

Diseño de motor cohete del combustible sólido KNSu.

1. Introducción.

Los motores cohete de combustible sólido (Solid Rocket Motor) son dispositivos relativamente simples, donde los prepotentes, quemando, producen una alta presión obtenida por expansión de los productos de combustión los cuales salen a través de la tobera, produciendo empuje.

Los requerimientos de un motor cohete son de naturaleza variada. En principio se requiere concretar estos requerimientos que se pretenden realizar en el diseño de un SRM.

2. Modelo simplificado de un SRM del combustible sólido KNSu.

Vale mencionar que el diseño de motor cohete se comienza de optimización de todos sus componentes y el análisis del rendimiento necesario, teniendo en cuenta que un motor cohete ideal debe cumplir lo siguiente:

- La combustión de propelente es completa y corresponde al Ley de Gas perfecto;
- La combustión y el flujo de los productos de exhausto en motor y a través de la tobera son adiabaticos;
- Los condiciones físicos no cambien durante el funcionamiento de motor;
- El flujo de productos de exhausto a través de la tobera es no-rotativo y monodimensional;
- La velocidad de flujo, presión y densidad son uniformes en la dirección normal al eje de la tobera.

Un motor de combustible sólido consiste de los siguientes componentes principales:

- Grano de combustible (motor propellant grain);
- Cámara de combustión (motor case);
- Tobera (motor nozzle);
- Iniciador (motor ignitor).

Todos estos componentes serán objetivos para el diseño mecánico de un SRM completo, entonces habrá que hacer una optimización de sus requerimientos:

2.1. Grano de combustible (motor propellant grain).

El grano de combustible es una masa de propelente de forma especial que esta adentro de motor cohete sólido. El material de propellente y la geometría del grano definen el rendimiento de un motor cohete sólido. Para el propelente KNSu la geometría típica de grano es el cilindro hueco aislado del exterior que se presenta en la Fig. 2.

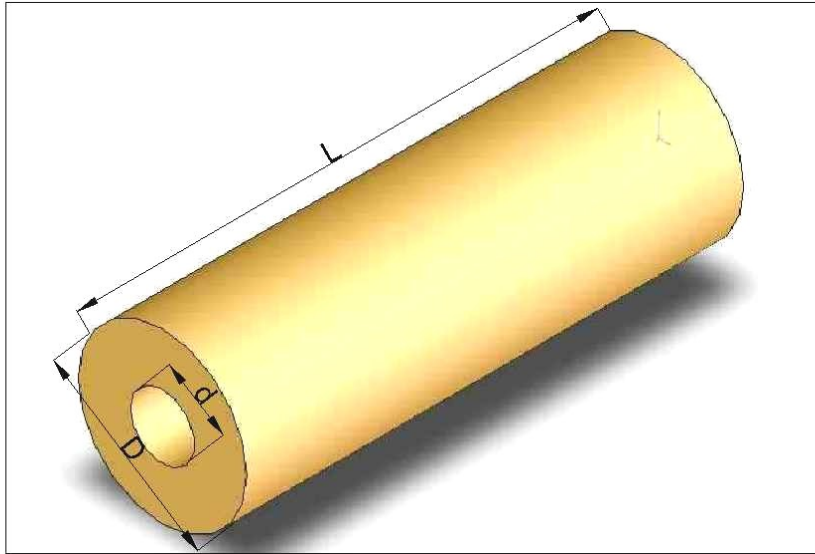


Fig.2 Grano de la forma cilíndrica hueco.

Los requerimientos generales del grano de la forma cilíndrica hueco:

- ◆ Combustión progresiva (durante el tiempo de combustión el empuje, la presión y la superficie de quemado se suben);
- ◆ Tiempo de combustión (burning time), Δt (s);
- ◆ Espesor de la pared variable (web thickness), ΔS (m);

$$\Delta S = R'_{gr} - r_{core};$$

Donde R'_{gr} – radio variable de capa de la pared de grano ya quemada.

- ◆ Fracción de grano (web fraction) - b_f ;

$$b_f = \frac{\Delta S}{R'_{gr}};$$

Para un grano cilíndrico con la combustión interna el parámetro - b_f tiene valor típico: 0.5 – 0.9 y relación $L/D \leq 4$.

- ◆ Velocidad de combustión de propelente (empírica) - C^* ;
Para KNSu: $C^* = 900$ m/s.
- ◆ Velocidad de quemado del grano - $\Delta S / \Delta t$;
Para KNSu: $\Delta S / \Delta t = 0.013$ m/s ($P_c \gg P_{atm}$).
- ◆ Area de combustión de grano - A_b ;

$$A_b = 2 \cdot (\pi/4 \cdot (D_{gr}^2 - d_{core}^2)) + \pi \cdot d_{core} \cdot L_{gr};$$

- ◆ Densidad de combustible - ρ_{comb} ;

$$\rho_{comb} = \frac{m_{gr}}{V_{gr}};$$

$$V_{gr} = \pi/4 \cdot (D_{gr}^2 - d_{core}^2) \cdot L_{gr};$$

Para KNSu: $\rho_{comb\ ideal} = 1800 \text{ kg/m}^3$.

- ◆ Fracción de carga de grano volumétrica - V_1 ;

$$V_1 = \frac{V_{gr}}{V_{comb}} = \frac{I_t}{I_s \cdot \rho_{comb} \cdot V_{comb}};$$

Donde:

I_t – impulso total de motor en N*s;

I_s – impulso específico de motor en s;

V_{comb} – volumen de la cámara de combustión en m^3 ;

- ◆ Coeficiente de áreas de flujos - A_c/A_t ;

$$A_c/A_t = \frac{\pi \cdot D^2 \cdot (1 - V_1)}{4 \cdot A_t};$$

$A_c/A_t = 2$ a 3 para erosión mínima de la garganta.

- ◆ Aislante de grano (inhibitor) – recubrimiento de resina epoxy o silicona que protege el grano de combustible KNSu de medio ambiente.

- ◆ Aislante térmico - cartucho de multicapas de papel o cartón que protege las paredes de la cámara de combustión de motor cohete sólido de combustible KNSu.

2.2. Cámara de combustión (motor case).

Es el punto clave del diseño mecánico de un SRM. La cámara de combustión no solo contiene un grano de combustible sólido pero también sirve como estructura de alta resistencia mecánica con el peso muerto minimizado. La cámara de combustión con el grano de combustible y la tobera normalmente esta constituida en funcion de la forma y dimensiones de fuselaje del cohete. Para el propelente KNSu la geometría típica de la cámara de combustión es un cilindro hueco de material adecuado aislado del interior y que sostiene también la tobera y el bulkhead tal como se presentan en la Fig. 3 y la Foto 11.

