

Sistema de Propulsión de Hidracina para Satélites

Hydrazine Propulsion System for Satellites

Eduard R. Díaz, *Ing. en Diseño, Integración y Ensamblaje Satelital, ABAE*

Resumen— Los sistemas de propulsión para satélites se utilizan para las órbitas de transferencia, la maniobra de actitud durante la transferencia de la órbita, mantenimiento orbital y la salida de la misma. La hidracina es el propelente más utilizado en los satélites de órbita baja, por ser simple, fiable y de menor costo. El desarrollo más importante con respecto a este propelente fue el desarrollo del catalizador Shell 405, el cual mejoró su rendimiento. El sistema de propulsión es un sistema unificado ya que todos los componentes están conectados a uno o dos tanques de combustible y su gestión es más fácil. Este trabajo recopila información de cómo está constituido un sistema de propulsión, la hidracina como combustible, hace referencia de la definición del empuje el cual es la fuerza que genera el movimiento de la nave espacial, describe los principales componentes que lo componen, así como el proceso de integración de un sistema de propulsión.

Palabras claves—filtros, hidracina, integración, sistema de propulsión, válvulas.

Abstract— Propulsion systems for satellites used for transfer orbits, the attitude maneuver during orbit transfer, orbital maintenance and the exit of the same. Hydrazine is the most widely used propellant in low-orbit satellites, because it is simple, reliable and low cost. The most important development with respect to this propellant was the development of the Shell 405 catalyst, which improved its performance. The propulsion system is a unified system as all components connected to one or two fuel tanks and their management is easier. This work compiles information on how a propulsion system is constituted, hydrazine as fuel, refers to the definition of thrust is the force that generates the movement of the spacecraft, describes the main components that compose it, as well as the integration process of a propulsion system.

Index Terms—filters, hydrazine, integration, propulsion system, valves.

I. INTRODUCCIÓN

LA propulsión espacial comienza donde el vehículo de lanzamiento deja fuera la etapa superior e inicia las funciones de la propulsión principal como control de reacción, mantenimiento de estación, punto de precisión y la maniobra orbital. Los motores principales utilizados en el espacio

proporcionan la fuerza de propulsión principal de la órbita de transferencia. El control de reacción y los sistemas de maniobra orbital proporcionan la fuerza propulsora para el mantenimiento de la órbita, control de posición y el control de actitud de la nave espacial. En el satélite el sistema de AOCS (Attitude Orbit Control Subsystem) por sus siglas en inglés, es el encargado de realizar las siguientes funciones: Estimación de actitud (y posición) basada en mediciones y procesamientos de sensores; Control de la actitud mediante actuadores (torques); Correcciones orbitales con actuadores (fuerzas), aquí es donde interviene el sistema de propulsión mediante los propulsores los cuales le imprime la fuerza necesaria al satélite. Una gran parte de los motores de satélites hoy en día utilizan motores químicos, es decir, obtienen la energía necesaria gracias a reacciones químicas para crear un gas caliente que se expande para producir el empuje. [1]

Una limitación significativa de la propulsión química es que tiene una baja relatividad de impulso específico (*ISP*, empuje por velocidad de flujo masa del propelente). Una mejora significativa (>30%) en *ISP* se puede obtener mediante el uso de propelentes criogénicos, tal como oxígeno líquido e hidrógeno líquido, por ejemplo. Los propulsores de hidracina utilizan una reacción de descomposición catalítica para generar gas a altas temperaturas para el empuje. [1]

II. HIDRACINA

Es un compuesto químico líquido, incoloro y oleoso, con un olor similar al del amoníaco y que libera vapores cuando está expuesto al aire. Comercialmente se suministra en disolución acuosa o como hidrato de hidracina ($H_2N-NH_2 \cdot H_2O$). Se utiliza principalmente como espumante para la preparación de espumas poliméricas, así como, precursor de catalizadores de polimerización y fármacos. Adicionalmente se emplea como combustible para aviones, misiles, cohetes espaciales y satélites. También se emplea industrialmente como reactivo de grupo carbonilo (aldehídos y cetonas) en numerosas síntesis. El combustible conocido como hidracina se utiliza como monopropelente líquido desde los años 30. La hidracina a elevadas temperaturas se descompone espontáneamente de

Este trabajo fue presentado en septiembre del 2016 para su revisión como parte de los ODIS en la Agencia Bolivariana para Actividades Espaciales por sus siglas ABAE. Fue realizado por el autor.

E. R. Díaz. Es miembro de la Agencia Bolivariana para Actividades Espaciales, Caracas Venezuela (e-mail: ediaz@abae.gob.ve).

acuerdo a la siguiente reacción (1) [2]:



Para ser utilizada de esta manera, se necesita de una fuente de calor para iniciar la reacción. Los primeros motores desarrollados solo eran utilizables para un limitado número de disparos, con lo cual resultaban inadecuados para su aplicación en satélites. Esto mejoró con la utilización del catalizador Shell 405. La especificación de hidracina para utilizar como monopropelente requiere un contenido menor de 3% de agua, y tiene un gran potencial en el proceso de fabricación industrial de hidracina anhidra. La reacción catalítica es exotérmica, generando el calor necesario para iniciar y mantener el proceso de descomposición. Para lograr el empuje deseado se debe realizar la expansión de los gases calientes de la descomposición catalítica a través de una tobera divergente. [2]

Actualmente la Agencia Espacial Americana NASA está trabajando en un combustible menos contaminante para las naves espaciales que lanzan los paquetes fuera de la Tierra, por ejemplo satélites, sondas, etc. Este proyecto se llama Misión de Infusión de Propelente Verde, sus siglas en inglés son GPIM. AF-M315F es el nombre del combustible desarrollado por la NASA que esconde una mezcla de combustible basada en nitrato de amonio hidroxilo en vez de la contaminante hidracina la cual es una de sus desventajas, en la figura 1 se aprecia unas pruebas del desarrollo del propelente verde. [3]



Fig. 1. Pruebas del desarrollo del propelente AF-M315 realizado por la NASA.

