

Selección de un sistema de separación de etapas para cohetes multietapa

| Fecha de recibido: 04 de agosto del 2021 | Fecha de aprobación: 12 de octubre del 2021 |

Luisa Fernanda Mónico Muñoz

Doctora en Sistemas Propulsivos
en Medios de Transporte

Docente, Fundación Universitaria Los Libertadores
Colombia

Grupo de investigación en Diseño, Análisis y
Desarrollo de Sistemas de Ingeniería – GIDAD

Rol de investigador: teórico, experimental y escritura
<https://orcid.org/0000-0002-3597-6332>

✉ luisa.monico@libertadores.edu.co

Juan David Blanco Camargo

Estudiante de Ingeniería Aeronáutica

Fundación Universitaria Los Libertadores
Colombia

Grupo de investigación en Diseño, Análisis y
Desarrollo de Sistemas de Ingeniería – GIDAD

Rol de investigador: teórico, experimental y escritura
✉ jdblancoc@libertadores.edu.co

Cómo citar este artículo: Mónico Muñoz, L. F., & Blanco Camargo, J. D. (2022). Selección de un sistema de separación de etapas para cohetes multietapa. *Ciencia y Poder Aéreo*, 17(1), 6-21. <https://doi.org/10.18667/cienciaypoderaereo.728>



Selección de un sistema de separación de etapas para cohetes multietapa

Resumen : El objetivo general de esta investigación es el análisis para la selección de un sistema de separación de etapas que use como actuadores dispositivos no explosivos en el evento de liberación para un cohete multietapa, con el fin de disminuir tanto riesgos como fallas durante la misión y también en el manejo y ensamble de estos sistemas en tierra. Por otro lado, la investigación busca contribuir al desarrollo de la industria aeroespacial en el país, y ayudar al aumento de la escasa documentación disponible en estas tecnologías para una futura implementación de estos sistemas en Colombia, que permitirán el uso del espacio ultraterrestre, llevando cargas a diferentes órbitas desde el territorio colombiano. La metodología desarrollada se dividió en varias partes: la revisión de la literatura, la redacción de los requisitos que debe cumplir el sistema y, por medio de una matriz de tamizaje de tres sistemas previamente elegidos, se logró la selección de un sistema que se destaca por sus características descritas y por el cumplimiento de la gran mayoría de requisitos establecidos.

Palabras clave: aeroespacial; cohete multietapa; dispositivos no explosivos; etapas; requisitos; sistema de separación.

Selection of a stage separation system for multistage rockets

Abstract: The main goal of this research is the analysis for the selection of a stage separation system that uses non explosive devices as actuators in the liberation event of a multistage rocket, in order to reduce both risks and failures during the mission and also in the handling and assembly of these systems on the ground. On the other hand, the research seeks to contribute with the development of the aerospace industry in the country, helping increase the scarce documentation available in these technologies for a future implementation of these systems in Colombia. This, in turn, will allow the use of outer space, for carrying payloads to the different orbits from Colombian territory. The methodology developed was divided into several parts that allowed for the review of the literature in this topic, the wording of the requirements to be met by the system and by means of a screening matrix of three previously selected systems. A system was selected that stands out from others due to its described characteristics and compliance with most of the established requirements.

Keywords: Aerospace; multistage rocket; non-explosive devices; stages; requirements; separation systems.

Seleção de um sistema de separação de estágios para foguetes multiestágio

Resumo: O objetivo geral desta pesquisa é a análise para a seleção de um sistema de separação de estágios que utilize dispositivos não explosivos como atuadores, no evento de lançamento de um foguete multiestágio, a fim de reduzir riscos e falhas durante a missão e também no gerenciamento e montagem desses sistemas em terra. Por outro lado, a pesquisa busca contribuir para o desenvolvimento da indústria aeroespacial no país, ajudando a aumentar a escassa documentação disponível sobre essas tecnologias, para uma futura implementação desses sistemas na Colômbia, que permitirão o uso do espaço sideral, transportando cargas para diferentes órbitas do território colombiano. A metodologia desenvolvida foi dividida em várias partes que permitiram a revisão da literatura sobre este tema, a elaboração dos requisitos que o sistema deve cumprir e, através de uma matriz de triagem de três sistemas previamente escolhidos, conseguiu-se a seleção de um sistema que se destacasse das demais pelas características descritas e pelo atendimento da grande maioria dos requisitos estabelecidos.

Palavras-chave: Aeroespacial; foguete multiestágio; dispositivos não explosivos; estágios; requisitos; sistema de separação.

Introducción

En Colombia, el sector aeroespacial ha sido impulsado durante los últimos años debido a la necesidad de dejar de ser consumidores de esta industria para empezar a producir y proveer productos, dispositivos, servicios del sector, etc. En el año 2020, el Gobierno de Colombia presentó el documento Conpes 3983 (Departamento Nacional de Planeación [DNP], 2020), que propone una política de desarrollo espacial en el país y cuyo su resumen ejecutivo menciona la falta de información en el sector como una de las causas de por qué no se ha desarrollado esta industria en el país. Por otro lado, una de las estrategias mencionadas en su política es la identificación de las bases del sector aeroespacial, y es por esto que, con base en un futuro desarrollo de la industria aeroespacial, se encuentra la necesidad de empezar a investigar sobre los sistemas ingenieriles necesarios para la fabricación de cohetes espaciales.

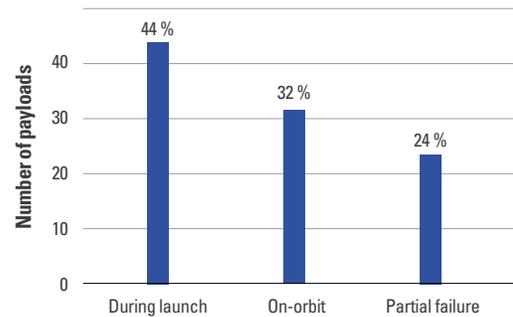
La clasificación de los cohetes espaciales se puede dar según el número de etapas: cohetes de una sola etapa o cohetes multietapa. La principal razón de uso de los cohetes multietapa es que una vez se agota el combustible de las etapas inferiores, estas pueden ser separadas de la estructura para disminuir el peso total y así no afectar su aceleración.

La separación de las etapas es uno de los sistemas críticos del cohete, ya que el sistema tiene que ser capaz de tener juntas las etapas y permitir su separación en el momento indicado. Existen varias maneras de realizar el proceso de separación; el más frecuente ha sido la utilización de sistemas explosivos; sin embargo, este tipo de dispositivos ha representado accidentes y fallas a lo largo de la historia espacial, como los mostrados en las figuras 1 y 2.

La figura 1 muestra las estadísticas de falla de cien cargas útiles a bordo de 91 misiones espaciales de la última década (2009-2019), analizadas en Katttakuri (2019); el 44 % de las cargas fue perdido antes de alcanzar la órbita, es decir, en las fases de lanzamiento y separación, cuando todos los sistemas de separación que utilizaban estas misiones fallidas utilizaban mecanismos pirotécnicos. La figura 2 representa fallas

históricas en el evento de separación mediante puntos rojos que representan los fallos de este sistema en los lanzamientos de varias familias de cohetes.

