





I. INTRODUCCION

1. Alcance del Documento

En este informe se sintetiza el desarrollo y calificación en vuelo del mecanismo de restricción y liberación de uso espacial, denominado RESUME (**R**estrain Release **U**sing a **M**elting **W**ire **E**xperiment), propuesta original del Grupo de Tecnología Aeroespacial (GTA) de la Universidad Tecnológica Nacional.

A fin de que este documento pueda ser interpretado por una persona no afín a este tipo de proyectos, se incluye una muy breve descripción del funcionamiento de los mecanismos de restricción/liberación típicos y de las características sobresalientes de los contenedores tipo SEM Gas Carrier System.

2. Abreviaturas

CONAE	Comisión Nacional de Actividades Espaciales
GAS Can	Get Away Special Cannister Assembly
GTA	Grupo de Tecnología Aeroespacial
HE	Heating Element
LRFP	Low Risk Fracture Part
MEU	Module Electronic Unit
MLP	Motores lineales de Parafina
MS	Margen de Seguridad
MW	Melting Wire
NSTS	National Space Transportation System
RESUME	Restrain Release Using Melting Wire Experiment
RR	Restrain Release mechanism
SEM	Space Experiment Modules
SSPP	Shuttle Small Payloads Project
UTN-FRH	Universidad Tecnológica Nacional Facultad Regional Haedo

3. Antecedentes

El GTA contaba con una línea de desarrollo de mecanismos de uso espacial, dentro de la cual se desarrolló un mecanismo retención – liberación (RESUME), el cual - como todo componente de naves espaciales - para ser comercializado necesita demostrar que funciona adecuadamente en el espacio.

La Comisión Nacional de Actividades Espaciales, CONAE, a través de un acuerdo con la NASA participa del proyecto SSPP (**S**huttle **S**mall **P**ayloads **P**rojects), mediante el programa Space Experiment Modules Program (SEM).

Dentro de ese marco el RESUME fue propuesto por el GTA y elegido por la CONAE, para lograr su calificación en un vuelo del STS, Space Transportation System (Space Shuttle) alojándose nuestro experimento dentro de un SEM.

4. Objetivos Principales

El proyecto RESUME fue formulado para cumplimentar los siguientes objetivos primarios:

- 1) Diseñar un mecanismo de restricción y liberación original, apto para uso espacial, con el uso de tecnología de bajo costo, que posea características funcionales y de seguridad acordes a los requerimientos de la industria aeroespacial actual.
- 2) Formar recursos humanos en el marco del GTA:
 - Enfrentando a los becarios al proceso de diseño de un mecanismo aeroespacial moderno y competitivo.
 - Logrando el contacto de los estudiantes con empresas/instituciones aeroespaciales y con el estado actual de estas tecnologías.



5. Etapas Generales del Proyecto

Esta experiencia puede descomponerse en las siguientes etapas generales, las que no necesariamente deben cumplirse en un orden estricto:

- ✓ Desarrollar un mecanismo de restricción y liberación de uso espacial, con el uso de tecnología de bajo costo, de alta confiabilidad de funcionamiento y elevado nivel de safety.
- ✓ Certificar su fiabilidad y funcionamiento en el entorno terrestre, en el entorno de lanzamiento y en el medio espacial participando en un vuelo del NSTS (National Space Transportation System), Space Shuttle de la NASA.
- ✓ Publicar los resultados a organismos, universidades e instituciones de interés.
- ✓ Ofrecer el dispositivo a instituciones que estén desarrollando un sistema satelital tecnológico para su uso.



II. DESCRIPCIÓN GENERAL DE LOS MECANISMOS ACTUALES DE RESTRICCIÓN - LIBERACIÓN

1. *Los mecanismos de RR para uso espacial*

Los mecanismos de restricción y liberación (**Restrain Release mechanisms** o **RR**) son esenciales para el funcionamiento de los sistemas satelitales y sus fallas suelen ser catastróficas para el cumplimiento de la misión.

Los satélites necesitan para su funcionamiento algunos elementos de grandes dimensiones como ser: paneles solares, antenas de comunicaciones, instrumentos de medición, etc. Pero son puestos en órbita por medio de vehículos lanzadores que poseen un espacio de carga limitado, entonces los componentes que ocupan mucho volumen se diseñan para permanecer plegados durante las fases de lanzamiento para posteriormente ser desplegados en órbita.

Para ello se utilizan de manera generalizada mecanismos de restricción y liberación que tienen como objetivo restringir los elementos durante las extremas condiciones vibro acústicas del despegue y que, al recibir el comando de despliegue, libera los elementos retenidos permitiéndoles posicionarse para cumplir su función específica.

Por las grandes dimensiones de los paneles solares y las antenas sería imposible la puesta en órbita de estos sistemas sin el uso de eficientes mecanismos de RR. Un ejemplo típico se ven en la fotografía siguiente:



Figura 1 - Satélite con Antenas y Paneles Desplegados

2. Soluciones utilizadas

Es deseable que las características cualitativas y cuantitativas que obtengamos con nuestro diseño se compararen con soluciones reales. Para realizar la tarea debemos conocer certeramente el funcionamiento de las soluciones utilizadas (al momento del desarrollo del RESUME), por ello hemos agregado esta sección.

La búsqueda de menores costos, ha llevado a la industria aeroespacial a desarrollar sistemas de RR estándares. Estos forman líneas de productos que ofrecen las empresas para cubrir las necesidades de pequeños y grandes satélites.

De todos modos, en ocasiones se diseñan soluciones específicas fuera de los productos estándares. Estos mecanismos suelen ser de mayor costo y su utilización disminuye paulatinamente en beneficio de los RR estándares.

Básicamente, los tipos de RR estándares existentes al momento del desarrollo del RESUME, se basaban en dos principios de funcionamiento: Sistemas Pirotécnicos y los Motores Lineales de Parafina. A continuación, describiremos el funcionamiento conceptual de cada uno de ellos y crearemos aplicaciones de uso tipo, *únicamente con finalidad didáctica*.

2.1 Sistemas Pirotécnicos

Los sistemas de RR pirotécnicos hacen uso de un material explosivo para destruir el elemento que produce la restricción y así lograr la liberación. En general el elemento destruido es un tornillo que puede tener una entalla para concentrar las tensiones y así romperse más fácilmente.

Podemos suponer, que el dibujo siguiente es un satélite imaginario que necesita desplegar dos paneles solares (azules). Para esto, cada panel cuenta con una articulación en su parte inferior (punto rojo) donde actúa un resorte de torsión. El sistema está retenido por un tornillo esquematizado con una línea roja en la parte superior. Si se destruye el tornillo, el sistema desplegará los paneles, quedando estos orientados horizontalmente.

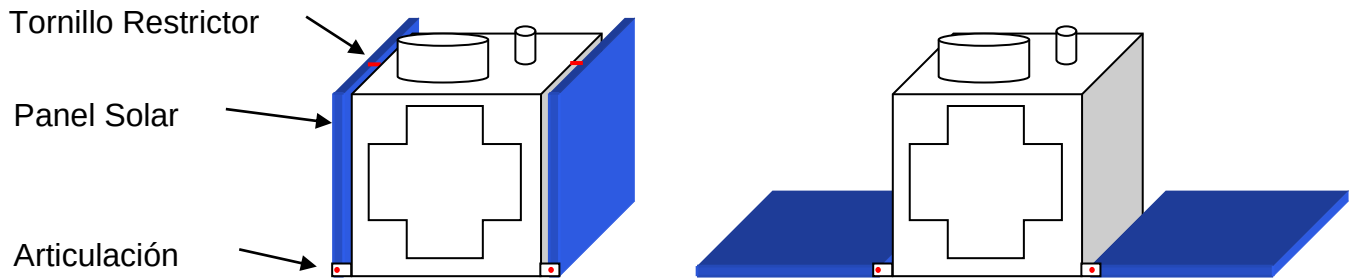


Figura 2 - Satélite con Paneles Restringidos (izq) y Paneles Desplegados (der)

En la figura siguiente, se presenta una vista en corte del satélite mirándolo desde arriba cuando los paneles están plegados, en ella se podrá observar un esquema conceptual del dispositivo RR.

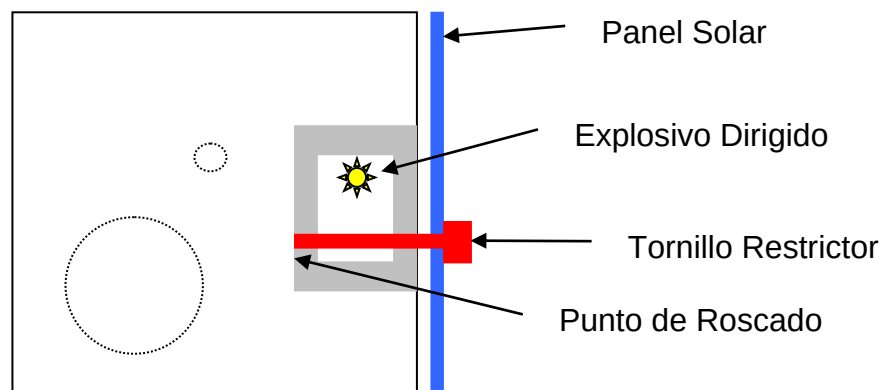


Figura 3 - Vista en corte del satélite, esquema de un RR Pirotécnico

En el dibujo el tornillo restrictor (rojo) pasa a través del panel solar (azul) y lo mantiene inmóvil por estar roscado a la carcasa del RR (gris). Dentro de la misma carcasa también se coloca una pequeña cantidad de material explosivo (amarillo). El sistema está diseñado, para que la cantidad de explosivo sea la mínima posible tal que con una explosión dirigida se pueda cortar al tornillo en un punto previamente fijado.

Su activación es muy simple: cuando el sistema esta armado con los paneles restringidos se recibe un comando eléctrico que activa el explosivo, este corta al tornillo y la fuerza que contrarrestaba la acción del resorte desaparece, así el panel adquiere su posición desplegada.

2.2 Motores Lineales de Parafina

Los Motores Lineales de Parafina utilizan parafina de alta pureza para producir una fuerza y un movimiento lineal que puede ser aprovechado como sistema de RR.

A temperatura ambiente la parafina se encuentra en estado sólido, si le aplica una fuente de calor este material pasará gradualmente al estado líquido. Sin embargo, en este cambio de estado el material disminuye su densidad volumétrica y se expande.

La expansión volumétrica se puede aprovechar con un dispositivo específico; a continuación, ha sido dibujado una versión esquemática del mismo.

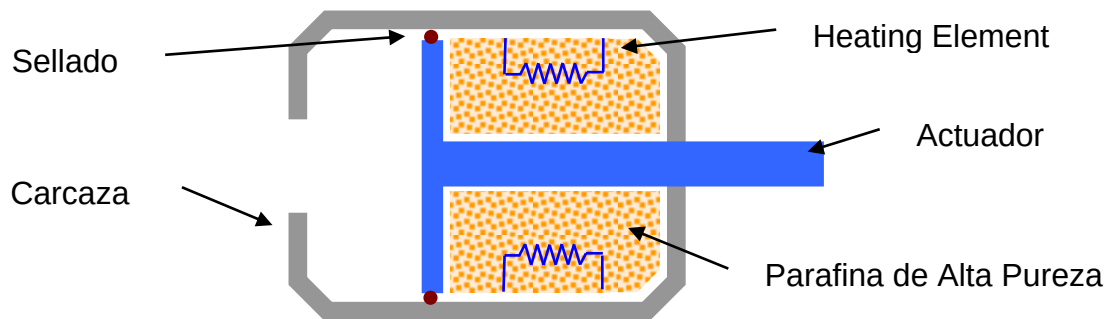


Figura 4 - Vista Esquemática del Motor de Parafina (posición inicial)

El dispositivo posee una carcasa dividida en dos ambientes, de modo similar a los actuadores hidráulicos. El compartimento derecho está lleno con parafina en estado sólido y posee calentadores eléctricos o Heating Element (HE), el compartimento izquierdo está vacío y tiene una abertura para permitir que se forme vacío en el entorno espacial por la salida del aire.

Si el dispositivo se conecta a una fuente eléctrica los HE generaran calor y la parafina pasara gradualmente del estado líquido al sólido. Tal como se muestra en la figura siguiente. Durante este cambio de estado se crea una presión hidrostática que moverá el actuador hacia la izquierda. Los RR se diseñan para que la presión hidrostática sea muy superior a la necesaria para mover el actuador, de modo que, la fuerza restante es aprovechada como un motor de movimiento lineal.

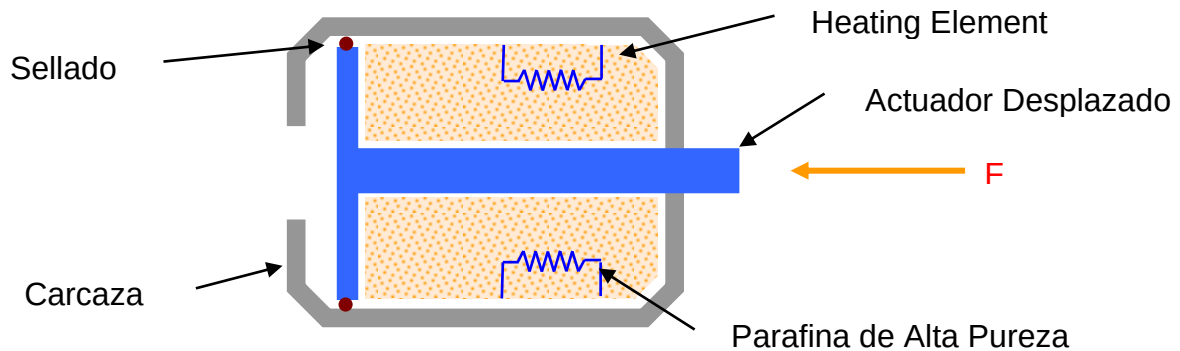


Figura 5 - Vista Esquemática del Motor de Parafina (posición final)

Un dispositivo de este tipo, también se podría utilizar en el satélite imaginario anterior. En este caso el actuador pasaría a través del panel solar por el orificio donde antes habíamos colocado el tornillo pirotécnico. Así por la posición de la articulación y la geometría de movimiento, el actuador funcionaría liberando la traba verde. Cuando el RR es activado el actuador se movería hacia la izquierda y por acción de los resortes de torsión el panel pasaría a la posición de servicio.

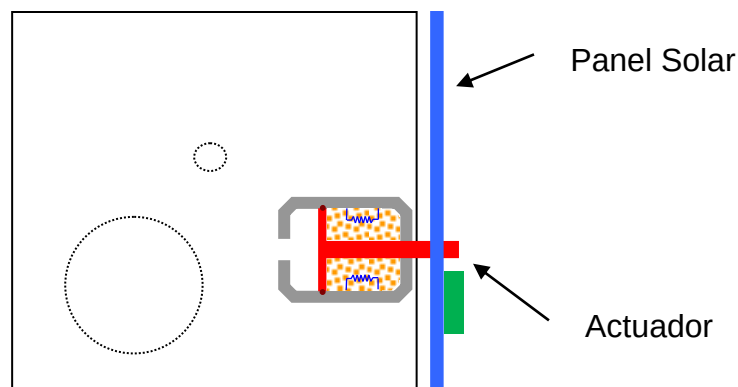


Figura 6 - Vista en corte del satélite, esquema del Motor de Parafina

Las parafinas más comunes tienen un punto de fusión que varía entre los 45° a 65° centígrados, esta temperatura es baja si se tiene en cuenta que puede ser alcanzada tanto por condiciones de almacenamiento en tierra como por fuentes de calor propias del sistema satelital y del entorno.



Por lo tanto, las parafinas que se utilizan en los RR son seleccionadas especialmente y poseen puntos de fusión elevados para evitar el disparo indebido del mecanismo por altas temperaturas ambientales. Existen modelos comerciales que permiten temperaturas de ambientales de funcionamiento y almacenaje de entre los -120° C a los 115° C puesto que sus parafinas poseen puntos de fusión de entre 80° C a los 120° C.

Estos ejemplos describen en forma muy simple el funcionamiento de estos sistemas de RR, los sistemas reales suelen ser más complicados, pero el énfasis se ha puesto en tratar de aclarar su funcionamiento para poder compararlos con el RESUME.



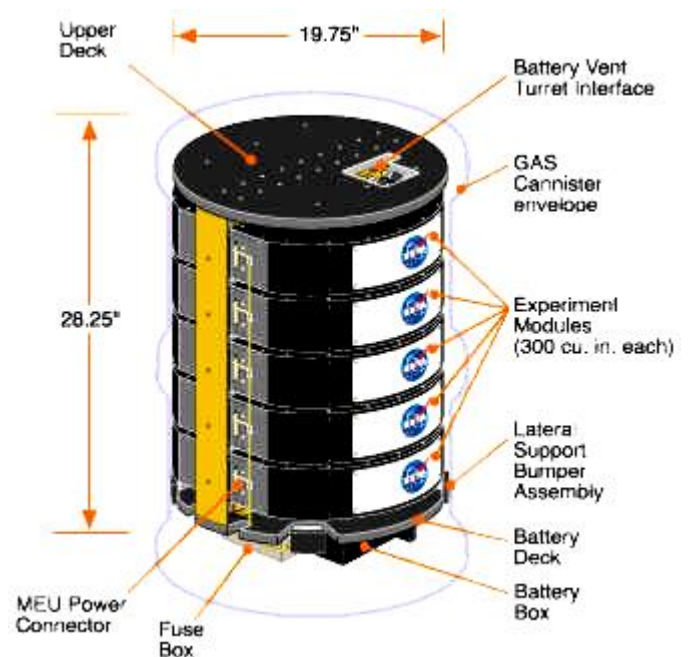
III. Características del SEM GAS Carrier System

1. *Introducción*

Como se ha decidido certificar el RR mediante un vuelo orbital utilizando un módulo denominado Space Experiment Module (SEM) de la NASA es necesario conocer las características propias este sistema y los requerimientos que nuestro experimento debe cumplir para ser considerado apto para el vuelo. Por otra parte, el contenedor provee sistemas de soporte al experimento como ser una estructura, un sistema de energía, un sistema de comandos de control y una memoria para el almacenamiento de los datos generados durante nuestro vuelo.

2. *Descripción del SEM GAS Carrier System*

Los módulos SEM se transportan en el STS Space Shuttle mediante el contenedor denominado GAS o Get Away Special Canister Assembly. Estos permiten a los científicos y estudiantes realizar experimentos en condiciones orbitales, luego de soportar las condiciones extremas que ocurren durante el lanzamiento. Los componentes básicos y dimensiones del sistema se observan en la figura.



Los GAS son contenedores cilíndricos de 5 pies cúbicos capaces de transportar hasta 200 libras de carga interna y pueden ir alojados en una pared lateral de la bahía de carga del STS o en su estructura denominada across-the-cargo-bay bridge structure.



Los astronautas usan la computadora de la cabina de vuelo para encender y apagar el sistema, la que se conecta al GAS eléctricamente desde la plataforma inferior. La plataforma superior posee dos válvulas de alivio de presión de 15 psi que liberan los gases generados por la batería, el plato inferior posee una válvula de 30 psi y otra de 45 psi para liberar la presión generada dentro del contenedor

Antes de la instalación final se recubren ambas plataformas con unas tapas de aislación térmica y el resto con una manta térmica, que son parte del sistema de control térmico pasivo y que le otorga al GAS el característico color blanco. Así podrá afrontar la temperatura del vuelo espacial que varía entre -20 y 60°C de acuerdo a la actitud de la nave con respecto al sol y la tierra. Finalmente, se lo presuriza con nitrógeno seco a una presión de 17.7 psi.

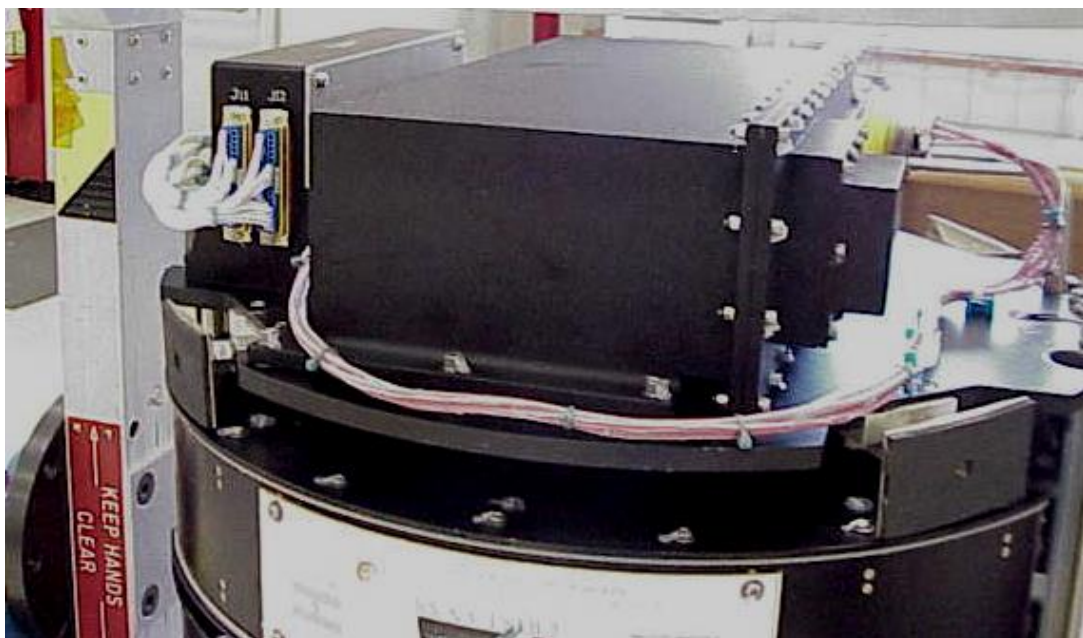


Figura 1 – Plataforma Inferior con sus Sistemas de Aviónica montados

Cada GAS Canister puede transportar hasta 10 módulos SEM, gracias al sistema de estructura soporte fabricado de aluminio e interconectada con tornillos de acero.

El sistema de energía eléctrica está compuesto por la batería, la caja de fusibles, ductos de ventilación de la batería y la válvula de alivio de 15 psi tal como se observa en la siguiente vista explotada.

