

## ESTUDIO Y ENSAYO DE VIBRACIÓN DE SISTEMA DE DESACOPLE DE VEHÍCULOS ESPACIALES

Figueroa, Fernando <sup>(1)</sup>. Trabucco Franco <sup>(1)</sup>. Marranghello, Tomás <sup>(1)</sup>. Misericordia, Fredy <sup>(1)</sup>.  
Martínez del Pezzo, Andrés <sup>(1)</sup>.

<sup>(1)</sup> Centro tecnológico Aeroespacial (CTA). Grupo de Ensayos Mecánicos Aplicados (GEMA). Departamento de Aeronáutica. Facultad de Ingeniería. UNLP. CP  
1900.amartinez.delpezzo@ig.unlp.edu.ar

Sistema separación, interetapas, comportamiento dinámico, ensayos de calificación.

### INTRODUCCIÓN

En este trabajo se presentarán algunos de los ensayos realizados para la calificación de un sistema de desacople. Este componente, dispuesto en conjunto con actuadores, conforman el sistema de separación inter-etapa de un vehículo espacial. Estos sistemas de desacople se encargan de mantener unidos ambos módulos, soportando las solicitaciones estructurales propias del lanzamiento y vuelo de un cohete, hasta que se alcanza el momento de separación, donde los actuadores al desacoplarse ambos módulos aplican una carga para favorecer la separación.

En este caso en particular, se analizará cómo se comporta el sistema de desacople frente a las cargas dinámicas que se presentan durante el vuelo del vehículo lanzador.



Figura 1 - Sistema de desacople.

Durante el vuelo de un cohete se presentan cargas dinámicas que pueden ser generadas por diversas fuentes, como el motor, fuerzas aerodinámicas, resonancias estructurales, accionamiento de actuadores, etc. Por esto, es importante que los componentes del cohete puedan resistir estas cargas, sin que estas afecten su funcionamiento o produzcan daños.

Con el fin de verificar que los componentes cumplan con estos requerimientos, se realizan los ensayos de calificación, que buscan simular los efectos de las vibraciones durante el vuelo, para poder evaluar sus efectos en los componentes.

Para este caso, debido a que no se tienen datos del vehículo lanzador, al estar en instancia de desarrollo, se toman referencias de normas y otros vehículos lanzadores.

Uno de los recursos encontrados para estimar las condiciones de vuelo, es la norma "GSFC-STD-7000B" [1] de la NASA. Si bien esta norma se enfoca en la calificación de la carga paga, se opta por utilizarla en los componentes del vehículo lanzador, considerando que esta normativa presenta algunos valores generales para la calificación de dichos componentes.

Otra norma consultada fue la MIL-STD 810G que, si bien tiene información de varios tipos de vehículos, para el caso de vehículos lanzadores, la información que suministra es muy escasa.

Luego de analizar las normas mencionadas, se concluye aplicar dos tipos de cargas al componente, una vibración tipo random donde se aplican vibraciones aleatorias en un amplio rango de frecuencia, siguiendo un diagrama de densidad espectral de aceleraciones, lo cual permite tener en cuenta una amplia variedad de posibles vibraciones. La segunda consiste en aplicar una vibración tipo sine burst, que busca someter al componente a picos de aceleración de baja frecuencia y corta duración, tanto positivos como negativos de alto valor. Luego de aplicada cada una de las sollicitaciones se evalúa si el componente presenta alguna falla de operación. Para el ensayo tipo sine burst se toman como valores de referencia para la aceleración, los correspondientes a un vehículo lanzador comercial, particularmente el Falcon 9, donde en su manual de usuario se especifican las aceleraciones máximas que sufre la carga paga, por lo cual nuevamente, no se encuentran recursos específicos para los componentes de vehículos espaciales, por lo cual se opta por utilizar dichos valores como referencia.

## DESARROLLO

El sistema de desacople cuenta con una traba sujeta por un émbolo, de actuación neumático, el cual es retenido por un resorte, que impide el desplazamiento del mismo, evitando que este pase del estado de retención a liberación hasta el momento de ser accionado, por lo que se debe verificar que las vibraciones que se generan durante el vuelo no accionen el cambio de estado.

Entonces, para calificar el sistema de desacople, se lo ensaya en un vibrador con vibraciones de tipo random y sine burst, verificando que el sistema no sea accionado por las mismas y siga funcionando de forma normal luego de los ensayos.

Para el ensayo de vibración tipo random, se sigue la normativa "GSFC-STD-7000B" [1]. Este se desarrolla en un rango de frecuencias de 20 – 2000 Hz, en los 3 ejes perpendiculares durante 1 minuto en cada uno. Este deberá representar el nivel de calificación, el cual se corresponde al nivel de aceptación, más 3dB.