Figura 1. Estadística de fallas en la carga útil (2009-2019)



Fuente: Katttakuri (2019).

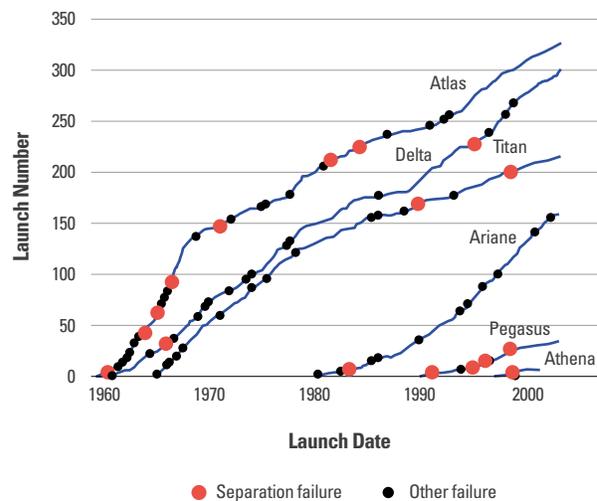


Figura 2. Fallas históricas en los sistemas de separación

Fuente: Mayers *et al.* (2009).

De igual manera, un estudio de The Aerospace Corporation (Chang, 2001) mostró que los sistemas de separación fueron la tercera causa con más fallas en los lanzamientos de la últimas dos décadas. Algunos accidentes y errores más recientes causados por el sistema de separación de etapas han sido el del Soyuz MS-10 (Europa Press, 2 de noviembre de 2018) o el de Rocket Lab, fallido posiblemente por este sistema (Foust, 4 de julio de 2020), entre otros. Este tipo

de sistemas explosivos representa riesgos para la estructura como fallas de sistemas cercanos, cambios de trayectoria y explosiones no deseadas, además de ser costosos (Systima Technologies Inc., 2013) y aumentar la huella ecológica de residuos espaciales. Por ello, el objetivo de este trabajo es analizar la literatura y seleccionar un sistema de separación de etapas que utilice dispositivos no-explosivos y que pueda ser implementado en el futuro de la industria aeroespacial del país.

Metodología

La investigación está centrada en encontrar un mecanismo específico cuyo objetivo será permitir la separación de etapas en cohetes multietapa; y la estrategia que se plantea para lograr el objetivo propuesto se basa en el análisis de la literatura de dichos sistemas. Para la búsqueda y revisión de la información respecto a los sistemas de separación de etapas, se hizo una investigación a fondo sobre los antecedentes de este tipo de dispositivos (específicamente no-explosivos) en investigaciones a nivel internacional y en Colombia.

El trabajo está dividido en cuatro partes. La primera parte es la ingeniería de requisitos, es decir, el planteamiento de los requisitos que se busca que tenga el sistema de separación; dichos requisitos están redactados y estructurados según la metodología de Halligan (2014) y también están caracterizados por una importancia según lo que se busca del sistema; la metodología de medición de estos requisitos es el análisis de la literatura de los sistemas que se escogieron para ser evaluados por su uso comercial o porque están siendo actualmente desarrollados.

La segunda parte de la investigación es la búsqueda y selección de los sistemas de separación que se van a considerar para evaluarlos según los requisitos planteados. Las consideraciones que se tuvieron en cuenta para esta selección fueron, entre otras, la utilización del sistema en algún proyecto anterior y su frecuencia de uso, que el sistema no utilizara dispositivos explosivos, y que fueran o estén siendo diseñados por instituciones de investigación reconocidas

internacionalmente; otro de los parámetros que se tuvieron en cuenta para la selección fue la búsqueda de información del desarrollo de este tipo de sistemas en Colombia, con el fin de reconocer los proyectos desarrollados en este campo. Por otro lado, se definen los sistemas de separación de etapas y su clasificación, y luego se describe cada uno de los sistemas que se han seleccionado para evaluar.

La última parte de la investigación fue el análisis de los sistemas considerados. Se utilizó la metodología de tamizaje de conceptos o evaluación QFD; los requisitos planteados se evaluaron en cada uno de los sistemas considerados por medio de la matriz de tamizaje de conceptos mostrada en la tabla 3, que permite evaluar y comparar cada uno de los sistemas. En esta matriz, el signo “+” representa que el sistema es mejor que los demás en el requisito correspondiente, el signo “-” representa que el sistema es peor que los otros, el número “0” simboliza que el sistema es igual a los demás en dicho requisito y “/” representa que no se encontró información sobre el requisito respectivo. Junto a esta matriz de tamizaje, se realizó una descripción de algunas especificaciones para los requisitos de cada sistema. Finalmente, para concluir cuál es el sistema de separación de etapas que mejor cumple con los requisitos establecidos, se restan las calificaciones positivas de las negativas y se ordenan ascendente según su calificación final.

Requisitos del sistema

Para tener una mejor decisión a la hora de seleccionar un sistema apropiado, se elaboró una lista de parámetros o requisitos que el sistema debería cumplir. La escogencia de estos es un proceso clave porque, según estos parámetros, los futuros *stakeholders* o interesados en este tipo de proyectos podrán hacer uso del sistema de separación; y, por otro lado, se piensa que los requisitos son la clave para un proyecto o sistema exitoso. Los requisitos planteados tienen una importancia que va de 5 a 1, siendo 5 la más importante y 1 la menos importante, mostrados en la tabla 1.

Tabla 1.
Requisitos del sistema de separación de etapas

ID	Requisito	Importancia
R.1	La separación de etapas se debe hacer mediante el uso de un sistema no explosivo, es decir que no tenga carga pirotécnica.	5
R.2	En la separación de etapas, el sistema no debe afectar la trayectoria del cohete.	5
R.3	El sistema debe tener un nivel de madurez tecnológica o TRL mayor o igual a 7 de acuerdo con Colombia Científica (2017).	3
R.4	El manual de uso del sistema debe estar disponible.	3
R.5	En tierra, el sistema tiene que ser testeable.	5
R.6	En la separación de etapas, el sistema debe proveer una liberación con una latencia baja.	4
R.7	En la separación de etapas, el sistema no debe generar residuos o basura espacial.	4
R.8	El choque y la vibración que produzca el sistema debe ser de nivel bajo.	3

Fuente: elaboración propia.

La selección de los requisitos se debió a los siguientes factores:

R.1: Como ya se explicó, los sistemas de separación de etapas que han usado dispositivos explosivos han tenido fallas y accidentes que se quieren evitar usando mecanismos que no utilicen cargas pirotécnicas, pues también permiten mejor manejo de los sistemas de separación. A su vez, este tipo de mecanismos podría permitir la reutilización de alguna de las etapas.

R.2: Debido a las vibraciones y los posibles choques del sistema, al momento de la separación se pueden generar alteraciones en la trayectoria de la estructura general, por lo que se debe garantizar una separación lineal.