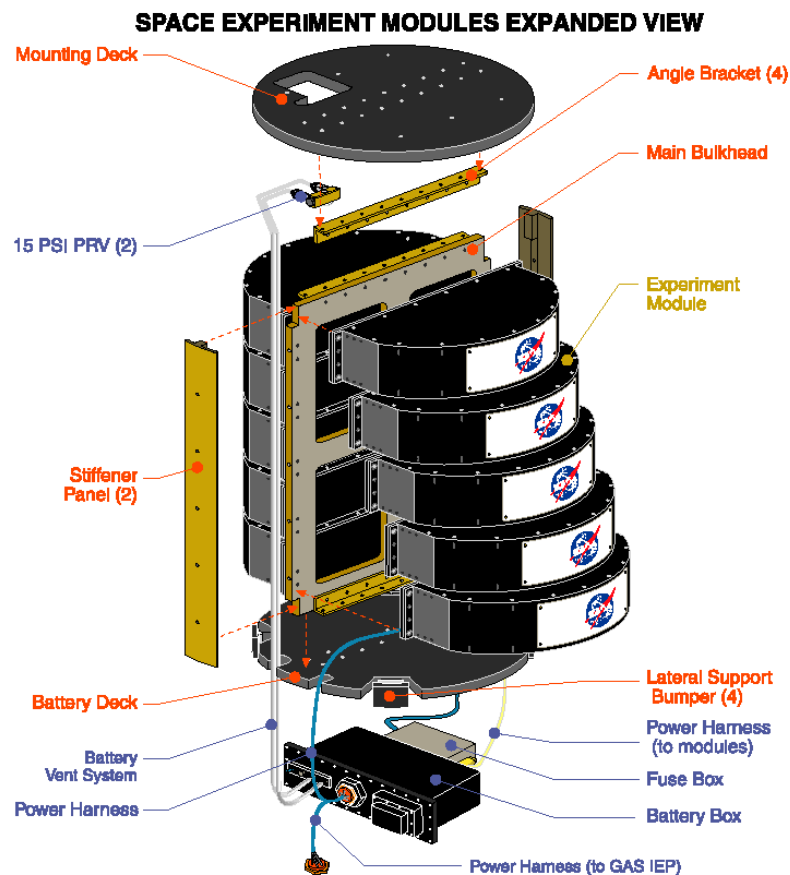


Figura 2 – Detalles de los Módulos SEM

La batería genera 12 volts DC con una corriente de pico máxima de 5 Amp. su caja esta realizada en aluminio maquinado y todo el conjunto pesa aproximadamente 32 libras. También se observan los dos ductos de ventilación de acero inoxidable. La caja de fusibles se ha fabricado mecanizada en aluminio. Esta, conecta la batería con cada una de las interfaces electrónicas de los SEM.



Technical Parameter	Value	Units
Battery Type	Silver-Zinc	N/A
Electrolyte	Potassium Hydroxide	N/A
Number of Cells	8	Each
Typical Cell Voltage	1.5	VDC
Typical Self Life	6	Months
Capacity	100	Amp-Hours
Minimum Output Voltage	9.8	VDC
Typical Output Voltage	12	VDC
Maximum Output Voltage	14.8	VDC
Maximum Output Current	100	Amps
Fused Current	50	Amps
Fuse Type	ME-451-0009 Series	N/A
Battery Connector Type	JT07 Series	N/A

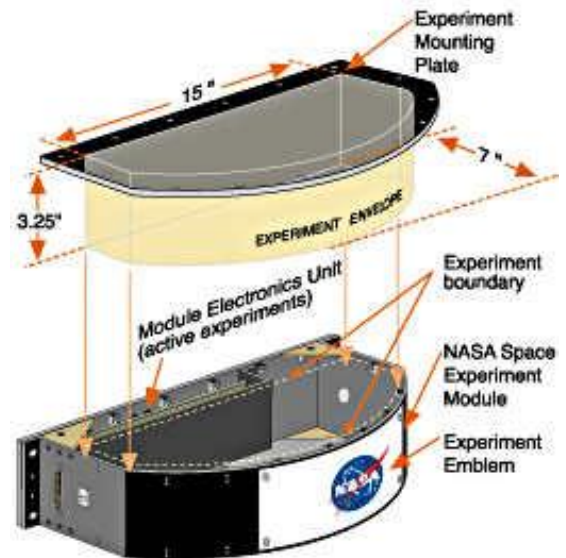
Tabla 1 – Parámetros Técnicos de la Batería

Technical Parameter	Value	Units
Number of Power Buses	2	Each
Circuits Per Buss	5	Each
Fused Current for each Circuit	5	Amps
Fuse Type	ME-451-0009 Series	N/A
Input Connector (J13) Type	JT07 Series	N/A
Output Connectors (J11 & J12) Type	DB-50-S	N/A

Tabla 2 - Parámetros Técnicos de la Caja de Fusibles

3. *Descripción del SEM*

Cada uno de los 10 los contenedores de experimentos espaciales pueden transportar hasta 6 libras (2.7 kg) de carga útil y están montados sobre la cuaderna principal con 4 tornillos de acero. Sus partes estructurales están fabricadas en aluminio y unidas con tornillos de acero, sus medidas máximas son 17" por 10" con una profundidad de 3.5". Además, poseen sellos de silicona y tienen una válvula de alivio de presión. En la figura se puede observar el compartimento de electrónica (MEU) y las medidas que puede ocupar el experimento que transportemos.



El compartimento del experimento nos provee 300 in³ y 550cm² libres para nuestro uso y el de electrónica, donde se aloja el Module Electronics Unit (MEU), el cual es el responsable de proveer la energía, las secuencias pre programadas de operación, adquisición y almacenamiento de datos del experimento. El MEU se conecta a la batería y al computador por medio de la caja de fusibles.

Existen dos tipos de SEM, los activos conectan su electrónica propia al módulo de electrónica (MEU) provisto por NASA. En cambio, los SEM pasivos no utilizan energía eléctrica para su funcionamiento. Ambos tipos deben montarse sobre un mountig plate, provisto por la NASA mediante tornillos y accesorios de fijación que debe ser de calidad aeronáutica/espacial.

4. *Descripción del Module Electronics Unit (MEU).*

Las principales funciones del MEU son las de proveer energía eléctrica y la adquisición de datos del experimento. El MEU contiene un microprocesador de 8 bits a 3.7 MHz. y 256 kb de RAM (MCU) que controla varios transistores interruptores de energía y un convertidor analógico digital con una entrada multiplexada. El MEU se conecta a la computadora con una salida RS-232 de 2400 Baudios de velocidad con un conector DB-25 y con el experimento con un conector DB-37.

Los recursos del MEU se utilizan de acuerdo a una línea de tiempo de funcionamiento del experimento. La línea de tiempo se graba en una EEPROM y cuando horas después de iniciado el vuelo se activan los SEM, esta EEPROM activa señales y recolecta la información que solo puede ser leída después de finalizado el vuelo. Durante la adquisición también se graban cinco parámetros del sistema del MEU.

El conector de señales del experimento es un DB-37 que nos provee de un total de 9 pins de alimentación, tres termistores y seis entradas analógicas que comparten el pins de tierra como retorno, todos disponibles para nuestro uso.

El sistema de adquisición de datos del MEU es capaz de medir datos con ocho frecuencias distintas. Estas frecuencias son programadas por el experimentador en la línea de tiempos con un software.

Rate #	Rate ID	Description	Samples/Hour
0	ZERO	No Sampling	0
1	ONCE	Sample Once	-
2	10MIN	Sample Every 10 Minutes	6
3	5MIN	Sample Every 5 Minutes	12
4	1MIN	Sample Every 1 Minutes	60
5	10SEC	Sample Every 10 Seconds	360
6	5SEC	Sample Every 10 Seconds	720
7	1SEC	Sample Every 10 Seconds	3600
8	0.2SEC	Sample Every 10 Seconds	18000

Tabla 3 - MEU Analog Sampling Rates

Toda la información que se puede obtener del MEU está disponible después que el STS aterriza. Sin embargo, el experimento puede tener electrónica propia para los fines que no cubra el hardware presentado en este punto.



Pin #	Signal Name	Signal Description	Limits
1	+12V PWR 1A (Port 1)	12V Power Output	2.5A maximum
2	+12V PWR 1B (Port1)	12V Power Output	2.5A maximum
3	+12V PWR 2 (Port 2)	12V Power Output	1A maximum
4	+12V PWR 3 (Port 3)	12V Power Output	1A maximum
5	+12V PWR 4 (Port 4)	12V Power Output	1A maximum
6	+12V PWR 5 (Port 5)	12V Power Output	1A maximum
7	+12V PWR 6 (Port 6)	12V Power Output	1A maximum
8	+12V PWR 7 (Port 7)	12V Power Output	1A maximum
9	+12V PWR 8 (Port 8)	12V Power Output	1A maximum
10	+12V PWR 9 (Port 9)	12V Power Output	1A maximum
11	THERM 1	Experiment Thermistor 1	0 to +5 VDC
12	THERM 2	Experiment Thermistor 2	0 to +5 VDC
13	THERM 3	Experiment Thermistor 3	0 to +5 VDC
14	ANALOG 1	Experiment Analog 1	0 to +5 VDC
15	ANALOG 2	Experiment Analog 2	0 to +5 VDC
16	ANALOG 3	Experiment Analog 3	0 to +5 VDC
17	ANALOG 4	Experiment Analog 4	0 to +5 VDC
18	ANALOG 5	Experiment Analog 5	0 to +5 VDC
19	ANALOG 6	Experiment Analog 6	0 to +5 VDC
20	12 RET 1A (Port 1)	Port 1 Power Return	Used with +12V PWR 1A
21	12 RET 1A (Port 1)	Port 1 Power Return	Used with +12V PWR 1B
22	12 RET 2 (Port 2)	Port 2 Power Return	Used with +12V PWR 2
23	12 RET 3 (Port 3)	Port 3 Power Return	Used with +12V PWR 3
24	12 RET 4 (Port 4)	Port 4 Power Return	Used with +12V PWR 4
25	12 RET 5 (Port 5)	Port 5 Power Return	Used with +12V PWR 5
26	12 RET 6 (Port 6)	Port 6 Power Return	Used with +12V PWR 6
27	12 RET 7 (Port 7)	Port 7 Power Return	Used with +12V PWR 7
28	12 RET 8 (Port 8)	Port 8 Power Return	Used with +12V PWR 8
29	12 RET 9 (Port 9)	Port 9 Power Return	Used with +12V PWR 9
30	THERM RET 1	Thermistor 1 Return	Used with THERM 1
31	THERM RET 2	Thermistor 2 Return	Used with THERM 2
32	THERM RET 3	Thermistor 3 Return	Used with THERM 3
33	ANALOG SIG GND	Analog Singal Ground	Used with ANALOG 1 - 6
34	+5V SENSOR PWR	+5V Sensor Power	10 mA maximum
35	SPARE	SPARE	Do not use
36	SPARE	SPARE	Do not use
37	PLATE GND	Plate or Chassis Ground	Single Point Ground

PWR	Power	GND	Ground	SIG
RET	Return	Signal	THERM	Thermistor

Tabla 4 - Conector de Señales del Experimento



IV. Diseño Conceptual del RESUME

1. *Concepción*

Se propuso diseñar de un mecanismo de restricción y liberación (RR) que tuviese un concepto de funcionamiento simple y original, el cual puede considerarse básicamente como un dispositivo que debe retener una pieza hasta que le indique que la libere. Si se busca en la industria, este problema se ha solucionado muchas veces y existe una gran variedad de respuestas, asimismo la naturaleza ha debido lidiar con este requerimiento y también nos ofrece una gran variedad de soluciones. Al analizar estas soluciones tanto la industria como la naturaleza han respondido de la misma manera al elegir el concepto de pinzas como solución más popular.

El concepto de pinzas usualmente se basa en dos o más piezas móviles que sostienen al aproximarse entre sí y sueltan al alejarse. En la industria y la naturaleza existe una gran variedad de ellas, con uno o varios puntos de giro, con piezas rígidas, articuladas y flexibles, etc. Un buen ejemplo son sin duda las manos del ser humano, que forman una excelente pinza gracias a la oposición posición del dedo pulgar.

Por lo tanto, se ha elegido basar nuestro mecanismo en esta idea, con la que se puede buscar una solución tecnológica de bajo costo adaptando algún mecanismo calificado por el uso industrial, al que con modificaciones de diseño y ensayos se buscará certificar para su uso en sistemas espaciales.

Otra característica que debe cumplir un RR es la de que la liberación se realice con un comando eléctrico o electrónico y como una vez desplegado el elemento (Ej. Paneles solares) su misión ha terminado, no es necesario que exista un comando de retracción. Por ello, una forma de lograr la liberación de manera segura es destruyendo el elemento sujetador como en los sistemas pirotécnicos.

Así pues, se puede aprovechar directamente la corriente del comando eléctrico para crear una fuente de calor y con ella destruir un elemento sujetador.

Resumiendo, la configuración general de nuestro RR se basará en restringir con un mecanismo de pinzas adaptado, el que, con un comando electrónico creará una fuente de calor, que destruirá un elemento sujetador, produciendo la liberación o suelta del elemento sujetado.

Como puede deducirse, las propiedades de los elementos constituyentes de este sistema están en algunos casos relacionadas intrínsecamente por lo tanto se requiere que se realicen estudios en conjunto. Consecuentemente, se deberán diseñar los siguientes elementos:

- *Sistema Mecánico General*
- *Fuente de Calor*
- *Sujetador*
- *Unidad de Electrónica*

2. *Sistema Mecánico General*

El sistema de retención propuesto está basado en el concepto de pinzas, el mecanismo está formado por dos mordazas, una inferior y otra superior, de reacciones internas equilibradas.

Cada mordaza posee una articulación propia y están separadas por un resorte. La traba inferior posee en el extremo derecho una articulación para el gatillo. La mordaza superior tiene en el extremo derecho una rueda para facilitar la apertura. Ambas tienen en su extremo izquierdo una forma que permite una restricción efectiva.

El gatillo retiene la mordaza superior tanto por encima como por debajo, apoyándose en la rueda. Por sus características generales de volumen, peso y simplicidad tecnológica el sistema es apto para nuestro uso.

A continuación, se observa un esquema del mecanismo adoptado, destacando los elementos nombrados, en la posición cerrado.

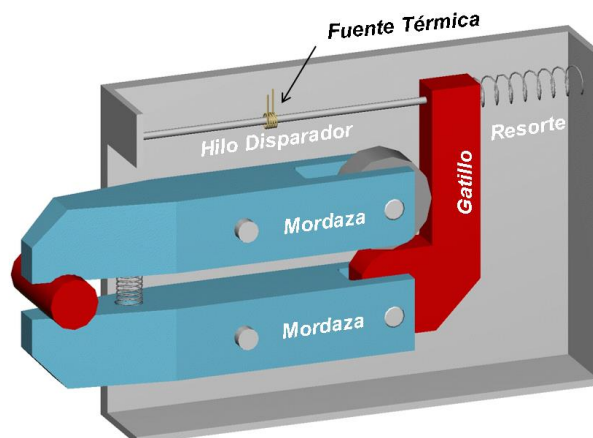


Figura 1 – Configuración Retenida

En posición la de retención dibujada, la fuerza del resorte se transmite por las mordazas y es contenida por el gatillo, aquí el sistema se encuentra estable, y todas las reacciones son internas.

Para la apertura se gira el gatillo sobre su articulación, hacia la derecha, este se apoya en la rueda por lo que el movimiento es suave y continuo, hasta que libera la mordaza superior. En este punto el movimiento es irreversible y la acción del resorte separa las mordazas rápidamente provocando la liberación del elemento retenido.

Por lo tanto, si se mantiene fijo el gatillo no es factible liberar el elemento retenido, por ello se coloca una pieza que lo sujete desde la izquierda, el cual se encuentra indicado como hilo disparador. A su vez se puede instalar un resorte de tracción desde el gatillo hacia la derecha, para que cortando este hilo se ejerza una fuerza que venza la resistencia del mecanismo y lo abra. De este modo, agregando la fuente térmica sobre el hilo disparador queda definido el RR.

3. *Funcionamiento*

El funcionamiento resulta entonces muy sencillo, al conectar la fuente térmica mediante un comando eléctrico, se comenzará a generar calor destruyendo el hilo disparador, el resorte entonces actuará y disparará el mecanismo provocando la liberación del elemento retenido.

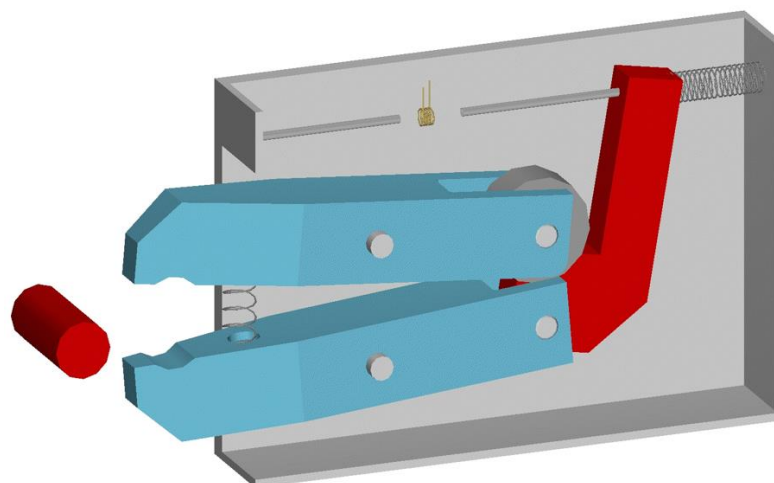


Figura 2 – Configuración Liberada

4. Diseño de la Fuente de Calor o Heating Element

4.1 Introducción

El comando de apertura del mecanismo debe ser dado eléctricamente, esto es una ventaja en nuestro caso donde se busca aprovechar el efecto térmico que provoca la corriente de un circuito al pasar por una resistencia de acuerdo a la ley de Joule. De este modo se creará una fuente de calor con la que se podrá destruir el hilo disparador. Los elementos con funciones similares, en mecanismos aeroespaciales son denominados Heating Element (HE), modo en que lo llamaremos así de aquí en más.

Cuando un conductor a temperatura ambiente, es recorrido por una corriente eléctrica, su temperatura aumenta, como esta diferirá de la del medio en el cual se encuentra, comenzará a ceder calor a dicho medio. Como el conductor puede modelarse como una resistencia la cantidad de calor cedida al medio será proporcional a la potencia eléctrica y al tiempo transcurrido.

Si la potencia eléctrica se mantiene constante después de un tiempo, el conductor alcanzara una temperatura de régimen, en la cual el calor se genera con la misma velocidad con que se lo cede al medio. Como la temperatura de régimen puede ser elevada, llegando a los cientos de grados centígrados, no todos los conductores eléctricos son capaces de soportarla y algunos se destruyen al poco tiempo.

Sin embargo, existen materiales que permiten aprovechar esta propiedad y son ampliamente utilizados como calentadores eléctricos industriales.

4.2 Requerimientos

La industria ha desarrollado una variedad de aleaciones aptas para usar como resistencias eléctricas de calefacción. De los formatos comerciales disponibles (alambres, espirales, planchuelas, chapas, etc.) consideramos que el alambre, por la libertad de diseño, es el que mejor se adapta para nuestro trabajo, de modo que se requerirá que la aleación esté disponible en este formato. Las principales propiedades que deben poseer y que nuestro experimento requiere son:

❖ Propiedades como Fuente Térmica

- Alto punto de fusión
- Alta resistividad eléctrica
- Relación entre la corriente y la temperatura modelizable
- Resistencia estable con el tiempo a elevadas temperaturas
- Buena resistencia a la oxidación a altas temperaturas

❖ Propiedades Mecánicas por las condiciones del lanzamiento y de manejo

- Buena resistencia mecánica
- Ductilidad
- Durabilidad Aceptable (1)
(1) *Aceptable Durability*, es usado para indicar que la pieza es suficientemente resistente a las condiciones de transporte y al manejo manual que con ella deba hacerse.

❖ Propiedades Térmicas por el entorno espacial

- Resistencia al shock térmico

❖ Propiedades por características del proyecto

- Bajo Costo
- Disponible en formato de alambre

❖ Propiedades de Safety (2)

- Cero Toxicidad
- No inflamable

(2) Todas aquellas acciones que se llevan a cabo para evitar el daño a personas

4.3 Material Seleccionado

Se ha seleccionado una aleación que contiene principalmente níquel (aprox. 80 %) y cromo (aprox. 20 %) con pequeñas porciones de hierro, carbón y silicio (aprox. 1.5 %). Como se observa, los porcentajes de la composición química solo están disponibles de manera muy aproximada puesto que es un producto comercial patentado.

El cromo le provee al material resistencia a la oxidación y a la carburización a temperaturas que exceden los 760 ° C formando una superficie oxidada que actúa como pasivante, por otra parte, el níquel provee una buena retención de la superficie protectora, especialmente durante exposición a ciclos de alta temperatura, además, mejora la resistencia a la fatiga térmica y mantiene al material dúctil. En algunas atmósferas este material es susceptible a la oxidación interna, que se ve reducida con el agregado de hierro en la composición.

Este material cumple todos los requerimientos establecidos anteriormente, además, está diseñado específicamente para su uso como calentador eléctrico industrial permitiendo temperaturas de régimen superiores a los 1100 ° C. El fabricante cumple con normas de calidad total internacionales y por ello el producto es utilizado en aparatos y máquinas de ensayos en laboratorios.

Es importante destacar que del formato tipo alambre que requerimos se disponen de más de 60 diámetros distintos (desde 0.08 mm hasta 6.50 mm), esto posibilitará realizar una pequeña resistencia eléctrica, de la cual podremos especificar tanto el diámetro del alambre como el número de espiras y el diámetro externo de las espiras. Con el uso de estas variables se pueden manejar los parámetros del sistema como la corriente del circuito, la temperatura de régimen y la resistencia óhmica de la resistencia eléctrica calentadora, esto permitirá una elección optima de las características deseadas cuando se estudien más adelante las compatibilidades.

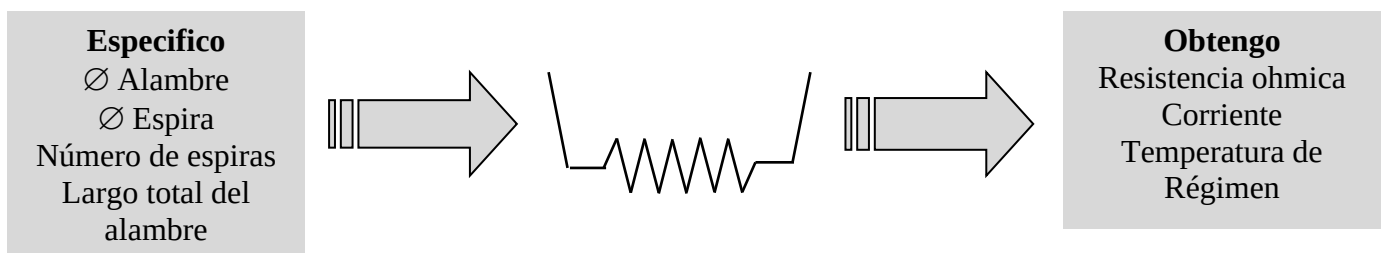


Figura 3 – Entradas y Salidas para el Diseño del HE

4.4 *Tabla de Valores del Material*

El fabricante provee información experimental de su material en forma de tablas en estas se puede entrar con el diámetro del alambre y la temperatura de régimen deseada, con ellos se puede obtener el amperaje necesario. Se reproducen a continuación, una pequeña parte de estas tablas que caracterizan el material y son de interés para ser usados en el Heating Element.

