

Diseño de motor cohete del combustible sólido KNSu.

1. Introduccion.

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.

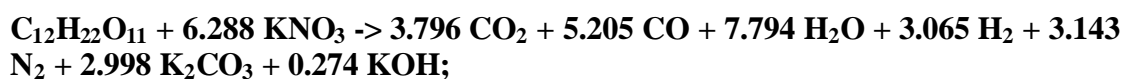
Los requerimientos de un motor cohete son de naturaleza variada. En principio se requiere concretar estos requerimientos que se pretenden realizar en el diseño de un SRM.

2. Combustible KNO_3 – azúcar de mesa (KNSu): los principios básicos.

El propelente “clásico” para la cohetería experimental en la base de Azúcar de mesa como el combustible y binder y Nitrato de Potasio como el oxidante se ha propuesto en el comienzo de los años 60 en el famoso libro de B. R. Brinley: ” Rocket Manual for Amateurs”(USA), aunque fue inventado en el año 1943 y renombrado como "TF-1", por W. Colburn también de USA. Una gran parte de los estudios teóricos y experimentales del combustible KNSu han sido desarrollado por el grupo [NEAR](http://www.nakka-rocketry.net/) (Norwegian experimental amateur rocket) y ingeniero aeronautico Richard Nakka de Canadá <http://www.nakka-rocketry.net/>

Según de R. Nakka: ”Although not high performance propellant, KN - Sucrose delivers a fair specific impulse. Its main advantage over many other amateur formulations is a relative ease and safety of preparation and usage. Another factor that makes this propellant popular is the ingredients, both of which are commonly available.”

La ecuación teórica y los parámetros del propelente KNSu mezclado en la formulación estándar - 65% de Nitrato de Potasio y 35% de Azúcar en masas, en combustión de 68 atmósferas (1000 psi) son:



sucrose	solid	$\text{C}_{12}\text{H}_{22}\text{O}_{11}$
potassium nitrate	solid	KNO_3
carbon dioxide	gas	CO_2
carbon monoxide	gas	CO
steam	gas	H_2O
hydrogen	gas	H_2
nitrogen	gas	N_2
potassium carbonate	liquid	K_2CO_3
potassium hydroxide	gas	KOH

	Parameter		Units	Note
	Process method	Cast		
I_{sp}	Specific Impulse, ideal	166	sec.	[1]
I_{sp}	Specific Impulse, measured	130	sec.	[2]
C^*	Characteristic exhaust velocity, theoretical	3106	ft/s	
T_o	Combustion temperature, theoretical @1000 psia	1447 (1720)	deg Celsius (K)	[3]
T_o	Combustion temperature, measured @1000 psia	1350	deg Celsius	[4]
	Density, ideal	1.89	gram/cu.cm.	
	Density, as cast	1.80	gram/cu.cm.	[5]
X	Mass fraction of condensed-phase products	0.424	-	
k	Ratio of specific heats	1.044	-	[6]
M	Effective molecular wt. of exhaust products	41.98	g/mole	[7]
	Burn rate behaviour	de St.Robert		
n	Burn rate pressure exponent, strand	0.319		
n	Burn rate pressure exponent, erosive	0.323		
a	Burnrate constant	0.0665		
r_o	Burn rate @ 1 atm.	0.156	in/sec	
r	Burn rate @ 1000 psia	0.602	in/sec	
T_{cr}	Auto-ignition temperature	≥ 300	deg. C.	

2.1. Producción de granos del combustible KNSu.

2.1.1. Equipo y procedimientos de producción.

Para preparar el propelente **KNSu** usan en la mayoría de los casos la técnica de fundir los componentes previamente bien secados y molidos (solo KNO_3) a un polvo fino con el tamaño de las partículas alrededor de 100 μm y mezclados en la proporción típica: 65% de Nitrato de Potasio y 35% de Azúcar de mesa en masas. Los elementos del propelente llamados como cuerpos o granos tienen la forma cilíndrica con un canal hueco también cilíndrico. Una muestra de grano del combustible de KNSu se demuestra en la Foto 1.