R.3: Se requiere un nivel de madurez tecnológica nivel 7, porque en este nivel el sistema ya debe estar desarrollado en un entorno real y también se le han hecho varias pruebas que demuestran su funcionamiento.

R.4: Se busca que el manual de uso del sistema esté disponible para poder entender de una correcta manera el sistema; sin embargo, se le da una importancia de 3, debido a que muchos sistemas son clasificados o de uso privado para las compañías que los utilizan.

R.5: Algunos sistemas de separación o componentes aeroespaciales a menudo no son probados o testeados debido al alto precio de ciertas pruebas o a la falta de recursos de laboratorio. Por otro lado, el uso de dispositivos explosivos en los sistemas de separación de etapas no permitía siempre el ensayo del sistema debido a las cargas pirotécnicas. Se busca que el sistema sea testeable o probado en tierra antes de ser colocado en algún cohete por factores de seguridad de las posibles misiones.

R.6: El tiempo de latencia es el tiempo que tardan en separarse las etapas, el sistema debe proveer una liberación rápida, es decir que al enviar la señal de la separación o activar el actuador, no se debe presentar un retraso grande para la separación.

R.7: Actualmente, la basura espacial es uno de los grandes problemas por los que está atravesando la industria aeroespacial, y debido a esto se busca que el sistema de separación no contribuya a los desechos que se están generando en el espacio ultraterrestre.

R.8: Las cargas y vibraciones del sistema al momento deben ser bajas para ayudar a reducir las cargas inducidas y las posibles fallas causadas por fatiga o pérdidas del control del vehículo.

Sistemas de separación de etapas

Los sistemas de separación de etapas son los encargados de la liberación de las múltiples fases o etapas agrupadas al cohete, ya sea con una configuración en tándem o en paralelo. Este sistema es uno de los más complejos y críticos en el desarrollo de cohetes, debido a que tiene que cumplir con dos objetivos: mantener juntas las etapas soportando grandes cantidades de fuerzas o aceleraciones y ser capaz de separar las etapas en su respectivo momento (Cárdenas y Moncayo, 2008).

Generalmente, un evento de separación de etapas consta de dos partes. En la primera parte, se busca eliminar las uniones entre las etapas respectivas; y en la segunda, se da la expulsión física de la etapa y el resto de la estructura del cohete. Por otro lado, el sistema

de separación siempre debe tener unas características para evitar cualquier riesgo de la misión, como que en el momento de la separación no exista contacto físico entre las etapas, que no se cambie la trayectoria del cohete o el mal funcionamiento de este.

En la presente investigación, los sistemas de separación se clasificaron en dos: con dispositivos explosivos y con dispositivos no-explosivos (que son los de interés).

Sistemas de separación con dispositivos explosivos

Son aquellos que en el sistema de separación utilizan cargas pirotécnicas, y han sido los más usados en la historia. Algunos cohetes en los que se han implementado son las naves Apollo y Saturn v (National Aeronautics and Space Administration [NASA], 2009). Estos dispositivos suelen tener varias formas, entre ellas pernos, tuercas, collares, anillos, etc., y se destaca el uso de pernos explosivos. Estos dispositivos es necesario manejarlos con precaución, debido a los riesgos operativos de las cargas explosivas. Por otro lado,

como se ha mencionado, estos mecanismos representan grandes riesgos para el cohete, a saber:

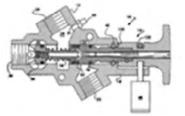
- Al momento de activarse, la carga puede llegar a afectar la integridad estructural o algún otro subsistema del vehículo (Torres, 2018).
- Debido a las vibraciones causadas por las explosiones, al momento de la separación se puede ver afectada la trayectoria del vehículo.
- Si no se opera con precaución, se puede causar daños a las personas que lo están operando.
- En el momento de la separación, se pueden producir desechos o residuos espaciales.

Junto a estos factores, en la tabla 2 se pueden observar otras cuatro fallas comunes de los sistemas de separación con uso de mecanismos pirotécnicos, junto con el número de fallas repetidas, el número de programas espaciales afectados, su tipo de misión y otras características importantes de las fallas. Por otro lado, estos dispositivos no son reutilizables, debido a que después de su activación quedan inoperables por las cargas explosivas y esto también les da una desventaja

Tabla 2.
Fallas y anomalías producidas por dispositivos pirotécnicos

Tipo de falla	Número de fallas confirmadas o sospechadas (1960 a 1970)	Pico estimado de g (100-10000 Hz)	Sistemas espaciales involucrados	Número de programas afectados	Causa raíz / acción correctiva
 Transmisores e interruptores	4 en total (Lleva a la pérdida de la misión)	600 hasta 4000 g	Vehículos de lanzamiento (cohetes)	4	1. Pruebas a nivel de sistema para definir los entornos 2. Componente de aislamiento de choque 3. Rediseñar/recalificar los componentes vulnerables 4. Relocalizar componentes a regiones de choque más bajo
 Fractura de materiales frágiles	30 en total (17 pérdidas de misión; 14 pérdidas de rendimiento)	≥3000 g	Vehículos de lanzamiento (cohetes)	6	1. Pruebas a nivel de sistema para definir los entornos 2. Rediseño de la ordenanza para reducir el impacto 3. Componente de aislamiento de choque 4. Rediseñar/recalificar los componentes vulnerables 5. Mejorar las pruebas de aceptación, incluyendo choque

Continúa

Tipo de falla	Número de fallas confirmadas o sospechadas (1960 a 1970)	Pico estimado de g (100-10 000 Hz)	Sistemas espaciales involucrados	Número de programas afectados	Causa raíz / acción correctiva
 Cortocircuitos	29 en total (24 pérdidas de misión; 4 pérdidas de rendimiento; 1 desconocida)	230 hasta > 3000 g	Vehículos de lanzamiento (cohetes)	8	<ol style="list-style-type: none"> 1. Pruebas de detección de ruido por impacto de partículas 2. Piezas internas pasivas con superficies conductoras 3. Pruebas de detección de componentes de choque y vibración
 Deformación de estructuras delicadas (tapas de válvula)	1 en total	Desconocido	Cápsula espacial del Soyuz II	1	La válvula de liberación de la presión de la cabina se abrió debido al choque de los pernos explosivos (dispositivo de seguridad de la tapa de la válvula aflojado)

Fuente: Mayers *et al.* (2009).

al momento de hacer pruebas del sistema (Torres, 2018). Por este tipo de fallas y accidentes que se han causado (como los mostrados en la figura 2), se busca que el sistema que se está seleccionando haga uso de dispositivos no-explosivos para que asegure la liberación y no comprometa el desarrollo de la misión.

Sistemas de separación con dispositivos no explosivos

En muchas investigaciones, estos sistemas son llamados actuadores no explosivos (non-explosive actuators - NEA), los cuales pueden utilizar mecanismos como resortes, pistones, actuadores neumáticos, conectores de tensión, pernos separables, imanes (Torres, 2018), etc.