		Temperatura de Régimen [°C]							
		200° C	400° C	600° C	700° C	800° C	900° C	1000° C	1100° C
Diámetro [mm]	0,10	0,17	0,35	0,53	0,64	0,74	0,85	0,94	1,04
	0,15	0,28	0,57	0,87	1,04	1,21	1,36	1,56	1,72
	0,20	0,41	0,83	1,25	1,50	1,74	1,99	2,23	2,49
	0,30	0,72	1,48	2,23	2,59	3,11	3,57	4,00	4,45
	0,40	1,06	2,15	3,30	3,81	4,61	5,30	5,97	6,68
	0,50	1,42	2,87	4,42	5,18	6,18	7,15	8,10	9,10

Tabla 1 – Corrientes [Amp] para el Diseño del HE

Como el fabricante no proporciona curvas de comportamiento, utilizaremos los valores de sus tablas para construir las curvas características del material. Si bien esta es una aleación comercial específica, el comportamiento de aleaciones similares de Níquel y Cromo ha sido estudiado para este tipo de aplicaciones y las curvas también son similares. En el eje de abscisas se coloca el diámetro del alambre, en el eje ordenadas la corriente y utilizaremos como parámetro la temperatura.

En la página siguiente se presenta el gráfico que se utiliza más adelante en el estudio de la compatibilidad de componentes.

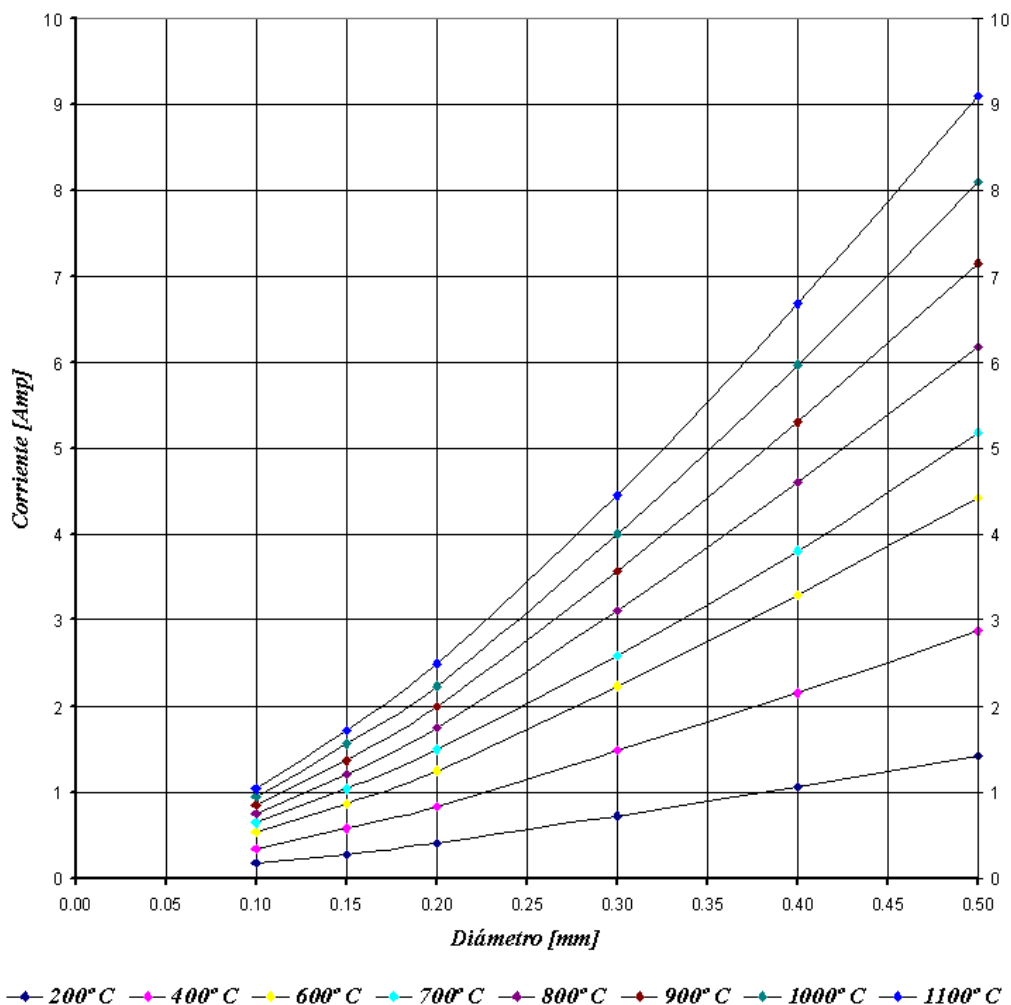


Figura 4 – Curvas Características para el Diseño del HE

5. Diseño del Hilo Disparador o Melting Wire

5.1 Introducción

Hemos llamado inicialmente Hilo Disparador a la pieza que, tendrá por función sostener al gatillo del mecanismo fijo, cuando el RR este reteniendo el elemento a ser desplegado y que deberá ser destruido al activarse el HE provocando la liberación.

En la actualidad es habitual ver polímeros utilizados ampliamente como materiales de ingeniería en muy variadas funciones, tanto como piezas de forma y decorativas o en piezas resistentes. En nuestro caso, por las condiciones que deberá afrontar el sujetador se hace evidente que los materiales poliméricos son una elección válida.

Al haberse establecido el sistema mecánico y el HE se puede definir su forma. El Hilo Disparador deberá soportar principalmente la carga de tracción del resorte, las condiciones del lanzamiento, las de transporte y almacenaje, etc. Como la poliamida elegida se encuentra disponible comercialmente en una muy amplia variedad en forma de fibras e hilos, en este formato posee mejores propiedades y de allí su extensa utilización en la industria.

5.2 Requerimientos

El material deberá cumplimentar las siguientes características:

❖ **Propiedades Mecánicas** por las condiciones del lanzamiento y de manejo

- Alta resistencia a la tracción
- Curva tracción/deformación conocida
- Dúctil (no frágil)
- Envejecimiento Bajo

❖ **Propiedades Térmicas**

- Temperatura de fusión media (punto de reblandecimiento)
- Temperatura de uso prolongado aceptable
- Punto de Fragilidad bajo

❖ **Propiedades de Safety**

- No tóxico
- No inflamable

❖ **Propiedades por características del proyecto**

- Bajo Costo

5.3 Material Seleccionado

Se ha seleccionado como material, una variante de la poliamida, conocida por el nombre comercial de nylon 66, porque si bien existen otros con mejores propiedades mecánicas o térmicas por separado, al realizar la evaluación se encuentra que la poliamida es la que mejor promedia al evaluar simultáneamente todos los requerimientos.

Existen polímeros que poseen elevadas propiedades mecánicas, pero sus puntos de fusión son demasiado altos como para ser aprovechados prácticamente en nuestro RR. Otros poseen temperaturas de fusión medias y altas, pero no tienen las propiedades mecánicas necesarias por la forma de su curva tracción/deformación o son frágiles.

Además, cabe destacar que de los materiales finalistas en la optimización la poliamida tiene una elevada resistencia a la tracción en especial cuando se ha producido para ser utilizada en forma de fibras y la ventaja de que su curva de tracción/deformación es similar a la de los aceros con una marcada tensión de fluencia que sirve para conocer fehacientemente su periodo elástico. Sus buenas características elásticas se ven representadas en la tabla y en el gráfico siguiente.

Alargamiento [%]	Recuperación [%]
2	100
4	100
8	100
16	91

Tabla 2 – Recuperación vs. Alargamiento del Nylon 66

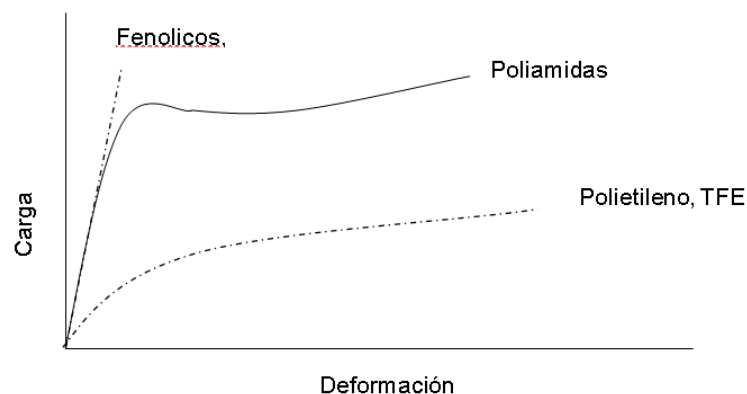


Figura 5 – Curvas Carga vs. Deformación

Las propiedades térmicas de la poliamida elegida a elevadas temperaturas son las adecuadas para nuestro uso, puesto que no es posible conseguir un material que tenga un punto de fusión bajo y alta temperatura de uso prolongado al mismo tiempo. Sus valores numéricos son:

Temperatura de fusión 265°C

Temperatura de uso prolongado 93°C

Por lo general los plásticos aumentan su resistencia con la disminución de la temperatura, en muchos casos también se vuelven frágiles resultando en una pérdida de elasticidad. Este aumento de la fragilidad se observa en el cambio de la forma de la curva tracción/deformación del material a distintas temperaturas.

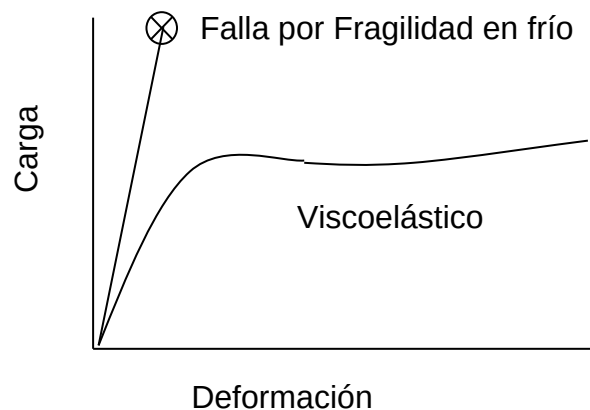


Figura 6 - Variación de la Resistencia a Tracción con la Temperatura

El comportamiento a bajas temperaturas se evalúa con una prueba de impacto normalizada de donde surge el punto de fragilidad en frío, a partir del cual los materiales exhiben una repentina caída de resistencia.

La temperatura de fragilidad de la poliamida es de -80°C , y se comporta de acuerdo al siguiente gráfico fuera de escala:

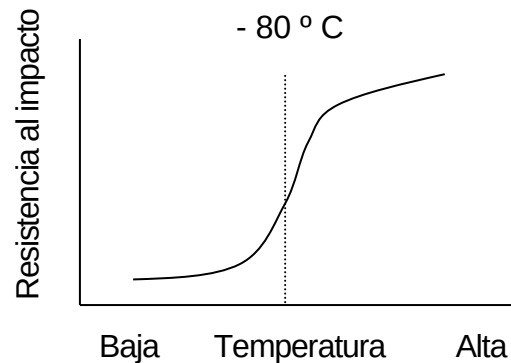


Figura 6 - Punto de Fragilidad

El Nylon 66 también es elegible por ser no tóxico y no inflamable a la temperatura de fusión. Otra ventaja adicional es que por la geometría del mecanismo se podrá restringir al gatillo con un método sencillo, la poliamida elegida se encuentra disponible comercialmente en una muy amplia variedad en forma de fibras e hilos, en este formato posee mejores propiedades y de allí su extensa utilización en la industria.

De este modo la pieza no deberá producirse (inyección u otro proceso) lo hubiera implicado mayores costos de producción y la sujeción se logrará simplemente enhebrando las partes con un producto industrial de calidad reconocida.

De aquí en más, se designará con el nombre de Melting Wire, ME, a esta pieza que sujeta al gatillo, este nombre surge tanto de su forma como de la función que deberá cumplir en el RR.

5.4 Tabla de Valores del Material

Se ha seleccionado la poliamida como material para el MW. De las numerosas fibras comercialmente disponibles hechas en este material utilizaremos unas que poseen todas las características anteriores y están fabricadas de acuerdo a normas de calidad internacionales. Además, son producidas en una amplia variedad de diámetros y tienen un costo de adquisición extremadamente bajo. Reproduciremos a continuación una tabla de hilos de sección circular con diámetros y cargas de rotura por tracción aptos para su uso en el Proyecto RESUME.

Diámetro	Carga de Rotura por tracción
[mm]	[Kg]
0.118	1.50
0.148	1.80
0.165	2.6
0.185	3.00
0.205	4.00
0.235	4.80
0.260	5.80
0.285	6.50
0.330	8.00
0.370	10.00

Tabla 3 – Hilos de Poliamida Comerciales

Otras propiedades de menor importancia de estos hilos comerciales es que son estables a los rayos ultra violeta y que se les realiza un proceso durante la fabricación que forma un recubrimiento anti desgaste, anti fricción y que mejora su estabilidad frente a la humedad.

6. Configuración Eléctrica

El experimento debe ser activado eléctricamente, para ello se ha diseñado una placa que funcionará de Interfase entre el RESUME y el módulo de electrónica o MEU. Además, utilizaremos las capacidades de comando y almacenamiento de datos del MEU.

El circuito eléctrico de la Interfase RESUME-MEU es muy simple, pero cumple perfectamente con nuestras necesidades con una alta confiabilidad. Esta formado con 3 resistencias, 2 de 3.9 ohm y una de 100 ohm, conectadas con el Heating Element de acuerdo al esquema mostrado en este punto.

La energía eléctrica es suministrada por el Power Output 1 A de + 12 Volts, este puede suministrar como máximo 2.5 Amp.

Para conocer el funcionamiento del circuito durante la activación se utilizará el resistor A conectado a una entrada analógica del MEU. La entrada analógica Analog 1 es capaz de medir un voltaje de 0 a + 5 Volts.

El resistor B se coloca en paralelo con el HE para que en el improbable caso de que se corte el HE limite la corriente del circuito y así cumplir con el voltaje máximo permitido de la señal analógica.

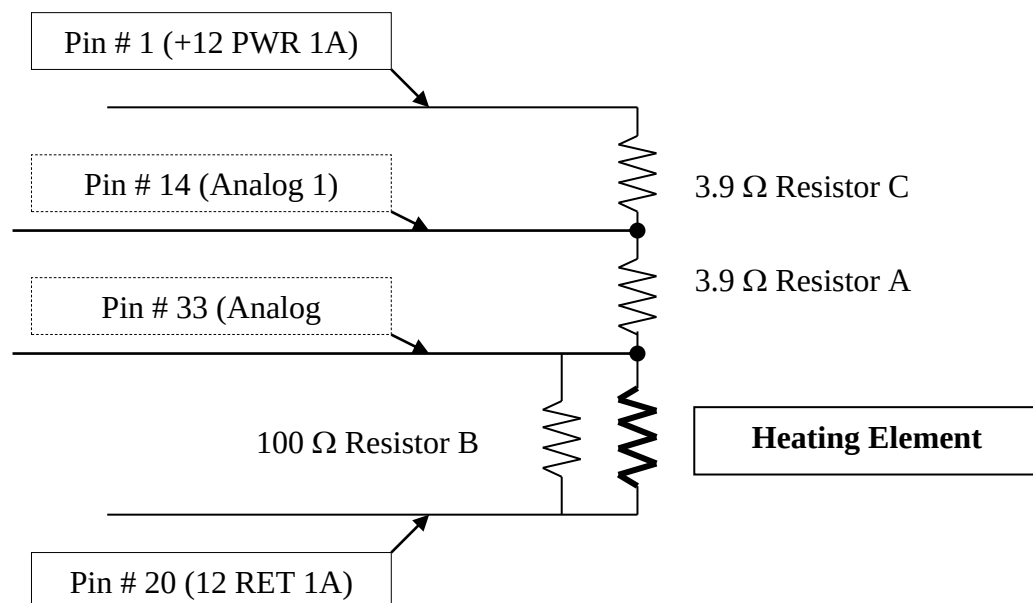


Figura 7 – Interfaz Eléctrica RESUME-MEU

La interfase no grabará datos del vuelo, toda la información que se almacene electrónicamente se hará a través del MEU. Además de la señal analógica 1 haremos uso de los tres termistores disponibles, para conocer las condiciones ambientales a partir de que se active el experimento. Estos se fijarán con un adhesivo al RESUME en posiciones detalladas más adelante. El MEU también registrará cuatro señales análogas propias de su funcionamiento.

Una vez activados los SEM la energía eléctrica encenderá el MEU, este funcionará conforme a una línea de tiempo pregrabada (Timeline) activando el puerto de energía y realizando las mediciones de las señales detalladas siguiendo frecuencias de medición que especifiquemos. La línea de tiempo ha sido diseñada por el GTA y es informada a la NASA utilizando un software específico. En la tabla siguiente se presenta un resumen de las señales utilizadas.

Pin #	Descripción	Propósito de Uso
1	Power Output 1 A +12V	Alimentación eléctrica
20	Power Return 1 A	Retorno Anterior
14	Experimenter Analog 1	Control de alimentación de la Interfase
33	Analog Signal Ground	Retorno Anterior
11	Thermistor 1	Medir Condiciones ambientales
30	Thermistor 1 Return	Retorno Anterior
12	Thermistor 2	Medir Condiciones ambientales
31	Thermistor 2 Return	Retorno Anterior
13	Thermistor 3	Medir Condiciones ambientales
32	Thermistor 3 Return	Retorno Anterior
N/A	Experiment Current	Consumo de corriente total de este SEM
N/A	SEM Battery Power Monitor (+12V)	Control de la batería de todos los SEM
N/A	MEU Power Supply (+5V)	Control de alimentación del MEU
N/A	MEU Thermistor	Medir Temperatura del MEU

Tabla 4 - Resumen de Señales Utilizadas

Estas señales se conectan al MEU por medio de un conector de calidad aeroespacial tipo DB-37 conforme al siguiente pin out establecido por NASA

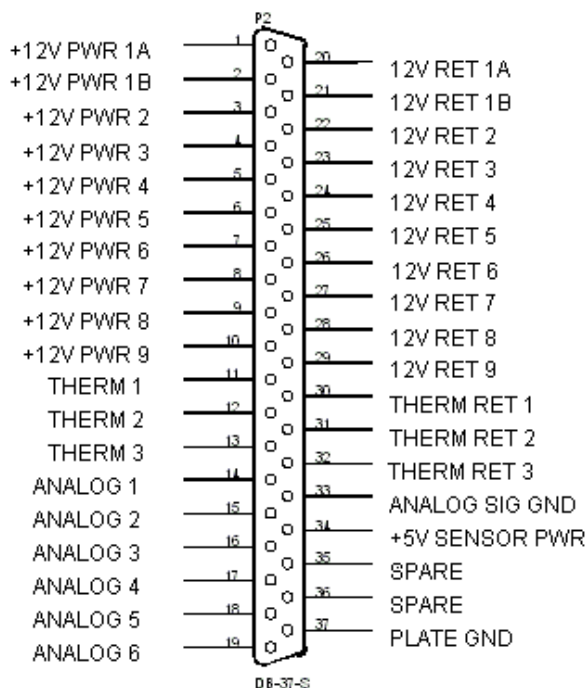


Figura 8 – Pinout de Interfaz Eléctrica RESUME-MEU

7. Estudio de Requerimientos y Compatibilidades

7.1 Requerimientos

Se ha desarrollado de modo sintético el mecanismo RR, el Heating Elemento HE, el Melting Wire o MW y la electrónica de activación que produce la señal eléctrica para disparar el mecanismo. En este punto se consideran una serie de parámetros de diferente naturaleza al mismo tiempo. Por ejemplo, para definir la señal que activa el HE debemos conocer las características constructivas del mismo y del MW que debemos destruir, si bien con el mecanismo se podría diseñar el MW y así hallar la señal, se deben tomar en cuenta las limitaciones eléctricas del SEM y las señales de activación y control que este tiene.

Es decir que se debe buscar una solución de compromiso donde se tengan en cuenta todos los factores intervinientes al mismo tiempo, así, las partes deberán compatibilizar sus requerimientos para lograr un diseño optimo. Los primeros requerimientos a tener en cuenta están originados por:

- Las características del módulo de experimentos o SEM
- Las especificaciones técnicas del módulo de electrónica o MEU
- Funcionalidad del Melting Wire y del Heating Element
- Necesidades de diseño de la interfase RESUME-SEM

Sin embargo, todos estos factores están sujetos primero, al interés definitivo de la experiencia, sin perjuicio de que todo lo que hagamos debe cumplimentar las especificaciones de seguridad de NASA, desde luego estos requerimientos son mandatorio y consecuentemente sobresalen por encima de los demás.

- NASA Safety Requirements
- Requerimientos del RR como Producto

Cada uno de los ítems anteriores tiene a su vez puntos que debemos cumplir puesto que son factores de peso a considerar en el diseño. Para ello volcaremos toda esta información en un gráfico que será una herramienta de diseño para compatibilizar distintas necesidades y requerimientos tanto en las etapas preliminares como en las definitivas del proyecto. Este esquema de requerimientos figura en la próxima página.

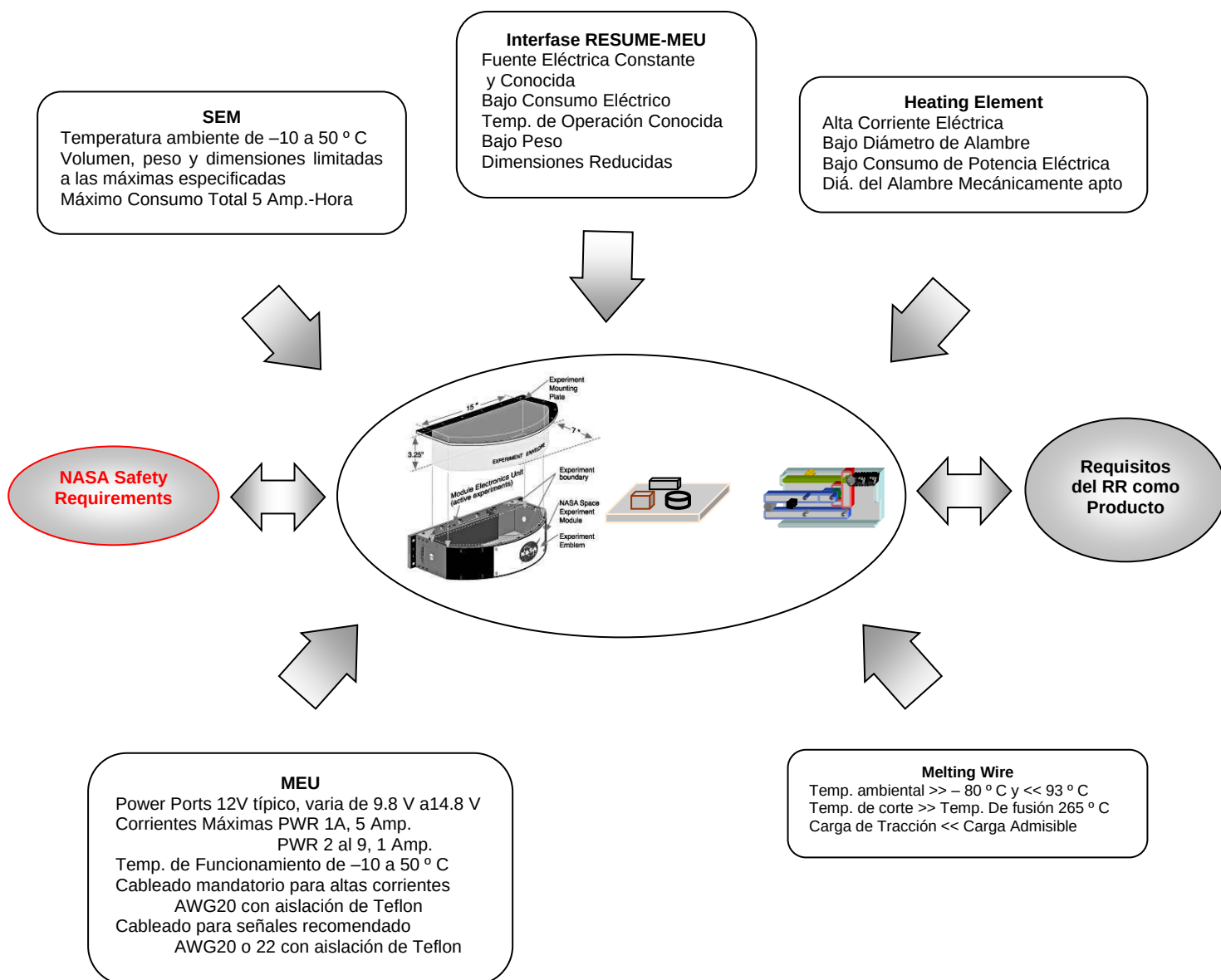


Figura 9 – Esquema de Requerimientos

7.2 Estudio de Compatibilidades

El primer elemento a considerar desde el punto de vista de Safety es el calor generado por el HE. Elevados tiempos de calentamiento producirán disipación de calor en las zonas adyacentes, por otra parte, en una aplicación real el RR podría estar rodeado de equipos que no admitan este intercambio de calor. Además, cuanto menor sea el tiempo, menor será el consumo y mejores las prestaciones del RR como producto.