Sin embargo los propulsores monopropelentes más usados todavía son a base de hidracina, debido al desenvolvimiento del catalizador de iridio/alúmina. La hidracina presenta un elevado I_{SP} teórico (245 s), pero como se ha dicho es una sustancia muy tóxica (cancerígena). Por ejemplo el óxido nítrico (N_2O) presenta un I_{SP} menor (206 s), más no es tóxico.

Las ventajas de la hidracina como un monopropelente fueron reconocidas. En 1949 el Laboratorio Jet Propulsion financió el desarrollo del motor y el catalizador, y se ha acreditado como la estrella de la industria espacial. Los sistemas y propulsores catalíticos de hidracina han evolucionado desde su primer vuelo espacial en 1966.

Usualmente el sistema de propulsión adopta el anhídrido de hidracina como propelente y gas nitrógeno o helio como presurizante, la especificación de la hidracina la podemos ver a continuación en la tabla 1 [4]:

TABLA I
ESPECIFICACIÓN DE LA HIDRACINA

Ítem	Especificación	
	Naves espaciales MIL-P26536C	Alta pureza MIL-P-26536D
N_2H_4 (Fracción de masa, %)	$\geq 98,5$	$\geq 99,0$
Agua (Fracción de masa, %)	$\leq 1,0$	$\leq 1,0$
NH_3 (Fracción de masa, %)	----	$\leq 0,3$
Partículas (mg/L)	$\leq 1,0$	$\leq 1,0$
Cloruro (Fracción de masa, %)	$\leq 0,0005$	$\leq 0,0005$
Fenilalanina (Fracción de masa, %)	$\leq 0,5$	$\leq 0,003$
Ion (Fracción de masa, %)	$\leq 0,002$	$\leq 0,0004$
Residuo no volátil (mg/L)	$\leq 0,005$	$\leq 0,001$
CO_2 (Fracción de masa, %)	$\leq 0,003$	$\leq 0,003$
Otro material volátil (Fracción de masa, %)	$\leq 0,02$	$\leq 0,005$

Durante el desarrollo, calificación y vuelo de los sistemas de propulsión para un amplio rango de aplicaciones, numerosos problemas se encontraron. Generalmente los tipos de problemas se pueden agrupar así: vida del asiento del catalizador, control térmico, fuga de las válvulas y compatibilidad del material. En estos cuatro problemas, es probablemente justo decir, que el desarrollo del catalizador Shell 405 es el factor más importante en el desarrollo de los propulsores de hidracina.

Antes del desarrollo del Shell 405, el catalizador para la descomposición era sólo eficaz a una relativa alta temperatura. A comienzo de 1962, bajo contrato de la NASA de JPL (Laboratorio Jet Propulsion), Shell desarrollo un catalizador espontáneo para hidracina, designado Shell 405, aunque el requisito original para un catalizador eran muy modesto, 10 arranque en 180 segundos de duración, se logró ser capaz el funcionamiento para muchas miles de arranques y horas de operación bajo condiciones favorables.

El catalizador consiste sobre todo en un sustrato de alúmina de gran superficie en el que el metal catalíticamente activo (iridio) se deposita en un estado finamente disperso. El catalizador está disponible en forma granular para varios tamaños de malla o en 1/8 y 1/16 pulgadas de diámetro. Se ha incorporado varias mejoras en el proceso de fabricación del catalizador, pero el Shell 405 tan ampliamente utilizado hoy en día básicamente es el mismo que fue desarrollado hace años.

III. SISTEMAS DE PROPULSIÓN

Los propulsores de hidracina N_2H_4 utilizan un monopropulsor almacenable. El empuje es producido por la descomposición de hidracina a medida que pasa a través de un lecho de catalizador. En comparación con el motor de los cohetes, los propulsores para satélites parecen por así decirlo enanos. Su labor, sin embargo, es la misma: producir empuje. En el caso de los micropropulsores, en cambio, no se trata de desencadenar unas fuerzas de empujes gigantescos, sino de impulsos finamente dosificados, a través de los cuales los satélites y sondas pueden alcanzar y mantener su órbita y posición definitiva.

El empuje es la fuerza que mueve un cohete a través del aire,

o a través del espacio. El empuje es generado por el sistema de propulsión.

A. Generación del Empuje

El empuje es una fuerza mecánica que se genera a través de la reacción de acelerar una masa de gas. Un fluido de gas o de trabajo se acelera en la parte trasera y el motor del satélite se acelera en la dirección opuesta. Para acelerar el gas, es necesario algún tipo de sistema de propulsión.

A partir de la segunda ley de Newton del movimiento, podemos definir una fuerza F a ser el cambio en el momento de un objeto con un cambio en el tiempo. El impulso es la masa m veces de la velocidad V del objeto. Así, entre dos tiempos t_1 y t_2 , la fuerza está dada por (2) [5]:

$$F = \frac{([mV]_2 - [mV]_1)}{(t_2 - t_1)} \quad (2)$$

Si se mantiene la masa constante y simplemente cambia la velocidad con el tiempo, obtenemos la ecuación simple de fuerza – fuerza es igual a masa por aceleración como indica (3) [5]:

$$F = m * a \quad (3)$$

Si se trata un fluido (líquido o gas) y sobre todo si se trata de un fluido en movimiento, hacer el seguimiento de la masa se complica. Para un fluido en movimiento, el parámetro importante es la tasa de flujo de masa. La velocidad de flujo de masa es la cantidad de masa en movimiento a través de un plano dado más una cierta cantidad de tiempo. Sus dimensiones son masa/tiempo (kg/sec,...) y es igual a la densidad r veces la velocidad V veces y el área A .