El uso de dispositivos no explosivos trae ventajas como la reducción de las vibraciones y el choque producidos por la fatiga en los sistemas explosivos; existen algunos actuadores (COOPER Interconnect, 2012) que tienen como características destacadas tiempos de latencia bajos y capacidad de operar a un amplio rango de altitudes, y la principal ventaja de este tipo de sistemas es la seguridad operacional tanto en tierra como en vuelo.

Dichos dispositivos están siendo más desarrollados actualmente que los sistemas explosivos, debido a que las compañías están buscando cada vez más seguridad y confiabilidad con sus naves espaciales a causa del objetivo de volver los cohetes un medio de transporte más habitual y hacer la vida interplanetaria.

Sistemas a evaluar

En esta sección, se describen tres sistemas que se seleccionaron según el estado del arte. Cabe resaltar que la literatura pública disponible en este tipo de sistemas es escasa, muchas veces debido a la confidencialidad de las compañías que los fabrican. Los sistemas que se seleccionaron utilizan dispositivos no pirotécnicos para el evento de la separación y han sido ya utilizados en misiones espaciales.

MK II-MLB Lightband

La mayoría de la información sobre este sistema está basada en el manual de uso del dispositivo (Planetary Systems Corporation, 2014). Este sistema de separación de etapas fue desarrollado y patentado por la compañía estadounidense Planetary Systems Corp.,

y es un sistema que permite tanto la separación de cuerpos desde el cohete (como en los satélites), como la separación de las etapas del cohete, siendo utilizado principalmente para la separación de la etapa de “payload” o carga del vehículo (cohetes como Atlas v, Vega, Delta IV, etc.). En la figura 3, se puede ver una representación del sistema de separación.

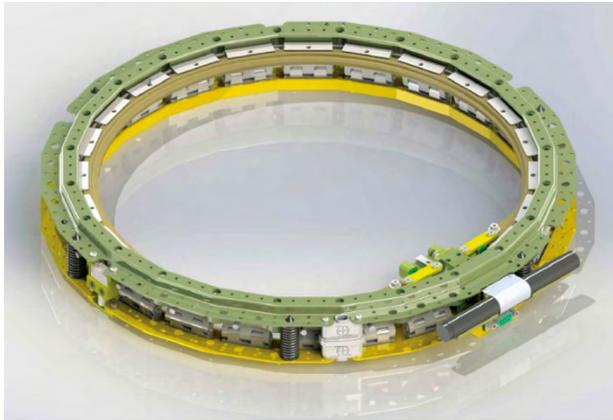


Figura 3. Sistema de separación *lightband*
Fuente: Planetary Systems Corporation (2014).

El sistema *lightband* está compuesto por varios anillos, un motor eléctrico para la activación del sistema, resortes, pasadores, eslabones y tubos deslizantes, entre otros. El funcionamiento del dispositivo se divide en dos estados. En el primer estado (figura 4.a), el sistema está recogido y allí el anillo de retención ejerce una compresión, presionando los sujetadores de los anillos hacia afuera del anillo superior. En el segundo estado (figura 4.b), el sistema se ha iniciado

por medio del accionamiento de los motores eléctricos para que el mecanismo encaje hacia adentro y el anillo de retención se retraiga.

La retracción del anillo de retención permite que los émbolos de resorte, fijados en el anillo superior, se desprendan de este después de que el tubo deslizante haya sido desplegado, como se ilustra en la figura 5. A estos anillos van unidas y ensambladas las respectivas etapas del cohete a separar.

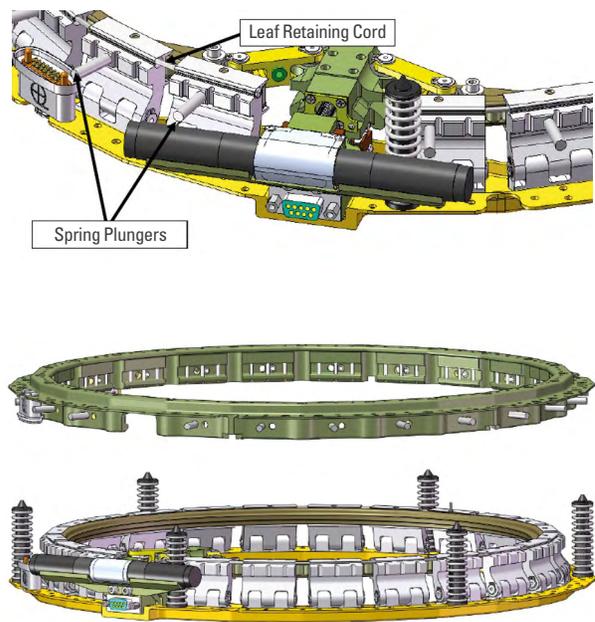
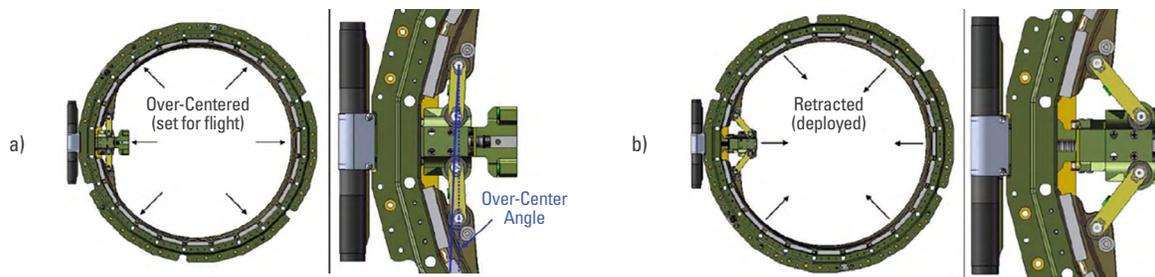


Figura 5. Separación de los anillos por medio de los resortes
Fuente: Planetary Systems Corporation (2014).

Figura 4. Funcionamiento del sistema MK II-MLB Lightband. a) Estado recogido y b) Estado iniciado



Fuente: Planetary Systems Corporation (2014)

Las características que más resaltan de este sistema son:

- Tiene un nivel de madurez tecnológica o TRL (*technology readiness level*) de grado 9.
- Es un sistema que es testeable; según el manual, cada *lightband* es probado en tierra de doce a diecisiete veces para verificar la operatividad antes del vuelo. Entre las pruebas que se realizan al sistema se encuentran tests de vibraciones, prueba térmica al vacío, pruebas de confiabilidad de separación, pruebas de choque y pruebas de resistencia. Por otro lado, en el manual se incluye un formulario para la inspección del sistema que se debe realizar en tres momentos: después del ensamble, en cada test y antes del envío.
- De acuerdo con el manual, la velocidad de separación es en función de las masas de las etapas a separar y también del número de resortes de separación utilizados en el sistema, siendo seis el número mínimo de resortes que garantizan una separación confiable. En el manual, hay fórmulas que ayudan a determinar la cantidad de resortes requeridos para una velocidad dada, o viceversa. La relación velocidad-cantidad de resortes es mostrada en la figura 6.
- Debido a que el sistema no utiliza dispositivos pirotécnicos, no se generan residuos o desechos espaciales.
- El sistema cuenta con un subsistema llamado SoftRide Isolation System, cuya función es aislar las vibraciones y los choques del vehículo espacial para reducir las cargas inducidas que se generan. Por otro lado, ayuda a aumentar la relación de amortiguación en el evento de separación, que también disminuye la respuesta del sistema a la resonancia vibratoria (Planetary Systems Corporation, 2014). Finalmente, el manual concluye mostrando evidencias de las pruebas de choque y vibraciones al sistema, que tiene estas propiedades a un nivel bajo comparado con otros sistemas de separación.
- El sistema puede ser usado sesenta veces antes de ser inspeccionado, incluyendo las veces que el sistema se activa para las pruebas.
- Según el manual, el sistema de separación puede operar a temperaturas desde $-68\text{ }^{\circ}\text{C}$ hasta $145\text{ }^{\circ}\text{C}$, siendo $35\text{ }^{\circ}\text{C}$ la temperatura de operación ideal, debido a que es en estas condiciones que se le hacen todas las pruebas.
- Cuando los interesados en utilizar este sistema de separación desean adquirirlo para sus productos, los usuarios deben completar un curso de entrenamiento ofrecido por la compañía Planetary Systems Corp., incluido en el costo total del sistema. Además de esto, la compañía en su manual incluye una serie de pasos que ayudan a encontrar o configurar el sistema de separación adecuado según los requisitos del usuario.

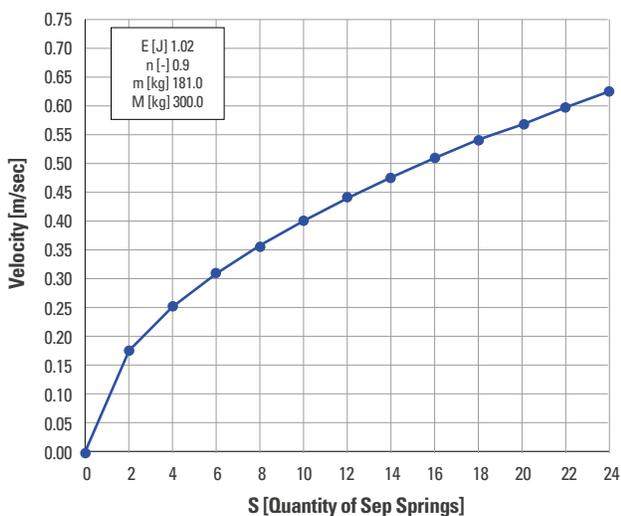


Figura 6. Velocidad de separación vs. cantidad de resortes
Fuente: Planetary Systems Corporation (2014).

SpaceX - Stage Separation System

El sistema de separación que se va a evaluar es el usado en la familia de cohetes Falcon. Todos los sistemas empleados en estos cohetes son desarrollados teniendo en cuenta siempre la seguridad operacional; están pensados para el transporte de personas a locaciones como la Estación Espacial Internacional y son cohetes pensados para ser totalmente reutilizables. SpaceX (2020a) considera que el sistema de separación de etapas es uno de los más seguros del cohete Falcon.

En las figuras 7 y 8, se pueden ver imágenes del sistema de separación de etapas real montado en los cohetes Falcon. En la figura 8 se observa cómo es el sistema activado con la etapa que se separó.



Figura 7. Sistema de separación de etapas montado en un cohete Falcon
Fuente: Brown (2019).



Figura 8. Sistema de separación liberando una de las etapas del cohete Falcon
Fuente: SpaceX (2017).

Este sistema es el encargado de separar dos etapas en el caso del Falcon 9, las cuales están unidas mediante pasadores o cierres mecánicos en tres puntos entre la parte superior de la interetapa y la base del depósito de combustible de la segunda etapa. El proceso de operación empieza cuando los motores de la primera etapa se han apagado; en este momento, un circuito a alta presión que utiliza helio como gas neumático

permite la liberación de pestillos mediante actuadores excesivos o redundantes. Este sistema de helio también precarga cuatro empujadores neumáticos que realizan una fuerza positiva para la separación de la etapa después de la liberación de los pestillos (SpaceX, 2020a). El sistema también incluye un separador central, mostrado en las figuras 6 y 7, que ayuda a disminuir el riesgo de contacto entre las etapas tras la separación.

El sistema de separación no utiliza dispositivos explosivos, sino un liberador neumático. Algunas características fundamentales del sistema obtenidas mediante el manual de uso del Falcon (SpaceX, 2020a) son las siguientes:

- Produce cero emisiones de desechos espaciales.
- Puede ser testeado repetidamente en el proceso de manufactura.
- El tiempo de latencia del sistema de separación no se encuentra en el estado del arte; sin embargo, según la cronología de vuelo del Falcon 9, el tiempo que transcurre tras la separación de etapas para activar el motor de la segunda etapa son ocho segundos para misiones a órbita terrestre baja y siete segundos para órbita de transferencia geostacionaria.
- Este sistema de separación se espera que también sea el usado para la nave de SpaceX, llamada Starship. Por lo tanto, según su guía para el usuario (SpaceX, 2020b), la separación de las etapas y la apertura de la puerta de los carenados de la carga están diseñados para generar ambientes de choque insignificantes asociados a la carga útil. Por otro lado, el ambiente de choque máximo será generado por el sistema de separación de la carga escogido para la misión.
- El nivel de madurez tecnológica o TRL se consideró de nivel 9, debido a que el sistema ya ha sido probado en vuelos y las operaciones de las misiones han sido exitosas.
- El uso de mecanismos neumáticos permite que el desarrollo y la manipulación de este tipo de sistemas sean más seguros. Un ejemplo de esto es el proyecto ARES14BI “Hydra”, patrocinado por la

Agencia Espacial Francesa, en el cual estudiantes universitarios desarrollaron un sistema de separación de etapas neumático, mostrado en la figura 9, que puede ser utilizado en cohetes de pequeño y gran tamaño, cuya velocidad de separación es de 0,11 segundos (Guinet y Gauthier, 2017).

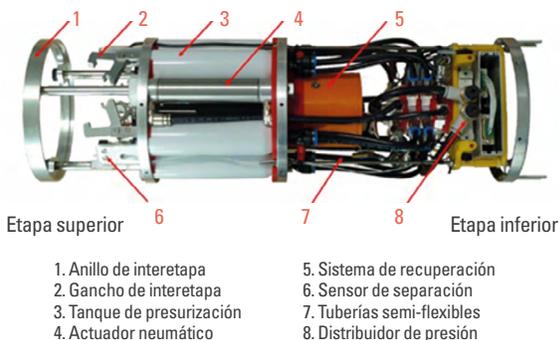


Figura 9. Sistema de separación de etapas proyecto ARES14BI "Hydra"
Fuente: Guinet y Gauthier (2017).

