

## UN ABORDAJE A LOS SISTEMAS DE PROPULSIÓN ASPIRADA BASADA EN COMBUSTIÓN SUPERSÓNICA “SCRAMJET”

### AN APPROACH TO THE AIR-BREATHING ENGINES BASED IN SUPERSONIC COMBUSTION “SCRAMJET”

PhD. (c) Iván Felipe Rodríguez Barón<sup>1</sup>, PhD. (c) Jaime Enrique Orduy Rodríguez<sup>2</sup>  
PhD. Sergio Nicolás Pachón Laiton<sup>3</sup>

<sup>1,2</sup> **Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais**, Engenharia e Tecnologia Espaciais,  
Engenharia e Gerenciamento de Sistemas Espaciais  
Avenida dos Astronautas, 1.758 - Jd. Granja, São José dos Campos - SP - Brasil  
+ 55 (12) 3208-6846 / (12) 3208-6852

<sup>1,2,3</sup> **Fundación Universitaria los Libertadores**, Facultad de Ingeniería y Ciencias  
Básicas, Ingeniería Aeronáutica.  
Carrera 16 # 63 A - 68, Bogotá, Colombia.  
+ 57 (1) 2544750

<sup>1</sup> E-mail: ivan.baron@inpe.br/ifrodriguez@libertadores.edu.co

<sup>2</sup> E-mail: jaime.orduy@inpe.br/jeorduy@libertadores.edu.co

<sup>3</sup> **Instituto Tecnológico de Aeronáutica**, Ciências e Tecnologias Espaciais, Propulsão  
Espacial e Hipersônica.  
Praça Marechal Eduardo Gomes, 50 Vila das Acácias, São José dos Campos/SP - Brasil  
+ (55) (12) 39475543  
snpachonl@libertadores.edu.co

Resumen: Las misiones espaciales generalmente son llevadas a cabo por cohetes con aproximadamente 97% a 98% de eficiencia. El peso total de un cohete se encuentra constituido aproximadamente por 95% de sistema de propulsión (combustible, oxidante y estructura) y 5% de carga útil, por esta razón los costos de operación son bastantes altos. Diversos centros de investigación se han preocupado por disminuir el peso del sistema de propulsión en cuanto a combustible e infraestructura, Este artículo refleja un análisis preliminar exploratorio de los conceptos y características que componen un sistema de propulsión que puede optimizar las exigencias del combustible y aumentar la eficiencia. Esto se divide en cuatro partes, comenzando con la introducción donde se expone el porqué de la búsqueda de una nueva tecnología en misiones espaciales. La segunda parte trata aspectos históricos; en la tercera parte, se realiza una descripción del funcionamiento, ventajas y desventajas de su implementación, por último, se realiza una discusión de la viabilidad de la tecnología *Scramjet* para diversas aplicaciones.

**Palabras clave:** Propulsión Aspirada, Aerotermodinámica Hipersónica, Numero Mach, Ramjet, Scramjet..

**Abstract:** Rockets generally carry out Space missions with approximately 97% to 98% of efficiency. The total weight of a rocket is approximately 95% propulsion system (fuel, oxidant and structure) and 5% payload, for this reason, the operating costs are quite high. Several research centres have been concerned with reducing weight of the propulsion

system in terms of fuel and infrastructure. This article reflects a preliminary exploratory analysis of the concepts and characteristics that make up a propulsion system that can optimize fuel requirements and increase efficiency. The present work is divided into four parts, beginning with the introduction including the needs to look for a new technology in space missions. The second part deals with relevant historical aspects; in the third part, a description of the operation, the advantages and disadvantages of its implementation is made, finally, a discussion of the feasibility of Scramjet technology.

