

## DEFINICION DE CONCEPTO DE PANELES DESPLEGABLES PARA MICROSATELITES.

Guillermo J. Marí, Gustavo J. Torresán, Eduardo N. Zapico  
Instituto Universitario Aeronáutico  
Avda. Fuerza Aérea Argentina Km 6,5 Córdoba.  
Tel.: 0351-4659017 - Fax: 0351-4333966  
E-Mail: victor@make.com.ar

### RESUMEN

Los sistemas de generación de energía de microsátélites se basan en general, por consideraciones de complejidad y costo, en paneles solares fijos adheridos al cuerpo de los mismos. Las limitaciones en sus dimensiones externas implican severas restricciones de potencia disponible. Se resumen aquí los estudios realizados por un grupo de alumnos y profesionales del Instituto Universitario Aeronáutico (IUA) tendientes a dotar de paneles desplegables a microsátélites con mayor requerimiento de potencia. Se efectuó la definición conceptual de un sistema de paneles desplegables para ser adaptado al  $\mu$ SAT I "Victor". Para ello se debieron investigar distintos aspectos teórico-prácticos e implementar los algoritmos y procedimientos de cálculo pertinentes, lo que le dio valor educativo. Los principales puntos desarrollados, son: selección de configuración geométrica, estudio térmico y de generación eléctrica, y definición del perfil tecnológico. Se realizaron ensayos de componentes y materiales para complementar los estudios teóricos, construyéndose además un demostrador tecnológico.

### PALABRAS CLAVE:

Paneles solares, microsátélites, generación de energía.

### INTRODUCCION

La configuración actual de paneles solares de los microsátélites  $\mu$ -Sat I "Victor" (fig. 1) y  $\mu$ -Sat II, no permite que en desarrollos futuros se puedan extender sus prestaciones utilizando equipos de a bordo de gran potencia. Por tal motivo, se inició el estudio de un sistema de paneles solares que sean capaces de generar una mayor cantidad de energía eléctrica. Tomando como antecedente desarrollos previos en satélites de la década del 60 y 70 (fig. 2), se planteó la conveniencia de implementar un sistema de paneles solares desplegables adaptado a vehículos de menos de 50 Kg. Dicha adaptación implica una severa restricción en dimensiones y peso, además de requerimientos geométricos propios del particular comportamiento en órbita de este tipo de vehículos. Este trabajo es una breve reseña de las actividades realizadas con motivo de la definición conceptual de los ya mencionados paneles, incluyendo: estudios preliminares, definición de una metodología de trabajo, pautas para la creación de herramientas de cálculo apropiadas y diseño y proyecto de acuerdo a las capacidades tecnológicas del IUA.

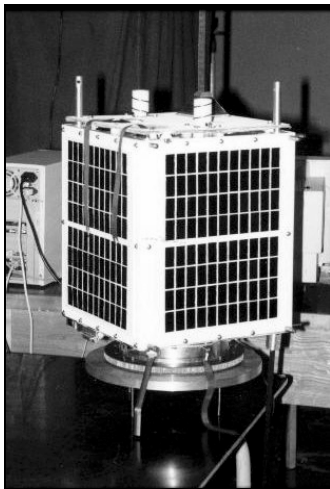


Fig. 1.-  $\mu$ -Sat I "Victor"



Fig. 2.- GEO-1K

## ESTUDIOS PRELIMINARES

### *Antecedentes*

Hasta el momento, la mayoría de los vehículos espaciales, utilizan energía solar recolectada por medio de paneles de celdas fotovoltaicas. Desde 1958, dichos sistemas han crecido en tamaño, eficiencia y complejidad en la misma medida que lo han hecho los equipos de a bordo. Entre los más grandes sistemas proyectados, podemos mencionar la estación espacial MIR, el SKYLAB y la estación espacial internacional actualmente en construcción. Al mismo tiempo y a medida que la tecnología de paneles solares ganó en eficiencia y confiabilidad, se hizo posible la implementación de mecanismos de despliegue cada vez más complejos. Las consideraciones fundamentales para su desarrollo, estuvieron basadas en la investigación sobre celdas delgadas y de alto rendimiento, sustratos, criterios de rigidez de los paneles y de su seguridad e integridad en la fase de lanzamiento y durante el despliegue. Se puede hacer una clasificación entonces, de sistemas de paneles solares desplegables en función de la forma de pliegue y apertura (desplegables rígidos, flexibles o desenrollables), o por la constitución del sustrato (rígido o flexible).

