

DETERMINACIÓN DEL FACTOR DE SEGURIDAD DE LOS MOTORES DE COMBUSTIBLE SÓLIDO PARA LOS COHETES SONDA ULA

LACRUZ^{1*} Leonardo; María Alejandra PARCO¹, Vicente MARCANO^{1,2},
Pedro BENÍTEZ^{1,2}, Carlos LA ROSA^{1,2} & John FERREIRA¹

<leonardolacruz@ula.ve>

¹Comisión Rectoral del Programa de Ciencias Espaciales,
Universidad de Los Andes,

²Grupo de Ciencias Atmosféricas y del Espacio,
Vicerrectorado Académico, Universidad de Los Andes,
Mérida, República Bolivariana de Venezuela

RESUMEN

Los cohetes sonda de combustible sólido ULA han sido probados en varias oportunidades, con el fin de determinar su rendimiento aerodinámico y propulsión. Uno de los aspectos fundamentales en el diseño de los motores de combustible sólido es determinar la capacidad para resistir las presiones internas generadas por los gases de combustión con el mínimo peso estructural posible. El peso y la capacidad para resistir presiones internas tienen una variable común, esta variable es el espesor de pared del motor. Tomando en cuenta estas variables se determinó el factor de seguridad, a fin de garantizar el óptimo desempeño de los cohetes subsónico ULA-1 y supersónico ULA-2 para la cuarta prueba de rendimiento aerodinámico y propulsión.

Palabras claves: Motor Cohete. Combustible Sólido. Presión Interna. Esfuerzo Tangencial.

DETERMINATION OF SAFETY FACTOR OF THE SOLID PROPELLANT ENGINES FOR THE PROBE ROCKETS ULA

ABSTRACT

The probe rockets ULA have been tested in several opportunities in order to know the aerodynamic and propulsion performance. In the design of the solid propellant motors is necessary to determine their capacity to resist the internal pressures generated by the gases of combustion having the lower structural weight. Both weight and capacity to resist internal pressures have a variable common, this variable is the thickness of the wall of the solid rocket motor. Taking in account these variables, was determined the safety factor in order to guarantee the ideal performance of the subsonic rocket ULA-1 and the supersonic rocket ULA-2, in the fourth test of aerodynamics and propulsion performance.

Key words: Rocket Engine. Solid Grain. Internal Pressure. Tangential Stress.

Ficha

LACRUZ^{*} Leonardo; María Alejandra PARCO, Vicente MARCANO, Pedro BENÍTEZ, Carlos LA ROSA & John FERREIRA 2010.- Determinación del Factor de Seguridad de los Motores de Combustible Sólido Para los Cohetes Sonda ULA. Adv. Mat. Sci. & Technol 5: 17-22 ISSN 1316-2012

INTRODUCCIÓN

Desde el año 2006, viene funcionando en la Universidad de Los Andes la Comisión Rectoral para el Programa de Ciencias Espaciales. Dicha comisión lleva a cabo una serie de proyectos, entre los cuales destaca el Proyecto Universitario Cohete- Sonda ULA, los cuales son vectores de combustible sólido, con carga útil que consta de sensores para medición de presiones parciales de gases atmosféricos, radiación ultravioleta, gases contaminantes, entre otros [1].

Uno de los aspectos fundamentales en el diseño de los motores de combustible sólido es el balance, en la capacidad que estos tengan, para resistir las presiones internas generadas por los gases de combustión y el peso del mismo [2]. El peso y la capacidad para resistir presiones internas tienen una variable común, esta variable es el espesor de pared del motor. El factor de seguridad es un índice con el que se puede obtener el balance resistencia-peso, el cual relaciona los esfuerzos a los que está sometido el motor con el esfuerzo que es capaz de resistir el material sin deformarse permanentemente, previniendo fallas del motor de combustible sólido y evitando el exceso de peso [3].

El propósito de este trabajo es determinar el espesor mínimo de pared de los motores de combustible sólido correspondientes a los cohetes subsónico ULA-1 y supersónico ULA-2, a fin de garantizar su óptimo desempeño en la cuarta prueba de rendimiento aerodinámico y propulsión, a realizarse en la isla La Orchila durante el presente año.