Dado que la tasa de flujo de masa ya contiene la dependencia del tiempo (masa/tiempo), se puede expresar el cambio en el momento a través del dispositivo de propulsión como el cambio en los tiempos de velocidad de flujo masivo de la velocidad. Vamos a denotar la salida de la estación del dispositivo como “e” y el flujo libre como estación “0”. Como se aprecia en (4) y (5):

Fuerza = cambio en el impulso con el tiempo
 \dot{m} = caudal del flujo de masa = masa/tiempo
 $\dot{m} = r \times V \times A$, donde r = densidad, V = velocidad, A = área

$$\text{Si } p_e \neq p_0 \quad F = \dot{m}_e V_e - \dot{m}_0 V_0 + (p_e - p_0) A \quad (4)$$

$$\text{Si } p_e = p_0 \quad F = \dot{m}_e V_e - \dot{m}_0 V_0 \quad (5)$$

Tenemos que incluir el término de corrección de presión desde una tobera que produce una presión de salida fija que, en general, es diferente a la presión de la corriente libre. El parámetro de rendimiento útil I_{SP} , elimina la dependencia de flujo de masa en el análisis, como se aprecia en (6) [5].

$$I_{SP} = V_{eq} / g_0 \quad (6)$$

Donde V_{eq} es la velocidad equivalente, que es igual a la velocidad de la tobera, más el término de la zona de presión, y g_0 es la aceleración de la gravedad.

La tobera realiza dos funciones importantes. El diseño de la tobera determina la velocidad de salida para una presión y temperatura dada, y debido al flujo de asfixia en la garganta de la tobera, el diseño también establece la velocidad de flujo de masa a través del sistema de propulsión, en la figura 2 se representa un esquema de los parámetros que intervienen en el empuje [5].

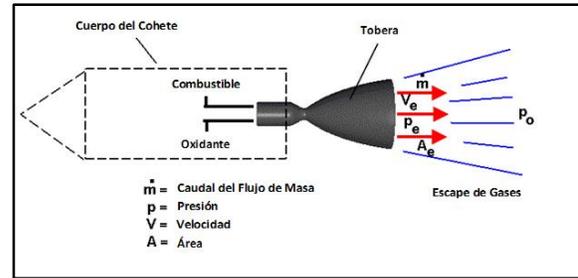


Fig. 2. Esquema de un cohete donde se aprecia los parámetros del empuje.

B. Componentes del Sistema de Propulsión.

Un sistema de propulsión consta de un tanque de propelente que alimenta tanto el motor de apogeo y a los múltiples grupos de propulsores, como se indica en la figura 3. Por tanto un sistema de propulsión está unificado, es más compacto, menos complejo, relativamente ligero y permite el máximo uso posible de los propulsores disponibles. Se ha demostrado también que un sistema de propulsión unificado es altamente flexible para una variedad de diferentes aplicaciones en satélites y naves espaciales [6].

Un sistema de propulsión comúnmente consiste en:

- Tanque.
- Propulsores (Empuje).
- Válvula de Cierre (Latching valve).
- Transductor de presión.
- Filtros.
- Válvula de llenado y drenado de propelente.
- Válvula de llenado y ventilación de presurizante.
- Tuberías.
- Estructura.
- Control térmico.
- Cableado.

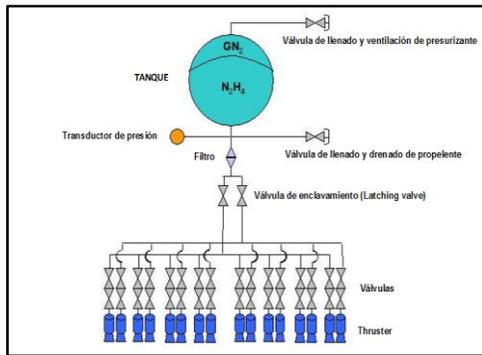


Fig. 3. Esquema de un Sistema de Propulsión donde se aprecia los diferentes componentes.

A continuación se explicará los componentes principales del sistema de propulsión.

1) Tanque.

El tanque del sistema de propulsión está constituido por el recipiente y por el PMD (Propellant Management Device – Dispositivo de Manejo de Propelente), los cuales tienen la finalidad de almacenar y suministrar propelente libre de gas. El tanque por ser un punto crítico en el sistema es sometido a rigurosas pruebas para garantizar el buen funcionamiento en órbita, en la figura 4 se aprecia una prueba de rayos-X a un tanque de propelente [6].



Fig. 4. Inspección por rayos-X de un tanque de combustible usado para un sistema de propulsión.

La geometría del tanque se puede adaptar de acuerdo a la masa del propelente requerido y el volumen disponible para el almacenamiento. Las típicas formas son esféricas y cilíndricas, ya sea con cúpulas semiesféricas en forma de Cassini. Los tanques de combustible de hidracina están fabricados con aleación de titanio como la Ti6AlV la cual es una aleación con aluminio y vanadio, para asegurar una alta carga a bajo peso y que no reaccionan con ningún combustible



Fig. 5. Soldadura automática TIG durante la fabricación de un tanque de combustible.

