

Guía de pruebas y protocolos para el lanzamiento del satélite Colombia I

Guide to test and protocols for the launch of the satellite Colombia I

Tipo de artículo: Artículo Reflexión

Heber Fabián Rodríguez Romero¹
Lilia Edith Aparicio Pico²



Resumen

El presente artículo contiene un análisis de las normas internacionales que hay que cumplir para preparar un pequeño satélite o Cubesat para su lanzamiento, estas normas se verifican con pruebas de vacío, de vibración, termobáricas, pruebas mecánicas, pruebas de choque, electromagnéticas, etc. Para el análisis se trabaja con el estándar internacional “GSFC-STD-7000A”[1] y la norma de Cubesat[2] los cuales corresponden a los documentos principales. Se toman en cuenta las sugerencias sobre una estructura ideal para desarrollar este tipo de satélites, finalmente se citan algunos autores sobre trabajos exitosos mostrando las sugerencias y bases de lo que se debe tener en cuenta para la preparación del satélite para su lanzamiento.

Palabras clave: Cubesat, pruebas electromagnéticas, pruebas termobáricas, pruebas de vacío, pruebas vibroacústicas.

Abstract

This article contains an analysis of the international norms that are fulfilled to prepare a small satellite or Cubes for its launch, these norms are verified with tests of vacuum, of vibration, thermobaric, mechanical tests, tests of shock, electromagnetic, etc. For the analysis we work with the international standard “GSFC-STD-7000A” [1] and the Cubesat standard [2] which correspond to the main documents. We take into account the suggestions on an ideal structure to develop this type of satellites, we finally quote some authors on successful works showing the suggestions and bases of what should be taken into account for the preparation of satellite for launch.

Key words: Cubesat, electromagnetic tests, thermobaric tests, vacuum tests, vibroacoustic tests.

¹ hfrodriguezr@correo.udistrital.edu.co

² medicina@udistrital.edu.co

Introducción

El proyecto CubeSat[2] fue estandarizado en 1999 con el propósito de crear un estándar para el diseño de pico-satélites y reducir el costo y tiempo de desarrollo, incrementar la accesibilidad al espacio y mantener lanzamientos frecuentes. Un CubeSat es un cubo de 10 cm con una masa de hasta 1.33 Kg. Existen pruebas que deben hacerse a un picosatelite para cumplir con todos los requisitos del proveedor de lanzamiento. Si el entorno del vehículo de lanzamiento es desconocido, los estándares estipulados en el documento GSFC-STD-7000[1] se utilizarán para derivar los requisitos de pruebas, sin embargo los niveles de las pruebas definidos en GSFC-STD-7000A[1] podrán ser sustituidos por los requerimientos del proveedor de lanzamiento.

Pruebas según estándar GSFC-STD-7000A

Este estándar se limita a la verificación de aspectos las cargas útiles STS o ELV, tales como mano de obra y las pruebas funcionales, y proporciona los requisitos y lineamientos para los programas de verificación ambiental de las cargas útiles, subsistemas y componentes describiendo métodos para la aplicación de esos requisitos. Contiene una base de referencia para la demostración de las pruebas del hardware en los entornos de misión esperados [1]. Los requisitos específicos que debe cumplir la carga útil son de conformidad con el vehículo de lanzamiento que se utilizará.

Documentos aplicables

Los documentos son una guía y no son de obligatoria aplicabilidad, como mínimo debe tenerse en cuenta los siguientes:

- a. NASA-STD 7002A, Requisitos de prueba de carga útil[3].
- b. NASA-STD-7001A, Criterios de Prueba Vibroacústica de Carga Útil[4].
- c. NASA-STD-7003A, Criterios de prueba de choque pirotécnico[5].
- d. NASA-HDBK-7005, Criterios Ambientales Dinámicos[6].
- d. NASA-STD-5001B, Diseño estructural y factores de prueba de seguridad para el hardware de vuelo espacial[7].

- e. NASA-STD-5002, Análisis de carga de naves espaciales y cargas útiles[8].
- f. NASA-STD-5009, Requisitos de evaluación no destructivos para fractura crítica en componentes metálicos[9].
- g. NASA-STD-5019, Requisitos de control de fractura para el equipo de vuelo espacial[10].
- h. MIL-HDBK-6870, Requisitos del programa de inspección, ensayos no destructivos para aeronaves y materiales y piezas de misiles[11].

