

PRESURIZACIÓN EN ORBITA DEL COMBUSTIBLE DE UN MOTOR HÍBRIDO PARA MICROSATÉLITE MEDIANTE ENERGÍA SOLAR

Roberto Garay, David Carrasco, Augusto De Biassi, Gustavo Torresan, Lucio Lafata, Pedro Pomilio.
Centro de Investigaciones Aplicadas, Instituto Universitario Aeronáutico
Av. Fuerza Aérea 6500, Córdoba, tel: 0351-4435000. e-mail: rgaray@iua.edu.ar, dcarrasco@iua.edu.ar

RESUMEN: Para el estudio de factibilidad del uso de propulsión híbrida inversa en microsátélites, se implementó un modelo matemático de presurización de combustible, utilizando energía solar. El objetivo del trabajo fue calcular las órbitas necesarias para presurizar el combustible e investigar parámetros de diseño. La metodología consistió en la elaboración de un modelo matemático de un sistema de presurización de combustible líquido, mediante energía solar. Luego se confeccionaron curvas de vaporización para el n-butano. Usando estos elementos, y el estudio de energía disponible para una órbita seleccionada, contemplando distintos perfiles de vuelo, se efectuó el cálculo de órbitas necesarias para su correcto funcionamiento. Se obtuvieron resultados para un rendimiento del sub-sistema de calefactores de 0,6. Se presenta el esquema del sistema de presurización y los resultados parametrizados de los cálculos. Se concluyó que este sistema es sencillo, confiable y se adapta a pequeños motores.

Palabras clave: motor cohete híbrido inverso, sistema de presurización con paneles solares, presurización de n-butano.

INTRODUCCIÓN

A los fines de efectuar maniobras orbitales o desorbitado de microsátélites lanzados como carga útil secundaria [figura 1] se propone (Launchspace Staff Bethesda MD, 2009) el uso de un módulo propulsor adosado a los mismos [figura 2]. Para cumplimentar con las normas de seguridad que se resumen en [tabla 1], se adoptó un motor cohete híbrido inverso que satisface dichas exigencias (Janovsky y Kassebom, 2002), (Garay y Torresan, 2009). Este motor requiere un sistema de presurización de combustible para inyectarlo en la cámara de combustión. En un primer estudio se pensó en utilizar una electrobomba que obtiene su energía de baterías y paneles solares, pero esta idea fue abandonada por lo menos en el caso de pequeños módulos propulsores debido a su complejidad, excesivo peso y alta probabilidad de falla. Entonces se pensó en un sistema con un mínimo de piezas móviles en el que la presurización resulta de un aumento de entalpía producido por el aporte de calor en un recipiente cerrado y correctamente aislado. Aunque este último concepto es sencillo, los problemas tecnológicos que se vislumbran pueden ser importantes. Por lo tanto, se decidió realizar un modelo de un sistema de presurización simplificado con los siguientes objetivos:

- * 1- Verificar si el área de paneles es compatible con las dimensiones de un pequeño módulo propulsor. Este se presenta en (Torresan y De Biassi, 2009).
- * 2- Definir si la tecnología de celdas solares deberá ser la de silicio cristalino o arseniuro de galio.
- * 3- Definir si el vehículo puede volar en modalidad de “tumbling” (sin control de actitud), o si debería mantener un apuntado solar (sun pointing) para maximizar el área asoleada de los paneles solares.
- * 4- Estudiar el requerimiento energético mínimo necesario para la conversión de la energía disponible. Se debe puntualizar que los paneles solares no solo calefaccionan el tanque sino que también sirven para dar energía a las funciones básicas del módulo propulsor (housekeeping). El sistema de calentamiento también tiene un control de temperatura para los calefactores, que provee una estrategia adecuada de calentamiento del combustible.
- * 5- Verificar si el n-butano presurizado con este sistema, es el combustible apropiado para lograr el correcto funcionamiento del motor y lograr el impulso específico adecuado.
- * 6- Calcular las órbitas necesarias para lograr la adecuada presurización del fluido.