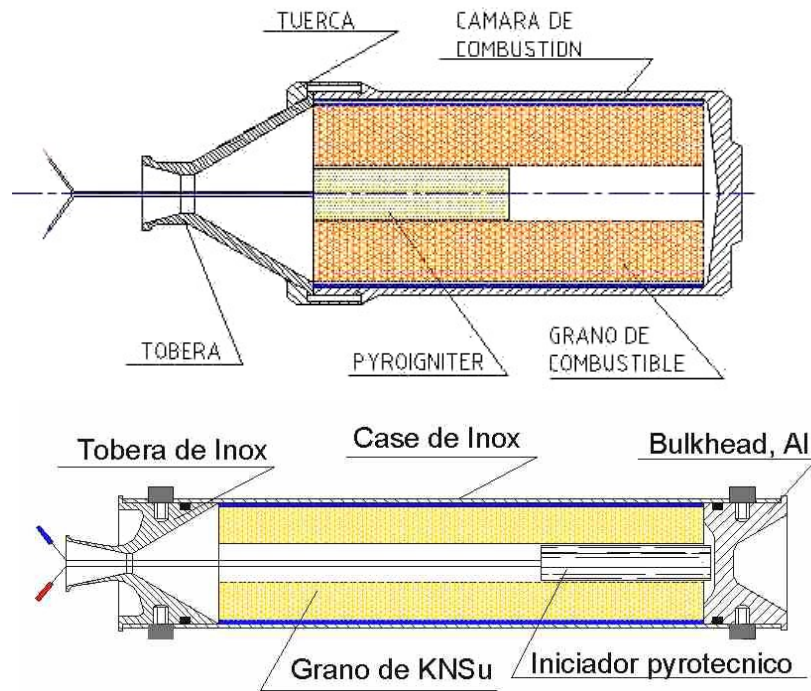


Fig. 3. Los distintos diseños de la cámara de combustión de un motor cohete sólido de combustible de KNSu. (Grupo CoheX).



Foto 11.

Requerimientos generales de la cámara de combustión de un motor cohete sólido del combustible KNSu:

Los siguientes clases de materiales utilizan en el diseño y construcción de las cámaras de combustión de motor cohete sólido de combustible KNSu:

- ♣ Metales reforzados (aluminio duro, aceros);
son rígidos con habilidad de calentarse hasta temperaturas altas. No necesitan demasiados medios de aislacion. Por la alta densidad ocupan menos espacio que otros y por tanto contienen mas combustible. Fáciles de mecanizar.
- ♣ Plásticos reforzados por fibras de carbono, vidrio, Kevlar (2D compuestos);
son relativamente livianos, pero necesitan varios insertos de refuerzo y de ensamblaje.
- ♣ PVC comerciales y cartón;
- ♣ El espesor de la pared mínimo– d_{pm} (wall thickness) de una cámara de combustión de la forma cilíndrica de diámetro promedio – D_{avg} , con la presión del interior máxima – $P_{Ruptura}$ y con la presión del interior optima – P_{Optima} se estima de una simple teoría de resistencia de membranas de la forma circumferencial:

$$P_{Ruptura} = \frac{2 \cdot \sigma_u \cdot d_{pm}}{D_{avg}}; P_{Optima} = \frac{2 \cdot \sigma_y \cdot d_{pm}}{D_{avg}}$$

$$S_f = \frac{P_R}{P_u}; d_{pm} = S_f \cdot \frac{P_R \cdot D_{avg}}{2 \cdot \sigma_u};$$

Donde σ_m es factor de resistencia del material utilizado (material yield strength); σ_u es factor de resistencia de la ruptura del material utilizado (ultimate strength); y S_f – factor de seguridad (1.5 – 2.5):

- ♣ Diámetro de tornillos - d_{tor} utilizados para sujeción de la tobera y de bulkhead o el tamaño de la rosca se puede calcular de la siguiente formula:

$$P_R = 2 \cdot \sigma_{ut} \cdot \left(\frac{d_{tor}}{D_{avg}} \right)^2; d_{tor} = \sqrt{\frac{P' \cdot D_{avg}^2}{2 \cdot \sigma_{ut}}}$$

σ_{ut} - es factor de resistencia de la ruptura del material de tornillos utilizado (ultimate strength); Numero de tornillos se elige segun de normas en funcion de diametro de la camera.

Nota. Para el calculo estructural mas detallado se puede usar el documento de grupo **D.A.R.K. “MECHANICAL DESIGN OF ROCKET MOTORS”**.

2.3. Tobera (motor nozzle).

La tobera convergente – divergente de un motor cohete (Laval nozzle) es un dispositivo mecánico que produce expansión y aceleración de gases calientes de escape de la cámara de combustión. Permanecen al grupo de dispositivos de alta resistencia de calor y erosión. Para el propelente KNSu la geometría típica y los ejemplos de diseño de la tobera de un motor cohete sólido desarrollados por el Grupo Cohex se presentan en la Fig. 4 (a, b) y en la Foto 12.

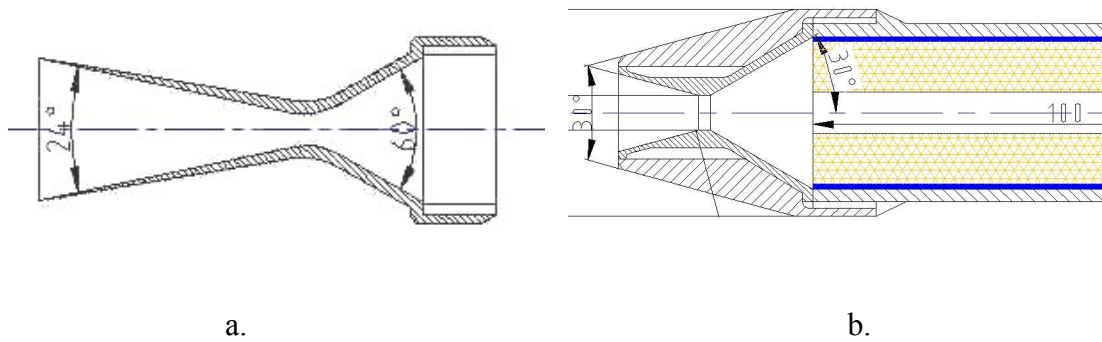


Fig. 4. Los diseños distintos de la tobera de un motor cohete sólido de combustible de KNSu. (Grupo CoheX)



Foto 12

Requerimientos generales de la tobera de un motor cohete sólido del combustible KNSu:

- ♣ Flujo de gas (exhaustos gases + partículas condensadas) a través de la tobera es constante durante la combustión.
- ♣ Flujo de gases a través de la tobera es compresible porque se mueve con la velocidad supersónica. Se muestra cambios significantes de la densidad.
- ♣ Flujo de gases a través de la tobera responde de leyes de gas ideal. Entonces se puede usar las relaciones directas entre la presión, la densidad y la temperatura.
- ♣ El mayor objetivo del diseño correcto de la tobera de un motor cohete es lograr a una velocidad de salida máxima de los productos de combustión, los cuales forman un flujo (isentropic flow) que depende solamente de la área de la sección de tobera.
- ♣ Los ángulos completos típicos de la parte divergente – convergente de tobera para un motor cohete de combustible KNSu son: 60° y 24°.
- ♣ Area de garganta de la tobera A_t se calcula utilizando el valor de la presión operativa en la cámara de combustión de motor cohete sólido la cual esta predeterminada por el tipo de combustible. Para el combustible de KNSu

