

Sistema de Propulsión en Vehículos Espaciales: Una Visión General.

Propulsion Systems in Space Vehicles: An Overview

Kristal N. Varela, *Investigadora, ABAE*

Resumen—El desarrollo de nuevas tecnologías que pretenden lograr el mayor rendimiento y fiabilidad de los sistemas de propulsión y que además reduzcan costos, riesgos de producción y de operatividad cumpliendo con éxito la misión de la nave es uno de los objetivos en la industria aeroespacial. Este artículo describe de manera introductoria las diferentes tecnologías presentes en el ámbito de los sistemas de propulsión y hace una mirada hacia el futuro en el desarrollo de nuevas tecnologías y búsqueda de propelentes cuyo uso sea favorable.

Palabras claves—coherencia experimental, propulsión, propulsión eléctrica, propulsión química, propelentes verdes.

Abstract—the development of new technologies to achieve the maximum performance and reliability of the propulsion systems and reduce the costs, the production risks and the operability that successfully fulfill the mission of the boat is one of the objectives of the aerospace industry. This article describes in an introductory way the different technologies present in the field of propulsion systems and looks to the future in the development of new technologies and the search for propellants whose use is favorable

Index Terms—Chemical propulsion, electric propulsion, experimental rocket, propulsion, green propellants

I. INTRODUCCIÓN

LA necesidad cada vez mayor del ser humano por continuar explorando el espacio de manera eficiente, económica y segura, ha logrado el interés de un amplio grupo de científicos originando un sin fin de investigaciones e instituciones interesadas en lograr tal fin, para así obtener los beneficios que el desarrollo de estas tecnologías llevan consigo. Una parte importante y de gran interés para el área científico-técnica lo constituye el sistema de propulsión de cohetes, satélites, vehículos tripulados, etc. Estos sistemas constituyen ensamblajes complejos que requieren una participación multidisciplinaria sobre todo en el área de mecánica, termodinámica y química con el fin de hacer de la propulsión más eficaz, económica, de mayor rendimiento y de menor riesgo para el personal, el ambiente y la misión.

Los sistemas de propulsión aeroespaciales son los mecanismos que proveen la fuerza para que una nave sea impulsada ya sea a través de un medio (atmosfera) o el vacío del espacio. Estos sistemas surgen de la necesidad de además

de poner cargas útiles en el espacio a través de los lanzadores, llevar cargas a la luna o planetas, posicionar, ajustar y mantener la órbita de las naves espaciales, realizar transferencias de orbitas, así como también orientar a la nave mediante el control de actitud, etc.

Se define entonces la propulsión a chorro como el uso de la eyección de materia para crear un empuje en un cuerpo en la dirección contraria a esta, de acuerdo con las leyes de Newton. La masa expulsada se llama propelente. A este propelente se debe añadir energía para lograr altas velocidades de eyección, actualmente la fuente de energía más útil para la propulsión a chorro es la combustión química, sin embargo, y variando el diseño del sistema, la energía requerida también puede ser suministrada por radiación solar, reacciones nucleares (actualmente en desuso), entre otras. En estos últimos métodos la fuente de energía es independiente del propio propelente.

II. FUNDAMENTOS BÁSICOS DE LA PROPULSIÓN A CHORRO

La propulsión se consigue aplicando una fuerza a un vehículo, esto es, acelerando el vehículo o, alternativamente, manteniendo una velocidad dada en contra de una fuerza de resistencia. Este empuje se obtiene por eyección de propelente a alta velocidad. Los principios básicos de la propulsión son esencialmente mecánicos, termodinámicos y químicos.

A. Ecuaciones y definiciones básicas

$$\vec{F} = \frac{d(m\vec{v})}{dt} = m \frac{d\vec{v}}{dt} + \vec{v} \frac{dm}{dt} \quad (1)$$

De las Leyes de movimiento de Newton, se define la ecuación básica del empuje (thrust, \vec{F}), como la fuerza producida por el sistema de propulsión que actúa sobre el vehículo o si consideramos contraste la velocidad de expulsión del propelente en la salida de la tobera, podemos simplificar (1) de la siguiente manera:

$$\vec{F} = \frac{dm}{dt} \vec{v}_2 = \dot{m} \vec{v}_2; [N] \quad (2)$$

Donde \vec{v}_2 es la velocidad relativa entre la nave y el propelente expulsado. Este empuje \vec{F} , representa el total de la fuerza de propulsión cuando la presión en la salida de la tobera es igual a la presión ambiente; Donde:

K. N. Varela pertenece a la Agencia Bolivariana para Actividades Espaciales, Dirección de Investigación e Innovación Espacial. Caracas-Venezuela (e-mail: kvarela@abae.gob.ve)

$\dot{m} = \frac{dm}{dt}$; $[\text{kg}/\text{s}]$, es la tasa de flujo de la masa de propelente y es determinado por la masa total de propelente usado y el tiempo de quemado:

$$\dot{m} = \frac{m_o - m_f}{\text{tiempo de quemado}}; [\text{kg}/\text{s}] \quad (3)$$