Ya que para este componente no se poseen datos sobre el espectro requerido (de ensayos anteriores o experiencias previas) se utiliza la gráfica de un ensayo generalizado de aceptación (Figura 2), brindada por la normativa, y se determina, dado que la masa de las diferentes etapas supera los 200 kg, por lo que según la normativa le que corresponde un espectro random de 5,65  $g_{rms}$  para la aceptación y 7,98  $g_{rms}$  para la calificación (Figura 3).

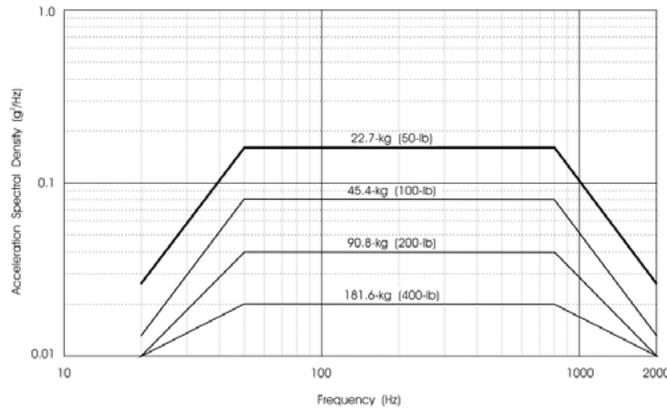


Figura 2 – Espectro de aceptación, GSFC-STD-7000B [1].

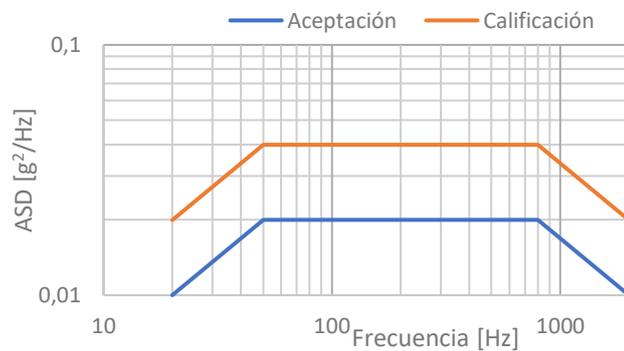


Figura 3 - Espectros de aceptación y calificación utilizados.

Para el ensayo tipo sine burst, se somete la pieza a 7 ciclos de una onda sinusoidal, con una frecuencia de entre 20 y 35 Hz. Debido a que se desconocen las magnitudes de la aceleración, se propone utilizar el perfil de aceleraciones especificados en el manual de usuario del lanzador Falcon 9 (Figura 4) [2]. Por otra parte, al tratarse de un ensayo de calificación, se contempla ensayar a 1,25 veces de la carga límite. Tomando las máximas aceleraciones de la Figura 4, 6g en el eje vertical y 2 g en el eje horizontal, por lo que para la calificación se utilizará un pico de 7,5 g en el eje vertical (eje Z) y 3 g en el eje horizontal (ejes X e Y). En el caso del eje vertical, se verifica que no haya separación en la interfaz de liberación utilizando una galga de 0,1 mm.

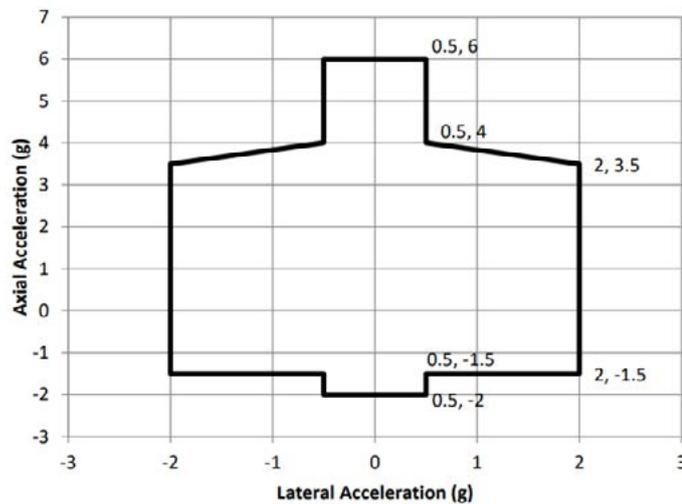


Figura 4 - Perfil de aceleraciones, Falcon 9 [2].

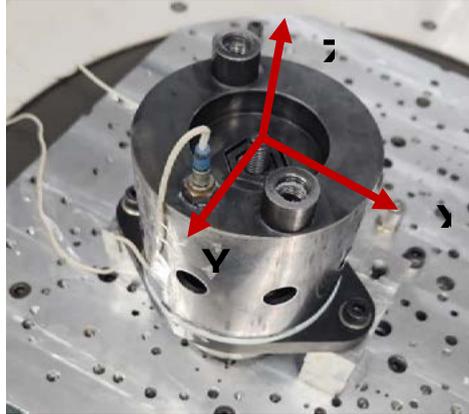


Figura 5 - Ejes del sistema.