P_c sea 1000 – 1200 psi ($6.8 \cdot 10^6 \text{ N/m}^2 \div 8.2 \cdot 10^6 \text{ N/m}^2$);

$$P_c = \frac{A_b}{A_t} \cdot \rho_{\text{comb}} \cdot C^* \cdot \frac{\Delta S}{\Delta t} \text{ (N/m}^2\text{)};$$

Donde: $\frac{A_b}{A_t} = K_n$;

En su orden P_c esta vinculada con la fuerza de empuje promedio - F_{avg} :

$$F_{\text{avg}} = C_F \cdot A_t \cdot P_c;$$

$$A_t = \frac{F_{\text{avg}}}{P_c \cdot C_F};$$

Donde C_F — es coeficiente de empuje F_{avg} . Para el combustible de KNSu $C_F = 0.8 - 1.65$. A_s — es área de la salida del exterior de la tobera $A_s/A_t \leq N$;
 $N = 1, 2, 3 \dots 10$;

$$A_s = N \cdot A_t;$$

Y el diámetro de la garganta - D_{garg} se calcula:

$$D_{\text{garg}} = \sqrt{1.27 \cdot A_t} \text{ (m)};$$

Las siguientes clases de materiales se utilizan en el diseño y construcción de las toberas de motor cohete sólido del combustible KNSu:

- ♣ metales reforzados (aceros inoxidable, tungsteno, molibdeno);
son rígidos y termorresistentes con habilidad de calentarse hasta las temperaturas altas sin erosión. Fáciles de mecanizar;
- ♣ grafito pirolítico;
es un material con alta resistencia a temperaturas hasta 3000 K y erosión, frágil, fácil de mecanizar;
- ♣ plásticos ablativos (silica phenolic, carbon phenolic);
son materiales con baja termoconductividad, alta resistencia a temperaturas hasta 3000 K y erosión, relativamente fáciles de mecanizar.

Las especificaciones de materiales aptos para el diseño de un motor cohete sólido del combustible KNSu se presentan en la Tabla 2. (Casing Programm de R. Nakka)

Tabla 2.

Yield Strength F _y		Ultimate Strength F _{tu}		E	E	ν	Material	Specification
ksi	Mpa	ksi	Mpa	Msi	MPa			
24	165	43	296	29	200100	0.32	Steel, low carbon	C 1010 Hot rolled tubing
60	414	72	496	29	200100	0.32	Steel, low carbon	C 1010 Cold drawn seamless tubing
33	228	55	379	29	200100	0.32	Steel, low carbon	C 1015 Hot rolled tubing
35	241	50	345	29	200100	0.32	Steel, low carbon	C 1015 Normalized tubing
65	448	80	552	29	200100	0.32	Steel, low carbon	C 1015 Cold drawn seamless tubing
45	310	67	462	29	200100	0.32	Steel, low carbon	C 1025 Hot Rolled tubing
48	331	65	448	29	200100	0.32	Steel, low carbon	C 1025 Normalized tubing
70	483	85	586	29	200100	0.32	Steel, low carbon	C 1025 Cold drawn seamless tubing
75	517	105	724	27	186300	0.27	Stainless steel	SAE 30304 tubing
75	517	125	862	27	186300	0.27	Stainless steel	SAE 301, 1/4 hard, tubing
75	517	95	655	29	200100	0.32	Steel, low alloy	AISI 4130 Normalized (MIL-T-6736) tubing
90	621	100	690	29	200100	0.32	Steel, low alloy	AISI 4130 Cold drawn (MIL-T-6736) tubing
16	110	30	207	9.9	68310	0.33	Aluminum alloy	6061-T4 drawn tubing
35	241	42	290	9.9	68310	0.33	Aluminum alloy	6061-T6 drawn tubing
35	241	38	262	9.9	68310	0.33	Aluminum alloy	6061-T6511 extruded tubing
45	310	66	455	10.5	72450	0.33	Aluminum alloy	2024-T3 drawn tubing
38	262	62	427	10.5	72450	0.33	Aluminum alloy	2024-T42 drawn tubing
66	455	77	531	10.4	71760	0.33	Aluminum alloy	7075-T6 (ww-T-700) drawn tubing
56	386	66	455	10.4	71760	0.33	Aluminum alloy	7075-T73 (ww-T-700) drawn tubing
6	41	7.45	51	0.42	2898	0.41	Polyvinyl chloride (PVC)	Rigid pipe, schedule 40
5.1	35	5.9	41	0.29	2001	-	Acrylonitrile Butadiene Styrene (ABS)	Rigid pipe
-	-	2.0	14	-	-	-	Paperboard	Spiral wound tube
43	296	57	393	29	200100	0.32	EMT, see note [1]	Similar to C1015 annealed
45	310	60	414	29	200100	0.32	EMT, see note [2]	Similar to C1015 as-rolled

Notes:
ksi = psi (lb/in²) x 1000
Msi = psi (lb/in²) x 10⁶
MPa = Pascal (N/m²) x 10⁶

2.4. Iniciador (motor ignitor).

Los iniciadores de un motor sólido son dispositivos para arranque rápido del proceso de quemado de un grano de propelente dentro de la cámara de combustión en las condiciones de medio ambiente necesarias. Hay dos tipos básicos de los iniciadores: pirotécnico y pyrogen. Para el propelente KNSu la configuración típica y los ejemplos de diseño de los iniciadores de un motor cohete sólido desarrollados por el Grupo Cohex se presentan en la Fig. 5 (a, b) y en las Fotos 13 (pirotécnico), 14 (a, b) (pyrogen):

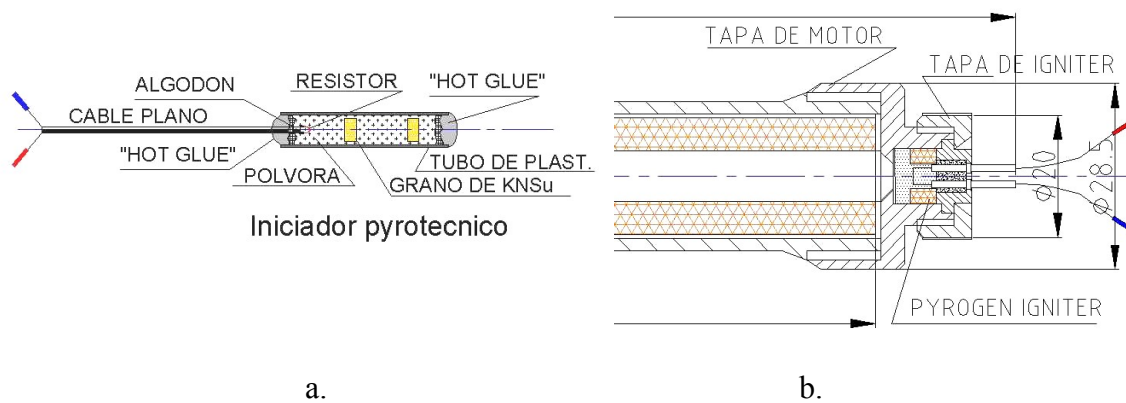


Fig. 5. Los distintos tipos de los iniciadores de un motor cohete sólido del combustible de KNSu. (Grupo Cohex)

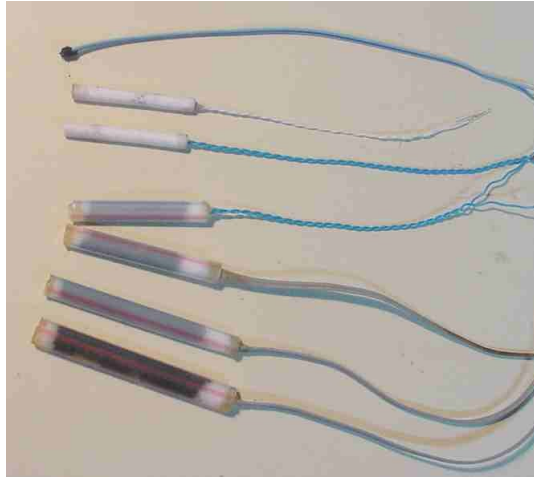


Foto 13



a



b

Foto 14.

