

Revisión de las Pruebas de Vacío Térmico realizadas a Satélites tipo CubeSat.

Mirla J. Cárdenas C.

Centro de Investigación y Desarrollo Espacial, Agencia Bolivariana para Actividades Espaciales.

Puerto Cabello, Venezuela.

mirlajcardenasc@gmail.com

Resumen – Los satélites tipo CubeSat fueron concebidos desde hace más de diez (10) años. Desde ese tiempo, más de cien (100) satélites han sido lanzados. A pesar de que inició como una herramienta de enseñanza en las universidades, los CubeSat han ganado popularidad en la industria satelital. Debido a que presentan cortos tiempos de desarrollo y bajos costos con la ventaja de poder ser utilizados para diferentes misiones. Este artículo presenta una investigación documental acerca de las pruebas de vacío térmico realizadas a nano-satélites tipo CubeSat. Comprende el estudio de los estándares para CubeSat, requerimientos de los vehículos lanzadores y reportes de pruebas de satélites que han sido desarrollados por distintas universidades u organizaciones. Como resultado se muestra los parámetros considerados en dichas pruebas, con la finalidad de proveer una guía para la ejecución de pruebas de vacío térmico a CubeSat.

Palabras clave: Ciclos térmicos, vacío térmico, cámara de vacío, Cubesat.

INTRODUCCIÓN.

Desde sus inicios en 1960, el avance en el diseño de naves espaciales se ha incrementado exponencialmente. Las naves espaciales actuales poseen mayores capacidades que las de años anteriores, consolidando múltiples misiones en una sola plataforma espacial. Sin embargo esta evolución ha conllevado al incremento en la complejidad, tiempo de diseño y costo de las naves.

Como consecuencia de esto resultaba imposible el desarrollo de plataformas satelitales por universidades o pequeñas organizaciones, debido a las dificultades asociadas a la manufactura y los grandes presupuestos que estos conllevan. Estas dificultades han conllevado a que los líderes en tecnología espacial del mundo han enfocado sus esfuerzos en satélites más pequeños que

puedan cumplir con las misiones que tradicionalmente han sido asignadas a satélites de grandes dimensiones.

Un CubeSat es un tipo de satélite miniaturizado, usualmente tiene el volumen exacto de 1 L, posee una masa no mayor de 1.3 Kg y en su mayoría utilizan componentes electrónicos comerciales.

Al igual que todos los tipos de nave espacial, los CubeSat deben ser sometidos a pruebas de ambiente espacial, con la finalidad de asegurar su supervivencia en el lanzamiento y en el ambiente de operación. En el caso de los CubeSat estas pruebas son requeridas por los proveedores de lanzamiento ya que deben garantizar la seguridad de los demás satélites junto a los que son lanzados. Estas pruebas incluyen: pruebas de vibración, pruebas de choques y pruebas térmicas.

Uno de los ambientes de mayor severidad que experimentará un CubeSat es el ambiente térmico. Para un satélite que orbita la tierra, enfrentará diversos ciclos de temperaturas extremadamente altas y bajas, a medida que orbita entre la iluminación del sol y la sombra de la tierra. Esto crea ciclos de fatiga en las diferentes piezas y componentes de la nave espacial, los cuales si no son tratados apropiadamente puede conllevar a la pérdida de la misión.

I. ESTÁNDARES

Para la revisión de los estándares aplicable para las pruebas a Cubesat, se encontraron los siguientes.

A. *CubeSat Design Specification*

En este documento se establece los requisitos y directrices para el diseño de CubeSat, fabricación y pruebas. Sin embargo establece claramente que los requisitos en este documento pueden ser reemplazados por requisitos del proveedor de lanzamiento.

