

## **CÁLCULO DE LA PERFORMANCE DE LOS PANELES SOLARES DE UN MÓDULO PROPULSOR PARA MICROSATÉLITES**

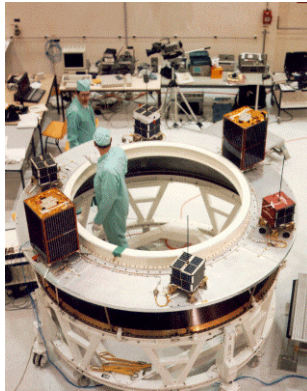
Gustavo Torresan, Augusto De Biassi, David Carrasco, Roberto Garay, Lucio Lafata, Pedro Pomilio.  
Centro de Investigaciones Aplicadas, Instituto Universitario Aeronáutico  
Av. Fuerza Aérea 6500, Córdoba, tel: 0351-4435000. e-mail: rgaray@iua.edu.ar, baruchelgeometra@yahoo.com.ar

**RESUMEN:** En el marco del estudio de factibilidad de un módulo propulsor para microsátélites, se efectuó el cálculo de la performance de los paneles solares que lo equipan, con el objetivo de averiguar si producen energía eléctrica suficiente para presurizar el combustible del motor del módulo (motor cohete híbrido inverso). La metodología propuesta incluye la simulación en órbita de las radiaciones exteriores más importantes y el cómputo de los flujos térmicos y las potencias eléctricas disponibles; esto sobre una de las órbitas LEO del lanzador Titan III y para distintos perfiles de vuelo. Como resultados tenemos las funciones flujo térmico – tiempo, potencia eléctrica disponible – tiempo y el valor de la energía eléctrica generada para cada perfil de vuelo. Se concluye, para todos los perfiles de vuelo, que es factible realizar la presurización del combustible mediante el sistema propuesto.

**Palabras clave:** performance de paneles solares para microsátélites, motor cohete híbrido inverso.

### **INTRODUCCIÓN**

El crecimiento de la cantidad de objetos en órbita dio motivo a estudios tales como (Janovsky y Kassebom, 2002) y (Launchspace Staff Bethesda MD, 2009). Para el caso de pequeños satélites en órbita LEO se ha definido que deberán tener la capacidad de desorbitarse, en forma programada, al final de su vida útil. Entre los objetos que más han proliferado en los últimos años, están los satélites que van como carga útil secundaria [figura 1].



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

Una de las posibilidades existentes, para resolver el problema del desorbitado de pequeños satélites, es dotarlos de un módulo propulsor. El módulo del cual versa este trabajo posee un motor cohete híbrido inverso; el motor mencionado está equipado con un sistema de alimentación que presuriza el combustible para inyectarlo en la cámara de combustión. Se plantea aquí la posibilidad de utilizar energía eléctrica para su funcionamiento, generada por los paneles solares del citado módulo. Por este motivo se hace necesario efectuar un cálculo de la energía disponible para la órbita definida, con distintos perfiles de vuelo que condicionan la captación de la radiación solar. Las posibilidades van desde un control de actitud del conjunto microsátélite – módulo propulsor del tipo sun – pointing (apuntado solar), hasta un vuelo en tumbling motion o totalmente descontrolado. Un esquema general del módulo, que muestra la forma en la que va acoplado al microsátélite, es el siguiente [figura 2]:

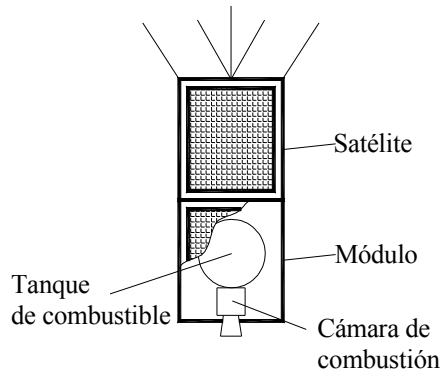


Figura 2: Esquema general del módulo propulsor acoplado al microsatélite

Las herramientas para la realización de este cálculo son las ecuaciones básicas de órbita (Chobotov, 1991) y un modelo matemático del escenario (Gilmore, 1994), llamando escenario al conjunto de radiaciones exteriores incidentes sobre el módulo (solar, albedo e infrarrojo). Combinando estos modelos, para distintos perfiles de vuelo, se encuentran los flujos térmicos y las potencias eléctricas disponibles de los paneles del módulo propulsor.