Elementos y criterios fundamentales en las pruebas: Es importante mantener un suministro de repuestos en caso de falla, los cuales deben ser sometidos a las mismas pruebas del hardware principal.

En ausencia de una norma de prueba de tolerancias, se utilizan algunos de los datos de la tabla 1.

Tabla 1 Valores estándar de tolerancias. Tomado de "Tolerancias de la condición de prueba"[1].

Acústicas	Octava banda de tolerancia:	Frecuencia(Hz)	Tolerancia(dB)
		$f \leq 40$ $40 < f < 3150$ $f \geq 3150$	+3,-6 ± 3 +3,-6
Compatibilidad Electromagnética	Magnitud de voltaje:	$\pm 5\%$ del valor pico	
	Magnitud de corriente: Amplitudes RF: Frecuencia:	$\pm 5\%$ del valor pico $\pm 2\text{dB}$ $\pm 2\%$	
Humedad		$\pm 5\%$ RH	
Choques mecánicos	Espectro de respuesta: Simulado Criba vibradora:	Frecuencia(Hz)	Tolerancia(dB)
		$F_r \leq 3\text{KHz}$ $F_r > 3\text{KHz}$	± 6 +9/-6
Vibración	Sinusoidal:	Amplitud	$\pm 10\%$
	Aleatoria:	Frecuencia Densidad espectral de aceleración	$\pm 2\%$ $\pm 3\text{ dB}$

Verificación del programa espacial

Debe incluir el plan de verificación general de sistema, la implementación y los resultados que se requieren para dar trazabilidad a los requisitos de la misión incluyendo la norma ambiental GEVS[1].

Verificación ambiental: Se enmarca en las pruebas de Función eléctrica y Rendimiento, Funciones estructurales y mecánicas, Compatibilidad Electromagnética EMC, Funciones térmicas, etc.[1] y se recomienda que estén dispuestas de forma que permitan hacer una evaluación idónea de todos los componentes. Las pruebas se establecen asumiendo un programa de bajo riesgo. Adicionalmente la calificación del hardware por similitud[1] permite que el hardware que haya sido aprobado y usado en otro programa sea considerado como calificado.

Verificación técnica del programa espacial

Las pruebas de verificación estructural y mecánicas pueden o no ser necesarias para una misión específica y deben garantizar que el hardware está preparado para los entornos de misión esperados y no experimentará fallo o deformación permanente, lo que implica que deben ser lo suficientemente estrictas para detectar fallas.

Los análisis estructurales puede ser sobre uniones estructurales, piezas soldadas y requerimientos del control de fracturas (NASA-STD-5019)[10]. Si es necesario ampliar la información sobre el control de fracturas podrán ser consultados los documentos NASA-STD-5003[12] y MSFC-SPEC-3029A[13] en los cuales es posible encontrar todo lo referente a materiales.

Las pruebas de vibración se asegurarán de que el hardware no se dañará bajo las peores condiciones ambientales esperadas durante el lanzamiento[14].

Los componentes de hardware delicados como los ópticos, los sensores, detectores y demás, deben tener unas pruebas limitadas teniendo cuidado de no destruirlos. Si se requiere información adicional se puede consultar “NASA-HDBK-7004C”[15], entre ellos los niveles de vibración aleatoria[16], niveles de pruebas de vibración para las pruebas ambientales[17] y la estructura y los subsistemas que contiene[18] , etc.

Si bien el objetivo del presente artículo no es la obtención de resultados de las diferentes pruebas, si podemos obtener algunos datos de pruebas de vibración aleatoria referentes la densidad espectral de aceleración (ASD) teniendo como partida los datos de la figura 1, la cual nos brinda la información necesaria para la obtención de datos de componentes con un peso inferior a 22,7 Kg.

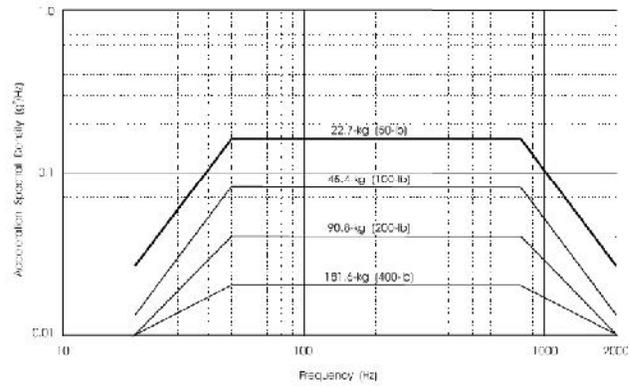


Figura 1 Grafica ASD Vs. Frecuencia para ELVs. Tomada de Tabla 2.4-3[1].