En la mayoría de los casos en la calidad de carga explosiva en los iniciadores de motor sólido de propulente KNSu se usan polvora negra con los fragmentos de granos del mismo combustible distribuidos internamente según de la Fig. 5, a.

Los cuerpos del iniciador pyrotecnico fabrican de tubos de plastico con paredes delgadas o de 2 capas de papel con pegamiento Voligoma. Las resistencias (bridgewire) de 1.0 – 4 Ω de alambre de 0.1 mm de Nichrom sueldan con el cable plano o trenzado utilizando soldadura de SnPb y acido ortofosforico.

Los tubos con la carga pyrotecnica se sellan con el pegamiento “hot glue” o parafina. En los iniciadores de tipo pyrogen (Fig. 5, b) los conductores (pines) de la resistencia - R entran a la pequeña camara de combustion, rellena con polvora negra a traves de un tubo de ceramica con dos canales sellados con resina epoxy marca “Araldit”. La masa de carga de polvora se calcula aproximadamente de la siguiente formula:

$$m = 0.5 \cdot (V_L)^{0.7};$$

Donde **m** – es masa de la carga en gr y **V_L** – es el volumen libre del motor en pulgadas cubicas..

3. Procedimientos de diseño de SRM del combustible sólido KNSu.

En función de los requerimientos del combustible sólido KNSu y el vehículo construido para cumplir una misión prevista, se define los parámetros principales necesarios para el diseño de un SRM.

Los parámetros principales son:

F_{avg} – Empuje promedio de motor en N;

I_t – Impulso total de motor en N * s;

Δt – Tiempo de combustión de motor en s;

C_F – Coeficiente de fuerza de empuje de motor;

A_t – área de garganta de la tobera de motor en m^2 ;

P_c – presión en la cámara de combustión de motor en N/m^2 ;

A_b – área de combustión de grano en m^2 ;

ρ_{comb} – densidad de grano en kg/m^3 ;

D – diámetro del exterior de vehículo en m;

M_v – masa de despegue del vehículo en kg;

σ_m - factor de resistencia de un metal en N/m^2 ;

Π_m – peso total de motor en kg.

3.1. Diseño básico

De la segunda Ley de Newton la fuerza - F necesaria para alcanzar una velocidad - $d\vartheta$, relacionando con la masa de despegue del cohete - M_v , durante el tiempo de empuje - dt , se determina de la fórmula:

$$F = M_v \cdot d\vartheta/dt;$$

$$d\vartheta = (F/M_v) \cdot dt;$$

Por otra parte: F es igual que F_{avg} - fuerza de empuje promedio de motor:

$$F = F_{avg} = C_F \cdot A_t \cdot P_c;$$

$$I_t = F_{avg} \cdot \Delta t;$$

$$I_s = \frac{I_t}{m_{gr} \cdot g}, m_{gr} \cdot g = \frac{I_t}{I_s};$$

$$V_{gr} = \frac{m_{gr}^2}{\rho_{comb}}$$

ΔS – espesor variable de la pared de grano de combustible (web thickness)

$$\Delta S = R'_{gr} - r_{core};$$

Donde R'_{gr} – radio variable de capa de la pared de grano ya quemada.

$\Delta S / \Delta t = 0.013 \text{ m/s}$ ($P_c = 1000 \text{ psi}$) y con esto se determina Δt – tiempo de combustión de grano:

$$\Delta t = \frac{R'_{gr} - r_{core}}{0.013}.$$

(web thickness) $\Delta S = 0.013 \text{ m/seg} \cdot \Delta t$.

3.1.1. Diseño dimensional de la cámara de combustión

Si el diámetro del interior de motor (determinado por el diámetro del vehículo) es D_{int} , entonces el espesor de las paredes - d_p es:

$$d_p = S_f \cdot \frac{P_c \cdot D_{avg}}{2 \cdot \sigma_u};$$

Y el diámetro de los tornillos de sujeción de tobera y de bulkhead es:

$$d_{tor} = \sqrt{\frac{P_c \cdot D_{avg}^2}{2 \cdot \sigma_u}};$$

La longitud del grano de combustible - L_{gr} se determina de la formula:

$$V_{gr} = \frac{\pi}{4} \cdot (D_{gr}^2 - d_{core}^2) \cdot L_{gr};$$

$$L_{gr} = \frac{1.27 \cdot V_{gr}}{D_{gr}^2 - d_{core}^2};$$

$$D_{gr} = D - 2 \cdot d_p - 2 \cdot d_{ti};$$

Donde d_{ti} – espesor de la capa termoaisladora.

$$d_{core} = D_{gr} - 2 \cdot \Delta S;$$

$L_{gr} / D_{gr} = 1, 2, 3 \dots n$ vs. configuración del grano (por ejemplo – “conocyl”: cono - cilindro, es cuando $L_{gr} / D_{gr} = 3$).

De la formula:

$$A_b = 2 \cdot (\pi/4 \cdot (D_{gr}^2 - d_{core}^2)) + \pi \cdot d_{core} \cdot L_{gr};$$

se determina la área de combustión de grano A_b (dos extremos mas core).

3.1.2. Diseño de la tobera.

La área y el diámetro de la garganta de tobera de un SRM del combustible KNSu se determinen de la formula:

$$F_{avg} = C_F \cdot A_t \cdot P_c;$$

Area de garganta de la tobera A_t se calcula de la formula:

$$A_t = \frac{F_{avg}}{P_c \cdot C_F};$$

Area de salida de la tobera A_s se calcula de la formula:

$$A_s = N \cdot A_t;$$

Diámetro de abertura de la salida – D_s es:

$$D_s = \sqrt{1.27 \cdot N \cdot A_t};$$

(Finalmente D_s se refiere a D_{motor} : $D_s \leq D_{motor}$.)