Consecuentemente especificamos que el calor debe ser el necesario para destruir al MW con seguridad, pero el tiempo de accionamiento debe ser tal que no afecte las zonas adyacentes.

Otro punto, es que la temperatura ambiente del SEM varía con la actitud del Shuttle y para evitar que el RR se active por sí solo, esta debe ser compatible con la temperatura ambiental requerida por el MW tal como se ve en la tabla:

	Mínima	Máxima
Temperatura Ambiente del SEM	- 10	50
Requerimientos del MW	-80	93
Factor de Seguridad Obtenido	70°C	43°C

Tabla 5 – Requerimientos Térmicos

El MW debe poder soportar la carga de tracción del resorte y las condiciones del lanzamiento con margen. Como el mecanismo se activa al apenas empujarlo en la dirección correcta el resorte podrá tener una constante muy chica, por ello cualquiera de los hilos de poliamida antes tabulados servirá para nuestro propósito.

Por lo tanto, se especifica inicialmente, de manera conservativa que se usará el hilo mayor de 0.370 mm de diámetro y de 10.00 Kg de carga de rotura.

El HE deberá ser capaz de cortar al MW rápidamente, para ello su temperatura de régimen y consecuentemente la corriente deben ser las mayores posibles. Contrariamente, se busca bajo consumo de potencia eléctrica y la señal Analog 1 no permite una entrada mayor a los + 5 V. Es decir que se debe buscar una solución de compromiso para satisfacer las variables involucradas.

Entonces utilizaremos como criterio que de los 2.5 amperes disponibles en el Power Port 1 A se utilizará como máximo de 1.5 Amp.

Si recordamos la forma de las curvas características del material del HE podemos interpretar la información reunida hasta ahora gráficamente. Es decir, que el valor anterior de 1.5 Amp, se puede pensar en las curvas características del HE como una recta limite horizontal que nos deja trabajar solo por debajo. Asimismo, si también se piensa en el límite térmico de 265 ° C como una curva, queda establecida un área de trabajo dentro de la cual estarán nuestros resultados. Por último, cada diámetro de alambre tiene especificado por el fabricante una temperatura de régimen máxima admisible que no debemos superar. Entonces el diámetro del alambre de HE que seleccionemos, deberá estar entonces desde un punto de vista teórico, en el área limitada por las tres curvas azules que se muestran en el próximo gráfico.

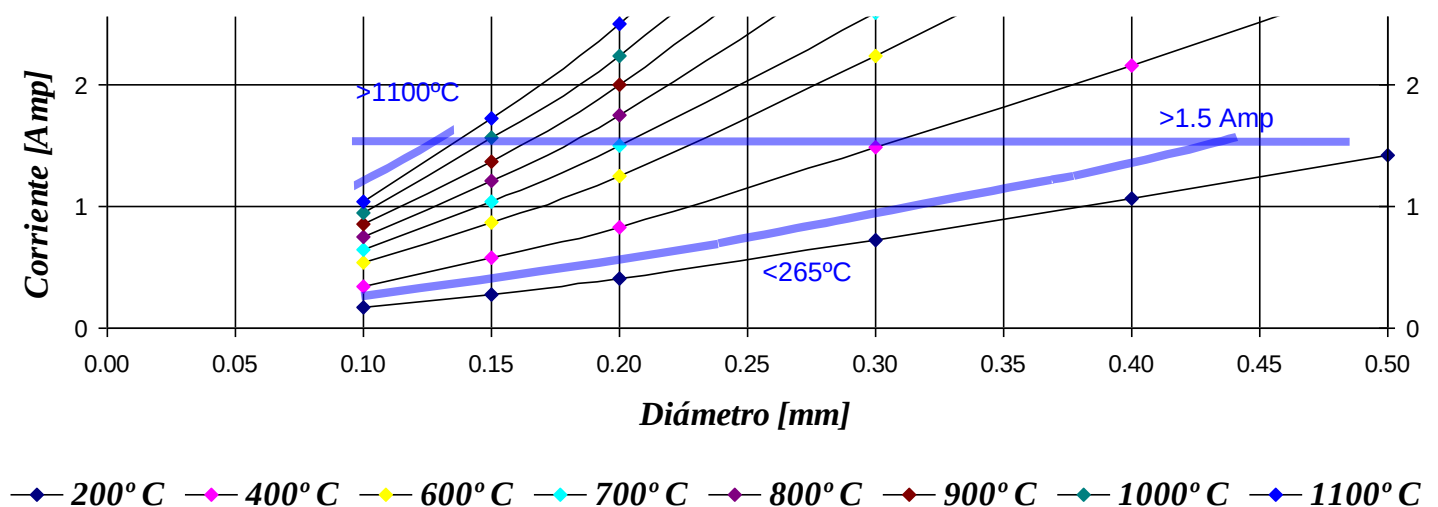


Figura 10 – Área de Soluciones Factibles

7.3 Evaluación Teórica del HE

Con estos datos estamos en condiciones de calcular teóricamente las temperaturas de régimen de los distintos diámetros. De acuerdo a los pasos anteriores nos limitaremos a diámetros de HE que son aproximadamente capaces de lograr una temperatura mayor a los 265 ° C requeridos por el MW con menos de 1.5 Amp.

Para ello usando el circuito de la interfase RESUME-MEU, más las especificaciones técnicas del fabricante y yendo a las curvas características del material obtenemos las siguientes tablas comparativas.

Diámetro del HE	Diámetro del HE	Resistencia de Tabla	Longitud propuesta de HE	Resistencia equiv. del circuito	Corriente Total
Mm	m	Ohms/m	m	Ohms	Amp
0.15	0.00015	62.6	0.05	10.84	1.11
0.20	0.0002	35.3	0.05	9.53	1.26
0.30	0.0003	15.7	0.05	8.58	1.40
0.40	0.0004	8.83	0.05	8.24	1.46
0.50	0.0005	5.85	0.05	8.09	1.48

Diámetro del HE	Corriente Total	Corriente sobre el HE	Potencia Consumida	Temperatura estimada
mm	Amp	Amp	Watt	°C
0.15	1.11	1.07	13.29	700
0.20	1.26	1.24	15.10	600
0.30	1.40	1.39	16.79	380
0.40	1.46	1.45	17.48	300
0.50	1.48	1.48	17.80	210

Tablas 6 y 7 – Factores para Seleccionar el MW adecuado

De la tabla anterior se desprende que para los diámetros calculados no se excede el límite de corriente total establecido de 1.5 Amp. Además, la temperatura de régimen de HE no alcanzaría a la deseada si el diámetro del alambre fuera mayor que 0,40 mm.

Otra característica es que aproximadamente el 99 % de la corriente pasa por el HE porque tiene una resistencia mucho más baja que el resistor B de 100 ohm, esta característica se mantiene para los valores vistos por más que la resistencia del HE aumenta con la disminución del diámetro. Asimismo, si el alambre fuese menor a 0.15 mm de diámetro no sería mecánicamente apto pues podría cortarse fácilmente durante la instalación y también dificultaría las inspecciones visuales requeridas por razones de Safety.

7.4 Ensayos de Selección

Es necesario verificar mediante ensayos los resultados teóricos obtenidos hasta ahora y con ellos seleccionar parámetros que todavía no definimos como el diámetro definitivo del HE, su configuración geométrica y el diámetro final del MW.

Dentro de las variables que mediremos están la temperatura ambiente, la corriente total de la interfase RESUME-MEU y el tiempo de corte del hilo de poliamida

7.5 Selección del Diámetro del HE

Se conecto el circuito llamado interfase RESUME-MEU a una fuente de alimentación de corriente continua de + 12 V junto con el HE respetando la distribución elegida en la configuración eléctrica.

El hilo de poliamida de 0.37 mm de diámetro se colocó pendiendo en forma vertical desde un punto de soporte sin que actúe ninguna carga significativa sobre él. En todos los ensayos se usó el mismo largo de alambre, la misma cantidad de espiras y la misma geometría para el HE de manera de que las variables sean los demás valores.

Para medir la corriente eléctrica se colocó un amperímetro calibrado entre la fuente y la interfase. En el ambiente del ensayo, cerca de la experiencia se midió la temperatura. Para la medición del tiempo se utilizó un cronometro digital. También se midió el valor del paralelo entre resistencia de 100 Ohms y el alambre del HE, ya que esta operación resultaba más sencilla de realizar que la medición del HE en sí, esto se debe a que la resistencia del HE la determina su largo y este no se define hasta no terminar de montarlo fehacientemente.

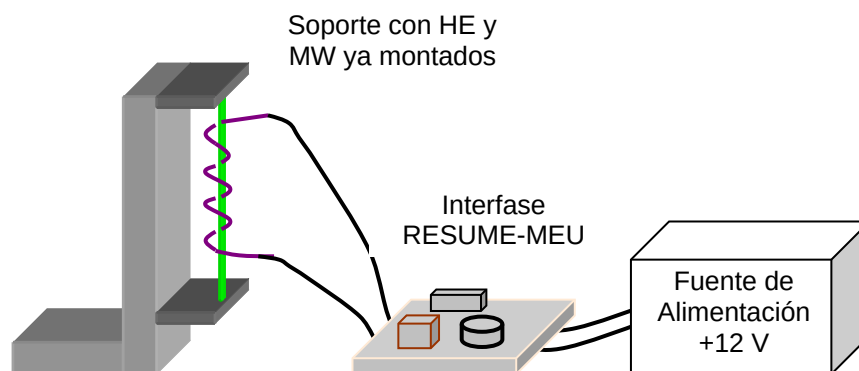


Figura 11 – Configuración de Ensayos del HE

Se ensayaron alambres de 0.15, 0.20, 0.30, 0.40 y 0.50 mm de diámetro. Sin embargo, en la tabla siguiente faltan los valores de los alambres de 0.40 y 0.50 mm de diámetro que también se ensayaron. Esta decisión se debe a que en el caso del de 0.40 mm el tiempo de corte era excesivamente largo, comparado con los pocos segundos de los demás. Razón por la que se fueron descartados.

En cambio, el alambre de 0.50 mm no era capaz de cortar el alambre por más tiempo que se lo deje, este resultado, de una temperatura de régimen demasiado baja, coincide con el obtenido en el estudio teórico. Los valores de los diámetros elegibles para trabajar como HE figuran en la tabla siguiente.

Diámetro del alambre	Corriente Total	Temperatura ambiente	Tiempos Medidos					Promedio de tiempos
mm	Amp	° C	Segundos					Segundos
0.15	0.88	25	1.1	1.3	1.3	1.2	1.3	1.24
0.20	1.00	25	1.8	2	1.9	2	1.8	1.9
0.30	1.15	20	6.5	6.4	6.7	6.4	6.5	6.5

Tabla 8 – Resultado de los Ensayos del HE

Utilizaremos los valores de las corrientes totales y de las resistencias en paralelo medidas, para calcular la resistencia y luego la corriente que circuló por los HE. A partir de aquí usaremos la corriente para estimar la temperatura que alcanzaron los HE entrando en las curvas características del material. Los resultados del proceso figuran en la tabla siguiente.



Diámetro del Alambre	Promedio de Resistencia Medida en el Paralelo	Corriente Total medida	Resistencia Calculada del HE	Corriente Calculada sobre el HE	Temperatura Estimada
Mm	Ohms	Amp	Ohms	Amp	° C
0.15	5.05	0.88	5.32	0.84	600
0.2	2.9	1	2.99	0.97	480
0.3	1.45	1.15	1.47	1.13	300

Tabla 9 – Resultado de los Ensayos del HE

Se observa que los valores de las corrientes medidas y de las temperaturas estimadas son menores que las establecidas en el estudio teórico. Atribuimos esta variación principalmente a que el valor de las resistencias tanto del HE como la de los resistores son ligeramente mayores que las nominales.

Otra característica importante de la muestra, es la poca dispersión de los valores obtenidos, tanto para los tiempos como para la resistencia en paralelo.

Desde el punto de vista del Safety cabe destacar que se comprobó que los alrededores del HE prácticamente no sufren cambios de temperatura, esto se debe a que los tiempos obtenidos son realmente cortos y a que el HE ocupa un volumen muy concentrado.

Concluimos que los valores medidos y estimados son confiables para realizar una selección definitiva del HE.

Por lo tanto, vemos que los tres diámetros cortan al MW dentro de los límites establecidos, sin embargo, el tiempo promedio de corte del de 0.30 mm es significativamente superior a los otros dos. Si comparamos el tiempo promedio de 1.24 seg. del de 0.15 mm con los 1.9 seg. del de 0.20 mm la diferencia no parece tan importante si consideramos que el primero está a 120 ° C más.

Un tiempo de corte menor, sumado a una menor corriente le da al alambre de 0.15 mm una ventaja por un menor en el consumo de watts-hora.

Las temperaturas de corte aproximadas con los ensayos son aceptables, la del alambre de 0.15 es 2.3 veces mayor que la necesaria y la del de 0.20 mm lo es en 1.8 veces.

Si bien el alambre de 0.15 mm es ligeramente superior en los puntos considerados, existe otra característica no menos importante que hará preferible al de 0.20 mm. Los ensayos demostraron que es difícil trabajar y conformar un alambre tan fino, igualmente de complicado es inspeccionarlo visualmente una vez que se ha conectado. Asimismo, este es mucho más factible de cortar por un error en el apriete de la tuerca que lo sostiene. Por lo tanto, el alambre de 0.20 mm es superior al otro desde un punto de vista mecánico. Finalmente, teniendo en consideración todos los estudios anteriores se elige el alambre de 0.20mm de diámetro para ser usado como HE.

Diámetro de HE seleccionado = 0.20 mm

7.6 Selección del Número de Espiras

Se busca encontrar que configuración geométrica resulta ser la mejor para el diámetro de HE seleccionado. Cuanto mayor sea el largo de HE mejorarán sus propiedades eléctricas puesto tendrá mayor resistencia óhmica y la corriente del circuito disminuirán contrariamente para lograr una temperatura de régimen alta necesitamos corrientes altas.

Además, por la geometría del RR la mínima cantidad de espiras que podemos usar es 1.5 dado que necesitamos entrar y salir desde el mismo lado rodeando completamente al MW con una configuración estable. Por otro lado, el HE debe ocupar el menor espacio posible debido a que se requiere que el calor sea concentrado y al mismo tiempo las espiras no deben tocarse entre sí. Resulta entonces evidente que se debe buscar una solución de compromiso entre todas las variables descriptas.

Utilizando el sistema de ensayos y medición explicado en la fase anterior iremos realizando distintos HE para obtener los valores de las distintas variables involucradas.

❖ Configuración del Ensayo

- Diámetro del alambre = 0.20 mm
- Longitud inicial del alambre = 4 cm
- Diámetro interior de las espiras = 0.45 mm
- Cantidad de espiras = variable desde un mínimo de 1.5
- Diámetro del Melting Wire = 0.370 mm
- Sin carga significativa sobre el Melting Wire
- Voltaje de la Fuente de alimentación = + 12 Volts



Cantidad de Espiras	Corriente Total	Temperatura ambiente	Tiempos Medidos						Rango	Promedio de tiempos
#	Amp	° C	Segundos						Seg.	Seg.
1.5	1.18	20	1.7	1.6	1.7	1.8	1.7	1.6	0.20	1.68
2.5	1.17	23	2.1	1.8	1.7	1.7	1.8	1.8	0.40	1.81
3.5	1.16	23	1.8	1.8	1.8	1.9	1.9	1.9	0.20	1.85

Tabla 10 – Resultado de los Ensayos de Selección del Número de Espiras

Seguir creciendo en la cantidad de espiras no se justifica porque complejiza el armado del mecanismo y asimismo queremos que la fuente de calor sea lo más concentrada posible, por lo que usaremos como máximo 3.5 espiras.

Se ve en los resultados de los ensayos que, debido principalmente a la poca diferencia en el largo final del HE, existe muy poca variación en todos los valores medidos como las corrientes y los tiempos, y por lo tanto a su temperatura de régimen.

De la misma manera que cuando seleccionamos el diámetro, la dispersión de los resultados es muy reducida. Por lo tanto, desde el punto de vista de las corrientes, los tiempos y las temperaturas las tres opciones son elegibles.

Seleccionaremos la configuración de HE con 3.5 espiras por que cumple todas las especificaciones y es lo suficientemente grande para lograr un buen contacto con el MW sin dispersar calor a las zonas adyacentes. Además, tendrá una resistencia eléctrica algo mayor que las otras opciones y porque el alambre es un poco más largo.

Cantidad de espiras seleccionadas para el HE = 3.5

7.7 Ensayos de Compatibilidad

La NASA informa de las condiciones típicas de funcionamiento del SEM, asimismo nos provee de las variantes máximas y mínimas que estas condiciones pueden tener.

Las variaciones de temperatura son producto de la actitud de la nave con respecto a la tierra y el sol y están limitadas por el sistema de control térmico pasivo del GAS Can.

Los valores de la alimentación eléctrica pueden modificarse por una baja en la carga de la batería como por su mal funcionamiento. También es posible que un SEM compañero de vuelo mal diseñado, conectado a la única batería disponible, produzca una baja en las tensiones de alimentación.

Se debe verificar entonces que el HE seleccionado es compatible con los cambios en las condiciones dentro del contenedor SEM tanto ambientales como eléctricas.

Para ello se utilizará el mismo esquema de ensayos que hasta ahora, pero se lo colocara en ambientes con la temperatura regulada y medida, y se variará la tensión de alimentación para simular todas las posibles condiciones que pueda encontrar en el vuelo real de nuestro experimento.

7.8 Verificación del Tiempo de Corte

7.8.1 En Temperaturas Extremas a Voltaje Nominal

La temperatura ambiente del SEM varía de -10 a 50°C por ello es necesario verificar si el HE elegido es capaz de destruir al MW en esas condiciones y ver que tanto varían los tiempos.

Ensayos a la Temperatura Límite Superior = 50°C

❖ Configuración del Ensayo

- Diámetro del alambre = 0.20 mm
- Longitud inicial del alambre = 4 cm
- Diámetro interior de las espiras = 0.45 mm
- Cantidad de espiras = 3.5
- Diámetro del Melting Wire = 0.370 mm
- Sin carga significativa sobre el Melting Wire
- Voltaje de la Fuente de alimentación = + 12 Volts

Tiempos Medidos					Rango	Promedio de tiempos
Segundos					Seg.	Seg.
1.5	1.4	1.4	1.5	1.6	0.20	1.48

Tabla 11 – Resultado de los Ensayos a 50°C (48 a 51 ° C)

Se observa que el tiempo promedio obtenido de 1.48 seg. es un 20 % menor que el tiempo de 1.85 segundos hallado en el ensayo a una temperatura ambiente de 23 ° C.

Ensayos a la Temperatura Límite Inferior = - 10 ° C

❖ Configuración del Ensayo

- Diámetro del alambre = 0.20 mm
- Longitud inicial del alambre = 4 cm
- Diámetro interior de las espiras = 0.45 mm
- Cantidad de espiras = 3.5
- Diámetro del Melting Wire = 0.370 mm
- Sin carga significativa sobre el Melting Wire
- Voltaje de la Fuente de alimentación = + 12 Volts
- Valor de la Temperatura durante el Ensayo = (- 10 a - 14 ° C)

Tiempos Medidos					Rango	Promedio de tiempos
Segundos					Seg.	Seg.
1.8	2.0	2.0	1.9	2.0	0.20	1.94

Tabla 12 – Resultado de los Ensayos a -10°C

Se observa que el tiempo promedio obtenido de 1.94 seg. es un 5 % mayor que el tiempo de 1.85 seg. hallado en el ensayo a una temperatura ambiente de 23 ° C.

Concluimos que la configuración elegida de MW y HE es capaz de funcionar en el rango de temperaturas ambientales del SEM. Además, como las espiras del HE están prácticamente tocando al ME la transmisión de calor es tan rápida que aparentemente no es afectada por la temperatura ambiente. Atribuimos las variaciones de los tiempos a la temperatura inicial del ensayo, pero una vez que el HE alcanza la temperatura de régimen ya no lo afecta.

7.8.2 *En Temperaturas Extremas a Voltaje Inferior del SEM*

Nos finalmente pendiente verificar si el RESUME puede trabajar eficientemente si la batería del SEM está en su peor condición entregando solo 9 volts, como esto puede pasar en cualquier momento del vuelo también debe tenerse en cuenta la posible variación de temperatura.

Ensayos a Temperatura Típica y al Voltaje Límite Inferior

❖ Configuración del Ensayo

- Diámetro del alambre = 0.20 mm
- Longitud inicial del alambre = 4 cm
- Diámetro interior de las espiras = 0.45 mm
- Cantidad de espiras = 3.5
- Diámetro del Melting Wire = 0.370 mm
- Sin carga significativa sobre el Melting Wire
- Voltaje de la Fuente de alimentación = + 9 Volts
- Temperatura Ambiente Constante = 27 ° C

Tiempos Medidos					Rango	Promedio de tiempos
Segundos					Seg.	Seg.
3.8	3.5	3.7	4	4	0.50	3.8

Tabla 13 – Resultado de los Ensayos a Temperatura Típica y Voltaje Mínimo

Puede observarse que el tiempo promedio obtenido es superior en un 205 % a los 1.85 seg. del ensayo a igual temperatura, pero a 12 V.

