



Technology and Innovation

Jorge David Lara Ríos
Fundación Universitaria
Los Libertadores

Andrés Enrique López Bueno
Fundación Universitaria
Los Libertadores

Iván Felipe Rodríguez Barón
Fundación Universitaria
Los Libertadores

Aerodynamic Computer Study

Photography: Ilustrativa del X43a2 NASA Scramjet (NASA). Modelo de referencia que no corresponde al estudiado en el artículo.



on the Entry of a Scramjet Using the Tubercle Effect*

OPEN ACCESS

CIENCIA Y PODER AÉREO

ISSN 1909-7050 / E- ISSN 2389-2468 / Volumen 14 (2)
Julio-Diciembre de 2019/ Colombia/
Pp. 180-199

Citación: Lara, J., López, A. y Rodríguez, I. (2019). Estudio aerodinámico computacional en la entrada de un *scramjet* aplicando el efecto tubérculo. *Ciencia y Poder Aéreo*, 14 (2), 180-199.
Doi: <https://doi.org/10.18667/cienciaypoderaereo.640>

Jorge David Lara Ríos

Ingeniero Aeronáutico.
jdlarar@libertadores.edu.co
CvLAC: https://scienti.colciencias.gov.co/cvllac/visualizador/generarCurriculoCv.do?cod_rh=0001740225

Andrés Enrique López Bueno

Ingeniero Aeronáutico.
lopezbuenoandres@gmail.com
CvLAC: https://scienti.colciencias.gov.co/cvllac/visualizador/generarCurriculoCv.do?cod_rh=0001740262

Iván Felipe Rodríguez Barón

Ingeniero aeronáutico, Magíster en Ciencias y Tecnología Espacial, candidato a Doctor en Ingeniería y Tecnologías Espaciales.
ifrodriguez@libertadpres.edu.co
CvLAC: https://scienti.colciencias.gov.co/cvllac/visualizador/generarCurriculoCv.do?cod_rh=0001488585

Doi: <https://doi.org/10.18667/cienciaypoderaereo.640>

* Research article based on the project: "Conceptual design of a low-cost supersonic shock tunnel." Attached to research group GIDAD under code ING-008-19. Funded by Fundación Universitaria Los Libertadores

Abstract

This paper is based on the implementation of bio-mimetics, specifically the Tubercle Effect that usually occurs in the leading edge of the humpback whale's (*Megaptera novaeangliae*) fins, allowing it to increase its thrust by funneling the flow. These characteristics are therefore analyzed in the Brazilian hypersonic vehicle (VHA 14-X-B), which is an experimental aircraft that operates at speeds over MACH 7, and atmosphere conditions of 30 km of altitude, powered by a scramjet. In order to increase the performance properties of the AHV (Aerospace Hypersonic Vehicle), we verify the feasibility of implementing the tubercle effect in its intake device (compression stage). The study analyzes the aerothermodynamics of the machine, using computer

simulation software ANSYS-FLUENT, where different tubercles configurations are proposed, with variations in geometry and in the position on the aircraft. Afterwards, the atmospheric conditions in which the AHV operates are simulated, modifying different angles of attack that the aircraft has during its operation. Results showed that there's more efficiency in negative angles, increasing fluid properties such as pressure, density and temperature.

Key Words:

Aerospace Propulsion Systems, Biomimetic, Supersonic Aerodynamics, Scramjet, Tubercle Effect.

Jorge David Lara Ríos
Fundación Universitaria
Los Libertadores

Andrés Enrique López Bueno
Fundación Universitaria
Los Libertadores

Iván Felipe Rodríguez Barón
Fundación Universitaria
Los Libertadores

Estudo aerodinâmico computacional

Fotografia: Ilustrativa del X43a2 NASA Scramjet (NASA). Modelo de referencia que no corresponde al estudiado en el artículo.



na entrada de um scramjet aplicando o efeito tubérculo*

OPEN ACCESS

CIENCIA Y PODER AÉREO

ISSN 1909-7050 / E- ISSN 2389-2468 / Volumen 14 (2)
Julio-Diciembre de 2019/ Colombia/
Pp. 180-199

Citación: Lara, J., López, A. y Rodríguez, I. (2019). Estudio aerodinámico computacional en la entrada de un *scramjet* aplicando el efecto tubérculo. *Ciencia y Poder Aéreo*, 14 (2), 180-199.
Doi: <https://doi.org/10.18667/cienciaypoderaereo.640>

Jorge David Lara Ríos

Ingeniero Aeronáutico.
jdlarar@libertadores.edu.co
CvLAC: https://scienti.colciencias.gov.co/cvllac/visualizador/generarCurrículoCv.do?cod_rh=0001740225

Andrés Enrique López Bueno

Ingeniero Aeronáutico.
lopezbuenoandres@gmail.com
CvLAC: https://scienti.colciencias.gov.co/cvllac/visualizador/generarCurrículoCv.do?cod_rh=0001740262

Iván Felipe Rodríguez Barón

Ingeniero aeronáutico, Magíster en Ciencias y Tecnología Espacial, candidato a Doctor en Ingeniería y Tecnologías Espaciales.
ifrodriguezbaron@libertadpres.edu.co
CvLAC: https://scienti.colciencias.gov.co/cvllac/visualizador/generarCurrículoCv.do?cod_rh=0001488585

Doi: <https://doi.org/10.18667/cienciaypoderaereo.640>

* Artículo de pesquisa, derivado do projeto: "Desenho conceitual de um túnel de choque supersônico de baixo custo". Adscrito ao Grupo de Pesquisa GIDAD com o código ING-008-19. Financiada pela Fundação Universitária Los Libertadores.

Resumo

Este trabalho se baseia na implementação de biomimética, especificamente no efeito tubérculo que se apresenta normalmente na beira de ataque das barbatanas peitorais da baleia jubarte (*Megaptera novaeangliae*) o qual permite aumentar seu impulso por meio da canalização do fluxo; de acordo a isso, analisam-se estas características no veículo hipersônico aeroespacial brasileiro (VHA 14-X B), o qual é uma aeronave experimental que opera a velocidades superiores de mach 7 e condições atmosféricas de 30 quilômetros de altitude impulsado por um scramjet. Com o fim de aumentar as propriedades de rendimento do VHA (Veículo Hipersônico Aeroespacial), verifica-se a viabilidade que tem a implementação do efeito tubérculo no dispositivo de entrada (etapa de compressão) do mesmo, analisando suas propriedades aerodinâmicas uti-

lizando a ferramenta de simulação computacional ANSYS-FLUENT, onde se propõem diferentes configurações de tubérculos, variando sua geometria e posição na aeronave. Logo se simulam as condições atmosféricas onde opera o VHA, modificando os diferentes ângulos de ataque que a aeronave apresenta durante sua operação, onde se denotou que existe maior eficiência para ângulos negativos, aumentando as propriedades do fluxo como a pressão, a densidade e a temperatura.