MATERIALES

Para la construcción del motor del Cohete de Propelente Sólido serie ULA se seleccionaron tubos mecánicos de acero AISI 1020 sin costura, con espesor de pared de 10 mm. El acero AISI 1020 (G10200 en designación UNS), tiene un esfuerzo de fluencia $\sigma_y = 210$ Mpa [4].

Para el diseño de la cámara de combustión del cohete ULA-1 y ULA-2 se utilizó una presión interna de cámara de 40 atmósferas (4.05 Mpa) y 22 atmósferas (2.23 Mpa), respectivamente estimadas a partir de los empujes máximos obtenidos en las pruebas en estática de dichos motores, llevadas a cabo en los laboratorios del CIAE-ULA.

METODOLOGÍA

Clasificación de los cilindros sometidos a presión interna

En recipientes cilíndricos sujetos a presión se presentan esfuerzos radiales y tangenciales cuyo valor depende del radio del elemento en consideración. Los recipientes cilíndricos se clasifican según su relación radio interno-espesor de pared en Cilindro de Pared Delgada (C.P.D.) y Cilindro de Pared Gruesa (C.P.G.), si esta relación es mayor a 10 se trata de un C.P.D. en cambio si esta relación es menor o igual a 10 se trata de un C.P.G. [5].

Partiendo de la hipótesis de que la deformación en dirección axial es constante en las zonas alejadas de los extremos [6], se obtienen las siguientes ecuaciones para los esfuerzos radial y tangencial en C.P.G:

$$\sigma_r = \frac{P_i * r_i^2 - P_o * r_o^2 + r_i^2 * r_o^2 * \left[\frac{(P_o - P_i)}{r_i^2} \right]}{(r_o^2 - r_i^2)} \quad (1)$$

$$\sigma_t = \frac{P_i * r_i^2 - P_o * r_o^2 - r_i^2 * r_o^2 * \left[\frac{(P_o - P_i)}{r_i^2} \right]}{(r_o^2 - r_i^2)} \quad (2)$$

Donde: P_i = Presión Interna Cilindro

P_o = Presión Externa Cilindro

r_i = Radio Interno Cilindro

r_o = Radio Externo Cilindro

En nuestro caso $P_o = 0$, con lo cual las ecuaciones quedan de la siguiente forma:

$$\sigma_r = \frac{r_i^2 * P_i}{(r_o^2 - r_i^2)} * \left(1 - \frac{r_o^2}{r_i^2} \right) \quad (3)$$

$$\sigma_t = \frac{r_i^2 * P_i}{(r_o^2 - r_i^2)} * \left(1 + \frac{r_o^2}{r_i^2} \right) \quad (4)$$

Con el objeto de colocar el esfuerzo tangencial en función del espesor se lleva a cabo el siguiente cambio:

$$r_o = r_i + t \quad (5)$$

Donde: t = Espesor de Pared del Cilindro

r_i = radio interno del cilindro

Cilindros de pared delgada

Los motores para cohetes de combustible sólido se clasifican como cilindros de pared delgada [2]. Para los C.P.D. el esfuerzo radial producido por la presión interna es muy pequeño en comparación al esfuerzo tangencial. Realizando un corte del tubo, con un diagrama de cuerpo libre y llevando a cabo una sumatoria de fuerzas se obtiene la siguiente ecuación para el esfuerzo tangencial o de costilla [5]:

$$\sigma_t = \frac{P_i * r_i}{t} \quad (6)$$

Donde: P_i = Presión Interna del Cilindro

r_i = Radio Interno del Cilindro

t = espesor de pared

Efectos de Temperatura

La resistencia del acero se ve disminuida con el aumento de la temperatura. Debido a la alta temperatura que alcanza la cámara de combustión esta variable es de suma importancia a considerar en la selección del material. El quemado del combustible se lleva a cabo entre 3,5 y 4 segundos, el cual es un rango de tiempo insuficiente para que

la temperatura del cilindro se nivele con la temperatura de combustión. Con el fin de estimar la reducción de la capacidad del acero para resistir los esfuerzos, se asume que el cilindro alcanza los 300 °C Para esta temperatura el acero disminuye su resistencia en un 10% [5], con lo cual la resistencia empleada para el diseño es de 189 Mpa.