## METODOLOGÍA

La metodología empleada en el presente trabajo es la siguiente:

- Simulación del vuelo del conjunto microsatélite – módulo propulsor en una de las órbitas LEO de Titan III.
- Formulación de un modelo de escenario para el cómputo de las radiaciones incidentes en el módulo propulsor (sol, albedo e infrarrojo).
- Cálculo del flujo térmico y de la potencia eléctrica disponible para los paneles solares del módulo, para tres perfiles de vuelo.
- Cálculo de la energía eléctrica generada por los paneles solares del módulo, para tres perfiles de vuelo, y comparación con el salto entálpico requerido por el combustible.
- Conclusiones.

## SIMULACIÓN DEL VUELO DEL CONJUNTO MICROSATÉLITE – MÓDULO PROPULSOR

Para comenzar con la simulación, se deberán tener los parámetros principales de la órbita del lanzador que lleva la carga útil (Isakowitz, 1995). Estos se muestran a continuación [tabla 1]:

Excentricidad (e)	0,031	Argumento del nodo ascendente ( $\Omega$ )	15,0 grados
Semieje mayor (a)	$6,764 \cdot 10^6$ m	Argumento del perigeo ( $\omega$ )	40,7 grados
Inclinación (i)	28,5 grados	Anomalía verdadera ( $\theta$ )	variable

Tabla 1: Parámetros principales de la órbita del lanzador Titan III

La siguiente figura, ayudará a interpretar los datos de la tabla anterior [figura 3]:

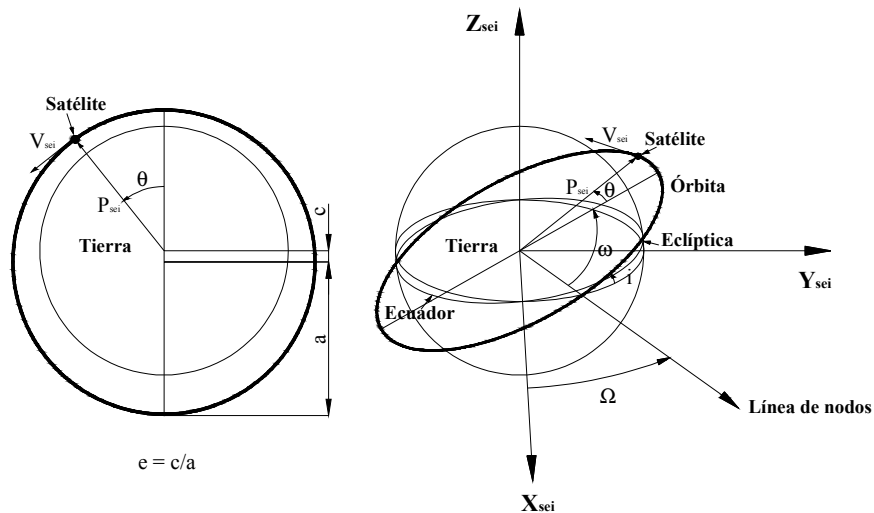


Figura 3: Parámetros principales de la órbita del lanzador Titan III

Se completa lo anterior, diciendo que la órbita LEO utilizada (Titan III), posee un período de 5536 segundos.

La misión de desorbitado consiste, básicamente, en un conjunto de eventos pre-programados que comienzan con el accionamiento del sistema de presurización de combustible, utilizando la energía eléctrica generada por los paneles solares, durante un lapso no mayor a 24 horas (86400 segundos). Luego, la computadora a bordo del módulo determina la posición y el instante óptimo para el desorbitado. Llegando a una cierta posición sobre la órbita, en un cierto instante, comienza la maniobra de apuntado y, por último, se produce el accionamiento del motor del módulo propulsor. Después de la fase propulsada de vuelo, el conjunto microsátélite – módulo se ubicará en una órbita más baja, acción que lo lleva a desorbitarse por aumento de su resistencia aerodinámica [figura 4]:

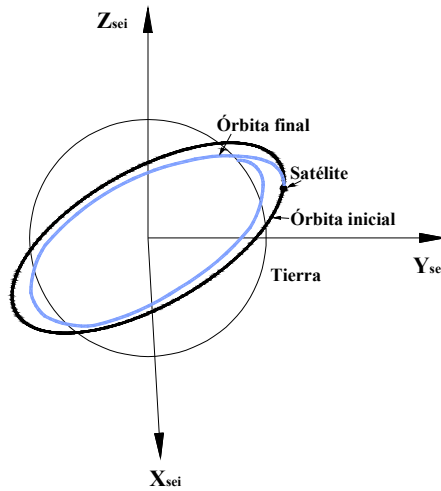


Figura 4: Desorbitado de un microsátélite a partir de la órbita de Titan III

#### FORMULACIÓN DE UN MODELO DE ESCENARIO

Se denomina escenario al conjunto de las radiaciones exteriores más importantes (sol, albedo e infrarrojo). Estas inciden sobre las caras del módulo, dependiendo de los factores de configuración. Los factores de configuración dependen a su vez de la altitud y de la actitud instantánea del conjunto microsátélite – módulo propulsor (Gilmore, 1994), siendo estas dos magnitudes funciones del tiempo.

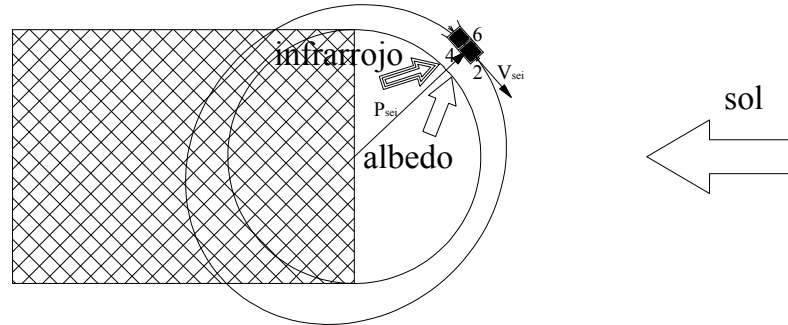
Para proyectar el vector solar en el plano de órbita, se empleó la siguiente matriz de transformación (Chobotov, 1991). La misma, posibilita pasar del sistema de ejes inerciales al sistema de ejes inerciales\_órbita:

$$\overline{M}_{sei} = \begin{bmatrix} \cos(\Omega) \cdot \cos(\omega) - \sin(\Omega) \cdot \cos(i) \cdot \sin(\omega) & \sin(\Omega) \cdot \cos(\omega) + \cos(\Omega) \cdot \cos(i) \cdot \sin(\omega) & \sin(i) \cdot \sin(\omega) \\ -\cos(\Omega) \cdot \sin(\omega) - \sin(\Omega) \cdot \cos(i) \cdot \cos(\omega) & -\sin(\Omega) \cdot \sin(\omega) + \cos(\Omega) \cdot \cos(i) \cdot \cos(\omega) & \sin(i) \cdot \cos(\omega) \\ \sin(\Omega) \cdot \sin(i) & -\cos(\Omega) \cdot \sin(i) & \cos(i) \end{bmatrix} \quad (1)$$

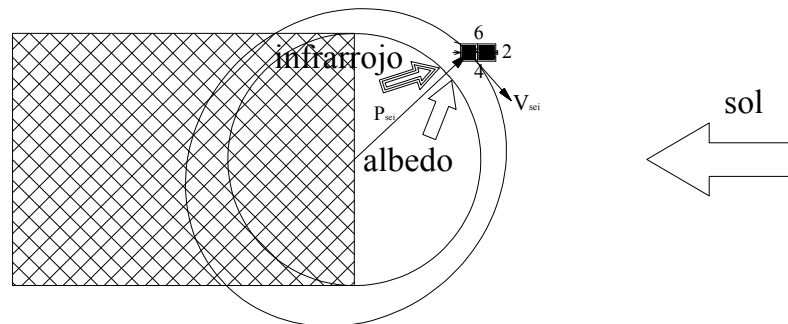
**CÁLCULO DEL FLUJO TÉRMICO Y DE LA POTENCIA ELÉCTRICA DISPONIBLE PARA LOS PANELES SOLARES DEL MÓDULO**

Utilizando la formulación anterior, se calculó el flujo térmico y la potencia eléctrica disponible para cada uno de los cinco paneles solares del módulo, para tres perfiles de vuelo diferentes. Estos últimos, se muestran a continuación [figura 5]:

**PERFIL DE VUELO N° 1: VUELO TANGENCIAL**



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



**PERFIL DE VUELO N° 3: VUELO ALEATORIO**

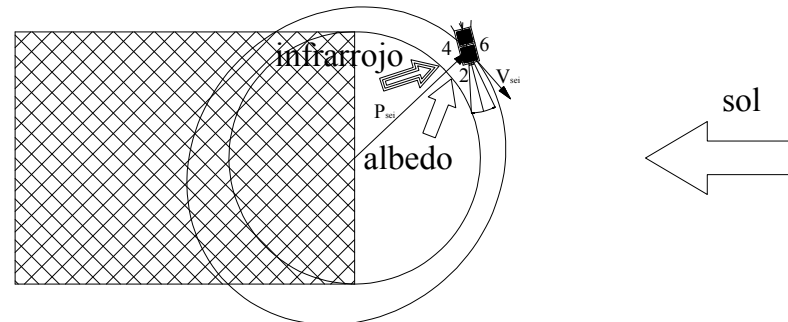


Figura 5: Perfiles de vuelo sobre los que se calcularon los flujos térmicos y las potencias eléctricas disponibles

Los perfiles de vuelo analizados, son una simplificación del verdadero comportamiento en vuelo del vehículo. Sin embargo, se considera que constituyen una buena aproximación para un cálculo preliminar. Para estos, se determinó que dos de las caras del módulo permanezcan paralelas al plano de la órbita (caras 3 y 5). Las demás poseen una orientación diferente, de acuerdo al comportamiento cinemático que impone cada perfil de vuelo. Las caras 3, 4, 5 y 6 poseen un área total de 0,140 m<sup>2</sup>, mientras que la cara 2 posee un área total de solo 0,122 m<sup>2</sup>.

Para el cálculo de los flujos térmicos, se tuvieron en cuenta las tres radiaciones exteriores más importantes del escenario: sol, albedo e infrarrojo; mientras que para el cálculo de las potencias eléctricas disponibles solo se tomaron las radiaciones que las celdas solares son capaces de convertir en electricidad: sol y albedo. Es pertinente aclarar, que para calcular flujos y potencias, se consideraron que todas las caras están cubiertas en un setenta por ciento de su área potencialmente útil por celdas solares. El área potencialmente útil de las caras 3, 4, 5 y 6 es igual a su área total; mientras que la cara 2 posee un área potencialmente útil de 0,107 m<sup>2</sup> (en su parte central está ubicada la tobera de salida de gases del motor del módulo propulsor).

Las celdas solares son de arseniuro de galio y se consideró que poseen un rendimiento del 14,4 por ciento, valor obtenido depreciando en un 20 por ciento el rendimiento de estas cuando nuevas (el valor declarado por el fabricante, para las celdas nuevas, es del 18 por ciento). No se consideran en este cálculo pérdidas por conexiones, ya que los circuitos no se encuentran todavía definidos. Sin embargo, en (Garay y Carrasco, 2009) se consideran las pérdidas eléctricas como rendimiento del sub-sistema de calefactores utilizado para la presurización del combustible del motor del módulo.

Para el cálculo de los flujos y las potencias, las caras del módulo propulsor fueron numeradas de acuerdo al esquema que se muestra a continuación [figura 6]. Esta numeración es consistente con la utilizada en los tres perfiles de vuelo ya expuestos.

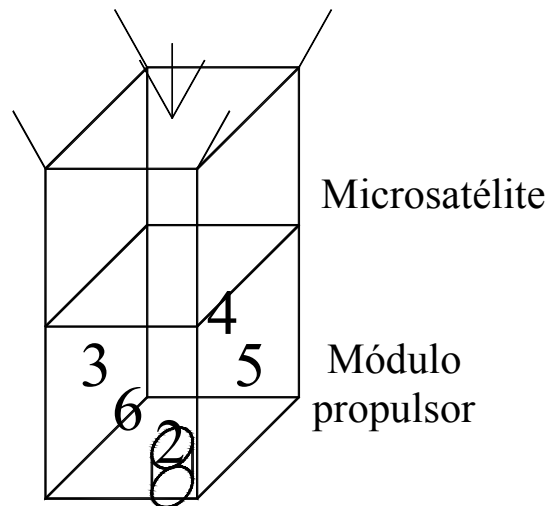


Figura 6: Esquema del módulo propulsor con el microsatélite adosado a su parte superior