Entre los progresos más importantes que podemos mencionar, están los sistemas de despliegue de múltiples etapas, desarrollado por medio de booms extensibles y sustratos flexibles. En cuanto a la conversión de energía, se puede destacar que el rendimiento aumentó desde el 10% en las primeras celdas de silicio hasta el actual 32% en las de GaAs.

Basándose en la experiencia adquirida en el Proyecto  $\mu$ SAT I "Victor", se decidió utilizar los siguientes documentos para definir los distintos aspectos relacionados con el diseño y cálculo de dichos paneles solares:

- Definiciones del Proyecto  $\mu$ SAT I "Victor".
- Solar cell array Handbook.
- Spacecraft system engineering.
- Space vehicle Design.
- ESA PS 11
- MIL Standard 1540
- MIL Standard 144
- Satellite Thermal Control Handbook.

Además de los mencionados, se utilizó información comercial de la firma EEV.

### *Consideraciones generales*

Es importante mencionar algunos aspectos básicos concernientes a las características de los microsátélites que deben ser tomados en cuenta para el diseño de los paneles:

- Peso y volumen reducido.
- Plegado seguro y compacto.
- Simplicidad del movimiento de despliegue con mínimo gasto de energía.
- Comportamiento dinámico que no comprometa la integridad de las celdas solares.
- Diseño de adecuada rigidez que no complique al sistema de control.
- Órbitas bajas (300-1200 Km) y actitudes de vuelo aleatorias y con tiempos de eclipse variables.
- Materiales adecuados al ambiente espacial.
- Empaquetado seguro a prueba de aperturas intempestivas.
- Adaptabilidad a vehículos ya existentes sin comprometer su balance térmico o características de vuelo.
- Intercambiabilidad y reparabilidad de los componentes.
- Perfil tecnológico acorde a la capacidad del IUA.
- Costo de desarrollo y fabricación acorde con los presupuestos de los proyectos de microsátélites.

Tomando en cuenta lo enunciado en los antecedentes, se pueden también proponer a prima facie dos soluciones tecnológicas importantes que se deberían investigar y considerar en el diseño: el uso de celdas de GaAs de alto rendimiento actualmente más accesibles en cuanto a su precio y el empleo de paneles flexibles que mejoren el comportamiento dinámico en la etapa de lanzamiento, además de minimizar los efectos de las dilataciones térmicas en órbita.

### *Definición de metodologías*

Dadas las limitaciones de tamaño y peso ya mencionadas, se torna necesario realizar un máximo aprovechamiento del área de paneles desplegada y, tomando en cuenta las características de vuelo aleatorias, la captación de luz debe ser máxima y uniforme para todas las actitudes. De aquí, surge la necesidad de realizar un estudio de configuraciones de paneles con el objeto de determinar una serie de geometrías candidatas óptimas (fig. 3). Las mismas, serán sometidas a un estudio general de rendimiento lumínico tendiente a eliminar a aquellas que muestren una captación no uniforme o insuficiente en función de la actitud respecto del Sol. Con las configuraciones de mayor mérito, se realiza un estudio de pesos e inercias priorizando las que presenten características más balanceadas en los tres ejes y simetrías adecuadas a los fines del control del satélite. Paso seguido, se evaluó la complejidad del proceso de despliegue, eligiéndose una configuración. Para cumplir con esta etapa, se debió implementar un software que evaluara el flujo solar incidente en cada cara del satélite en todas sus posiciones, incluyendo estudio de sombras.