La masa inicial es m_o y m_f es la masa final de la nave. Debido a la geometría de la tobera y los cambios en la presión ambiente (ya sean por altitud, temperatura, etc.), puede haber un desequilibrio del ambiente externo o presión atmosférica P_3 y la presión local P_2 del chorro de gas caliente en la salida de la tobera (figura 1). Por lo tanto, para un sistema de propulsión de cohetes que opera constantemente en movimiento a través de una atmósfera homogénea, el empuje total es igual a:

$$F = \dot{m}v_2 + (P_2 - P_3)A_2 \quad (4)$$

El primer término es la definición del empuje, y el segundo término representa el empuje de la presión que consiste en el producto de la sección transversal en el área (A_2) de la salida de la tobera y la diferencia entre la presión del gas expulsado en la salida y la presión ambiente. Cuando la presión atmosférica ambiente es igual a la presión de escape, el término presión es cero y el empuje es el mismo que en la ecuación 2. En el vacío del espacio $P_3 = 0$ y el empuje se convierte en:

$$F = \dot{m}v_2 + (P_2)A_2 \quad (5)$$

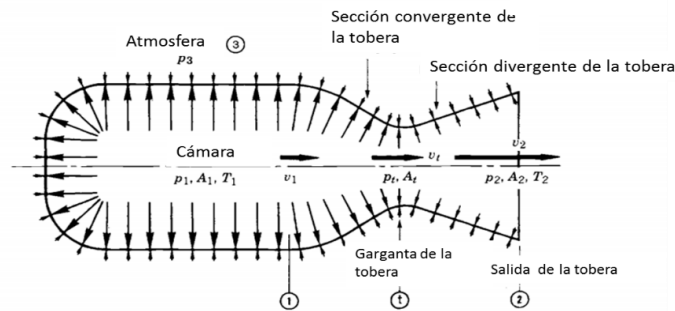


Fig. 1. Diagrama de balance de presiones en las paredes de la cámara y en la tobera [1].

En la figura 1 podemos observar que la presión no es uniforme. La presión interna del gas (indicadas mediante la longitud de las flechas) es más alta en la cámara (p_1) y disminuye continuamente en la tobera, hasta que alcanza la presión de salida (p_2). La presión externa o presión atmosférica p_3 es constante. En la garganta la presión total es p_t . Los cuatro subíndices (que se muestra en el interior de los círculos) se refieren a las cantidades A, V, T y P en ubicaciones concretas

De la ley de conservación de momento:

$$\Delta vm = -\Delta mv_2 \quad (6)$$

Que se entiende como el cambio de la cantidad de movimiento de la nave es equivalente al impulso generado por el propelente expulsado. Por lo tanto, el incremento total de la velocidad Δv

de la nave es:

$$\Delta v = \int_{v=0}^{v=\Delta v} dv = -v_2 \int_{m_o}^{m_f} \frac{dm}{m} = -v_2 \frac{m_f}{m_o}; \left[\frac{m}{s} \right] \quad (7)$$

Esto puede ser escrito en la forma de la ecuación básica de cohetes (ecuación de Tsiolkovski):

$$\frac{m_f}{m_o} = e^{\frac{-\Delta v}{v_2}} \quad (8)$$

La cantidad de propelente requerido para un cambio de velocidad Δv , donde $m_f = m_o - m_p$:

$$m_p = m_o \left(1 - e^{\frac{-\Delta v}{v_2}} \right); [\text{kg}] \quad (9)$$

El impulso total transferido por una cierta cantidad de propelente es definido mediante el empuje o fuerza de impulso (F) integrada sobre el tiempo de quemado (t). Y entonces se define el impulso total (I_{tot}) que es proporcional a la energía liberada por todo el propelente en un sistema de propulsión.

$$I_{tot} = \int_0^t F dt = v_2 \int_0^{m_p} dm = v_2 m_p; [\text{Ns}] \quad (10)$$

Si el impulso es constante y tanto el inicio, como los encendidos y apagados transitorios son despreciables:

$$I_{tot} = Ft \quad (11)$$

También, se define el impulso específico como el impulso generado por unidad de masa de propelente consumido. Este término es una importante figura de mérito del rendimiento de un sistema de propulsión. Es representado algunas veces como I_s o I_{sp} ,

$$I_s = \frac{\int_0^t F dt}{g_0 \int_0^t m dt} \quad [\text{s}] \quad (12)$$

Esta ecuación dará un valor promedio del impulso en el tiempo para cualquier sistema de propulsión, en particular cuando el empuje varía con el tiempo. Durante las condiciones transitorias (durante el inicio o el período de acumulación de empuje, el periodo de parada, o durante un cambio de flujo o los niveles de empuje) los valores de I_s pueden ser obtenidos por integración o mediante la determinación de valores medios de F y \dot{m} durante intervalos de tiempo cortos. Para empuje constante y el flujo de propelente esta ecuación se puede simplificar a continuación, m_p es la masa total efectiva propelente:

$$I_s = \frac{I_{tot}}{m_p} \quad (13)$$

Los impulsos específicos se indican en unidades de segundos, que corresponde a una modificación de la definición anterior a la del impulso entregado por unidad de peso de propelente. Tales valores en segundos surgen por división con el estándar de aceleración de la gravedad ($g = 9,8 \text{ m/s}^2$).

III. APLICACIONES

Entre las aplicaciones más comunes para la propulsión a chorro se encuentran los cohetes lanzadores y las naves espaciales, normalmente los sistemas de propulsión a chorro para los lanzadores son también llamados sistemas de propulsión primario, mientras que las naves espaciales por ejemplo los satélites operan mediante un sistema de propulsión secundario [2].