Las gráficas correspondientes a los flujos y a las potencias de cada una de las caras, para un número de órbitas igual a nueve, son las siguientes [figuras 7, 8, 9, 10, 11, 12, 13, 14, 15, 16, 17 y 18]:

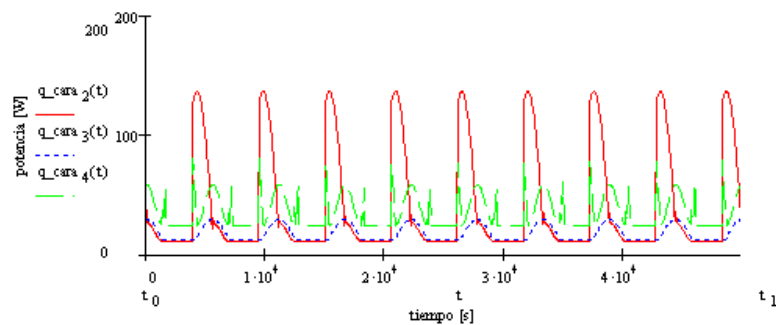


Figura 7: Flujos térmicos correspondientes a las caras 2, 3 y 4 del módulo propulsor. Perfil de vuelo N° 1

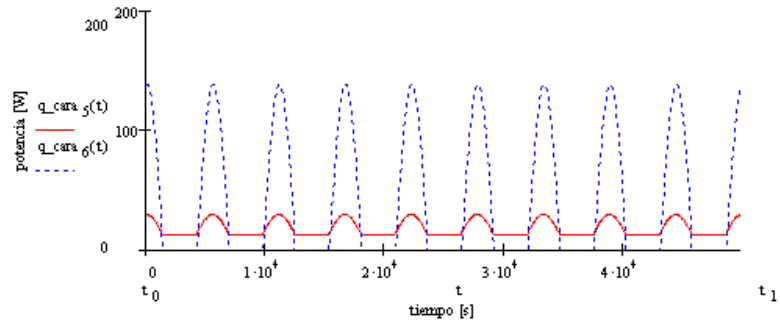


Figura 8: Flujos térmicos correspondientes a las caras 5 y 6 del módulo propulsor. Perfil de vuelo N° 1

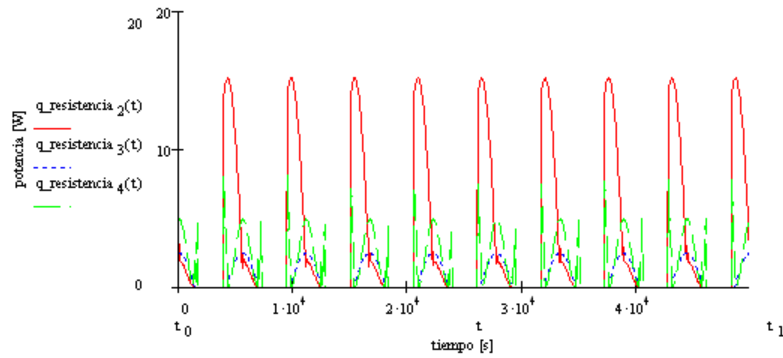


Figura 9: Potencias eléctricas disponibles para los paneles solares correspondientes a las caras 2, 3 y 4 del módulo propulsor. Perfil de vuelo N° 1

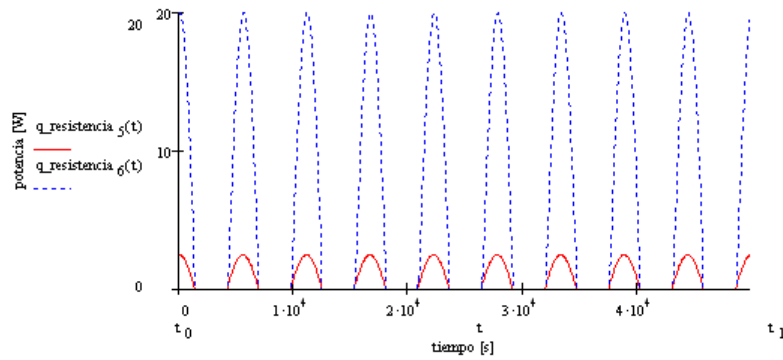


Figura 10: Potencias eléctricas disponibles para los paneles solares correspondientes a las caras 5 y 6 del módulo propulsor. Perfil de vuelo N° 1