A modo de ejemplo halláremos el valor Grms, el cual es la medida del valor cuadrático medio de una vibración pseudoaleatoria de amplio espectro.

Primero se determina el número de octavos entre las frecuencias inferior y superior con la ecuación 1:

$$Octavos = \frac{\log\left(\frac{F_H}{F_L}\right)}{\log(2)} \tag{1}$$

Donde FH es la frecuencia mayor y FL es la frecuencia menor en el rango analizado. En el segundo paso se determinan los decibeles (dB) al multiplicar el número de octavos por el incremento o decremento[18] como se muestra en la ecuación 2:

$$dB = 10 * \log\left(\frac{ASD_H}{ASD_L}\right) \tag{2}$$

Donde ASDH y ASDL son los valores de densidad espectral de aceleración para la frecuencia mayor y la frecuencia menor respectivamente. Tercero, haciendo uso de las ecuaciones 1 y 2, se determina la pendiente del segmento de la gráfica entre las frecuencias FH y FL al dividir el número de decibeles entre el número de octavos[18]. Ver ecuación 3:

$$m = \frac{dB}{Octavos} \tag{3}$$

Una vez obtenida la pendiente m se usa la ecuación 4 para calcular el área bajo la curva entre los segmentos de frecuencia determinados[18] .

$$A = 10 * \log \frac{(2) * ASD_H}{10 * \log(2) + m} * \left[F_H - (F_L) * \left(\frac{F_L}{F_H} \right)^{\frac{m}{10 * \log(2)}} \right] \quad (4)$$

Cuando,

$$m \neq -10 * \log(2) \quad (5)$$

En caso contrario se usa la ecuación 6.

$$A = (ASD_L) * (F_L) * \left(\ln \left(\frac{F_H}{F_L} \right) \right) \quad (6)$$

Por último para conocer el valor rms de la curva de ASD, se debe sacar la raíz cuadrada de las áreas debajo de cada segmento definido entre dos frecuencias de la curva[18] como la ecuación 7.

$$Grms = \sqrt{\sum A_i} \quad (7)$$

Finalmente el resultado de usar las anteriores ecuaciones con los datos aplicables al Colombia I mostrados en la figura 1 obtenemos un Grms de 13,1922.

Las pruebas de vibración con barrido sinusoidal se aplica al hardware que este expuesto a entornos de vibraciones sinusoidales transitorias o sostenidas cuyo rango típico de frecuencias para las pruebas sinusoidales es de 5 Hz a 50 Hz.

Las pruebas de choque mecánico se aplican a choques inducidos y autoinducidos.

Compatibilidad electromagnética

Establece los requisitos correspondientes al control de las características de la interferencia electromagnética y la susceptibilidad de los equipos y subsistemas eléctricos, electrónicos y electromagnéticos usados. La carga útil y sus subsistemas no deben generar ni ser susceptibles a interferencias electromagnéticas que afecten sus propios subsistemas y componentes, otras cargas útiles, la seguridad y funcionamiento del vehículo y lugar de lanzamiento independientemente si son autogeneradas, externas. Estas pruebas de interferencia electromagnética EMI pueden ser

basadas en los requisitos y métodos de ensayo del documento MIL-STD-461F[19] las cuales están diseñadas para encontrar defectos en el diseño, y fabricación y deben adaptarse a los requisitos de la misión.

Los requisitos de EMI se dividen en Emisiones conducidas (CE), Susceptibilidad conducida (CS), emisiones radiadas (RE), receptores de radiofrecuencia (RF) y la Susceptibilidad radiada (RS). Algunos detalles sobre estos son las Emisiones realizadas, modo común, energía y líneas de señal:[1] que se ocupa de la diafonía a frecuencias de hasta 200 MHz. Si los umbrales de sensibilidad de los cables de los componentes más sensibles no se conocen en el momento de la prueba, el límite predeterminado se muestra en la figura 2.