A. Cohetes lanzadores

Cada vehículo lanzador tiene un vuelo espacial específico, estos usan entre dos a cinco etapas, cada una con su propio sistema de propulsión donde dichas etapas son disparadas secuencialmente luego que la etapa anterior se ha agotado. El número de etapas depende específicamente de la trayectoria del vuelo espacial, el tipo de maniobra, la energía contenida por unidad de masa de propelente y otros factores referentes a la carga útil, como tamaño etc. Cada etapa de un lanzador multi-etapas es un vehículo por sí mismo y carga su propio propelente y su propio sistema de propulsión y sistema de control [1].

B. Naves espaciales

Dependiendo de las misiones las naves espaciales pueden clasificarse como satélites de tierra, satélites lunares, interplanetarios y del tipo "Trans-solar" y naves espaciales tanto tripuladas como no tripuladas. La propulsión del vehículo lanzador es usada como sistema de propulsión primario a lo largo de la trayectoria para la inserción de órbita o maniobras de cambio de órbita con el fin de posicionar la nave espacial. El sistema de propulsión en la nave espacial es denominado secundario y sus funciones son proveer fuerzas y torque para el control de altitud, transferencia de órbita, control de órbita, separación de etapa y asentamiento del líquido en los tanques [1], [2].

C. Misiles y otras aplicaciones

La mayoría de los misiles usan sistemas de propulsión sólidos. Por lo general algunos misiles tácticos tienen un motor propulsor sólido de dos pulsos, los granos aislados están en el mismo casco del motor; el intervalo de tiempo antes de comenzar el segundo pulso se puede programar para controlar la trayectoria de vuelo o el perfil de velocidad. Otras aplicaciones incluyen motores primarios para aviones de investigación, expulsión de capsulas de escape de tripulación o artículos, propulsión para drones, etc. [1].

IV. CLASIFICACIONES DE LOS SISTEMAS DE PROPULSIÓN A CHORRO

Los sistemas de propulsión suelen ser clasificados de acuerdo al tipo de fuente de energía que utilizan (química, nuclear o solar). Sin embargo, recientemente y como se muestra en la figura 2, otra forma de clasificación es según el método utilizado para producir el impulso.

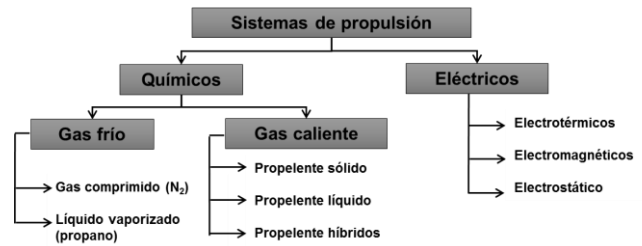


Fig. 2. Clasificación de los sistemas de propulsión según el método para producir el impulso

Los sistemas de propulsión químicos usados mayormente en la actualidad se basan en la expansión termodinámica de un gas producido mediante la reacción de combustión de sustancias químicas (propelentes) que pueden ser inicialmente líquidos, sólidos u ocasionalmente gaseosos, mientras que los sistemas eléctricos usan campos magnéticos y/o eléctricos para acelerar eléctricamente la carga de moléculas o átomos a muy bajas densidades. En ambos casos el mismo equipo genérico básico (tobera) es usado y se basan en convertir la energía química y la energía eléctrica respectivamente en energía cinética que genera el empuje requerido. La tobera es un dispositivo que convierte la energía térmica y de presión de un fluido en energía cinética. El fluido sufre aumento de velocidad a medida que la sección de la tobera va disminuyendo, por lo que sufre también una disminución de presión y temperatura al conservar la energía. En la figura 3 se muestra un esquema general de una tobera

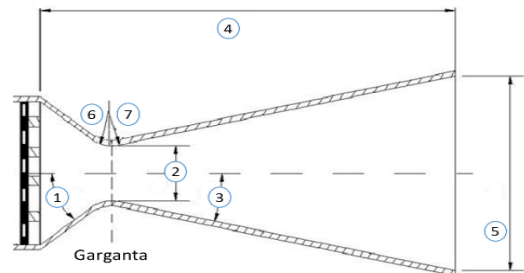


Fig. 3. Esquema general de diseño de una tobera. 1: mitad del ángulo convergente (β), 2: diámetro de la garganta (d_t), 3: mitad del ángulo del punto de inflexión (am), 4: Longitud de la tobera (L_p), 5: diámetro de salida de la tobera (d_e), 6: radio de enfoque de garganta (R_1), 7: radio de expansión de la garganta (R_2)

V. SISTEMAS DE PROPULSIÓN QUÍMICOS

Los sistemas de propulsión químicos son basados en la liberación de energía de una reacción de combustión de alta presión por sustancias químicas (propelentes), usualmente un combustible y un oxidante, que pueden ser almacenados como sólidos, líquidos o algunas veces como gases; los productos de reacción son expulsados a altas velocidades hacia el exterior por la parte trasera de la nave espacial a través de la tobera, por lo general dentro de una corta distancia de la superficie de reacción.

A. Sistema de gas frío

En la propulsión con gas frío, se utilizan gases inertes

comprimidos (por ejemplo, N₂) que son almacenados a altas presiones o líquidos vaporizados (como propano) presurizados mediante su propia presión de vapor en equilibrio. La expulsión de estos gases a través de la tobera crea la fuerza de empuje [2].