La evaluación se llevará a cabo para cumplir con todos los requisitos del proveedor de lanzamiento, así como

cualquier requisito adicional de las evaluaciones que se consideren necesarias para garantizar la seguridad de los CubeSat, P-POD, y la misión principal. Si el entorno del vehículo de lanzamiento es desconocido, se puede utilizar la norma de verificación del medio ambiente (GEVS, GSFC-STD-7000) y la norma MIL-STD-1540, para derivar los requisitos de pruebas. La GSFC-STD-7000 y la MIL-STD-1540 son referencias útiles en la definición de los entornos y los requisitos de pruebas, sin embargo los niveles de prueba definidos en el GSFC-STD-7000 y MIL-STD-1540 no están garantizados para abarcar o satisfacer todos los entornos de prueba del vehículo lanzador. Los requisitos de ensayo y niveles que no son generados por el proveedor de lanzamiento o P-POD integrador son considerados como no oficial. Los requisitos de prueba del proveedor de lanzamiento se sustituirán a entornos de prueba de cualquier otra fuente. El P-POD se pondrá a prueba en una manera similar para garantizar la seguridad y la mano de obra antes de la integración con los CubeSat.

El Vacío Térmico de “horneado” se llevará a cabo para asegurar la emisión de gases adecuada de los componentes. La especificación de la prueba es dada por el proveedor de lanzamiento.

B. General Environmental Verification Standard (GEVS) for Flight Programs And Project GSFC-STD-7000A.

Esta norma establece los requisitos y directrices para los programas de verificación ambiental para las cargas útiles, subsistemas y componentes GSFC y describe métodos para la aplicación de esos requisitos. Contiene una base de referencia para la demostración de prueba o análisis del desempeño satisfactorio del hardware en los entornos de misiones previstas y se han cumplido con los estándares mínimos de mano de obra. En esta norma se dan los niveles de la directriz de ensayo, proporciona una guía en la elección de opciones de prueba y describe las pruebas aceptables y los métodos analíticos para la aplicación de los requisitos.

En la sección de requerimientos de pruebas de vacío térmico establece los siguientes lineamientos:

El programa de calificación de vacío térmico se asegurará de que la carga útil opera satisfactoriamente en un entorno espacial simulada en condiciones más severas de lo esperado durante la misión.

En la tabla 1, se muestra los factores para el prototipo de calificación, el prototipo de vuelo de calificación y la aceptación.

| Pruebas | Prototipo de calificación | Prototipo de vuelo de calificación | Aceptación |
|-----------------|----------------------------------|------------------------------------|----------------------------------|
| Vacío Térmico | Max/Min $\pm 10^{\circ}\text{C}$ | Max/Min $\pm 10^{\circ}\text{C}$ | Max/Min $\pm 5^{\circ}\text{C}$ |
| Ciclos Térmicos | Max/Min $\pm 25^{\circ}\text{C}$ | Max/Min $\pm 25^{\circ}\text{C}$ | Max/Min $\pm 20^{\circ}\text{C}$ |

Tabla 1. Factor de Temperatura de las Pruebas.

II. REQUERIMIENTOS DE VEHÍCULOS LANZADORES

En los vuelos espaciales, un vehículo de lanzamiento, es un cohete usado para llevar una carga útil desde la superficie de la tierra hasta el espacio. En esta sección se mencionan algunos vehículos lanzadores que son proveedores y presentan sus requerimientos para realizar las pruebas a las cargas útiles antes de ser lanzados hacia el espacio.

A. DNEPR

El Dnipro/Konversiya (DNEPR) es un vehículo lanzador diseñado por la oficina de diseño Yuzhnoe en dipropetrovsk, Ucrania; se utiliza para el lanzamiento de satélites al espacio. En una misión típica, el DNEPR transporta una carga principal de mayor tamaño, junto a una carga secundaria compuesta de satélites de menores dimensiones y CubeSats más pequeños y livianos.