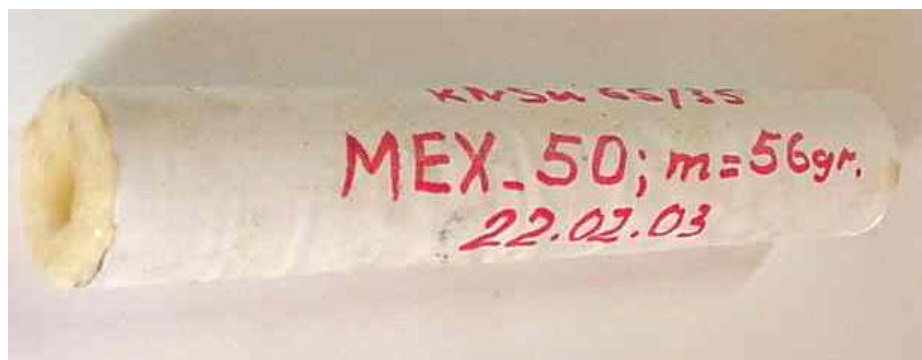


Foto 1.

El proceso de preparación del combustible **KNSu** se comienza con la pulverización de uno de los componentes, moliendo el Nitrato de Potasio (calidad técnica) en un molino eléctrico tal como se demuestra la Foto 2. Después de 20-30 segundos de tratamiento el producto inicial se transforma a un polvo fino con el tamaño de las partículas de 50 – 100 μm . Como material de combustible se puede aplicar el azúcar granulado blanqueado de alta calidad (p. e. Ledesma S.A. Ind. Argentina).



Foto 2.

El paso siguiente será pesar precisamente los componentes en la proporción 65/35 en masas dentro un recipiente de tamaño adecuado utilizando una balanza digital con escala fina tal como se demuestra en la Foto 3.



Foto 3.

Después de haber pesado la cantidad necesaria (siempre de 25 a 30% mas comenzando la probable perdida mientras se funden los componentes) para preparar un grano de la masa predeterminada por el diseño del motor los polvos se agregan a un contenedor cerrado donde estos se mezclan bien agitando o girando. Durante todos los

procesos del pesado y mezclado de los componentes hay que controlar y mantener el nivel de la humedad en el orden de 30-50% teniendo en cuenta la naturaleza higroscópica del combustible en todas las fases de su preparación y uso.

La formación de los granos se hace mejor utilizando los cartuchos anteriormente preparados de papel o cartón y algún pegamento sobre los moldes de tamaño adecuado del diámetro y longitud de la cámara de combustión de motor. Estos cartuchos simultáneamente sirven después como termoaisladores. Se puede hacer el canal hueco en el grano con la ayuda de una varilla de madera del diámetro adecuado, lisa y lubricada con aceite de silicona. Para lograr alta densidad del grano, evitar las burbujas y facilitar el proceso de relleno de grano se usan un plato caliente de laboratorio (hasta 300° C) con el vibrador instalado (Foto 6).

La parte más importante del equipo es la fuente del calor y el medio donde este calor se distribuye para calentar uniformemente el crisol con componentes ya bien mezclados hasta la temperatura de la fusión igual a 175° C. Una herramienta tradicional para eso es un baño de aceite silicona. Pero este dispositivo tiene unas claras desventajas que complican su uso en el proceso de fabricación de granos. Por lo tanto se ha diseñado el complejo en la base de un calefactor eléctrico de aire caliente – “heat gun” de 1600 - 2000 W de potencia conectado a través de un filtro de malla metálica - uniformador de flujo de aire caliente, con un barril metálico agujerado y aislado térmicamente. Encima de este barril se ubica el crisol semiesférico de chapa de cobre 1.5 mm. El cobre se usa por razones de su alta termodifusividad. El control de la temperatura se hace con una termocupla instalada dentro el barril (Foto 4). Un transformador variable se usa para controlar con la precisión la temperatura y el proceso.

