



## 4<sup>to</sup> Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



# ANÁLISIS TEÓRICO DE LA ENTRADA DE AIRE DEL VEHÍCULO 14-X B EN CONDICIONES DE ANGULO DE ATAQUE.

S. N. P. Laiton<sup>a</sup>, P. G. P. Toro<sup>b</sup>

<sup>a</sup>ITA - Instituto Tecnológico de Aeronáutica, Praça Marechal Eduardo Gomes, n° 50 Vila das Acácias CEP. 12.228-900 São José dos Campos, SP - Brasil. <http://www.ita.br>

<sup>b</sup>IEAv - Instituto de Estudos Avançados, Trevo Coronel Aviador José Alberto Albano do Amarante, n° 1 Putim CEP. 12.228-001 São José dos Campos, SP - Brasil. <http://www.ieav.cta.br>

**Palabras claves:** Angulo de ataque, entrada de aire, scramjet, vehículo aeroespacial.

### Resumen

---

El vehículo hipersónico aeroespacial brasileiro 14-X B (VHA 14-X B) es un demostrador tecnológico de un sistema de propulsión hipersónica aspirada, basado en la combustión supersónica (*scramjet*), diseñado para volar en la atmosfera terrestre a una altitud de 30 Km e número de Mach 7. Este vehículo está actualmente en desarrollo en el laboratorio de aerodinámica e hipersónica Profesor Henry T. Nagamatsu del Instituto de Estudios Avanzados (IEAv). El dispositivo de entrada de aire del motor *scramjet* tiene como función principal capturar la masa de aire necesaria para realizar una combustión eficiente, y realizar la compresión a través de ondas de choque con ángulos determinados en el diseño de la geometría. A través de cada onda de choque el flujo de aire es desacelerado y comprimido hasta las condiciones adecuadas para la quema de combustible en la cámara de combustión. Debido a la complejidad física del vuelo hipersónico, el sistema de ondas de choque creadas en la sección de compresión es fácilmente perturbado por cambios en las condiciones de vuelo del vehículo. En este trabajo se estudiará teóricamente el comportamiento del flujo de aire a través del dispositivo de entrada del vehículo hipersónico 14-X B, considerando variación del ángulo de ataque alrededor de la condición de diseño del vehículo. El desempeño del dispositivo de entrada de aire es analizado a través de los parámetros de eficiencia de presión total de recuperación, razón de captura de aire, *spillage* e eficiencia de energía cinética adiabática. Los resultados muestran que la mayor presión de recuperación del dispositivo de entrada es conseguida en operación de ángulo de ataque 2.5°, además ángulos de ataque positivos presentaron valores de eficiencia más altos en comparación a condiciones de ángulos de ataque negativos.

---

## 1. INTRODUCCIÓN

El Vehículo Hipersónico Aeroespacial 14-X *waverider* (Figura 1a) es un demostrador tecnológico de un sistema de propulsión hipersónica aspirada basado en la combustión supersónica definida como *scramjet* (*supersonic combustion ramjet*), que es desarrollado en el Laboratorio de Aerotermodinámica e Hipersónica Prof. Henry T. Nagamatsu, del Instituto de Estudios Avanzados (IEAv). El vehículo 14-X *waverider* es diseñado para demostrar la tecnología *scramjet* en un vuelo atmosférico a 30 km de altitud y una velocidad de número de *Mach* 10, incorporando la tecnología *waverider* para proporcionar sustentación al vehículo en el vuelo hipersónico [1]. Durante el proyecto del VHA 14-X fue desarrollada una versión simplificada para análisis teórico-analítica, simulación teórico-numérica e investigación experimental de la geometría del motor *scramjet*. La versión 14-X B (Figura 1b) tiene configuración tipo cuña plana que establece una onda de choque oblicua plana en el borde de ataque, la sección de compresión es formada por 2 rampas de compresión con los mismos ángulos de deflexión del modelo 14-X *waverider*.