Palavras chave:

sistemas de propulsão aeroespacial, biomimética, aerodinâmica supersônica, scramjet, efeito tubérculo.

Tecnología e Innovación

Jorge David Lara Ríos
Fundación Universitaria
Los Libertadores

Andrés Enrique López Bueno
Fundación Universitaria
Los Libertadores

Iván Felipe Rodríguez Barón
Fundación Universitaria
Los Libertadores

Estudio aerodinámico computacional

Fotografía: Ilustrativa del X43a2 NASA Scramjet (NASA). Modelo de referencia que no corresponde al estudiado en el artículo.



en la entrada de un scramjet aplicando el efecto tubérculo*

OPEN ACCESS

CIENCIA Y PODER AÉREO

ISSN 1909-7050 / E- ISSN 2389-2468 / Volumen 14 (2)
Julio-Diciembre de 2019/ Colombia/
Pp. 180-199

Citación: Lara, J., López, A. y Rodríguez, I. (2019). Estudio aerodinámico computacional en la entrada de un scramjet aplicando el efecto tubérculo. *Ciencia y Poder Aéreo*, 14 (2), 180-199.
Doi: <https://doi.org/10.18667/cienciaypoderaereo.640>

Jorge David Lara Ríos

Ingeniero Aeronáutico.
jdlarar@libertadores.edu.co
CvLAC: https://scienti.colciencias.gov.co/cvllac/visualizador/generarCurrículoCv.do?cod_rh=0001740225

Andrés Enrique López Bueno

Ingeniero Aeronáutico.
lopezbuenoandres@gmail.com
CvLAC: https://scienti.colciencias.gov.co/cvllac/visualizador/generarCurrículoCv.do?cod_rh=0001740262

Iván Felipe Rodríguez Barón

Ingeniero aeronáutico, Magíster en Ciencias y Tecnología Espacial, candidato a Doctor en Ingeniería y Tecnologías Espaciales.
ifrodriguezbaron@libertadpres.edu.co
CvLAC: https://scienti.colciencias.gov.co/cvllac/visualizador/generarCurrículoCv.do?cod_rh=0001488585

Doi: <https://doi.org/10.18667/cienciaypoderaereo.640>

* Artículo de investigación, derivado del proyecto: "Diseño conceptual de un túnel de choque supersónico de bajo costo". Adscrito al Grupo de Investigación GIDAD con el código ING-008-19. Financiado por la Fundación Universitaria Los Libertadores.

Resumen

Este artículo se basa en la implementación de biomimética, específicamente en el efecto tubérculo que se presenta normalmente en el borde de ataque de las aletas pectorales de la ballena jorobada (*Megaptera novaeangliae*), el cual permite aumentar su impulso por medio de la canalización del flujo; de acuerdo a ello se analizan estas características en el vehículo hipersónico aeroespacial brasilero (VHA 14-X B), el cual es una aeronave experimental que opera a velocidades superiores de mach 7 y condiciones atmosféricas de 30 kilómetros de altitud impulsado por un scramjet. Con el fin de aumentar las propiedades de rendimiento del VHA (Vehículo Hipersónico Aeroespacial) se verifica la viabilidad que tiene la implementación del efecto tubérculo en el dispositivo de entrada (etapa de compresión) del mismo, analizando sus propiedades aerotermo-

dinámicas utilizando la herramienta de simulación computacional ANSYS-FLUENT, donde se proponen diferentes configuraciones de tubérculos variando su geometría y posición en la aeronave. Luego se simulan las condiciones atmosféricas en donde opera el VHA, modificando los diferentes ángulos de ataque que presenta la aeronave durante su operación donde se denotó que hay mayor eficiencia para ángulos negativos, aumentando las propiedades del flujo como la presión, la densidad y la temperatura.

Palabras clave:

sistemas de propulsión aeroespacial, biomimética, aerodinámica supersónica, scramjet, efecto tubérculo.



Los textos publicados en esta revista están sujetos –si no se indica lo contrario– a una licencia de Reconocimiento 4.0 Internacional de Creative Commons. La licencia completa se puede consultar en https://creativecommons.org/licenses/by/4.0/deed.es_ES.

Aprobado evaluador interno: 11/10/2019
Aprobado evaluadores externos: 1/11/2019

Introducción

Desde hace aproximadamente un siglo, científicos e ingenieros han estado buscando soluciones para muchos de los problemas y necesidades que se viven a diario en la humanidad. El hombre ha recurrido a la naturaleza para su propio beneficio, independientemente de la actividad a la que se dedique (Rocha, Rodríguez, Martínez y López, 2012). La naturaleza, que lleva aproximadamente 400 000 millones de años de evolución, es una fuente de inspiración inagotable que ha proporcionado una infinidad de soluciones a los problemas existentes en el mundo (Sarfati, 2008), y una de las formas en que se ha podido sacar provecho de la naturaleza es través de la ciencia.

Dentro de las ramas de la ciencia existe una en especial llamada biomimética, cuyo fin es imitar diferentes organismos de la naturaleza, resolviendo muchos de las necesidades humanas, diseñando y estructurando procesos y métodos sostenibles ya desarrollados por la naturaleza. Según Blanco (2011), se encarga también de “extraer los secretos de la naturaleza” (p.1).

La aleta de la ballena jorobada posee una variedad de relieves, lo que es una peculiaridad de este cetáceo. Tales protuberancias permiten que la ballena jorobada, un mamífero de sorprendente masa, pueda realizar saltos espectaculares y giros con ángulos pronunciados, como refieren (2008) y Bolzon, Kelso y Arjamandi (2015). Los tubérculos contribuyen a que el ángulo de elevación aumente, puesto que su forma hace que se generen vórtices permitiendo que el flujo no se separe.



Figura 1. Tubérculos de la aleta de la ballena jorobada. Fuente: tomada de Sarfati (2008).

A primera vista, estos relieves en la aleta pectoral de la ballena jorobada son protuberancias conocidas en el ámbito de la biología marina como forúnculos o tubérculos, como se ve en la Figura 1. Según Sarfati (2008), Fish y Battle (1995), Misklosovic y Murray (2004), la misión que cumplen es la de canalizar el flujo, creando corrientes y vórtices, lo cual produce el “efecto tubérculo”. Esta canalización de flujo también cumple una función alimenticia en esta especie, que se alimenta de krill y peces pequeños.

Por otra parte, actualmente la carga útil para ser depositada en el espacio exterior es transportada convencionalmente por vehículos propulsados por motores cohete. Estos generalmente deben cargar su combustible y oxidante durante su operación, aportando peso y gastos adicionales para el cumplimiento de una misión. Por este motivo, diversos centros de investigación constantemente se encuentran en la búsqueda e investigación de diversos sistemas de propulsión aeroespacial capaces de alcanzar grandes velocidades y altitudes. Desde los años sesenta fue propuesta la tecnología de motores aerorreacto-

res basados en combustión a velocidades supersónicas, llamados scramjets (supersonic combustion ramjets). Estos consisten en un motor sin partes móviles que, por medio de la alta presión dinámica aportada por su dispositivo de entrada en la etapa de compresión, generan las condiciones adecuadas del fluido para realizar la mezcla aire combustible a la entrada de la cámara de combustión en donde el proceso de combustión se realiza en su totalidad a velocidades supersónicas ($Mach > 1$).