También podría instalarse un controlador electrónico que mantenga la temperatura necesaria. El calefactor de este tipo permite fundir cuidadosamente sin pasar a caramelizarse los componentes del propelente en cantidades entre unos gramos hasta 1 kilogramo alcanzando alta calidad mecánica y poder calorífico de los granos. En la Foto 5 se presenta el complejo – calefactor y en la Foto 6 el equipo completo de fabricación de los granos de KNSu.



Foto 4.



Foto 5.



Foto 6.

En las Fotos 7-10 se muestran los pasos de fabricación de un grano de combustible KNSu.



Foto 7.



Foto 8.



Foto 9.



Foto 10.

Es importante que el grano del combustible KNSu después de su fundición y enfriamiento debe ser protegido con un recubrimiento - inhibidor de resina epoxy o laca nitrocelulosica y colocado en una bolsa de plástico con silicagel y guardado en una refrigeradora para que no absorbiera la humedad. De esta manera los granos mantienen su poder calorífico durante semanas.

2.1.2 Seguridad y control medioambiental de proceso de la producción del combustible KNSu.

Durante todo el proceso de producción del combustible KNSu hay que mantener las siguientes normas de seguridad industrial:

- Equipo de la producción debe instalarse bajo de una campana con el extractor de aire;
- Base del equipo de producción se hace de un material no inflamable y liso (p. e. planchas de acero inoxidable o cerámicas);
- El operador durante el proceso de producción de granos debe usar guantes (mejor de algodón) y anteojos de plástico;
- El complejo - calefactor debe ser equipado con un medidor de temperatura para evitar el sobrecalentamiento de los productos de fisión;
- Los granos ya preparados deben guardarse lejos de alcance de personas no autorizados y menores de edad y también de las fuentes de fuego y de los dispositivos con temperatura mas que 300°C.

2. Modelo simplificado de 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 propelente 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. 1.

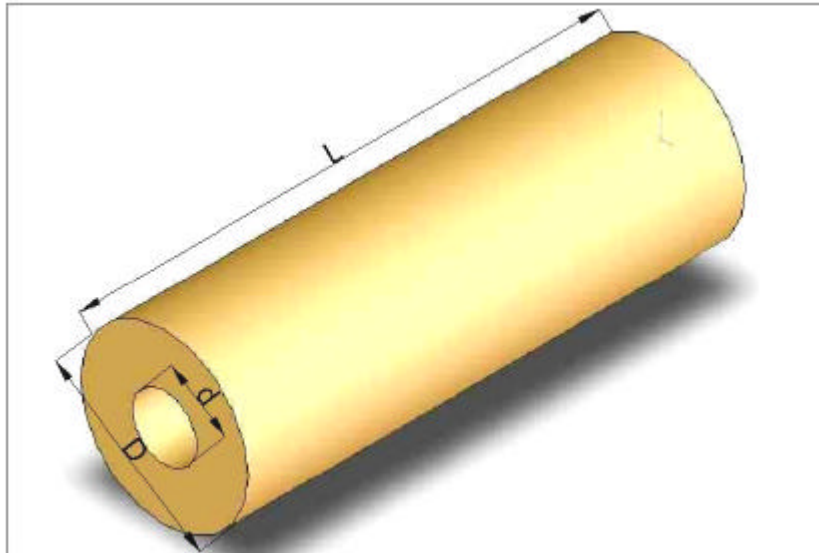


Fig.1 Grano de la forma cilíndrica hueco.

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: $\rho_{comb\ ideal} = 1800$ kg/m³.

- ♦ 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 m³;

- ♦ 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. 2 y la Foto 11.

