

Diseño Preliminar de un Cohete de Combustible Sólido para Posicionar Nanosatélites en Órbita Baja

Preliminary Design of a Solid Fuel Rocket to Position Low Earth Orbit Nanosatellites

André Prialé, *Coordinación Laboratorios Pruebas y Ensayos, UNEFA, Tulio R. Salazar, Unidad de Educación Espacial, ABAE.*

Resumen—El desarrollo de vectores espaciales ha permitido a las grandes potencias un salto considerable a nivel científico, tecnológico y de capital humano difícilmente alcanzable por las naciones ajenas al desarrollo espacial.

En Venezuela el desarrollo de vectores, salvo algunos modestos pioneros, ha sido breve y limitado. A excepción de los investigadores del CIAE-ULA no ha habido otras investigaciones consistentes en el campo de la coherencia.

El diseño de vectores está íntimamente relacionado con el desarrollo y uso apropiado del tipo de combustible para la misión. Actualmente existen dos tipos de combustibles: Líquido y Sólido. El combustible a usar está estrechamente relacionado a la función, misión y metas a alcanzar. Para el diseño fue considerado el combustible sólido ya que el mismo pese a generar un impulso específico inferior al combustible líquido, con un diseño de tobera adecuado, puede llegar a generar un altísimo empuje lo cual es sumamente beneficioso para la misión.

El presente diseño, una vez completado, sería un impulso al desarrollo de la nación ya que el mismo generaría una ingente cantidad de nuevos conocimientos en el ámbito tecnológico espacial a su vez fomentando el uso de nuevas tecnologías y generando centros de desarrollo, integración de partes espaciales, lo cual ayudaría al reimpulso de la industria espacial venezolana.

Para el presente diseño se plasma en manera conceptual y plausible con las capacidades de la industria nacional, el diseño de un cohete de tipo sólido con capacidad de insertar en órbita baja un Nanosatélite.

Palabras clave—Cálculo matemático, carga útil, Cohete sonda, combustible sólido, diseño, misión no tripulada, modelo mecánico computacional, nanosatélites.

A. Prialé, actualmente trabaja en el Vicerrectorado de Investigación Desarrollo e Innovación de la Universidad Nacional Experimental Politécnica de la Fuerza Armada, en la Coordinación de Laboratorios Pruebas y Ensayos de la cual es el coordinador, en Caracas, Venezuela (correo electrónico: andrepreiale@gmail.com).

T. R. Salazar, es profesor en la Universidad Nacional Experimental Politécnica de la Fuerza Armada, en el Departamento de Ingeniería Aeronáutica, en Caracas Venezuela. Actualmente trabaja como jefe, en la Unidad de Educación Espacial de la Agencia Bolivariana para Actividades Espaciales, en Caracas Venezuela. (Correo electrónico: tuliosalazar@gmail.com).

Abstract— The development of spatial vectors has allowed the great powers a considerable leap in scientific, technological and human capital difficult to reach by nations outside the space development.

In Venezuela the development of vectors, except for some modest pioneers, has been by far limited and reduced. Except for the CIAE-ULA researchers, there have been no other consistent investigations in the field of rocketry.

The design of vectors is closely related to the development and appropriate use of the fuel type for the mission. Currently there are two types of fuels: Liquid and Solid. The fuel to be used is closely related to the function, mission and goals to be achieved. For the design was considered the solid fuel since the same in spite of generating a specific impulse inferior to the liquid fuel, with a suitable nober design, can generate a very high push which is extremely beneficial for the mission.

The present design, if completed, would be an impetus to the development of the nation since it would generate an enormous amount of new knowledge in the spatial technological area, in turn fostering the use of new technologies and generating centers of development, integration of Space parts, which would help the re-launch of the Venezuelan space industry.

For the present design, it is conceptually and plausibly modeled with the capabilities of the national industry, the design of a solid-type rocket capable of inserting a Nanosatellite into low orbit.

Index Terms—Computational mechanic model, design, nanosatellites, mathematical calculation, payload, Rocket sounding, solid fuel, unmanned mission.

I. INTRODUCCIÓN

El diseño de cohetes espaciales es un proceso multidisciplinario. En mayor parte es un proceso complicado, en el cual se deben establecer los parámetros iniciales de diseño y luego mediante técnicas de optimización se realizan una serie de mejoras a este [1]. En el presente artículo se establece la selección de combustible sólido, diseño del motor y el diseño de la tobera del cohete, con esto se busca generar el diseño de un vector espacial con capacidad de poner en órbita baja (200 km) una carga útil compuesta por un Nanosatélite de 1u (1 kg).

Un parámetro importante para el correcto funcionamiento del cohete es el diseño del motor. En la actualidad existen básicamente dos tipos, los cuales difieren por el propelente usado: líquido y sólido. De estos se desprenden una gran gama de diversos motores los cuales de una u otra forma están relacionados con los anteriormente mencionados.

Para el diseño del motor se ha decidido usar un motor de combustible sólido, por consideraciones prácticas y económicas: ya que para la construcción de este tipo de motor no es necesaria la implementación de piezas móviles ni sistemas de control aligerando peso y número de partes implicados en el proceso [2].

En los cohetes de combustible sólido el combustible y el oxidante se encuentran mezclados y forman una masa sólida homogénea, llamada grano, la cual está ubicada dentro de la cámara de combustión. Esta cámara de combustión se encuentra reforzada para resistir el calor y la alta presión de los gases. Los gases generados son expulsados a gran velocidad y alta temperatura a través de la tobera [3].

De materializarse este proyecto serviría de instrumento a universidades, entes públicos o privados, para colocación en órbita terrestre nanosatélites o femtosatélites, permitiéndoles ahorrar grandes sumas de capital al no tener que contratar los costosos servicios de las grandes agencias o empresas espaciales.

II. ESTIPULACIÓN DE LAS MEZCLAS DE COMBUSTIBLE

Motivado por la sencillez de construcción y empleo de los cohetes de combustible sólido, fueron descartados los complejos sistemas de combustible líquido, ya que estos necesitan una mayor cantidad de piezas, conectores, sistemas de control, los cuales sumados aumentan peso al diseño final, condición que se busca minimizar al momento de diseñar un cohete.

El primer paso en los cálculos de las mezclas de combustible, fue establecer las cantidades específicas de los componentes para obtener un Impulso Específico mayor a 230 segundos [4], una temperatura de combustión razonable a la capacidad térmica de los materiales usados en la construcción del motor y una generación de CO no mucho mayor a la de CO₂, para así reducir las descargas tóxicas al medio ambiente durante el tiempo de combustión.

Se partió de la formulación de tres mezclas conocidas como patentes (las cuales han sido usadas en diversos cohetes sondas americanos en el transcurso de varias décadas) [4] pero presentaban el inconveniente de una alta generación de CO el cual es sumamente nocivo para la salud y tóxico para el medio ambiente y excesiva generación de temperatura de combustión.

Ante la necesidad de obtener una mezcla de propelente eficiente, con una generación relativamente baja de CO y una temperatura de quemado razonable, fue necesario hacer un minucioso estudio de diversas mezclas de combustible. En dicho estudio se dividió las mezclas en 4 familias (cada una de estas se mantenía constante el PPG (Propilenglicol C₃H₈O₂) y se variaba el Aluminio (Al) y el N.A (Nitrato de Amonio NH₄NO₃) en partes equivalentes, dando una suma total de 1000 gr en cada variante de mezcla), cada familia fue a su vez dividida en 6 tipos de mezcla y en cada tipo se agrupó 21

variantes. Por lo cual, al final de la investigación, se obtuvieron del programa GDL PROPEP un total de 5040 resultados [3].

Las mezclas de combustible poseen en común los mismos ingredientes: Nitrato de Amonio, Aluminio (Puro Cristalino) y Propilenglicol (PPG) principalmente, cambiando únicamente las proporciones en la mezcla final.

TABLA I
ESPECIFICACIONES DE ENTRADA PARA EL ESTUDIO
REALIZADO EN GDL PROPEP.

ELEMENTOS DE LA MEZCLA	NITRATO DE AMONIO, ALUMINIO (PURO CRISTALINO) Y PROPILENGLICOL
Datos constantes durante el estudio:	Pc (presión de combustión) = 1000psi Pe (presión externa) = 14,7psi Temperatura (Temp. Medio ambiente) = 298K
Peso total mezcla de estudio: 1000gr por variante	Impulso Específico mínimo: 230s

A continuación, se tabulan las tres mezclas patentes, las mismas cuyas pruebas han sido realizadas en el software GDL PROPEP con un peso total de 1000gr de compuesto para posteriormente poder analizar porcentualmente los resultados:

TABLA II
TABULACIÓN DE LAS 3 MEZCLAS PATENTES Y LA GENERACIÓN DE CO, CO₂, IMPULSO ESPECÍFICO Y TEMPERATURA.