Ensayos a Temperatura y Voltaje en el Límite Inferior

❖ Configuración del Ensayo

- Diámetro del alambre = 0.20 mm
- Longitud inicial del alambre = 4 cm
- Diámetro interior de las espiras = 0.45 mm
- Cantidad de espiras = 3.5
- Diámetro del Melting Wire = 0.370 mm
- Sin carga significativa sobre el Melting Wire
- Voltaje de la Fuente de alimentación = + 9 Volts
- Valor de la Temperatura durante el Ensayo = (- 10 a - 14 ° C)

Tiempos Medidos					Rango	Promedio de tiempos
Segundos					Seg.	Seg.
4.5	4.3	4	5.3	4	1.30	4.42

Tabla 14 – Resultado de los Ensayos a Temperatura y Voltaje Mínimos

Este caso es la peor condición de todas las que se pueden dar. El tiempo promedio obtenido es superior en un 240 % a los 1.85 seg. del ensayo a temperatura media y 12 V. Si lo comparamos con los 1.94 seg. del ensayo a 12 V y -10 ° C el actual es mayor en un 230 %.

8. *Conclusiones de los Ensayos*

La conclusión definitiva que surge después de haber seleccionado la configuración final del HE es que este es capaz de trabajar eficientemente en todas las condiciones de temperatura y voltaje que surjan durante el vuelo

Por otra parte, el tiempo de funcionamiento del sistema prácticamente no se ve afectado por los cambios de temperatura ambiental, sin embargo, la sensibilidad del sistema al voltaje es capaz de aumentar el tiempo de corte en 2.5 veces.

Otro dato de interés es la relevancia del diámetro interno de las espiras, este debe encontrarse envolviendo al MW siempre que no entorpezca los procesos de instalación.

Por último, el MW de 0.37 mm de diámetro es un poco rígido para fijar y las medidas inferiores tabuladas tienen el inconveniente de ser muy pequeñas y difíciles de inspeccionar. La solución de compromiso será entonces utilizar de aquí en adelante la medida inmediatamente inferior de 0.330 mm de diámetro, la cual resiste 8 kg fuerza sin problemas.



V. Definición del Experimento de Vuelo

1. Composición del Experimento RESUME

En el estado actual de diseño podemos definir la experiencia de vuelo, es decir que componentes se integrarán en el SEM y como funcionarán. También puede definirse la línea de tiempo del experimento encargada de la activación y medición de los eventos que ocurran durante las fases del vuelo.

El sistema a ser puesto en órbita estará compuesto por 5 subconjuntos que tendrán las siguientes características:

❖ 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 la Interfase RESUME-MEU.
- Será activado en órbita para provocar la liberación del elemento retenido.

❖ 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.
- NO será activado en órbita.

❖ Electrónica de Activación y Medición

- Es una placa Interfase RESUME-MEU
- Estará conectada al MEU de acuerdo a la configuración eléctrica establecida por NASA y al Mecanismo de Restricción y Liberación A para activarlo en órbita.

❖ Sensado de Temperaturas

- Son Tres Termistores estándares de NASA YSI 44006
- Medirán las temperaturas de las Interfases RESUME-MEU, del RR A y del RR B

❖ **Estructura Soporte**

- Un Contenedor individual para el RR A
Fijará el RR A al Mounting Plate
Simulará la carga mecánica de una aplicación real.
- Un Contenedor individual para el RR B
Fijará el RR B al Mounting Plate
Simulará la carga mecánica de una aplicación real.
- ❖ Un Contenedor individual para la placa Interfase RESUME–MEU
Fijará la placa al Mounting Plate

2. Descripción de la Experiencia

Nuestro sistema consta de dos RR idénticos, el RR A será disparado durante el vuelo orbital y el RR B permanecerá sin disparar funcionando como testigo de que la activación del primero fue causa de la electrónica y no de un factor externo como pueden ser las vibraciones de lanzamiento, reentrada o aterrizaje ni de las temperaturas orbitales.

El disparo del mecanismo de RR A será comprobado en tierra visualmente en la inspección post vuelo, en ella, también se podrá verificar la restricción efectiva del RR B. Si los dos resultados son positivos se habrá demostrado no solo que el sistema funciona sino también que es capaz de soportar todas las fases del vuelo incluyendo el despegue, el vuelo orbital, la re entrada y el aterrizaje.

La secuencia de funcionamiento comienza durante el vuelo orbital del Shuttle, cuando desde la cabina de mando se encienden todos los SEM. Al energizarse los MEU se inicia la secuencia de cada una de las líneas de tiempo pre grabadas en tierra, a partir de ese punto se activan señales y se recolecta la información que será leída después de finalizado el vuelo.

Al activarse nuestra línea de tiempo, un pulso eléctrico circulará desde el Power Port 1 A por la Interfase RESUME-MEU encendiendo el Heating Element del RR A, este destruirá su Melting Wire y producirá la liberación del RR A. Al mismo tiempo se censará con la señal Analog 1 la tensión de alimentación y con los tres termistores la temperatura ambiente. Con estas mediciones más las cuatro internas que realiza el MEU se podrán reproducir en tierra los sucesos de órbita.

3. *Línea de Tiempo (Timeline)*

Estamos en capacidad de establecer la línea de tiempo para nuestro experimento. En esta línea se establecen los eventos de activación y medición que ocurrirán durante el vuelo. Solo existen cuatro comandos SET, RESET, START SAMPLING y STOP SAMPLING que pueden usarse combinados con ocho frecuencias de medición.

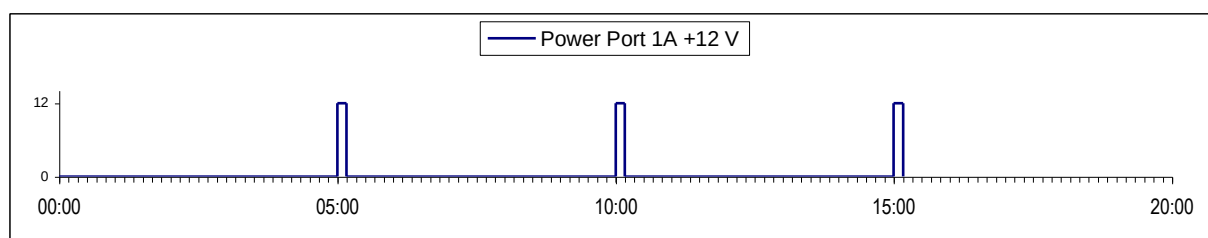
Nosotros utilizaremos las señales de la siguiente manera: apenas iniciada la Timeline activaremos el proceso de medición tomando una muestra de los termistores cada 5'' durante los 20' que dura todo el experimento. Pasados 4'30'' del inicio se activa la medición de la señal Analog 1 para medir el voltaje de la Interfase RESUME-MEU con una frecuencia de 5 muestras por segundo. En el minuto 5' se activa el Power Port 1 A durante 10'' cortando al MW, este retraso de 5' en la activación del HE es para evitar una posible baja tensión de alimentación desde la batería producto del comienzo de los otros 9 SEM compañeros de vuelo. A los 5'40'' se deja de medir la señal Analog 1, habiendo caracterizado por completo un ciclo de alimentación.

Si bien en este punto se habrá cortado al MW el proceso se reiniciará dos veces más tanto a los 9'30'' como a los 14'30'', esto se realiza como medida de seguridad por el poco probable mal funcionamiento de los sub sistemas del SEM.

La temperatura ambiente se grabará cada 5'' durante los 20' para verificar en qué condiciones ambientales se produce el experimento y para demostrar que el RR a pesar de usar un HE no transmite calor a las zonas adyacentes.

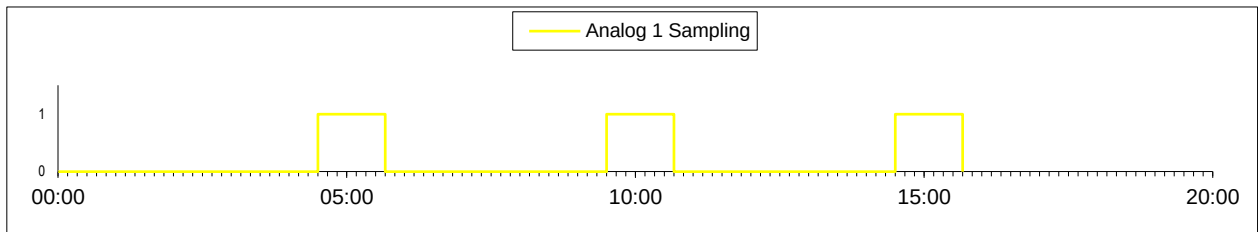
Simultáneamente a lo explicado, el MEU grabará cada 10'' cuatro parámetros internos propios de su funcionamiento.

Todo este procedimiento se desarrolla de tal manera que la memoria del MEU sea capaz de almacenar los bytes de todas las muestras solicitadas y lo hemos expresado gráficamente a continuación.

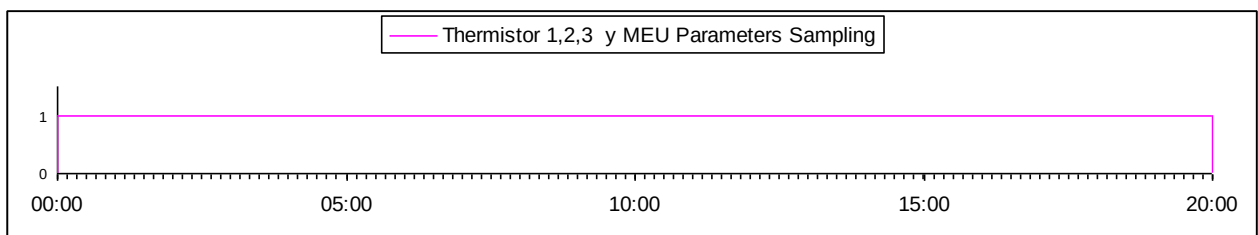


El Power Port 1 A se activará cada 5' durante 10'':

Unos 30'' antes del inicio de la alimentación eléctrica se comenzará a medir el voltaje unas 5 veces por segundo. Mantendremos la medición durante 1'10'.



Durante 20' los tres termistores caracterizaran la temperatura ambiente cada 5'' y se grabaran los parámetros del MEU cada 10''.



Toda esta información se vuelca en una tabla estandarizada que se graba en la memoria del MEU donde la línea de tiempo se mide en días horas minutos y segundos con el formato 05D 04H 03M 45S (5 días, 4 horas, 3 minutos y 45 segundos de vuelo).



Tabla siguiente presenta el Resumen de Comandos de la Línea de Tiempos:

Day	Hour	Min.	Sec.	Command	Port	Rate	Comment
00D	00H	00M	00S	SAMPLE	THERM 1	5SEC	Sample themperature.
00D	00H	00M	00S	SAMPLE	THERM 2	5SEC	Sample themperature.
00D	00H	00M	00S	SAMPLE	THERM 3	5SEC	Sample themperature.
00D	00H	00M	00S	SAMPLE	External Current	10SEC	Sample External Current
00D	00H	00M	00S	SAMPLE	MEU 12V	10SEC	Sample battery voltage
00D	00H	00M	00S	SAMPLE	MEU +5V	10SEC	Sample MEU Power Supply
00D	00H	00M	00S	SAMPLE	MEU Thermistor	10SEC	Sample MEU Thermistor
00D	00H	04M	30S	SAMPLE	Analog 1	0.2SEC	Sample Interfase RESUME-MEU voltage
00D	00H	05M	00S	SET	Port 1		Turn on Heating Element
00D	00H	05M	10S	RESET	Port 1		Turn off Heating Element
00D	00H	05M	40S	SAMPLE	Analog 1	ZERO	Stop Sample Interfase RESUME-MEU voltage
00D	00H	09M	30S	SAMPLE	Analog 1	0.2SEC	Sample Interfase RESUME-MEU voltage
00D	00H	10M	00S	SET	Port 1		Turn on Heating Element
00D	00H	10M	10S	RESET	Port 1		Turn off Heating Element
00D	00H	10M	40S	SAMPLE	Analog 1	ZERO	Sample Interfase RESUME-MEU voltage
00D	00H	14M	30S	SAMPLE	Analog 1	0.2SEC	Sample Interfase RESUME-MEU voltage
00D	00H	15M	00S	SET	Port 1		Turn on Heating Element
00D	00H	15M	10S	RESET	Port 1		Turn off Heating Element
00D	00H	15M	40S	SAMPLE	Analog 1	ZERO	Stop Sample Interfase RESUME-MEU voltage
00D	00H	20M	00S	SAMPLE	THERM 1	ZERO	Stop Sample themperature.
00D	00H	20M	00S	SAMPLE	THERM 2	ZERO	Stop Sample themperature.
00D	00H	20M	00S	SAMPLE	THERM 3	ZERO	Stop Sample themperature.
00D	00H	20M	00S	SAMPLE	External Current	ZERO	Stop Sample External Current
00D	00H	20M	00S	SAMPLE	MEU 12V	ZERO	Stop Sample battery voltage
00D	00H	20M	00S	SAMPLE	MEU +5V	ZERO	Stop Sample MEU Power Supply
00D	00H	20M	00S	SAMPLE	MEU Thermistor	ZERO	Sample MEU Thermistor

Tabla 1 - EXPERIMENT DATA FILE TIMELINE COMMAND SUMMARY TABLE



VI. Desarrollo del Mecanismo de RR

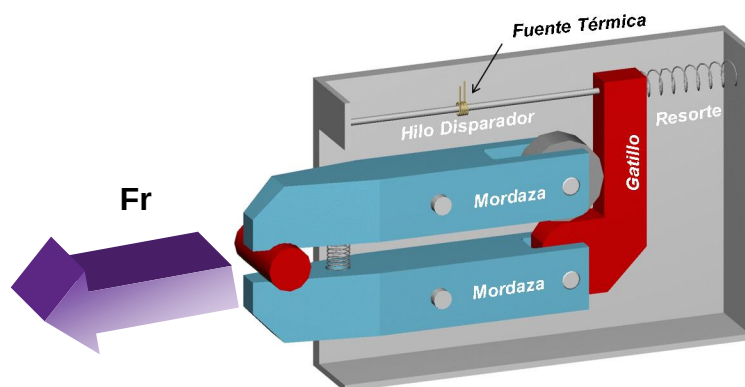
1. Introducción

En el diseño preliminar se comprobó que las configuraciones elegidas son aptas para realizar la tarea de restricción y liberación en el entorno espacial. De todos modos, existen otros factores del diseño que necesitan ser evaluados, algunos de ellos son necesarios para especificar cualitativamente el funcionamiento del sistema y simultáneamente todos esos factores son imprescindibles para aprobar los requerimientos de Safety.

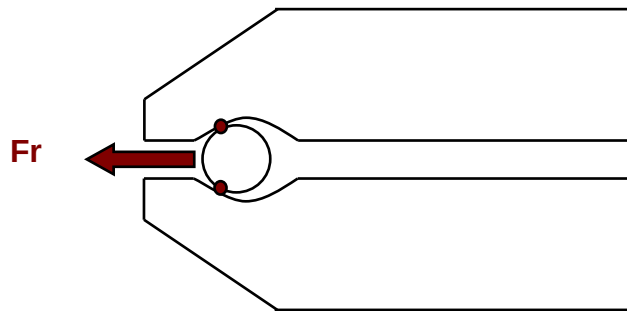
2. Carga Admisible de Restricción

Debemos determinar cuál es la carga admisible para el trabajo de restricción. La capacidad de restringir una pieza y soportar su carga es el objetivo en sí del RR. Por lo tanto, este dato es de importancia primaria dentro de las características finales del mecanismo y será preponderante cuando se evalúen nuestros resultados comparativamente.

En configuración cerrado, nuestro RR es capaz de soportar principalmente una carga de tracción sobre sus pinzas. En el sistema real, las pinzas tienen en su extremo izquierdo una forma curva para retener la pieza. La fuerza que produce el elemento retenido se transmite a través de la pinza superior e inferior a los ejes de sus articulaciones y de allí a la pieza soporte. La pieza soporte es sostenida por un contenedor individual que se fija con tornillos al Mounting plate del SEM que no se ha dibujado en el esquema. Esta carga que describimos no es otra cosa que la fuerza de retención admisible del RR o Fr .



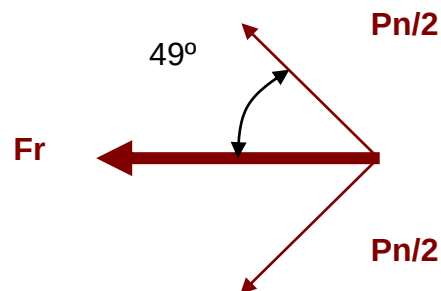
La pieza retenida apoya en ambas mordazas de tal manera que es admisible que toda la fuerza se transmite por dos puntos de contacto.



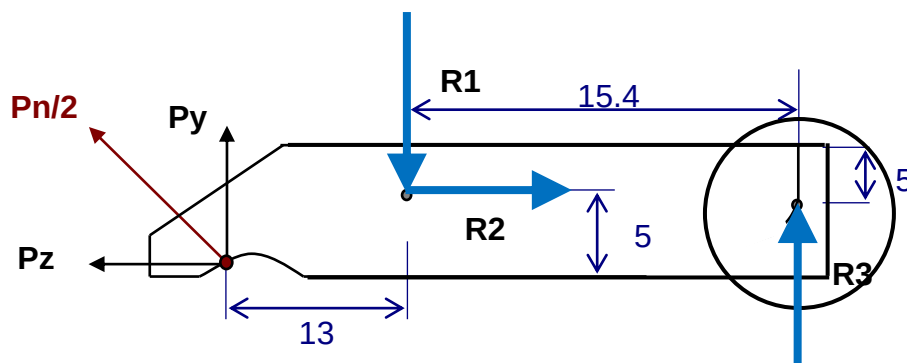
Por lo tanto, Fr crea dos fuerzas normales a cada punto de contacto que pueden ser determinadas mediante:

$$\frac{P_n}{2} \cos(49) = \frac{Fr}{2}$$

$$P_n = \frac{P_{tot}}{\cos(49)}$$



En el caso de la mordaza superior la fuerza normal al punto de contacto $P_n/2$ puede descomponerse en P_z y P_y . Si además, colocamos condiciones vínculos existentes estamos en condiciones de plantear un modelo de cálculo.



Poniendo en evidencia las reacciones de vínculo y suponiendo una $Fr = 50 \text{ Kg}$. estamos en condiciones de calcular $Pn/2$ y resolver el sistema.

$$Pz = \frac{Pn}{2} * \cos(49) = 25kg$$

$$Py = \frac{Pn}{2} * \sin(49) = 28.7kg$$

$$\sum Mom = 0 = R3 * 15.4 - Py * 13 - Pz(5 - 1.8)$$

$$\Rightarrow R3 = 29.4kg$$

$$\sum Fz = 0 = -R3 + R1 - Py$$

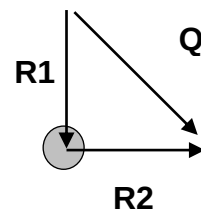
$$\Rightarrow R1 = 58.1kg$$

$$\sum Fz = 0 = R2 - Pz = 0$$

$$\Rightarrow R2 = 25kg$$

Habiendo obtenido el sistema de fuerzas que actúa sobre la mordaza superior cabe preguntarse si las piezas son capaces de resistir los esfuerzos producidos. Como la mordaza tiene una sección importante no es necesario verificarla. Sin embargo, la espina elástica que actúa como articulación tiene una sección pequeña y transmite toda la carga al soporte. Esta, se encuentra sujeta principalmente a la acción de las tensiones de corte resultantes de $R1$ y $R2$. Es decir, su modelo de cálculo sería:

$$Q = \sqrt{R1^2 + R2^2} = 63kg$$



El diámetro de la espina es de $3/32"$ y está hecha de acero AISI 4130 tratado térmicamente, por lo tanto:

$$\tau_{Trabajo} = \frac{Q}{Area} * 1.5 = \frac{Q}{\frac{\pi * d^2}{4}} * 1.5 = \frac{63 * 1.5 * 4}{\pi \left(\frac{3}{32} * 2.54 \right)^2} = 2122kg / cm^2$$

$$como \tau_{YP} = 6749kg / cm^2$$

$$M.S. = \frac{\tau_{YP}}{\tau_{Trabajo}} - 1 = 2.2$$

Como los cálculos para la mordaza inferior son similares, de los resultados originados concluimos que ambas espinas elásticas y por lo tanto el mecanismo de RR es apto para soportar el esfuerzo de una carga de restricción de 50 Kg en la dirección especificada con un amplio margen de seguridad. Si bien, el mecanismo admitiría cargas superiores con un detrimento del margen de seguridad, especificaremos que la:

Carga Admisible de Restricción = 50 Kg

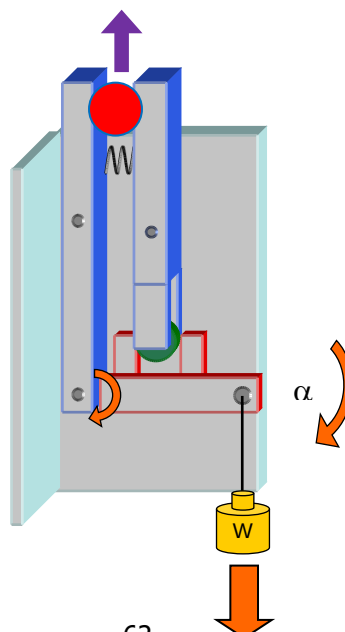
3. Carga y Angulo Mínimos de Disparo

Es importante determinar en qué condiciones se produce la apertura del mecanismo. Como vimos, el único modo posible de que se produzca la apertura es girando la pieza gatillo sobre la articulación que tiene en su base.

Si despojamos al RR del resorte y del MW podemos dispararlo manualmente. En estas condiciones, el mecanismo es tan sensible que se dispara con una leve presión manual aplicada en el extremo donde se sujeta el resorte.

Este problema puede cuantificarse de dos maneras, midiendo una fuerza o determinando cuanto es el ángulo que debe girar el gatillo para dispar el mecanismo.

Para establecer la magnitud de la fuerza mínima de apertura se realizó una serie de ensayos colocando el RR alineado verticalmente sin estar reteniendo piezas y quitándole de su configuración el resorte, el MW y el HE. Una vez fijo en esa posición se le aplicaron en el extremo del gatillo donde se sujeta el resorte pesas calibradas para realizar la medición.



Las fuerzas necesarias para la activación sin precargar el elemento retenido fueron de 10.3 gramos, en cambio con la carga plena de 50 kg, el esfuerzo necesario fue de 390 gramos.

Como pudo observarse de los resultados del ensayo, el valor de la carga fue realmente bajo y poco disperso. De esta manera, como la fuerza de accionamiento del resorte será varias veces superior al promedio aquí hallado no será necesario utilizar la muestra para un estudio estadístico. Asimismo, el ángulo mínimo de apertura se pudo determinar de manera confiable a partir de la geometría del mecanismo.