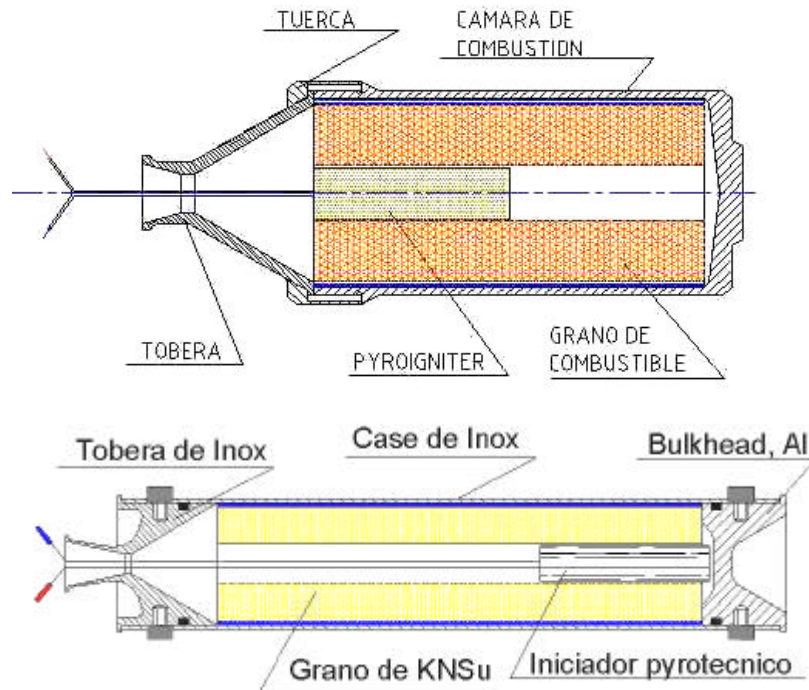


Fig. 2. Los distintos diseños de la cámara de combustión de un motor cohete sólido de combustible de KNSu. (Grupo CoheX).



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 minimo– d_{pm} (wall thickness) de una cámara de combustión de la forma cilíndrica de diámetro promedio – D_{avg} , con la presión del interior maxima – $P_{Ruptura}$ y con la presión del interior optima – P_{Optima} se estima de una simple teoría de resistencia de membranas de la forma circumferencial:

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

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

Donde σ_y 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. 3 (a, b) y en la Foto 12.

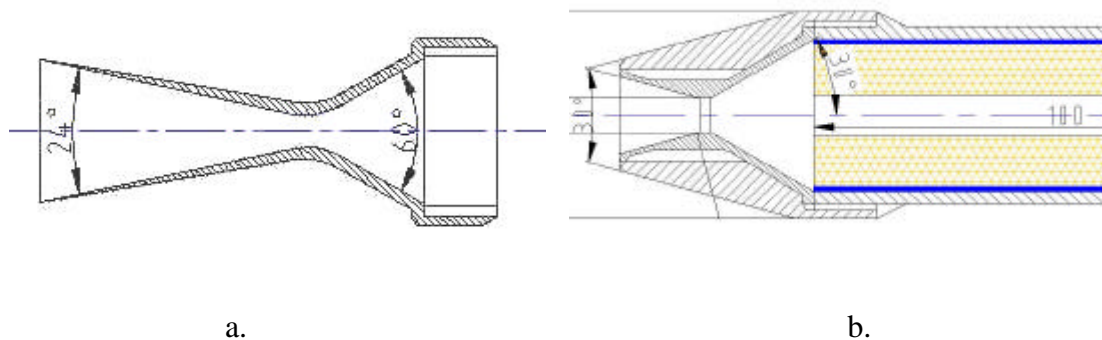


Fig. 3. Los diseños distintos de la tobera de un motor cohete sólido de combustible de KNSu. (Grupo Cohex)



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 promedia - 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 inoxidables, 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 _{ty}		Ultimate Strength F _{tu}		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. 4 (a, b) y en las Fotos 13 (pirotécnico), 14 (a, b) (pyrogen):

