

RESUME – EXPERIENCIA DE VUELO ORBITAL

Roggero, Edgardo^{†*} - Cerocchi, Marcelo^{†*} - Saray, Javier* - Baldelli, Darío*

(*) Universidad Tecnológica Nacional,
Facultad Regional Haedo - Grupo de Tecnología Aeroespacial
Paris 532 Haedo (1706) – TE: 4650-4659 – Email: utn-gta@excite.com
Buenos Aires – ARGENTINA

(†) Comisión Nacional de Actividades Espaciales
Paseo Colon 751 (1063) – TE: 4331-0074 – Web: www.conae.gov.ar
Buenos Aires - ARGENTINA

RESUMEN

Entre los objetivos de la Comisión Nacional de Actividades Espaciales (CONAE) se encuentra el de promocionar actividades espaciales dentro del ámbito académico. En ese sentido la CONAE participa con la NASA del proyecto Shuttle Small Payloads Project (SSPP), mediante el programa Space Experiment Modules Program (SEM) el que consiste en la puesta en órbita de experimentos a bordo del Space Shuttle. Dentro de ese marco, la CONAE realiza un anuncio de oportunidad a partir del cual fue seleccionado el Proyecto RESUME (propuesta del Grupo de Tecnología Aeroespacial de la Universidad Tecnológica Nacional (UTN)), el cual consiste en la realización de un mecanismo original de restricción y suelta para sistemas satelitales. Siendo su principal objetivo la formación de recursos humanos, enfrentando así a estudiantes al proceso de diseño de un mecanismo de restricción y suelta para sistemas satelitales, basado en el uso de tecnologías de bajo costo que posea simultáneamente características funcionales y de seguridad acordes a los requerimientos de la industria aeroespacial actual.. El RESUME ha volado en el vuelo número 108 del Space Shuttle de NASA permitiendo demostrar y calificar con éxito el diseño original propuesto, siendo a su vez (conjuntamente con el Proyecto RAM también desarrollado por el GTA) la primera vez que la UTN coloca un sistema de alta tecnología en órbita.

1.- INTRODUCCION

Es bien sabido que los muchos satélites necesitan elementos de grandes dimensiones para su operación, como ser paneles solares, antenas de comunicaciones o instrumentos de medición los que debido a su gran tamaño se diseñan para permanecer plegados dentro de la cofia del lanzador para ser posteriormente desplegados en órbita; para ello se utilizan de manera generalizada mecanismos de

Restricción y Liberación (Restraining/Release mechanisms) que tienen como objetivo restringir los elementos durante las extremas condiciones del despegue y que al recibir, ya en órbita, el comando de Liberación habilitan el despliegue de los elementos retenidos. Estos mecanismos resultan ser esenciales en el funcionamiento de los sistemas satelitales y su falla suele ser catastrófica para la misión, condición que obliga a la realización de un sistema altamente confiable y robusto.

*Derechos de Publicación para la Revista Latinoamericana de Ciencia y Tecnología Espacial, y los Autores del Trabajo.

2.- OBJETIVO

El principal objetivo de este proyecto ha sido la formación de los recursos humanos de grado y postgrado, permitiendo capacitar a dichos estudiantes en el proceso de diseño de un mecanismo de Restricción y Liberación de calidad espacial.

3.- DESCRIPCIÓN DEL SISTEMA GAS CARRIER

Como se ha mencionado anteriormente el RESUME ha sido volado en un SEM, por ello en las siguientes secciones se describe sintéticamente este sistema denominado SEM Gas Carrier.

3.1.- Configuración del GAS canister

El GAS Canister consiste en un alojamiento cilíndrico empleado para soportar experimentos que serán llevados al espacio mediante el Space Shuttle. NASA posee una flota de estos sistemas

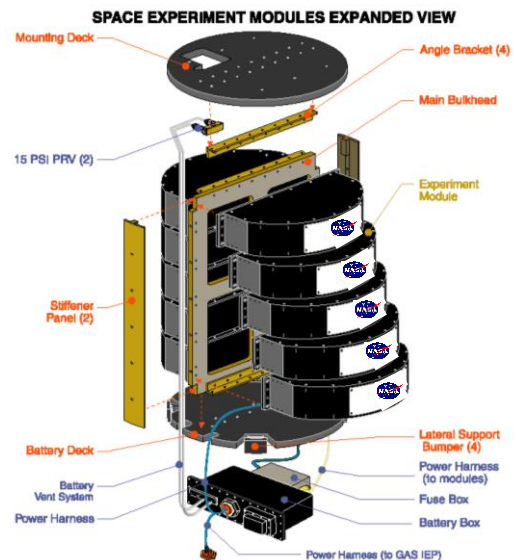


que son usados para una amplia variedad de experimentos. El canister propiamente dicho está constituido básicamente por un tubo cilíndrico de aluminio cerrado en sus extremos por dos placas circulares también de aluminio. Un conjunto de cables eléctricos atraviesa su tapa inferior haciendo