Factor de Seguridad en Cohetes de Combustible Sólido

El factor de seguridad es un índice que relaciona el esfuerzo de fluencia del material con el esfuerzo al cual se encuentra sometido el elemento mecánico que se está diseñando [5]. El propósito es garantizar que el elemento diseñado no sobrepase el límite de deformación elástica del material. Para motores de combustible sólido de cohetes se recomienda utilizar un factor de seguridad de 1,25, utilizando materiales certificados especialmente para este tipo de motores (NASA, SP-8025, 1975). En el presente trabajo se utilizó un factor de seguridad de 1,5 recomendado para uso general [5], a fin de tomar en cuenta las oscilaciones en la presión interna que se generan dentro de los motores de combustible sólido para cohetes [7].

RESULTADOS Y DISCUSIÓN

Determinación del Espesor Mínimo de Pared para el Motor del Cohete ULA-1

Con los datos de presión (20 atm) y radio interno (65 mm) y haciendo uso de la ecuación 6 se construyó la Tabla 1, donde se visualiza el Factor de Seguridad a medida que varía el Espesor de Pared del Cilindro.

Determinación del Espesor Mínimo de Pared para el Motor del cohete ULA-2

Siguiendo el mismo procedimiento utilizado con el motor del cohete ULA-1 y utilizando la presión interna (40 atm) y radio interno (75 mm), se obtuvo la Tabla 2.

CONCLUSIONES

El factor de seguridad determinado para el motor del cohete subsónico ULA-1 es aquel que se encuentra por encima de 1,5, por lo cual se recomienda un espesor mínimo de 0,7 mm. En el caso del motor del cohete supersónico ULA-2, el factor de seguridad determinado también se encuentra por encima de 1,5, por lo cual se recomienda un espesor mínimo de 1,4 mm. Se espera por consiguiente con los espesores finales

Tabla 1. Factor de seguridad como una función del espesor de la pared para el motor del cohete sonda ULA-1.

Espesor de Pared (mm)	Relación radio/espesor	Condición	σt (Mpa)	Factor de Seguridad
0,1	300,000	C.P.D	636,000	0,236
0,2	150,000	C.P.D	318,000	0,472
0,3	100,000	C.P.D	212,000	0,708
0,4	75,000	C.P.D	159,000	0,943
0,5	60,000	C.P.D	127,200	1,179
0,6	50,000	C.P.D	106,000	1,415
0,7	42,857	C.P.D	90,857	1,651
0,8	37,500	C.P.D	79,500	1,887
0,9	33,333	C.P.D	70,667	2,123
1	30,000	C.P.D	63,600	2,358
1,1	27,273	C.P.D	57,818	2,594
1,2	25,000	C.P.D	53,000	2,830
1,3	23,077	C.P.D	48,923	3,066
1,4	21,429	C.P.D	45,429	3,302
1,5	20,000	C.P.D	42,400	3,538
1,6	18,750	C.P.D	39,750	3,774
1,7	17,647	C.P.D	37,412	4,009
1,8	16,667	C.P.D	35,333	4,245
1,9	15,789	C.P.D	33,474	4,481
2	15,000	C.P.D	31,800	4,717
2,1	14,286	C.P.D	30,286	4,953
2,2	13,636	C.P.D	28,909	5,189
2,3	13,043	C.P.D	27,652	5,425
2,4	12,500	C.P.D	26,500	5,660
2,5	12,000	C.P.D	25,440	5,896
2,6	11,538	C.P.D	24,462	6,132
2,7	11,111	C.P.D	23,556	6,368
2,8	10,714	C.P.D	22,714	6,604
2,9	10,345	C.P.D	21,931	6,840
3	10,000	C.P.D	21,200	7,075
3,1	9,677	C.P.G.	25,040	5,990
3,2	9,375	C.P.G.	24,294	6,174
3,3	9,091	C.P.G.	23,593	6,358
3,4	8,824	C.P.G.	22,933	6,541
3,5	8,571	C.P.G.	22,310	6,723

determinados, que los motores no presente algún del motor aumentando así su desempeño
daño estructural por el esfuerzo de costilla. aerodinámico.
También se espera lograr el mínimo peso posible

Tabla 2. Factor de seguridad como una función del espesor de la pared para el motor del cohete sonda ULA-2.

