ Kg/cm³.

El diámetro del motor varía desde $D_H = 100$ mm hasta $D_H = 160$ mm.

Características del combustible

- Del homogéneo $\rho = 1.6 \text{ gr/cm}^3$, $v = 0.5$, $u = 1.0 \text{ p}^v$ (mm/s), $I_y = 200 \text{ kgf.s/Kg}$, $H = 200$
- Del heterogéneo $\rho = 1.64 \text{ gr/cm}^3$, $v = 0.32$, $u = 2.29 \text{ p}^v$ (mm/s) $I_y = 220 \text{ Kgf./kg}$, $H = 330$

El cálculo del alcance máximo $x_{\text{máx}}$ lo haremos según la metodología, desarrollada en el capítulo 3 (párrafo 3.1).

Los resultados del cálculo del coeficiente de llenado óptimo de la cámara (ϵ_{opt}), del alargamiento relativo de la carga (\bar{L}), la masa del proyectil (Q), la relación entre la masa de la carga entre la masa del proyectil = μ y del alcance máximo o cuando varía el calibre del proyectil D_H se muestran en las figuras 3.3 y figura (3.4).

El análisis de los resultados nos muestra que para un mismo calibre, las proyectiles con una carga heterogénea puede tener un alcance casi en dos veces mayor en comparación con la carga de combustible homogéneo, puesto que dispone de una mayor capacidad energética.

Esto se confirma por la práctica.

El proyectil Grad con combustible homogéneo tiene un alcance de 20 Km, mientras que para el mismo calibre y la misma carga útil el Grad-I pero utilizando solamente combustible híbrido tiene un alcance ya de 40 Km.

De esta manera los resultados obtenidos tiene una confirmación práctica.

Cuando se aumenta el calibre desde 100mm hasta 160mm (1.6 veces) la masa del proyectil aumenta casi proporcionalmente al calibre todo elevado al cuadrado aproximadamente 2.56 veces.

El coeficiente balístico crece con el aumento del calibre, al igual que aproximadamente como una raíz cuadrada del diámetro del calibre \sqrt{D} . La longitud relativa de la carga disminuye con el aumento del calibre de 100 mm hasta 160 mm, de 15 a 22%.