que los astronautas puedan activar o desactivar un determinado experimento desde la computadora correspondiente que se encuentra en la cabina de la tripulación. Asimismo la tapa inferior también provee una superficie que permite el montaje para los componentes internos del canister.

3.2.- Configuración del SEM CARRIER

El SEM Carrier es un sistema autocontenido cuya función es proporcionar soporte estructural, energía eléctrica y capacidad de comandar y almacenar los datos generados por un determinado experimento. Este sistema es alojado dentro de un Get Away Special (GAS) canister standard de 5 pies cúbicos de volumen interno y es capaz de poner en órbita diez módulos conteniendo experimentos. La figura adjunta presenta un detalle de los principales componentes de este carrier



3.2.1.- SEM (Space Experiment Module)

El SEM (Space Experiment Module) del SEM Carrier ha sido diseñado como un contenedor genérico para experimentos de menos de 6 libras de masa y de 300 pulgadas cubicas de volumen. Cada módulo SEM provisto por NASA consiste básicamente de una estructura mecánica y una electrónica (MEU) para el comando y adquisición de datos del experimento. Cada SEM tiene un tamaño aproximado de 17.0 por 10.0 por 3.5 pulgadas. Los experimentos pueden ser eléctricamente activos como el RESUME o pasivos si es que no tienen vinculaciones eléctricas/electrónicas con el carrier).

4.- EL EXPERIMENTO

4.1.- Categorización de los mecanismos

Los mecanismos de restricción y Liberación (RR) tienen como objetivo restringir los elementos durante las extremas condiciones del lanzamiento y al recibir un comando (automático o desde tierra) deben ser capaces de permitir la liberación de los elementos que restringían a fin de que estos se desplieguen hasta lograr la configuración deseada para el cumplimiento de su función específica. Si bien existe una amplia variedad de mecanismos sus actuadores pueden ser categorizados en alguna de las tres opciones presentadas en la Tabla 1. La mayoría de los actuadores actualmente empleados pertenecen a la categoría de Bajo Impacto o a la de Pirotécnics, en cambio el RESUME (**RE**Strain release **U**sing a **M**elting wire **E**xperiment) se basa en un concepto que se encuadra en la tercer categoría de la tabla, la cual involucra a las alternativas consideradas no convencionales.

Categoría	Actuador Típico
Pirotécnics	Pin pullers, Bolt cutters, Separation nuts, etc.
Bajo Impacto	Non explosive initiators (NEI), Paraffin actuators, etc.
Varios	Thermal knives, Shape Memory Alloys (Frange a bolt or Sep nut), etc.

Tabla 1 - Categorías de Actuadores

4.2.- Requisitos de Diseño

A fin cumplir los objetivos de originalidad, confiabilidad y bajo costo, se utilizó como idea motora el concepto de que muchos de los mecanismos comerciales usados en tierra son muy económicos y poseen una elevada confiabilidad (por ejemplo pueden citarse los mecanismos para aplicaciones industriales u automotrices, los que poseen una alta

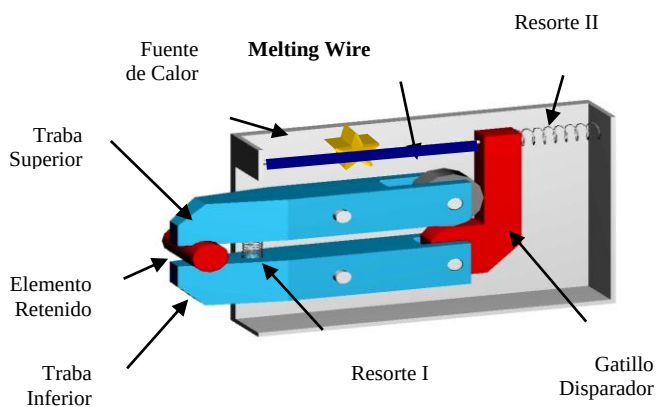
confiabilidad y un costo por kilogramo que es menor al 1% del costo de los sistemas mecánicos espaciales, siendo asimismo de muy fácil disponibilidad) pero solo unos pocos de ellos son aptos para satisfacer la totalidad de los requisitos de las aplicaciones espaciales. Sobre esta base se trabajó, realizándose inicialmente un intenso estudio de los mecanismos de Restricción y Liberación espaciales, con la intención de identificar un mecanismo no espacial capaz de realizar una función equivalente. Como resultado de esa investigación fueron identificados varios mecanismos capaces de satisfacer los requisitos impuestos, uno de estos fue finalmente seleccionado para ser analizado, testeado y adaptado al uso espacial con una adecuada tolerancia a las fallas. El experimento, como así también sus componentes debían satisfacer dos tipos de requisitos: aquellos impuestos por la NASA para los SEM (Space Experiment Modules) y aquellos necesarios para alcanzar una buena performance del sistema de acuerdo a los objetivos fijados.