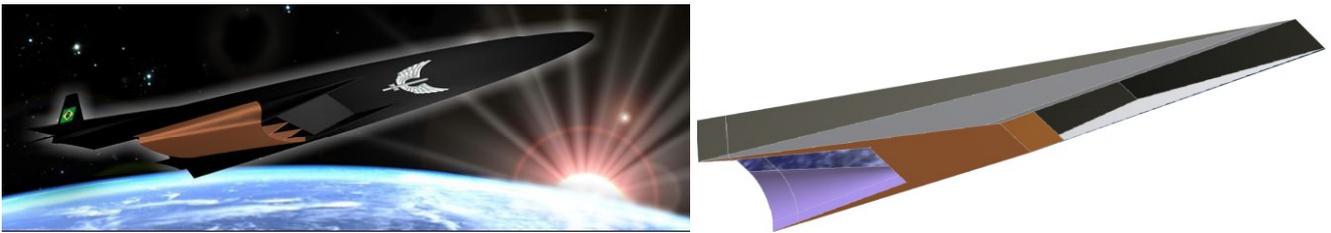


Figura 1: Vehículo Hipersónico Aeroespacial A) 14-X *waverider*. B) 14-X B.

*Scramjet* es un motor estato-reactor aspirado que no posee partes móviles y utiliza ondas de choque para generar la compresión y desaceleración del aire capturado por la sección frontal del vehículo, en la sección de combustión el aire en velocidades supersónicas es mezclado con el combustible y posteriormente la mezcla es encendida para generar la combustión, luego los gases en alta presión y temperatura son expandidos a través de secciones divergentes del sistema de expansión.

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. Actualmente, la propulsión aeroespacial es dominada por los sistemas de propulsión cohete, los cuales necesitan cargar en el interior de su estructura, además del combustible, un oxidante para realizar el proceso de combustión. En general, los sistemas cohete limitan la carga útil a un 6% del peso total del vehículo, ya los sistemas aspirados capturan el oxidante de la atmósfera permitiendo una mayor capacidad de carga útil. 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 2.

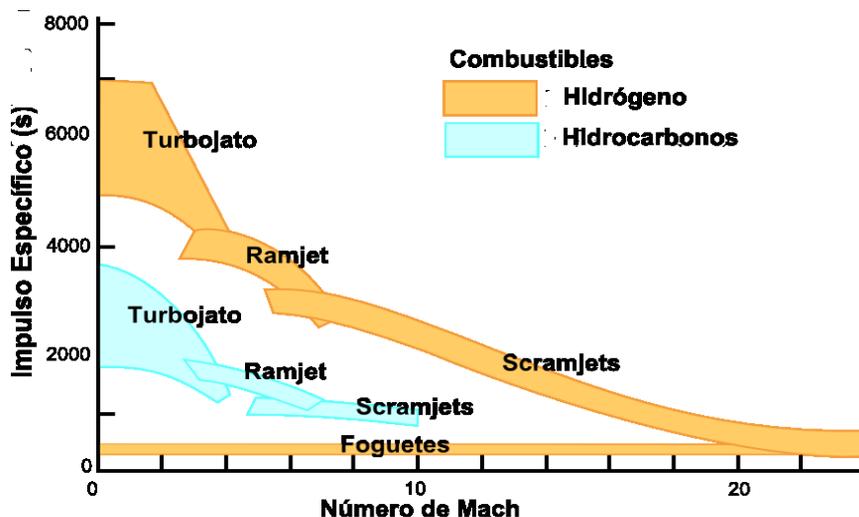


Figura 2: Impulso específico de motores aeroespaciales. Adaptado de [2].

En relación a los motores aspirados, los motores *scramjet* alcanzan mayor número de Mach lo que puede reducir el tiempo de vuelos comerciales de larga distancia. Sin embargo, la operación de los motores *scramjet* es limitada para velocidades supersónicas superiores a número de Mach 5 [2], por debajo de esta velocidad la presión dinámica del aire no es suficiente para lograr la compresión necesaria y el motor *scramjet* tiene dificultades de operación. Consecuentemente, para un vuelo autónomo de un vehículo aeroespacial aspirado es necesario combinar sistemas de propulsión alternativos con capacidad de producir empuje desde la condición estática hasta velocidades hipersónicas.

Debido a sus características de operación el motor *scramjet* es integrado completamente al vehículo aeroespacial evitando cargas estructurales generadas por conexiones motor-fuselaje. Esta estrecha relación entre motor-fuselaje genera una variación de la estabilidad longitudinal del vehículo en función del desempeño del sistema de propulsión. Como el proceso de compresión, y por consiguiente la combustión y expansión, dependen de las condiciones de operación del vehículo (altitud, número Mach y ángulo de ataque), cambios en la actitud y trayectoria del vehículo alteran el desempeño del motor.