N.A. (gr)	Aluminio (gr)	PPG (gr)	CO (mol)	CO ₂ (mol)	Impulso (s)	Temp. (K)
700	150	150	6,838	0,918	242,1	2583
600	250	150	7,586	0,168	254,3	2999
650	200	150	7,278	0,478	248,9	2798

A. Análisis de los resultados:

- **Mezcla 1:** presenta una cantidad de 700gr de Nitrato de Amonio, 150gr de aluminio (Puro Cristalino) y 150gr de PPG (Propilenglicol). Los resultados obtenidos fueron $CO=6,8382mol$, $CO_2=0,9186mol$, $Impulso=242,1seg$, $Temperatura=2583K$. Por lo cual se pudo observar que pese a ser una mezcla extensamente usada en cohetes sondas, genera una gran cantidad de CO y un impulso relativamente bajo (solo 12 puntos por encima del mínimo permisible) por lo cual fue descartada.
- **Mezcla 2:** presenta una cantidad de 600gr de N.A., 250gr de Aluminio y 150gr de PPG. Los resultados obtenidos fueron: $CO=7,58617mol$, $CO_2=0,16868mol$, $Impulso=254,3seg$, $Temperatura=2999K$. Esta mezcla al presentar una temperatura excesivamente alta fue descartada ya que hubiera sido necesario capas de mayor grosor de inhibidor, lo cual aumentaría el peso y tamaño total del cohete, considerando que el peso en la construcción de un vector espacial es determinante.
- **Mezcla 3:** presenta una cantidad de 650gr de N.A., 200gr de Aluminio y 150gr de PPG. Los resultados obtenidos fueron: $CO=7,27816mol$, $CO_2=0,47818mol$, $Impulso=248,9 seg$, $Temperatura=2798 k$. Por lo cual se puede notar una considerable reducción de la temperatura generada pero también una importante reducción del impulso respecto a la mezcla 2, lo cual solo aporta 18,9 puntos sobre el mínimo requerido de 230s de impulso específico. Quedando descartada también esta mezcla patente.

El proceso de selección de los resultados obtenidos del estudio, estuvo definido por las variantes que presentaran un mayor impulso y menor temperatura de combustión interna. [3] Una vez finalizado los estudios, fueron agrupados en la siguiente tabla:

TABLA III
VALORES DE MEZCLAS DE LAS FAMILIAS QUE PRESENTAN MAYOR IMPULSO Y MENOR TEMPERATURA.

N.A.	Al. (gr)	PPG (gr)	IMPULSO (s)	TEMPERATURA (K)
800	150	50	250,3	3124
825	150	25	248,6	3171
835	135	30	247,5	3094
840	130	30	246,8	3067
850	115	35	245,4	2986
875	80	45	240,7	2782
700	150	150	242,1	2583
725	150	125	245,4	2734
735	150	115	246,5	2794
740	150	110	247,1	2823
750	150	100	248	2880
775	150	75	249,8	3015
600	300	100	258,9	3430
625	300	75	258,7	3550
635	300	65	258,4	3595
640	300	60	258,2	3617
650	290	60	258	3586
675	270	55	257,2	3541
500	300	200	242,5	2739
525	290	185	245,1	2775
535	290	175	245,9	2802
540	280	180	246,7	2780
550	300	150	251	3005
575	300	125	257,9	3284

Una vez obtenida la tabla de resultados se procedió a insertar las 24 variantes obtenidas en Graph Pad en el cual se insertó el impulso específico en el eje x y la temperatura en el eje y1 de cada mezcla y se procedió a realizar un análisis de regresión lineal [3].

TABLA IV
LAS 24 VARIANTES DE COMBUSTIBLES INTRODUCIDAS EN EL GRAPH PAD.

	X	Y1
	IMPULSO	TEMPERATURA
1	250.3	3124
2	248.6	3171
3	247.5	3094
4	246.8	3067
5	245.4	2986
6	240.7	2782
7	242.1	2583
8	245.4	2734
9	246.5	2794
10	247.1	2823
11	248.0	2880
12	249.8	3015
13	258.9	3430
14	258.7	3550
15	258.4	3595
16	258.2	3617
17	258.0	3586
18	257.2	3541
19	242.5	2739
20	245.1	2775
21	245.9	2802
22	246.7	2780
23	251.0	3005
24	257.9	3284

El resultado de dicho análisis se puede observar en la siguiente figura:

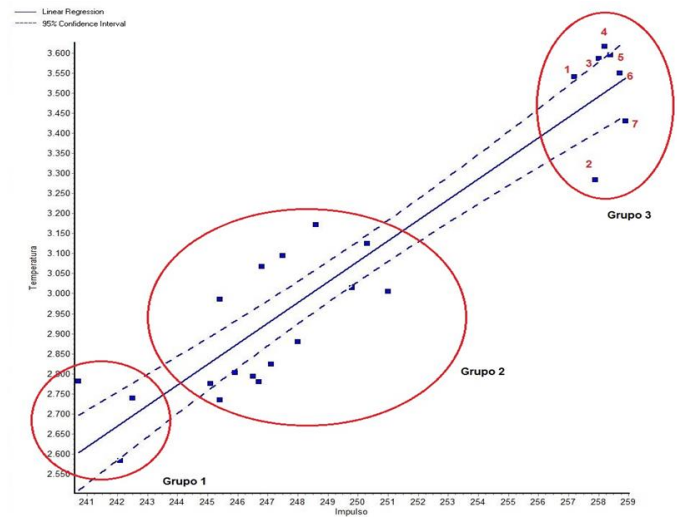


Fig. 1. Gráfica obtenida del análisis de regresión lineal en Graph Pad, en la cual el eje "x" está representado por el impulso específico y el eje "y" por la temperatura [3].

Gracias al estudio de regresión lineal se pudo plasmar de manera visual la contraposición entre Temperatura de la cámara de combustión (eje y) y el Impulso específico (*Imp*) en el eje x, pudiéndose notar tres grupos muy bien formados, cada grupo presentaban rango de valores de temperatura e *Imp* muy parecidos entre sí pese a pertenecer a familias y mezclas diferentes.

Grupo 1: Conformado por aquellos con un *Imp* y temperatura más baja al resto. Estos, pese a generar una temperatura relativamente baja e ideal para la combustión dentro un motor cohete y posterior construcción, fueron descartados por presentar un rango de *Imp* con valores entre 240 a 243s por lo cual se perfilaban extremadamente bajos para los requerimientos de puesta en órbita baja de un Nanosatélites.

Grupo 2: Se pudo visualizar como el grupo más denso está conformado por varios puntos esparcidos con rango de valores de *Imp* que van de 245 a 251s. En este grupo se puede notar un gran aumento de la temperatura generada durante la combustión, por lo cual, pese a poseer valores de Impulso mayores al grupo 1 poseían temperaturas exageradamente altas y rendimiento considerado bajo, por lo cual este grupo también fue descartado.

Grupo 3: Por último, delimitando los puntos que presentaban un mayor *Imp* y una mayor temperatura, estos, pese a presentar valores de temperatura considerablemente mayores del resto, presentan una media superior de *Imp* fácilmente identificable en la gráfica, cuyos valores van desde 257,2 a 258,9s, y que fue determinante a la hora de su selección [3].

TABLA V
VARIANTES DE MEZCLA GRUPO 3

MEZCLA	IMPULSO (s)	TEMP. (K)	N.A. (gr)	Al. (gr)	PPG (gr)
1	257,2	3541	675	270	55
2	257,9	3284	575	300	125
3	258,0	3586	650	290	60
4	258,2	3617	640	300	60
5	258,4	3595	635	300	65
6	258,7	3550	625	300	75
7	258,9	3430	600	300	100

Una vez que fueron expresadas las variantes y analizando los resultados obtenidos (véase tabla V), se pudo llegar a dos conclusiones de importancia:

- Todas poseen una alta cantidad de Aluminio (Al) Puro Cristalino, (en promedio 30% del peso total de la variante) lo cual es determinante en su alto *Imp* al ser este un material altamente explosivo.
- Todas las variantes presentan una alta temperatura de combustión, la cual tiene un valor medio de 3500K, valor éste de calor el cual podría fundir a la mayoría de los aceros empleados en la fabricación de motores cohetes. Para hacer frente esta realidad se decidió aplicar como inhibidor en el motor una capa de revestimiento en el cilindro del cohete de CCC (Compuesto Carbono-Carbón).