Para el lanzamiento de los satélites de menores dimensiones y CubeSats se debe cumplir con ciertos requerimientos para evitar algún daño tanto en el vehículo lanzador como en la carga principal. A continuación se presentarán los requerimientos que se deben seguir para las pruebas de vacío térmico. El vacío térmico es crítico en el hardware del modelo de vuelo, ya que se deben asegurar bajos niveles de emisión de gases. El Thermal bakeout de subconjuntos de menores dimensiones y de componentes ayuda a reducir el tiempo del Thermal Bakeout general y a disminuir los niveles finales de emisión de gases. Un nivel mínimo de vacío de 5×10^{-4} Torr debe alcanzarse para observar la salida de gases de los componentes.

En el DNEPR Safety Compliance Requirements se definen los siguientes pasos para la ejecución de las pruebas de vacío térmico.

1. Leer y comprender todas las medidas antes de realizar cualquier acción.
2. Limpiar la superficie externa de todo el hardware con toallitas libres de pelusas y

- alcohol isopropílico de grado de laboratorio antes de entrar a la cámara de vacío térmico.
3. Colocar el hardware una vez limpio dentro de la cámara de vacío térmico.
 4. Llevar la cámara a un nivel de vacío al menos de 5×10^{-4} Torr, la desgasificación se observará fácilmente en niveles más altos de vacío.
 5. Se registra el nivel inicial de presión y temperatura en la lista de verificación de cumplimientos de horneado la cual es dada en esta documentación.
 6. A partir de la temperatura ambiente aproximadamente 25°C , se eleva la temperatura del elemento de cubierta o de calentamiento a 70°C .
 7. Cuando la temperatura aumenta, se registra el nivel de presión junto con la temperatura correspondiente cada 20 minutos.
 8. Esperar que la superficie exterior del hardware llegue a 70°C .
 9. Dejar que el hardware se “hornee” a 70°C durante una hora.
 10. Registrar la temperatura y la presión cada 10 minutos durante la primera cocción, tomando nota de las lecturas de las presiones inusuales.
 11. Si no se desea llevar el hardware a 70°C , es posible que se establezca la extrema temperatura superior a 60°C . Sin embargo, se deja que la cocción del hardware sea durante dos horas.
 12. Llevar la cámara y el hardware de nuevo a temperatura ambiente.
 13. Cuando la temperatura disminuye, se registra la presión y la temperatura cada 20 minutos.
 14. Mantener la cubierta y el hardware a temperatura ambiente durante una hora.
 15. Registrar la presión y la temperatura cada 20 minutos.
 16. Llevar el shroud y el hardware de nuevo hasta 70°C para el horneado final.
 17. Cuando la temperatura aumenta, registrar la presión y la temperatura cada 20 minutos.
 18. Dejar que el hardware se hornee durante una hora a 70°C .
 19. Llevar el registro de la presión y la temperatura cada 10 minutos.
 20. Si no se desea llevar el hardware de vuelo a 70°C , es posible establecer la extrema temperatura superior a 60°C . Sin embargo, hay que dejar que la cocción de hardware sea durante dos horas. Esto eliminará la mayor parte de la emisión de gases que se producirá en este extremo de la temperatura. La presión debe permanecer constante y no debe exceder

a más de 1×10^{-4} Torr de la presión original a temperatura ambiente. Si la presión aumenta, se necesita más tiempo de cocción térmica hasta que la presión se estabilice. El shroud y el hardware ahora son llevados de vuelta a la temperatura ambiente.

B. VEGA

VEGA (Vettore Europeo di Generazione Avanzada). Es un sistema de lanzamiento prescindible en uso por Arianespace desarrollado conjuntamente por la Agencia Espacial Italiana y la Agencia Espacial Europea.

En el VEGA Programme Qualification and acceptance test of Equipment se define las pruebas de aceptación y calificación mínima las cuales son llevadas a cabo por los equipos que van a ser llevados en el vehículo de lanzamiento VEGA.