B. Sistema de gas caliente

Es el tipo de sistema de propulsión más utilizado en aplicaciones espaciales. De acuerdo al estado físico de almacenamiento de los propelentes se pueden dividir en dos categorías: Propelente líquido (mono-propelente y bi-propelentes) y propelente sólido, existen algunos sistemas de propulsión denominados híbridos, en los cuales el combustible es un sólido y el oxidante es un líquido o viceversa.

La cámara de empuje o thruster es el dispositivo para la combustión; el caso donde el propelente es líquido, es inyectado, atomizado, mezclado y quemado para formar los productos de reacción (gases calientes) los cuales son acelerados y expulsados a altas velocidades para impartir la fuerza de empuje. La cámara de combustión tiene tres partes principales: un inyector, la cámara de combustión y la tobera. Para propelentes sólidos, el propelente a ser quemado es almacenado dentro de la cámara de combustión, este propelente sólido es llamado "grain" y contiene todos los elementos químicos necesarios para completar el quemado [1]

El proceso ocurre en dos partes: la primera es el proceso de combustión, ocurre en la cámara de empuje. La reacción química ocurre muy rápidamente. La segunda etapa del proceso constituye la expansión del gas por la tobera.

1) Sistema de propelentes líquidos

a) Monopropelentes

Estos sistemas utilizan un solo propelente en estado líquido para generar el impulso, mediante la descomposición del mismo en la cámara de empuje utilizando un procedimiento catalítico donde el resultado es gas caliente expulsado a través de la tobera. Un mono-propelente es capaz de actuar como agente oxidante y material combustible; puede ser una mezcla de varios compuestos o puede ser un material homogéneo tal como peróxido de Hidrógeno o Hidracina. Un mono-propelente adecuado debe ser químicamente y térmicamente estable (para el almacenaje) pero de descomposición rápida y con buenas propiedades de combustión. Las propiedades físicas del líquido utilizado (punto de fusión, ebullición, densidad, etc.) deben ser también adecuados para su uso como mono-propelente, por ejemplo, los propelente criogénicos o de altos puntos de fusión requieren controles de temperaturas que podrían no ser apropiados para el espacio o aplicaciones tácticas debido a los ambientes adversos encontrados por los sistemas [3].

En la figura 4 se muestra un esquema general de sistemas de propulsión mono-propelente. Este tipo de sistemas consiste en uno o más thrusters, uno o más tanques de almacenamiento de propelente, un mecanismo de alimentación para dirigir el propelente desde el tanque hasta la cámara de empuje (pueden ser de dos tipos: los que usan bombas para mover el propelente a la cámara de empuje y los que usan gas de alta presión para la expulsión o desplazamiento de los propulsores de sus tanques), una fuente de poder para suministrar la energía del mecanismo

de alimentación, tuberías adecuadas para la transferencias de líquidos, una estructura para transmitir la fuerza de empuje (tobera) y algunos dispositivos de control para iniciar y regular el flujo de propelente y por lo tanto el impulso [1].

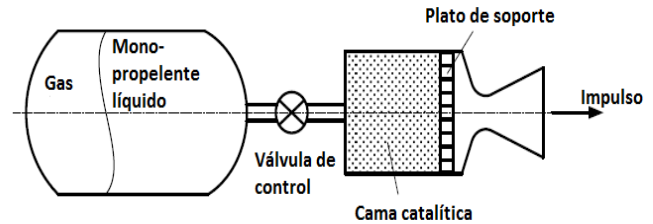
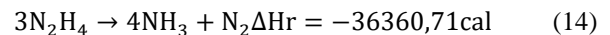


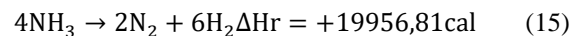
Fig. 4. Diseño general para sistemas de propulsión de mono-propelente [3].

La simplicidad del sistema de control y del sistema de alimentación del propelente asociado a los sistemas mono-propelentes los hace atractivos para ciertas aplicaciones. La Hidracina (N₂H₄); ha sido extensamente utilizada como mono-propelente para misiones de altitud baja, control de trayectoria de cohetes, para el control de satélites y otras naves espaciales. Otros mono-propelentes (Óxido de Etileno o Nitrometano) fueron probados experimentalmente, pero no son usados. El Peróxido de Hidrógeno concentrado fue usado durante mucho tiempo en Estados Unidos, Rusia y Alemania en sistemas de propulsión diseñados antes de 1955[1].

El mecanismo de descomposición catalítica de la Hidracina se encuentra en la ecuación 14 y 15, estos dos pasos pueden ser descritos idealmente (esto ignora otros pasos y productos intermediarios). Primero, una vez en contacto con la catálisis, la Hidracina se descompone de acuerdo a la siguiente reacción química:



Esta reacción es altamente exotérmica. Segundo, una parte del amonio se descompone según la siguiente reacción endotérmica:



La cantidad de Amonio descompuesto debe ser controlada por los diseñadores de la cama catalítica y de la cámara de descomposición, debido a que una menor disociación de amonio es lograr mayor impulso específico, mientras que con una gran cantidad de disociación de amonio decrece el peso molecular de los productos gaseoso por lo tanto el impulso específico disminuye [3].

b) Bi-propelente

Se caracteriza por la combustión de dos propelentes líquidos, un combustible y un agente oxidante ambos en estado líquido, para producir el impulso. Se almacenan por separado y son mezclados solo en la cámara de combustión. Ambos propelentes son inyectados separadamente en la cámara de combustión donde reaccionan espontáneamente (propelentes hipergólicos). Los términos, "hypergol" o "propulsores hipergólicos" por lo general significa la combinación de

propelentes tales como el Tetraóxido de Dinitrógeno (oxidante) más el común combustible líquido la Hidracina y/o sus familiares Monometilhidracina y la Dimetilhidracina asimétrica. Usualmente estos sistemas son simples y seguros debido a que no necesitan sistemas de ignición, y por esto ellos pueden disparar cualquier número de veces con la simple apertura y cierre de las válvulas de propelentes hasta el agotamiento de los mismos. Aunque los motores bipropelentes de algunos vehículos de lanzamiento utilizan bombas turbo como sistema de alimentación, la mayoría de los motores son alimentados a presión; Un gas, usualmente Helio, es inyectado a los tanques de combustible a presión a través de una serie de válvulas de retención y de seguridad [4].