Espesor de Pared (mm)	Relación radio/espesor	Condición	σ_t (Mpa)	Factor de Seguridad
0,1	325,000	C.P.D.	1322,750	0,113
0,2	162,500	C.P.D.	661,375	0,227
0,3	108,333	C.P.D.	440,917	0,340
0,4	81,250	C.P.D.	330,688	0,454
0,5	65,000	C.P.D.	264,550	0,567
0,6	54,167	C.P.D.	220,458	0,680
0,7	46,429	C.P.D.	188,964	0,794
0,8	40,625	C.P.D.	165,344	0,907
0,9	36,111	C.P.D.	146,972	1,021
1	32,500	C.P.D.	132,275	1,134
1,1	29,545	C.P.D.	120,250	1,247
1,2	27,083	C.P.D.	110,229	1,361
1,3	25,000	C.P.D.	101,750	1,474
1,4	23,214	C.P.D.	94,482	1,588
1,5	21,667	C.P.D.	88,183	1,701
1,6	20,313	C.P.D.	82,672	1,814
1,7	19,118	C.P.D.	77,809	1,928
1,8	18,056	C.P.D.	73,486	2,041
1,9	17,105	C.P.D.	69,618	2,155
2	16,250	C.P.D.	66,138	2,268
2,1	15,476	C.P.D.	62,988	2,381
2,2	14,773	C.P.D.	60,125	2,495
2,3	14,130	C.P.D.	57,511	2,608
2,4	13,542	C.P.D.	55,115	2,722
2,5	13,000	C.P.D.	52,910	2,835
2,6	12,500	C.P.D.	50,875	2,948
2,7	12,037	C.P.D.	48,991	3,062
2,8	11,607	C.P.D.	47,241	3,175
2,9	11,207	C.P.D.	45,612	3,289
3	10,833	C.P.D.	44,092	3,402
3,1	10,484	C.P.D.	42,669	3,515
3,2	10,156	C.P.D.	41,336	3,629
3,3	9,848	C.P.G.	40,093	3,742
3,4	9,559	C.P.G.	38,936	3,855
3,5	9,286	C.P.G.	37,862	3,968

AGRADECIMIENTO

Expresamos nuestro reconocimiento a todo el personal administrativo del Vicerrectorado Administrativo de la Universidad de Los Andes, de manera especial al Prof. Manuel Aranguren, quien ha impulsado de manera incondicional el proyecto de los cohetes sonda serie ULA.

Igualmente agradecemos al personal civil y militar del Centro de Investigación y Desarrollo Aeronáutico de la Aviación Militar Bolivariana, por su apoyo logístico en las pruebas de rendimiento aerodinámico y de propulsión llevadas a cabo en las bases aéreas.

REFERENCIAS

- [1] MARCANO, V., BENÍTEZ, P., LA ROSA C., LACRUZ L., PARCO M., FERREIRA J., ANDRESSEN R., SERRA VALLS A., PEÑALOZA M., RODRIGUEZ L., CÁRDENAS J. E., MINITTI V., ROJAS J.J. 2009.- Progresos alcanzados en el proyecto universitario cohetes sonda serie ULA. Universidad, Ciencia y Tecnología 13, 305-316.
- [2] SUTTON, G. & BIBLAZ, O., 2001.- Rocket Propulsion Elements, Wiley Interscience, Seventh Edition. P. 784.
- [3] NASA, 1970.- Solid rocket motor metal cases; NASA SP-8025, P. 94
- [4] MANGONON, P. 2001.- Ciencia de Materiales, Primera Edición, Pearson Educacion. P. 824.
- [5] SHIGLEY, J. E. & MISCHE, C. R., 1990.- Diseño en Ingeniería Mecánica, McGraw-Hill, 5ta edición. P. 883
- [6] AYOB, A. & ELBASHEER, M. 2007.- Optimun autofrettage pressure in thick cylinders. Jurnal Mekanikal, 24, 1-14.
- [7] BLOMSHIELD, F. 2006.- Lessons learned in solid rocket motor combustion instability. American Institute of aeronautics and astronautics, Missile sciences conference, Monterrey, CA.

Dirección

LACRUZ¹ Leonardo; María ALEJANDRA PARCO¹; Vicente MARCANO^{1,2}; Pedro BENÍTEZ^{1,2}; Carlos LA ROSA^{1,2}; John FERREIRA¹

<leonardolacruz@ula.ve>

¹Comisión Rectoral del Programa de Ciencias Espaciales, Universidad de Los Andes,

²Grupo de Ciencias Atmosféricas y del Espacio,
Vicerrectorado Académico, Universidad de Los Andes,
Mérida, República Bolivariana de Venezuela