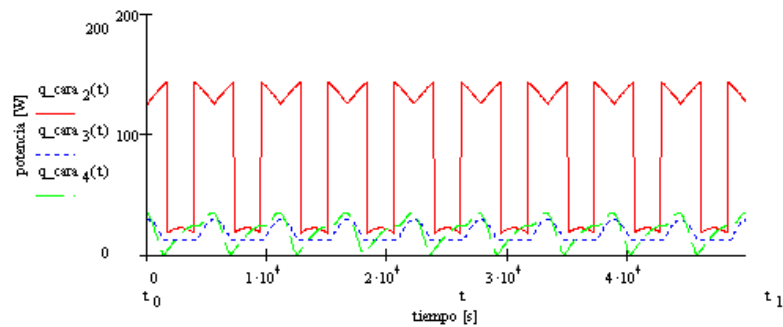


Figura 11: Flujos térmicos correspondientes a las caras 2, 3 y 4 del módulo propulsor. Perfil de vuelo N° 2

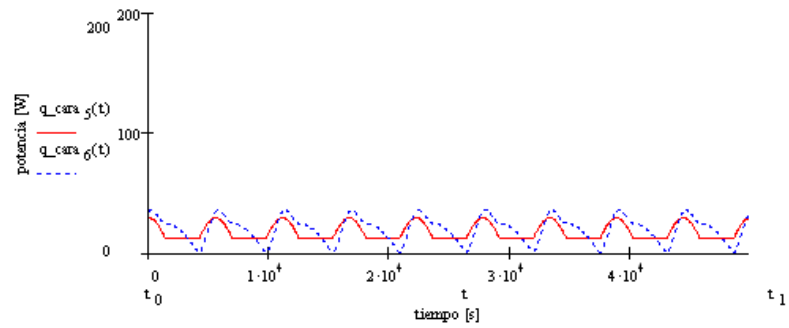


Figura 12: Flujos térmicos correspondientes a las caras 5 y 6 del módulo propulsor. Perfil de vuelo N° 2

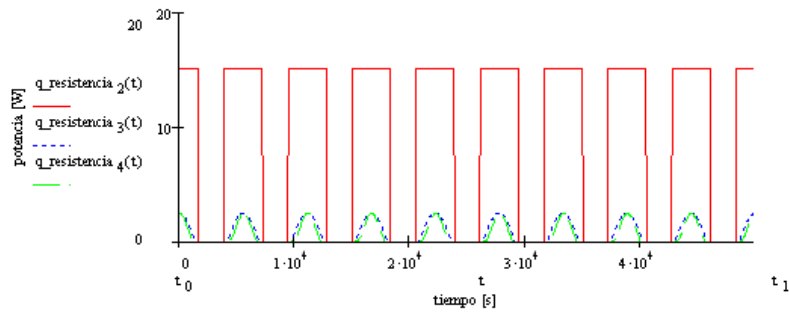


Figura 13: Potencias eléctricas disponibles para los paneles correspondientes a las caras 2, 3 y 4 del módulo propulsor. Perfil de vuelo N° 2

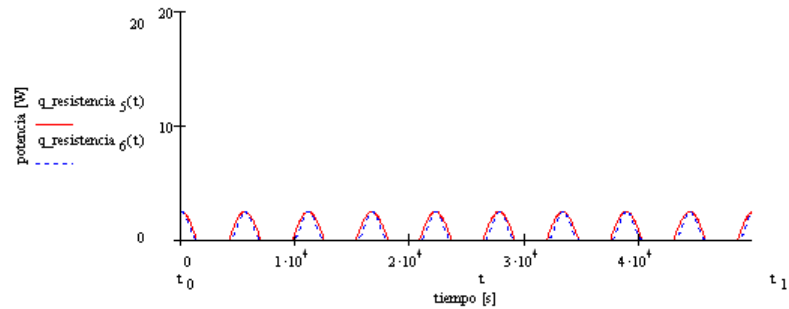


Figura 14: Potencias eléctricas disponibles para los paneles solares correspondientes a las caras 5 y 6 del módulo propulsor. Perfil de vuelo N° 2