Y el diámetro de la garganta - D_{garg} es:

$$D_{garg} = \sqrt{1.27 \cdot A_t};$$

Vale mencionar que la longitud de la tobera se determina de los ángulos de la parte divergente-convergente 24° - 60° y los diámetros D_s y $D_{int.}$:

$$P_{div.} = \frac{D_s}{2} \cdot \text{tg}12^\circ; P_{con.} = \frac{D_{int.}}{2} \cdot \text{tg}30^\circ.$$

3.1.3. Estimación de peso.

Para estimar el peso total de motor – Π_m será necesario sumar pesos de todos los componentes, utilizando los cálculos por geometría y densidad de las piezas mecánicas y grano de combustible (en el programa Solid Works y SRM lo hace directamente) y mediciones directas de los componentes comerciales p.e. pólvora, cartuchos termoaisladores etc.

$$\begin{aligned} \Pi_m &= \sum \Pi_{componentes} \\ \Pi_m &= \Pi_m + \Pi_{comb} \end{aligned}$$

3.1.4. Estimación del rendimiento de SRM

El coeficiente - Γ : impulso total - I_t / peso motor - Π_m es un parámetro importante de estimación del rendimiento de un motor cohete sólido de combustible KNSu.

$$\Gamma = \frac{I_t (\text{N} \cdot \text{s})}{\Pi_m (\text{N})} (\text{s});$$

(En comparación: Impulso específico I_s típico de un motor cohete sólido de combustible KNSu es unos 130 s).

El coeficiente - $R_{in, fin}$: fuerza de empuje - F_{avg} / peso total de vehículo - $\Pi_{mec} + \Pi_{comb} + M_v \cdot g$ es el otro parámetro importante de estimación del rendimiento de un motor cohete sólido de combustible KNSu.

$$R_{in} = \frac{F_{avg} (\text{N})}{\Pi_{mec} + \Pi_{comb} + M_v \cdot g (\text{N})};$$

$$R_{fin} = \frac{F_{avg} (\text{N})}{\Pi_{mec} + M_v \cdot g (\text{N})}.$$

Eso significa que la aceleración - a_v de vehículo en la dirección de la fuerza de empuje - F_{avg} es en n veces más de g en la etapa de despegue y en n_1 veces más de g antes de la terminación de empuje del motor.

Apéndice 1.

Conversión de las unidades de presión inglesas a las unidades de SI.

♣ Unidades:

- 1 atmósfera técnica - $1.01 \cdot 10^5 \text{ N/m}^2 = 10.13 \text{ N/cm}^2 = 0.1013 \text{ N/mm}^2 = 1.013 \text{ Pa} = 0.1013 \text{ Mpa}$; $1 \text{ kPa} = 9.8 \text{ N/m}^2$;
- $1000 \text{ psi} = 68 \text{ atm} = 6.8 \cdot 10^6 \text{ N/m}^2$;
- $1 \text{ psi} = 6900 \text{ N/m}^2$;
- $1000 \text{ psi} - 68 \text{ atm} (6.8 \cdot 10^6 \text{ N/m}^2)$;

x x x psi - X atm;

$$X_{atm} = \frac{68_{atm} \cdot xxx \text{ psi}}{1000 \text{ psi}}.$$

4. Modelo de diseño conceptual de un motor del combustible sólido KNSu.

Se presenta un modelo de diseño conceptual de un motor del combustible sólido KNSu con la fuerza promedio de empuje de unos 165 N el cual esta previsto para propulsión de un cohete de clase experimental. Este cohete del calibre 48/36 mm (bahía del motor), del peso de despegue de unos 8.25 N tendría que alcanzar alturas de 650 – 750 m con aceleración 20 g ($R_{in} = 20$).

Modelo 1.

La determinación preliminar de los parámetros de diseño de un motor sólido del combustible KNSu 65/35.

Los requerimientos para el vehículo y su motor sólido:

- ♪ Impulso específico, $I_s = 135$ s en el nivel de mar y **1000 psi**;
- ♪ Fuerza promedio de empuje, $F_{avg} = 165$ N;
- ♪ Presión de la cámara de combustión, $P_c = 1000$ psi = 68 Atm = 6.8 MPa;
- ♪ Densidad de propelente ideal, $\rho = 1800$ kg/m³;
- ♪ Velocidad quemado, $\Delta S/\Delta t = 0.013$ m/s;
- ♪ Diámetro interior de la cámara de motor, $D_{int} = 0.025$ m;
- ♪ Tiempo de combustión, $\Delta t = 0.63$ s;
- ♪ Presión de medioambiente, $P_A = 14.0$ psi = 0.101 MPa = $1.013 \cdot 10^5$ N/m²;
- ♪ Peso muerto del vehículo, $P_v = 8.25$ N;
- ♪ Proceso de la combustión: progresivo.

Diseño básico:

Impulso total - I_t es:

$$I_t = F_{avg} \cdot \Delta t; I_t = 165 \cdot 0.63 = 105 \text{ N} \cdot \text{s};$$

Masa de grano de combustible KNSu - m_{gr} es:

$$I_s = \frac{I_t}{m_{gr} \cdot g}; m_{gr} = \frac{I_t}{I_s \cdot g}; m_{gr} = \frac{105}{135 \cdot 9.8} = 0.079 \text{ kg};$$

Para recibir el valor de la masa de grano para fabricación (compensando pérdidas por tolerancias y slivers) hay que aumentar por 2% a valor de la masa calculada.

Entonces:

$$m_{gr} = 1.02 \cdot 0.079 \text{ kg} \approx 0.081 \text{ kg} \approx 81 \text{ g};$$

Volumen de grano - V_{gr} es:

$$V_{gr} = \frac{m_{gr}}{\rho_{comb}}; V_{gr} = \frac{0.081}{0.95 \cdot 1800} = 4.7 \cdot 10^{-5} \text{ m}^3 \approx 47.000 \text{ mm}^3;$$

(0.95 – coeficiente actual/ideal de densidad).

Espesor de la pared (web thickness) del grano - ΔS es:

$$\Delta S = 0.013 \cdot \Delta t; \Delta S = 0.013 \cdot 0.63 = 8.2 \cdot 10^{-3} \text{ m} \approx 8.2 \text{ mm};$$

Diseño dimensional de la cámara de combustión

De Tabla 2 el factor de resistencia de acero inox - $\sigma_{ai \text{ avg}} = 600 \text{ MPa}$;

Presión máxima operativa de un motor cohete sólido - $P_c = 10.55 \text{ Mpa}$;

Factor de seguridad – $s = 2.5$;

Espesor de la pared de la cámara de combustión - d_p es:

$$d_p = \frac{P_c \cdot D_{avg}}{2 \cdot \sigma_{ai}}; d_p = \frac{2.5 \cdot 10.55 \cdot 0.0254}{2 \cdot 600} = 5.58 \cdot 10^{-4} \text{ m} \approx 0.6 \text{ mm};$$

Diámetro de los 6 tornillos (de Tabla 2 el factor de resistencia de acero carbonico – $\sigma_{ac \text{ avg}} = 500 \text{ Mpa}$) de sujeción de tobera y de bulkhead - d_{tor} es:

$$d_{tor} = \sqrt{\frac{P' \cdot D_{avg}^2}{2 \cdot \sigma_{ac}}}; d_{tor} = \sqrt{\frac{10.55 \cdot 0.025^2}{2 \cdot 500}} = 2.6 \cdot 10^{-3} \text{ m} \approx 3.0 \text{ mm};$$