Dentro de las pruebas de vacío térmico se presentan tres (03) tablas en las cuales se dan los parámetros para la aceptación y calificación de los equipos. En la Tabla 2, se dan los niveles de Vacío Térmico

| | Aceptación | Calificación |
|-------------------------------|--|---|
| Número de Ciclos | 4 | 40 (Equipos eléctricos y electrónicos) |
| | | 10 (Equipos no eléctricos y electrónicos) |
| Temperatura Mínima | $T_{\text{AMIN}} = -10^{\circ}\text{C}$ | $T_{\text{QMIN}} = -20^{\circ}\text{C}$ |
| Temperatura Máxima | $T_{\text{AMAX}} = +60^{\circ}\text{C}$ | $T_{\text{QMAX}} = +70^{\circ}\text{C}$ |
| Duración en T_{MIN} | 2h | |
| Duración en T_{MAX} | 2h | |
| Presión | 1 milliPa | |
| Tasa de temperatura (heating) | < $20^{\circ}\text{C}/\text{min}$ (equipos internos) | |
| | > $20^{\circ}\text{C}/\text{min}$ (equipos externos) | |
| Tasa de Temperatura (cooling) | 2 a $3^{\circ}\text{C}/\text{min}$ | |
| Criterio de estabilización | $1^{\circ}\text{C}/\text{h}$ | |

Tabla 2. Niveles de Vacío Térmico

En la Tabla 3, se presentan las clases de severidad.

| | Severidad | Equipos Tipos/ Posición | Ciclos | Tasa de temperatura [°C/min] |
|--------------|-----------|-------------------------|--------|------------------------------|
| Aceptación | 1 | Interna | 4 | <20 |
| | 2 | Externa | 4 | >20 |
| Calificación | 3 | Interna | 10 | <20 |
| | 4 | Externa | 10 | >20 |
| | 5 | Eléctrica | 40 | <20 |

Tabla 3. Clase de Severidad

Para el equipo de seguridad de severidad máxima con una tasa de temperatura mínima se requiere 20°C/min.

En la Tabla 4, se muestra la tolerancia de Vacío Térmico.

| | | |
|-------------|----|--|
| Presión | Pa | $\pm 15\%$, $p > 133\text{Pa}$ ($\approx 1\text{Torr}$) |
| | | $\pm 30\%$, $p \in [0.133, 133\text{Pa}]$ |
| | | $\pm 80\%$, $p < 0.133\text{Pa}$ ($\approx 10^{-3}\text{Torr}$) |
| Temperatura | °C | ± 3 °C |

Tabla 4. Tolerancias de Vacío Térmico.

III. EJEMPLOS DE CUBESAT

En esta sección se describen las pruebas realizadas a CubeSats desarrollados en el pasado con la finalidad de ilustrar y verificar las pruebas térmicas a las que fueron sometidas.

A. AAU Cube.

El AAU Cube es un picosatélite desarrollado por estudiantes en el programa de Stanford CubeSat de la Universidad de Aalborg, Dinamarca. Fue lanzado junto con seis (6) CubeSat como cargas útiles secundarias en el vehículo de lanzamiento Rocket KS de Eurokot launch services (Bremen, Alemania) desde la base de lanzamiento de Plesetsk, Rusia.

El objetivo principal del AAU Cube es tomar imágenes de la superficie de la Tierra y en particular de Dinamarca mediante el uso de una cámara de a bordo.

Antes de ser lanzado al AAU Cube se le realizaron diferentes pruebas, entre ellas las pruebas de vacío térmico. El propósito de las pruebas térmicas es demostrar que el modelo de vuelo del AAU Cube, es capaz de sobrevivir a las condiciones térmicas y de presión experimentado a lo largo de lanzamiento y despliegue.

Para el AAU Cube se definen los siguientes pasos para la ejecución de las pruebas de vacío térmico.