**Keywords:** Air-Breathing, Hypersonic Aerothermodynamics, Mach number, Ramjet, Scramjet.

## 1. INTRODUCCIÓN

Las misiones espaciales usualmente son llevadas a cabo por cohetes cuya trayectoria y despegue se realiza de forma vertical, estos son propulsados por una mezcla de combustible (sólido, líquido y/o híbrido dependiendo del diseño) y un oxidante, que aproximadamente ocupa el 95% del peso total del vehículo lo cual reduce significativamente la carga útil a un 5% del peso total (Alcaide, 2009), por esta razón los costos operacionales son muy altos, generalmente entre \$60 M USD y \$90 M USD (Toro et al, 2012). Para mitigar los efectos de alto costo operacional y la poca carga útil, diversos centros de investigación como la Fuerza Aérea de Estados Unidos, la NASA, Plaiseau ONERA Center, el Laboratorio de vuelo hipersónico de Rusia han propuesto la disminución del peso del sistema de propulsión (Ronald, 2004), no obstante, debido a que la eficiencia de estos sistemas se encuentra entre el 97% y 98%, se hace poco probable la optimización de la tecnología de este tipo de sistemas de propulsión, por esta razón se requiere de nuevas y diferentes tecnologías, entre las cuales se ha propuesto un sistema de propulsión aspirada realizado por motores estatorreactores de combustión supersónica llamados *Scramjet* por sus siglas en inglés: “*Supersonic Combustion Ramjet*”, los cuales cuentan con el principio básico de funcionamiento de los motores a reacción basado en la tercera ley de Newton de acción y reacción (Anderson, 2001). El artículo tiene como objetivo realizar un recuento histórico desde el primer aerorreactor alrededor del año 1920 y un estado del arte teniendo en cuenta las ventajas y desventajas de estos sistemas, en términos de impulso específico, carga útil, complejidad y costo operacional, además de las posibles aplicaciones, concluyendo en la viabilidad del sistema bajo parámetros de funcionamiento como el despegue e ignición asistida.

## 2. ANOTACIONES HISTÓRICAS

La historia de la propulsión hipersónica es en esencia el nacimiento y la evolución de los motores aerorreactores o estatorreactores llamados así por la ausencia de partes móviles en su interior, también conocidos, por su nombre en inglés como *Ramjet*, propuestos por primera vez en 1920 por René Leduc. El primer vuelo de un aeroplano con un motor estatorreactor fue realizado en 1949 por la aeronave *Leduc 010*, llamada así por su creador pionero en la investigación de aerorreactores alcanzando una altura de 11 Km y velocidad de 0.85 Mach<sup>1</sup> (Ricco, 2001). Con este primer vuelo creció el interés por nuevos estudios y desarrollos sobre la tecnología de estatorreactores.

En las décadas de los años 50s y 60s del siglo XX, surgieron importantes avances que se vieron reflejados en el aumento de velocidad, entre ellos, la Armada y la Fuerza Aérea de Estados Unidos lograron crear misiles con velocidades crucero de 2 a 3 Mach aproximadamente y alturas promedio entre 19.81 Km y 21.34 Km; en Rusia en el Laboratorio de vuelo hipersónico desarrollaron misiles de 3 Mach y en Francia, en el centro de investigaciones ONERA desarrollaron un misil experimental de combustible líquido (LFRJ) alcanzando hasta 5 Mach y una altura de 24.99 Km en vuelos de prueba. Desde 1966, Francia comenzó un programa de lanzamiento llamado ESOPE, con el objetivo de demostrar el funcionamiento en vuelo de un motor *dual* a 7 Mach. Entre 1968 y 1974 la Armada de los Estados Unidos realizó pruebas a un misil que arrojó como resultado velocidades de 5.2 a 7.1 Mach; y en 1968 la Asociación Noroeste de Programas Espaciales (NASP por sus siglas en inglés) plantea tan solo la