Desde la década de 1990, el estudio en los vehículos aeroespaciales se ha incrementado, lo que ha generado desarrollos tecnológicos en toda la industria aeronáutica y aeroespacial. Un claro ejemplo de ello es el scramjet, el cual es un estatorreactor de combustión supersónica. Estos avances tecnológicos se intensifican para satisfacer la operatividad de las aeronaves que alcanzan altas velocidades. En otras palabras, a mayores velocidades, es necesaria la combustión supersónica para maximizar la eficiencia del proceso de combustión en la aeronave.

La canalización del flujo es la característica primordial del efecto tubérculo. De acuerdo con Fish y Battle (1995), el efecto tubérculo aumenta en un 8% la sustentación y disminuye en un 14% el arrastre para el caso de un perfil alar que opera a régimen subsónico. Dicha cualidad de la aleta pectoral de la ballena jorobada fue estudiada y analizada en el vehículo hipersónico aeroespacial brasilero (VHA 14-X B), demostrador tecnológico diseñado en el laboratorio de aerotermodinámica e hipersónica por el Profesor Henry T. Nagamatsu del Instituto de Estudios Avanzados (IEAv) (Barros, Alves, y Toro, 2013). Dicho vehículo es una aeronave experimental que opera a velocidades superiores de mach 7 y condiciones atmosféricas de 30 kilómetros de altitud, impulsada por un motor de compresión supersónica (scramjet) (Martos, Laiton, Lima, Costa y Toro, 2016).

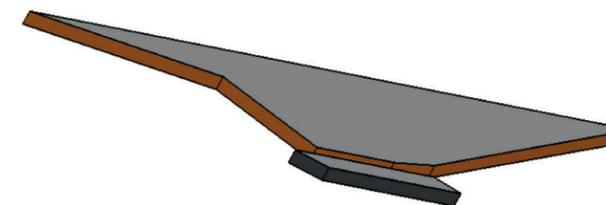


Figura 2. Aeronave VHA 14-X B. Fuente: tomada de Martos et ál. (2016).

Fontan, Antoniazzi y Pinheiro (2015) plantearon el objetivo de analizar la capa límite y sus interacciones con la onda expansiva en la rampa o sección de compresión del demostrador tecnológico VHA 14-X B. Esto puede ocasionar la separación del flujo, basados en los resultados obtenidos que reflejan la separación del flujo en la simulación realizada en la entrada del mismo. La canalización, y esta separación de flujo fue objeto del estudio, apreciando la onda de choque en la sección de compresión y expansión que se origina en la aeronave aeroespacial experimental VHA 14-X B.

Con el fin de aumentar las propiedades de rendimiento del VHA, se implementa el efecto tubérculo puesto que, como proponen Fontan et ál. (2015), la separación del flujo en la sección de compresión es evidente. Esto da la posibilidad de aplicar el efecto tubérculo verificando el comportamiento del flujo y sus propiedades a lo largo de cada una de las secciones de compresión del motor. Por medio de una simulación computacional usando como software CFD (Computational Fluid Dynamic) ANSYS-FLUENT (haciendo énfasis que la simulación es realizada con las características de un flujo calóricamente perfecto, es decir con $\gamma = 1.4$, flujo no viscoso), se identifican las diferentes configuraciones de tubérculos propuestas. Por lo tanto, al realizar estas configuraciones se caracterizan los tubérculos de acuerdo con la posición en la aeronave, la geometría de cada uno de ellos y se simulan las condiciones atmosféricas en donde opera el VHA. Asimismo, modificando los diferentes ángulos de ataque que presenta la aeronave durante su operación con el objetivo de obtener los datos necesarios para el desarrollo del proyecto.

Metodología

Este estudio está basado en el tipo de investigación experimental. Este método, como afirma Ferrer (2010), "implica comparar el efecto de una condición entre dos grupos o más" (p. 4). Es decir, hacemos referencia a los posibles diseños postulados aplicando el efecto tubérculo al VHA 14-X B. A esto se debe la metodología cuantitativa que establece el análisis de los datos obtenidos por una simulación computacional.

El modelo de la superficie inferior del 14-X B fue diseñado basado en la teoría de flujo bidimensional compresible (relaciones de ondas de choque oblicua) y de onda de expansión (la teoría de Prandtl-Meyer) (Anderson, 1990), teniendo en cuenta el caso más simple, es decir, flujo no viscoso, aire como gas calóricamente perfecto y sin combustión del motor scramjet. Se aplicó la siguiente restricción: las ondas de choque incidentes generadas en la punta de las rampas de compresión de 5.5° y 14.5° golpean el carenaje del motor (condición de choque *on-lip*). La onda de choque refleja generada en el borde delantero del carenaje golpea la entrada de la cámara de combustión (condición de choque *on-corner*) como se muestra en la Figura 3.

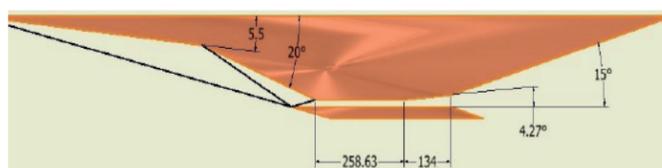


Figura 3. Aeronave VHA 14-X B. Fuente: tomada de Capistrano (2015) y Toro et al. (2018).

De acuerdo con las ondas de choque generadas en cada sección, se decidió incorporar biomimética como ciencia elemental en este estudio, partiendo de la forma sinusoidal de la aleta de la ballena jorobada. Se obtuvo como resultado la canalización de vórtices para proporcionar una mejor combustión y en dado caso mayor elevación.

A partir de este indicio, se realizaron modificaciones al modelo original de VHA 14X-B, dando origen a una serie de configuraciones donde se ubicaron estratégicamente los tubérculos en las primeras dos

rampas del modelo en cuestión. Conforme con Pachon (2017), "el objetivo del desarrollo de vehículos aeroespaciales aspirados es maximizar la eficiencia del sistema propulsor y al mismo tiempo reducir los costos de acceso al espacio" (p.2).

La propulsión aeroespacial actualmente es dominada por los sistemas de propulsión cohete, los cuales necesitan llevar en su estructura interna el combustible y un oxidante para realizar el proceso de combustión. Por lo tanto, uno de los inconvenientes en los VHA está dado por los sistemas cohete y en consecuencia de ello se limita la carga útil aproximadamente en un 6% del peso total del vehículo, ya los sistemas aspirados capturan el oxidante de la atmosfera permitiendo una mayor capacidad de carga útil (Toro et al., 2018). Por otro lado, en términos de eficiencia los sistemas aspirados tienen mayor impulso específico en relación a los motores cohete para velocidades menores a número de Mach 20, como es observado en la Figura 4.