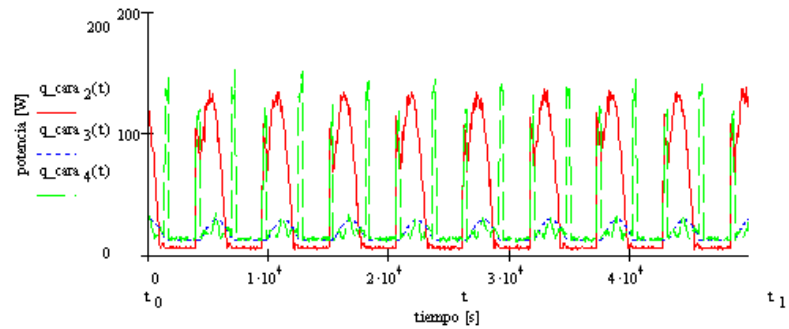


Figura 15: Flujos térmicos correspondientes a las caras 2, 3 y 4 del módulo propulsor. Perfil de vuelo N° 3

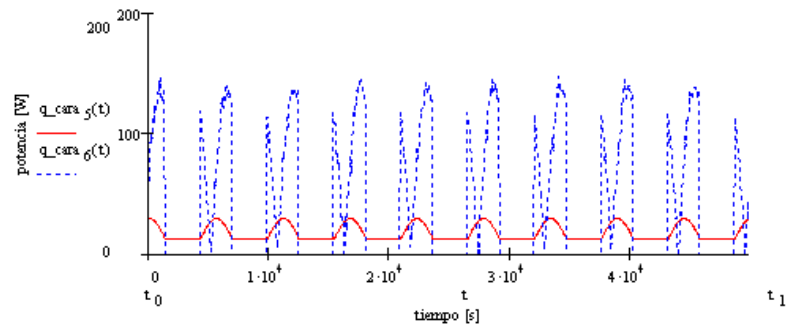


Figura 16: Flujos térmicos correspondientes a las caras 5 y 6 del módulo propulsor. Perfil de vuelo N° 3

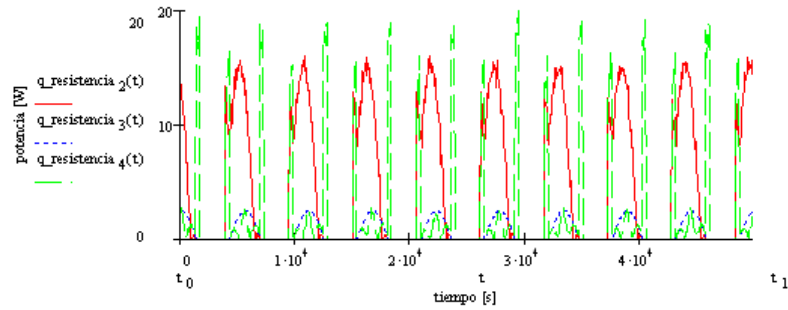


Figura 17: Potencias eléctricas disponibles para los paneles solares correspondientes a las caras 2, 3 y 4 del módulo propulsor. Perfil de vuelo N° 3

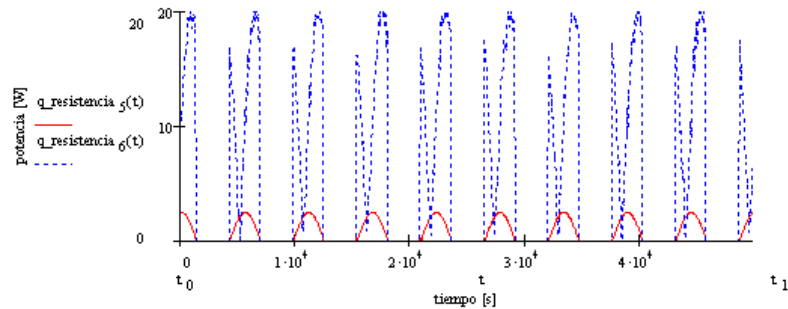


Figura 18: Potencias eléctricas disponibles para los paneles solares correspondientes a las caras 5 y 6 del módulo propulsor. Perfil de vuelo N° 3