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 de un amplio rango de operación del motor. En condiciones normales de operación el dispositivo de entrada debe funcionar en modo *started*, sin embargo, en vehículos hipersónicos una variación en alguna de las condiciones de operación, causa la alteración del sistema de ondas de choque formadas en el dispositivo de entrada formando complejas reflexiones dentro de la cámara de combustión que aumentan la presión del flujo hasta bloquear el paso de aire forzando la operación *unstarted* del motor. En estas condiciones el desempeño del dispositivo de entrada cae drásticamente y el flujo de aire se convierte en inestable [3, 4]. En el presente artículo fue estudiado teóricamente el desempeño del dispositivo de entrada del VHA 14-X B cuando el ángulo de ataque es variado alrededor de la condición ideal de diseño. En la metodología teórica propuesta se incluye un modelo termodinámico del aire en condiciones de equilibrio considerando los efectos de alta temperatura y los efectos viscosos que afectan el campo de flujo en el dispositivo de entrada. El desempeño del dispositivo de entrada es evaluado a través de las propiedades del flujo en la entrada de la cámara de combustión y de los parámetros de eficiencia de razón de captura de aire, factor de presión de recuperación y eficiencia de energía cinética adiabática.

## 2. DESCRIPCIÓN DEL MODELO

La Figura 3 muestra un esquema en 2D de la geometría del dispositivo de entrada del VHA 14-X B y de la nomenclatura adoptada [5]. La sección de compresión es formada por una rampa de compresión con un ángulo de deflexión de  $5.5^\circ$  seguida de una segunda rampa de compresión con ángulo de deflexión de  $14.5^\circ$ . El carenado del motor es posicionado exactamente en la intersección de las ondas de choque formadas por las rampas, y de tal forma que la onda reflejada coincide en el borde superior de la cámara de combustión. El proceso de compresión es realizado principalmente en 2 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 carenado del motor, situada en la garganta del dispositivo (interna).

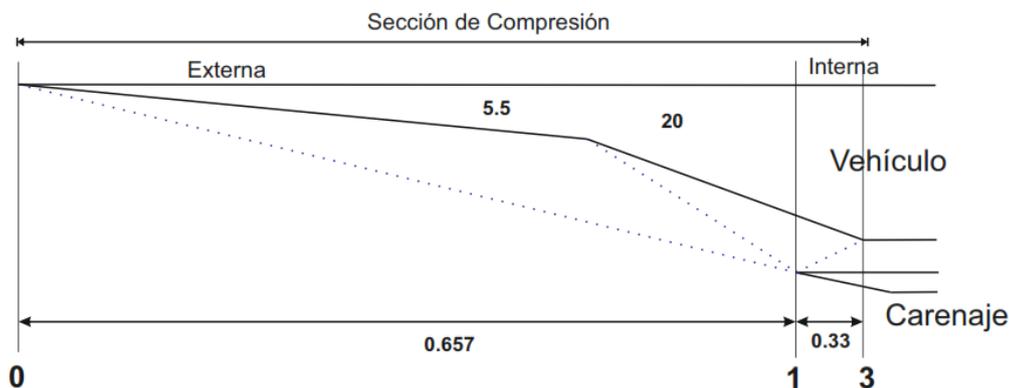


Figura 3: Geometría del dispositivo de entrada del VHA 14-X B.

La compresión externa es realizada a través de 2 ondas de choque oblicuas con origen en las rampas del dispositivo de entrada del vehículo. En condiciones ideales las ondas de choque inciden exactamente en el borde

de ataque del carenado del motor (condición *on-lip*) y son reflejadas en una única onda de choque que realiza la compresión interna del flujo e incide en el borde de la pared superior del motor (condición *on-corner*). La estructura de las ondas de choque de la Figura 3 es generada bajo condiciones determinadas en el diseño, de número de Mach 7, 30 km de altitud sin ángulo de ataque.

Para operación fuera de las condiciones de diseño, las ondas de choque son alteradas y las condiciones de *on-lip* y *on-corner* no son mantenidas, lo que resulta en la alteración del campo de flujo debido a reflexiones indeseadas de las ondas de choque incidentes. La principal consecuencia de estas condiciones es el aumento de presión del flujo en la entrada de la cámara de combustión, que puede provocar la condición de *ustarted* del motor y pérdidas de desempeño por la variación del flujo másico. Para medir la variación en el flujo másico de aire es usado el parámetro de la razón de captura de aire, definida como  $A_c/A_0$  (Figura 4), lo cual determina la cantidad de aire capturado por el sistema de compresión en cualquier condición de operación.