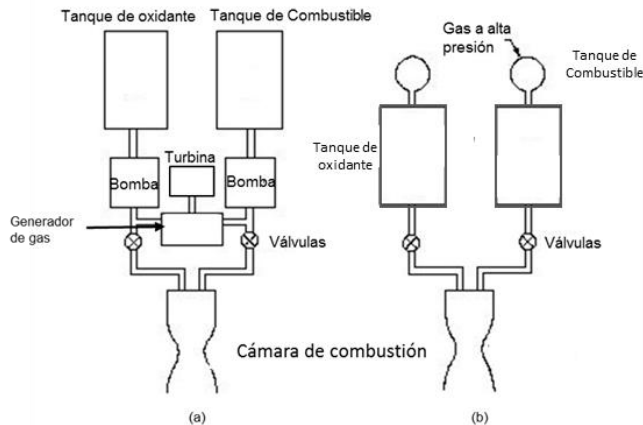


Fig. 5. Diseño general para sistemas bipropelentes (a) Con bomba turbo como sistema de alimentación (b) Sistema de alimentación sencillo [4].

2) Sistemas de propelentes sólidos

Los sistemas de propulsión sólidos son la forma más simple de los sistemas de propulsión químicos. El combustible, el oxidante y el aglutinante son incorporados en un solo bloque sólido llamado comúnmente "Propellant Grain" y es ubicado dentro de la cámara de combustión; esta cámara es más grande que las usadas por los sistemas de propulsión líquidos. Un dispositivo llamado encendedor es diseñado para iniciar el quemado y es colocado en el centro de la cavidad de la cámara de combustión. Luego de la ignición los gases calientes producidos por el sólido quemado, fluyen a través del centro de la cavidad y son acelerados a altas velocidades a través de la tobera. Una mezcla de propelente compuesta por 68 % de perclorato de amonio (Oxidante), 18% de Aluminio (combustible), y 14 % de polibutadieno (aglutinante) es la mezcla usada comúnmente en los cohetes de motores sólidos. El proceso de combustión es iniciado por el dispositivo pirotécnico, y el propelente sólido se quema a una velocidad radial (del centro hacia afuera) de aproximadamente $7,4 \text{ mm/s}$ [5], [6].

En la figura 6 se muestra un esquema general del diseño de este tipo de sistemas de propulsión, que está compuesto el bloque sólido ("grain"), un dispositivo capaz de iniciar el quemado, la tobera y la cubierta del sistema. La forma del bloque de combustible sólido se elige para el tipo de misión particular que se llevará a cabo. Dado que la combustión del bloque progresa desde su superficie libre, y esta superficie

crece, ciertas consideraciones geométricas determinan si el empuje aumenta, disminuye o permanece constante. En la figura 7 se indica las distintas formas para el bloque y sus efectos en el empuje. Los bloques de combustible con un canal cilíndrico (1) desarrollan su empuje progresivamente. Aquellos con un canal cilíndrico y también un cilindro central de combustible (2) producen un empuje relativamente constante, lo que reduce a cero muy rápidamente cuando el combustible se agota. El perfil de estrella de cinco puntas (3) se desarrolla un empuje relativamente constante que disminuye lentamente a cero tanto como el combustible se consume. El perfil cruciforme (4) produce progresivamente menos empuje. El bloque de combustible con un perfil de doble ancla (5) produce un empuje decreciente que cae rápidamente cerca del final de la quemadura. El perfil de engranaje (6) produce un fuerte empuje inicial, seguido de un empuje inferior casi constante [7], [8].

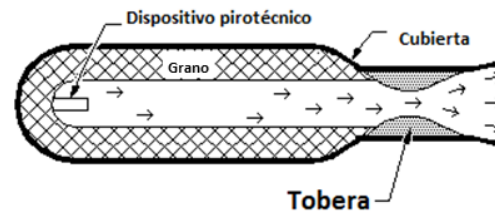


Fig. 6. Esquema general para un sistema de propulsión sólido [8]

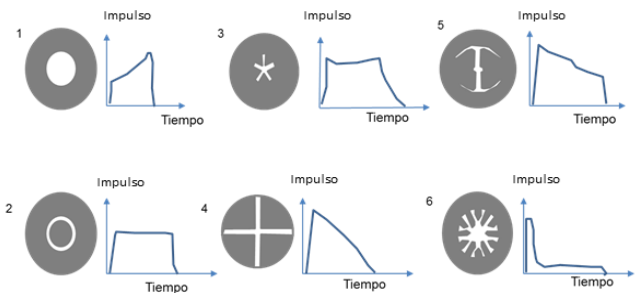


Figura 7. Perfiles del bloque de combustible para sistemas de propulsión sólidos [9]

Los sistemas de propulsión con combustible sólido son económicos, pero tiene un bajo impulso específico (200 a 300 s), la cubierta es pesada, y la combustión no puede ser estrangulada o detenida luego de encendida; se quema hasta que se agote todo el bloque de combustible. Cuando se utiliza en el espacio exterior, que pueden producir basura espacial en forma de partículas de óxido de aluminio de tamaño micrométrico y escoria centímetros de tamaño [7].