<sup>1</sup> El número de mach es una unidad de medida utilizada para describir la velocidad de un cuerpo en relación a la velocidad del sonido en un medio determinado:  $\text{número de Mach} = \frac{\text{Velocidad del cuerpo}}{\text{Velocidad del sonido}}$

propuesta de la operación de un estatorreactor de propulsión hipersónica hasta 25 Mach x| Entre 1973 y 1978 Rusia realizó pruebas del vehículo GELA fase I logrando alcanzar 3 Mach y en su tercera fase 6 Mach. Para finales de la década de los 80s y principios de los 90s Japón desarrolló un motor con tecnología de ciclo combinado con un alcance de 6 Mach y altura de 30.48 Km llamado ARTREX; por otro lado, en Alemania el fabricante DIEHL BGT Defence construyó un misil anti-radiación con guía inteligente y rango extendido (ARMIGER) de defensa antiaéreo de 3 Mach (Ronald, 2004). Entre 1991 y 1995, Francia en conjunto con Rusia reportaron Pruebas para un motor de combustión supersónica de 5.6 Mach, de 1994 a 1999 el Laboratorio Aeroespacial Nacional de Japón (KPL) fabrica y prueba motores de combustión supersónica de 4 a 6 Mach. (Ronald, 2004)

En el campo del vuelo hipersónico, países desarrollados y en vías de desarrollo están adelantando estudios y prácticas, ya obteniendo resultados concretos y reales. Estados Unidos cuenta con los modelos X-51A (Fig 1) y X-43A, el primero es el más moderno y actualizado de las versiones, hizo su vuelo el 26 de mayo del 2010 después de ser elevado a 15.24 Km por el avión *Air Force B-52 Stratofortress* de la Fuerza Aérea de los Estados Unidos y acelerado a 4.8 Mach por un cohete propulsor para que el motor SJY61 *scramjet*, desarrollado por *Prant&Whitney Rocketdyne*, comenzara su ignición con etileno gaseoso y luego pasara a combustible JP-7. En este vuelo se probó un sistema de enfriamiento utilizando el combustible a bajas temperaturas circulando por la estructura del motor antes de ser eyectado en la cámara de combustión (Barnstorff, 2010).

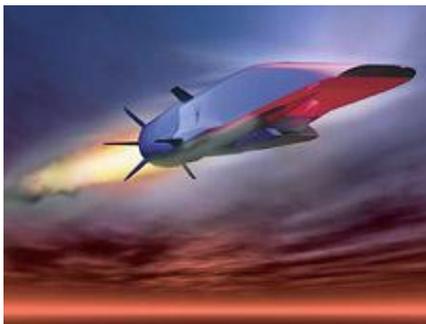


Fig. 1. Motor Scramjet de propulsión aspirada X-51 [5]

La aeronave X-43A (Fig. 2) consiguió su mayor logro en su tercer vuelo de pruebas el 13 de noviembre de 2004, en el primero de sus vuelos el

vehículo lanzador falló por errores en la comunicación y en el segundo alcanzó 6.8 Mach a 28.96 Km rompiendo el record de velocidad para una aeronave estratosfera con una velocidad de 9.68 Mach a 33.53 Km utilizando JP-7 como combustible, este también fue remolcado, en principio, por el B-52 *Stratofortress* y luego acelerado por un cohete propulsor. Con estos vuelos la NASA terminó su *Hyper-X program* obteniendo resultados satisfactorios.



Fig. 2. Demonstrador tecnológico X-43A. (Conner, 2017)

En Latinoamérica, para 2020, Brasil es el único país que adelanta estudios de esta nueva tecnología de propulsión con su 14-X (Fig. 3) desarrollado por el Instituto de Estudios Avanzados (IEAv), del Departamento de Ciencia y Tecnología Aeroespacial (DCTA).



Fig. 3. Vehículo hipersónico aeroespacial 14-X (IEAv, 2011)

La aeronave 14-X ha sido proyectada para vuelos de 10 Mach usando un motor Scramjet de 1m de longitud. En mayo de 2011 el motor fue instalado en el túnel de viento hipersónico T3 (Fig. 4) para ensayos de aerodinámica y combustión (IEAv, 2011), como se muestra en la Figura 4.