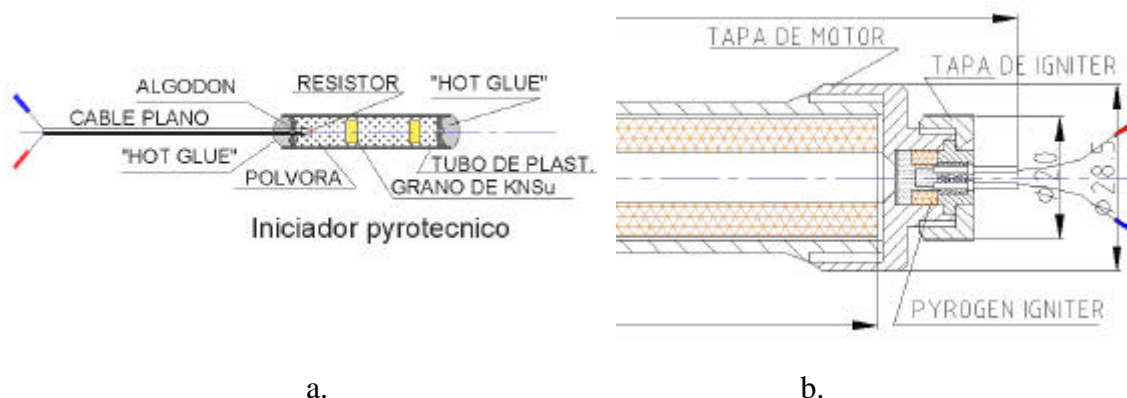


Fig. 4. Los distintos tipos de los iniciadores de un motor cohete sólido del combustible de KNSu. (Grupo CoheX)

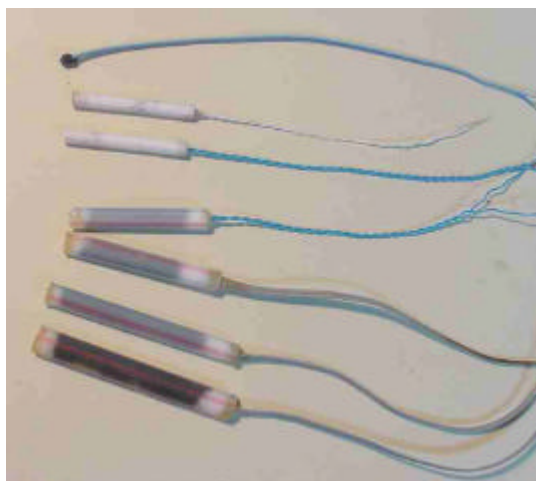


Foto 13



a



b

Foto 14.

En la mayoría de los casos en la calidad de carga explosiva en los iniciadores de motor sólido de propelente KNSu se usan polvora negra con los fragmentos de granos del mismo combustible distribuidos internamente según de la Fig. 4, 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 $1.0 - 4 \Omega$ 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. 4, 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 – diametro del exterior de vehiculo en m;

M_v – masa de despegue del vehiculo 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 - dJ , relacionando con la masa de despegue del cohete – M_v , durante el tiempo de empuje – dt , se determina de la formula:

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

DS/Dt = 0.013 m/s (P_c = 1000 psi) y con esto se determina **Dt** – tiempo de combustión de grano:

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

(web thickness) **DS = 0.013 m/seg * Dt.**

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:

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

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

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

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.

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

$L_{gr} / D_{gr} = 1, 2, 3 \dots n$ 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 $24^\circ - 60^\circ$ 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 del peso.

Para estimar el peso total de motor – P_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.

$$I_m = \sum I_{\text{componentes}}$$

$$\Pi_m = \Pi_m + \Pi_{\text{comb}}$$

3.1.4. Estimación del rendimiento de SRM

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

$$G = \frac{I_t (N \cdot s)}{P_m (N)} (s);$$

(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.

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

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

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

Apendice 1.

Conversión de las unidades de presión ingleses 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 - $S_{ai \text{ avg}} = 600 \text{ MPa}$;

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:

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

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

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

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 del grano – d_{core} es:

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

Longitud del grano - L_{gr} es:

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

Fracción del grano (web fraction) - b_f :

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

Coefficiente $L_{\text{gr}}/D_{\text{gr}}$ es:

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

Diseño de la tobera

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

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

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

Area de la garganta – A_t es:

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

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

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

Area de salida de la 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:

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

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

Longitud del 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 del 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 - G : Impulso total - I_t vs. peso - P_m del motor es:

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

Factor - G' (Rendimiento G 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:

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

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

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 KNO₃. En la Fig. 5 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.
Hint! To directly convert inches to mm, simply type =25.4* number where number is dimension in inches.