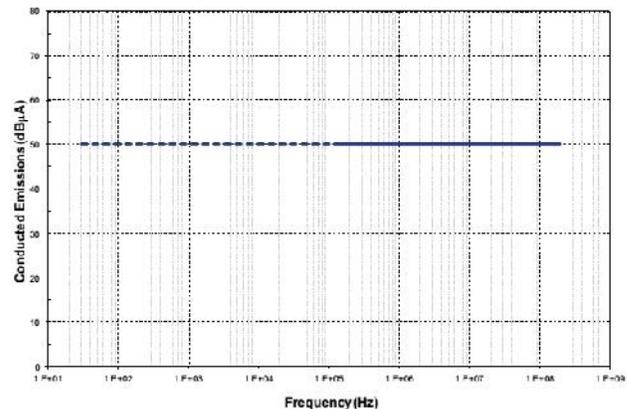


Figura 2 Límite Predeterminado de las Emisiones Conducidas en Modo Común. Tomada de "figura 2.5-5" [1].

Suceptividad conducida, cables de alimentación, 30 Hz a 150 kHz:[1] El documento MIL-STD-461F[19] CS101 define un margen con respecto a las características de generación de energía definidos en la norma MIL-STD-704[20] los cuales se basan en fuentes de energía electromecánicas pero que no aplica al desarrollo del Colombia I.

Suceptividad conducida, transientes, cables de potencia:[1] Se prefiere el uso del pulso de 10 microsegundos especificado por el requisito CS06 de MIL-STD-461C[21] porque es más estricto que el pulso CS106[21], y el generador de transitorios CS06[21] es una pieza estándar en cualquier laboratorio de pruebas EMI.

Requerimientos de vacío, térmicos y humedad

Se hacen pruebas y análisis para demostrar que la carga útil cumple con el desempeño satisfactorio dentro de los límites de vacío y térmicos; que

permitan al hardware estar dentro de los límites establecidos de temperatura y/o humedad para lo cual se recomienda hacerlas después de las pruebas mecánicas.

Las principales características del entorno espacial son las altas y bajas temperaturas que se encuentran en el lado eclipsado de la órbita combinado con el vacío[22]. Por ello se deberá garantizar que la carga útil operará satisfactoriamente, para ello es posible usar modelos de verificación para predecir temperaturas para la fase de lanzamiento y para operaciones de misión[23].

Todo el hardware de vuelo deberá ser sometido a pruebas de vacío térmico, los ensayos deberán demostrar que funciona satisfactoriamente en el rango de posibles tensiones de vuelo incluyendo lanzamiento, separación, modos de seguridad y descomposición[24] etc. Además, el encendido en calor y frío se demostrará donde corresponda [11], [25].

Normas o protocolos

Las normas que aplican a los sistemas satelitales a nivel mundial están basadas principalmente en el documento “tratados y principios de las naciones unidas sobre el espacio ultraterrestre”[26], el cual especifica los principios que rigen la exploración espacial de los estados y las obligaciones de los mismos para cumplir con dichos principios y tratados. Colombia se acogió a las proclamadas por naciones unidas en cinco principales tratados, acuerdos o convenios suscritos desde 1966. Estos documentos son los siguientes:

1. Tratado sobre los principios que deben regir las actividades de los Estados en la exploración y utilización del espacio ultraterrestre, incluso la Luna y otros cuerpos celestes (1966, 1967) [26]. Conocido como “Tratado sobre el espacio ultraterrestre”. Rige los principios de las actividades de los Estados en la exploración del espacio ultraterrestre, incluida la Luna y otros cuerpos celestes.
2. Acuerdo sobre el salvamento y la devolución de astronautas y la restitución de objetos lanzados al espacio ultraterrestre (1967, 1968)[26].

Conocido como el “Acuerdo sobre salvamento”. Garantiza la devolución de material espacial o equipos hallados en territorio ajeno a la autoridad de lanzamiento y el auxilio a tripulantes de naves espaciales en caso de aterrizaje de emergencia o accidente.

3. Convenio sobre la responsabilidad internacional por daños causados por objetos espaciales (1971,1972)[26]. Conocido como “Convención sobre responsabilidad”. Establece responsabilidad del Estado que lance un objeto al espacio, por los daños causados.

4. Convenio sobre el registro de objetos lanzados al espacio ultraterrestre (1974,1976)[26] .

Conocido como “Convenio sobre el registro”. A través del citado registro todos los Estados que lanzan objetos al espacio deben proporcionar a la Organización información sobre la identidad del objeto.

5. Acuerdo que debe regir las actividades de los Estados en la Luna y otros cuerpos celestes (1979, 1984)[26] . Conocido como el “Acuerdo sobre la Luna”. Establece que la Luna será utilizada exclusivamente con fines pacíficos y prohíbe utilizarla para actos hostiles.