Espesor de la pared del estuche termoaislador de grano – d_t es:

$$d_t = \frac{D_{int} - D_{int}/1.05}{2}; d_t = \frac{0.025 - 0.025/1.05}{2} = 6 \cdot 10^{-4} \text{ m} \approx 0.6 \text{ mm};$$

Diámetro de grano de combustible de KNSu – D_{gr} es:

$$D_{gr} = D_{int}/1.05; D_{gr} = 0.025/1.05 = 0.0238 \text{ m} \approx 23.5 \text{ mm};$$

Diámetro de core de grano del combustible de KNSu – d_{core} es:

$$d_{core} = D_{gr} - 2 \cdot \Delta S; d_{core} = 0.0235 - (2 \cdot 0.0165) = 7.0 \cdot 10^{-3} \text{ m} = 7.0 \text{ mm};$$

Longitud del grano de combustible - L_{gr} es:

$$L_{gr} = \frac{1.27 \cdot V_{gr}}{D_{gr}^2 - d_{core}^2}; L_{gr} = \frac{1.27 \cdot 4.5 \cdot 10^{-5}}{0.0238^2 - 0.007^2} = 0.115 \text{ m} \approx 120 \text{ mm};$$

Fracción de grano (web fraction) - b_f ;

$$b_f = \frac{\Delta S}{R'_{gr}}; b_f = \frac{2 \cdot 0.008}{0.0235} = 0.68;$$

Coefficiente L_{gr}/D_{gr} es:

$$L_{gr}/D_{gr} = 0.12/0.0235 = 5;$$

Diseño de la tobera

Area de combustión inicial - $A_{b \text{ in}}$ es:

$$A_b = 2 \cdot (\pi/4 \cdot (D_{gr}^2 - d_{core}^2)) + \pi \cdot d_{core} \cdot L_{gr};$$

$$A_b = 2 \cdot (\pi/4 \cdot (0.0235^2 - 0.007^2)) + \pi \cdot 0.007 \cdot 0.12 = 0.003429 \approx 3429 \text{ mm}^2;$$

Area de la garganta - A_t es:

$$A_t = \frac{F_{avg}}{C_F \cdot P_c}; A_t = \frac{165}{1.25 \cdot 6.8 \cdot 10^6} = 1.96 \cdot 10^{-5} \text{ (m}^2) \approx 19.60 \text{ mm}^2;$$

Y el diámetro de la garganta - D_{garg} es:

$$D_{garg} = \sqrt{1.27 \cdot A_t}; D_{garg} = \sqrt{1.27 \cdot 1.96 \cdot 10^{-5}} = 4.99 \cdot 10^{-3} \text{ m} \approx 5 \text{ mm};$$

Area de salida de tobera - D_s para $A_s/A_t = 10$ es:

$$A_s = 10 \cdot 1.96 \cdot 10^{-5} = 1.96 \cdot 10^{-4} \text{ m}^2 \approx 196 \text{ mm}^2;$$

Y el diámetro de la salida - D_s es:

$$D_s = \sqrt{1.27 \cdot A_s}; D_s = \sqrt{1.27 \cdot 1.96 \cdot 10^{-4}} = 0.01577 \text{ m} \approx 15.8 \text{ mm};$$

Longitud de la tobera - L_{tb} es:

$$L_{tb} = D_{int}/2 \cdot \text{tg } 30^\circ + D_{garg}/2 + D_s/2 \cdot \text{tg } 12^\circ;$$

$$L_{tb} = 0.0238/2 \cdot 0.58 + 5/2 + 0.0158/2 \cdot 0.21 = 0.061 \text{ m} \approx 60 \text{ mm};$$

Longitud de bulkhead - L_{bd} es:

$$L_{bd} = 0.5 \cdot D_{int}; L_{bd} = 0.5 \cdot 0.025 = 0.0125 \text{ m} \approx 13 \text{ mm};$$

Longitud de la cámara de combustion - L_{cam} es:

$$L_{cam} = L_{bd} + L_{gr} + L_{tcon}; L_{cam} = 0.013 + 0.12 + 0.022 = 0.155 \text{ m} \approx 155 \text{ mm};$$

Longitud del motor - L_{motor} es:

$$L_{motor} = L_{cam} + L_{tob}; L_{motor} = 0.155 + 0.060 = 0.215 \text{ m} \approx 215 \text{ mm};$$

Estimación de peso

- Para estimar el peso de un motor calculado por el modelo este habría que calcular los pesos de todos sus componentes. Por ejemplo:

$$\Pi_{cam} = d_p \cdot \pi \cdot D_c \cdot L_c \cdot \rho; \Pi_{cam} = 6 \cdot 10^{-4} \cdot \pi \cdot 0.0254 \cdot 0.155 \cdot 7200 = 0.053 \text{ kg} \approx 53 \text{ gr};$$

$$\Pi_{mec} = \Pi_{cam} + \Pi_{tb} + \Pi_{bd} + \Pi_{torn} + \Pi_{term} = 0.160 \text{ kg} \approx 160 \text{ gr};$$

$$\Pi_{mec} = \Pi_{mec} + \Pi_{comb}; \Pi_{mec} = 0.16 + 0.081 = 0.241 \text{ kg} \approx 241 \text{ gr}.$$

Estimación del rendimiento de motor

Rendimiento - Γ : Impulso total - I_t vs. peso - Π_m del motor es:

$$\Gamma = \frac{I_t (\text{N} \cdot \text{s})}{\Pi_m (\text{N})}; \Gamma = \frac{105 (\text{N} \cdot \text{s})}{2.25 (\text{N})} \approx 50 (\text{s});$$

Factor - Γ' (Rendimiento Γ relacionado con el Impulso específico - I_s) es:

$$\Gamma' = \frac{\Gamma}{I_s}; \Gamma' = \frac{50}{135} = 0.37;$$

Los coeficientes - $R_{in, fin}$ son:

$$R_{in} = \frac{F_{avg} (\text{N})}{\Pi_{mec} + \Pi_{comb} + M_v \cdot g (\text{N})}; R_{in} = \frac{165}{2.25 + 5.6} \approx 21;$$

$$R_{fin} = \frac{F_{avg} (\text{N})}{\Pi_{mec} + M_v \cdot g (\text{N})}; R_{fin} = \frac{165}{1.57 + 5.6} \approx 23.$$

Modelo 2.

La determinación preliminar de los parámetros de diseño de un motor sólido del combustible KNSu 65/35 hecha con el programa SRM_beta – 1 (Solid Motor Design)

El programa SRM_beta-1 de R. Nakka permita hacer una evaluación del diseño preliminar de un motor solido de combustibles en la base de azúcar, sorbitol o dextrosa y KNO_3 . En la Fig.6 a, b, c, d se presentan las planillas de cálculos de K_n , diametro de la garganta de tobera, configuración de grano de combustible KNSu, presión en la camara de combustión, rendimientos:

Title: MEX_100_Escopeta
utilizing KNO3Su propellant.