Se han realizado unos diseños estándar para optimizar la línea de productos los cuales están disponibles para los requerimientos individuales de los clientes según al diseño de la misión. Los tanques son ensamblados, integrados y probados en centros de integración especializados, como inspecciones no destructivas en recipientes a presión, en las figuras 5 y 6 se aprecia las instalaciones donde se ensamblan los tanques de propelente [6]. Estos centros son equipados para satisfacer los requisitos de diseño para la fabricación, así como la verificación y la aceptación de las pruebas a los que son sometidos, por ejemplo a presiones extremas para ver si soportan la presión en el espacio, esto también incluye materiales, herramientas, equipos de medición y varias instalaciones de pruebas.

La capacidad del tanque de propelente puede variar entre 58 litros a más de 1000 litros, usualmente se utiliza la hidracina como propelente, nitrógeno y helio gaseoso como presurizante.



Fig. 6. Instalaciones de soldadura por haz de electrones en un centro de fabricación de tanques.

2) Propulsores (Empuje).

Los propulsores producen el empuje a través de los cuales el satélite puede alcanzar y mantener su órbita y posición definitiva con impulsos finamente dosificados. Estos utilizan combustible químico para generar la combustión del propelente para producir gases de escape a través de una boquilla para producir el empuje. Hay dos partes importantes de un propulsor: la boquilla y el propelente. El diseño de la boquilla determina la velocidad de flujo de masa, la velocidad de escape y la presión de salida para una presión inicial dada y la temperatura. La presión y la temperatura inicial se determinan por las propiedades químicas de los agentes propulsores.

Los propulsores utilizan monopropelente almacenado de hidracina N_2H_4 . El empuje es producido por la descomposición de hidracina a medida que pasa a través de un lecho de catalizador, ver la figura 7. Todas las cámaras de combustión del propulsor y la boquilla se fabrican a partir de la aleación HAYNES 25 o de aleación de titanio como Cr18Ni9Ti. La estructura está diseñada para servir de protector de calor para proteger la válvula de propelente y la estructura del satélite.

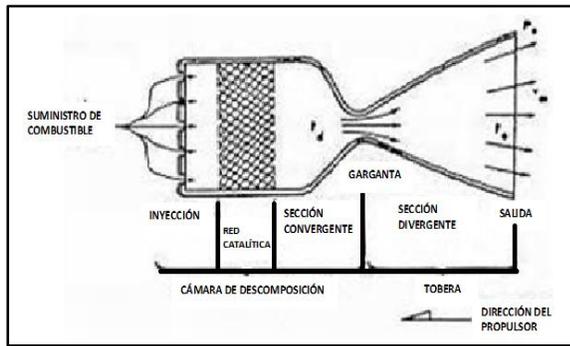


Fig. 7. Esquema de un propulsor donde se detallan las secciones que lo componen.

Los propulsores están equipados con un calentador de lecho catalizador internamente redundante y aislamiento térmico para garantizar las condiciones de puestas en marcha óptima. Los propulsores de hidracina pueden oscilar entre 0,5N Y 400N de empuje nominal. El de 1N tiene un tamaño muy pequeño (como se ve en la figura 8) y puede pesar máximo 300 gramos. Es apropiado tanto para el funcionamiento continuo como también para muchos impulsos de breve duración. Se utilizan para el control orbital y de posición de aquellos satélites de menor tamaño. Estos son monopropelente ya que utiliza hidracina como combustible. También nos encontramos con propulsores de 10N (ver figura 9), los cuales son del tipo bi-propelente ya que utiliza una combinación de un combustible y un oxidante (carburante). Estos utilizan dos tanques uno para el oxidante y otro para el combustible. [6]

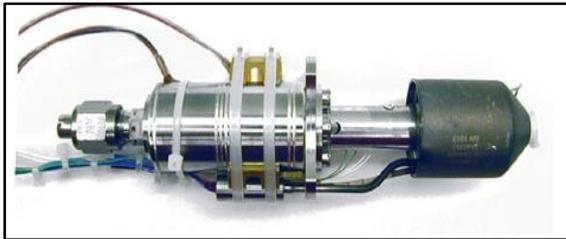


Fig. 8. Propulsor de 1N diseñado y fabricado por Airbus Space.

El oxidante es una mezcla de nitrógeno y oxígeno, mientras que en la mayoría de los casos el combustible es monomethyl hidracina. No es necesario un catalizador. La combustión y con ella el empuje se producen en cuanto ambas sustancias se inyectan en la cámara de combustión y se combinan. Los propulsores de 10N en adelante se utilizan para satélites de mayor tamaño, como por ejemplo los de telecomunicaciones.

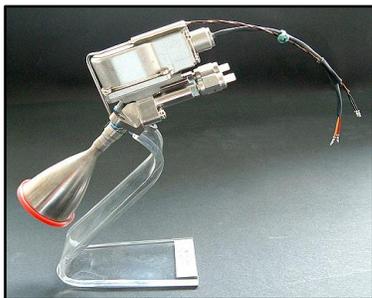


Fig. 9. Propulsor de 10N diseñado y fabricado por Airbus Space.

3) Válvula de Cierre.

Son válvulas de cierre del sistema de propulsión para garantizar las altas demandas de fiabilidad y rendimiento del satélite. Cada rama de propulsores está conectado al tanque de propelente a través de las válvulas de cierre. Estas están fabricadas en acero inoxidable o de aleación de titanio. El estatus de trabajo de las válvulas es abrir y cerrar, la duración del pulso para abrir y cerrar puede oscilar en 160 ms. Mayormente estas vienen con la marca de dirección del flujo. En el mercado se pueden encontrar 3 tipos de válvulas de cierre:

a. Cierre de Bajo Flujo.

Se han desarrollado especialmente para uso de sistemas de propulsión bi-propelente. Consta de dos cuerpos teniendo cada uno un tubo de entrada, de salida y el asiento, así como el accionador electromagnético. El actuador actúa simultáneamente sobre las palancas de control de cada órgano para la apertura o cierre de la válvula, como se aprecia en la figura 10 [6].