4.3- Arquitectura Básica

4.3.1.- General

Como los RR deben permitir que la liberación se realice mediante un comando eléctrico y una vez desplegado el elemento su misión ha terminado, no es necesario que exista un comando de retracción. Por ello, una forma efectiva de lograr este tipo de liberación irreversible de manera segura es destruyendo el elemento sujetador como en algunos dispositivos pirotécnics. Así pues el mecanismo seleccionado en este proyecto permite a partir del comando eléctrico, activar una fuente de calor que destruirá un elemento denominado melting wire liberando el elemento retenido. Un esquema del sistema de retención propuesto puede observarse en la Figura, allí puede apreciarse que el RESUME esta constituido por dos trabas, una inferior y otra superior. Cada traba posee una articulación

propia y están separadas entre sí por el Resorte I. La Traba inferior posee en el extremo derecho una articulación para el gatillo disparador. La traba superior tiene en el extremo derecho una rueda para facilitar la apertura. Ambas tienen su extremo exterior conformado para permitir una restricción efectiva y una Liberación confiable. El Gatillo retiene la Traba superior apoyándose en la rueda y como está unido por su articulación a la Traba inferior une de esta manera a ambas piezas. En la posición de restricción mostrada en la Figura, la fuerza que realiza el Resorte I se transmite por las trabas y es contenida por el gatillo, asimismo la fuerza que realiza el elemento retenido se transmite por las trabas hasta sus ejes de giro y de allí al cuerpo del satélite. El Resorte II, en cambio, está unido al soporte y al gatillo y su fuerza es equilibrada por el melting wire; en estas condiciones el sistema se encuentra estable, y todas las reacciones son internas. Si mediante un comando eléctrico se enciende la fuente de calor, esta destruirá rápidamente el melting wire y el RESUME pasará al estado de Liberación.



Una vez destruido el melting wire, la fuerza que realiza el resorte II deja de estar equilibrada y hará que el gatillo gire sobre su articulación, durante su giro se apoya en la rueda, por lo que su movimiento es suave y continuo liberando la traba superior. En este punto el movimiento es irreversible y la acción del resorte I separa las

trabas rápidamente, las que giran sobre sus articulaciones, provocando la Liberación del elemento retenido. Debido a su arquitectura no es posible abrir el mecanismo sin romper el melting wire, además el gatillo debe girarse un ángulo determinado para permitir la liberación del elemento retenido, de otro modo el gatillo garantiza una efectiva restricción. Sin embargo, una vez que el mecanismo se ha disparado el movimiento se convierte en irreversible asegurando la Liberación.

4.3.2.- Unidad de Electrónica

El contenedor de experimentos SEM (Space Experiment Modules) de la NASA cuenta con capacidad de suministrar energía eléctrica de alimentación, sensores y almacenamiento de datos entre otros. Cada subsistema de potencia eléctrica de un SEM eléctricamente activo posee un circuito electrónico programable de control de alimentación, medición y almacenamiento de datos al que se conecta el experimento. Este circuito electrónico es conocido como Module Electronic Unit (MEU) y es activado de acuerdo a una línea de tiempo (timeline) pregrabada y especificada por el experimentador. El RESUME fue conectado al MEU mediante una interface eléctrica, denominada Unidad de Electrónica, la que permitió alimentar la fuente de calor, tomar mediciones de esta alimentación, de la temperatura ambiente y de otros factores propios del SEM, almacenando todos estos datos en el MEU. La Unidad de Electrónica fue diseñada para ser totalmente compatible con las especificaciones y restricciones del MEU. En su desarrollo fueron tenidos en cuenta las disipaciones de potencia eléctrica y térmica logrando un diseño capaz de homogeneizar las temperaturas evitando recalentamientos locales; también se consideraron las sollicitaciones mecánicas del lanzamiento que derivó en el uso de resinas de calidad espacial para fijar los componentes electrónicos.