Normas generales de seguridad para el módulo propulsor de microsátélites, lanzado como carga útil secundaria (requerimientos tentativo para proyecto MHM)

No componentes pirotécnicos.

No tanques presurizados.

No sustancias corrosivas o que produzcan daños a corto y mediano plazo.

Equipos totalmente desconectados durante lanzamiento y vuelo del lanzador.

Seguridad para almacenamiento, manipuleo e integración al lanzador.

Imposibilidad de accionamiento intempestivo.

Total desconexión y autonomía respecto al microsátélite.

Confiabilidad en el funcionamiento.

Precisión en el apuntado y accionamiento del motor.

Ninguna emisión electromagnética durante manipuleo, instalación, vuelo en el lanzador y misión del satélite.

Tabla 1: Normas generales de seguridad para el módulo propulsor para microsátélites



Figura 1: Cargas útiles secundarias, montadas sobre una de las partes de un lanzador

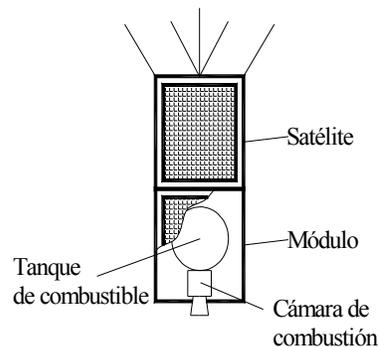


Figura 2: Esquema general del módulo propulsor acoplado al microsatélite

DESCRIPCIÓN DEL PROBLEMA

De acuerdo con lo anteriormente expuesto y tomando en cuenta los cálculos de propelentes necesarios que se exponen en (Garay y Torresan, 2009), se determinó que la cantidad de combustible a presurizar es de 265 g de n-butano (se previó un exceso de combustible del orden del 35% para compensar bajas prestaciones del motor u otros imprevistos), que reaccionan con 785 g de perclorato de amonio (oxidante), que se encuentra ubicado dentro de la cámara de combustión en forma de pastillas sólidas que se van consumiendo. La presión mínima en el tanque de combustible, para el correcto funcionamiento del motor, es de 5000 kPa, con lo que se logra una presión regulada constante de 1500 kPa en la cámara de combustión, lo que asegura un impulso específico mayor a 220 s. Se define el impulso específico como el cociente entre el empuje del motor y el caudal gravimérico de propelente consumido, o sea, realizando un análisis de unidades queda $N/(N/s) = s$. Dichos resultados fueron obtenidos mediante programas para la simulación de funcionamiento de motores cohetes. Estos son CEA® y PROPEP® (Gordon Y Mc Bride, 2000).

La energía solar es recolectada por cuatro paneles de 0,35 m x 0,4 m y un panel de 0,35 m x 0,35 m (a este panel se le tuvo que restar el área de la sección transversal, de salida, de la tobera del motor cohete). El coeficiente de área utilizable, se define como el cociente entre el área ocupada por las celdas solares y el área total de la cara. Los cálculos se realizaron para un coeficiente de área utilizable de 0,7. Este coeficiente depende de la tecnología utilizada, y de las áreas destinadas a equipos, sensores, cableado, superficies coloreadas o tratadas a los fines del control térmico del panel o del módulo.

METODOLOGÍA

Esta se puede resumir en los siguientes puntos:

- * 1- A partir del requerimiento de propelente para cumplir con la misión de desorbitado del conjunto microsatélite-módulo propulsor, teniendo este una masa de 20 kg, se calculó la cantidad de combustible necesaria con un excedente dado por un coeficiente de seguridad de 1,35.
- * 2- Se realizaron todos los cálculos en base a los datos obtenidos de un diagrama P-H (presión, entalpía), perteneciente al n-butano (Starling, 1979).
- * 3- Se escogió una estrategia de presurización consistente en energizar el n-butano a través de una isócara. La misma corresponde a un valor de $\rho = 150 \text{ kg/m}^3$.
- * 4- Se realizó un modelo de los paneles solares, el sistema de potencia, el recipiente aislado con el combustible. Esto se observa en la [figuras 3y 4].