Carga Mínima de Disparo = 390 gr

Angulo Mínimo de Disparo $\cong 8^\circ$

4. Resolución del Resorte

Como sabemos el resorte será el encargado de disparar el mecanismo cuando se destruya el MW, ejerciendo una fuerza desde el extremo superior del gatillo. Para ello, buscaremos en el resorte que la combinación entre el valor de la constante y la deformación lineal sea capaz de suministrarnos una fuerza varias veces superior a la mínima necesaria para disparar el RESUME que hemos calculado en el paso anterior. Es decir, como la Carga Mínima de Disparo = 390 gr = F mínima

$$F_{neta} = k * \Delta L > F_{minima}$$

Al mismo tiempo, por la geometría del sistema se debe girar al gatillo más de 8° o lo que es lo mismo el resorte debe tener un desplazamiento neto que produzca varias veces ese giro, por lo tanto:

$$\Delta L > 0.5cm$$

Con el fin de encontrar un resorte comercialmente disponible, con las características anteriores, se realizó una búsqueda de la que preferimos el siguiente:

❖ **Resorte Seleccionado**

- $L_0 = 1.3 \text{ cm}$
- Diámetro del alambre = 0.7 mm
- Diámetro Interno de la Espira = 6 mm
- Número de espiras = 13
- Constante $\cong 86 \text{ gr/mm}$

5. Ensayo de la Constante del Resorte

El valor fundamental que caracteriza al resorte es su constante, por eso decidimos evaluarla particularmente para cada uno de ellos. Con ese fin se una serie de ensayos en el laboratorio de física, donde se los coloco pendiendo verticalmente, se los cargo con pesas calibradas y se midió su alargamiento. Por otra parte, como los resortes se modelan suponiendo el comportamiento lineal de su constante con los valores de los alargamientos es posible construir una regresión lineal para hallarla.

Durante la experiencia se repitió el proceso de ensayar y luego construir la regresión lineal con cada uno de los resortes del mismo tipo disponibles. Empleando las siguientes ecuaciones:

$$y = A + BX$$

$$A = \frac{\sum y - B \sum X}{n}$$

$$B = \frac{n \sum XY - \sum X \sum Y}{n \sum X^2 - (\sum X)^2}$$

$$r = \frac{\sum XY - \sum X \sum Y}{\sqrt{(n \sum X^2 - (\sum X)^2)(n \sum Y^2 - (\sum Y)^2)}}$$

Ahora estamos en condiciones de observar que estos resortes se han elegido por su buen coeficiente de correlación lineal y porque el valor de su constante es el buscado.

6. *Verificación Resistencial del Resorte*

A pesar de los ensayos debemos verificar si las máximas tensiones de corte que se formaran en el resorte durante su uso cumplen con las condiciones de seguridad. Como las máximas tensiones cortantes que se forman en un resorte helicoidal de espiras juntas están dadas por:

$$\tau_{Máxima} = \frac{16PR}{\pi d^3} \left(\frac{4m-1}{4m-4} + \frac{0.615}{m} \right) \quad \text{donde} \quad m = \frac{2R}{d}$$

El material con que están hechos los resortes seleccionados es del alambre denominado cuerda de piano, por lo tanto:

$$\tau_{YP} = 80000 \text{ kg} / \text{cm}^2$$

$$\tau_{Trabajo} = \tau_{Máxima} * 1.5 = 3075 \text{ kg} / \text{cm}^2$$

$$M.S. = \frac{\tau_{YP}}{\tau_{Trabajo}} - 1 = 1.6$$

Concluimos que los resortes pueden someterse a la acción de las cargas requeridas para el disparo del RESUME.

7. *Particularidades de la Estructura Soporte*

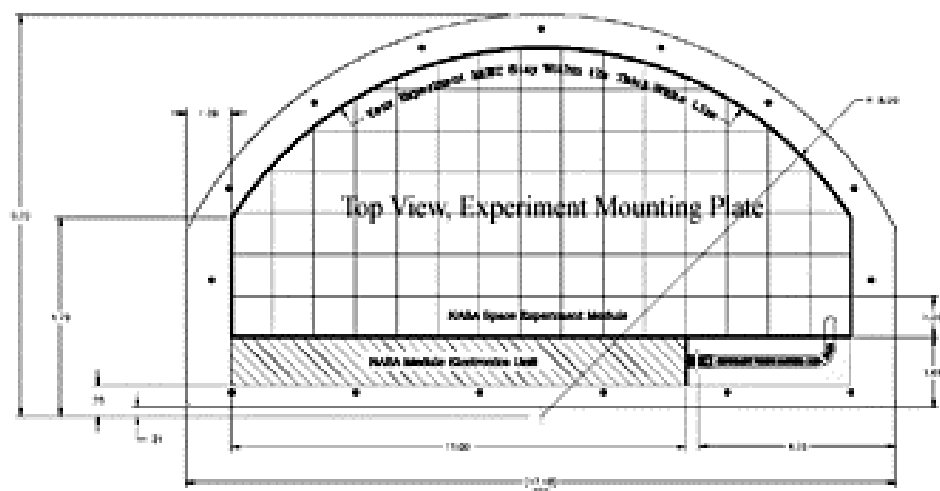
En esta sección, veremos muy brevemente algunas de las características finales constructivas y de Safety del diseño de la estructura soporte y sus partes, como así también de las uniones que los forman.

Con respecto a las características constructivas, nos limitaremos a nombrar las propiedades sobresalientes que se complementarán con planos, en la exposición de este trabajo se dará información más detallada. Si bien los planos aportan la información necesaria, un desarrollo completo no es posible por la extensión permitida de este informe. Similarmente se actuará con las normativas de Safety aplicadas.

Como detallamos en la etapa Definición de la Experiencia de Vuelo, la estructura soporte está formada por:

- Un Contenedor individual para el RR A
Fijará el RR A al Mounting Plate
Simulará la carga mecánica de una aplicación real.
- Un Contenedor individual para el RR B
Fijará el RR B al Mounting Plate
Simulará la carga mecánica de una aplicación real.
- Un Contenedor individual para la placa Interfase RESUME–MEU
Fijará la placa al Mounting Plate

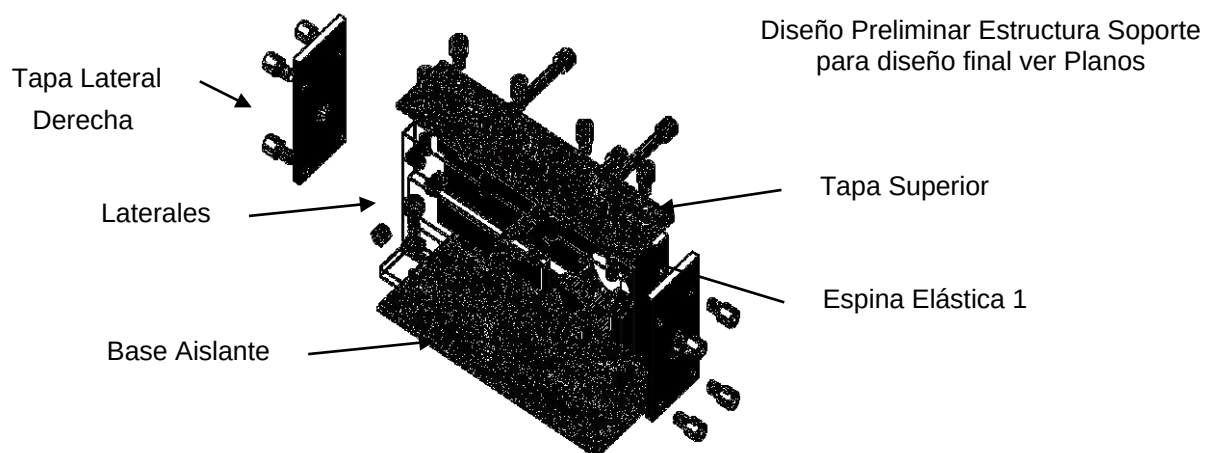
Estos contenedores, se fijarán a una pieza llamada Experiment Mounting Plate mediante tornillos, tuercas autoblocantes y arandelas fabricadas bajo normas militares. Tanto el Mounting Plate que graficamos a continuación como los accesorios de fijación son provistos por NASA.



Además, cada uno de los contenedores de mecanismos de RR está formado principalmente por 6 piezas (ver planos e imagen), más los accesorios de tornillería.

Con las piezas llamadas Laterales y 2 piezas Tapas Laterales (iguales) se sostiene al RR de forma horizontal, vertical y lateral. Por el orificio de 5.5 mm de la Tapa Lateral derecha se atornilla al RR. Desde la tapa Lateral izquierda, por el orificio de 5.5 mm pasa un pitón de acero (Eye Bolt), de manera que el ojo del pitón es agarrado por las trabas del RR y la parte roscada se fija con un sistema autoblocante en la Tapa Lateral izquierda.

La carga axial de 50 kg sobre el RR es aplicada por medio del torque en la tuerca autoblocante que fija al pitón. La tapa superior sostiene al MW y el HE junto con el resorte se fijan a los Laterales con 2 espigas elásticas que pasan por los orificios de 2 mm. La Base Aislante mantiene al RR y su estructura soporte eléctricamente aislada del Mountig Plate.



El contenedor de la interfase está constituido por dos partes independientes, una de las cuales es un aislante. El Soporte de la Placa aloja en su interior la Interfase RESUME-MEU (ver diagramas de los circuitos electrónicos más adelante) y posee fresados para permitir el paso de los cables AWG # 20.

A continuación, colocamos unas tablas con las características generales y los planos de cada una de las piezas que forman los contenedores.

Contenedor individual para un Mecanismo de RR			
Pieza	Cantidad	Material	Fabricación/ Terminación
Tapa Superior	1	G10	Mecanizado CNC
Laterales	2	Aluminio 6063 T3	Mecanizado CNC / Anodizado
Tapas Laterales	2	Aluminio 6063 T3	Mecanizado CNC / Anodizado
Base Aislante	1	G10	Mecanizado CNC

Contenedor para la Interfase RESUME-MEU			
Pieza	Cantidad	Material	Fabricación/ Terminación
Soporte de Placa	1	Aluminio 6061 T6	Mecanizado CNC / Anodizado
Aislante de Placa	1	G10	Mecanizado CNC

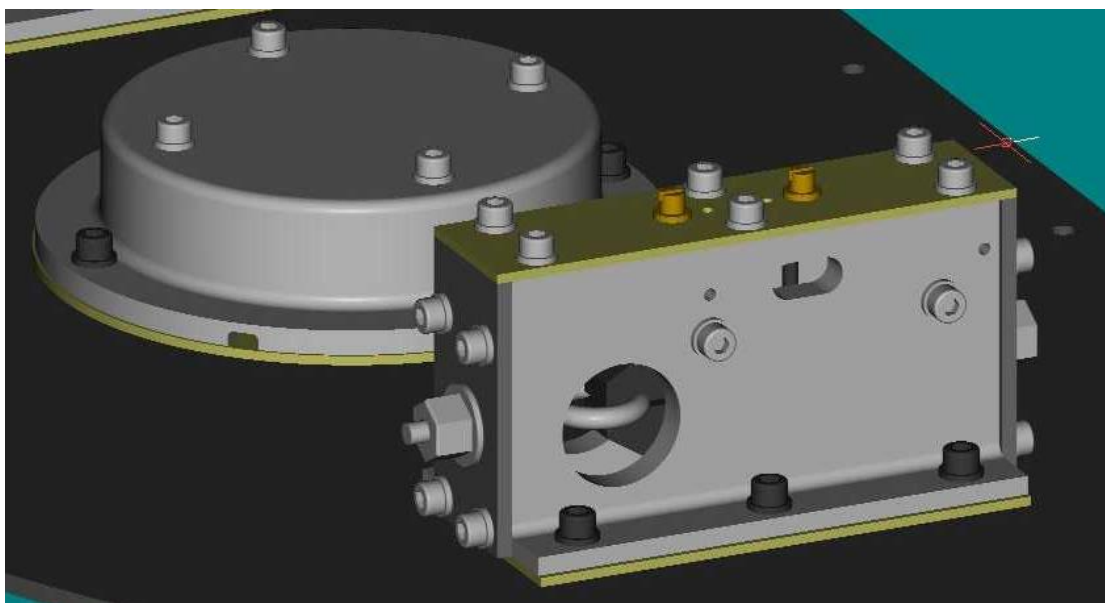


Figura 1 – Vista de los Contenedores del RR y de la Interfaz con el MEU



Todas las partes anteriores, se diseñaron con características constructivas que hacen posible la aplicación de conceptos de seguridad extraídos de documentos de NASA, de esta manera, se alcanza un nivel de Safety elevado.

Como en un trabajo anterior del Grupo de Tecnología Aeroespacial se explicaron en detalle estas normativas y la tarea demandaría mucho volumen de información que no hace al presente estudio, nos limitamos a nombrar muy brevemente cuales son los conceptos que se aplicaron en el diseño.

De todos modos, la información detallada de ellos está disponible en el Informe de Seguridad realizado previamente para el Proyecto PADE y en las referencias de los documentos de la NASA.

Es decir, que en el diseño de las partes de los contenedores utilizamos y aprobamos los siguientes conceptos de Safety:

❖ **Low Risk Fracture Part (LRFP)**

- Space Hardware Selection List
- Good Machinability
- Non welded, forged or casting
- Standard Metals and alloys
- Visual Inspection
- Fasteners Military Specification or Standard
- Non-Significant Fatigue Loading
- High MS in fatigue Strength
- Acceptable durability

❖ **Mechanical Systems Safety**

❖ **Modified Fracture Control Criteria and guidelines for Payloads**

- Containment of Loose Parts
- Low Released Mass (LRM)

También en el diseño de las uniones, se buscaron características de seguridad de acuerdo a normas de NASA. Por lo tanto, todas las uniones por tornillo estructurales cumplen las siguientes propiedades:

- Las piezas de la unión son LRFP
- Los tornillos de la unión son LRFP
- Aprueban el análisis Fail Safe
- La falla de cualquiera de las uniones se clasifica como Falla No Crítica
- Poseen tuercas autoblocantes o Helicoil autoblocantes normalizados

Así, finalizamos el estudio de las particularidades del sistema mecánico y no abocaremos a detallar los aspectos que faltan del MW.

8. Resolución Definitiva del Melting Wire

8.1 Introducción

El MW debe fijarse del gatillo a la estructura y esperar la instalación final del RR, el transporte del satélite, la fase de lanzamiento, la fase de transferencia y hasta la emisión del comando de accionamiento. Durante este período el MW deberá soportar solicitudes muy diversas, como ser tensiones propias del armado y del nudo de fijación, cambios de temperatura, vibraciones y aceleraciones, etc.

En el diseño preliminar se han estudiado satisfactoriamente las solicitudes térmicas y se han probado en los ensayos de compatibilidad. Quedan por estudiar entonces, las cargas mecánicas.

Si nos concentramos en la acción de las aceleraciones sobre el sistema resorte - gatillo – MW veremos que son totalmente despreciables. Esto se debe a que la fuerza que realiza el resorte, sumada a la que puedan realizar las aceleraciones, es extremadamente baja comparada con las propiedades mecánicas del MW, dado que la constante del resorte y la masa del gatillo son extremadamente reducidas.

Por lo tanto, las solicitaciones mecánicas serán las cuasi estáticas que dependen tanto de la acción del resorte como de la tensión del armado. Para poder evaluarlas correctamente debemos conocer las propiedades mecánicas exactas del hilo de poliamida, por lo que realizamos ensayos de tracción con él.

Asimismo, debemos considerar que como una vez realizada la integración de todos los SEM transcurre un tiempo hasta la fecha definitiva del vuelo es necesario evaluar que comportamiento tendrá el material bajo la acción de una carga constante y permanente.

Las evaluaciones descriptas y sus resultados se transcriben a continuación.

8.2 Ensayos de Tracción

En los ensayos de compatibilidad de la etapa preliminar se seleccionó como MW un hilo de poliamida de 0.330 mm de diámetro, que de acuerdo al fabricante tiene una carga de rotura de 8 Kg, se requiere determinar la resistencia a tracción y verificar el valor del fabricante.

Para realizar el ensayo debemos vincular al MW a un punto fijo y a un dinamómetro. Como esto no puede hacerse mediante las prensas o mordazas tradicionales por que marcan o cortan al hilo en el punto de agarre la mejor solución fue identificada como una atadura.

Si se vinculara al hilo atándolo en sus extremos el conjunto resistiría la solicitación axial, pero en los nudos aparecerían tensiones de flexión producto de la curvatura de los elementos. En estos elementos curvos las tensiones por flexión no son proporcionales a la distancia al eje neutro y son mayores que en una región no curvada. En esta situación la falla se produce en la zona del nudo y no permite evaluar la verdadera carga máxima de tracción.

Para evitar esta situación, se recurre al uso de un sistema de poleas que fijan al hilo por rozamiento, donde el radio de estas debe ser tal que las tensiones por flexión son despreciables comparadas con las de tracción, de esta manera la falla se produce en la zona buscada producto de la carga axial.

Para realizar el ensayo hallamos el radio de las poleas con la siguiente expresión de Winkler-Bach en la cual las tensiones normales circunferenciales del elemento curvo solicitado a flexión no son proporcionales al eje neutro, obteniendo que las poleas deben tener un diámetro mayor de 20mm.

De acuerdo a Winkler-Bach:

$$\sigma = \frac{M}{aR} \left[1 + \frac{1}{Z} \frac{y}{R+y} \right]$$

$$Z = -1 + 2 \left(\frac{R}{c} \right)^2 - 2 \left(\frac{R}{c} \right) \sqrt{\left(\frac{R}{c} \right)^2 - 1}$$

donde :

σ : tensión normal circunferencial

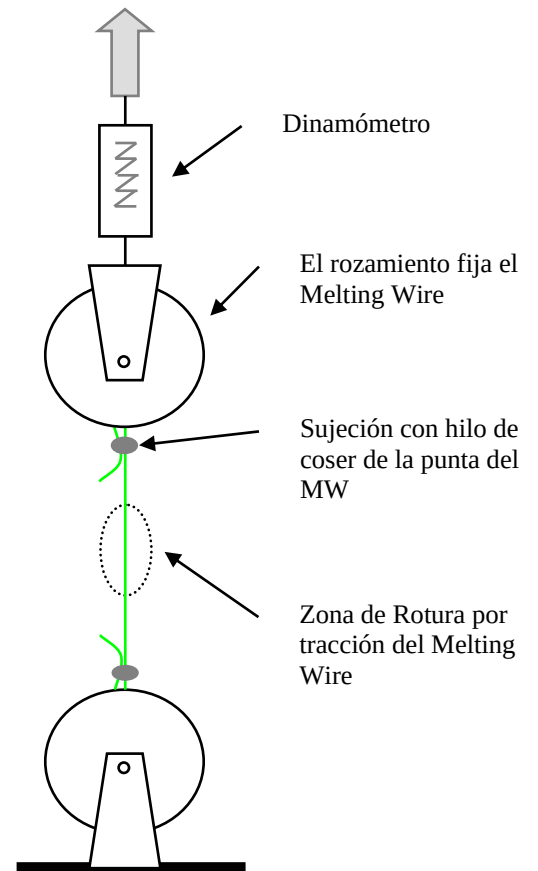
y: distancia al eje baricéntrico

R: radio de curvatura del baricentro de la sección

a: área

c: radio de la sección circular

El dispositivo utilizado consta de dos poleas una fija y otra móvil en la que se monta el dinamómetro. La carga del ensayo se realiza directamente sobre el dinamómetro y se transmite al hilo por las poleas.



La fuerza se aplica de manera cuasiestática, con una lentitud tal que permite la lectura del dinamómetro en el momento de la rotura. De un total de tres ensayos la lectura en el dinamómetro marca J. Chatillon & Sons S/N 34 se obtuvo:

	Carga de Rotura [Kg]	Tensión de Rotura [Kg/mm ²]
Valor medio de nuestros ensayos	7.7	90.0
Especificaciones del fabricante	8	93.5

La similitud entre los resultados del ensayo y los de la hoja de datos del fabricante son una indicación de la validez de los valores numéricos tabulados anteriormente.

Concluimos que las propiedades del MW elegido son evidentemente muy superiores a las cargas que se le puedan provocar tanto por las condiciones de armado como por la carga que pueda ejercer el resorte. Las tensiones admisibles del material encontradas son tan altas que comparativamente son similares a algunos aceros de alto contenido de carbono.

8.3 *Evaluación del Creep del MW*

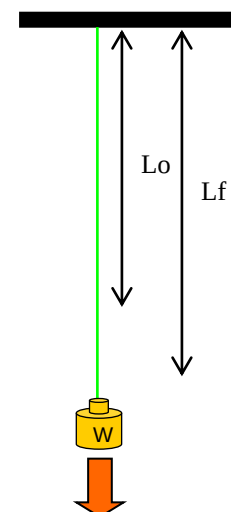
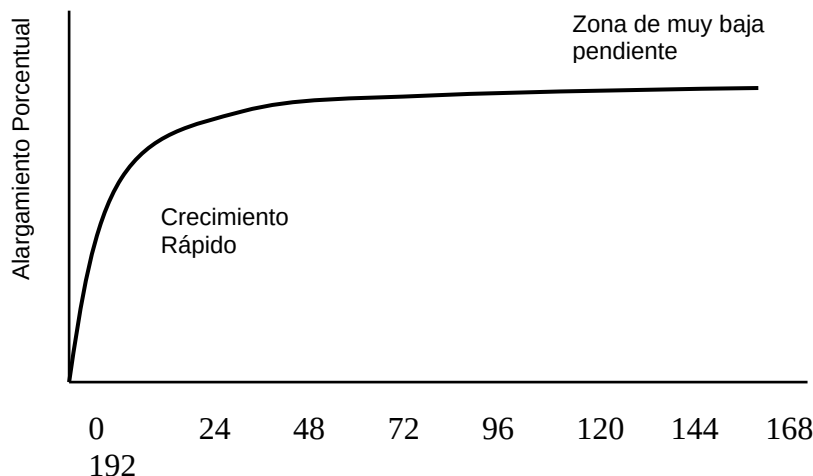
En el paso anterior hemos encontrado que el MW elegido supera ampliamente las cargas a que se lo solicita, sin embargo, como desde el momento de armado hasta la activación del mecanismo puede pasar un tiempo considerable. Para evaluar hasta qué punto nos afectará esta nueva variable hemos realizado otra serie de ensayos.

La experiencia constara de cargar al MW con una fuerza mucho mayor que las solicitaciones reales y medir el alargamiento que se produzca en distintos intervalos de tiempo.