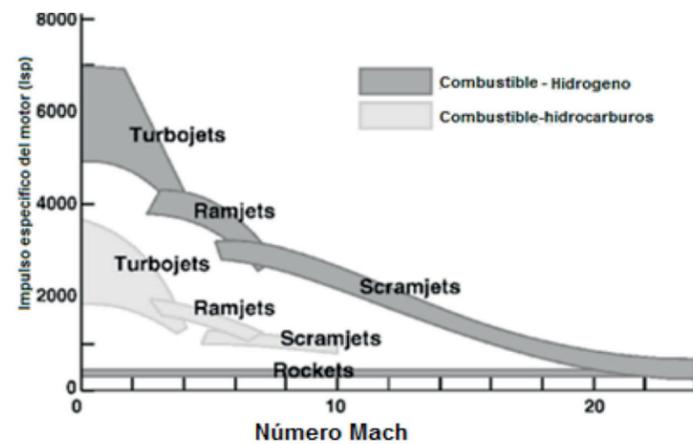


Figura 4. Impulso específico de motores aeroespaciales. Fuente: tomada de Pachon (2017).

De modo que la sección de estudio y análisis en la que se especificará es la sección de compresión mostrada en la Figura 5, en la que se ve un esquema 2D de la geometría del modelo 14-X B. La sección de compresión es formada por una rampa de compresión con un ángulo de 5.5° , seguida de una segunda rampa de compresión con un ángulo de deflexión de 14.5° . El carenaje del motor está posicionado perfectamente en la intersección de las ondas de choque formadas por ambas rampas, de tal manera que la

onda reflejada llega al borde superior de la cámara de combustión.

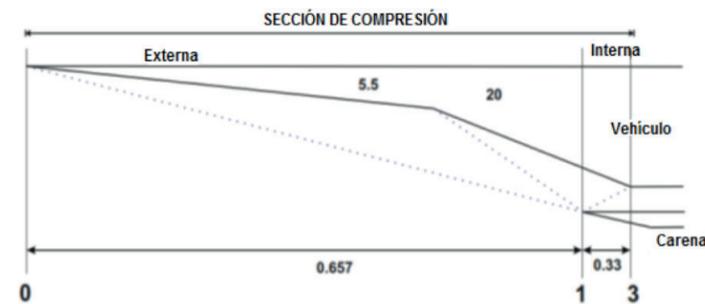


Figura 5. Geometría del dispositivo de entrada del VHA 14-X B. Fuente: tomada de Pachon (2017).

El proceso de compresión es realizado principalmente en dos etapas definidas por las deflexiones producidas por las superficies delanteras de la estructura del vehículo (externa) y por la compresión realizada por la onda de choque reflejada en el carenaje del motor, situada en la garganta del dispositivo (interna). La compresión externa es realizada a través de las dos ondas de choque oblicuas que se originan en las rampas del dispositivo de entrada del vehículo en estudio.

Para las condiciones ideales, Capistrano (2015), Martos (2016) y Pachon (2017) establecen que las ondas de choque inciden exactamente en el borde de ataque del carenaje del motor (condición *on-lip* en el borde de ataque). También son reflejadas en una única onda de choque que realiza la compresión interna del flujo e inciden en el borde de la pared superior del motor (condición *on-corne* justo a la entrada del motor). La estructura de las ondas de choque de la Figura 3, es generada bajo condiciones de flujo dadas anteriormente con el modelo 14-X B con un ángulo de ataque nulo (0°).

Las configuraciones propuestas son realizadas con base en el modelo original aplicando únicamente modificaciones en la sección de estudio y la sección de compresión. Las configuraciones más destacadas de acuerdo a la aplicación del efecto tubérculo, donde se caracterizan las protuberancias en las rampas de compresión del VHA 14-X B con el fin de aportar datos y resultados para las condiciones fuera de diseño. Es decir, cuando el VHA tiene o adquiere un ángulo de ataque diferente de 0° , puesto que la entrada de aire del motor scramjet es la encargada de desacelerar y entregar a la cámara

de combustión el flujo de aire en las condiciones adecuadas para la combustión, dentro del rango de operación del motor, que tiene los siguientes ángulos de ataque 2.5° , 5° , -2.5° y -5° .

Dado que los tubérculos de la aleta pectoral de una ballena jorobada son asimétricos, como los podemos observar en la Figura 6, en relación con ello lo único que se mantiene es su forma sinusoidal. Luego de haber realizado varios modelos CAD, las configuraciones más óptimas para el presente estudio se muestran en la Tabla 1.



Figura 6. Tubérculos de la aleta pectoral de la ballena jorobada. Fuente: tomada de Palacios, BF Ng y TH New (2016).

Tabla 1. Configuraciones del VHA 14-X B propuestas y diseñadas por los autores

NÚMERO	CONFIGURACIÓN	UBICACIÓN TUBERCULO	NÚMERO DE TUBERCULOS	RADIO DEL TUBERCULO	DETALLADO TUBERCULO
1		SECCION DE COMPRESION RAMPA 1	1	2340 mm CONVEXO	
2		SECCION DE COMPRESION RAMPA 1	5	30 mm	
3		SECCION DE COMPRESION RAMPA 1	2	250 mm	
4		SECCION DE COMPRESION RAMPA 1	1	900 mm CONCAVO	
5		SECCION DE COMPRESION RAMPA 1	2	250mm	
6		SECCION DE COMPRESION RAMPA 2	2	5mm	

Metodología CFD

Para la realización de la simulación se consideraron los parámetros de diseño del VHA 14-X B. De acuerdo con ello, como se ha señalado anteriormente, su operación es a una velocidad de Mach 7 con una altitud de 30 Km. Por ello nos remitimos a The U.S. Standard Atmosphere (1976), un documento basado en datos experimentales recolectados y revisados periódicamente por la NASA, para determinar las propiedades del flujo descritas a continuación: temperatura = 226.5 K, presión = 1197 Pa, densidad = $1,841 \times 10^{-2}$ Kg/m³, velocidad del sonido = 301.7 m/s. Partiendo de estos datos iniciales se realizó una simulación de CFD en ANSYS, donde se compararon los datos obtenidos en referencia con simulaciones basadas en el caso 1 de Barros et ál. (2013). La simulación fue reali-

zada con las características de un flujo calóricamente perfecto, es decir con $\gamma=1.4$ y flujo no viscoso.

El dominio computacional fue diseñado de acuerdo con las condiciones de vuelo anteriormente nombradas basándose en las medidas de referencia de la sección de pruebas del túnel Hipersónico del IEAv (Barros et ál., 2013), como aparece en la Figura 7.