* 5- Se impusieron condiciones de contorno definidas en (Torresan y De Biassi, 2009), mostrándose estas, en forma simplificada, en [figura 4]. Se debe señalar que el modelo físico está compuesto por un circuito eléctrico y un circuito térmico. En el modelo representado por el circuito eléctrico, los paneles solares generan electricidad debido a la radiación solar y al albedo, energizando a los calefactores y produciendo, de esta forma, elevación de la temperatura del combustible por efecto Joule. En el modelo térmico, las cargas (radiación solar, el albedo y el infrarrojo), producen flujos térmicos en las caras del módulo (menos la 7). Combinando estas cargas térmicas con el calor producido por el calefactor, se obtienen las ecuaciones diferenciales de balance térmico. Integrándolas en el tiempo, se obtienen la temperatura de cada nodo.

* 6- Se efectuaron cálculos utilizando este modelo para evaluar tres casos pesimistas, también denominados perfiles de vuelo (Torresan y De Biassi, 2009).

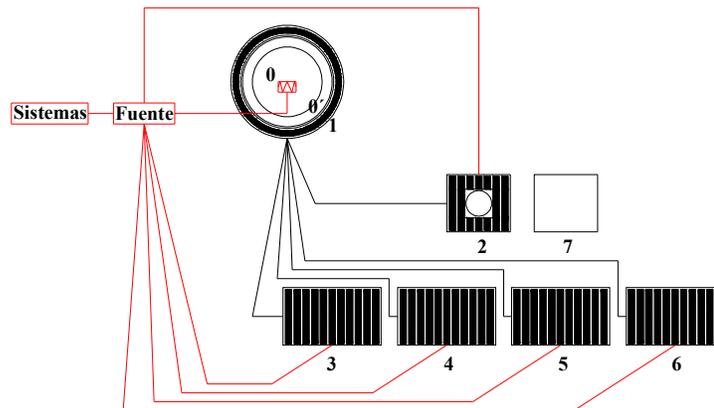


Figura 3: Modelo físico del módulo propulsor – Caras laterales: 3, 4, 5 y 6; Cara posterior: 2, incluye orificio salida de tobera de motor cohete; Cara 7: está adosada al microsatélite

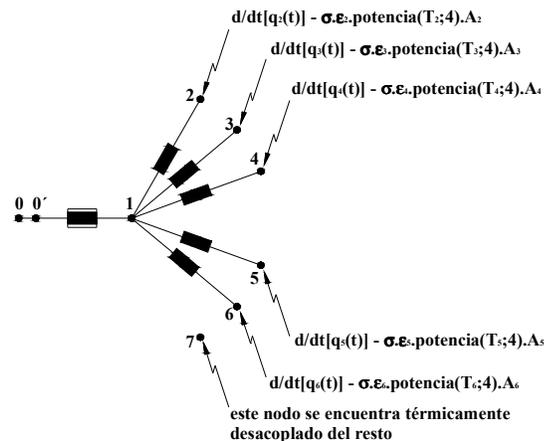


Figura 4: Parámetros concentrados o modelo nodal para cálculo térmico del módulo propulsor

MODELO MATEMÁTICO

Este modelo, presenta las siguientes características:

* 1- Se considera un rendimiento medio de los paneles solares del 14 % para paneles con celdas de arseniuro de galio suponiendo un 20 % de depreciación debido a un periodo de 3 años en órbita. Se considero un 10,5 % para paneles con celdas de silicio cristalino, con igual depreciación que en el caso anterior. Debido a que no se hizo una selección de celdas solares en esta etapa del estudio, no se puede precisar la configuración de los “array” o circuitos de celdas, ni las condiciones de funcionamiento ya que no se disponen de sus diagramas V-I, pero se utilizó la experiencia que se obtuvo en el proyecto “microsatélite μSAT VICTOR” para estimar algunos parámetros (Murgio y Brito, 1996).

* 2- No se acopló el modelo térmico de los paneles a su modelo eléctrico, pero se consideraron rendimientos típicos para temperaturas de 373 K para celdas de arseniuro de galio y 323 K para celdas de silicio cristalino.