El esquema del ensayo es muy sencillo, se fija el hilo de un extremo y en el otro se le coloca una pesa calibrada. Se mide el largo inicial, L_o , y horas después se mide el largo final, L_f , con ello podemos calcular el alargamiento porcentual dado por:

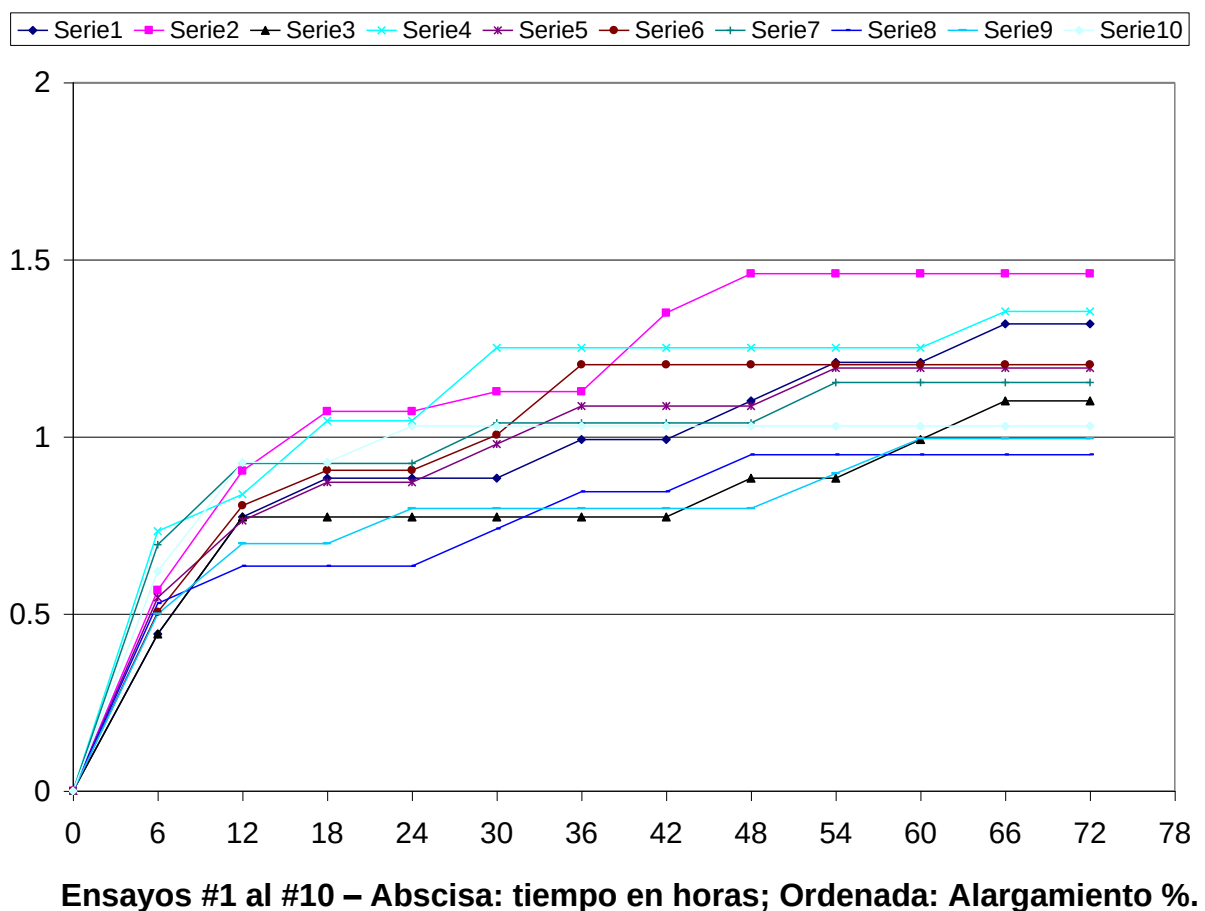
$$\Delta L\% = 100 * \frac{(L_f - L_o)}{L_o}$$

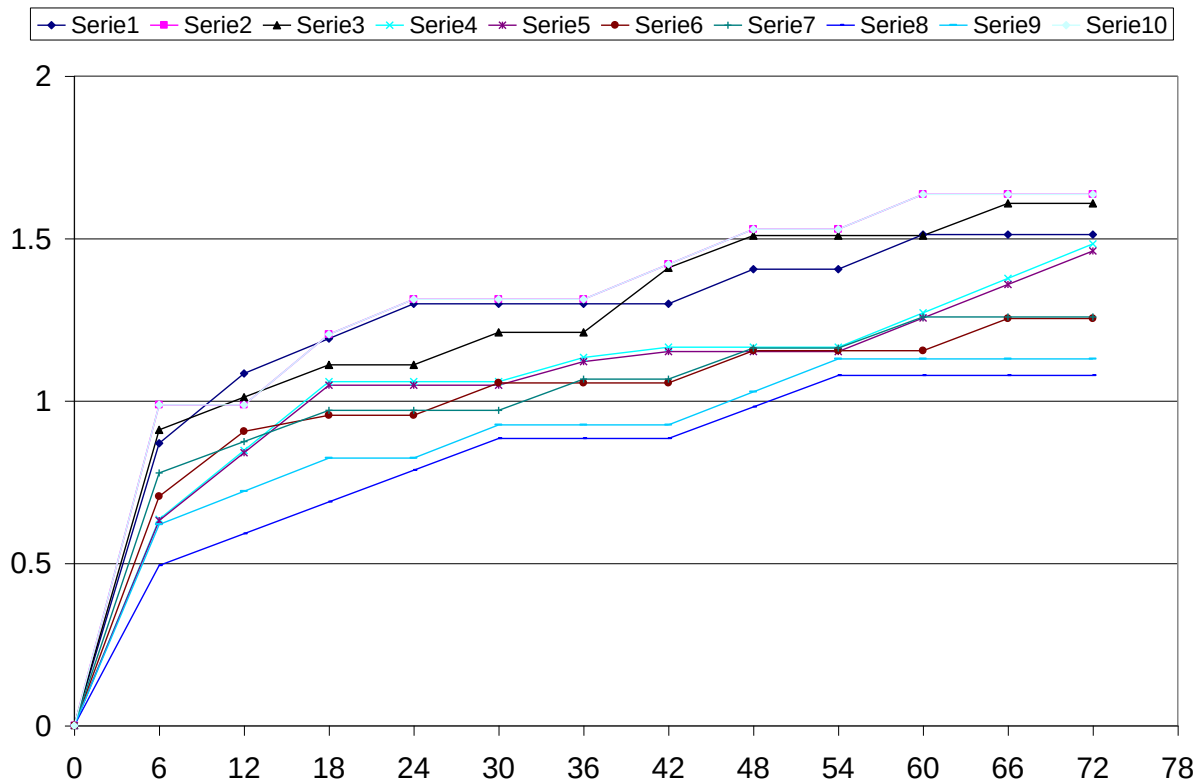
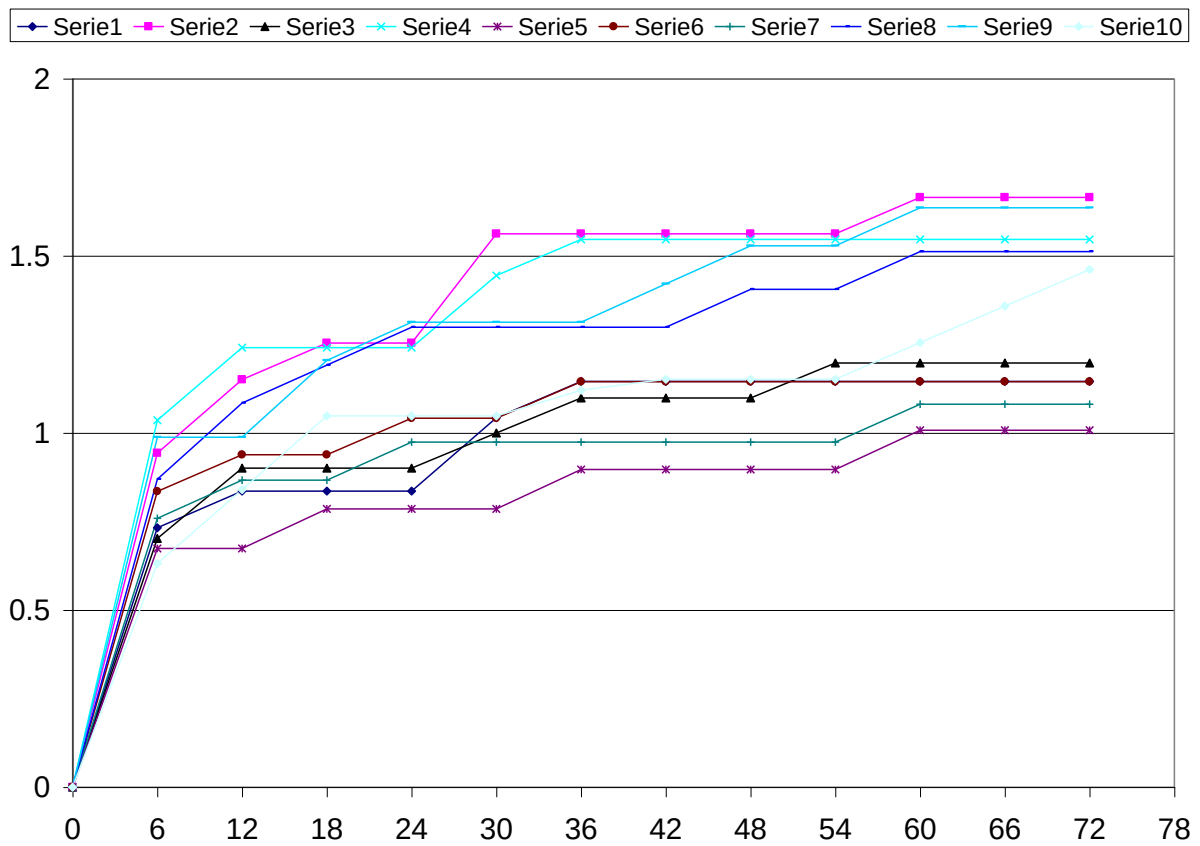
Se realizó una primera serie de pruebas de la que se determinó que el alargamiento responde de la siguiente manera:



En ella se observa que durante las primeras horas se logra el máximo crecimiento del alargamiento, después de las 72 horas el crecimiento es casi nulo y para poder notar un aumento en la medida se deben dejar pasar varios días. Además, a medida que aumenta el tiempo se deben dejar pasar más días para notar el crecimiento. Por lo tanto, hemos comprobado que después del tercer día el alargamiento crece, pero con una rampa de pendiente extremadamente baja. Esta situación se mantuvo durante los 45 días que duraron los ensayos y se ve demostrada en que el crecimiento total desde el día 15 hasta el 45 fue en promedio del 0.3 %.

Por otra parte, como más adelante utilizaremos estos resultados con coeficientes de seguridad elevados, consideraremos que el alargamiento total es el que ocurre a las 72 horas. Para poder cuantificar el alargamiento de las primeras 72 horas realizaremos otra serie de ensayos midiendo cada seis horas tanto la longitud final como la temperatura ambiente en ese momento de la medición. Se realizaron en total 30 ensayos válidos que graficaremos de a 10 a continuación.





Los valores representativos de estos ensayos han sido:

❖ **Low Risk Fracture Part (LRFP)**

- Space Hardware Selection List

❖ **Melting Wire de 0.330 mm de diámetro**

❖ **Error de la medición = ± 1 mm**

❖ **Carga sobre el MW = 400 gr**

❖ **Temperatura Ambiente**

- Máxima = 31 ° C
- Mínima = 27 ° C
- Promedio = 28.12
- Amplitud = 3 ° C

❖ **Largo Inicial del MW**

- Máximo = 100.9 cm
- Mínimo = 85.7 cm
- Promedio = 94.7 cm
- Amplitud = 15.2 cm

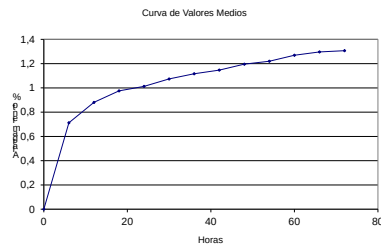
❖ **Alargamientos Porcentuales a las 72 Horas**

- Máximo = 1.665 %
- Mínimo = 0.9158 %
- Promedio = 1.307 %
- Amplitud = 0.752 %

En general se destaca el bajo valor del alargamiento obtenido, dado que el máximo de los 30 ensayos fue 1.67 %. Además, el crecimiento del alargamiento disminuye significativamente a medida que transcurre el tiempo, en especial después de las primeras 36 horas.

Se observa que la dispersión de la muestra es mayor que las que veníamos obteniendo, esto lo atribuimos a que, si bien el ensayo en si es simple, al considerar todas las variables que intervienen los errores tanto humanos como sistemáticos aumentan. De todos modos, podemos sacar valiosas conclusiones.

La mayoría de las muestras llegaron al 85 % del valor máximo aproximadamente a las 48 horas y como habíamos observado en la primera serie de ensayos, el crecimiento del alargamiento se hace prácticamente nulo al acercarse a las 72 horas. Esta característica se observa en que el alargamiento de muchas muestras se mantiene constante después de las 60 horas. Podemos representar la muestra mediante una curva de los valores medios:



Por último, debemos evaluar si este alargamiento es apto para nuestro mecanismo dado que como el MW sostiene el gatillo un alargamiento elevado producirá el disparo del mecanismo. Para abrir el RR el desplazamiento del gatillo debe ser:

$$\Delta L_{Disparo} \geq 0.5cm = 5mm$$

El largo del Melting Wire una vez instalado entre el RR y el soporte medirá 20 mm, por lo tanto, para el alargamiento máximo (1.67%) de todos los obtenidos anteriormente tenemos:

$$Long_{MW} = 20mm$$

$$Al\%_{Máximo} = 1.67\%$$

$$\Delta L_{Máximo} = \frac{Long_{MW} * Al\%_{Máximo}}{100\%} = 0.33mm$$

$$\Delta L_{Disparo} = 5mm \gg \Delta L_{Máximo} = 0.33mm$$



Concluimos que, de acuerdo a los ensayos realizados, como el alargamiento máximo que tendrá el MW es aproximadamente 15 veces menor que el mínimo necesario para disparar el RR, el comportamiento que tendrá el material bajo la acción de una carga constante y permanente es sumamente satisfactorio. Este resultado se afirma contundentemente si se tiene en cuenta que la carga utilizada es muy superior a la que



tendrá el MW en realidad.

VII. Diseño de la Interfase RESUME - MEU

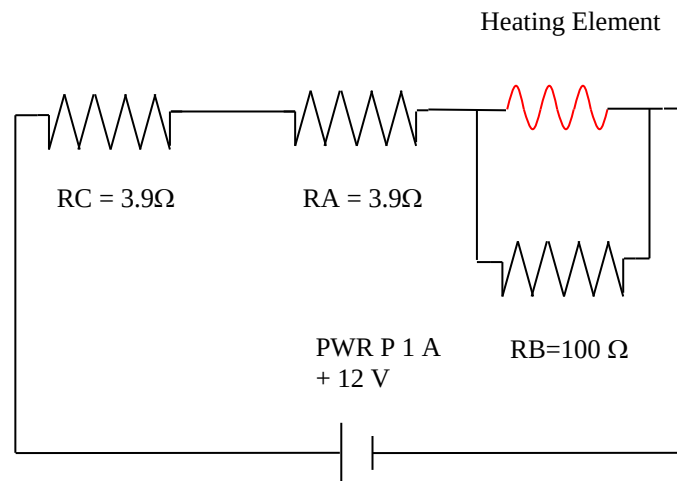
1. Introducción

Se ha estado utilizando en los ensayos la configuración electrónica de la placa interfase que se propuso en la configuración eléctrica preliminar, sin embargo, no hemos resuelto el circuito formalmente. Además, existen otros elementos de diseño que hacen a un funcionamiento más eficiente o bien son requeridos tanto por el MEU, como por las normas de Safety y que debemos considerar.

Dentro de los aspectos que nos quedan por evaluar están la potencia disipada por las resistencias, las características de los cables, el diseño desde un punto de vista térmico de la placa y la acción de las cargas mecánicas sobre ella.

2. Resolución del Circuito

Resolveremos aquí el circuito empleado en los ensayos y especificaremos las potencias que deben disipar las resistencias, tanto en condiciones normales de funcionamiento como cuando se produce la falla mecánica del HE.



❖ Características del Heating Element

- Diámetro del Alambre = 0.20 mm
- Resistencia Medida = 2.2 Ω
- Diámetro Interno de la Espira = 0.40 mm
- Cantidad de Espiras = 3.5

Resolviendo el circuito con el uso de las leyes de Kirchoff obtenemos:

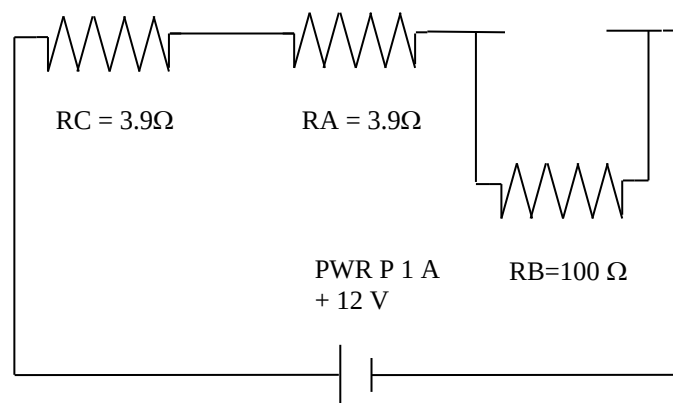
- Resistencia equivalente = 9.95Ω
- Corriente Total = 1.21 Amp.
- Corriente sobre el HE = 1.18 Amp.
- Corriente sobre RB = 0.026 Amp.

Podemos entonces calcular las potencias que deberán disipar cada uno de los elementos:

- Pot RA = $I^2 \cdot R = 5.7$ Watts
- Pot RC = 5.7 Watts
- Pot RB = 0.07 Watts
- Pot HE = 3 Watts

Se observa que no hemos excedido el límite de 1.5 Amp. establecido para el Power Port 1 A. Por otra parte, la caída de tensión sobre la RB será de 4.72 Volt también es aceptable dado que será medida por la señal Analog 1, limitada de 0 a + 5 Volt.

Se ha resuelto el circuito en su configuración normal, pero debemos conocer que sucedería en el improbable caso de que falle el HE mecánicamente. Para ello es que se ha colocado desde un inicio la resistencia de 100 ohm en paralelo. Utilizándola en esa configuración varía muy poco la resistencia equivalente del circuito y permite que circule una corriente alta por el HE. Además, si el HE fallase debemos asegurarnos que estamos colocando en el Power Port 1 A un circuito con una resistencia aceptable para no exceder la corriente máxima permitida por el MEU. Sin el HE el circuito sería:



Donde resolviendo el circuito obtenemos:

- Resistencia equivalente = 107.8Ω
- Corriente Total = 0.11 Amp.

Las potencias que deberán disipar las resistencias serán:

- Pot RA = $I^2 \cdot R = 0.05$ Watts
- Pot RC = 0.05 Watts
- Pot RB = 1.21 Watts

Concluimos, que en el improbable caso de que falle el HE, el circuito podrá funcionar correctamente sin dañar al MEU por que no se exceden los límites de las señales utilizadas.

3. Consideraciones Térmicas

Para la temperatura ambiente del SEM el circuito no presenta problemas de funcionamiento, aún para tiempos de uso muy superiores a los reales. Esto se ha verificado en numerosas ocasiones durante los ensayos realizados en etapas de diseño anteriores. Otra característica importante es que por la poca cantidad de calor que genera y por la distancia constructiva el HE no afecta la interfase.

Sin embargo, si nos detenemos a evaluar las potencias que deben disipar las resistencias veremos que tanto en el caso del funcionamiento normal, como si fallase el HE existe una clara disparidad entre lo que deben disipar las RA y RC comparado con la RB. En el funcionamiento normal las de 3.9 ohm están disipando una gran cantidad de potencia, 5.7 Watts y la de 100 ohm un valor muy bajo y dándose el caso inverso cuando falla el HE.

Por lo tanto, aprovecharemos esta propiedad para homogeneizar las temperaturas de la placa y evitar calentamientos locales colocando la resistencia RB de 100 ohm entre las otras dos. Además, para distribuir el calor más rápida y eficientemente colocaremos una superficie conductora de cobre que toque el encapsulado de las resistencias por debajo. De este modo, existirá una mejor distribución del calor con los consecuentes beneficios de eficiencia y Safety.

4. Consideraciones de las Solicitaciones Mecánicas

La Interfase RESUME – MEU como todos los demás elementos que vuelan en el SEM deben ser capaces de soportar las cargas creadas por aceleraciones y vibraciones.

Es nuestro objetivo, utilizar componentes estándares de la industria, de bajo costo y accesibles comercialmente como los utilizados en todos los ensayos. Sin embargo, estos no están preparados para recibir este tipo de cargas, una falla típica producto de estas sollicitaciones podría ser la fractura de la unión soldada con la consecuente pérdida de continuidad.

Es habitual en la industria aeronáutica y espacial que los componentes críticos o con mayores masas estén sujetos con tornillos o por algún otro medio desde puntos del encapsulado. Estos componentes especiales suelen estar fabricados con especificaciones militares, aeronáuticas o similares y no solo tienen elevados costos de adquisición, sino que tampoco se encuentran disponibles fácilmente.

En la búsqueda de una solución, encontramos que existen resinas epoxi que además de tener las propiedades mecánicas y eléctricas comunes de estos materiales, son químicamente compatibles con el cobre. Esta propiedad las hace aptas para usar como recubrimientos resistentes y de unión en las plaquetas electrónicas.

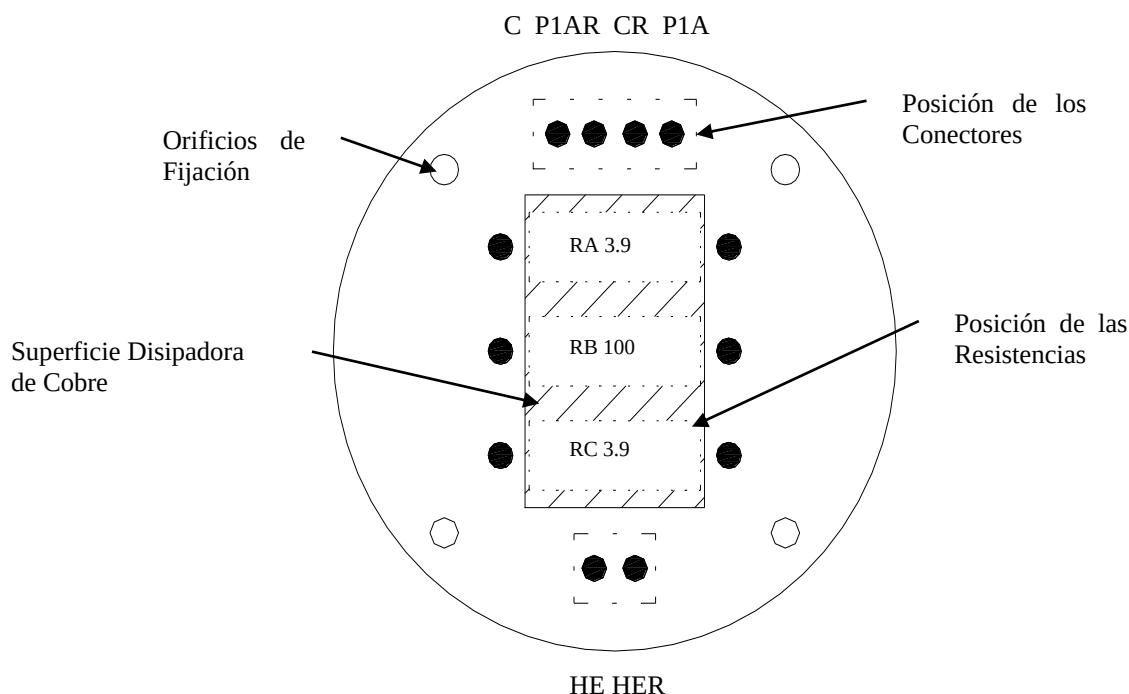
Una vez armada la placa con todos los componentes montados, se la sumerge momentáneamente en un recipiente que contiene la resina comercial ya preparada y en estado semi líquido permitiendo que esta se adhiera sobre todas las superficies y recovecos entre los componentes. Un tiempo prudencial después, se quita la placa del recipiente que contiene la resina, para dejar curar el producto de acuerdo a las especificaciones del fabricante.