Fig. 10. Válvula de cierre de bajo flujo.

b. Cierre de Alto Flujo.

Se han desarrollado especialmente para uso de sistemas de propulsión bi-propelente. Consiste en un cuerpo con el tubo de entrada, de salida y el asiento, así como el accionador electromagnético. Por Indicador de posición, un micro interruptor se incorpora para indicar la posición de abierta o cerrada, la figura 11 se aprecia este tipo de válvula [6].



Fig. 11. Válvula de cierre de alto flujo.

c. Cierre de Baja Presión.

Accionada por solenoide, bi-estable para operar con un número de diferentes medios de trabajo, especialmente la hidracina y sus derivados. Proporciona una barrera de seguridad totalmente fiable en las líneas de flujo del propelente entre el tanque y los propulsores. Para la apertura y cierre de la válvula, dos bobinas están siempre funcionando a una tensión dentro de 22V – 38V. Por Indicador de posición, un micro interruptor se incorpora para indicar la posición de abierta o cerrada. Las válvulas están disponible con una interfaz para soldadura o atornillada para la conexión con las tuberías, ver la figura 12 [6].



Fig. 12. Válvula de cierre de baja presión.

4) Transductor de Presión.

El transductor de presión es el ojo que nos permite supervisar el rendimiento del sistema cuando el satélite está en órbita. De acuerdo con los datos de telemetría del transductor podemos saber cómo el propelente sale y la orientación de los propulsores. Es decir el transductor de presión se encarga de medir la presión de trabajo del sistema. Pueden ser fabricados de acero inoxidable o de aleación de titanio. Su peso puede variar entre 270 gr y 300 gr. En la figura 13 se puede ver un ejemplo de un transductor de presión [6].

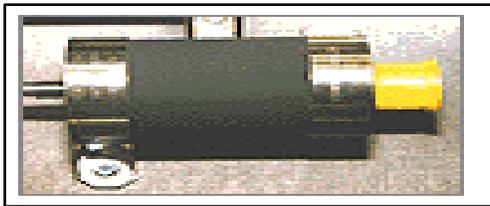


Fig. 13. Transductor de presión para un sistema de propulsión.

5) Filtros.

Un importante fracaso en los modelos de propulsión es la fuga, junto con el mal funcionamiento de la válvula, la causa principal de este tipo de fracaso es por partículas en el interior del propelente. Las partículas pueden ser llevadas dentro del propelente por los componentes de fabricación, en las pruebas o en el proceso de soldadura, no es fácil el control de limpieza del sistema de propulsión, y los propulsores son muy sensibles a las partículas, por lo que el sistema de propulsión necesita un filtro para controlar la limpieza del propelente y evitar la contaminación de los propulsores.

Todos los filtros utilizados en el sistema o componentes de nivel serán diseñados y colocados de acuerdo con los resultados

del control de contaminación y los estudios de fiabilidad. Están fabricados en aleación de titanio y pesan alrededor de 45 a 60 gr, un ejemplo de los filtros se puede ver en la figura 14 [6].

Los filtros serán instalados inmediatamente bajo la corriente del potencial de generación de partículas de los componentes, y en función del análisis de riesgos, directamente encima de los componentes sensibles a la contaminación. El diseño de los filtros cubrirá al menos:

- Total rendimiento.
- Capacidad de retención.
- Caída de presión.
- Tasa de filtración absoluta y relativa.
- Tamaño de partícula.



Fig. 14. Filtro para un sistema de propulsión, para mantener libre de partículas el mismo.

6) Válvula de Llenado y Drenado de Propelente.

Esta válvula es para el llenado y drenado del propelente. El diseño del sistema deberá permitir el drenaje en el suelo. La ubicación de la válvula de llenado-drenado y el diseño de las tuberías se:

1. Prevenir la captura del líquido del sistema en el suelo de drenaje.
2. Prevenir el contacto entre fluidos disímiles.
3. Permitir la purga del sistema después del drenaje.

Estas válvulas deben permitir la conexión segura y estanca entre el sistema de propulsión y equipos de apoyo en tierra. No debe generar partículas durante la apertura y cierre de la cabeza de la válvula, baja caída de presión a través de la válvula. Alta compatibilidad con el medio debido a los materiales seleccionados. Son fabricadas en aleación de titanio, su peso puede estar entre 47 gr y 70 gr. Excelente estanqueidad, tener 2 o 3 barreras de sellado. Para su conexión se utiliza mayormente soldadura, se muestra un ejemplo en la figura 15 [6].

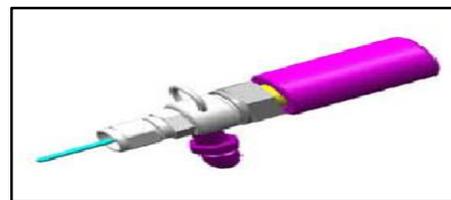


Fig. 15. Válvula de llenado/drenado de propelente para un sistema de propulsión.

7) Válvula de Llenado y Drenado de Presurizante.

Es para el llenado y ventilado del gas presurizante del sistema

el cual puede ser helio o nitrógeno gaseoso. Después de llenar con el propelente y el gas presurizante se debe cerrar las válvulas de llenado. Son accionadas manualmente con asiento primario de metal-metal. La válvula pueden ser fabricadas con una bola de carburo de tungsteno con un asiento de acero inoxidable 304L, o de aleación de titanio. La bola de carburo de tungsteno es colocada al final del montaje del vástago para permitir el movimiento de la bola en el vástago. El sellado secundario es previsto por un O-ring y un teflón como anillo de seguridad. Una capa también es instalada en la entrada de la válvula con un cónico sello suave. Ver ejemplo en la figura 16.