* 3- Para el cómputo preliminar de la temperatura de los paneles, dada la pequeña masa de las celdas solares y una buena eficiencia de la aislación térmica respecto al sustrato, se adoptó la temperatura de equilibrio para el caso de radiación pura (Gilmore, 1994). Para cálculos más precisos se usa el modelo térmico completo. También, se consideró un rendimiento de la conversión de energía solar a eléctrica, para los paneles del módulo, utilizando un coeficiente que engloba las pérdidas, las condiciones de funcionamiento por fuera del óptimo o punto de rodilla, y el consumo de otros sistemas a bordo.

* 4- Como se expresó en el punto anterior se consideró un rendimiento de la conversión de energía de los paneles utilizando un coeficiente que engloba las pérdidas, las condiciones de funcionamiento por fuera del óptimo o punto de rodilla, y el consumo de los otros sistemas a bordo. Coeficiente conservativo para un satélite en “tumbling motion” se consideró de 0,7, y considerando un apuntado solar, baja a 0,35, ya que si bien el flujo solar es captado con máximo aprovechamiento por 2 paneles en diedro normales al sol, el costo energético de accionamiento de los motores de control para mantenerlo apuntado es elevado.

* 5- Para la simulación del proceso de presurización del n-butano, también se utilizó el modelo térmico arriba esquematizado. Las curvas obtenidas corresponden a una misma órbita (Titan III), para tres perfiles de vuelo diferentes (Torresan y De Biassi, 2009). Estos resultados se muestran en [figuras 6, 7 y 8].

* 6- Se estimó el volumen del recipiente y luego se ajustó en forma iterativa utilizando la curva P-H (presión-entalpía). De este proceso, resultó una esfera de aproximadamente 150 mm de diámetro.

* 7- Se calculó la aislación térmica suponiendo el empleo de aerogel® (Aspen aerogels, 2006). Se diseñó la protección térmica y se calcularon los caminos térmicos en base a sus características físicas. Esta elección se debe a sus performances térmicas y mecánicas. El concepto es que las piezas de aerogel no sean solamente utilizadas como aislación, sino que soporten las cargas mecánicas de la fase propulsada de vuelo del cohete satelizador. Además, debe tenerse en cuenta que otros tipos de aislaciones térmicas utilizadas en el espacio, consisten en finas hojas de mylar (multicapa), que no soportan la temperatura del tanque cuando se está presurizando el n-butano. En cambio, el aerogel es una espuma de material inorgánico, posee una temperatura de fusión elevada y no se descompone emitiendo gases como sucede con plásticos de tipo poliuretánico. No se encontró otro material que cumpliera con todos los requisitos aquí mencionados. La aislación térmica junto al recipiente contenedor de combustible, se puede apreciar dentro del sistema de alimentación de combustible [figura 5].

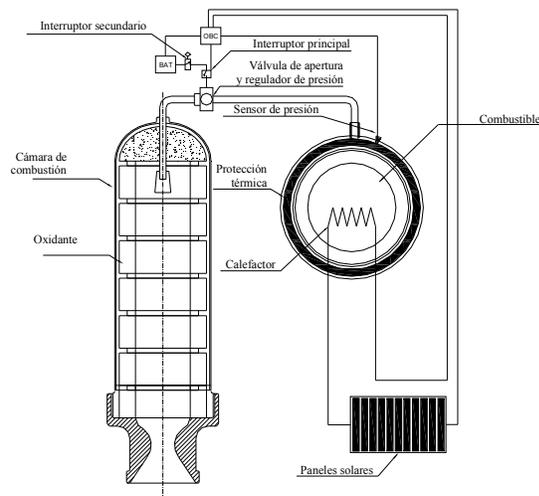
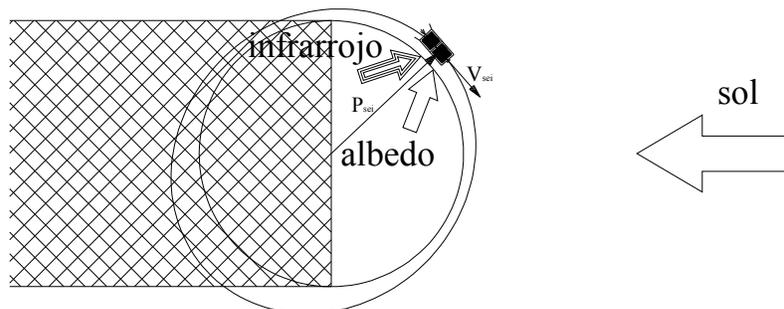