Motor chamber:
 Do: 25 mm Chamber diameter (inside)
 Lc: 140.0 mm Chamber length (inside)
 Vc: 68722 mm³ Chamber volume (empty)

Propellant grain:
 Type: 3 1=KN/Dextrose (65/35), 2=KN/Sorbitol (65/35), 3=other
 Do: 23.50 mm Outer diameter (initial)
 do: 7 mm Core diameter (initial)
 Lo: 120.00 mm Segment length (initial)
 N: 1 Number of segments
 Outer surface: 0 1=exposed, 0=inhibited
 Core: 1 1=exposed, 0=inhibited
 Ends: 1 1=exposed, 0=inhibited
 Lgo: 120 mm Grain length (initial)
 Vg: 47430 mm³ Grain volume (initial)
 Vt: 0.690 Volumetric loading fraction
 ρ' grain: 1.8 g/cm³ Grain ideal density
 Density ratio (actual/ideal): 0.95
 ρ grain: 1.710 g/cm³ Grain actual density
 m grain: 0.081 kg Grain mass (initial)
 Abo: 791 mm² End burning area (initial)
 Abco: 2639 mm² Core burning area (initial)
 Abso: 0 mm² Outer surface burning area (initial)
 Abo: 3429 mm² Total burning area (initial)

Nozzle:
 Kno: 175 Ratio of Burning area / throat area (initial)
 Ato: 20 mm² Throat cross-section area (initial)
 Dto: 4.995 mm Throat diameter (initial)
 e: 0.0 mm Nozzle erosion
 Dtf: 5.00 mm Throat diameter (final)

Graph 1

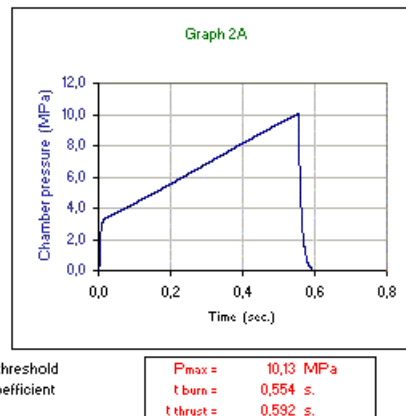
Click to solve (1) 0.00

Kn max: 390
Kn min: 175
Kn avg: 293

a.

Rocket Motor chamber pressure

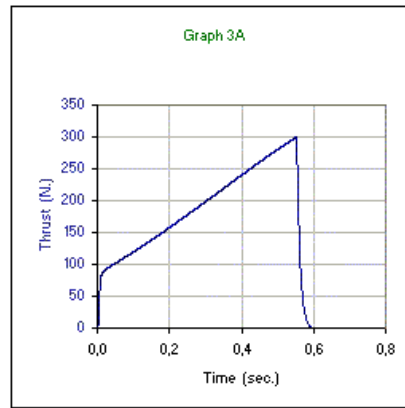
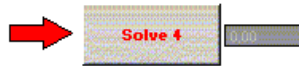
R: 8314 J/mol-K Universal gas constant
 M: 41.98 kg/kmol Effective molecular wt. of products
 R: 198.0 J/kg-K Specific gas constant
 k: 1.133 Ratio of specific heats, mixture
 ηc: 0.95 Combustion efficiency
 To: 1720 K Ideal combustion temperature
 To act: 1634 K Actual chamber temperature
 P atm: 0.101 MPa Ambient pressure
 c*: 896 m/s Characteristic exhaust velocity
 G*: 6 Propellant erosive burning area ratio threshold
 kv: 0 Propellant erosive burning velocity coefficient



b.

Rocket Motor Performance

k	1,044	Ratio of specific heats, 2-ph. flow
η_{noz}	0,85	Nozzle efficiency
Ac/At	10,00	Nozzle expansion ratio (initial)
Patm	0,101 MPa	Ambient pressure
Ato	19,6 mm ²	Throat cross-section area (initial)
Ac	196,0 mm ²	Nozzle exit cross-section area
Meo	3,093 0,00	Mach No. at nozzle exit (initial)
MeF	3,093 0,00	Mach No. at nozzle exit (final)
Dc	15,80 mm	Nozzle exit diameter
Ac/At opt	17,595	Optimum Nozzle expansion ratio at Po max
Ac/At opt	12,149	Avg. optimum nozzle expansion ratio
wf	0,711	Web fraction
CFmax	1,513	Thrust coefficient, maximum
F max	300 N.	Maximum thrust
It	107 N-sec.	Total impulse
isp	135,1 sec.	Specific impulse, delivered
Class:	G	Motor classification



F max =	300 N.
F avg =	182 N.
t thrust =	0,592 sec.

c.

Motor Output Data

This page presents a summary of the key parameters of motor performance, which may be used in trajectory simulation software, such as SCAR.

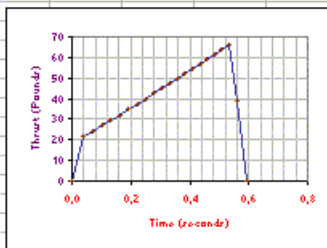
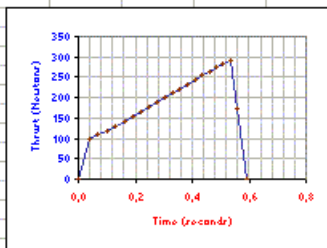
MEX 100 Escopeta
utilizing ANCR/Su propellant.

Grain mass	0,081 kg.
	0,179 lb.
Total impulse	107,4 N-sec.
	24,1 lb-sec.
Average thrust	181,6 N.
	40,8 lb.
Thrust time	0,592 sec.
Specific Impulse	135,1 sec.
Motor Classification	G 182

Thrust-time data [see note 1]

Time step: 0,0274 SEC. [see note 2]

Data pt.	Time (sec.)	Thrust (N.)	Thrust (lb.)
1	0,000	0	0
2	0,037	97	22
3	0,038	97	22
4	0,063	108	24
5	0,101	120	27
6	0,132	131	29
7	0,162	143	32
8	0,192	154	35
9	0,221	166	37
10	0,249	177	40
11	0,277	189	42
12	0,304	200	45
13	0,331	211	47
14	0,357	222	50
15	0,383	233	52
16	0,409	244	55
17	0,434	254	57
18	0,459	264	59
19	0,484	274	62
20	0,509	284	64
21	0,533	293	66
22	0,559	174	39
23	0,592	0	0



e.

Rocket Motor Classification

Class	Total Impulse (Newton-sec.)
A	1,26 - 2,5
B	2,5 - 5
C	5 - 10
D	10 - 20
E	20 - 40
F	40 - 80
G	80 - 160
H	160 - 320
I	320 - 640
J	640 - 1280
K	1280 - 2560
L	2560 - 5120
M	5120 - 10240
N	10240 - 20480
O	20480 - 40960
P	40960 - 81920
Q	81920 - 163840

d.

Fig.6

Vale mencionar que los cálculos realizados por ambos modelos son casi idénticos. Mas adelante, en confirmación, se presentaran los requerimientos técnicos y datos de test estático de motor *MEX_100_01/02* de Grupo Cohex, calculado y diseñado según de estos modelos.

Ejemplos de diseño experimental.