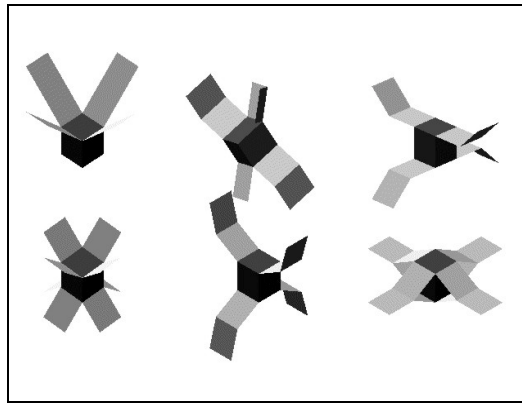


Fig. 3—Algunas de las configuraciones candidatas

En el consiguiente estudio térmico, se estudian las evoluciones de la temperatura de cada panel a lo largo de las distintas órbitas propuestas; una evaluación de estas temperaturas podría imponer alguna modificación o reemplazo del diseño. A posteriori, se efectúa un estudio eléctrico tendiente a caracterizar el desempeño del sistema que implica: potencia instantánea disponible y energía acumulada por órbita. Para ello, es imperativo conocer el tipo de celdas a utilizar, realizar previamente el layout de celdas en el panel y el interconectado entre todos los paneles que componen el sistema.

### DEFINICION DE CONCEPTO

#### *Selección de configuración*

Basándose en la metodología descrita anteriormente, se realizó una selección entre varias configuraciones propuestas tales como las de la fig. (3), según la siguiente ponderación de criterios básicos: rendimiento total, áreas proyectadas, momentos de inercia y simplicidad de despliegue. La configuración seleccionada luego de este análisis, surge de las mejoras hechas sobre una de las candidatas (fig. 4). En la figura 5, se muestra la evolución de las áreas de captación solar para la configuración seleccionada. Es interesante observar la uniformidad de la superficie que representa dicha área en función de la actitud del satélite respecto del Sol.

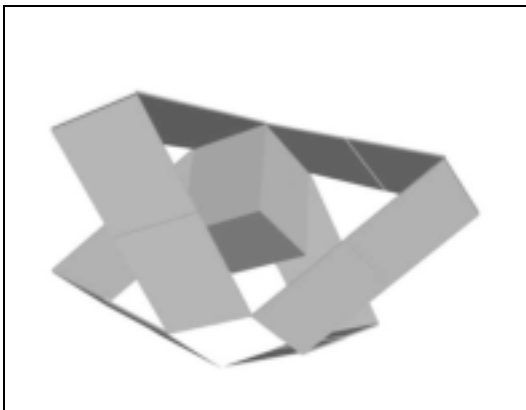


Fig. 4- Configuración esquemática definitiva del satélite.

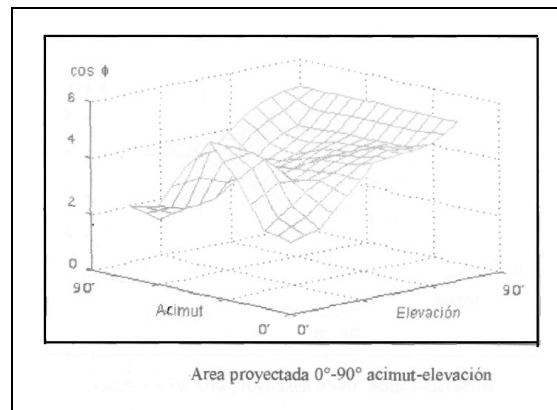


Fig. 5— Areas proyectadas según acimut y elevación.

La configuración elegida, está compuesta por dieciséis paneles a razón de cuatro por cara. Cada uno lleva 60 celdas de 40x40 mm de GaAs, con un peso total aproximado de 13,6 Kg.

#### *Estudio térmico*

A partir de las posiciones orbitales y de la actitud del satélite respecto del sol, se obtuvieron las historias de flujo solar y de Albedo. Conocidas además las propiedades ópticas y térmicas de los paneles y los factores del ambiente espacial (fig. 6), se calculó la evolución de temperaturas de los mismos.