Figura 5: Circuito de alimentación de combustible

PERFIL DE VUELO N° 1: VUELO TANGENCIAL



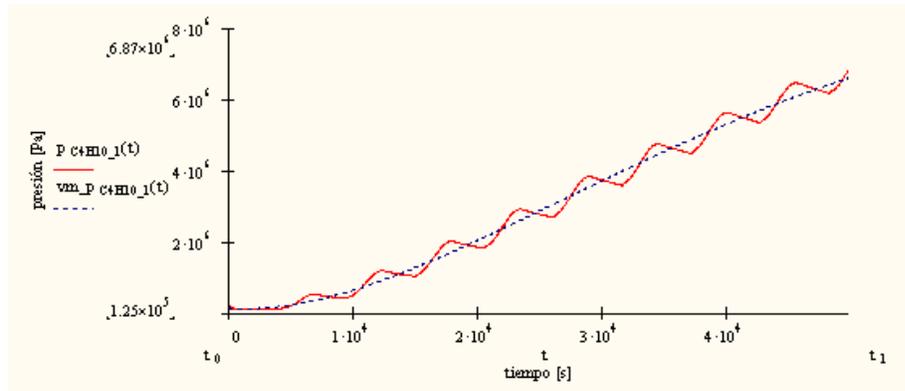
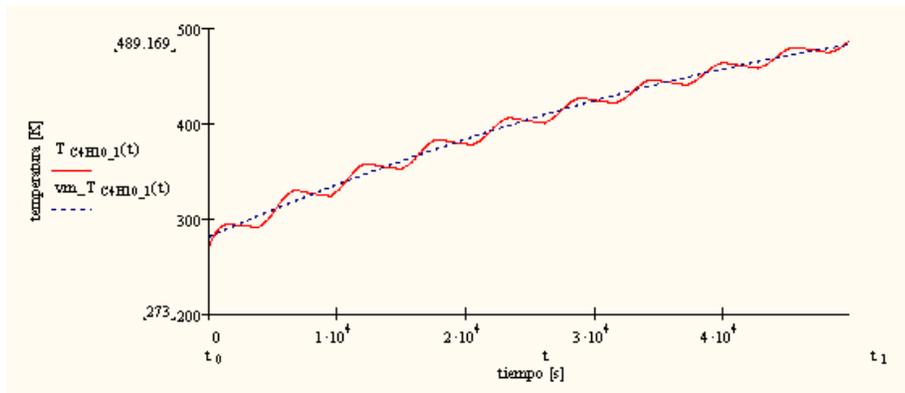
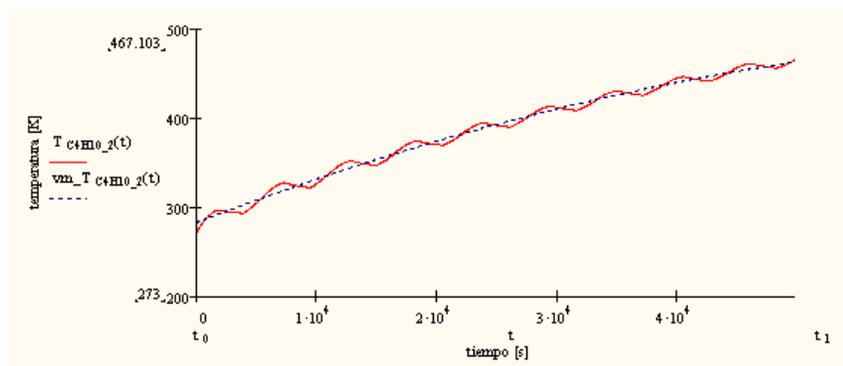
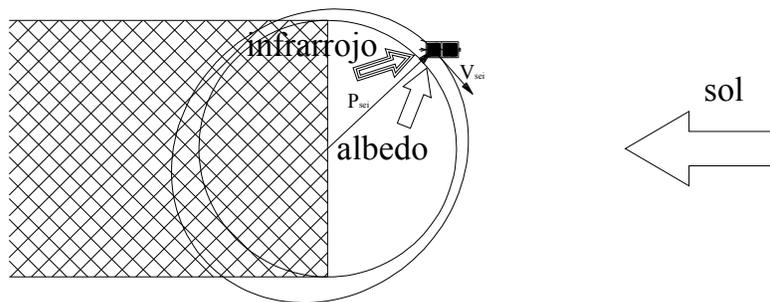