Teniendo en cuenta que pese a poseer el grupo 3 *Imp* superiores a los otros dos grupos, poseía también temperaturas mayores a estos, por este motivo para contrarrestar la elevada temperatura sin sacrificar el impulso específico (*Imp*), se procedió a elegir aquella mezcla de combustible del grupo 3 que permitiera con una menor temperatura un mayor *Imp*. Para lo cual fueron definidos en tabla los puntos que conforman el grupo 3. Esta labor fue hecha teniendo en cuenta los datos de *Imp* y temperatura (tabla VI) y por medio de un gráfico de dispersión se pudo visualizar la variante cuya relación *Imp/Temperatura* [5] es la más apropiada:

TABLA VI
PUNTOS DE LA MUESTRA 3

MEZCLA	IMPULSO	TEMPERATURA
1	257,2	3541
2	257,9	3284
3	258	3586
4	258,2	3617
5	258,4	3595
6	258,7	3550
7	258,9	3430

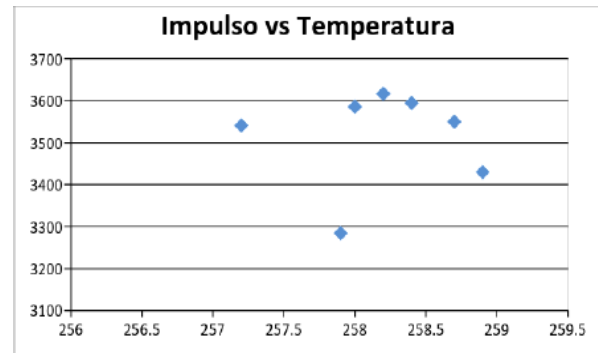


Fig. 2. Gráfica obtenida del análisis de dispersión de los datos de Impulso/Temperatura del grupo 3.

Después de haber analizado los puntos de la gráfica, se llegó por conclusión que el punto 2 de la Figura 2 presenta la mejor relación *Imp/Temperatura*. A continuación, se muestra una tabla con sus características básicas:

TABLA VII
CARACTERÍSTICAS DEL PROPELENTE ELEGIDO.

MEZCLA	IMP. (s)	TEMP. (K)	N.A. (gr)	Al. (gr)	PPG (gr)
2	257,9	3284	575	300	125

Por lo cual esta variante tiene una composición: 57,5% de N.A. 30% aluminio y 12,5% de PPG con lo cual se genera un *Imp* de 257,9s en promedio muy superior a las otras variantes y una temperatura muy inferior de tan solo 3284 K, la cual es ampliamente soportada por el inhibidor seleccionado para la construcción del motor cohete (CCC), resultando ideal para el diseño de la cámara de combustión.

III. DISEÑO DEL MOTOR COHETE

En comparación con los *case* de plástico reforzado con filamentos, los de acero tienen varias ventajas: mayor resistencia a cambios bruscos de temperatura, mayor resistencia a esfuerzos y son menos propensos a fallas. La cualidad de resistir altas temperaturas añade una ventaja intrínseca: menor cantidad de aislante y por consiguiente menor peso final del motor. Pueden estar almacenados a la intemperie durante mucho tiempo sin deteriorarse. Al ser el acero un material que resiste mejor el intenso calor generado, es necesario menor cantidad de inhibidores y por consiguiente hay más espacio para el grano propelente [6].

Al no haber tanques de combustible extras, la carcasa debe fungir de contenedor y cámara de combustión. En los cohetes sondas esto debe ser minuciosamente calculado ya que producto a su esbelta figura (diámetro reducido) no se pueden adherir reforzadores de estructura externo por consiguiente toda la tarea recae en las paredes motor.

En este tipo de motores no existe un sistema de refrigeración como tal, esta importante labor recae en las capas de aislante térmico insertadas entre la pared del *case* y el grano. Entonces, el espesor del inhibidor debe ser calculado teniendo en cuenta la temperatura máxima soportada, temperatura producida por la combustión y tasa de erosión. Por consiguiente, puede definirse como un sistema de refrigeración pasivo [6].

Con respecto al empuje producido y la temperatura generada en la cámara de combustión no existe un sistema de control como tal, estos dos parámetros son previamente definidos en el diseño y todos los materiales están elegidos y calculados a fin de resistir las altas temperaturas y generar el empuje necesario. El empuje es generado de forma continua hasta que se agota la carga [3].

A. Parámetros iniciales para el diseño del motor

Para el diseño del case motor se tuvieron en cuenta una serie de parámetros los cuales fueron establecidos para el posterior computo en el programa GDL Propep. [3]

La siguiente tabla muestra los parámetros predefinidos para el diseño:

TABLA VIII
PARÁMETROS DE DISEÑO

PARÁMETRO	VALOR	UNIDADES
Pc (Presión de cámara)	1000 (6,89)	psi (MPa)
Pe (Presión externa, presión atmosférica a nivel del mar)	14,7 (0,101)	psi (MPa)
T (temperatura ambiente)	298 (24,85)	K (°C)
De (Diámetro externo del cohete)	0,18	m
COMPOSICIÓN DEL GRANO PROPELENTE		
Nitrato de Amonio (NH ₄ NO ₃)	575 gr	
Aluminio (Al)	300 gr	
Propilenglicol (C ₃ H ₈ O ₂)	125 gr	

En la figura 3 se aprecia la interface de parámetros de diseño del GDL Propep y en la figura 4 los resultados arrojados por el programa.

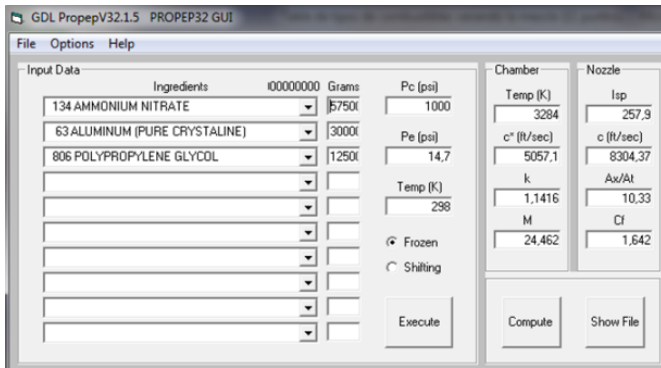


Fig. 3. Captura de pantalla de los parámetros introducidos en programa GDL Propep.

```

CODE          WEIGHT  D-H  DENS  COMPOSITION
134 AMMONIUM NITRATE      575.000  -1090  0.06230  4H  2N  3O
63 ALUMINIUM (PURE CRYSTALLINE) 300.000  0  0.09760  1AL
806 POLYPROPYLENE GLYCOL  125.000  -1058  0.03610  52C 108H 17O

THE PROPELLANT DENSITY IS 0.06343 LB/CU-IN OR 1.7557 GM/CC
THE TOTAL PROPELLANT WEIGHT IS 1000.0000 GRAMS

NUMBER OF GRAM ATOMS OF EACH ELEMENT PRESENT IN INGREDIENTS
42.159771 H  6.464857 C  14.366380 N  23.663080 O
11.119348 AL

*****CHAMBER RESULTS FOLLOW*****

T(K)  T(F)  P(ATM)  P(PSI)  ENTHALPY  ENTROPY  CP/CV  GAS  RT/V
3284.  5452.  68.02  1000.00  -762.75  2289.95  1.1416  35.437  1.920

SPECIFIC HEAT (MOLAR) OF GAS AND TOTAL=  8.955  13.889
NUMBER MOLS GAS AND CONDENSED=  35.4372  5.4425

19.75192 H2  7.17700 N2  6.42602 CO  5.44240 AT203*
1.12644 H  0.71862 H2O  0.05779 Al2O  0.05341 Al
0.03625 AlHO  0.03009 CO2  0.01704 HO  0.01855 AlH
7.51E-03 AlO  7.09E-03 CNH  4.01E-03 AlHO2  2.70E-03 NH3
1.28E-03 NO  8.11E-04 CHO  5.71E-04 O  5.46E-04 NH2
4.89E-04 Al2O2  1.43E-04 N  1.37E-04 CH2O  1.36E-04 NH
7.83E-05 CH3  6.45E-05 CN  6.29E-05 CH4  4.35E-05 CNHO
2.99E-05 AlHO  2.80E-05 Al2  1.07E-05 C2H2

THE MOLECULAR WEIGHT OF THE MIXTURE IS  24.462

*****EXHAUST RESULTS FOLLOW*****

T(K)  T(F)  P(ATM)  P(PSI)  ENTHALPY  ENTROPY  CP/CV  GAS  RT/V
2265.  3617.  0.95  14.00  -1556.77  2289.95  1.1676  34.838  0.027

SPECIFIC HEAT (MOLAR) OF GAS AND TOTAL=  8.563  11.940
NUMBER MOLS GAS AND CONDENSED=  34.8380  5.5594

20.47803 H2  7.18284 N2  6.43589 CO  5.55931 AT203*
0.49070 H2O  0.22015 H  0.02829 CO2  0.00083 HO
3.45E-04 AlHO  1.52E-04 CNH  9.53E-05 NH3  8.21E-05 Al
3.46E-05 AlHO2  2.48E-05 NO  1.10E-05 Al2O  1.03E-05 AlH

THE MOLECULAR WEIGHT OF THE MIXTURE IS  24.754
    
```

Fig. 4. Captura de pantalla de los resultados arrojados por GDL Propep.