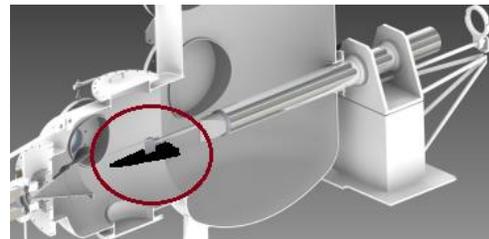


Fig. 4. Vehículo hipersónico aeroespacial 14-X. Modelo instalado en el T3 Hypersonic Shock Tunnel. (Toro et al, 2012)

De las investigaciones y desarrollos en motores

*Scramjet* pueden destacarse como los más significativos y avanzados el X-43, el X51, el Hifire y finalmente el X-14, anteriormente mencionados. Además de estos desarrollos, países como Francia, Rusia, Japón, Australia, Inglaterra y China tienen como objetivo investigar diferentes sistemas de propulsión hipersónica por medio de motores aэрореакtores en diferentes configuraciones (Ronald, 2004), la Tabla 1 presenta los principales estudios de estos países.

*Tabla 1. Principales estudios de motores aэрореакtores realizados por diferentes países e instituciones.*

País	Motor	Institución	Descripción
<b>Australia</b>	<i>Scramjet</i>	Organización de ciencia y tecnología para la defensa Australiana (DSTO), laboratorio de investigaciones de la fuerza aérea (AFRL-USA), NASA	Pruebas de sistemas, componentes y toma de datos por medio de lanzamiento de cohetes
<b>China</b>	<i>Scramjet</i>	Academia China de Ciencias	Estudios del sistema de inyección de combustible, para motor <i>Scramjet</i> a 5.8 Mach
<b>Francia</b>	<i>Dual Mode Ramjet (DMR)</i>	MBDA	Vuelos de prueba de una aeronave con transmisión de datos
<b>Inglaterra</b>	Un motor híbrido Air-breathing / cohete	Reaction Engines LTD	Motor autónomo y reusable para operaciones de 0-5 Mach
<b>Japón</b>	Motor cohete-Ramjet de ciclo combinado	Agencia Aeroespacial de Exploración Japonesa	Pruebas de flujo a 6 Mach en modo <i>dual mode scramjet</i>

<b>Rusia</b>	<i>Scramjet</i>	Programa de Investigación Federal (FRP)	Pruebas de motores para estudios termogasdinámicos a pequeña escala
--------------	-----------------	---	---

### 3. DESCRIPCIÓN DE FUNCIONAMIENTO DE LA PROPULSIÓN ASPIRADA

En los motores de combustión interna el principio básico es la compresión de una mezcla de combustible / carburante (oxígeno) que es encendida por medio de una ignición (chispa, o en caso de motores *diesel* auto ignición del combustible) que convierte esa energía química en energía mecánica. (El-Sayed, 2008)

El motor *Ramjet* (Fig. 5) está clasificado dentro de los estatorreactores, ya que no utiliza piezas móviles ni mecánicas. La compresión en este tipo de motores se realiza por medio de la alta presión dinámica del aire y expulsa los gases de la combustión a una alta velocidad produciendo la expulsión de gases a alta velocidad y como reacción empuje (El-Sayed, 2008). La estructura del motor se divide principalmente en cuatro secciones: entrada de aire, difusor, quemador y tobera como se ilustra en la Figura 5. Cada sección tiene sus funciones específicas, la entrada de aire (*inlet*) direcciona y comprime el flujo de aire, el difusor (*difuser*) desacelera el flujo antes de ingresar al quemador (*burner*) donde se adiciona el combustible y el régimen del flujo de aire es subsónico y finalmente en la parte posterior del motor se dispone de la tobera (*nozzle*) que expulsa los gases de la combustión a velocidades mayores a 1 Mach. La característica principal de estos motores radica en que el flujo de aire debe ser subsónico en la cámara de combustión para poder realizar la quema de los gases, lo que limita su funcionamiento hasta velocidades entre 5 y 6 Mach aproximadamente, cuando su difusor ya no es capaz de frenar la velocidad del flujo.