Fig. 16. Válvula de llenado/drenado de presurizante para un sistema de propulsión.

8) Tuberías.

Las tuberías y sus conectores son usadas para la conexión (incluyendo conexión soldada y roscada) de cada unidad (componente) del sistema de propulsión. Las tuberías son seleccionadas por sus propiedades para la soldadura, la compatibilidad con el medio de trabajo, fuerza de la tubería, su peso, la tasa del flujo del medio de trabajo, etc. Para la soldadura de las tuberías se adopta el proceso GTAW (soldadura arco eléctrico con argón y electrodo de tungsteno), en la figura 17 se muestran las tuberías después del doblado. [6]

Las tuberías son de titanio y adoptará clips de acero inoxidable con un suave cojín para sujetarlo a la parte estructural del satélite. Cada unidad y tubería deberá instalarse un cinturón o placa de calentamiento y envolverlo con MLI (multicapa aislante) de acuerdo con las propiedades térmicas. El requerimiento de tasa de fugas del sistema no será más grande que $0,1\text{Pa}\cdot\text{L/s}$, según la norma China CASTSS-E-77 Design criterion for satellite monopropellant propulsion system.

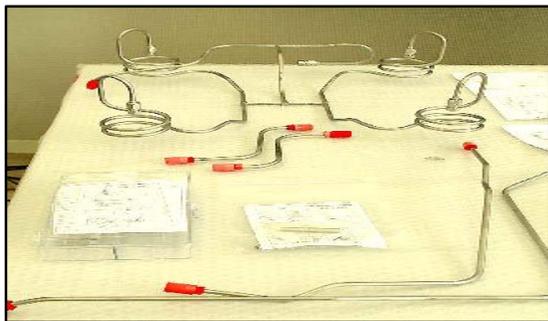


Fig. 17. Proceso de fabricación de tuberías para un sistema de propulsión.

IV. PROCESO DE AIT DEL SISTEMA DE PROPULSIÓN

Para colocar un satélite en órbita una vez que está en el espacio, tiene un propulsor principal con el cual es enviado a la órbita en posición y contiene otros propulsores pequeños a los lados del satélite para mantener al mismo en posición. El combustible que llevan los tanques es hidracina. El sistema de propulsión está unificado para aprovechar el tanque de propelente común que alimenta tanto el propulsor principal así como el grupo de propulsores pequeños. Para el ensamblaje de un sistema de propulsión completo para un satélite se tiene en cuenta la fabricación, montaje, integración y pruebas de propulsores monopropelente y biopropelente.

A. Sala Limpia.

En el cuarto donde se fabrica y ensambla el sistema de propulsión (ver figura 18) debe de cumplir un estricto control ambiental por lo delicado del proceso y asegurar un sistema de propulsión libre de partículas y confiable [6]:

- Clase de limpieza ISO 10.000.
- 75 m^2 de área de trabajo como mínimo.
- La temperatura ambiental del cuarto debe ser mantenida en $20^\circ\text{C} \pm 2$.
- La humedad relativa tiene que estar por debajo de 60%.
- Medición ambiental continua para partículas, temperatura y humedad.
- La intensidad de iluminación debe ser más alta que 300lx.
- Suministro de helio, nitrógeno y argón para los trabajos de ensamblaje.



Fig. 18. Sala de ensamblaje para un sistema de propulsión.

B. Manufactura de las Líneas de Tuberías de Alimentación del Sistema de Propulsión.

Para la fabricación de las líneas de tuberías que van a conectar todos los componentes del sistema, como tanques, válvulas, filtros, transductor de presión, etc. Se requiere primeramente realizar el doblado a los tubos según el diseño del sistema de propulsión, esto con una máquina de doblado CNC, con una interfaz que podría ser CATIA, CAD, etc., en la figura 19 se muestra una máquina de doblado, al obtener todos los doblados de las tuberías estas pasan a la preparación o maquinado de los extremos de las tuberías para asegurar una

buena unión tubo a tubo en el proceso de soldadura. El diámetro de los tubos puede estar entre 3mm a 25mm, hay que tener una precisión en el corte de tubos curvados [6].

Las piezas mecanizadas deben estar libre de rebabas, es por ello que todas las tuberías se le aplican un soplado para realizar esta limpieza. Los tubos tienen que pasar todos los pasos del manejo de contaminación antes de la limpieza final después del doblado, quema, corte.



Fig. 19. Máquina de doblado de tuberías.

C. Limpieza de Tuberías y Componentes del Sistema de Propulsión.

La limpieza de cada unidad y tuberías del sistema de propulsión tienen que cumplir con los requerimientos de la tabla 2 según la norma China CASTSS-E-77 Design criterion for satellite monopropellant propulsion system [7]:

TABLA II
REQUERIMIENTO DE LIMPIEZA DE UNIDADES

Rango de tamaño de partículas (diámetro) μm	Cantidad de partículas en 100ml. Prueba líquida (límite superior)	
	Unidad ordinaria	Unidad Compleja
>100	0	0
>50~100 ^a	1	4
>25~50	5	20
>10~25	20	80
>5~10	140	600
≤ 5	$\leq 0,5$	$\leq 0,003$

^a representa partícula no metálica

Las películas de óxido serán removidas por un proceso validado, por ejemplo cepillado con un cepillo de alambre de acero inoxidable, decapado con ácido, etc., las zonas tratadas en el decapado será desengrasadas con solventes no halogenados. El interior de los componentes debe ser protegido por un conector interno del tubo en caso de usar el decapado con ácido, por ejemplo las válvulas. Un lavado con agua se debe usar para neutralizar la solución de decapado. Los tubos pueden ser secados por un gas purgante, en la figura 20 se aprecia un conjunto de tuberías después del proceso de decapado en el cuarto de limpieza química.