B. Diseño del case motor

La estructura del motor de la primera etapa es un tubo donde el límite del espesor de pared e es impuesto por la presión esperada y el límite elástico del acero AISI 4140 [7]:

$$e = \frac{f \cdot d \cdot p}{2 \cdot \sigma} \tag{1}$$

TABLA IX
CÁLCULO DEL ESPESOR DE PARED

PARÁMETRO	VALOR	UNIDADES
f (Factor de Seguridad)	1,2	-
d (Diámetro externo)	0,18	m
p (Presión interna)	6,89	MPa
σ (Límite elástico del acero)	415	MPa
e (Espesor de pared)	0,0018	m

Por consiguiente, partiendo de un diámetro externo para el case motor de 0,18 metros se obtuvo un espesor pared de 0,0018 metros.

La teoría de membrana simple puede ser aplicada para predecir el estrés aproximado en la cámara de combustión, esto asumiendo que no existe flexión en las paredes del case y que todas las cargas son tomadas en tensión. Para un cilindro simple de radio R y espesor e , con una presión de cámara p , el estrés tangencial es igual a [8]:

$$\sigma_{\theta} = \frac{pR}{e} \tag{2}$$

Para calcular el estrés longitudinal se divide entre dos el estrés tangencial [8]:

$$\sigma_{\theta} = 2\sigma_l \tag{3}$$

Al despejar el estrés longitudinal de la fórmula 3, se obtienen los valores de la siguiente tabla:

TABLA X
RESULTADOS ESTRÉS LONGITUDINAL

PARÁMETRO	VALOR	UNIDADES
p (Presión interna)	6,89	MPa
R (Radio)	0,09	m
e (Espesor de pared)	0,0018	m
σ_{θ} (Estrés tangencial)	345,833	MPa
σ_l (estrés longitudinal)	172,916	MPa

C. Selección del inhibidor

La alta temperatura generada por el propelente sólido en la cámara de combustión hace que sea fundamental la implementación de algún aislante térmico para contrarrestar los efectos de la alta temperatura sobre las paredes internas del case [3]. El objetivo principal de estos materiales termoresistentes o Inhibidores es evitar que las altas temperaturas de la cámara debiliten la integridad estructural del case, aunque el inhibidor realiza otras funciones secundarias:

- Reduce el peligro de quemado en superficies donde no se desea que haya contacto con el calor.
- Amortigua la tensión generada de la combustión sobre las paredes del case.
- Sella las uniones del case evitando la pérdida de presión y daños del calor generado.
- Guía el producto de la combustión en un flujo laminar hacia la garganta, lo cual evita la generación de ondas de choques en el cono de convergencia de la tobera

Teniendo en cuenta las características fundamentales de los inhibidores los parámetros de búsqueda y selección se basaron en dos variables: Densidad y Temperatura máxima:

La densidad es un factor de suma importancia para la selección motivado a que se busca un material con la menor densidad posible y capaz de amortiguar los esfuerzos generados en la cámara de combustión [3].

La temperatura máxima del inhibidor, su importancia radica en la selección del material ya que su resistencia debe estar por encima al calor generado en la cámara de combustión.

En base a estos dos parámetros se hizo una búsqueda de los inhibidores más usados en la aeronáutica (SLA-561V, EPDM, TRUFOC, PICA), coherería (Alúmina, CCC, Grafito, Pirofítico,) industria en general (Corcho, Lana de vidrio, Lana de roca) y algunos experimentales (fibra de coco).

TABLA XI
REPRESENTACIÓN DE LOS MATERIALES INHIBIDORES SEGÚN SU DENSIDAD Y TEMPERATURA MÁXIMA.

MATERIAL	UNIDADES (g/cm ³)	TEMPERATURA MÁXIMA (°C)	NÚMERO EN LAS GRÁFICAS
Asbesto	1,76	1700	1
Alúmina	1,6	1700	2
CCC	1,81	3650	3
Grafito Pirofítico	2,1	3650	4

Corcho	0,25	110	5
Lana roca	0,16	1100	6
Lana vidrio	0,014	450	7
Fibra de coco	0,11	210	8
Carbón Fenólico	1,42	1430	9
Sílice fenólica	1,75	1880	10
SLA-561V	0,272	708	11
EPDM	0,86	1550	12
TRUFOC	0,4	2000	13
PICA	0,32	1930	14

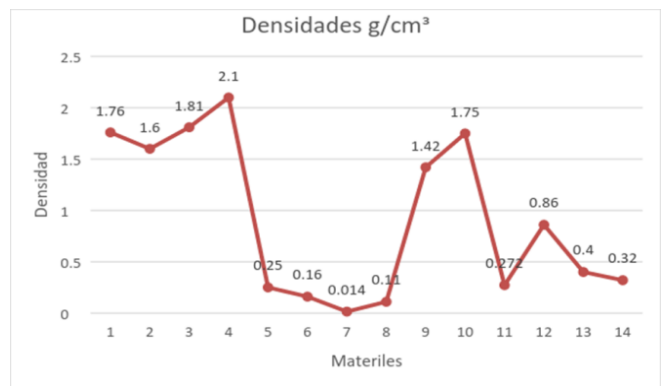


Fig. 5. Representación gráfica de los materiales según sus densidades.

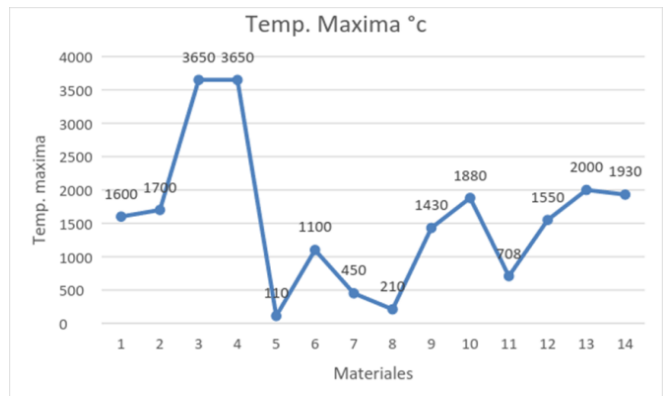


Fig. 6. Representación de los materiales según la temperatura máxima soportada.

En base a los datos observados en las gráficas de densidad y máxima temperatura, se seleccionaron cuatro materiales: Asbesto (1), Alúmina (2), CCC (3) y Grafito Pirofítico (4) los cuales presentan las mejores relaciones *densidad/Max. Temperatura*. A continuación, se presenta una tabla con las propiedades térmicas y mecánicas:

TABLA XII
PROPIEDADES TÉRMICAS Y MECÁNICAS DEL ASBESTO,
ALÚMINA, CCC Y GRAFITO PIROLÍTICO.

Propiedad	Asbesto	Alúmina	CCC	Grafito Pirolítico
Densidad (g/cm^3)	1,76	1,6	1,81	2,1
Max Temperatur a ($^{\circ}C$)	1600	1700	3650	3650
Límite elástico (MPa)	42	200	300	80
Módulo de Young (GPa)	70	375	242	20
Emisividad (0 a 1)	0,8	0,68	0,95	0,97
Conducción Térmica ($W/m \cdot K$)	40	35,4	101	190
Expansión Térmica ($\mu m/m \cdot ^{\circ}C$)	3,4	7,9	1,3	6
Difusividad Térmica ($\cdot 10^{-7} m^2/s$)	1,76	120	17	36

Investigaciones recientes han determinado varios efectos nocivos del asbesto, siendo clasificado como cancerígeno humano reconocido por el Departamento de Salud y Servicios Humanos de EEUU, por la Oficina de Protección Ambiental y la Oficina Internacional para la Investigación Del Cáncer. Según las investigaciones, la exposición al asbesto puede incrementar el riesgo de cáncer de pulmón y de mesotelioma.