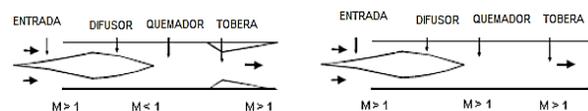


Fig. 5. Partes y velocidades de flujo de los motores *Ramjet* y *Scramjet*. (C. Segal, 2009)

Las pérdidas que se generan a altos números de Mach en los motores se solucionan con el desarrollo de los motores *Scramjet* (Fig. 6), acrónimo que significa *Supersonic Combustión Ramjet*. Un *Scramjet* es un motor aspirador de aire o aerorreactor hipersónico que de la misma forma no utiliza piezas móviles, en el que se adiciona aire y combustible para su combustión; el flujo de aire permanece supersónico a lo largo de todo el proceso de combustión. Este tipo de motores normalmente utilizan como combustibles hidrocarburos del tipo JP-7 o metilciclohexano, hidrógeno líquido o mezclas, además pueden hacer ignición desde 4 Mach y alcanzan velocidades teóricamente de hasta 25 Mach. En un motor con condiciones de operación de 12 Mach, la cámara de combustión puede alcanzar una temperatura de 2650 K y una velocidad de flujo interno de 4.9 Mach, a una presión de 2,5 atm. Su techo de operación está en la estratosfera (39.624 Km) (Robert, 2008). En la Figura 6 se presentan los puntos de referencia de un motor *Scramjet*.

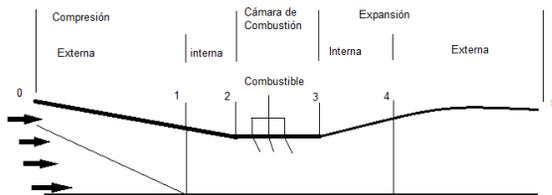


Fig. 6. Designación de las estaciones de referencia de un motor *Scramjet*. (Robert, 2008)

en la Tabla 2 se muestran las estaciones de referencia en la localización del motor.

Tabla 2. Referencia de las estaciones en paralelo con la localización en el motor.

Estación de Referencia	Localización en el Motor
0	Condiciones de flujo libre o sin disturbios
1	Inicio de compresión externa Fin de compresión externa Inicio de compresión interna
2	Dispositivo de entrada o entrada del aislador Salida del aislador Fin de compresión interna
3	Entrada de cámara de combustión Salida de cámara de combustión Inicio de expansión interna
4	Entrada de la tobera Fin de expansión interna

5

Salida de la tobera  
Inicio de expansión externa  
Fin de expansión externa

Es preciso aclarar que el análisis aerodinámico del motor *Scramjet*, generalmente es desarrollado por medio de ondas de choque oblicuas y ondas de expansión, las cuales tienen lugar en fluidos supersónicos.

#### 4. VENTAJAS Y DESVENTAJAS DE LOS MOTORES SCRAMJET

En cuanto a las ventajas, si se considera que los motores cohete usados para lanzamiento espaciales tienen que llevar en la aeronave el oxidante para la combustión, los motores *Scramjet* son la mejor alternativa para complementar estos sistemas ya que este no necesita transportar su oxidante, debido a que es tomado de la atmósfera, lo que se resume en un aumento en la capacidad de la carga paga transportada por lanzamiento y la reducción de los costos de operación.

En cuanto a rendimiento en comparación los motores cohete, es destacado el impulso específico como se muestra en la Figura 7.

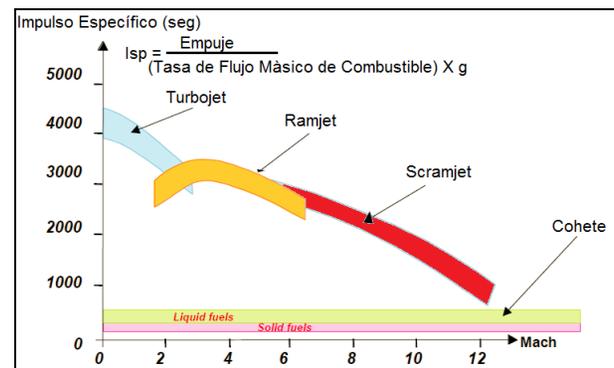


Fig. 7. Rendimiento alcanzado por Ramjet/Scramjet [11]

A su vez, un *Scramjet* por su posible orientación de vuelo horizontal, se estima que sus operaciones tengan gran similitud con las operaciones de los aviones en cuanto a asequibilidad, flexibilidad y seguridad, para vuelos a alta velocidad dentro de la atmósfera y órbita terrestre (Nasa, 2011). Por otra parte, las desventajas de los motores *Scramjet* nacen a partir de las características de su operación, debido a las altas velocidades de vuelo se genera una gran carga aerodinámica en su estructura lo que implica un diseño estructural muy robusto, también se produce una gran fricción en esta

estructura y un aumento en su temperatura especialmente en la cámara de combustión.