Para la protección del acero inoxidable contra la corrosión externa (por ejemplo, después de la soldadura) el decapado y pasivación se debe realizar. Para tuberías de titanio se puede decapar con un adecuado ácido y lavar con agua desionizada para permitir en la superficie una re-pasivación natural. Se debe

instalar un sello que no permita introducir contaminación en el sistema, por ejemplo instalación de un O-ring. El ácido limpiador será utilizado para eliminar la contaminación no extraíble por otras soluciones, los cuales incluyen ácido nítrico, ácido crómico inhibido, ácido clorhídrico, ácido sulfúrico inhibido, ácido fosfórico inhibido.

Los limpiadores alcalinos y orgánicos o disolventes a base de agua deben usarse para desengrasar y remover contaminantes orgánicos e inorgánicos. Para evitar la corrosión, soluciones para pasivación y neutralización deben usarse como proceso complementario a la limpieza mecánica, acida y alcalina. El proceso de neutralización será verificado por prueba para asegurar que ácidos, álcalis y detergentes se han removidos y se comparará una muestra del efluente del fluido de enjuague con la fuente del fluido de enjuague para demostrar que el valor del pH este entre 5 y 8 [8].

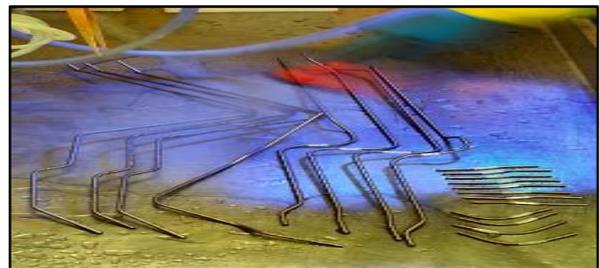


Fig. 20. Proceso de limpieza donde se realiza el decapado con ácido.

Los componentes con cavidades de retención de líquidos o estructuras capilares usadas para aplicaciones con gas serán:

- Lavar con líquidos sólo al componente de nivel.
- Verificar que se seque, por ejemplo los reguladores de presión, las válvulas de alivio y no retorno.

Las instalaciones para la limpieza de los componentes de unión no deben causar daño en la interfaz. El hardware no debe exponerse a ambiente que cause contaminación química, ya que esto puede dar a lugar a la corrosión o reacciones químicas en una etapa posterior. Los procedimientos deben asegurar que los componentes que puedan ser dañados o contaminados por flujo inverso no sean lavados o purgados en dirección opuesta, ni durante en la operación del componente, ni durante el funcionamiento del subsistema o sistema.

Para los filtros, el procedimiento debe asegurar que la última operación de lavado, como el del componente de nivel se realice en dirección nominal. Los tanques construidos con un dispositivo de gestión de propelente tendrán un requerimiento individual en el proceso de limpieza y verificación antes de la soldadura final. No introducir o formar contaminantes durante el posterior ensamblaje y de las operaciones que se llevaran a cabo.

Las válvulas y reguladores que no se puedan secar después del lavado con líquido se limpian ya sean con:

1. Nitrógeno en concordancia con la norma ISO 14951-3 Tipo A, filtrado a través de un filtro con $D_p \leq 2\mu m$.
2. Helio en concordancia con la norma ISO 14951-4 Tipo A, filtrado a través de un filtro con $D_p \leq 2\mu m$.
3. Argón en concordancia con la norma MIL-PRF-27415B Grado B, filtrado a través de un filtro con $D_p \leq 2\mu m$.

Las soluciones de enjuague final deben cumplir o exceder los requerimientos de limpieza para lo que están destinados. Los líquidos de enjuague deben cumplir los requerimientos de las normas. Si el enjuague final es compatible con el fluido en el sistema a ser limpiado, deberá demostrarse que posteriormente a las operaciones, se removerá cualquiera solución de enjuague residual.

En la limpieza del sistema de propulsión el mayor requerimiento es evitar la pérdida de la función y rendimiento. El método de secado será justificado e informado en conformidad con los documentos técnicos; el equipo se seca para remover las trazas de la limpieza en el exterior y del interior, eliminar líquidos atrapados en áreas, por ejemplo válvulas abiertas. La temperatura usada durante el secado no debe exceder los rangos de temperatura permitidos por el componente o sistema; una vez terminada la limpieza, las tuberías y componentes pasan para el proceso de soldadura.

D. Soldadura de Tuberías y Componentes del Sistema de Propulsión.

El proceso de soldadura se realiza después que las tuberías y componentes que conformaran el sistema de propulsión pasan por la verificación final de limpieza, se realiza un ensamblaje de las tuberías y componentes con unas pinzas de sujeción y se aplica unos puntos de soldadura con un equipo manual GTAW. A continuación se realiza la soldadura automática con una máquina TIG orbital la cual está controlada por un ordenador, estableciendo la velocidad, amperaje, gas de protección durante la soldadura, como se muestra en la figura 21 [6]. El diámetro de las tuberías puede estar entre 3mm a 25mm. Las tuberías y componentes deben ser purgados con argón durante la soldadura para protegerlos de la contaminación por oxidación.



Fig. 21. Proceso de soldadura orbital en las uniones o juntas de tuberías.

Con la soldadura se evita la generación de chisporroteo en componentes, subsistema y sistemas. La abrasión y daños en la superficie del sello durante la integración se debe evitar, por el

uso de aplicación de lubricantes compatible, adhesivo o bordes afilados. En el proceso de unión no se debe introducir contaminación dentro la superficie crítica del área o que entre en contacto con el propelente, presurizante o simulación de fluidos.