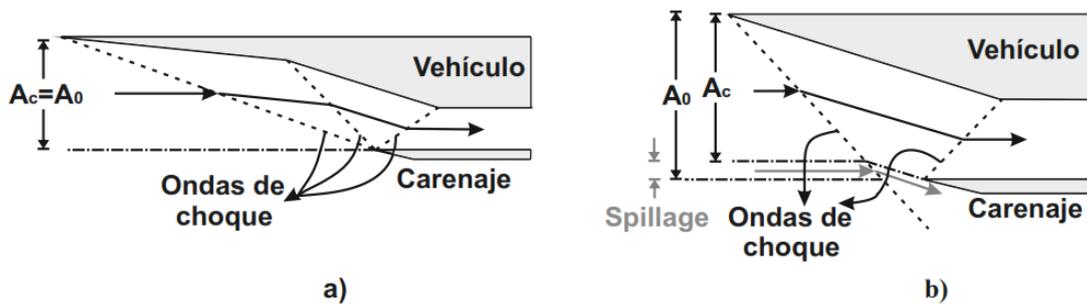


Figura 4: Condiciones de operación del dispositivo de entrada. A) Condiciones de diseño. B) Condiciones fuera de diseño.

En condiciones de diseño las áreas  $A_c$  y  $A_0$  son iguales (ver Figura 4a) y el flujo másico de aire en la cámara de combustión es máximo. En condiciones fuera de diseño estas áreas son diferentes de forma que el flujo de masa capturada por el área  $A_c$ , en la garganta del dispositivo de entrada, es diferente del flujo de masa que atraviesa por el área  $A_0$ , consecuentemente, se produce un derrame de masa de aire conocido como *spillage* (ver Figura 4b) y definido como la diferencia entre las áreas ( $A_0 - A_c$ ).

Un parámetro importante de la eficiencia del dispositivo de entrada es el factor de presión de recuperación (PR), el cual es determinado por la razón entre la compresión total del flujo libre y la presión total al final del proceso de compresión, es decir, en la entrada de la cámara de combustión. El análisis de este parámetro permite cuantificar las pérdidas de presión total del flujo debido al aumento de entropía cuando atraviesa una onda de choque, la pérdida de presión total reduce el momento axial del flujo afectando el desempeño del sistema [6]. La Ecuación (1) define la presión de recuperación del dispositivo de entrada del VHA 14-X B.

$$PR = \frac{P_{t,3}}{P_{t,0}} \quad (1)$$

El subíndice  $t$  hace referencia a la condición total o de estagnación del flujo y los subíndices 0 y 3 a las estaciones de referencia de la Figura 3.

Para medir la eficiencia en dispositivos de entrada también es usado el parámetro de eficiencia de energía cinética adiabática, definida como la razón de energía cinética del flujo si este fuera expandido isentrópicamente para la presión estática del flujo libre a partir del final de la compresión, comparada con la energía cinética del flujo libre original. Para el cálculo de este parámetro es considerado el proceso de compresión sin adición ni pérdida de calor y es dado por:

$$\eta_{KE_{ad}} = \frac{h_{t,0} - h_{s,3}}{h_{t,0} - h_0} \quad (2)$$

donde  $h$  es la entalpia del flujo y el subíndice  $s$  indica el proceso de expansión isentrópica.

### 3. METODOLOGÍA

Las propiedades termodinámicas del flujo a través del dispositivo de entrada del vehículo son calculadas a partir de las ecuaciones de conservación (continuidad, cantidad de movimiento e energía) relacionando los estados anterior y posterior a una onda de choque.

$$\begin{aligned}
 \rho_1 u_1 &= \rho_2 u_2, \\
 p_1 + \rho_1 u_1^2 &= p_2 + \rho_2 u_2^2, \\
 h_1 + \frac{u_1^2}{2} &= h_2 + \frac{u_2^2}{2}
 \end{aligned}
 \tag{3}$$

La naturaleza de las ondas de choque formadas en el dispositivo de entrada es basada en la teoría de onda de choque oblicua [7]. Las propiedades termodinámicas del flujo a través de la onda de choque varían en función de la componente normal de la velocidad ( $u_1$ ) debido a la deflexión del flujo sobre una superficie con ángulo  $\theta$ , como muestra el diagrama de la Figura 5.