Antes de iniciar los ensayos descritos, se realiza un barrido senoidal, que luego se repite al final de cada ensayo, con el fin de comparar la respuesta del sistema luego de cada ensayo. Primero se realiza el ensayo de vibración tipo random, y luego, el de vibración tipo sine burst. Esto se repite para cada eje.

## RESULTADOS Y DISCUSIÓN

En las figuras 6 a 8 se resumen las curvas de respuesta del componente en las vibraciones random. Luego en las figuras 9 a 11 se presentan las curvas comparativas de los barridos de frecuencia previos y posteriores a cada uno de los dos ensayos.

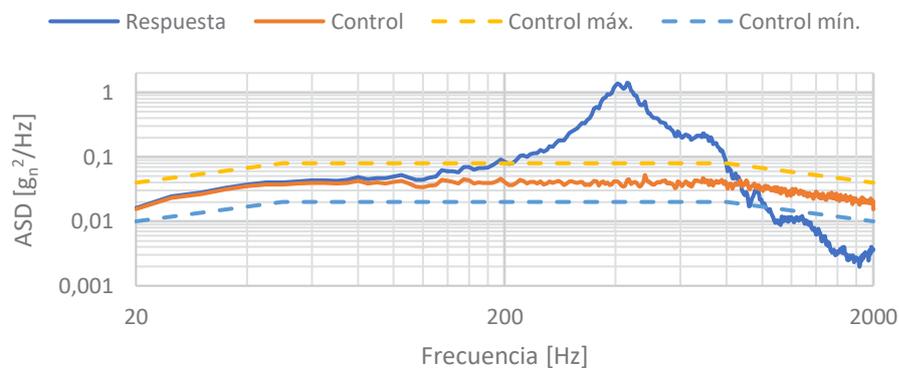


Figura 6 - Espectro de vibración tipo random en X.

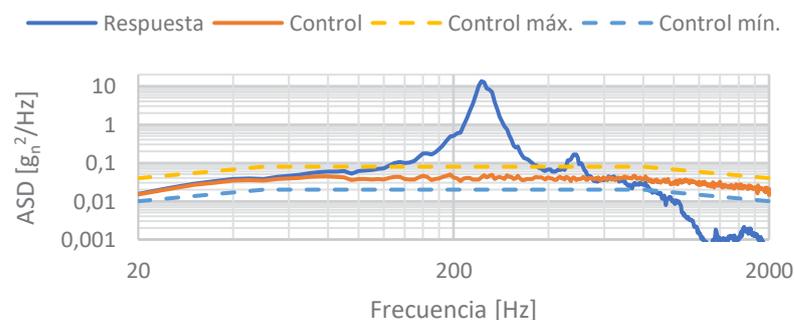


Figura 7 - Espectro de vibración tipo random en Y.

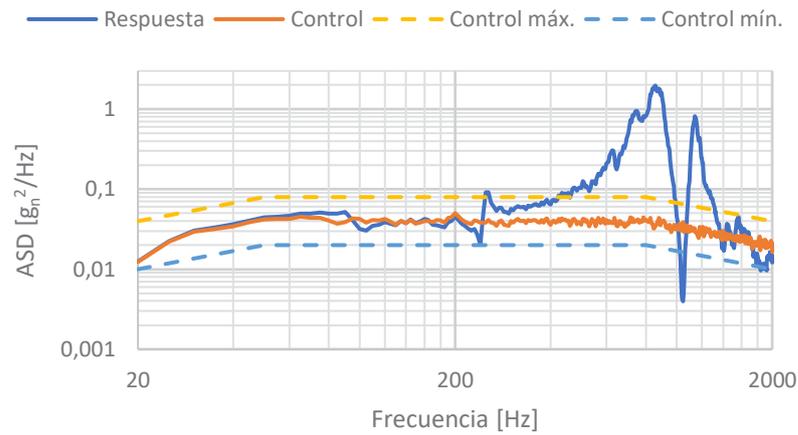


Figura 8 - Espectro de vibración tipo random en Z.