MEX_100_01; MEX_100_02

En la Fig. 7 se presenta la vista conjunto del motor cohete solido *MEX_100_02*, que fue diseñado en la base del calculo anterior. Este motor se ha diseñado como un motor cohete solido de combustible de 80 – 85 gr de KNSu, tanto para estudios teóricos/experimentales, como para propulsiones de los prototipos de cohetes sonda de masa de despegue hasta 1 kg en ensayos de vuelo.

La idea del diseño mecánico era lograr el alto rendimiento balístico anteriormente calculado y comparar dos tipos de ignición: pyrogen y pirotécnica, respecto del mismo rendimiento. Sobre todo encontrar a una solución técnica para el diseño la tobera compuesta de dos partes, utilizando insertados de distintos materiales (grafito/ inox) y diámetros de la garganta. También ensayar toberas con distintos grados de expansion de la parte divergente.

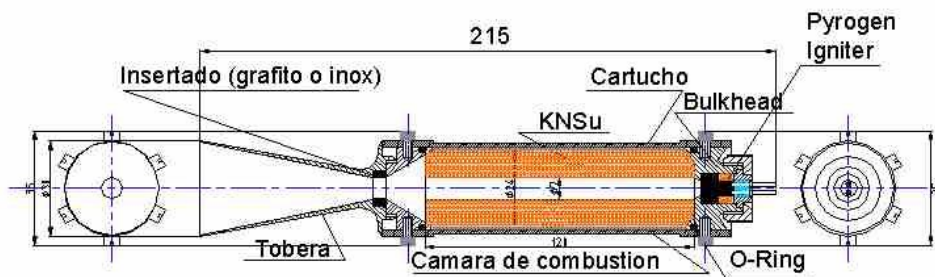


Fig.7

En la Foto 15 se presenta el motor cohete solido *MEX_100_01* (igniter pirotécnico, cono divergente largo) con los componentes opcionales de la estructura mecánica: el insertado de inox, el cono divergente de la tobera corto, bulkhead de pyrogen igniter y la resistencia en su montura (encendedor se muestra para referencia de la escala):



Foto 15.

La camara de combustion se ha fabricada de tubo de acero inox mecanizado hasta obtener el espesor de las paredes como 0.6 mm. La tobera de acero inox se ha diseñada y fabricada de dos partes unidos con la rosca en la zona de la garganta (para los detalles

ver la Fig. 7). En el espacio de la misma zona se incerte una arandela gruesa de acero o grafito del diametro interior calculado para cumplir requerimientos balísticos predeterminados. Bulkhead de aluminio duro sirve para recargar el motor con un grano del combustible en el cartucho termoaislante. Tanto tobera como bulkhead tienen “O-rings” de goma para soportar la presión de gases durante el proceso de combustion/empuje.

El bulkhead se ha diseñado en dos variantes: a – con una tapa siega; b – con una camara de carga de polvora negra y una resistencia de nichromo instalada a una montura de Al con un pasante de tubo de alúmina sellado con “Araldit” epoxy resine para ignición desde la parte trasera. La resistencia se ha fabricada como una pieza estándar la cual se puede ser reemplazada con la otra idéntica. El cono divergente se presenta en dos formas: a – cono largo con la relación $D_g/D_{sal} = 1:36$ (para ensayos estáticos); a – cono corto con la relación $D_g/D_{sal} = 1:4; 1:10$ (para ensayos de vuelo). La tobera y el bulkhead se unen con la camara de combustion con 12 tornillos (6 - para cada extremo) de M3 de acero carbonico.

MEX_100_02;

Requerimientos:

a. Estructura mecánica

$M_{mec} = 155/115$ gr - cono largo/corto;

$L_m = 225/155$ mm – cono largo/corto;

$D_{int} = 25.4$ mm;

$D_m = 32$ mm;

$D_{garg} = 5$ mm (incerto de diametro variable);

b. Grano de combustible

$m_{gr} = 82 - 85$ gr de KNSu 65/35;

$L_{gr} = 118$ mm;

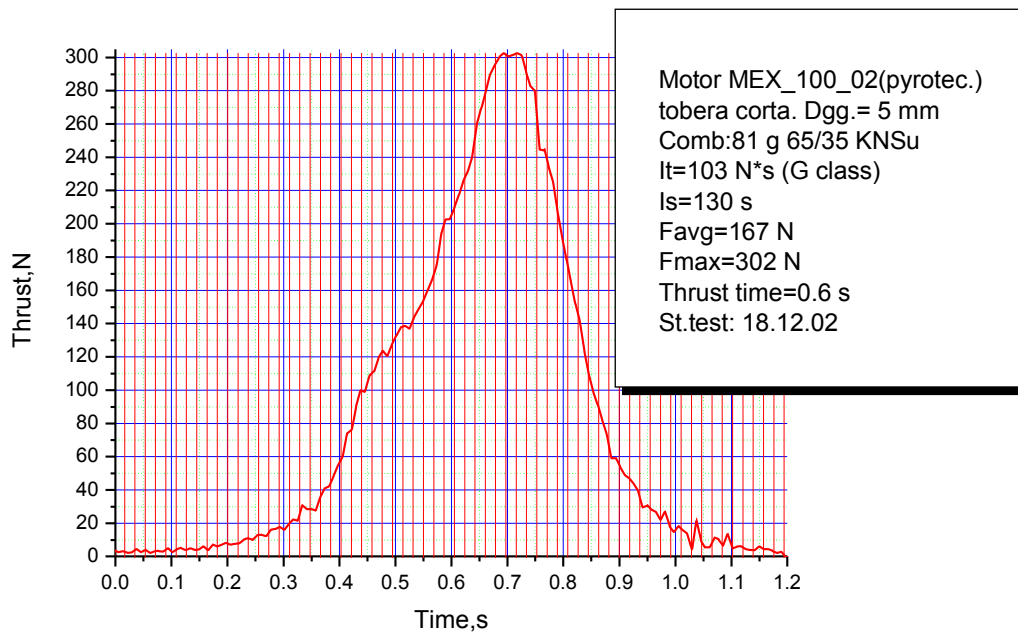
$D_{gr} = 23.0$ mm;

$D_{core} = 7$ mm;

Estuche: cartón o papel: espesor de la pared – 0.8 - 1.0 mm.

c. Performance

Se presenta grafica **Thrust, N vs. Time, s** de static test del motor ***MEX_100_02***



References.

1. **Rocket Propulsion Elements, 6 edit., G. P. Sutton, 1992 (eng).**
2. **R. Nakka WEB site.**
3. **Los fundamentos del diseño de proyectiles cohete con motores de polvora, V. Kurov, Y. Dolzhansky, Moscu, 1961 (ruso).**
4. **Mechanical design of rocket motors. M. Madsen, J. Franck, Dansk Amator Raket Klub (eng).**
5. **Rocket propulsion. M. Barrere, A. Jaumotte et al. 1960 (ruso).**
6. **Diseño y construccion de SRM. I. Fajruttdinov, A. Kotelnikov, 1987 (ruso).**
7. **Solid Propellant Rockets: An introductory Handbook, A. Zaehringer, 1958 (eng).**
8. **Internal ballistics of solid-fuel rockets, R. Wimpres, 1950 (eng).**