Figura 6: Perfil de vuelo N° 1, curva de temperatura vs. tiempo, curva de presión vs. tiempo (simulación mediante ecuaciones del modelo térmico)

PERFIL DE VUELO N° 2: VUELO CON UNA CARA APUNTANDO HACIA EL SOL



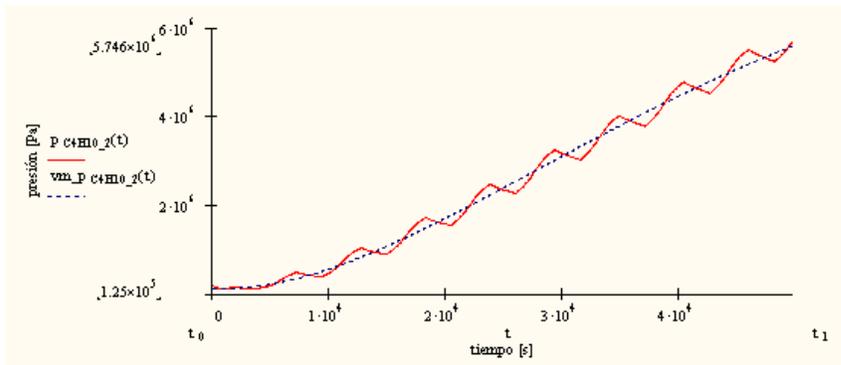


Figura 7: Perfil de vuelo N° 2, curva de temperatura vs. tiempo, curva de presión vs. tiempo (simulación mediante ecuaciones del modelo térmico)

PERFIL DE VUELO N° 3: VUELO ALEATORIO

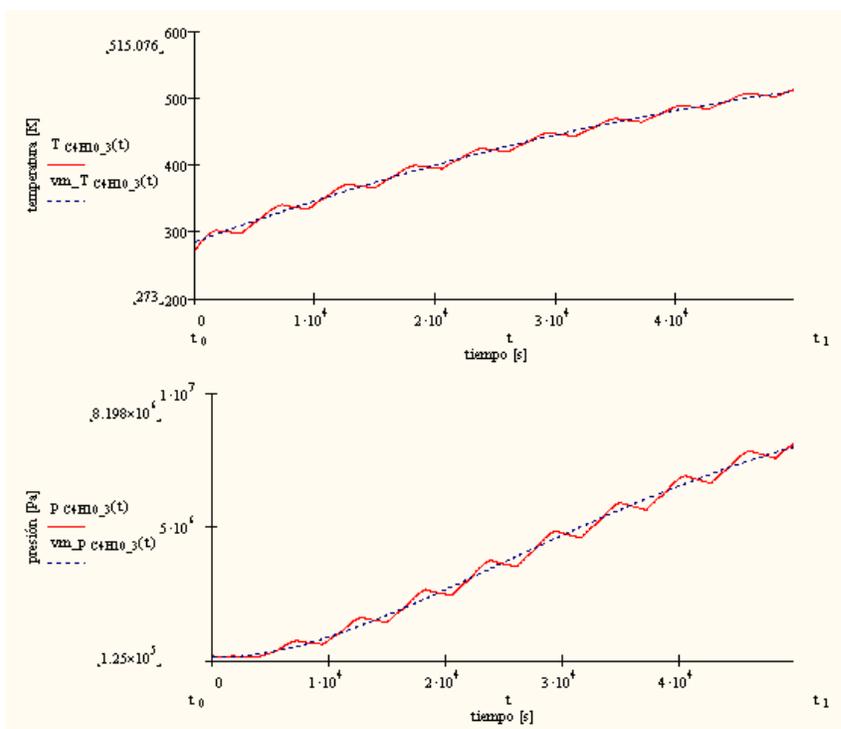
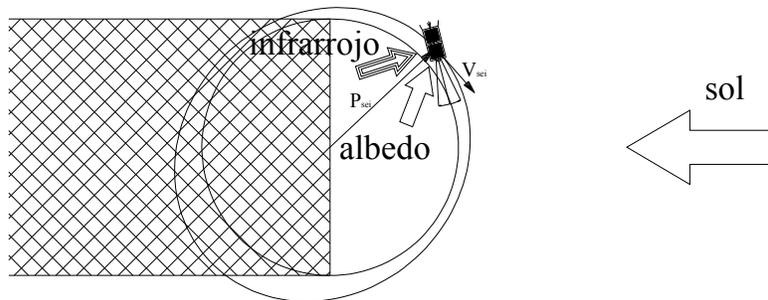