Systima Technologies - Low Shock Rocket Body Separation

El sistema Low Shock Rocket Body Separation, desarrollado por Systima Technologies Inc. (2013), es una patente estadounidense que ofrece información sobre el funcionamiento del sistema y describe cómo es la unión de las etapas y cómo se ensambla el dispositivo. Este sistema de separación de etapas combina una junta radax (radial-axial), muy usada en cohetaría para unir las etapas del cohete. Este tipo de juntas permite que cualquier carga que experimente el cohete se distribuya axialmente a lo largo de los pernos, así tiene mejor resistencia y menor choque o impacto (Martens *et al.*, 2018); un ejemplo de estas juntas son las mostradas en la figura 10.

Por otro lado, las juntas radax están unidas por tornillos pasadores o sujetadores y por un sistema tipo vejiga aplanada acoplado con su respectivo sistema de inflado. Una vez activado el sistema de inflado, la vejiga se presuriza y ejerce una fuerza de separación entre los miembros de la junta radax, superando la capacidad de carga de los sujetadores y rompiendo la junta radax (Systima Technologies Inc., 2013).



Figura 10. Ilustración de juntas radax
Fuente: Yoon (2015)

En la figura 11, el diagrama ilustra el sistema de separación de etapas: los componentes 2 y 3 son las dos juntas radax que van acopladas a las etapas del cohete. Según la patente, las juntas radax pueden ser unidas o acopladas mediante varios mecanismos como sujetadores, arandelas e insertos roscados, mostrados como los componentes 7, 5 y 8, respectivamente. Por otra parte, el dispositivo tipo vejiga aplanada 1 estará situado entre los miembros radax 2 y 3, acoplada a su sistema de inflado 9, así al activarse se aplicará la fuerza de separación de bajo choque o impacto que permitirá la separación de las juntas radax. Por último, los componentes 6 y 4 solo son implementados cuando el cliente necesita que el sistema tenga dispositivos pirotécnicos, siendo el componente 6 un actuador tipo pistón pirotécnico y el componente 4 una arandela que ayuda a mantener el pistón en su lugar de carcasa.

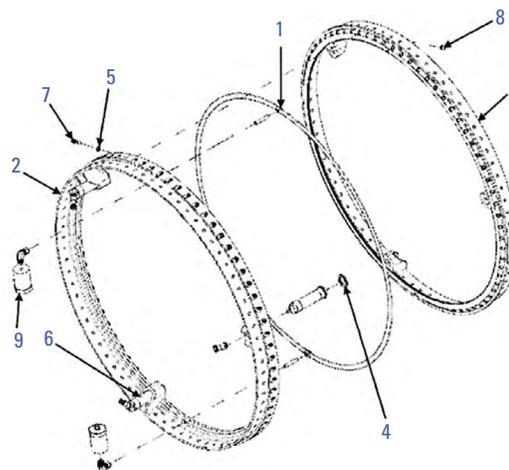


Figura 11. Diagrama del sistema de separación de Systima Technologies
Fuente: Systima Technologies Inc. (2013).

La figura 12 muestra un diagrama de la sección transversal del sistema de separación de etapas. Aquí se aprecia mejor el dispositivo tipo vejiga aplanada mostrada en la figura como una forma ovalada dentro del colector 301; está localizada entre las juntas radax 200-201, que a su vez tienen unas plataformas específicas para la vejiga aplanada que al momento de inflarse aplica una fuerza que separa las juntas acopladas a las etapas del cohete 250-251. Este mecanismo, según la patente, puede ser fabricado con cualquier metal (como el acero). La figura 12 también presenta el sistema de inflado de la vejiga 400, la interfaz del sistema 310 y el colector o tubo 301 hacia la vejiga. El sistema de inflación de la vejiga, según la patente, puede ser cualquiera que permita su inflado, por ejemplo, los generadores de gas caliente que pueden ser activados eléctricamente.

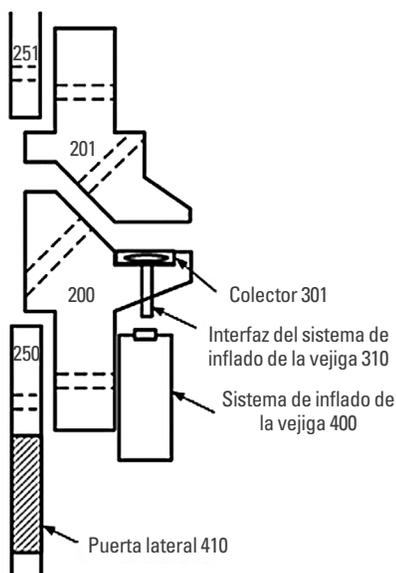


Figura 12. Sección transversal del sistema de separación de etapas
Fuente: Systima Technologies Inc. (2013).

Otras características fundamentales del sistema son:

- Es un sistema de alta resistencia y, como el nombre de la patente lo indica, tiene baja relación de choque o impacto (Systima Technologies Inc., 2013).
- El sistema reduce los riesgos del montaje y de su logística, debido a que no utiliza sistemas explosivos que produzcan ambientes de trabajo peligrosos, y aumenta la relación de impacto o choque que es perjudicial para el cohete, entre otras. Sin embargo, si el cliente quiere utilizar sistemas explosivos en el sistema de separación, según la patente del sistema, estos podrán ser configurados en el montaje (Systima Technologies Inc., 2013).
- De acuerdo con la patente, el sistema de separación no solo puede ser utilizado en cuerpos del cohete que sean redondos, pues puede modificarse para realizar la separación de formas ovales, cuadradas u otras formas irregulares.
- El sistema es de bajo peso debido a que no requiere una interetapa.
- El sistema puede ser configurado para ayudar a la reducción de desechos espaciales (Systima Technologies Inc., 2013).
- En la documentación del sistema de separación, no se define el TRL o nivel de madurez tecnológica del dispositivo. Sin embargo, de acuerdo con Systima Technologies Inc. (s. f.), después del año 2015 la compañía aumentó en todos sus productos el TRL. Por otro lado, para el sistema de separación de etapas en 2017 la compañía ganó un contrato con la NASA en el que va a suministrar y desarrollar este sistema de separación de 27,6 pies de ancho para el cohete Space Launch System (SLS), que permitirá separar el adaptador de la etapa universal del cohete de su etapa superior (Boyle, 2017). Así mismo, en 2019 la compañía publicó un avance del sistema de separación de etapas fabricado para el cohete Alpha de la empresa Firefly Aerospace (Systima Technologies Inc., 2019). En la figura 13, se muestra una parte del sistema que publicaron, es por esto que se le consideró un nivel TRL de 8.
- La velocidad de separación de etapas o latencia es de 1 ft/s. Esta velocidad fue obtenida de la guía de usuario del cohete Alpha de Firefly Aerospace, debido a que el cohete utiliza este sistema de separación para las etapas (Firefly Aerospace, 2019).



Figura 13. Sistema de separación de etapas para Firefly Aerospace
Fuente: Systima Technologies Inc. (2019).