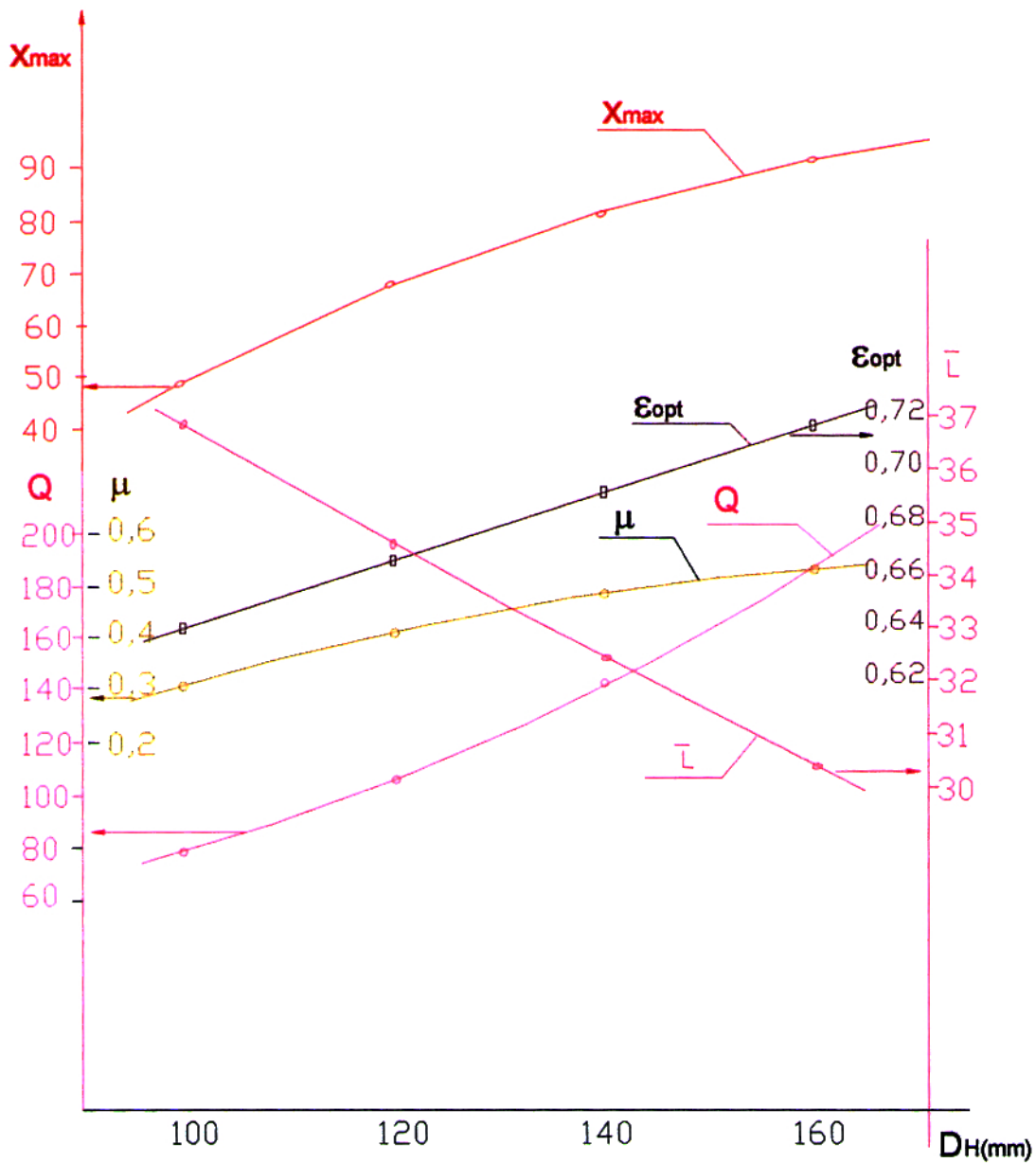


FIGURA N°3.3

VARIACIÓN DE LOS PARÁMETROS ÓPTIMOS DEL PROYECTIL: DEL ALCANCE ($X_{MÁX}$), DE LA MASA DEL PROYECTIL (Q), DE LA RELACION DE LA MASA DEL COMBUSTIBLE ENTRE LA MASA DEL PROYECTIL ($\mu = \frac{w_T}{q}$), DEL ALARGAMIENTO RELATIVO DE LA CARGA DEL COMBUSTIBLE (\bar{L}), DEL LLENADO DE LA CÁMARA CON COMBUSTIBLE (ϵ_{opt}) RESPECTO A LA VARIACIÓN DEL DIÁMETRO DEL PROYECTIL CUANDO SE EMPLEA COMBUSTIBLE HÍBRIDO.