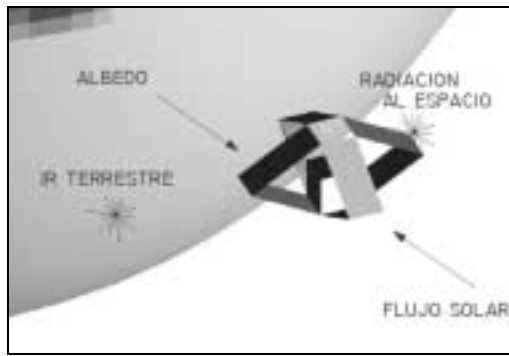


Fig. 6– El satélite y el ambiente espacial

Este estudio térmico, dio pautas para los requerimientos tecnológicos de los materiales a aplicar (temperatura extremas de funcionamiento) y para el cálculo de rendimiento eléctrico de las celdas solares.

*Estudio de generación eléctrica*

A los fines del estudio de performances eléctricas, se simuló la generación de energía para tres casos de órbitas diferentes; las dos primeras con actitudes del satélite fijas respecto de la tierra y una tercera considerando actitudes aleatorias que responde a una modalidad de vuelo típica de un microsátélite. Las actitudes fijas consideradas en las dos primeras pasadas, tienen por objeto dar valores característicos de la potencia eléctrica del satélite; de esta manera, se determinan los máximos, los mínimos y en que momentos se producen. En la tercera de las pasadas, las actitudes se generan de un modo aleatorio, teniendo en cuenta las velocidades y aceleraciones angulares máximas según valores estadísticos. En los tres casos, las órbitas son bajas con una altura de vuelo de 600 Km y una inclinación orbital de 62° respecto del plano ecuatorial.

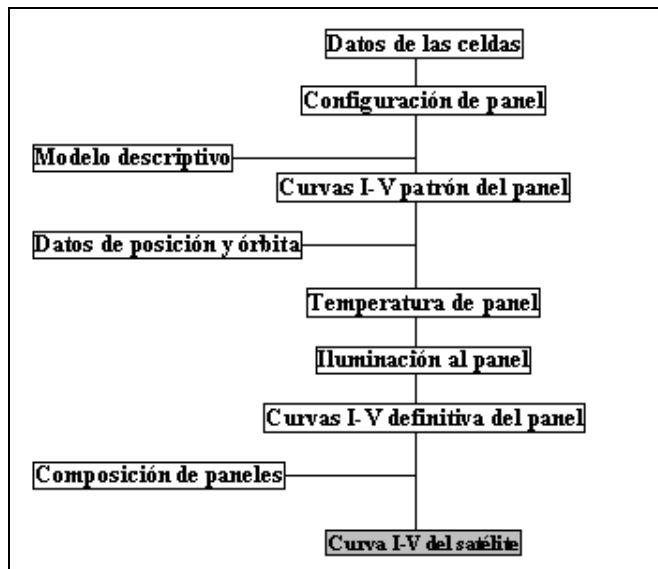


Fig. 7 – Diagrama de flujo del paquete de software de simulación del sistema de generación de energía del satélite.

En esta etapa, se interactuó con el estudio térmico debido a que las situaciones que influyen en ambos comportamientos, dependen del medio ambiente espacial. A partir de los resultados de las simulaciones térmicas, se calcularon los coeficientes empleados en el modelo TRW, para poder determinar las curvas I-V (Corriente-Voltaje) de cada uno de los paneles por separado (fig. 7). Por medio de un procedimiento teórico-experimental ensayado en laboratorio, se realizó la composición de las curvas I-V del satélite completo a partir de las contribuciones de cada panel (curvas I-V individuales).

En la curva de la fig.8, se ilustra la evolución de estas potencias a lo largo de una órbita; el intervalo de generación nula, corresponde al satélite en período de eclipse.

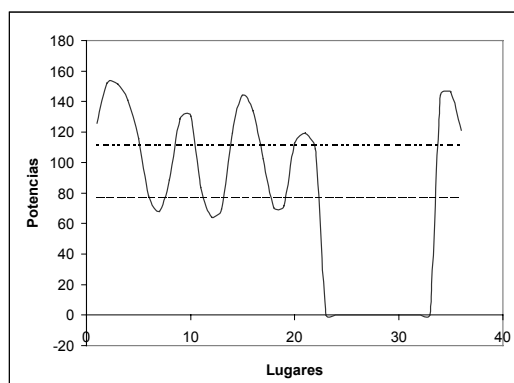


Fig. 8 –Historia Potencia-Tiempo y los promedios de potencia generada.