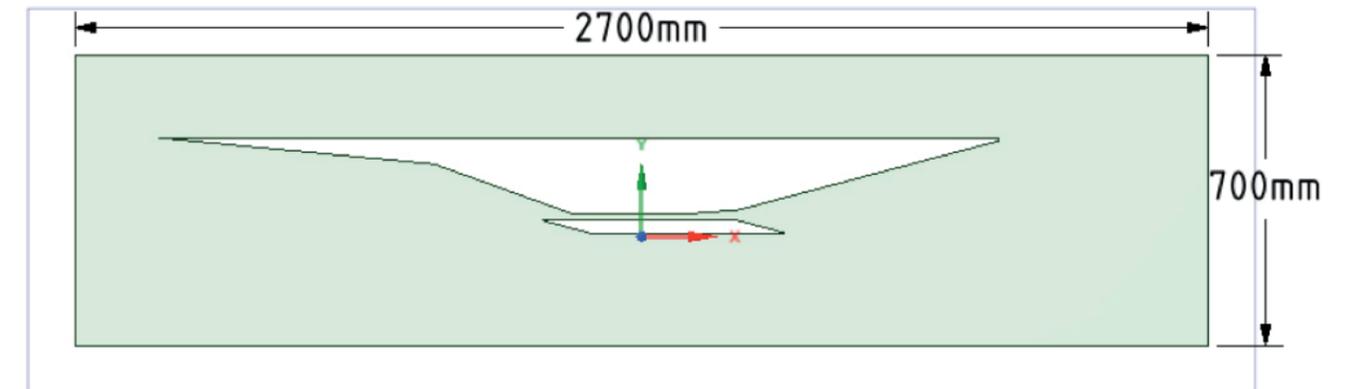


Figura 7. Dominio Computacional.

La geometría 2D utilizada es la que se observa en la Figura 3. En cuanto al preprocesamiento de la simulación se utilizó una malla de método (multizone Quad/Tri), que genera una malla que mapea la geometría generando así una malla de tipo hexagonal de manera independiente para las zonas críticas de la geometría (rampas). Esta es alineada en dirección al flujo y genera otra malla de tipo cuadrada y triangular para las zonas de menor análisis.

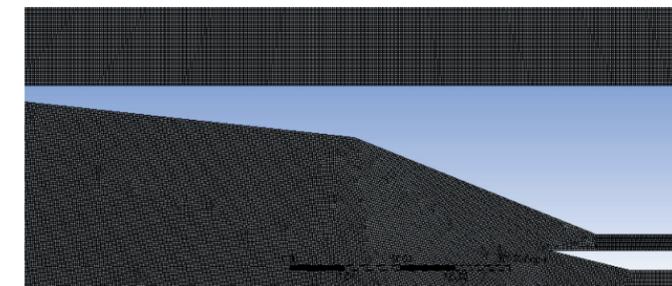


Figura 8. Detalle de Malla.

Como último paso previo al preprocesamiento, se nombran las secciones del VHA (ver Figura 9), para configurar las condiciones de frontera y análisis en el posprocesamiento.

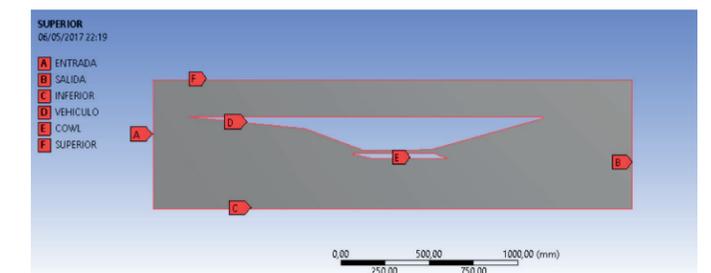


Figura 9. Secciones de estudio de la placa 2D.

El posprocesamiento de la simulación fue realizado con un modelo de flujo no viscoso (Inviscid), en el que se establecieron las condiciones del flujo para la operación normal del VHA. Seguido a ello, se configuró el material, que para este caso es el flujo de aire (teniendo en cuenta las características del aire como gas ideal). Las secciones a configurar fueron entrada, inferior y superior como condición de frontera Pressure Far-Field, determinando las variables de flujo en dirección al eje X (presión, temperatura y Mach) de manera constantes. Para la sección de salida se determinó la condición de frontera (Pressure Outlet) y como última condición las secciones de vehículo y cowl (carena), fueron tomadas como pared, tipo (Wall).

El método de solución utilizado fue de formulación implícita, con un tipo de flujo Roe-FDS, el cual es un flujo convectivo, usando ecuaciones de primer orden para el flujo. El monitoreo de criterio de la convergencia fue de tipo absoluto con un total de 1500 iteraciones con el fin de obtener valores con mayor certeza y exactitud.

Análisis y resultados

En esta sección se evidencian los resultados más significativos de la simulación. Se aprecian aspectos positivos y negativos de las configuraciones 3, 5 y 6 propuestas, enfatizando las variables de presión y temperatura a la entrada del VHA 14-X B. Estas son más importantes al momento de la combustión, dada las circunstancias de que esta debe hacerse en flujo supersónico.

La configuración 3 (rampa 1, dos tubérculos convexos de 250 mm) presenta un aumento presión que facilita la compresión del flujo en la sección compresión-interna, como se observa en la Figura 10.

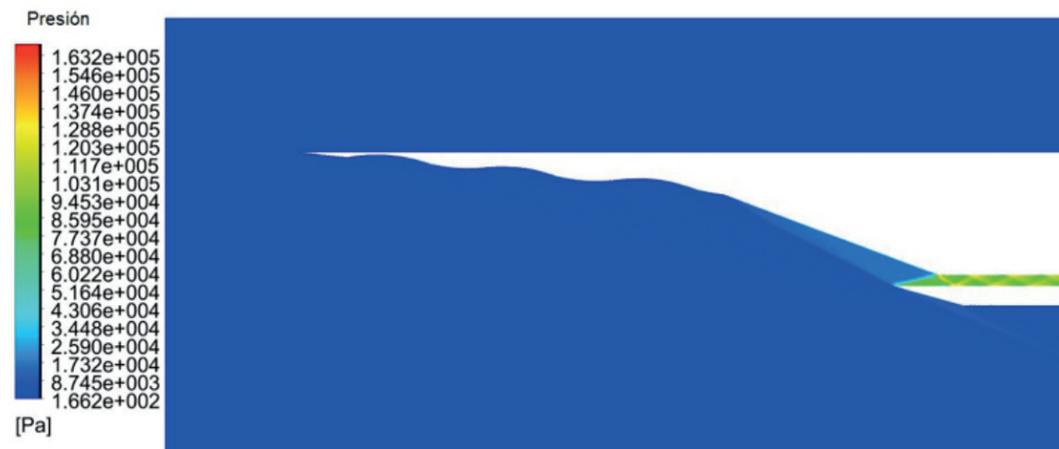


Figura 10. Detalle de presión-configuración 3 (0°).