VI. SISTEMAS DE PROPULSIÓN ELÉCTRICOS

La ciencia y tecnología de la propulsión eléctrica engloba una serie de estrategias para lograr altas velocidades reduciendo el propelente total cargado. Un sistema de propulsión eléctrica consiste en un set de componentes arreglados de tal manera que convierte la energía eléctrica en energía cinética. Esta técnica agrupa tres categorías; la propulsión electrotérmica: donde el propelente es calentado eléctricamente, luego es expandido a través de la tobera; la propulsión electrostática, en donde

partículas ionizadas de propelentes son aceleradas a través de un campo eléctrico; y la propulsión electromagnética en el que una corriente conducida a través de un propulsor de plasma interactúa con un campo magnético interno o externo para proveer la fuerza en el sentido de la corriente [9], [10].

La característica común de todos los sistemas de propulsión eléctrica es la adición de energía al fluido de trabajo, desde alguna fuente eléctrica. Esto ha conducido a una larga variedad de dispositivos con propiedades físicas distintas. La operación puede ser estable o de pulso, o como se mencionó anteriormente la aceleración del gas puede ser térmica, electrostática o electromagnética o una combinación de ellas, mientras que el propelente puede ser un gas noble, un monopropelente químico o incluso un sólido [10].

De acuerdo a al tipo de aceleración del gas existen diferentes tipos de thrusters de acuerdo si la propulsión será electrotérmica, electrostática o electromagnética. A continuación, se resumen los thrusters utilizados en la propulsión eléctrica, su fundamento básico y algunas características de cada uno de ellos.

A. “Resistojets” (electrotérmico)

Este tipo de dispositivo opera mediante el paso de un propelente gaseoso alrededor de un calentador eléctrico, estos dispositivos son los más simples debido a su tecnología basada en la conducción, convección y radiación convencional de transferencia de calor. Son fáciles de controlar, de bajo costo y relativamente alta eficiencia, se pueden utilizar con distintos propelentes; sin embargo, posee bajo Isp, existe pérdida de calor y disociación de gas, puede ocurrir calentamiento del gas indirectamente. Además, existen limitaciones en el calentamiento de la pared de la superficie en cuanto a materiales (2000 K), produciendo impulsos máximos específicos de alrededor de 300 segundos. El impulso específico más alto se ha conseguido es con Hidrógeno (debido a su menor masa molecular), pero su baja densidad provoca problemas de almacenamiento de propelente [9], [10].

B. “Arcjet” (Electrotérmico y electromagnético)

La limitación existente en la temperatura de la superficie de los “resistojets” es superada aquí por un depósito de poder internamente en forma de un arco eléctrico que se encarga del calentamiento directo de la corriente de propelente a una temperatura mucho más alta que las temperaturas de pared. El dispositivo es relativamente simple, y el impulso relativamente alto. Sin embargo, la eficiencia es baja. El isp es bajo, el cableado es pesado y ocurre pérdida de calor. Como en los resistojets, la elección del gas con frecuencia es dictada por consideraciones relacionadas al thruster en sí. Una vez más, la primera implementación práctica ha sido con Hidracina y como el siguiente paso lógico, se realizan en sistemas monopropelentes [9], [10].

C. La Propulsión iónica (electrostáticos)

El propelente es acelerado sin la necesidad de una tobera, a través de un medio electromagnético, en donde por lo menos una parte del fluido debe ser cargado eléctricamente primero. Iones se producen en una cámara de ionización por separado,

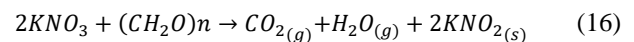
magnéticamente confinada, por lo general por una descarga auxiliar de corriente continua, aunque también se puede utilizar la energía de radiofrecuencia. Entonces, el propulsor de iones consiste en un haz de iones atómicos es acelerado por un campo electrostático adecuado, el cual posteriormente es neutralizado por un flujo igual de electrones libres para producir una corriente de carga cero neta, que sale del acelerador a una velocidad determinada no solo por la caída de potencial neto entre la fuente de iones y el plano de la neutralización eficaz sino también por la relación de masa-carga de las especies de iones empleadas. [9], [10].

D. “Thrusters de magnetoplasma dinámicos” (electromagnética)

Es un sistema de propulsión eléctrico basado en plasma, es llamado motor de magnetoplasma de impulso específico variable (VASIMR, de sus siglas en inglés). Una fuente de energía eléctrica se utiliza para ionizar el combustible en plasma (Los campos eléctricos se calientan y aceleran el plasma, mientras que los campos magnéticos dirigen el plasma en la dirección correcta para ser expulsado para la creación de empuje para la nave espacial. El motor puede incluso variar la cantidad de empuje generado, lo que permite aumentar o disminuir su aceleración. Está enfocado particularmente en la idea de explorar otras partes del sistema solar, tal como un posible viaje a Marte. Con esta tecnología el trayecto sería 10 veces más rápido que el actual y posibilitaría los viajes tripulados hacia el planeta rojo, reduciendo el tiempo de 18 meses a 39 días aproximadamente. VASIMR es capaz de generar, ya sea bajo empuje, alto impulso específico de escape o relativamente alto impulso y bajo impulso específico [11].