### Diseño de mecanismos y sistemas

Utilizando los valores ya obtenidos de temperaturas, los requerimientos propios de la geometría y de acuerdo con las referencias, se pudo completar el diseño del conjunto paneles desplegables y la totalidad de los mecanismos que los conforman. Basándose en un criterio en un criterio funcional, se puede hacer la siguiente sistematización:

- Estructura.
- Sistema de sujeción y retención.
- Sistema de despliegue.
- Paneles Solares.

Cada uno de los sistemas mencionados, está materializado por subconjuntos o componentes aislados, que se describen a continuación:

- Estructura:
  - ◆ Marco: formado por tubos de sección delgada con las dimensiones de las caras de la cofia. El material seleccionado para los caños es Titanio, debido a que es el que mejor cumple los requisitos de resistencia estructural, rigidez y bajo peso.
  - ◆ Bisagras: Deben permitir una apertura de manera segura con mínimo rozamiento, evitando movimientos laterales, roturas o agarrotamiento durante dicho proceso. Unen un panel con otro y al cuerpo del satélite. Las mismas, fueron fresadas a partir de un bloque de aluminio y poseen a la vez un sistema de topes que limita el movimiento en su posición final. Su integración con los caños, implica tolerancias adecuadas y un montaje cuidadoso.
- Sistema de sujeción y retención
  - ◆ La secuencia se inicia al accionarse una guillotina pirotécnica que corta una cincha pretensada que mantiene los paneles plegados y correctamente empaquetados.
  - ◆ Topes laterales: evitan movimientos laterales mientras los paneles están plegados.
- Sistema de despliegue:
  - ◆ Guillotina pirotécnica
  - ◆ Sistema de tensado: La tela del sustrato, se mantiene floja durante el lanzamiento con el fin de amortiguar vibraciones y choques en las celdas solares. Una vez desplegado el panel, se lo debe tensar para que adquiera una adecuada rigidez a los fines del control del satélite. Está compuesto por resortes comprimidos dentro de los caños transversales y un gatillo que actúa una vez completado el giro de las bisagras tensándose así la tela.
  - ◆ Resortes de despliegue primario: inician la secuencia de despliegue rotando el paquete de paneles respecto del cuerpo del satélite.
  - ◆ Resortes de despliegue secundario: Rotan los paneles entre sí hasta ubicarlo en la posición final.
- Paneles Solares
  - ◆ Sustrato: constituido por tela de fibra de alto sílice, resistente al medio espacial y a las temperaturas que allí se producen. El pegado de las telas al marco, se realiza por medio de cemento de siliconas. El mismo, fue ensayado en condiciones de ambiente espacial.
  - ◆ Circuitos de celdas solares: Adheridas al sustrato y conectadas entre sí por medio de cables intrerconectores.

Durante todas las etapas del desarrollo de este trabajo, se hizo necesario realizar una serie de ensayos entre los cuales se pueden mencionar:

- Ensayo de tracción a temperatura ambiente y ensayo de creep (resistencia a la tracción a alta temperatura) en el material de aporte de las soldaduras de estaño para las celdas, con el objeto de conocer las características de estas aleaciones. Se llegó a la conclusión de que el material más apto dado el rango de temperaturas y tensiones, es una aleación de Sn-Pb 50-50.
- Ensayo comparativo de flexión para determinar características mecánicas de los tubos que forman los marcos de los paneles. Se comparó el mencionado caño de titanio con otros de Acero SAE 4130, Aluminio y Fibra de Carbono.
- Ensayos sobre paneles solares: para familiarizarse con circuitos de paneles solares interconectados, se hicieron diversas pruebas con distintos flujos luminoso y temperaturas de celdas.