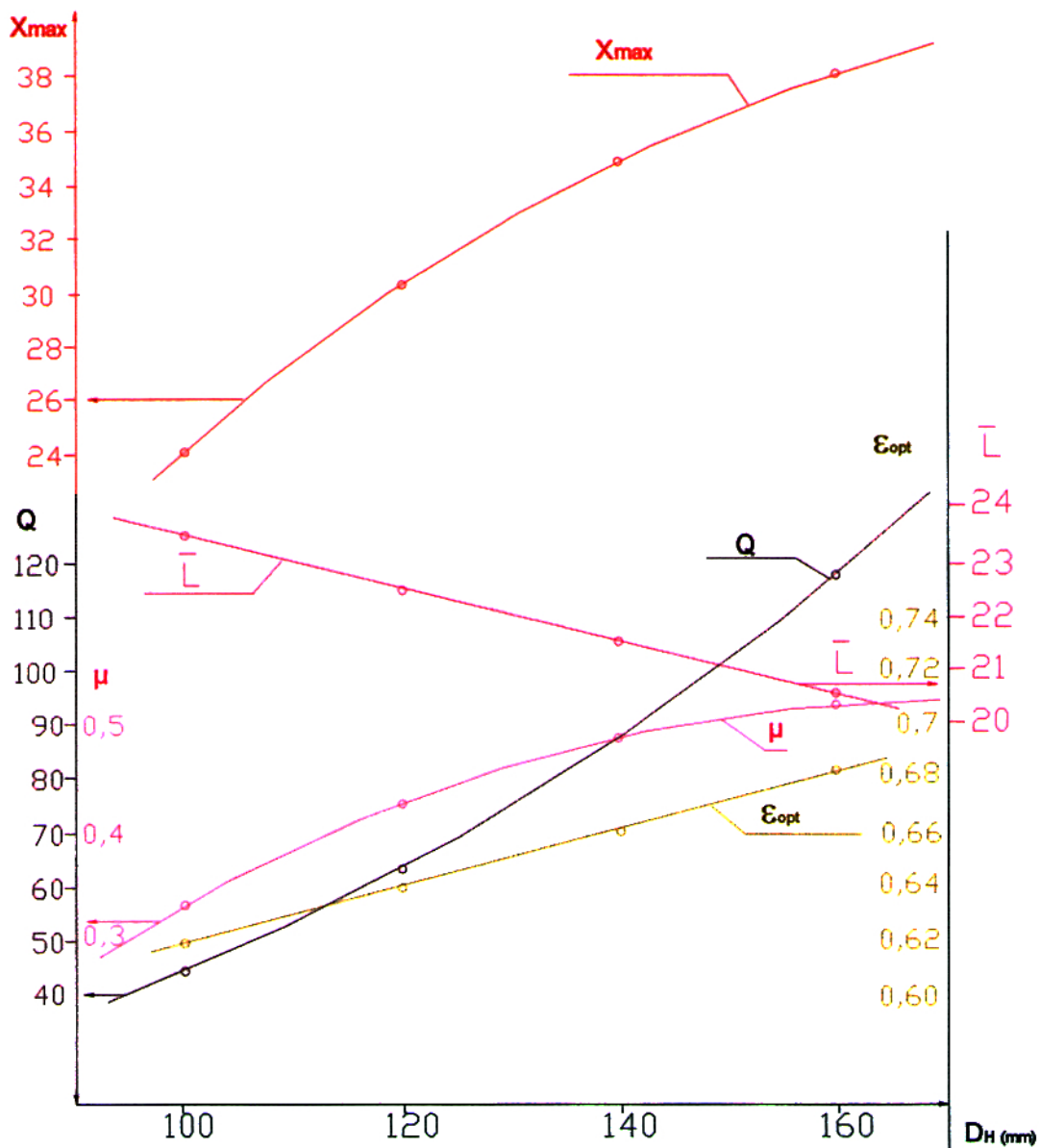


FIGURA N°3.4
VARIACIÓN DE LOS PARÁMETROS ÓPTIMOS DEL PROYECTIL: DEL ALCANCE MÁXIMO ($X_{MÁX}$) DE LA MASA DEL PROYECTIL (Q) DE LA RELACIÓN DE LA MASA DEL COMBUSTIBLE Y DE LA MASA DEL PROYECTIL ($\mu = \frac{w_T}{q}$), DEL ALARGAMIENTO RELATIVO DE LA CARGA (\bar{L}) DEL LLENADO DE LA CÁMARA (ϵ_{opt}) RESPECTO A LA VARIACIÓN DEL CALIBRE CUANDO SE EMPLEA EL COMBUSTIBLE HOMOGÉNEO RESPECTO A LA VARIACIÓN AL DIÁMETRO DEL CALIBRE (D_H).