### CÁLCULO DE LA ENERGÍA ELÉCTRICA GENERADA POR LOS PANELES SOLARES DEL MÓDULO

Integrando en el tiempo la suma de las potencias eléctricas disponibles para los paneles solares, se obtiene el valor de la energía eléctrica generada en nueve órbitas. Esta integral se efectuó para cada uno de los perfiles de vuelo analizados. A continuación, se adjunta una tabla en la que se pueden comparar estos valores con el salto entálpico necesario para llevar al combustible del motor del módulo (n-butano) [tabla 2], desde una presión de 100 kPa hasta otra de 5000 kPa (Garay y Carrasco, 2009):

Salto entálpico necesario para presurizar el combustible del módulo	1,732.10 <sup>5</sup> J		
	Perfil de vuelo N° 1	Perfil de vuelo N° 2	Perfil de vuelo N° 3
Energía eléctrica generada	6,436.10 <sup>5</sup> J	5,886.10 <sup>5</sup> J	7,425.10 <sup>5</sup> J
Cociente	3,72	3,40	4,29

Tabla 2: Energía eléctrica generada para cada perfil de vuelo



## CONCLUSIONES

Del análisis de los resultados se concluye que, para un lapso de tiempo de nueve órbitas, en los tres perfiles de vuelo, se supera ampliamente el salto entálpico necesario para producir la presurización del combustible. Se debe notar que el cociente entre la energía eléctrica generada por los paneles solares y el salto entálpico requerido es, para todos los perfiles, mayor que 3.

La modalidad de vuelo que presenta el menor valor de energía eléctrica generada corresponde al perfil de vuelo N° 2. Esto se debe a que la cara que recibe la mayor parte de la radiación solar directa es la 2 (esta se encuentra mayoritariamente apuntada hacia al sol). Por lo tanto, como se trata de la cara con menor superficie cubierta por paneles solares, la conclusión se sostiene.

La modalidad de vuelo que presenta el mayor valor de energía eléctrica generada corresponde al perfil de vuelo N° 3. Esto se debe a la rotación aleatoria calculada, ya que la misma hace posible que la cara 6 tenga radiación solar directa durante gran parte de la fase iluminada de la órbita. Por lo tanto, como se trata de una de las caras con mayor superficie cubierta por paneles solares (junto a las caras 3, 4 y 5), la conclusión es sostenible.

De todo lo anterior se infiere, para los perfiles de vuelo analizados y un número de órbitas mayor o igual a nueve, que es factible realizar la presurización del combustible mediante el sistema propuesto.

Se deberán analizar los casos de vuelo que incluyan una estrategia de sun – pointing, a la luz de un modelo realista del consumo energético del sistema de control. Esto puede llevar a la modificación significativa del concepto a costa de una complejidad bastante importante del sistema de presurización. Lo anterior resultaría imprescindible si los requerimientos de seguridad del combustible fueran más exigentes (combustible menos volátil). Como alternativa a esta situación, se deberán realizar nuevos análisis de la performance de los paneles solares (incluyendo a los paneles del microsátélite, que se conectarían al módulo durante la fase de presurización). Lo anterior permitiría vislumbrar otras posibilidades para el accionamiento de sistemas de alimentación de motores más potentes.

## REFERENCIAS

- Chobotov V. A. (1991). *Orbital Mechanics*, AIAA.
- Garay R. y Carrasco D. (2009). Presurización en Órbita del Combustible de un Motor Híbrido para Microsátélite Mediante Energía Solar. Enviado a AVERMA Vol. 13 para su publicación.
- Gilmore D. G. (1994). *Satellite Control Handbook*, The Aerospace Corporation Press.
- Isakowitz S. J. (1995). *International Reference Guide to Space Launch Systems*, AIAA.
- 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](http://www.spacedaily.com/reports/Space_Debris_Problem_Solved_999.html).

**ABSTRACT:** For the feasibility study of a microsattellite propulsion module equipped with an inverse hybrid rocket motor, performance of its solar panels was calculated. Main goal is to be sure that available in orbit solar energy collected by the panels is enough to pressurize the fuel for the rocket motor operation. Methodology for this work consists in fly simulation of microsattellite lunched by Titan III; in orbit radiation on satellite panel calculation taking into account different fly profiles; in-orbit radiation flows calculation; time history of available electrical power definition and integration for comparison with required enthalpy for fuel pressurization. Main conclusion is the feasibility of a solar powered fuel feed system, for a small inverse hybrid rocket motor for microsattellite propulsive module.

**Keywords:** microsattellite solar panels performance, inverse hybrid rocket motor.