1. Verificar que el satélite esté apagado.
2. Despresurizar la cámara.
3. Cuando la presión cae por debajo de 0.01 Torr, encender el satélite y realizar pruebas funcionales.
4. Cargar el plan de vuelo cada dos minutos para emitir el sistema de comando GetStatus.
5. La temperatura de la parte controlada se aumentó a 85°C.
6. La temperatura se mantiene en 85°C hasta que todos los sensores de temperatura se encuentren dentro de los 33% de la temperatura a alcanzar.
7. La temperatura de la placa controlada se redujo a -30°C.
8. La temperatura se mantiene a -30°C hasta que todos los sensores de temperatura se encuentran dentro de 33% de la temperatura a alcanzar.
9. La temperatura se aumenta a 20°C.
10. La temperatura se mantiene en 20°C hasta que todos los sensores de temperatura se encuentran dentro de 33% de la temperatura a alcanzar.
11. Se apaga el satélite.
12. La cámara es presurizada y se completa la prueba.

Durante la fase de calentamiento uno de los elementos de control de temperatura se rompió. Esto significa que era imposible ir por debajo de -10°C durante la fase de enfriamiento. Por lo tanto, era imposible probar el satélite contra los niveles especificados.

B. TechEdSat

El TechEdSat es una misión de demostración de tecnología, construido por estudiantes de la SJSU (Universidad Estatal San José) en colaboración con la NASA/ARC (Ames Research Center), El Consejo Nacional Espacial Sueco (SNSB) a través de AAC Microtec, Uppsala Suecia y la JAXA (Agencia Japonesa de Exploración Aeroespacial).

El TechEdSat cumplió con dos objetivos principales el de evaluar el SPA (Espacio de Aviónica Plug and Play), diseñado por la AAC Microtec y el de llevar a cabo un experimento de comunicación que utiliza la red de telefonía por los satélites Iridium y Orbocomm.

Fue lanzado como carga secundaria el 21 de Julio del 2012 en Tanegashima, Japón, a bordo del HTV-3 (H-II transfer vehicle – 3) de la JAXA ISS. El módulo HTV-3 fue lanzado por el vehículo de lanzamiento H-IIB de Mitsubishi Heavy Industries.

Antes de ser lanzado el TechEdSat pasó por diferentes pruebas ambientales las cuales eran requeridas para su lanzamiento y unas de las principales pruebas fue la prueba de vacío térmica. A continuación se da una brevedad de los análisis de la prueba térmica.

La prueba consistió en el sistema de vuelo en la cámara térmica a temperaturas de -15 a 60°C hasta que la

batería quedara totalmente descargada. El equipo utilizado para la prueba de vacío térmico y los ciclos térmicos se muestra en la Figura 1.



Figura 1. Equipos para la prueba térmica

La prueba de ciclos térmicos se llevó a cabo a temperaturas de -10 a 50°C. Se completaron dos ciclos con una retención en cada extremo durante 45 minutos. El TechEdSat se colocó dentro de la cámara de vacío y se redujo a un alto vacío (a menos de 3×10^{-4} Torr). Una vez en vacío, la cámara fue operada hasta -10°C y se mantuvo durante 45 minutos. Luego de esto se realizó un ciclo hasta 50°C y se mantuvo durante 45 minutos. Se repitió el ciclo una vez más. La salida funcional se completó después de todas las carreras para asegurar la función de satélite. La Figura 2, muestra los resultados de los ciclos térmicos.

El TechEdSat fue capaz de soportar el ambiente térmico de la prueba de vacío térmico y la prueba de ciclos. No se encontraron anomalías en la prueba y se aprobó la prueba funcional sin ningún daño.



Figura 2. Ambiente límite térmico

C. Cute-I

El Cute-I cumple con tres misiones esenciales que son: la comunicación, la detección y la de del despliegue de los paneles solares. La misión en la comunicación presenta dos objetivos. Su primer objetivo es recibir telemetría satelital y comprender las condiciones del satélite. El segundo objetivo es comparar los protocolos

de comunicación AX.25 y SPLL. El Cute-I posee un CW-transmisor original Tokyo Tech que transmite continuamente telemetría incluyendo datos de mantenimiento a una estación terrestre (GS). Por otra parte, el Cute-I tiene un transmisor FM y un receptor FM.