Concluimos, que con este procedimiento le agregamos a la interfase las propiedades que necesitábamos puesto que los componentes estarán unidos a la plaqueta y entre sí por medio de una resina epoxi de elevada resistencia mecánica. Así, cuando surjan las sollicitaciones las cargas se transmitirán a través de la resina y no por los componentes o soldaduras que no se han fabricado para ese fin. Por otra parte, la resina contribuirá notablemente a homogeneizar las temperaturas dado que está en contacto con todos los componentes. Por último, destacamos que la placa del circuito se fabricará en material compuesto de fibra y resina epoxi de elevadas propiedades resistenciales.

5. Esquema del Circuito

Estamos en condiciones de dibujar la plaqueta base donde se montarán los componentes. Esta tendrá todas las propiedades que especificamos durante las etapas de diseño y será fabricada con componentes estándares.

En los gráficos siguientes se han dibujado en negro las pistas y puntos de soldadura de las resistencias y de los conectores para los cables que se han colocado a ambos lados de la plaqueta. La posición que ocupan las resistencias y los conectores se hizo en línea punteada. La superficie disipadora de calor pasa por debajo de las resistencias y se graficó con rayas diagonales a 45 °. La cara superior donde se apoyan los componentes será:



Donde:

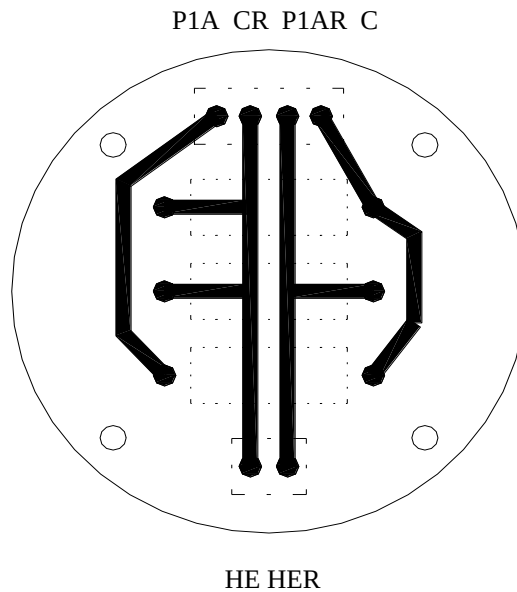
P1A: Power Port 1 A +12 V

C: Control Analog 1 (de 0 a + 5 V)

HE: Heating Element

Todos los indicados con R son Retornos de los anteriores

La cara inferior de la placa donde están las pistas tiene el siguiente diseño:



6. Características de los Cables

Habiendo resuelto todos los aspectos anteriores nos quedan por unir eléctricamente las partes, es decir que conductor dirigirá la corriente desde la Interfase al Melting Wire y al MEU. La selección de un conductor eléctrico para uso aeronáutico, de acuerdo a la circular de asesoramiento emitida por la FAA (Federal Aviation Administration) AC-43.13 depende de los requerimientos de corriente, de temperaturas de operación y condiciones ambientales. En nuestro caso estamos limitados al uso de un cable mandatorio que ya ha sido seleccionado. Como la corriente máxima que utilizaremos es comparativamente alta con las típicas corrientes para señales, estamos obligados por las especificaciones de Safety a colocar conductores normalizados de calidad aeronáutica AWG # 20. Por lo tanto, aquí aclararemos algunas de sus características sobresalientes del **Cable AN-20/AWG # 20**:

- Máximo Amp. solo en aire libre = 11 Amp.
- Máximo Amp. conducido o atado en manojos = 7.5 Amp.
- Máximo resistencia = 10.25 ohm / 1000 feet (20 ° C)
- Área nominal = 1.119 circular Mills
- Peso Terminado = 5.6 pounds / 1000 feet
- Altamente flexible
- Auto extingible
- Aislación para altas temperaturas de Teflón
- Resistente a la abrasión



VIII. Ensayos de Calificación

1. Introducción

Habiendo terminado todas las etapas de diseño y teniendo todas las partes finalmente producidas, estamos en condiciones de calificar el funcionamiento definitivo de nuestro mecanismo de restricción y liberación. Los resultados de estas pruebas serán los que utilicemos de comparación con los demás RR estándares.

Con esta serie de ensayos, se busca determinar los tiempos reales de funcionamiento del mecanismo con todas las piezas definitivas, tanto en las condiciones típicas de funcionamiento como en los límites de temperatura y alimentación.

Realizaremos entonces tres series de pruebas distintas, la primera de funcionamiento típico, otra para la condición más desfavorable posible, es decir la más baja temperatura y la menor tensión de alimentación, por último, mediremos el funcionamiento en las mejores condiciones ambientales y de alimentación.

2. Configuración Utilizada en los Ensayos

En todas las series de ensayos se utilizaron cuidadosamente las mismas condiciones para minimizar los errores de los resultados.

Las variables que podemos manejar son la temperatura ambiente y la tensión de alimentación que se midieron con instrumentos de probada certeza y con errores conocidos y acotados.

La variable a medir es el tiempo de liberación del elemento restringido, esto se realizó con un cronómetro digital operado manualmente. En la forma de realizar la medición se induce un error humano por los tiempos de reacción propios de la persona. De todos modos, para que el error sea lo más homogéneo posible todas las mediciones fueron realizadas por la misma persona.

La temperatura ambiente se registró con el instrumento colocado a un centímetro del punto de sujeción del HE y fue leído por una segunda persona un instante antes de disparar el mecanismo.

En el armado del mecanismo se respetó que la fuerza que realiza el resorte este dentro de los valores aceptables para disparar el RR. Para ello conociendo la constante del resorte, su longitud inicial y acotando su longitud final podemos con la Carga Mínima de Disparo calcular un factor de seguridad.

La longitud final de extensión del resorte la hemos acotado así porque su valor exacto depende en cada armado de la sujeción del MW.

Como un factor de seguridad mayor o igual a 3.2 es más que aceptable para disparar el RR se utilizó esta configuración durante todos los ensayos.

Otros datos destacables de las pruebas son:

Componentes del RR utilizados

- 1 Mecanismo de restricción y liberación completo
- 1 Contenedor individual para el RR
- 1 Placa Interfase RESUME-MEU

Configuración definitiva de Melting Wire y Heating Element

- Melting wire
Diámetro de la sección = 0.330 mm
- Heating Element
Diámetro de la sección = 0.20 mm
Diámetro interno de la espira = 0.40 mm
Cantidad de espiras = 3.5
Resistencia óhmica = 2.2 Ω

Instrumentos de medición

- 1 Termómetro digital industrial
- Tolerancia en las temperaturas medidas = $\pm 1/100$ ° C
- 1 Multímetro digital
- Tolerancia en DCV = ± 0.5 %
- 1 Cronómetro digital
- Precisión en 1/100 segundo

Respetando todos los elementos explicados anteriormente se realizaron los ensayos de los que se detallan los resultados en la próxima página.

3. Resultados de los Ensayos

❖ Ensayos de Funcionamiento Típico: +12 volts / + 20 ° C

	Temperatura ambiente	Tiempo de Liberación			
Ensayo Número	° C	Segundos			
1	23.5	1.2			
2	23.5	1.3			
3	20.5	1.5			
4	21.5	1.4			
5	22.0	1.0			
6	24.0	1.5	Voltaje medido de la fuente de alimentación = 12.48 V		
7	25.0	1.6	Resultados		
8	25.0	1.3	Promedio	23.5	1.31
9	25.0	1.3	Rango	4.50	0.60
10	25.0	1.3	Moda	25	1.30

❖ Ensayos de Funcionamiento de Mínima: + 9 Volt / - 10 ° C

	Temperatura ambiente	Tiempo de Liberación			
Ensayo Número	° C	Segundos			
1	-10.0	2.11			
2	-10.0	2.14			
3	-9.9	2.7			
4	-10.0	2.15			
5	-10.0	2.2			
6	-10.0	2.0	Voltaje medido de la fuente de alimentación = 9 volts		
7	-10.5	2.16	Resultados		
8	-10.0	2.9	Promedio	-10.06	2.26
9	-10.0	2.10	Rango	0.60	0.90
10	-10.2	2.13	Moda	-10.00	---

❖ Ensayos de Funcionamiento de Máxima: + 15 Volt / + 50 ° C

	Temperatura ambiente	Tiempo de Liberación			
Ensayo Número	° C	Segundos			
1	50.3	0.65			
2	50.3	0.66			
3	50.3	0.65			
4	50.5	0.66			
5	50.3	0.65			
6	50.0	0.66	Voltaje medido de la fuente de alimentación = 15.43 volts		
7	50.2	0.66	Resultados		
8	50.3	0.67	Promedio	+50.25	0.66
9	50.1	0.65	Rango	0.30	0.20
10	50.2	0.66	Moda	50.3	0.66

4. Conclusiones

En general, se observa que se mantienen las tendencias de los ensayos realizados anteriormente, en cuanto a las diferencias porcentuales entre las distintas condiciones.

Además, las variables que hemos ido ajustando han producido una mejora significativa en los tiempos de respuesta.

Como la magnitud general de los tiempos medidos es baja creemos que las dispersiones de los ensayos son sumamente aceptables si se considera la forma en que se tomaron y sus errores asociados.

Concluimos que estos ensayos son aceptables para poder realizar comparaciones cualitativas y cuantitativas con otros dispositivos de RR comercialmente disponibles.



IX. Comparaciones

1. Introducción

Realizaremos las comparaciones con los mecanismos de restricción y liberación estándares para conocer cómo se posiciona nuestro desarrollo y terminadas estas expresaremos las conclusiones correspondientes.

Para poder comparar correctamente, nos basaremos en dos productos clásicos de referencia, un RR Pirotécnico y un Motor Lineal de Parafina, de cada uno de ellos hemos elegido un modelo en particular, que pertenece al mismo rango de trabajo que el nuestro y que poseen todas las características típicas de esos sistemas.

2. Comparaciones Cualitativas

Las comparaciones cualitativas incluyen aspectos funcionales, de servicio y de Safety, según se muestra en la siguiente tabla:

	Sistemas Pirotécnicos	Motores Lineales de Parafina	RESUME
Requerimientos de Safety (1)	Altos	Bajos	Bajos
Utiliza Materiales Explosivos	SI	NO	NO
Fabricable a_magnético (2)	(4)	SI	SI
Reutilizable	NO	SI	SI
Hardware Verificable en Tierra (3)	NO	SI	SI
Cantidad de Ciclos de Vida útil	N/A	Elevados	Elevados
Permite Sistemas Redundantes	SI	SI	SI
Costo	Alto	Alto	Bajo

(1) Nos interesa saber el nivel de Safety requerido para cada sistema

(2) En algunos sistemas satelitales se busca un diseño a_magnético para mejorar el funcionamiento de instrumentos o para evitar la acción del campo magnético de la tierra sobre su actitud.

(3) Si permiten ser ensayados una vez instalados los RR y sus elementos retenidos (paneles y antenas).

(4) El fabricante no provee datos.

N/A no aplicable

3. Comparaciones Cuantitativas

Otra comparación que podemos realizar, se basa en aspectos cuantitativos del funcionamiento de los RR, por ejemplo, consumos eléctricos y tiempos de respuesta. Estas comparaciones las realizaremos con las características exactas de las hojas de datos de los fabricantes y de nuestros ensayos. La tabla siguiente muestra una comparación relativa a las características del RESUME.

	Sistemas Pirotécnicos	Motor de Parafina	RESUME
Tiempo Relativo de Disparo [seg]	0.005	>100	1
Consumo Eléctrico Relativo [W.seg]	0.01	>100	1
Masa Relativa [kg]	1	>2	1
Costo Relativo [USD]	>2	>2	1

4. Síntesis de las Comparaciones

4.1 Cualitativas

En las comparaciones cualitativas, se observan las propiedades de importancia a verificar antes de seleccionar un RR para un sistema satelital.

De las primeras comparaciones de los aspectos de seguridad, el RESUME se posiciona tan bien como los motores lineales de parafina (MLP), mostrando que por sus propiedades poseen las mejores características de Safety que se pueden pedir. Contrariamente los pirotécnicos muestran su lado más débil, ya que pueden ocasionar daños a personas y/o equipos - tanto en tierra como en vuelo - producto de un mal funcionamiento o de una activación inapropiada.

Desde la necesidad de contar con mecanismos de RR amagnéticos, no tenemos datos de los pirotécnicos, pero tanto el RESUME como los MLP son fabricables con este tipo de materiales. En nuestro caso para convertir el RESUME en amagnético debemos sencillamente cambiar el material con que están hechas algunas de sus piezas.

El RESUME es reutilizable y permite realizar una innumerable cantidad de ensayos en tierra para verificar el funcionamiento del despliegue de antenas y paneles puesto que no está limitado desde un punto de vista práctico. Los MLP tienen nuestras mismas características y los pirotécnicos todo lo opuesto dado que es necesario utilizar un dispositivo para cada ensayo de verificación.

Todos los sistemas permiten crear soluciones redundantes, tanto el RESUME como los MLP se pueden duplicar los sistemas de disparo con dobles Heating Element, los pirotécnicos permiten el uso cadenas lógicas tanto en serie como en paralelo para garantizar el corte. Sin embargo, el peso de la redundancia de los pirotécnicos es muy superior a los demás

El RESUME sobresale por tener un costo mucho menor que los demás tanto de fabricación como de operación.

Concluimos de estos análisis que los sistemas pirotécnicos poseen muchas más desventajas cualitativas que los demás, destacándose los puntos de Safety como principal elemento negativo. Contrariamente el RESUME y los MLP tienen buenas propiedades en todos los puntos técnicos y operativos, aunque el costo de nuestro desarrollo es significativamente menor y no tiene tantas limitaciones de uso (por ejemplo, los rangos térmicos).

4.2 Cuantitativas

Como primer punto a favor tenemos su masa relativamente baja. Con respecto a la máxima temperatura de operación sobresalen los pirotécnicos que llegan hasta los 100 ° C. Sin embargo, los catálogos de los MLP acotan que se puede cambiar la parafina para lograr mayores temperaturas. La misma solución puede adoptarse para nuestro desarrollo cambiando el material del Melting Wire.

La temperatura mínima de operación del RESUME, es más alta que las demás, puesto que colocamos la más baja que hemos probado y no otros valores teóricos posibles. Sin embargo, la temperatura de fragilidad del material seleccionado para el Melting Wire es de – 80 ° C. Aun así, se puede adoptar una solución similar a la anterior cambiando el material. Como el MW es un plástico polimérico no tenemos dudas que en caso de ser necesario mejorar esta cualidad es fácilmente posible.



El tiempo de accionamiento de los pirotécnicos es despreciable por su funcionamiento. El RESUME tiene un tiempo de respuesta excelente de 1.31 segundos a 20 ° C comparado con los 250 segundos de los MLP a 0 ° C. Además, que contrariamente a los MLP, tal como se demostró en los ensayos de compatibilidad el tiempo de disparo del RESUME no es prácticamente afectado por la temperatura ambiente. Las diferencias en los ensayos de compatibilidad entre los – 10 ° C y los 20 ° C fueron de solo un 5 %. Asimismo, en los ensayos de calificación la peor respuesta que se tuvo fue de 2.26 segundos a – 10 ° C y con la fuente de alimentación en solo 9 volts. Por lo tanto, en el peor de los casos nuestro tiempo de disparo es más de 100 veces menor.

La potencia eléctrica necesaria para la activación es prácticamente nula en los pirotécnicos y aceptable en los otros dos mecanismos.

También por su funcionamiento los pirotécnicos no consumen, sin embargo, el consumo de los MLP es sumamente alto. Esto se debe al cambio de temperatura que deben producir en la masa de parafina, para que cambie del estado sólido al líquido y así lograr el disparo. Aquí el RESUME sobresale notablemente puesto que tiene un consumo de apenas 18.9 Watts – seg. comparados con los 2500 watt – seg. de los MLP. Esto es un consumo más de cien veces menor inclusive con elevadísimos factores de seguridad

Concluimos que las propiedades y características evaluadas en el RESUME son acordes a las de los demás mecanismos RR y en muchos casos significativamente mejores.



X. Conclusiones Generales



En este punto se presenta una breve conclusión global, principalmente de los resultados finales obtenidos en la etapa de diseño del mecanismo, dado que para muchos de los puntos se realizaron comentarios finales donde se encontrarán particularidades de cada etapa de diseño. De todos modos, realizaremos comentarios sobre los sistemas de trabajo utilizados.

Este trabajo empezó con el estudio de los sistemas existentes gracias a lo cual pudimos conocer las características de los mecanismos de RR, sus particularidades, puntos fuertes y debilidades. Este comienzo tuvo la importancia de permitirnos saber, cuáles eran las necesidades de la industria aeroespacial, para poder cubrirlas con nuestro trabajo y cuál era el estado actual tecnológico de este tipo de sistemas.

Como se puede observar el diseño preliminar fue intensivo y extenso abarcando todos los puntos definitivos del proyecto. En muchos puntos particulares se trabajaron en paralelo y en conjunto los problemas relacionados, de esta manera no solo se ahorró una considerable cantidad de tiempo, sino que permitió la obtención de respuestas eficientes con procesos de decisión simples.

Para la selección del Heating Element y el Melting Wire se realizó un estudio de todos los requerimientos necesarios en el material para realizar las funciones establecidas. Se incluyeron aspectos de seguridad y del entorno espacial, como ejemplo podemos nombrar que se requirió que los materiales fueran no tóxicos ni inflamables, además, el HE debía ser capaz de responder al shock térmico producto a la baja temperatura del entorno orbital.

Una correcta evaluación global de los requerimientos de todos y cada uno de los factores intervinientes se llevó a cabo con éxito en el estudio de requerimientos y compatibilidades. Los ensayos de esta parte, nos sirvieron para tomar decisiones de diseño y hacer los ajustes que permitieron reducir significativamente de tiempo de respuesta del RR. Estos resultados pueden verse comparando los tiempos de las tablas de los ensayos de compatibilidad, con las de calificación, para iguales condiciones ambientales y eléctricas.

Por otra parte, gracias al diseño preliminar fue posible establecer la respuesta positiva del RR en todas las condiciones de vuelo.

Cuando desarrollamos el mecanismo de restricción y liberación pudimos obtener márgenes de seguridad muy elevados en todas las condiciones evaluadas. Resultados aún mejores se encontraron al colocar el melting wire en todas las condiciones de carga factibles. Aquí es donde se empiezan a notar las buenas características del conjunto puesto que no fue necesario hacer correcciones con respecto al diseño preliminar.

También en el caso de la Interfase RESUME – MEU se superaron las necesidades del funcionamiento normal y del modo de falla del melting wire. Para mejorar la eficiencia y evitar calentamientos locales se realizó un estudio térmico. Cuando se consideraron las sollicitaciones mecánicas sobre los componentes creamos una respuesta de diseño poco habitual con el uso de nuevas resinas epoxi, pero altamente eficiente

Considerar que se realizaron aproximadamente 13 ensayos, en los que se tomaron alrededor de 500 muestras válidas durante las distintas etapas del diseño, nos sirve, por un lado, para comprender la utilidad de esta herramienta con la que pudimos contestar muchos interrogantes de difícil acceso teórico, pero, además, da una idea cabal de la magnitud del trabajo realizado en términos del tiempo empleado.

Con el objetivo de separar el trabajo de los resultados, nos pondremos ahora en un punto de vista cerrado que solo evalúa los resultados finales obtenidos, sin considerar el trabajo realizado para lograrlo. Para ello iremos evaluando una a una las propiedades que estos mecanismos deben poseer.

Las acciones llevadas a cabo para mantener la seguridad de las personas o Safety siempre tienen la máxima prioridad. Tanto es así que los sistemas pirotécnicos están siendo relegados de los sistemas satelitales por los motores lineales de parafina (MLP) u otros dispositivos por razones de seguridad.

El RESUME, posee todas las características de Safety que se le pueden pedir, porque tanto en tierra como en vuelo no pone en peligro ni materiales, ni recursos humanos, así sea operando normalmente o si es disparado accidentalmente. Es decir, esta al mismo nivel que los sistemas más seguros de los desarrollados en su oportunidad.

Los sistemas satelitales hasta que no despliegan sus propios paneles solares, deben alimentarse de la energía almacenada por las baterías en tierra antes del lanzamiento y en esas condiciones el tiempo de operación es muy limitado. Por lo tanto, la falla de un RR es catastrófica puesto que no permite el cumplimiento de la misión. Es por ello que los sistemas de despliegue se prueban una y otra vez en tierra para garantizar su funcionamiento.

Nuestro desarrollo permite un número elevado de ensayos en tierra con un costo de operación absolutamente despreciable. También es posible crear configuraciones doble y triplemente redundantes sin un aumento significativo del peso de o del costo del conjunto.

Las temperaturas máximas y mínimas de operación de los RR también fueron comparadas con buenos resultados. Nuestro mecanismo al igual que los MLP puede cambiar, si es que así se requiriese, el material del disparador para permitir rangos más amplios de operación.

El RESUME tiene un tiempo de disparo extremadamente bajo con respecto a los MLP. El peor tiempo de los ensayos de calificación fue 100 veces menor. Además, prácticamente no depende de la temperatura ambiente.

El ultimo resultado que nos queda por evaluar es el consumo. Aquí es donde, según nuestro criterio, el RESUME se despega de su mejor competidor. Como explicamos antes hasta no desplegar los paneles los satélites no pueden consumir mucha energía. El consumo de los MLP es considerable y será muy tenido en cuenta en las etapas de diseño del satélite finalizando, en un mayor peso de carga por mayores baterías. Es decir que el RESUME no solo consume más de 100 veces menos energía (según los ensayos de calificación y las comparaciones), sino que provocará una disminución en el peso total de baterías transportadas por el satélite.

En síntesis el RESUME resulta ser un adecuado mecanismo de restricción y liberación por todas las características enumeradas muy brevemente en este informe ya que las mismas presentan interesantes mejoras respecto de los mecanismos alternativos presentados en este informe.



XI. Experiencia de Vuelo

1. Descripción de la Experiencia de VUELO

El experimento de vuelo constó, según se describe en este informe, 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. A continuación, se presenta la unidad volada:





2. *Datos Obtenidos en Vuelo*

La información obtenida durante el vuelo está codificada en el archivo 0105post1.mdf siendo la síntesis de su contenido la siguiente:

A:\0105post.mdf 03-18-2002 06:12:47

Number of blocks your time line occupies = 5
Total number of commands = 22
Number of set commands = 3
Number of reset commands = 3
Number of measurement commands = 16

Channel	Measurements
0 Thermistor #1	1200
1 Thermistor #2	1200
2 Thermistor #3	1200
3 Analog #1	6000
4 Analog #2	0
5 Analog #3	0
6 Analog #4	0
7 Analog #5	0
8 Analog #6	0
9 Chan 9	0
10 Chan 10	0
11 Current	6000
12 MEU +12V	1200
13 MEU +5V	1200
14 Ref +5V	0
15 Thermistor	1200

~~~~~  
Total                                              19200  
Total number of measurements made       = 19196  
Total number of blocks used                = 2405



### ***3. Inspección Post\_Vuelo***

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 funcionabilidad 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**