Otros

Uno de los métodos más empleados es “*fire in the hole*”, que consiste en que el motor de la etapa siguiente a la que se va a separar se pone a funcionar mientras las dos etapas siguen conectadas (Duque, 2011), y el impulso generado por los gases de escapes de la tobera del motor hace que las etapas se separen. Sin embargo, no se consideró debido a que la concentración de presión de los gases puede tener un efecto no deseado en la trayectoria del cohete, y en algunos casos se recomienda añadir protección térmica debido a que puede afectar algunos mecanismos (Torres, 2018). Por otra parte, en comparación con los sistemas evaluados, tiene una velocidad de separación alta en un rango de 5 a 10 ft/s (NASA, 1970).

De igual modo, algunos sistemas que no cumplen con el requerimiento del nivel de madurez tecnológica, pero que cabe la pena resaltar por ser desarrollados o investigados en Colombia, son los referenciados en las siguientes publicaciones: *Diseño de un sistema de liberación de un pico satélite de peso un kilogramo, instalado sobre la lanzadera FAC 1* (Pajoy y Larrarte, 2008); *Diseño del sistema de separación de dos etapas de un cohete para colocar satélites a baja órbita* (Cárdenas y Moncayo, 2008); *Diseño y construcción de un prototipo de segunda generación para separación de*

etapas en vehículos aeroespaciales (Torres, 2018); y por último, *Diseño conceptual y preliminar de la segunda etapa “Atlas” para el cohete Sonda Libertador 1* (Moreno et al., 2016).

Evaluación de sistemas

La evaluación de los sistemas se realiza mediante la metodología de evaluación de conceptos o QFD, cuyo primer paso fue elaborar la matriz de tamizaje de los sistemas que se evaluaron (mostrados en la tabla 3).

Tabla 3.
Matriz de tamizaje de sistemas

ID Requisito	Importancia	Sistemas de separación		
		MK II	SPX	SYST
R.1	5	0	0	0
R.2	5	/	+	/
R.3	3	0	0	-
R.4	3	+	-	-
R.5	5	+	-	-
R.6	4	-	+	-
R.7	4	0	0	-
R.8	3	-	-	+
Positivos		2	2	1
Iguales		3	3	1
Negativos		2	3	5
No información		1	0	1
Total		0	-1	-4
Orden		1	2	3

Fuente: elaboración propia.

Las calificaciones se dieron teniendo en cuenta las características descritas de cada sistema; sin embargo, algunas justificaciones que no se describieron anteriormente son:

Para **R.2** se le otorgó “+”, o *mejor que*, al sistema de SpaceX aun sin tener la información en su documentación, debido a que la compañía ocupa el primer lugar en frecuencia de lanzamientos, por encima de Rocket Lab (Patel, 2021) y no se ha presentado ningún problema en cuanto a la trayectoria de sus cohetes.

Para **R.4** se le otorgó “+”, o *mejor que*, al sistema MK II-MLB Lightband, porque es el único sistema que tiene su manual de uso disponible; el sistema de SpaceX tiene la descripción y el funcionamiento de su sistema de separación en la guía de usuario del cohete Falcon 9 (SpaceX, 2020a), y la información del sistema de Systima Technologies fue obtenida por medio de la publicación de su patente, pero no de un manual de uso del sistema.

Para **R.5** todos los sistemas de separación de etapas cumplen con el requisito de ser completamente testeables en tierra antes de los vuelos. Sin embargo, se le dio la calificación de “+”, o *mejor que*, al sistema MK II-MLB Lightband, debido a que hay más información disponible (Planetary Systems Corporation, 2014) sobre cómo se hacen estas pruebas, cuántas pruebas se hacen y qué tipo de pruebas le realizan al sistema.

Para **R.6** se le otorgó “+”, o *mejor que*, al sistema de SpaceX debido a que, en comparación con los otros dos sistemas, la compañía desarrolla pruebas específicas para el sistema de separación de etapas en casos fuera de lo normal, en los que se presenten tiempos de sincronización de las señales de activación inusuales y de secuenciación (SpaceX, 2020a), tratando de ofrecer un tiempo de latencia de 0 s.

Para **R.8** se le otorgó “+”, o *mejor que*, al sistema de la compañía Systima Technologies Inc., debido a que fue un sistema desarrollado con el fin de tener un nivel de impacto muy bajo, como el nombre de la patente lo indica, y debido a que puede ser acoplado a etapas de mayor tamaño que los dos otros sistemas, generando niveles más bajos de choque y de vibración. Sin embargo, los tres sistemas de separación cuentan con configuraciones que ayudan a que el choque y la vibración no afecten la separación, la carga, o trayectoria del cohete.

Conclusiones

- El sistema de separación de etapas para un cohete multietapa que cumple con los requisitos planteados es el desarrollado por la compañía Planetary

Systems Corp., llamado MK II-MLB Lightband; se destaca de los demás por la disponibilidad de su manual que incluye todas las especificaciones, la capacidad que tiene el sistema para hacerle pruebas en tierra y la generación de cero desechos o residuos espaciales luego de su activación.

- Según el análisis que se les hizo a los sistemas evaluados, y a otros que se analizaron para la investigación, las compañías o instituciones que desarrollan sistemas de separación de etapas se caracterizan por una tendencia a diseñar y crear este tipo de sistemas teniendo muy en cuenta sus niveles de impacto y vibraciones, debido a que si el sistema es montado para separar la etapa de la carga del cohete, se verían afectados varios parámetros, como su trayectoria, y algunos sistemas externos se podrían ver perjudicados, entre otros.
- Para la implementación del sistema seleccionado en un futuro de la industria aeroespacial del país, se requiere capacitación técnica y teórica en este tipo de sistemas aeroespaciales. Por ello, el sistema seleccionado presenta otra ventaja en comparación con los demás, puesto que ofrece el entrenamiento para su ensamble y funcionamiento, y ofrece su amplio manual de uso con acceso libre. Sin embargo, para la implementación del sistema en un proyecto a futuro es necesario evaluar el sistema de acuerdo con los requisitos establecidos del proyecto.
- La información en sistemas de separación de etapas en Colombia es escasa. Sin embargo, se encontraron pocas investigaciones que han propuesto, por medio de diseños conceptuales, algunos sistemas que con financiación podrían ayudar al desarrollo de este tipo de sistemas aeroespaciales, los cuales permitirán en un futuro llevar cargas (como satélites) a las diferentes órbitas y hacer uso del espacio ultraterrestre colombiano.
- La documentación sobre sistemas de separación de etapas que utilicen dispositivos no explosivos es todavía muy baja, debido a que es un tipo de tecnología que aún está siendo desarrollada para poder determinar el uso de dispositivos

explosivos que aumentan los residuos espaciales, las vibraciones y el riesgo de falla de los cohetes multietapa.

- La disponibilidad del manual de uso del sistema de separación de etapas fue un requisito importante para la selección del sistema, debido a que proporcionó bastante información que ayudó a evaluar los requisitos planteados. Es por esto que las calificaciones dadas en la tabla 3 habrían sido distintas si los manuales de uso de todos los sistemas hubieran estado disponibles.