Asimismo, la velocidad de ignición es muy alta obligando a depender de un sistema secundario para alcanzar la presión dinámica necesaria para su óptimo funcionamiento, esto todavía lo mantiene como un sistema no autónomo, además de presentarse combustión fuera de la cámara de combustión cuando se alcanzan velocidades hipersónicas, en el cual el comportamiento del flujo es difícil de controlar. Por consiguiente, el principal problema es el desarrollo de componentes resistentes a las altas cargas de temperatura que deben soportar durante la operación de la aeronave.

## 5. DISCUSIÓN

La producción y fabricación de motores aerorreactores de combustión supersónica es limitada a demostradores tecnológicos y para investigaciones de uso en su mayoría militar, grandes compañías adelantan propuestas para el futuro, como Boeing, esta compañía aeroespacial se proyecta abordar el futuro de la propulsión hipersónica y describe significativas ventajas ofrecidas para la aviación comercial y para las futuras misiones al espacio, principalmente por su velocidad que permite alcanzar grandes distancias en poco tiempo, aumento de la carga paga y la flexibilidad de costos en las misiones, en comparación con los actuales sistemas de propulsión convencionales (Boeing, 2002), con tecnología desarrollada por la compañía fabricante Pratt&Whitney (PRATT & WHITNEY, 2012).

Las altas prestaciones de estos motores los colocan en gran ventaja a la hora de aprovechar su operación, su uso se extiende para sistemas como propulsión de misiles de largo alcance, lanzamientos espaciales combinando motores *Scramjet* con cohetes de dos etapas para llegar a órbita (*Two Station to Orbit -TSTO*) o aeronaves de órbitas bajas (*Near Earth Orbit – NEO*) de una sola etapa (*Single Station to Orbit – SSTO*), aeronaves de reconocimiento y ataque militares de alcance global (R. VARVILL, y A. BOND, 2003).

La investigación de los motores aerorreactores de combustión supersónica aún se encuentra en estudio debido a que la auto ignición y el despegue horizontal no asistido, no es posible; dificultando avances significativos para lograr un máximo rendimiento.

La tecnología *scramjet*, consiste en un motor de respiración de aire basado en la combustión supersónica integrada en la célula, capaz de alcanzar la velocidad orbital en el número 25 de Mach (Space x, 2020). A diferencia de los cohetes, las aeronaves que utilizan motores de respiración no transportan oxidante a bordo, lo que aumenta el porcentaje de carga útil para el transporte. Además, la masa de despegue se puede distribuir a la estructura del vehículo, aumentando la reutilización y para una operación segura (Griffiths, 2005).

## 6. CONCLUSIONES

Los motores *Scramjet* son demostradores tecnológicos. El despegue y puesta en marcha no son autónomos, por lo tanto, necesitan de sistemas auxiliares de propulsión inicial, que proporcione velocidades iniciales para la ignición, generalmente entre 4 Mach y 5 Mach.

Este tipo de tecnología, se proyecta como un potencial sistema de propulsión para transporte aéreo, más rápido y de mayor alcance, adicionalmente con la integración de sistemas de propulsión el motor *Scramjet* permite tener acceso al espacio con mayor porcentaje de carga útil.

De esta forma la tecnología *Scramjet* es proyectada como una nueva generación de sistemas de propulsión, viable en cuanto a la seguridad y bajo costo en las operaciones, además de ser eficiente y cumplir con altos rangos de velocidad y techos de operación.