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

Propellant grain:
Type: 3 1=KNDextrose (65/35), 2=KNSorbitol (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
p^{*} grain: 1.8 g/cm³ Grain ideal density
p grain: 0.95 Density ratio (actual/ideal)
p 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)
Abo: 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
Dtr: 5.00 mm Throat diameter (final)

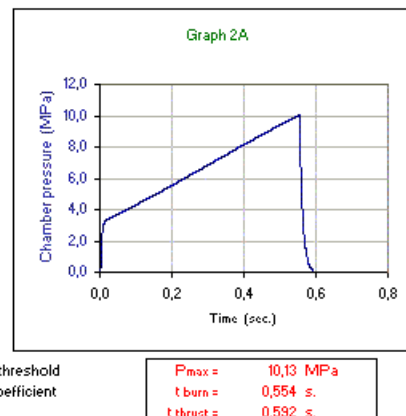
Graph 1
Kn vs Web Regression (mm)
Kn max: 390
Kn min: 175
Kn avg: 293

Click to solve (!)

a.

Rocket Motor chamber pressure

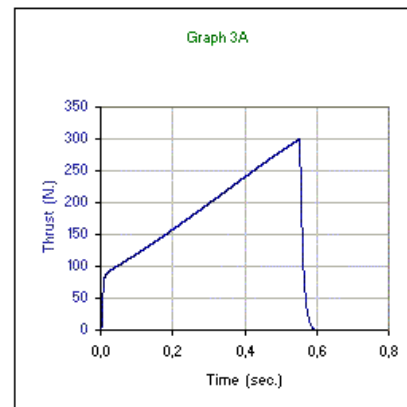
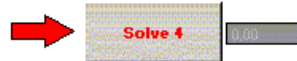
R': 8314 J/mol-K Universal gas constant
M: 41.98 kg/kmol Effective molecular wt. of products
R: 198.0 J/kg-K Specific gas constant
k: 1.133 Ratio of specific heats, mixture
ηc: 0.95 Combustion efficiency
To: 1720 K Ideal combustion temperature
To act: 1634 K Actual chamber temperature
P atm: 0.101 MPa 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

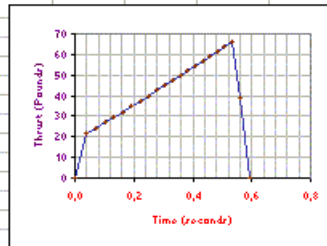
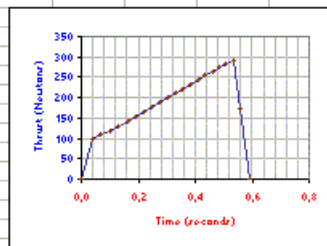
k	1,044	Ratio of specific heats, 2-ph. flow
η_{noz}	0,85	Nozzle efficiency
A_{ef}/A_t	10,00	Nozzle expansion ratio (initial)
P_{atm}	0,101 MPa	Ambient pressure
A_{to}	19,6 mm ²	Throat cross-section area (initial)
A_e	196,0 mm ²	Nozzle exit cross-section area
M_{eo}	3,093 0,00	Mach No. at nozzle exit (initial)
M_{ef}	3,093 0,00	Mach No. at nozzle exit (final)
D_e	15,80 mm	Nozzle exit diameter
A_{ef}/A_{to}	17,595	Optimum Nozzle expansion ratio at P_o max
A_{ef}/A_{to}	12,149	Avg. optimum nozzle expansion ratio
w_f	0,711	Web fraction
C_{Fmax}	1,513	Thrust coefficient, maximum
F_{max}	300 N.	Maximum thrust
I_t	107 N-sec.	Total impulse
I_{sp}	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			
<i>This page presents a summary of the key parameters of motor performance, which may be used in trajectory simulation software, such as SCADA.</i>			
<i>MEX_100 Escopeta utilizing NVOCSu propellant.</i>			
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	0,069	97	22
4	0,101	108	24
5	0,132	120	27
6	0,162	131	29
7	0,192	143	32
8	0,221	154	35
9	0,249	166	37
10	0,277	177	40
11	0,304	189	42
12	0,331	200	45
13	0,357	211	47
14	0,383	222	50
15	0,409	233	52
16	0,434	244	55
17	0,459	254	57
18	0,484	264	59
19	0,509	274	62
20	0,533	284	64
21	0,559	293	66
22	0,592	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.5