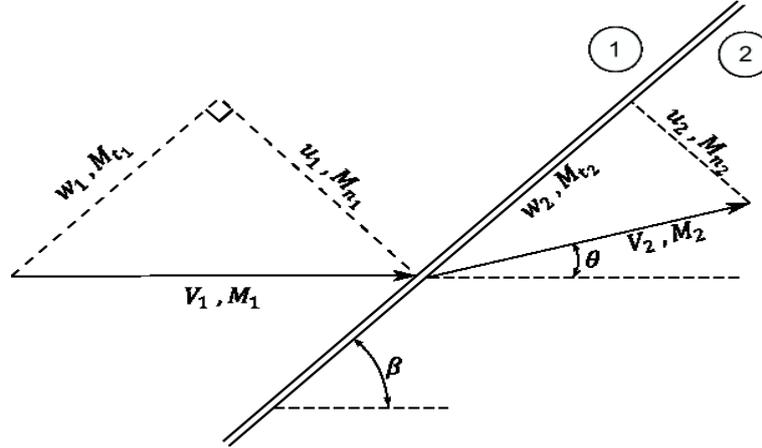


Figura 5: Línea de corriente a través de una onda de choque oblicua.

La componente normal puede ser determinada usando la ecuación (4), la cual es la relación geométrica entre el ángulo de la onda de choque  $\beta$ , con el ángulo de deflexión de la superficie y la razón de la velocidad normal del flujo antes y después de la onda de choque oblicua.

$$\frac{\tan(\beta-\theta)}{\tan\beta} = \frac{u_2}{u_1}
 \tag{4}$$

En vuelo hipersónico, el flujo de aire tiene energía suficiente para activar los diferentes modos de energía de las moléculas cuando es desacelerado, modificando su estructura termodinámica. Los efectos de gas real que se presentan en estas condiciones son considerados con el modelo de aire en equilibrio termodinámico desarrollado por [8], donde las curvas de ajuste simplificadas permiten determinar las propiedades termodinámicas del aire en equilibrio para temperaturas de hasta 25000 K. El método de *shock-capturing* usado por [8] calcula las propiedades del aire considerando los efectos de la variación de los calores específicos a presión y volumen constante, mediante la ecuación (5) de entalpía en función de la presión y densidad

$$h = \frac{p}{\rho} \left[ \frac{\tilde{\gamma}}{\tilde{\gamma}-1} \right]
 \tag{5}$$

La variable  $\tilde{\gamma}$  representa la razón de calores específicos a presión y volumen constante para la condición de equilibrio y es dada por:

$$\tilde{\gamma} = C_1 + C_2 Y + C_3 Z + C_4 YZ + \frac{C_5 + C_6 Y + C_7 Z + C_8 YZ}{1 + \exp[C_9(X + C_{10}Y + C_{11})]}
 \tag{6}$$

En la ecuación (6) las variables  $C_n$  son los coeficientes de ajuste de la curva y los valores de  $X$ ,  $Y$  e  $Z$  son función de la presión y densidad dados por  $y = \log(\rho/1.292)$ ,  $X = \log(p/1.0134 \times 10^5)$  e  $Z = X - Y$ .

La temperatura es calculada en función de la presión y la densidad por medio de la ecuación (7).

$$\log\left(\frac{T}{151.78}\right) = d_1 + d_2 Y + d_3 Z + d_4 YZ + d_5 Z^2 + \frac{d_6 + d_7 Y + d_8 Z + d_9 YZ + d_{10} Z^2}{1 + \exp[d_{11}(Z + d_{12})]}
 \tag{7}$$

Donde  $d_n$  son los coeficientes de ajuste y las variables  $X$ ,  $Y$  e  $Z$  definidas como  $Y = \log(\rho/1.225)$ ,  $X = \log(p/1.0134 \times 10^5)$  e  $Z = X - Y$ .

En regímenes de velocidad supersónicos el crecimiento de la capa limite es más acelerado debido al fenómeno de disipación viscosa [7], esto genera alteraciones en el campo de flujo de la región no viscosa que retroalimentan

la capa límite y afectan su crecimiento en un ciclo conocido como interacción viscosa. El flujo de gas de la región no viscosa interpreta el crecimiento de la capa límite como un aumento de la superficie del cuerpo. Para aproximar los efectos de este fenómeno es aplicada una simplificación en la cual cada superficie de la sección de compresión del VHA 14-X B, aumenta la espesura de su superficie sólida debido a la capa límite, direccionando el flujo con un ángulo de deflexión mayor (Ver Figura 6).