Teniendo en cuenta los daños irreparables que el asbesto puede causar al ambiente y todos los daños verificados que genera en el cuerpo humano, los autores decidieron eliminar el uso del asbesto como material inhibidor, en aras de salvaguardar la salud del ser humano y en cuido al medio ambiente [3].

De esta forma, quedaron tres candidatas: Alúmina, CCC (Compuesto Carbón Carbón) y Grafito Pirolítico. Para la selección del inhibidor se tomaron en cuenta tres factores:

- Densidad: en este punto la Alúmina presenta a densidad más baja 1,6 g/cm^3 contra 1,81 del CCC y 2,1 del Grafito Pirolítico.
- Temperatura máxima: en este apartado el CCC y Grafito Pirolítico presentan una mejor resistencia al calor, ambos

llegan al orden de 3650 $^{\circ}C$ quedando la alúmina en solo 1600 $^{\circ}C$ de resistencia.

• Expansión térmica: este tercer y último apartado considerado para la selección del material inhibidor es fundamental ya que un material con una alta expansión térmica generaría mayor presión sobre las paredes internas del case lo cual se busca evitar y al tener la Alúmina 7,9 $\mu m/(m \cdot ^{\circ}C)$ contra 6 del Grafito Pirolítico y 1,3 del CCC quedó finalmente descartada del proceso de diseño.

Por lo cual quedaron dos posibles materiales a usar en la fabricación del inhibidor:

- Compuesto Carbono Carbón (CCC)
- Grafito Pirolítico

Cada uno de estos dos materiales presenta una idéntica resistencia al calor en el orden de los 3650 $^{\circ}C$ (o 3923 k) por lo cual en este apartado ambos son similares. Considerando la densidad de cada material, el CCC presenta 1,81 g/cm^3 contra 2,1 g/cm^3 por lo cual el CCC es de menor densidad lo que conlleva al beneficio de pesar considerablemente menos. Teniendo en cuenta la conductividad térmica de ambos materiales el CCC presenta 101 $W/(m \cdot k)$ contra 190 $W/(m \cdot k)$ del Grafito Pirolítico por lo cual queda demostrado que el CCC conduce en menor cantidad el calor, lo cual es ventajoso ya que no se deben agregar capas extras de inhibidor, dejando más espacio para el tubo motor y reduciendo peso en la construcción final. Como último parámetro fue tomado la expansión térmica, en la cual el CCC presentó la más baja de solo 1,3 contra 6 del Grafito Pirolítico [3]. Teniendo en cuenta los parámetros antes expuestos y las ventajas del CCC en lo anterior expuesto se procedió a la selección de este como el material para el diseño del inhibidor. En la siguiente Tabla se muestran las características del CCC.

TABLA XIII
CARACTERÍSTICAS FÍSICAS, TÉRMICAS Y ABLATIVAS DEL
COMPUESTO CARBONO CARBÓN (CCC).

PROPIEDAD	COMPUESTO CARBONO CARBÓN (CCC)
Densidad (g/cm^3)	1,81
Máxima Temperatura (K)	3923
Límite Elástico (MPa)	300
Módulo de Young (GPa)	242
Emisividad (0 a 1)	0,95
Conducción Térmica ($W/m \cdot K$)	101
Expansión Térmica ($\mu m/m \cdot ^{\circ}C$)	1,3
Difusividad Térmica ($\cdot 10^{-7} m^2/s$)	17
Calor Específico ($KJ/Kg \cdot K$)	1,3
Calor de Ablación (MJ/Kg)	2,7

D. Diseño del inhibidor

Como primer punto se debe calcular la velocidad de ablación (V_a), la cual depende de la temperatura de la cámara de combustión, de la temperatura de ablación del Compuesto Carbono Carbón (CCC) y del flujo de calor por unidad de área (α) [3].

$$\alpha = 6e_h - 4 \cdot T_0^{0,3} \cdot m_s^{0,905} \quad (4)$$

Por lo cual:

PARAMETRO	VALOR	UNIDADES
e_h (Calor específico)	1300	KJ/Kg
T_0 (Temperatura cámara de combustión)	3284	K
m_s (Densidad superficial)	3,25	Kg/m^2
α (Flujo de calor por unidad de área)	7668,270	$J/(m \cdot s)$

La Velocidad de ablación (v_a) se define como [7]:

$$v_a = \frac{\alpha (T_0 - T_a)}{Q_a \cdot \rho} \quad (5)$$

PARAMETRO	VALOR	UNIDADES
α (Flujo de calor por unidad de área)	7668,270	$J/(m \cdot s)$
T_0 (Temp. cámara combustión)	3284	K
T_a (Temp. Ablación.)	3923	K
Q_a (Calor de ablación)	2700000	KJ/Kg
ρ (Densidad aislante)	1810	Kg/m^2
v_a (Velocidad de ablación)	-0,00100	m/s

Luego de haber calculado la velocidad de ablación, se procede a calcular el Espesor Pirolizado, este es la parte del inhibidor que queda quemada dentro del motor cohete [7].

$$e_p = 2 \sqrt{\frac{a \cdot t_{burnout}}{2}} \quad (6)$$

PARÁMETRO	VALOR	UNIDADES
a (Difusividad térmica)	0,0000017	m/s
$t_{burnout}$ (Tiempo de quemado)	30	s
e_p (Espesor Aislante Pirolizado)	0,010099505	m

Para el cálculo del Espesor Aislante Térmico [7]:

$$e_t = \beta \cdot e_p \quad (7)$$

PARAMETRO	VALOR	UNIDADES
β (Factor de seguridad)	1,5	----
e_p (Espesor Aislante Pirolizado)	0,010099505	m
e_t (Espesor aislante térmico)	0,015149257	m

Una vez calculados la velocidad de Ablación, el Espesor Pirolizado y el Espesor Térmico se procede a calcular la presión que va a generar el motor cohete [7]:

$$P_{burst} = \frac{2 \cdot e \cdot \sigma}{d} \quad (8)$$

PARÁMETRO	VALOR	UNIDADES
e (Espesor cámara combustión)	0,0018	m
σ (Limite elástico)	415	MPa
d (Diámetro externo)	0,1800	m
P_{burst} (Presión de quemado)	8,2680	MPa

IV. TAPA TRASERA MOTOR COHETE

La tapa trasera es un elemento sellante fundamental en la construcción del motor cohete, en esta sección del motor el flujo de gases es menor y la presión ejercida sobre esta sección es mayor, por lo cual es necesario el diseño de una pieza reforzada con una alta resistencia a los esfuerzos [3].

Se puede considerar que se trata básicamente de una concha cilíndrica, la cual para aumentar el refuerzo y propiedad sellante se ha establecido eliminar las uniones atornilladas propuestas en muchos diseños y utilizar una pieza roscada [3]. Entre algunas las ventajas más importantes que figuran están:

- Mayor adhesión al case por medio de unión roscada.
- Se reducen las posibilidades de debilitar la estructura del case al no tener que insertar tornillos.
- Mayor posibilidad de sellar la salida de gases.

Para el cálculo estructural de esta pieza se hará de acuerdo a la teoría de platos planos fijados alrededor de una circunferencia y carga distribuida uniformemente sobre su superficie, siendo esta carga N debida a la presión interna de la cámara de combustión actuando en el área del plato [9]:

$$N = P_{c.max} \frac{\pi \cdot (d_p)^2}{4} \quad (9)$$

TABLA XIX
RESULTADO CARGA SOPORTADA POR EL PLATO.

PARAMETRO	VALOR	UNIDADES
d_p (Diámetro del plato no soportado por el cilindro)	0,1764	<i>m</i>
$P_{c.max}$ * (Presión de quemado)	8.268.000	<i>N/m²</i>
N (Carga)	202.063,3323	<i>N</i>

*Equivalente a la presión de quemado transformada de *MPa* a *N/m²*.

El cálculo del esfuerzo σ_t en el plato se define según:

$$\sigma_t = \frac{P_{c.max} \cdot d_p^2}{4 t_p^2} \quad (10)$$

En este punto se procedió a calcular el esfuerzo tangencial σ_t usando un espesor de pared tentativo de 0,01 m (1 cm). [3]

TABLA XX
RESULTADO ESFUERZO TANGENCIAL.