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 del diseño experimental.

MEX_100_01; MEX_100_02

En la Fig. 6 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 expansión de la parte divergente.

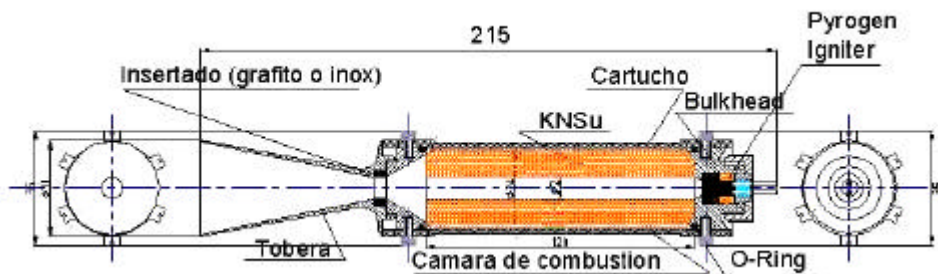


Fig.6

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;

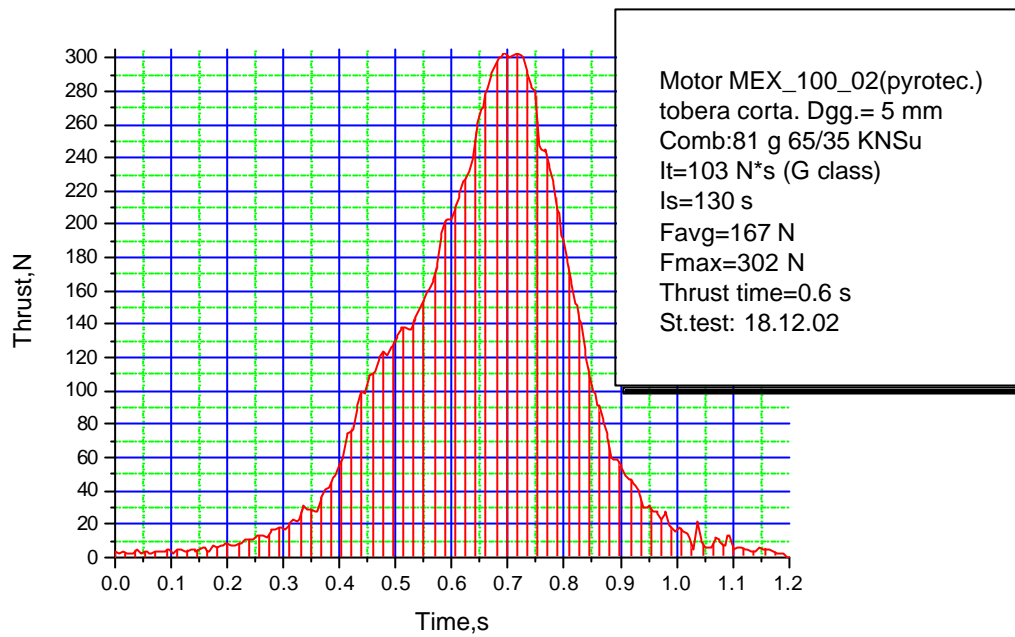
$D_{gr} = 23.0$ mm;

$D_{core} = 7$ mm;

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

c. Performance

Se presenta la 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. Zaehring, 1958 (eng).
8. **Internal ballistics of solid-fuel rockets**, R. Wimpres, 1950 (eng).