La soldadura orbital tiene su característica en que un electrodo no consumible gira u “orbita”, en torno a una pieza fija (tubo) que se está soldando. Como en el proceso con soldadura de gas inerte y electrodo de tungsteno, el arco eléctrico se produce entre el electrodo y el material a soldar. El baño de fusión está compuesto por el propio metal base. Es importante para la aplicación de soldaduras de alta calidad en sistemas de tuberías, así como para otras soldaduras difíciles y complicadas.

Todas las soldaduras y líneas de montaje deberán ser sometidas a pruebas de Ensayos No Destructivos (END). La decoloración que se aprecian en la superficie de las tuberías luego de la soldadura no necesita ser limpiadas. Durante el proceso de AIT (Assembly, Integration and Test) del sistema de propulsión un flujo de pruebas se debe realizar para verificar el buen funcionamiento del mismo. Al terminar de ensamblar todos los componentes con las diferentes líneas de tuberías, se conectan los demás subsistemas, conectores y así terminar el ensamblaje del sistema de propulsión, a continuación se realizan las pruebas finales para verificar su funcionamiento.

V. CONCLUSIONES

El sistema de propulsión debe proveer el impulso total, el mínimo impulso, los niveles de propulsores y torque requerido por el subsistema de AOCS. El sistema de propulsión monopropelente es ampliamente utilizado en los satélites para el mantenimiento de la órbita y el control de actitud, el propelente principal es la hidracina. El satélite Simón Bolívar (VENESAT-1) presenta un bipropelente de monometil de hidracina y tetróxido de nitrógeno, mientras que los Satélites Miranda y Sucre (VRSS-1 y VRSS-2) utilizan un monopropelente de hidracina. El sistema de propulsión de hidracina es del tipo líquido, para compararlo con la propulsión gas frio, biopropelente, la propulsión monopropelente de hidracina es simple, fiable y de menor costo, pero el rendimiento un poco más bajo que la propulsión biopropelente. Es la mejor opción para satélites LEO (órbita baja). La hidracina es atractiva como un propelente auxiliar del sistema de propulsión por las siguientes razones [7]:

- La combustión de gas tiene bajo peso molecular.
- La descomposición es exotérmica.
- La temperatura de descomposición es lo suficientemente bajo para prolongar el catalizador y la vida de la cámara del Thruster (temperatura de gases adiabático de 593°C a 1371°C).
- Alta densidad relativa del líquido reduce al mínimo los datos de la masa del tanque.
- Compatible con la mayoría de los materiales

estructurales del satélite.

- Sin descargas sensitivas.
- La descomposición puede iniciarse por un catalizador espontaneo (por ejemplo Shell 405).

No es fácil el control de limpieza en el sistema de propulsión, y los Thrusters son componentes muy sensibles a las partículas en el sistema, es por ello que el proceso de limpieza en tuberías y componentes resulta una de las tareas más importante en el ensamblaje e integración del sistema de propulsión.

Usualmente, el llenado del propelente es del 75% del volumen del tanque, y se ajustara a las regulaciones especiales de los documentos técnicos. La temperatura de trabajo del sistema de propulsión puede estar entre 5°C ~ 60°C.

Referencia

- [1] M. L. M. L. J. D. M. G. H. W. y. D. J. C. Bryan A. Palaszewski, «NASA,» Noviembre 2010. [En línea]. Available: www.nasa.gov. [Último acceso: 07 julio 2016].
- [2] S. Javier, J. Jorge, L. Santiago, C. W. J.D, G. Gustavo y Y. Roberto, «Desarrollo de Motor Monopropelente de 1,5 N para Control de Actitud y Órbita de Satélites,» Congreso Argentino de Tecnología Espacial, Buenos Aires, 2007.
- [3] S. Campillo, «Hipertextual,» 28 Marzo 2016. [En línea]. Available: <http://hipertextual.com/2016/03/gpim-combustible>. [Último acceso: 21 septiembre 2016].
- [4] CAST Shenzhou Institute, *Design of Satellite Propulsion*, Beijing: CAST, 2013.
- [5] NASA, «NASA,» [En línea]. Available: <http://www.nasa.com>. [Último acceso: 19 julio 2016].
- [6] Airbus Defence and Space, «Airbus Defence and Space, » 2015. [En línea]. Available: <http://www.space-propulsion.com>. [Último acceso: 14 julio 2016].
- [7] CAST Shenzhou Institute, *Spacecraft Propulsion*, Beijing: CAST, 2013.
- [8] ECSS, «ECSS-E-ST-35-06C Cleanliness requirements for spacecraft propulsion components, subsystems and systems, » ESA-ESTEC, Noordwijk, 2008.

Integración de Satélites, ubicada en Borburata, Puerto Cabello. Ha publicado dentro de la agencia tres artículos referentes a trabajos de integración de satélites. En 2014 realizo entrenamiento de tecnología espacial en la República Popular China.

El ingeniero Díaz fue seleccionado para participar en el proyecto VRSS-2 en la República Popular China en la posición de Operador de ensamblaje e integración del satélite Sucre.



Eduard Rafael Díaz Colina nació en Puerto Cabello, Estado Carabobo, Venezuela en 1973. Recibió el título de Técnico Superior Universitario en Metalurgia del Instituto Universitario de Tecnología de Puerto Cabello en 1996. El título de Ingeniero en Materiales Industriales del Instituto Politécnico de Puerto Cabello en 2012.

Desde el 2003 hasta 2012 fue supervisor en la división de acero de la empresa Diques y Astilleros Nacionales ubicada en el Valle de Santa Lucia, Puerto Cabello. Desde el 2013 es miembro de la Agencia Bolivariana para Actividades Espaciales con el cargo de Ingeniero de Ensamblaje e