PARÁMETRO	VALOR	UNIDADES
$P_{c.max}$	Presión de quemado	8.268.000 <i>N/m²</i>
d_p	Diámetro del plato no soportado por el cilindro	0,17641388 <i>m</i>
t_p	Espesor pared tentativo	0,01 <i>m</i>
σ_t	Esfuerzo tangencial	643.288.782 (#) <i>N/m²</i>

A este punto se ha diseñado una tapa trasera la cual tiene: 0,01 m de espesor con 0,1764 m de diámetro, sujeta al Case por medio de rosca. En la parte superior se fabricará un refuerzo en forma de cruz griega para así otorgarle mayor resistencia al esfuerzo tangencial (σ_t) producido durante la combustión, dicha pieza ha sido concebida en su totalidad en Acero AISI 4140. Se considera insertar una capa de inhibidor CCC de 0,02 m (2 cm) en la parte inferior de la pieza para así evitar los efectos de la combustión afecten al acero.

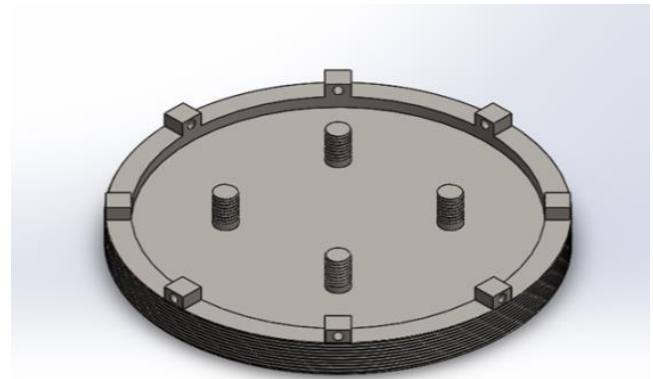


Fig. 7. Diseño de la tapa trasera en SolidWorks 2015.

Una vez diseñada la pieza le fue realizada una simulación de deformación utilizando “Simulation Express” de Solid Works. En dicha simulación fueron aplicados los valores obtenidos hasta este momento, entre los cuales destacan: Presión, coeficiente de deformación, espesor y sujeciones, con finalidad de comprobar su resistencia física [3].

El resultado de dicha simulación puede verse a continuación:

TABLA XXI
RESULTADO EN SIMULACION SOLIDWORKS 2015

PARÁMETRO	VALOR	UNIDADES
P (Densidad acero AISI 4140)	7850	<i>Kg/m³</i>
$P_{c.max}$ (Presión de quemado)	8,268	<i>MPa</i>
f_y (Presión soportada)	460.000.000	<i>N/m²</i>

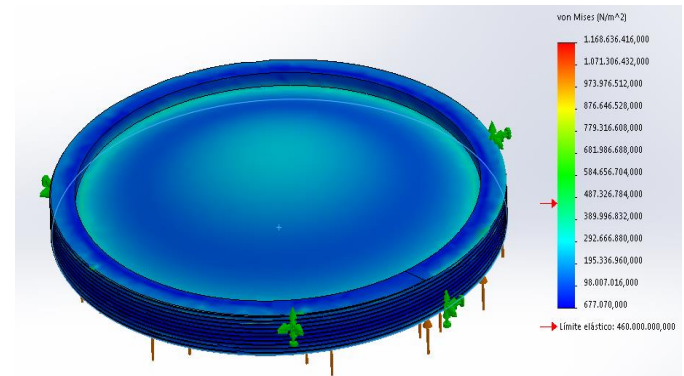


Fig. 8. Tapa trasera una vez analizada.

La pieza fue analizada teniendo en cuenta la posición exacta de la sujeción (la rosca) y la presión ejercida en la cámara de combustión (8,268 MPa) por lo cual, gracias a un análisis de Von Mises, se pudo comprobar que la pieza resiste en su totalidad la presión ejercida durante la combustión.

V. DISEÑO DE LA TOBERA

El diseño de gran parte de las toberas usadas en la cohetaría se basa en el tipo De Laval o tobera convergente divergente, la cual está compuesta por tres partes fundamentales, cono de convergencia, garganta y cono de divergencia. En casi todos los diseños el cono de convergencia es poco crítico en cuanto a prestaciones y no presenta notables diferencias si se comparan

diferentes diseños. En cambio, el cono de divergencia es la parte más crítica y aquella donde recae la mayor parte de los análisis y estudios. [10] En esta se usan diversos tipos de geometría de forma en que las toberas se han clasificado por la geometría que presentan en esta parte.

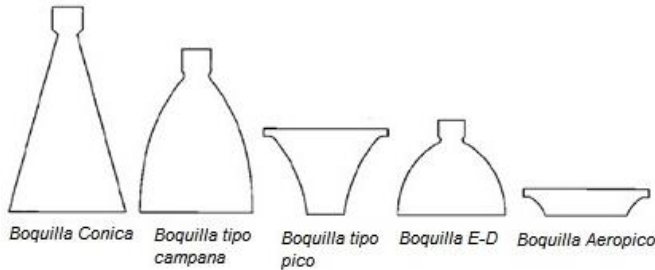


Fig. 9. Tipos de cono de divergencia [10].

Actualmente la mayoría de los diseños de toberas incorpora un diseño del tipo campana. La configuración general de este tipo de tobera es que presentan una pendiente muy pronunciada de 20° a 50° en la parte adyacente a la garganta y muy poca al final del contorno, cerca de 10°. [10]

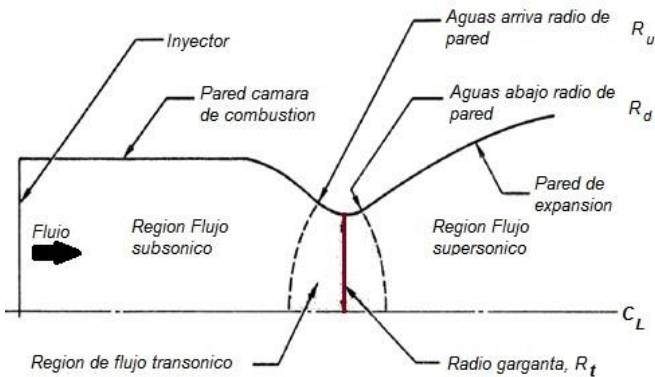


Fig. 10. Configuración general y terminología de las partes de una tobera [10].

Teniendo en cuenta los requerimientos básicos para la construcción de una tobera de cohete supersónico, entre las cuales destacan: presión de diseño, tamaño de garganta, cambio aceptable en cambio de garganta, radio de expansión, configuración de salida, diámetro de interfaz con case, peso-costo-fiabilidad. Se decidió descartar el uso de aluminio o acero ya que éstos al no poseen las capacidades físicas necesarias para resistir el calor producido en la combustión y se seleccionó en su lugar diseñar la tobera usando grafito, material que ha sido utilizado en toberas de varios cohetes sondas tales como Arkas y Super Arkas. [11]



Fig. 11. Configuración de una tobera de cohete Super Arkas [10].

A. Valores de diseño

Los valores de diseño obtenidos hasta el momento, requeridos para el cálculo de la tobera se listan en la siguiente tabla.

TABLA XXII.
VALORES PARA EL DISEÑO.

Resultados Case (Acero AISI 4140)		
Factor seguridad	1,2	
Diámetro externo	0,18	m
Espesor case	0,0018	m
Diámetro interno	0,17641388	m
Resultados Inhibidor (CCC)		
Factor seguridad	1,5	
Velocidad ablación	-0,00100	m/s
Espesor Piroлизованo	0,010099505	m
Espesor aislante térmico	0,015149257	m
Presión quemado	8,2680	MPa
Ø cámara combustión	0,125916355	m
	Grafito	
Densidad (ρ)	2160	Kg/m ³

Partiendo de estos resultados y de las propiedades del grafito podemos calcular las dimensiones del cono de divergencia, el cual amerita una mayor cantidad de cálculos y análisis.

B. Cono de divergencia

El método usado por diversos autores entre los cuales resaltan George P. Sutton y Oscar Biblarz para estipular el diámetro de salida del cono de divergencia es considerarlo el 90% del diámetro de la cámara de combustión [6], por lo cual nos queda:

TABLA XXIII.
PARÁMETROS CÁMARA DE COMBUSTIÓN. [3]

VARIABLE	VALOR	UNIDADES
Diámetro de cámara de combustión	0,1259	m
Diámetro de salida (90% Cámara combustión)	0,1133	m
Radio de salida (r_x)	0,0566	m
Área de Salida (A_x)	0,0101	m ²

El programa GDL Propcep ofrece una posible relación área salida (A_x) y área garganta (A_t) de $A_x/A_t = 10,33$. Ésta luego

de haber sido estudiada por método de optimización en el GDL Propep se descarta y se obtiene como mejor relación:

$$\frac{A_x}{A_t} = 15 \quad (11)$$

Por lo cual despejando A_t tenemos:

$$A_t = \frac{A_x}{15} \quad (12)$$

TABLA XXIV
RESULTADO AREA GARGANTA.