VII. SISTEMA DE PROPULSIÓN EXPERIMENTAL AZÚCAR/KNO₃ (ROCKET CANDY)

Usado en cohetaría experimental por su fácil elaboración, accesibilidad a los componentes y rendimiento, la mezcla de nitrato de potasio (por sí mismo no es combustible ni inflamable, es usado como agente oxidante en la producción de pólvora mezclado con azufre y carbón) y azúcar como medio combustible (sacarosa, dextrosa o sorbitol) se ha vuelto muy popular para la elaboración de motores de cohetes y en varios artefactos pirotécnicos. El combustible está formado por una mezcla de KNO₃ (65%) y azúcar (35%), cuando esta mezcla se quema ocurre la siguiente reacción:



En donde los productos gaseosos son útiles para crear el empuje y propulsar el cohete. Una excelente opción para la cohetaría experimental, con la finalidad de desarrollar datos de investigación propios, debido a la facilidad de manejo y obtención de los componentes del propelente. Se pueden realizar cohetes que pueden alcanzar una gran altura, que permitan la toma de datos climáticos, recuperación de carga útil, etc.

Actualmente existe un programa llamado “Sugar Shot to Space” que consiste en lograr que un cohete con sistema de

propulsión de azúcar llegue al espacio o a 100 km de altura. Hasta ahora la mayor altitud alcanzada por un cohete de azúcar ha sido 33 km. La meta aún no ha sido alcanzada y un gran número de tanto aficionados como estudiantes universitarios, investigadores, etc., se encuentran tratando de lograr esta meta [12].

VIII. BÚSQUEDA DEL PROPELENTE “VERDE”

Debido a su alto rendimiento los sistemas mono-propelentes de Hidracina han dominado la tecnología de propulsión, junto con el perclorato de amonio usado como oxidante en sistemas de propelente sólidos. Sin embargo, los altos costos de almacenamiento, manejo y los procedimientos de eliminación de residuos, además de la alta toxicidad e inflamabilidad de estos compuestos químicos son bien conocidos. Mientras que alternativas “verdes” tradicionales como sistemas de propulsión de gas frío, y la propulsión eléctrica pueden reducir horarios e impactos de costos, sus limitados impulsos específicos imposibilitan sus aplicaciones en misiones que requieren un alto impulso total y fuerza de empuje. Por lo que surge la necesidad de sustituir estos propelentes por nuevas sustancias que ofrezcan una alternativa baja en toxicidad y con un rendimiento mejor que los compuestos utilizados hasta ahora.

La NASA ha desarrollado el proyecto “Green Propellant Infusion Mision (GPIM), el cual se encarga del desarrollo de propelentes verdes como una alternativa para los sistemas de propulsión químicos convencionales para la próxima generación de lanzadores y satélites, mejorando la eficiencia del propelente y a su vez reduciendo la toxicidad asociada al manejo y almacenamiento de la Hidracina. Este proyecto ha demostrado las capacidades del AF-M315E, el cual consiste en hidroxilo nitrato de amonio (NH_3OHNO_3) como combustible, el cual es un líquido iónico energético, que posee un punto de fusión bajo por lo que necesita menor energía para mantenerse en un estado de uso aceptable, además debido a sus cargas positivas y negativas hace que sus moléculas se mantengan estrechamente unidas y hacen al líquido más estable, su estructura química se muestra en la figura 8[13].

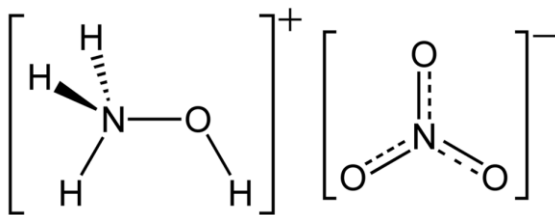


Fig. 8. Estructura química del (NH_3OHNO_3)

En soluciones concentradas que consisten en un oxidante soluble y el combustible, el AF-M315E es súper estable y resistente al impacto, su total descomposición puede producir una flama adiabática de 1800°C, comparado con la Hidracina cuya flama no supera considerablemente los 1000°C. El AF-M315E ofrece aproximadamente 13 % de aumento en el Isp. Similar a otros monopropelentes la descomposición del AF-M315E es facilitada por un reactor catalítico, el cual necesita

ser precalentado a una temperatura límite que permita que la total descomposición pueda ocurrir [13].

Por otro lado, investigaciones alrededor del compuesto Di-Nitramida de Amonio llamado ADN (de sus siglas en inglés), el cual es otra sal inorgánica de alta energía, destinada principalmente como oxidantes en propulsores de combustibles sólidos [14].