CONCLUSIONES

1. El principal aporte de este trabajo de tesis, es haber elaborado una metodología de cálculo para el alcance máximo que se puede lograr con una determinada forma de carga; ya que si bien existe información a nivel mundial, esta es muy dispersa y contradictoria entre si, ya que muchos parámetros de diseño se basan en resultados netamente experimentales.
2. Este trabajo es novedoso, particularmente a nivel de las Fuerzas Armadas de nuestro país, ya que responde a necesidades institucionales, puesto que permitirá la optimización de parámetros constructivos y balísticos de proyectiles, particularmente en los Convenios específicos que desarrollan actualmente los Institutos Militares con la Comisión Nacional de Investigación y Desarrollo Aeroespacial del Perú.
3. La metodología se puede utilizar para comparar el rendimiento de los PCN con diferentes tipos de combustible sólido, particularmente en el alcance máximo que se puede lograr.
4. Las funciones analíticas obtenidas, permiten rápidamente y de forma clara presentar los resultados del cálculo de los parámetros del proyectil balísticamente óptimo; ya que determinando el coeficiente de llenado se calcula las dimensiones de la carga, masa del proyectil, velocidad, coeficiente balístico y finalmente el alcance máximo.
5. El análisis comparativo de los proyectiles de reacción balísticamente óptimos en base a combustibles homogéneos y heterogéneos nos muestran que el uso del combustible heterogéneo permite aumentar el alcance del proyectil sin variar el calibre en aproximadamente 2 veces, lo que se comprueba en la práctica existente en uno de los diseños de PCN de Grad y Grad-y.

BIBLIOGRAFÍA

1. SHAPIRO y M. MAZING G. Y PRODNKOV H.E.: Fundamento del Diseño de los Cohetes en Base a Combustible Sólido.- M. Voenizdat, 1968 -- 352. págs.
2. SHAPIRO y M. MAZING G y PRODNKOV H.E.: Teoría del Motor Cohete en Base a Combustible Sólido.- M. Voenizdat, 1968.
3. VOLNOV E.B., MAZING G. y SOKOSKY V.N.: Cohetes de Combustible Sólido.- M. Mashinoestroyenie, 1992 -- 228 págs.
4. GARTMAJER F.R., LEVIN L.M.: Teoría de Vuelo de los Cohetes no Controlados.- M. Fizmatzu, 1959 -- 360 págs.
5. ORLOV. B.V. MAZING G.Y.: Fundamentos Balísticos Termodinámico del diseño de los motores cohete en base a Combustible Sólido. Moscú 1979-256 págs.
6. PRIMIENTO A.E: Motores de Reacción, su desarrollo y Empleo Moscú 1,997-186 págs.
7. VOLKOV E.B.: Fundamentos teóricos de la Efectividad de los Sistemas Coheteriles. Mashinoestroyenie 1,990-264 págs.
8. SIÑUKOV A.M: Cohete Balístico en base a combustible sólido. Moscú, Voenizdat 1,972-162 págs.

9. MOROZOV H.I.: Cohetes Balísticos de Objetivos Estratégicos Voenizdat, 1,974-222 págs.
10. Kazuniev V. F. Kovaliov B.K.: Fundamentos del diseño de los cohetes Balísticos en base a combustible sólido. Moscú, Mashinoestroyenie 1,976-312 págs.
11. IGOR D. SKVORTSOV : Propelentes para motores de cohetes, Moscú 1998 – 263 págs.
12. ALIEMAZOV V.E., DRIEGALIN A.F., TISHIN A.P. : Teoría de los Motores – Cohetes, Moscú 1989 – 458 págs.
13. RAISBERG B.A., YEROJIN B.T., SAMSONOV K.P. : Fundamento de la Teoría de Los procesos de Trabajo en los Sistemas Coheteriles en Base a Combustible Sólidos, Moscú 1972 - 386 págs.
14. FAXRUTDINOV L.J.M KOTIELNIKOV A.V. : Construcción y Diseño de los Motores Cohetes en Base a Combustible Sólido, Moscú 1987 - 326 págs.