En comparación con la configuración original (Figura 11), se puede notar la generación del tren de ondas de choque, iniciado por la reflexión de ondas en la primera y segunda rampa hasta la sección de

compresión-interna donde se empieza a elevar la presión. La presión después de la segunda rampa es de 5719 Pa para la configuración 3 y de 2878 Pa para el modelo original.



Figura 11. Contornos de colores de Presión en la sección de compresión-configuración inicial (0°).

Se muestra en la Figura 12 (configuración 3 a 0°) y en la Figura 13 (configuración inicial a 0°) la variación de la presión con respecto a lo largo del VHA. La presión empieza a elevarse desde 1 metro de longitud del VHA 14-X B llegando hasta 116.300 Pa para la configuración 3 a 0° y para la configuración inicial 85.550 Pa, argumentado que a partir de esta

distancia corresponde la entrada del motor. Así, son satisfactorios los resultados obtenidos, puesto que, de acuerdo con los datos experimentales y resultados de la simulación CFD de Martos et al. (2016), los datos obtenidos presentan el mismo comportamiento cualitativo.

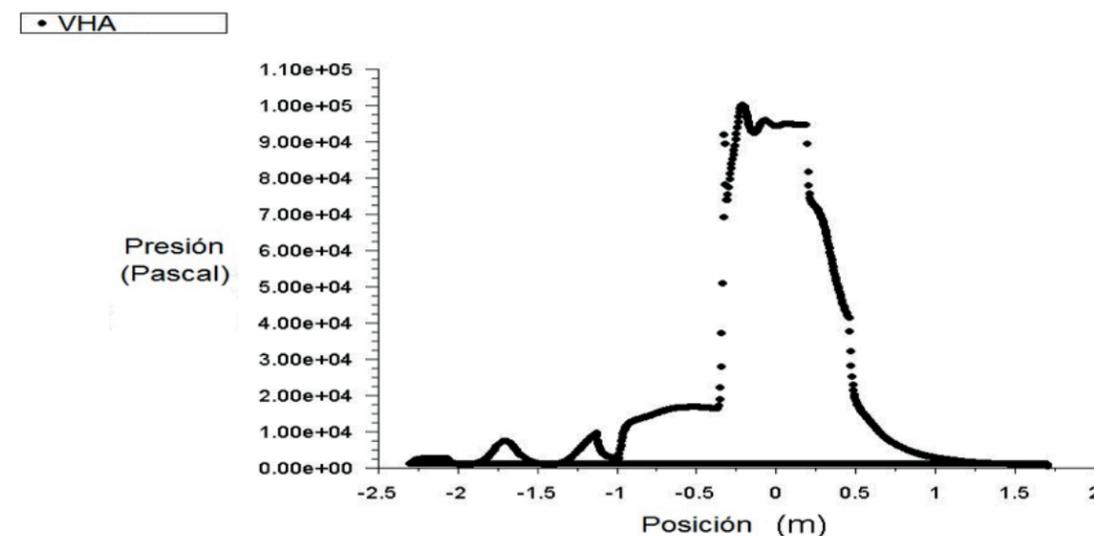


Figura 12. Presión vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, configuración 3 (0°).

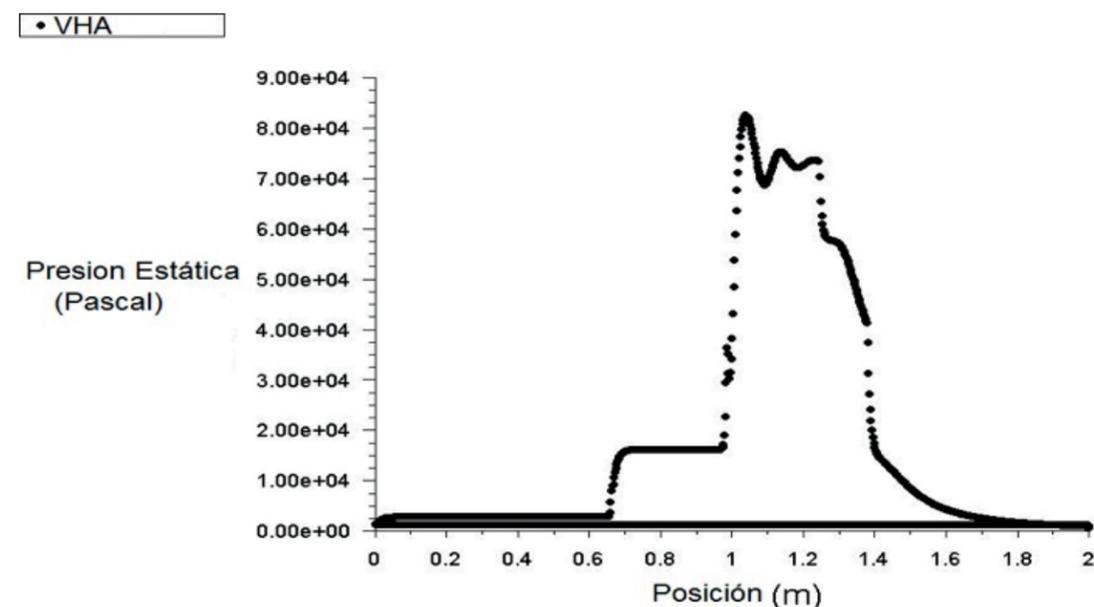


Figura 13. Presión estática vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B.

La configuración 5 (rampa 1, dos tubérculos convexos menos pronunciados de 250 mm) presenta una mayor eficiencia cuando es sometido a un ángulo de ataque negativo (-5°). La presión aumenta gradualmente de la sección de compresión-interna a la

sección de ignición (ver Figura 5), manteniendo una compresión del flujo y logrando mantener una temperatura constante dentro de la sección de ignición (ver Figura 15), y conservando la proporcionalidad directa de la densidad con respecto a la presión.



Figura 14. Detalle de presión-Configuración 5 (-5°).



Figura 15. Detalle de temperatura-Configuración 5 (-5°).

Una de las limitaciones de los vehículos aeroespaciales para lanzar cargas útiles en la órbita de la Tierra o fuera de ella consiste en que requieren restricciones enfatizadas en disminuir constantemente su tamaño, peso y consumo de energía en los vehículos de lanzamiento. Estos desafíos demandan innovación, nuevos patrones o modelos a seguir para crear métodos de producción y tecnología inéditas de estrategia natural (Toro et ál., 2018; Mar-

tos et ál., 2016). Al aplicar el efecto tubérculo en el VHA 14-X B, para esta configuración, debido a la geometría de la forma de tubérculo como efecto secundario hay una reducción de material lo cual es asumida como menor carga estructural. Esta es una ventaja al momento de llevar una mayor carga útil, dando una posible solución a la limitación enunciada al principio de este párrafo y resolviendo parte del objetivo de Pachon (2017).