Referencias

Firefly Aerospace. (2019). *Alpha Payload User's Guide*. Disponible en: https://firefly.com/wp-content/themes/firefly_aerospace/files/Alpha_PUG_2019-08-30_v2.pdf

Colombia Científica. (2017). *Anexo 13 - Niveles de madurez tecnológica*. <https://minciencias.gov.co/sites/default/files/upload/convocatoria/anexo-13-niveles-madurez-tecnologica-conv.pdf>

Boyle, A. (2017). *Systema gets a piece of the action for NASA's Space Launch System Rocket*. GeekWire. Disponible en: <https://www.geekwire.com/2017/systema-sls-space-launch-system-nasa/>

Brown, B. (2019). *Why do SpaceX Falcon 9 first-stage boosters have a tripod mounted on top?* Quora. <https://www.quora.com/Why-do-SpaceX-Falcon-9-first-stage-boosters-have-a-tripod-mounted-on-top>

Cárdenas Córdoba, H. F. y Moncayo Moncayo, F. A. (2008). *Diseño del sistema de separación de dos etapas de un cohete para colocar satélites a baja órbita* [trabajo de grado, Universidad Autónoma de Occidente]. Repositorio institucional UAO. <https://red.uao.edu.co/bitstream/handle/10614/6319/T04331.pdf?sequence=1&isAllowed=y>

Chang, I.-S. (2001). *Space Launch Vehicle Reliability*. Tech-Insider. <https://tech-insider.org/related/research/2001/0301.html>

COOPER Interconnect. (2012). *Non-explosive actuators*. <http://www.conexionlider.com/jdownloads/COOPER/cooper%20interconnect%20non-explosive%20actuators.pdf>

Departamento Nacional de Planeación (DNP). (2020). *CONPES 3983-Política de Desarrollo Espacial: condiciones habilitantes para el impulso de la competitividad nacional*. DNP.

Duque Peláez, M. (2011). *Construcción y lanzamiento de un cohete de dos etapas con alcance sub-estratosférico, misión Séneca III. Proyecto uniandino aeroespacial*. <https://pua.uniandes.edu.co/doku.php?id=misiones:mision3>

Europa Press. (2018, 2 de noviembre). El fallo de un detector provocó el accidente de la Soyuz MS-10. *El Tiempo*. <https://www.eltiempo.com/vida/ciencia/revelan-la-causa-de-la-falla-en-el-cohete-soyuz-288984>

Foust, J. (2020, 4 de julio). *Rocket Lab Electron launch fails*. Space News. <https://spacenews.com/rocket-lab-electron-launch-fails/>

Guinet, V. y Gauthier, B., 2017. *RES14BI "Hydra" - a two-stage experimental rocket project within the PERSEUS program*. <https://eucass.eu/conferences-and-publications/archives/archives-eucass/eucass-2017-milan/eucass-2017-dois-of-full-papers, DOI: 10.13009/EUCASS2017-96>

Halligan, R. J. (2014). *Requirements quality metrics: The basis of informed requirements engineering management*. <https://www.ppi-int.com/wp-content/uploads/2019/05/Requirements-Quality-Metrics-Paper-with-Addendum-PPA-005330-9-140710.pdf>

Kattakuri, V. (2019). *Failures in spacecraft systems: An analysis from the perspective of decision making*. Purdue University. <https://doi.org/10.25394/PGS.9037379.v1>

Martens, J., Cui, X., Alacoque, L., Messenger, T., Hamilton, A., Van der Meulen, W. y Deshpande, A. (2018). *Student organization for aerospace research Atlantis II*. Sounding Rocket. http://www.soundingrocket.org/uploads/9/0/6/4/9064598/43_project_report.pdf

Mayers, S., Beard, B., Smith, K. y Patterson, A. (2009). *Ares I Stage Separation System Design Certification Testing*. <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20090025949/downloads/20090025949.pdf>

Moreno Barón, J. S., Salek Chaves, D. Z. y Peña Cedeño, H. (2016). *Diseño conceptual y preliminar de la segunda etapa "Atlas" para el cohete Sonda Libertador I* [trabajo de grado, Fundación Universitaria Los Libertadores]. Repositorio institucional Fundación Universitaria Los Libertadores. <https://repository.libertadores.edu.co/bitstream/handle/11371/600/MorenoBar%C3%B3nJuanSebasti%C3%A1n.pdf?sequence=2&isAllowed=y>

National Aeronautics and Space Administration (NASA). (2009). *Apollo Spacecraft & Saturn V Launch Vehicle Pyrotechnics/ Explosive Devices*. <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20090015395.pdf>

- National Aeronautics and Space Administration (NASA) (1970). NASA Space Vehicle Design Criteria, Flight Separation Mechanisms (NASA SP-8056). <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19710019510.pdf>
- Pajoy Ruiz, P. A. y Larrarte Navia, Á. J. (2008). *Diseño de un sistema de liberación de un pico satélite de peso un kilogramo, instalado sobre la lanzadera FAC I* [trabajo de grado, Universidad Autónoma de Occidente]. Repositorio institucional UAO. <https://red.uao.edu.co/handle/10614/6322>
- Patel, N., 2021. Rocket Lab could be SpaceX's biggest rival. MIT Technology Review. <https://www.technologyreview.com/2021/03/02/1020212/rocket-lab-could-be-space-x-biggest-rival-neutron-falcon-9>.
- Planetary Systems Corporation. (2014). *2000785F MK II MLB User Manual*. <https://planetarysystemscorp.com/mark-ii-motorized-lightband/>
- SpaceX. (2017). *World's First Reflight of an Orbital Class Rocket | SES-10 Hosted Webcast* [video]. YouTube. <https://www.youtube.com/watch?v=xsZSXav4wI8&t=1829s>
- SpaceX. (2020a). *Falcon User's Guide*. https://www.spacex.com/media/Falcon_Users_Guide_082020.pdf
- SpaceX. (2020b). *Starship Users Guide*. https://www.spacex.com/media/starship_users_guide_v1.pdf
- Systema Technologies Inc. (2013). *Low shock rocket body separation*. <https://patentimages.storage.googleapis.com/9e/08/ea/feb2efcb90afee/US8607705.pdf>
- Systema Technologies Inc. (2019). *Systema Recognized by Firefly Aerospace for Stage Separation System*. <https://www.systema.com/blog/systema-recognized-by-firefly-aerospace-for-stage-separation-system/>
- Systema Technologies Inc. (s. f.). *Systema Technologies Inc.* Disponible en: https://www.sbir.gov/sites/default/files/SBAsuccess_Systema.pdf
- Torres Amézquita, J. D. (2018). *Diseño y construcción de un prototipo de segunda generación para separación de etapas en vehículos aeroespaciales* [trabajo de grado, Universidad de los Andes]. Repositorio institucional Uniandes. <https://repositorio.uniandes.edu.co/handle/1992/40438>
- Yoon, D. [@DavidKYoon]. (2015, 15 de enero). *The radial axial (RADAX) joints for the sounding rocket came out sexy* [imagen] [tuit]. Twitter. <https://twitter.com/DavidKYoon/status/555148470843998209/photo/1>