Referencias

- [1] NASA, “General Environmental Verification Standard (GEVS),” *ed. Greenbelt, Maryl. NASA*, p. 203, 2013.
- [2] CalPoly, “Cubesat Design Specification (CDS),” p. 42, 2014.
- [3] NASA, “Payload Test Requirements,” *NASA Tech. Stand. Syst.*, pp. 11–18, 2004.
- [4] NASA, “Payload Vibroacoustic Test Criteria,” *NASA Tech. Stand. Syst.*, pp. 8–39, 2011.
- [5] NASA, “Pyroshock Test Criteria,” *NASA Tech. Stand. Syst.*, pp. 12–20, 2011.
- [6] H. Himelblau, J. Manning, D. Kern, and A. Piersol, “Dynamic Environmental Criteria,” *NASA Tech. Handb.*, vol. HDBK-7005, p. 249, 2001.
- [7] NASA, “Structural Design Requirements And Factors Of Safety For Spaceflight Hardware,” *NASA Tech. Stand. Syst.*, no. October, pp. 6–34, 2016.
- [8] NASA, “Load Analyses of Spacecraft and Payloads,” *NASA Tech. Stand. Syst.*, vol. NASA-STD-5, p. 20, 1996.
- [9] NASA, “Nondestructive Evaluation Requirements For Fracture Critical Metallic Components,” *NASA Tech. Stand. Syst.*, no. I, p. 28, 2008.
- [10] NASA, “Fracture Control Requirements For Spaceflight Hardware,” *NASA Tech. Stand. Syst.*, p. 119, 2016.
- [11] Department Of Defense E.E.U.U., “Inspection Program Requirements Nondestructive For Aircraft And Missile Materials And Parts,” vol. MIL-HDBK-6, no. August, pp. 1–14, 2001.
- [12] NASA, “Fracture Control Requirements For Payloads Using The Space Shuttle,” *NASA Tech. Stand. Syst.*, 1996.

- [13] NASA, "Guidelines For The Selection Of Metallic Materials For Stress Corrosion Cracking Resistance In Sodium Chloride Environments," *NASA Tech. Stand. Syst.*, no. February, 2005.
- [14] CubeSat, "DNEPR Safety Compliance Requirements," no. August 2004, pp. 2–4, 2004.
- [15] NASA, "Force Limited Vibration Testing," *NASA Tech. Stand. Syst.*, pp. 11–63, 2012.
- [16] Delserro Engineering Solutions Blog, "Random Vibration Testing," *Delserro Engineering Solutions*, 2014. [Online]. Available: <http://www.desolutions.com/blog/2014/02/random-vibration-testing/>.
- [17] M. L. Brummitt, "Development Of Cubesat Vibration Testing Capabilities For The Naval Postgraduate School & Cal Poly San Luis Obispo," no. December, p. 28, 2010.
- [18] R. A. Gallegos, "Diseño E Ingeniería Asociada A La Estructura De Un Picosatélite," 2009.
- [19] Department Of Defense E.E.U.U., "Requirements for the Control of Electromagnetic Interference Characteristics of Subsystems and Equipment," no. December, pp. 8–23, 2007.
- [20] A. Burdette, M. Goodnow, and C. Singer, "Electric Power, Aircraft, Characteristics and Utilization Of MIL-STD-704," 1959.
- [21] Department Of Defense E.E.U.U., "Requirements for the Control of Electromagnetic Interference Emissions and Susceptibility: MIL-STD-461C," 1986.
- [22] M. F. Diaz-Aguado, J. Greenbaum, W. T. Fowler, and E. G. Lightsey, "Small Satellite Thermal Design, Test, And Analysis," *Proc. SPIE 6221, Model. Simulation, Verif. Space-based Syst. III*, vol. 0, p. 12, 2006.
- [23] NASA, "Guidelines for Thermal Analysis of Spacecraft Hardware," *NASA, Des. Guidel.*, pp. 1–7, 2003.
- [24] J. Richmond, "Adaptive Thermal Modeling Architecture For Small Satellite," 2010.
- [25] K. Hogstrom, "State-of-the-Art Thermal Analysis Methods and Validation for Small Spacecraft," *Caltech, Calif. Inst. Technol.*, p. 13, 2013.
- [26] Naciones Unidas, *Tratados Y Principios de Las Naciones Unidas Sobre El Espacio Ultraterrestre*. Nueva York, 2002.