Para el Cute-I se han realizado varias pruebas de ambiente como son prueba de largo alcance de la comunicación, una prueba de vacío térmico, una prueba de vibración y una prueba de separación en el entorno de microgravedad para confirmar la eficacia del satélite.

La prueba de vacío térmico del Cute-I se llevó a cabo para medir y observar un estado de equilibrio térmico y el rendimiento de los componentes en el medio ambiente de vacío térmico. Además, se comparó el resultado de la prueba con la de una simulación térmica. En la figura 3, se muestra la cámara de espacio utilizado para esta prueba, y en la Tabla 5, se presentan los puntos de medición.

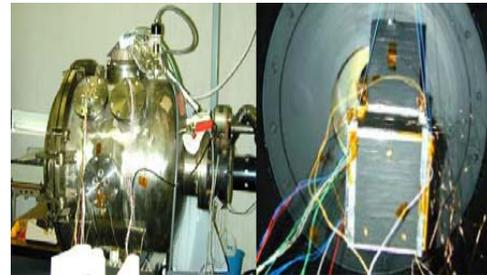


Figura 3. Cámara de Vacío

| | | |
|-------------|--------------------|---|
| Estructura | Carcasa | 8 |
| | Columna | 4 |
| | Paddle | 1 |
| | Caja de la Batería | 1 |
| | Caja de Comanda | 1 |
| Componentes | Circuitos | 7 |
| | FM-T | 1 |
| | FM-R | 1 |

| | | |
|-------|---------|---|
| Otros | Cámaras | 3 |
|-------|---------|---|

Tabla 5. Puntos de Medición

El resultado de un experimento de entrada de calor de superficie única se muestra en la Figura 4, ya que se puede observar que en la gráfica, las temperaturas de todos los componentes y estructura son siempre por debajo de 0°C. En esta condición, el transmisor de CW no tendría ningún problema y podría funcionar excelente, sin embargo, el transmisor de FM no funciona. La razón de este fenómeno es debido a la muy baja temperatura de la batería Li-Ion, que es por debajo de -20°C, esto debilita su corriente de salida. En esta situación, el rendimiento de la batería se comparó con la octava de la temperatura normal. Por lo tanto, el transmisor de FM no podría funcionar.

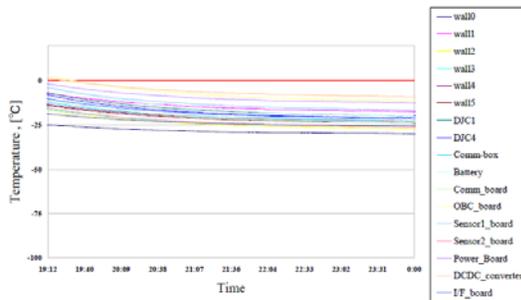


Figura 4. Resultados de la prueba de vacío térmico

IV. CONCLUSIONES.

A través de la investigación realizada se pudo determinar que los requerimientos para las pruebas de vacío térmico de los CubeSats son establecidas por los proveedores de los vehículos lanzadores ya que se verifican la seguridad de las plataformas lanzadas.

A los modelos de vuelo de los CubeSat se les debe realizar el procedimiento de “horneado” con la finalidad de disminuir la emisión de gases dentro del vehículo de lanzamiento.

Cuando no se dispongan información de los proveedores de lanzamiento pueden tomarse los requerimientos del estándar de verificación del medio ambiente (GEVS, GSFC-STD-7000). Sin embargo esto no garantiza la aceptación del CubeSat para cualquier vehículo ya que es prioritario los requerimientos del lanzador antes que los requerimientos establecidos en cualquier estándar.

REFERENCIAS

General Environmental Verification Specification for STS & ELV, Payloads, Subsystems and components, GEVS-SE Rev. A, 1996.

CubeSat Design Specification Rev. 1, 2014.

DNEPR Safety Compliance Requirements (DSCR) Version 1.0, 2004.

VEGA Programme, Qualification and Acceptance Test of Equipment, Issue. 5, 2006.