Asimismo, la configuración 5 presenta óptimas condiciones de flujo en su variación de ángulo de ataque con respecto a las demás configuraciones. Es de destacar el modelo con ángulo de ataques negativos debido al aumento gradual de presión que en consecuencia trae consigo un aumento en la temperatura de manera constante, para ser la más adecuada para la ignición del hidrogeno.

aumentar progresiva y proporcionalmente con respecto a la presión, la temperatura de autoignición del hidrógeno es de 858 K (Anderson, 2006). Según el Figura 16 (configuración 5 a -5°), la temperatura en la sección de compresión-interna hacia la sección de ignición denota una temperatura de 1005 K a 1028 K, y el modelo inicial alcanzó una temperatura en la misma aérea de 1000 K a 1260 K (Figura 17), siendo en ambos casos superior a 858 K, por lo cual no hay problema alguno para la ignición del combustible.

De acuerdo con el modelo original del VHA 14-X B, se puede apreciar que la temperatura empieza a

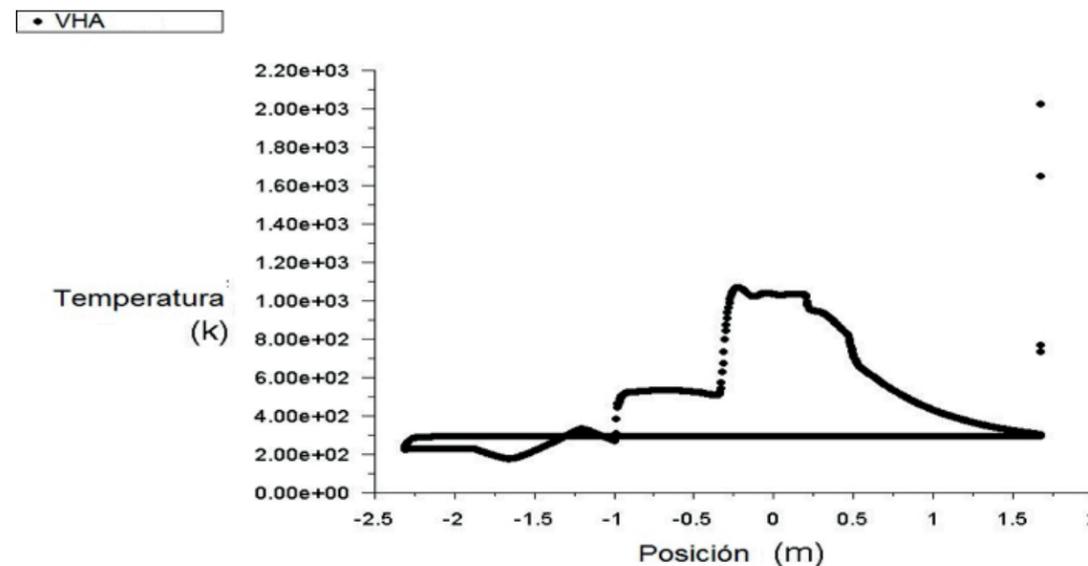


Figura 16. Temperatura vs. posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B, configuración 5 (-5°).

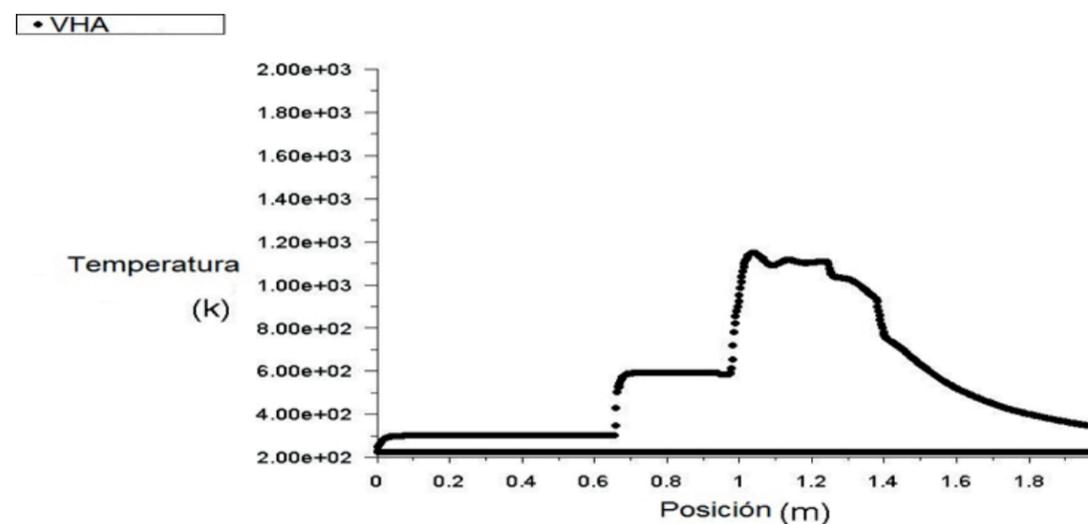


Figura 17. Temperatura estática vs posición a lo largo de la superficie del VHA 14-X B.

El próximo modelo es la configuración 6 (rampa 2, dos tubérculos de 5mm). A pesar de que presenta las condiciones de *on-lip* y *on-corner* en la mayoría de los ángulos de ataque analizados (excepción ángulo de ataque a -2.5°), los tubérculos ubicados al finalizar la rampa dos toman la funcionalidad de

obstrucción del flujo haciendo débil la reflexión de la onda de choque oblicua. En consecuencia de ello, se presenta una caída de presión en la sección de compresión-interna (ver Figura 18), que posiblemente afecte la operación del motor *scramjet*.



Figura 18. Detalle de presión-Configuración 6 (-0°).

Para cualquiera de las configuraciones, cuando la onda de choque de la primera rampa no pega directamente en el carenaje del motor se le conoce como spillage (Martos et ál., 2016). En este caso hay un derrame de flujo o masa de aire debido a la diferencia de áreas entre las ondas de choque. En otras palabras, hay mayor derrame de flujo debido a que la onda de choque en condición fuera de diseño con ángulo de ataque positivo es posicionada más lejos y afuera del borde de ataque del carenaje, a diferencia de los ángulos negativos que presentan la condición *on-corner* para otras configuraciones.

Por otro lado, no es recomendable la aplicación del efecto tubérculo en la segunda rampa, sección de compresión-interna, ya que afecta drásticamente las propiedades del flujo. Esto se debe a que su comportamiento en esta zona es de generación de vórtices, que para este caso no realiza la adherencia al flujo sino una turbulencia en la entrada del *scramjet*, perjudicando su funcionamiento.