Al tener en cuenta las ventajas que ofrece esta nueva tecnología en el aumento de carga útil, otros países han desarrollado sus propias investigaciones sobre aerorreactores tales como China, Reino Unido, Alemania, Suecia, India, Italia, España, Israel, Suráfrica, Japón, Australia y España. Algunos con alianzas entre ellos con fin de trabajar y compartir información en conjunto.

## RECONOCIMIENTO

A la "Fundación Universitaria Los Libertadores" y al programa de ingeniería aeronáutica, quienes financian el proyecto de investigación "Diseño conceptual de un túnel de choque supersónico de bajo costo".

Al Instituto Nacional de Investigación Espacial (Brasil) por la capacitación brindada en el Doctorado.

## REFERENCIAS

- A. El-Sayed. Aircraft propulsion and gas turbine engines. Boca Raton: CRC Perss, 2008.
- BOEING FRONTIERS, “Boeing has several hypersonic projects that likely will depend on air-breathing engines” recuperado en de Junio de 2019 [En Línea], Disponible en: [http://www.boeing.com/news/frontiers/archive/2002/september/i\\_tt.html](http://www.boeing.com/news/frontiers/archive/2002/september/i_tt.html)
- C. Segal. The Scramjet Engine: processes and characteristics. Nueva York: Cambridge University Press, (2009).
- F. Falempin. “Ramjet and Dual Mode Operation”. Von Karman Institute and RTO, Francia, 2007.
- F. S. Ronald. Century of Ramjet Propulsion Technology Evolution. Journal of Propulsion and Power, Vol 20. Enero - Febrero 2004.
- HEISER, H. W.; PRATT, D. T. Hypersonic Airbreathing Propulsion. AIAA Education Series, 1994.
- IEAv - Instituto de estudos avanzados, “Demonstrador Tecnológico de Estado-Reator a Combustão Supersônica 14-X”, Recuperado en septiembre de 2011 [En Línea] , disponible en: <http://www.henryagamatsu.org/?cat=46>
- J. D. Anderson. Introduction to Flight. United States of America: McGraw-Hill Higher Education, 8 edition 2015.
- K. Barnstorff. NASA Langley Research Center “X-51A Makes Longest Scramjet Flight”. Mayo de 2010. , recuperado en septiembre de 2019 [En Línea], disponible en: <https://www.nasa.gov/topics/aeronautics/features/X-51A.html>
- K. N. Robert., “Analysis and design of a hypersonic scramjet engine with a starting mach number of 4.00”. M.S. Thesis, The University of Texas, Estados Unidos, 2008.
- M. Conner. NASA “X-43A (Hyper-X)”. agosto de 2017. Recuperado en septiembre de 2019 [En Línea] , disponible en: [https://www.nasa.gov/centers/armstrong/history/experimental\\_aircraft/X-43A.html](https://www.nasa.gov/centers/armstrong/history/experimental_aircraft/X-43A.html)
- NASA, “Dryden Flight Research Center”, recuperado en septiembre de 2011 [En Línea], Disponible en: [http://www.nasa.gov/centers/dryden/espanol/FS-040-DFRC\\_espanol.html](http://www.nasa.gov/centers/dryden/espanol/FS-040-DFRC_espanol.html)
- P. Ricco. Aérostories. (2001) Recuperado en septiembre de 2011, disponible en: <http://aerostories.free.fr/constructeurs/leduc/page8.html>
- PRATT & WHITNEY A United Thecnologies Company, “Engineering hypersonic engines that function at both low and high supersonic speeds”, recuperado en febrero de 2012 [En Línea], Disponible en : <http://www.pw.utc.com/Hypersonics>
- R. VARVILL, y A. BOND, “A Comparison of Propulsion Concepts for SSTO reusable launchers” Journal British Interplanetary Society, 56:108-117, (2003).
- R.L. Alcaide, “Investigação da combustão supersônica em túnel de choque hipersônico”. M.S. Thesis, Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, SP, Brazil, 2009.
- SPACEX, “CAPABILITIES & SERVICES” (2020). [En Línea], Disponible en: <https://www.spacex.com/about/capabilities>