PARÁMETRO	VALOR	UNIDADES
A_t (Área de garganta)	0,00067	m^2
r_t (Radio de garganta)	0,01460	m

Longitud del cono de divergencia:

$$L_n = \frac{r_t \cdot \left(\sqrt{A_x/A_t - 1} \right) + R_1 \left[\frac{1}{\cos \alpha} - 1 \right]}{\tan \alpha} \quad (13)$$

TABLA XXV
RESULTADO LONGITUD CONO DIVERGENCIA.

PARÁMETRO	VALOR	UNIDADES
r_t (Radio garganta)	0,0146	m
A_x/A_t (Relación área salida y área garganta)	15	
R_1 (1,5 veces el radio de garganta)	0,0219	m
α (Ángulo del cono divergencia)	12	$^\circ$
L_n (Longitud cono divergencia)	0,20	m

Flujo másico (\dot{m}): [8]

$$\dot{m} = \frac{p_c A_t}{c^*} \quad (14)$$

TABLA XXVI
RESULTADO FLUJO MASICO.

PARÁMETRO	VALOR	UNIDADES
p_c (Presión de cámara)	6890000	Pa
A_t (Área de garganta)	0,00067	m^2
c^* (*) (Velocidad característica)	1541,4	m/s
\dot{m} (Flujo másico)	3,0057	Kg/s

(*) Convertida del GDL Propep, del Sistema Ingles (S.I.) 5057,1 ft/s al sistema internacional (MKS) 1541,4 m/s (revisar Figura 3)

Rata de quemado del propelente: [8]

$$r_b = \frac{\dot{m}}{A_b \cdot \rho_{prop}} \quad (15)$$

TABLA XXVII
RESULTADO RATA DE QUEMADO.

PARÁMETRO	VALOR	UNIDADES
\dot{m} (Flujo másico)	3,0057	Kg/s
A_b (Área de quemado)	0,0124	m^2
ρ_{prop} (#) (Densidad propelente)	1755	Kg/m^3
r_b (Rata quemado)	0,1375	m/s

(#) Obtenido del GDL Propep.

Habiendo establecido el tiempo de quemado del propelente en 30 segundos [3] y habiendo obtenido la rata de quemado del combustible se procede a calcular la longitud de la cámara de combustión:

$$l = r_b \cdot t \quad (16)$$

TABLA XXVIII
RESULTADO LONGITUD DEL CASE.

PARÁMETRO	VALOR	UNIDADES
r_b (Rata de quemado)	0,1375	m/s
t (Tiempo)	30	s
l (Longitud case)	4,126	m

Se procede a calcular el empuje generado por la tobera [8]:

$$T = p_c A_t \left\{ \frac{2\gamma^2}{\gamma-1} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{(\gamma+1)/(\gamma-1)} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{(\gamma-1)/\gamma} \right] \right\}^{1/2} \quad (17)$$

TABLA XXIX
RESULTADO EMPUJE GENERADO POR LA TOBERA.

PARÁMETRO	VALOR	UNIDADES
p_c (Presión cámara combustión)	6890000	Pa
A_t (Área garganta)	0,00067	m^2
γ (*) CP/CV (*)	1,14	-----
p_e (Presión externa)	101352	Pa
T (Empuje)	7685,646	N

(*) Valor obtenido de los resultados de GDL Propep

Por lo cual la tobera diseñada genera un empuje de 7685,646 N.

C. Cono de convergencia

El cálculo de longitud del cono de convergencia se determina según:

$$L_{nc} = \frac{r_t \cdot \left(\sqrt{A_x/A_t - 1} \right) + R_1 \left[\frac{1}{\cos \alpha} - 1 \right]}{\tan \alpha} \quad (18)$$

TABLA XXX
RESULTADO LONGITUD CONO DE CONVERGENCIA.

PARÁMETRO	VALOR	UNIDADES
r_t Radio garganta	0,0146	m
A_x/A_t Relación área salida y área garganta	18,52	

R_1		
1,5 del radio de garganta	0,0219	<i>m</i>
α	45	$^\circ$
Angulo del cono divergencia		
L_{nc}	0,057	<i>m</i>
Longitud cono de convergencia		

Recapitulando las dimensiones obtenidas a través de los cálculos:

TABLA XXXI
RESULTADOS DEL DISEÑO.

VARIABLE	VALOR	UNIDADES
Cono de convergencia	0,057	<i>m</i>
Radio entrada	0,063	<i>m</i>
Cono de divergencia	0,20	<i>m</i>
Radio salida (<i>re</i>)		<i>m</i>
Radio garganta (<i>rt</i>)	0,0566	<i>m</i>
	0,0146	<i>m</i>
Total largo tobera	0,257	<i>m</i>
Empuje total (<i>T</i>)	7685,646	<i>N</i>

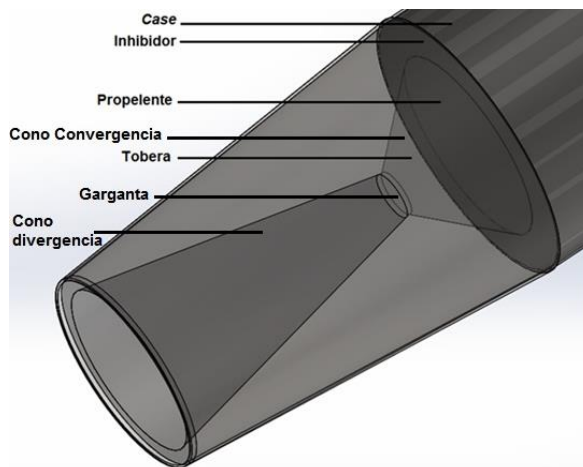


Fig. 12. Diseño en SolidWorks 2015 de la tobera señalando cada parte que compone la misma.

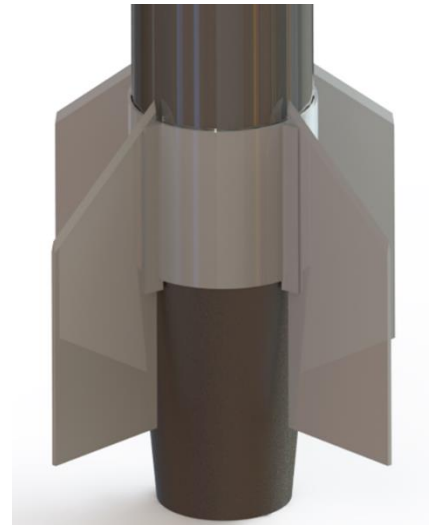


Fig. 13. Renderizado en SolidWorks 2015, vista lateral de la tobera y aletas estabilizadoras.



Fig. 14. Renderizado SolidWorks 2015, vista lateral cohete.

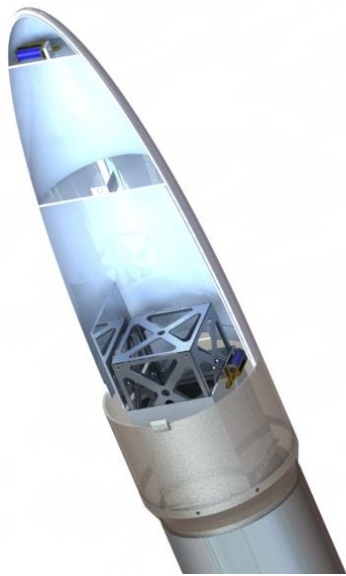


Fig. 15. Renderizado SolidWorks 2015 con vista a la sección de carga útil del cohete.

VI. CONCLUSIONES

A través de la presente investigación, en la cual se estudiaron grupos de diversas mezclas de combustible sólido, se pudo determinar un nuevo tipo de mezcla, la cual está compuesta por 57,5% Nitrato de Amonio, 30% aluminio puro cristalino y un 12,5% de Propilenglicol. Esta nueva mezcla aporta un Impulso de 257,9 s. Siendo muy superior al promedio usado en cohetes sondas norteamericanos (254,3s) y manteniendo una temperatura de 3284K.