Con este estudio se evidencia la canalización del flujo hacia la cámara de combustión, lo cual permite un direccionamiento del flujo que se comprime. Por consiguiente, se afirma que el efecto tubérculo

lo presenta viabilidad en las configuraciones para ángulos de ataque negativos, destacando así una de las ventajas del efecto tubérculo de aumentar el ángulo de elevación para que una aeronave no entre en pérdida (Fish, Howle y Murray, 2008; Ferraz et ál. 2014). Esto permite que haya una mayor presión en sección de compresión interna para mantener la compresión de flujo para la ignición del hidrógeno con respecto al modelo VHA 14-X B en condiciones de diseño y fuera de diseño (ángulo de ataque nulo y variación de mismo).

Conclusiones y recomendaciones

El VHA 14-X B presenta una separación de flujo durante la segunda rampa cuando hay incidencia de ondas de choque. Esto lo pudo resolver el efecto tubérculo al aumentar la adherencia de la capa límite por medio de la generación de vórtices debido a los relieves sinusoidales que presenta.

Con respecto al comportamiento del flujo del modelo original con las configuraciones propuestas, se evidencia una variación en las propiedades del flujo de aire. Esto es consecuencia de que para ángulos de ataque positivos las propiedades como densidad, presión y temperatura del flujo aumentan considerablemente en la sección de compresión-interna. Se demostró que hay configuraciones propuestas que presentaron la condición *on-corner*, facilitando la compresión del flujo en la cámara de combustión por medio de la deflexión de la onda de choque oblicua, que trae como resultado una disminución en la velocidad en la cámara de combustión. Así, esta es la apropiada para la operación de un motor *scramjet* al aumentar las propiedades del flujo como la presión, la densidad y la temperatura.

El efecto tubérculo es muy ventajoso al momento de someter un VHA 14-X B con un ángulo de ataque negativo, aumentando las condiciones de presión en la sección de compresión-interna. De esta manera, la investigación arroja que la temperatura dentro de la cámara de combustión es suficiente para la ignición dentro de la cámara de sección de combustión-interna.

Se da una propuesta de conocimiento para que se llegue a una implementación adecuada de un *scramjet*, mejorando la tecnología, ya que aún se tienen muchos retos para los vuelos hipersónicos, y depositar cargas en el espacio u órbita. El efecto tubérculo sigue aportando buenas características aerodinámicas para futuros estudios ya que el *scramjet* trae consigo una propulsión más interesante que los motores convencionales, es más económico y ecológicamente el más atractivo.

Se sugiere analizar el VHA 14-X B en diferentes ángulos de ataque realizando una simulación CFD en condiciones variables de la constante adiabática del aire, es decir no considerando un gas calóricamente perfecto. De esta manera se podría asegurar la implementación del efecto tubérculo en un 100 % cuando se considere una prueba de vuelo real.

Referencias

- Anderson, J. (1990). *Modern compressible flow, with historical perspective* (2.aEd.). New York, Hamburg: McGraw-Hill.
- Anderson, J. (2006). *Hypersonic and high-temperature gas dynamics* (2.a Ed.). EE. UU.: AIAA Education series.
- Barros, G., Alves, V., y Toro, G. (2013). Brazilian 14-x B hypersonic *scramjet* aerospace vehicle analytic theoretical analysis at mach number 7. En *22nd International Congress of Mechanical Engineering (COBEM)*. Congreso realizado en Ribeirão Preto, Brasil.
- Blanco, M. (2011). *Biomimética: la ciencia extrae los secretos de la naturaleza para los grandes inventos*. Recuperado de <http://www.madrimasd.org/informacionidi/noticias/noticia.asp?id=47513>
- Bolzon, M., Kelso R., y Arjomandi, M. (2015). Tubercles and their applications. *Journal of Aerospace Engineering*, 29(1), 04015013.
- Capistrano, P. (2015). *Análise de desempenho do veículo hipersônico aeroespacial 14-X B* (tesis de maestría). Programa de Ciencias y Tecnologías Espaciales, Instituto Tecnológico de Aeronáutica, Brasil.
- Canter, N. (2008). Humpback whales inspire new wind turbine technology. *Tribology & Lubrication Technology*, 64(12), 10-11.
- Ferraz, J., Carr, R., Gao, S., Jameson, A., Lee, C., Lu, D., Wienkers, A., y Yuan, C. (2014). *Investigation of the effect of tubercles on airfoil performance*. Recuperado de <https://pdfs.semanticscholar.org/08ac/64172a3dfc570fdc-25f4d5efb5ab2f8bfba7.pdf>

Ferrer, J. (2010). *Conceptos básicos de la metodología de la investigación*, tipos de investigación y diseño de investigación. Recuperado de <http://metodologia02.blogspot.com/p/operacionalizacion-de-variables.html>

Fish, F., y Battle, J. (1995). Hydrodynamic design of the humpback whale flipper. *Journal of Morphology*, 225(1), 51-60.

Fish, F., Howle, L., y Murray, M. (2008). Hydrodynamic flow control in marine mammals. *Integrative and Comparative Biology*, 48(6), 788-800.

Fish, F., Weber, P., Murray, M., y Howle, L. (2011). The tubercles on humpback whales' flippers: application of bio-inspired technology. *Integrative and Comparative Biology*, 51(1), 203-213.

Fontan, M., Pinheiro, R., y Antoniazzi, M. (2015, 11 de junio). A numerical analysis of boundary-layer/shock wave interactions in the compression ramps of scramjet intakes. En *23rd International Congress of Mechanical Engineering*. Congreso realizado en Rio de Janeiro, Brasil.

Martos, J., Laiton, S., Lima, B., Costa, F., y Toro, P. (2016). Investigación experimental del vehículo aeroespacial brasileño 14-X B. En *IV Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica*. Encuentro realizado en el Instituto Universitario Aeronáutico, Córdoba, Argentina.

Misklosovic, D., y Murray, M. (2004). *Leading edge tubercles, delay stall on humpback whale flipper*. *Physics of fluids*, 16(5), L39-L42.

Pachon, S. (2017). Análisis teórico de la entrada de aire del Vehículo 14-X B en condiciones de ángulo de ataque. En *IV Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica*. Encuentro realizado en el Instituto Universitario Aeronáutico, Córdoba, Argentina.

Palacios R., BF Ng y TH New. (2016). Effects of leading-edge tubercles on wing flutter speeds. *Bioinspiration & biomimetics*, 11(3), 036003.

Rocha, E., Rodríguez, J., Martínez, E., y López, J. (2012). *Biomimética: innovación sustentable inspirada por la naturaleza*. *Investigación y Ciencia*, 20(55), 56-61.

Sarfati, J. (2008). *By design*. Georgia: Creation Book Publishers

Toro, P., Carneiro, R., Araújo J., da Silva, W., Santos, M., Borba, G., Martos, J., y da Silveira, R. (2018, noviembre). Design and analysis of a generic scramjet air inlet. En *17th Brazilian Congress of Thermal Sciences and Engineering*. Congreso realizado en Águas de Lindóia, Brazil.