4.4.- Plan de Ensayos

Fueron realizados para este proyecto una serie de ensayos de desarrollo, de calificación y de aceptación los cuales han permitido en un primer momento avanzar sobre los parámetros de diseño y luego calificar al sistema completo. Respecto de estos últimos debe destacarse que los ensayos de durabilidad, térmicos y mecánicos han sido realizados con éxito sin degradación en la performance de ninguno de los componentes del sistema.



Fotografía 1
Ensayos funcionales del Modelo de Vuelo en NASA

5.- MODELO DE VUELO

5.1.- Componentes

Si bien el sistema de Restricción y Liberación del RESUME fue concebido con suficiente versatilidad para ser aplicado en sistemas desplegables de diferente factura, en este caso particular, para poder calificarlo tomando especial consideración de las limitaciones volumétricas impuestas por el SEM, se definió que el sistema provisto por la UTN calificado a bordo del STS estuviese integrado por los cuatro ítems descriptos a continuación:

1. Mecanismo de Restricción y Liberación A

Es un mecanismo de RR completo, en posición cerrado, sin disparar y conteniendo un elemento retenido que simule la carga mecánica de una aplicación real. Estará conectado eléctricamente a Unidad de Electrónica y será activado en órbita para provocar la Liberación del elemento retenido.

2. Mecanismo de Restricción y Liberación B

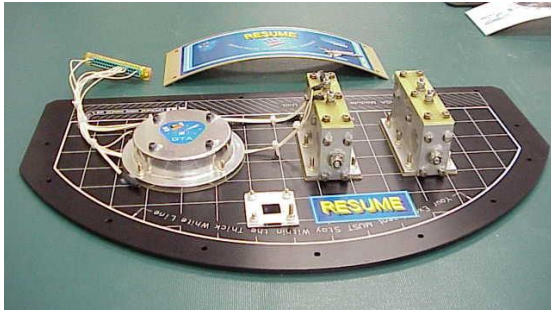
Es un mecanismo de RR completo, en posición cerrado, sin disparar y conteniendo un elemento retenido que simule la carga mecánica de una aplicación real. No estará conectado eléctricamente ni será activado en órbita, su principal función es la certificación de su no apertura a pesar de haber sido sometido a las cargas de vuelo, a la vida orbital y a las cargas producidas durante el reingreso atmosférico.

3. Unidad de Electrónica

Dentro del SEM se incluirá a la denominada Unidad de Electrónica, la cual estará conectada al MEU y al Mecanismo de Restricción y Liberación A para activarlo en órbita. También se conectarán a esta unidad tres termistores provistos por NASA los que medirán las temperaturas de la Unidad de Electrónica, del RR A y del RR B.

4. Estructura Soporte

Sobre esta Estructura Soporte serán fijados los tres ítems descriptos previamente., en la fotografía siguiente se observa la estructura de soporte con todas las unidades de vuelo. El cuadrado blanco con centro negro corresponde a un microfilm que llevo al espacio la firma de 3000 argentinos con fines conmemorativos.



Fotografía 2 – Modelo de Vuelo del RESUME

5.2.- Descripción de la Experiencia de VUELO

El experimento de vuelo constó, según se describe en el punto anterior, de dos RR idénticos, el RR A fue disparado durante el vuelo orbital y el RR B permaneció sin disparar funcionando como testigo de que la activación del primero fue causa de la electrónica y no de un factor ambiental externo. El disparo del mecanismo de RR A fue comprobado en tierra mediante una inspección visual post vuelo, en ella, también se pudo verificar la restricción efectiva del RR B. Al ser los dos resultados positivos se pudo demostrar no solo que el sistema funcionó apropiadamente sino también que ha sido capaz de soportar todas las fases del vuelo incluyendo el despegue, el vuelo orbital, la reentrada y el aterrizaje. La secuencia de funcionamiento comenzó durante el vuelo orbital número 108 del Shuttle, cuando desde la cabina de mando se activaron todos los SEM. Al activarse el MEU del RESUME un pulso eléctrico activó la Fuente de Calor del RR A, menos de dos segundos después se destruyó su Melting Wire produciendo la apertura del mecanismo. Al mismo tiempo se censaron la tensión de alimentación y los tres termistores la temperatura ambiente. Con estas mediciones más las cuatro internas que realiza el MEU se pudieron reproducir en tierra los sucesos producidos en órbita que confirmaron el éxito de la misión.