Los propulsores sólidos para aplicaciones espaciales son hoy ampliamente utilizados en grandes refuerzos de los lanzadores y, en cierta medida, para en el espacio. Para estas aplicaciones son basados en el oxidante perclorato de amonio (AP), NH_4ClO_4 , el cual es corrosivo, tóxico y ocasiona daños en la capa de ozono; y polvo de aluminio incrustado en una matriz de aglutinante polimérico. El AP es en muchos aspectos un excelente oxidante debido a su relativa baja peligrosidad y la posibilidad de adaptar sus propiedades balísticas. Sin embargo, el AP tiene impactos negativos sobre el medio ambiente y en la salud personal. Sustituyendo el AP con ADN, se lograría evitar las emisiones de gases tóxicos ya que el ADN sólo contiene hidrógeno, nitrógeno y de oxígeno. Los cálculos muestran que los propulsores sólidos basados en ADN pueden lograr un rendimiento igual o mayor que la de los propulsores a base de AP convencionales [14]

IX. CONCLUSIONES

Uno de los principales factores que influye en la elección de una tecnología para los sistemas de propulsión la constituye la misión a la cual será sometida la nave espacial, lanzadores o misiles, debido a que la misión define el tiempo de vida útil, transiciones de orbitas, maniobras, etc., a través de las cuales son determinadas las características, capacidades y eficiencia del sistema de propulsión, y con esto la elección de una tecnología optima de sistemas de propulsión que cumpla y encaje con los requerimientos de la misión. En su mayoría los sistemas de propulsión basados en la Hidracina son una de las mejores opciones debido a sus excelentes propiedades como propelente, sin embargo como se ha mencionado a lo largo del artículo los problemas de manipulación, toxicidad y contaminación de algunos propelentes abren campo a nuevas investigaciones debido a la creciente preocupación por el ambiente y estas son dirigidas a la búsqueda de la nueva generación de propelentes no contaminantes, aunado a la reducción de costos en manipulación y riesgos de enfermedades al personal.

Sin embargo, muy pocos cambios en el funcionamiento de las naves espaciales se observan desde hace más de 40 años, aunque se han utilizado diferentes combustibles y los motores de cohetes actuales son de más tecnología que sus predecesores, los conceptos básicos involucrados son principalmente los mismos. La necesidad de exploración del espacio en menos tiempo es una prioridad, por esto el desarrollo de tecnologías como VASIMR, el cual permitirá la reducción de tiempo de viaje una vez que esté listo para ser lanzado al espacio.

Además de esto, proyectos como los cohetes con azúcar como propelente incentiva a universidades, aficionados, agencias, etc., alrededor del mundo, con el fin de involucrar la mayor cantidad de investigadores en materia e investigación

espacial. Proyectos como estos, permiten la obtención sencilla y económica de experiencia teórico-práctica para que investigadores interesados en la materia obtengan datos experimentales que les permita avanzar en el desarrollo de tecnologías espaciales, mejorando el diseño y capacidades a raíz de la experiencia

REFERENCIAS

- [1] G. Sutton. *"Rocket Propulsion elements"*, John Wiley & sons, 2001
- [2] P. Erichsen *"Spacecraft propulsion, a brief introduction"*. 2005.
- [3] A. Makled, H. Belal. *"Modeling of hydrazine decomposition for monopropellant thrusters"*. ASAT-13-PP-22. 13th International conference on aerospace sciences and aviation technology (ASAT-13) Mayo 2009.
- [4] *"Rocket jet propulsion device and vehicle"*. [En Línea]. Disponible en: <http://www.britannica.com/topic/rocket-jet-propulsion-device-and-vehicle>.
- [5] F. Williams, M. Barrere, N. Huang. *"Fundamental Aspects of solid propellant rockets"*. Technivision services, Slough. England Octubre 1969
- [6] *"Ariane 5. The heavy launcher"*. [EnLínea]. Disponible en: <http://www.arianespace.com/vehicle/ariane-5>
- [7] *"Rocket Propulsion"*. [En Línea]. Disponible en :<http://http://www.braeunig.us/space/propuls.htm>
- [8] *"Chemical Rocket Launcher"*. [EnLínea]. Disponible en: <http://http://www.islandone.org/LEOBiblio/SPB1101.HTM>
- [9] R. Jahn, E. Choueiri. *"Electric Propulsion"*. Encyclopedia of Physical Science and technology. Third edition. Volumen 5. Princeton University. 2002
- [10] M. Martinez, J. Pollart. *"Spacecraft Electric Propulsion – An Overview"*. Journal of Propulsion and Power. Vol. 14, N° 5. Septiembre-Octubre 1998.
- [11] *"Propulsion system of the future"*. [En Línea]. Disponible en: http://www.nasa.gov/vision/space/travelinginspace/future_propulsion.html
- [12] *"SugarShot to Space"*. [En Línea]. Disponible en: <http://www.sugar-shot.org/>
- [13] R. Spores, R. Masse, S. Kimbrel, Ch. Mclean. *"GPIM AF-M315E Propulsion System"*. 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE joint propulsion conference and exhibit. Julio 2013
- [14] A. Larsson, N. Wingborg. *"Green Propellants Based on Amonium dinitramide ADN"*. Advances in Spacecraft Technologies, Dr Jason Hall (Ed.), ISBN: 978-953-307-551-8, InTech.



Kristal N. Varela nació en Mérida, Venezuela en 1987. Licenciada en Química de la Universidad de Los Andes en 2013.

Entre los años 2013-2014 recibió entrenamiento en la República Popular de China en tecnología espacial. Desde el año 2014 trabaja en la Agencia Bolivariana para Actividades Espaciales, desempeñándose como Ingeniero en diseño, ensamblaje y pruebas de satélites, encargada del área de Detección de fugas en vehículos espaciales.

Participante del Proyecto VRSS-2 en las pruebas detección de fugas y las pruebas de ambiente espacial.