- Ensayo de soldadura por ultrasonido, con el objeto de utilizarlas en las celdas. Se determinó que las vibraciones destruyen total o parcialmente la cobertura de las celdas o la celda misma.
- Ensayo del dispositivo de retención; tiene por función determinar su confiabilidad y rápida separación del conjunto de paneles.

Se adjunta el diagrama de flujo explicando la secuencia de despliegue ilustrada también en las figuras 9 y 10. En la figura 10, se observan detalles constructivos logrados en el diseño.



Fig. 9 – Diagrama de flujo del proceso de apertura de los paneles solares.

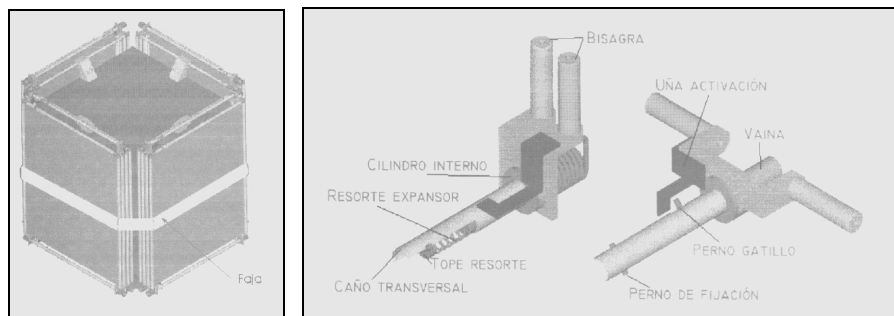


Fig. 10 – Conjunto completo del satélite con los paneles plegados y subconjunto de bisagras tope.

## CONCLUSIÓN

Con la realización de este estudio, quedó demostrada la factibilidad del desarrollo de un sistema de paneles solares desplegados para microsátélites en el ámbito del IUA. La mejora en las performances del sistema de potencia del  $\mu$ SAT “V́ctor” es muy importante y el incremento de peso es admisible. Para este tipo de paneles, es inevitable el uso de celdas de GaAs dadas las altas temperaturas de funcionamiento. La adopción del sustrato flexible como solución tecnológica, no ocasiona grandes dificultades y mejora sustancialmente el comportamiento de los paneles bajo condiciones de vibración y choque. Los estudios y ensayos realizados, demostraron que no es necesario modificar sustancialmente la tecnología de soldadura para la interconexión entre las celdas.

En un paso posterior, será necesario efectuar una simulación matemática de apertura para la puesta a punto de las rigideces de los resortes impulsores. Deben realizarse ensayos y estudios tendientes a la verificación de la integridad estructural de las celdas solares bajo cargas acústicas durante el lanzamiento. Será de suma importancia realizar ensayos de performances de las celdas de GaAs seleccionadas para este diseño.

## ABSTRACT

Power systems for microsattellites, are generally based on solar cells arrays mounted to the cover of the satellite, because of considerations on price and complexity. The limitations in size, cause severe restricción on power availability. Studies carried out by teachers and pupils of the IUA aiming to the use of deployable solar cell array system in a microsattellite, are resumed here. Concept definition of a deployable solar panel assembly to be adapted to the  $\mu$ SAT I “V́ctor” was performed. For this, theoretical and practical methods were investigated in order to adopt algorithms and procedures resulting very valuable for educational purposes. The main aspects studied, were: panel array configuration, thermal and electrical behavior and technological definition. Several tests on parts and materials were made in order to complement theoretical studies and finally, a technological demonstrator was constructed.

## REFERENCIAS

- Forescue, P. y Stark, J. (1992). Spacecraft System Engineering. Wiley Interscience, New York.
- Griffin M. D. y French J. R. (1991). Space Vehicle Design. AIAA Education Series, Ohio.
- J.P.L (1976). Solar Cell Array Handbook Vol. I. NASA, California.
- Gilmore, D. (1994) Satellite Thermal Control Handbook. The Aerospace Corporation Press. El Segundo, California.
- Definiciones del Proyecto  $\mu$ SAT “V́ctor” (1994).
- MIL Standard 1540/C.