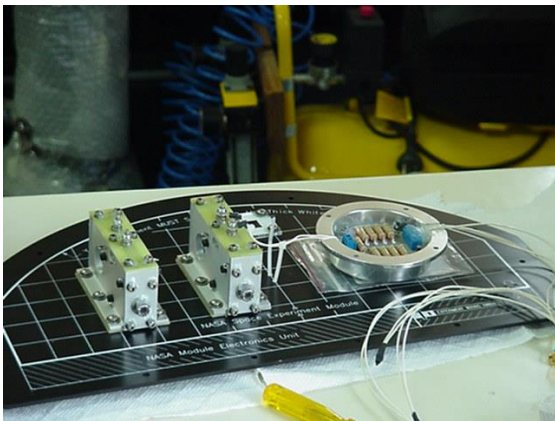
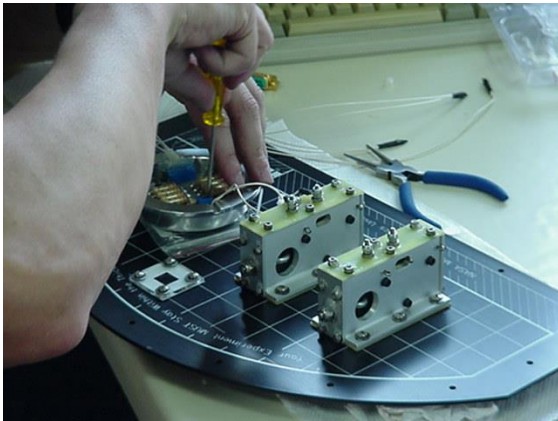


Fotografía 3 y 4 – Ensamble del SEM en el canister

6.- INSPECCIÓN POSTVUELO

Al retorno del experimento del espacio, este fue devuelto al GTA para su inspección postvuelo, verificándose el estado de disparo de los mecanismos, es decir su funcionalidad y la integridad mecánica y eléctrica del sistema que demuestra no solo su supervivencia al vuelo espacial sino también su correcta operación, tanto en términos funcionales como en las variaciones térmicas involucradas y los consumos asociados al experimento. Permitiendo llevar al RESUME al exigente nivel denominado:

CALIFICADO en VUELO.



Fotografías 5 y 6
Inspección del RESUME a su regreso a casa

7.- CONCLUSIONES

El principal objetivo del experimento se a completado con éxito dado la total participación de estudiantes universitarios en todas las etapas de proyecto y la formación alcanzada por ellos al enfrentar el diseño, análisis y fabricación de un mecanismo restricción y liberación totalmente original, moderno y muy competitivo de acuerdo al estado actual de estas tecnologías en la industria aeroespacial.

Finalmente deseamos responder al interrogante de *porqué el RESUME debía volar en el STS?*,

nuestra respuesta es la que hace tiempo expresara el Dr. Roger Farley de NASA: “porque cualquier diseño puede resultar exitoso, es tan solo dependiente del esfuerzo empleado en hacerlo funcionar pero *“solo una experiencia de vuelo exitosa permitirá ganar el debido respeto”*”.

8.- AGRADECIMIENTOS

Al personal de la CONAE y de la UTN que contribuyó con su tiempo sin el cual este proyecto no hubiera sido posible. especialmente a los becarios del Grupo de Tecnología Aeroespacial de la UTN y al Dr. Marcos Machado de la CONAE.

9.- REFERENCIAS

- [1] INTERNET SEM PAGE – www.wff.nasa.gov/sspp/sem/sem.htm, NASA, April 2000.
- [2] CONLEY: “**Space Vehicle Mechanisms**”, John Willey & Sons, Inc, March 1998.
- [3] PURDY: “**Advanced Release Technologies Program**”, *Proceedings of the 28th Aerospace Mechanisms Symposium*, 1994.
- [4] ROGGERO, CEROCCHI, SARAY: “**Nota Técnica de Diseño, Ensayos y Construcción del Proyecto RESUME**”, UTN-FRH, March 2000.
- [5] ROGGERO, CEROCCHI, SARAY: “**Plan de Ensayos Funcionales y Ambientales del Proyecto RESUME**”, UTN-FRH, March 2000.
- [6] MILNE, GARVIN, BAUMANN: “**General Environmental Verification Spec. for STS & ELV Payloads, Subsystems and Components**”, NASA-GSFC, June 1996.