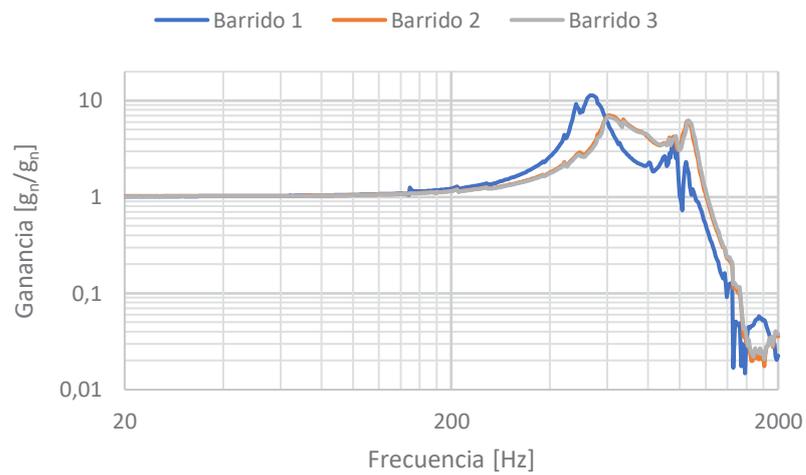


Figura 9 - Comparación de barridos en X.

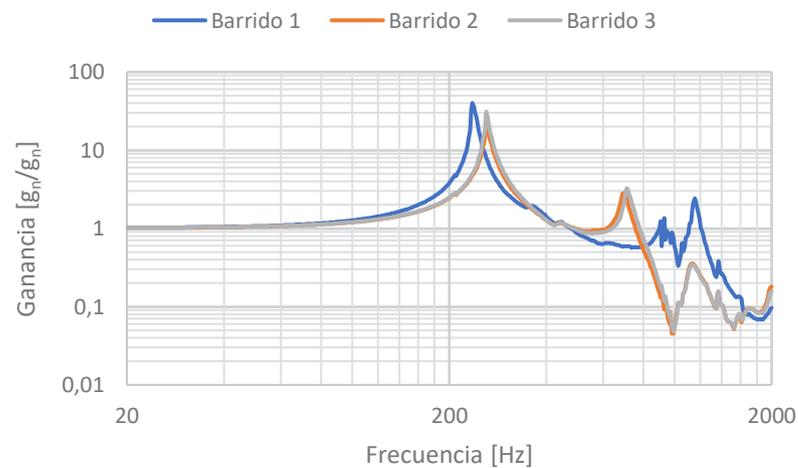


Figura 10 - Comparación de barridos en Y.

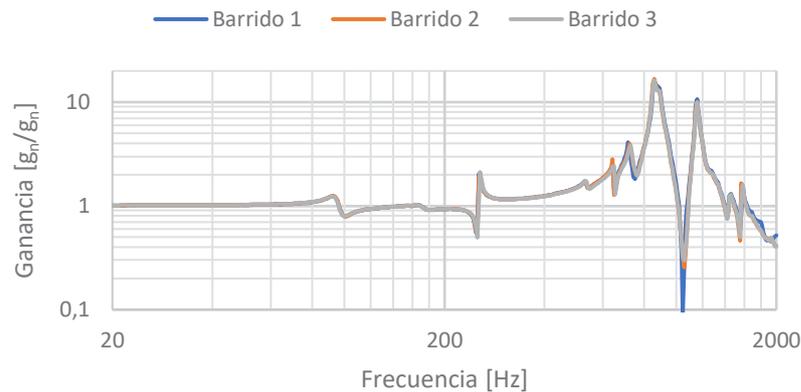


Figura 11 - Comparación de barridos en Z.

Luego de los ensayos random y tipo sine burst el sistema continuó siendo operativo, sin presentar desacoples no controlados ni pérdida de estanqueidad entre ambas partes de la junta, lo cual se controló con una galga durante los ensayos (ver fig 12).

Por otro lado al observar las figuras 9 a 11, se aprecia que la primera frecuencia natural del sistema se encuentra por encima de los 200 Hz para todos los ejes ensayados, superando en gran medida lo requerido, ya que como referencia para cargas pagas las frecuencias deben superar los 100 Hz.



Figura 12 - Verificación de pérdida de estanqueidad mediante galga.

## CONCLUSIONES

Se puede observar que la primera frecuencia natural del sistema se encuentra por encima de los 200 Hz para todos los ejes ensayados, superando en gran medida a lo requerido, ya que para cargas pagas las frecuencias deben superar los 100 Hz.

En todos los casos estudiados se pudo verificar que posteriormente al ensayo el sistema presentó un correcto funcionamiento.

No se detectó pérdida de estanqueidad en la junta durante el ensayo de sine burst, mediante la galga.

## BIBLIOGRAFÍA

- [1] Michael Viens. General Environmental Verification Standard (GEVS) for GSFC Flight Programs and Projects. Technical Report GSFCSTD-7000B, NASA, April 2021.
- [2] Falcon User's Guide september 2021.
- [3] Daniel J. Inman (2000), Engineering Vibration, Second Edition, Prentice-Hall, Inc.