Posteriormente fue diseñado el motor cohete, en el cual teniendo presente la relación peso/empuje se procedió a la búsqueda de materiales compuestos que puedan soportar cambios drásticos de temperatura, presión, en fin, que resistan los cambios muy bruscos de ambiente en cuestión de segundos sin sufrir fisuras o cualquier desperfecto físico. Por tal motivo fue seleccionado el Acero AISI 4140 el cual, pese a ser más pesado del aluminio, presenta una serie de características ventajosas para la construcción de motores cohetes, entre las cuales destacan: alta resistencia a la tensión, resistencia a altas temperaturas, bajo nivel de alargamiento entre otros; estas características sumadas conllevan a menor espesor en la capa inhibidora lo cual conlleva a menor peso requerido para la construcción y mayor peso para carga útil.

Partiendo de los parámetros iniciales para el diseño: Presión de cámara 1000 psi (6.89MPa), presión atmosférica de 14.7 psi (0,101 MPa), temperatura de combustión de 3284 K y diámetro externo de 0,18 m se obtuvo: espesor de 0,0018 m, estrés tangencial 345,833 MPa y estrés longitudinal 172,916 MPa.

A sabiendas que la temperatura máxima soportada por el Acero AISI 4140 es de 723 K la cual es menor a los 3284 k generados por la combustión del propelente, se procedió a la selección del inhibidor en el cual se fijaron como parámetros de selección: baja densidad y temperatura máxima soportada, por lo cual usando una menor cantidad de inhibidor se pueda aislar al case de acero; aligerando costos y peso. En base a estos dos parámetros de selección fue seleccionado el Compuesto Carbono Carbón (C.C.C.) ya que el mismo presenta resistencia

máxima a temperaturas de 3923,15 k (3650°C), densidad de 1,81 g/cm^2 y que a diferencia de otros inhibidores como el Asbesto no genera daños al ambiente y a la salud.

En cuanto al cálculo de la presión generada en la cámara de combustión durante la ignición se obtuvo 8,268 MPa, la cual es tolerada por el case de acero ya que el mismo tiene Resistencia a la tracción y Límite de Fluencia mucho mayor a la presión de quemado.

Para el diseño de la tobera fue establecido del tipo fija y externa, ya que al ser un cohete de combustible sólido de fácil fabricación y bajo costo operativo, este formato de tobera presenta la mayor sencillez en la construcción, y al haber menor cantidad de piezas involucradas menor es la posibilidad de fallo. El material usado para el diseño fue el grafito, pese a ser un material de alto coste y actualmente no se fabrica en Venezuela, puede ser obtenido por medio de terceros. A diferencia de otras toberas las cuales están fabricadas en acero, esta fue pensada en grafito para soportar las altas temperaturas del flujo de gases expulsado del motor. (3284k).

A través del desarrollo de los cálculos estos arrojaron: longitud del cono de divergencia de: 0,20 m, longitud cono de convergencia: 0,057 m, diámetro de salida 0,1133 m, radio de garganta 0,0146 m, flujo másico 3,0057 kg/s , rata de quemado 0,1375 m/s, lo cual arroja una longitud del case motor de 4,126 m y generación de empuje de 7685,646 Newtons.

REFERENCIAS

- [1] Y. E. Arslantas, "Conceptual design optimization of a Nanosatellite launcher". (Tesis para el grado de Master de ciencias en ingeniería aeroespacial). Universidad Técnica de Medio Oriente, Ankara, Turquía. 2012
- [2] J. F. Calleja, "Diseño y evaluación de un motor cohete de combustible sólido" (Trabajo especial de grado para optar al título de ingeniero mecánica). Universidad Simón Bolívar, Caracas, Venezuela. 2011
- [3] A. Prialé & T. Salazar, "Diseño preliminar de un cohete de combustible sólido de dos etapas con capacidad de carga útil para posicionar en órbita un nanosatélite de 1U o varios femtosatélites". (Trabajo Especial de Grado para optar al título de Ingeniero Aeronáutico) Universidad Nacional Experimental de la Fuerza Armada U.N.E.F.A., Caracas, Venezuela, 2016
- [4] Sounding rocket program handbook, 2nd edition, NASA, Sounding rockets program office suborbital & special orbital projects directorate, Ohio, EEUU. 2005
- [5] R. Nakka, "Teoría sobre motores cohete de propelente sólido" [Online]. Disponible: <http://www.nakka-rocketry.net>
- [6] G. Sutton & O. Biblarz, "Rocket Propulsion Elements", Wiley-Interscience Publication. EE.UU. 2001
- [7] J. Tristanchó, R. Jové-Casulleras & C. Vera-Flores "Technical constraints for a low cost femto-satellite launcher", 49th AIAA Aerospace sciences Meeting including the new Horizons Forum and aerospace exposition. AIAA 2011-546, Orlando, EE.UU. 2011
- [8] M. Faria, "Internal Ballistics Simulation Of a Solid Propellant Rocket Motor" (Trabajo de grado para obtener Título de Magister en Ingeniería Aeronáutica) Universidad Da Beira Interior, Covilhã, Portugal. 2013
- [9] E. Oberg, "Machinery's Handbook". 27va. Ed. Industrial Press Inc. New York, EEUU. 2004
- [10] NASA "Solid Rocket Motor Nozzles", Space Vehicle Design Criteria (Chemical Propulsion), Ohio, EEUU. 1975
- [11] NASA "Technical Note, Erosion Resistance and failure Mechanisms of Several Nozzle Materials in a Small Solid-Propellant Rocket Engine", Ohio, EEUU. 1963



André Priaré C. Nacido el 5 de marzo de 1991 en Caracas - Venezuela, posee doble nacionalidad: venezolana e italiana. Es Ingeniero Aeronáutico egresado de la Universidad Nacional Experimental Politécnica de la Fuerza Armada (UNEFA), sede Caracas en el año 2016. Una vez presentado su

Trabajo Especial de Grado titulado: “Diseño Preliminar de un Cohete de Combustible Sólido de dos Etapas con Capacidad de Carga Útil para Posicionar en Órbita un Nanosatélite de 1u o varios Femtosatélites” con el cual obtuvo la máxima calificación y mención Publicación, fue rápidamente captado por el Vicerrectorado de Investigación Desarrollo e Innovación (VIDI) de la UNEFA, en el cual directamente ocupó el cargo de Jefe de la Unidad de Diseño, Métodos y Medios. En dicho cargo desempeñó funciones por 6 meses hasta que en el 2017 fue promovido a Coordinador de Laboratorios, Pruebas y Ensayos, cargo que ocupa al día de hoy. Ha desarrollado investigaciones en el ámbito coheteril, ha publicado un artículo científico en la revista Ingenio, ha participado en varias ferias científicas como expositor y actualmente se encuentra inmerso en el desarrollo de un proyecto de globo sonda para la confirmación de la teoría de panspermia.



Tulio R. Salazar A. Oriundo de la ciudad de Mérida en Venezuela, nacido el 30 de junio del año 1976, egresó como Ingeniero Aeronáutico de la Universidad Nacional Experimental Politécnica de la Fuerza Armada (UNEFA), en Maracay, en el año 2001. Inicio sus labores de investigación en la Universidad Simón Bolívar (USB) en

2001, en donde además cursó estudios de Maestría en Ingeniería Mecánica egresando en el 2004. Ingresó como Docente Asistente a la UNEFA en el año 2004 donde mantiene actividades docentes en pregrado de Ingeniería Aeronáutica y postgrado de Tecnología Espacial. Realizó Estudios Doctorales en la Universidad de Beihang en Beijing China, en 2011 se gradúa de Doctor en Ingeniería de Fabricación de Vehículos Aeroespaciales, curso además estudios de Especialización Técnica en Satélites, en la Academia China de Tecnología Espacial Instituto Shenzhou en Beijing en el año de 2008. Ingreso en el año de 2011 como investigador en la Agencia Bolivariana para Actividades Espaciales, en 2014 es promovido a Jefe de la Unidad de Educación Espacial. Tiene múltiples publicaciones, nacionales e internacionales, participando en gran cantidad de congresos, foros, charlas, encuentros de saberes entre otros. Publicó su primer libro de en 2012 titulado “Optimization for Stretch Bending Process of Aluminum Profile”. Ha recibido beca para estudio de Doctorado de FIDETEL en el 2006, beca para estudios de Maestría por FONACIT en el 2001, beca para estudios de pregrado por FUNDAYACUCHO en 1997. Desde el 2016 dirige el Grupo Estable de Ciencias y Tecnologías Espaciales de la Unidad Educativa Generalísimo Francisco de Miranda, realizando actividades de docencia e investigación con estudiantes de educación media general.