Figura 8: Perfil de vuelo N° 3, curva de temperatura vs. tiempo, curva de presión vs. tiempo (simulación mediante ecuaciones del modelo térmico)

SIMULACIÓN DE FUNCIONAMIENTO

Para simular el proceso de presurización del n-butano y hallar las máximas temperaturas alcanzadas por el mismo, por la aislación térmica y por las caras del módulo, se utilizó el sistema de ecuaciones diferenciales del modelo térmico. En aras de la brevedad, solo se muestra la primera de las siete ecuaciones diferenciales del mismo (la perteneciente al nodo cero). Se utilizaron distintos valores de rendimiento del sub-sistema de calefactores del tanque presurizador; pero solo se muestran los resultados correspondientes a un valor del mismo igual a 0,6. El número de órbitas mínimo necesario para presurizar el n-butano es nueve, superándose en todos los casos el umbral de presión de combustible de 5000 kPa, lo que asegura la presurización de la cámara de combustión en un valor de 1500 kPa, durante todo el tiempo de funcionamiento del motor, mediante el uso de un regulador de presión intercalado entre el tanque y dicha cámara. Los valores de las temperaturas máximas de los nodos del modelo térmico, se muestran en [tabla 2]:

$$\frac{d}{dt}(T_0) = \frac{\frac{d}{dt}(q_{RESISTENCIAS}) + \frac{T_1^4 - T_0^4}{R_{radiación_{0,1}}} + \frac{T_1 - T_0}{R_{conducción_{0,1}}}}{M_{n-butano} \cdot C_{V_0}(T_0) + V_{n-butano} \cdot \frac{d}{dT_0}(p_0(T_0))} \quad (1)$$

	Temperatura (K)						
	n-butano (nodo 0)	Aislación térmica (nodo 1)	Cara (nodo 2)	Cara (nodo 3)	Cara (nodo 4)	Cara (nodo 5)	Cara (nodo 6)
P. de vuelo N° 1	498,1	480,7	379,8	293,0	299,7	293,0	374,4
P. de vuelo N° 2	467,0	458,8	391,9	293,0	293,0	293,0	293,0
P. de vuelo N° 3	515,0	508,2	383,0	293,0	344,4	293,0	375,4

Tabla 2: Temperaturas máximas alcanzadas en cada uno de los nodos del modelo térmico

CONCLUSIÓN

Del análisis de los resultados se pueden obtener las siguientes conclusiones:

- * 1- Para esta etapa de los estudios existen datos suficientes para plantear un modelo simple del sistema de presurización accionado por energía solar.
- * 2- De los primeros cálculos se desechó el uso de los paneles con celda de silicio cristalino y se adecuó el modelo al de los paneles con celdas de arseniuro de galio. La diferencia fundamental entre los dos modelos radica en los diferentes conceptos de aislación térmica y de montaje de los dos tipos de celdas solares considerados, lo que valida la hipótesis del efectivo desacople térmico entre las caras del módulo, esto en un todo de acuerdo con el modelo definido para los cálculos.
- * 3- Es muy importante una buena definición del volumen del recipiente y de la estrategia de presurización a partir del calentamiento ya que temperaturas demasiado altas pueden provocar daños en el filamento y en el recipiente.
- * 4- La aislación térmica del tanque es fundamental para el éxito del proceso de presurización del fluido combustible. Además, debe cumplir con el requisito de adecuadas resistencias mecánica y a la temperatura.
- * 5- El n-butano es un combustible conveniente desde el punto de vista del impulso específico del motor y de la facilidad de vaporización. Sus inconvenientes son su característica de líquido a temperatura supercrítica y su baja densidad en estado líquido.
- * 6- A pesar de que los cálculos se realizaron para condiciones pesimistas, siempre se pudo gasificar el n-butano, llevándolo a las condiciones requeridas. Este proceso no requiere un tiempo mayor que nueve períodos orbitales.
- * 7- Se podría estudiar la presurización utilizando n-pentano, cuyas características de seguridad son mejores que las del n-butano. Este combustible presenta una curva P-H bastante similar a la del combustible considerado en este informe.
- * 8- Es interesante señalar que de resultar insuficiente la superficie de paneles del módulo propulsor, se podrían conectar los paneles del satélite para la presurización del combustible a los fines del desorbitado; obviamente el satélite quedaría inutilizado.
- * 9- Se debería estudiar el funcionamiento del sistema de presurización bajo la modalidad de blow dawn (desinflado) y a presión constante utilizando un regulador de presión intercalado en el circuito. Esto último disminuye los requerimientos del sistema de presurización.
- * 10- Este informe demostraría la factibilidad y aptitud de este sistema de presurización de combustible en órbita utilizando energía solar.

* 11- Se podría utilizar un sistema parecido presurizando un gas tal como el freón que presurizaría a su vez, a un combustible líquido como metanol o etanol.

REFERENCIAS

- Aspen aerogels, (2006). Disponible en: http://www.aerogel.com/features/pdf/atp_1.pdf.
- Garay R, Torresan G. (2009). Estudio Preliminar Para El Desarrollo De Un Propulsor Híbrido Para Microsatélite. CATE 2009.
- Gilmore D. G. (1994). Satellite Control Handbook, The Aerospace Corporation Press.
- Gordon y Mc Bride (2000), NASA Report RP-1311.
- Janovsky R., Kassebom M. (2002). End-of-Life De-Orbiting Strategies for Satellites, DGLR-JT2002-028.
- Launchspace StaffBethesda MD (SPX), Space Debris - Problem Solved, Space Daily (2009). Disponible en: www.spacedaily.com/reports/Space_Debris_Problem_Solved_999.html.
- Murgio L. A., Brito H. H. (1996). "THE μ SAT PROJECT", Proceedings of the 3rd. International Symposium on Small Satellites Systems and Services, CNES, Annecy, Francia.
- Starling K. E. (1979). Geothermal Binary - Cycle Working - Fluid Properties Information.
- Torresan G., De Biassi A. (2009). Cálculo de la Performance de los Paneles Solares de un Módulo Propulsor para Microsatélites. Enviado a AVERMA Vol. 13 para su publicación.

ABSTRACT

For the study of feasibility on the use of hybrid inverse propulsion for microsatellites, a mathematical model of pressurization of fuel in orbit using solar power was formulated. The main goal of this work is to estimate the number of orbits needed for to pressurize the fuel, considering realistic conditions. The methodology consists in formulating a parametric mathematical model of steam production system using solar energy. A fuel vaporization model was implemented. Taking into account the available energy in orbit and the different fly profiles sun results, were obtained and discussed, arriving to the main conclusion which indicates the factibility of this pressurization system. Details of the thermal mathematical model, and the fuel feed system for this hybrid motor are presented with the parametric results of the calculation. It was concluded that this system is simple and reliable and well adapted for small rocket motors.

Keywords: Inverse hybrid rocket motor, propellant feed system with solar panels, n-butane pressurization.