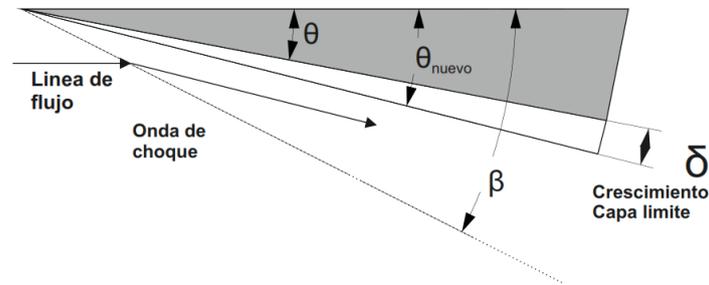


Figura 6: Esquema del crecimiento de la capa límite.

Para calcular el crecimiento de la capa límite  $\delta$  es implementado el método de Chapman Rubesin [9]. Este método predice el crecimiento a lo largo de la superficie en función del número de Mach y del número de *Reynolds* de la región externa de la capa límite, la ecuación (8) representa la razón del crecimiento de la capa límite en relación a la distancia de la superficie.

$$\frac{\delta^*}{x} = \sqrt{\frac{C^*}{Re_{1,x}}} \left( 1.72 + 2.21 \frac{\gamma-1}{2} M_1^2 + 1.93 \frac{T_w - T_{aw}}{T_1} \right) \quad (8)$$

En la ecuación encima  $C^*$  es la constante de *Chapman-Rubesin*,  $Re$  es el número de *Reynolds*,  $x$  es la coordenada tangencial a la pared y los subíndices  $\infty$ ,  $w$  e  $aw$  establecen las condiciones externas a la capa límite, de temperatura de pared y de temperatura de pared adiabática respectivamente.

Para obtener la solución del campo de flujo, las ecuaciones (3-8) son implementadas dentro de una rutina computacional para determinar las propiedades del flujo a cada onda de choque oblicua generada por el dispositivo de entrada. Este sistema de ecuaciones no permite obtener una solución cerrada de cada una de sus variables por lo que es necesario determinar una metodología de solución. Para este proceso, inicialmente es determinado el ángulo de la onda de choque  $\beta$  a partir del agulo de inclinación de la superficie  $\theta$  utilizando las ecuaciones (3-7), luego los resultados de la región 2 son usados para determinar el crecimiento de la capa límite  $\delta$  ecuación (8), posteriormente, este valor en términos angulares es usado para definir el nuevo ángulo de inclinación de la superficie  $\theta_{novo}$ . Este proceso es repetido hasta que las propiedades del flujo de dos cálculos consecutivos sean iguales o alcancen un valor de convergencia predeterminada.

#### 4. RESULTADOS

El dispositivo de entrada del VHA 14-X B fue estudiado teóricamente con variación del ángulo de ataque (AoA) entre  $-5.5^\circ$  a  $5.5^\circ$ , con velocidad y altitud constantes como muestra los valores de la Tabla 1. La razón del estudio variando únicamente el AoA es analizado considerando que los cambios longitudinales del vehículo (cabeceo) ocurren en intervalos de tiempo más cortos que el tiempo para cambiar la trayectoria o variar la velocidad del vehículo, en cuyos casos también sería modificado el comportamiento del dispositivo de entrada.

AoA	$M_0$	$p_0$	$T_0$
$0^\circ$	7	1197 [Pa]	226.5 [K]
$-2.5^\circ$			
$-5.5^\circ$			
$2.5^\circ$			
$5.5^\circ$			

Tabla 1: Condiciones iniciales del flujo libre para los casos estudiados.

En la Figura 7a) es graficada la posición de cada onda de choque oblicua generada por el dispositivo de entrada del VHA 14-X B, las cuales fueron calculadas bajo condiciones normales de diseño. Se puede identificar

claramente 2 ondas de choque (líneas azules) generadas en la sección de compresión externa que convergen en el carenado del motor resultando en la condición *on-lip*, también es observada la onda reflejada en la sección de compresión interna en la condición *on-corner*. Como primer resultado de la metodología de cálculo utilizada en este trabajo fue encontrada una leve alteración de la posición de la onda choque reflejada como puede ser observado en la Figura 7b) perdiendo la condición de *on-corner*. Este resultado era esperado teniendo en cuenta que la geometría y dimensionamiento utilizados (Figura 3) en la metodología son determinados considerando el flujo como un gas calóricamente perfecto, por lo tanto, los resultados obtenidos por la metodología de este trabajo, considerando efectos de gas en equilibrio termodinámico y crecimiento de la capa límite, modifican la estructura de las ondas de choque del dispositivo de entrada.

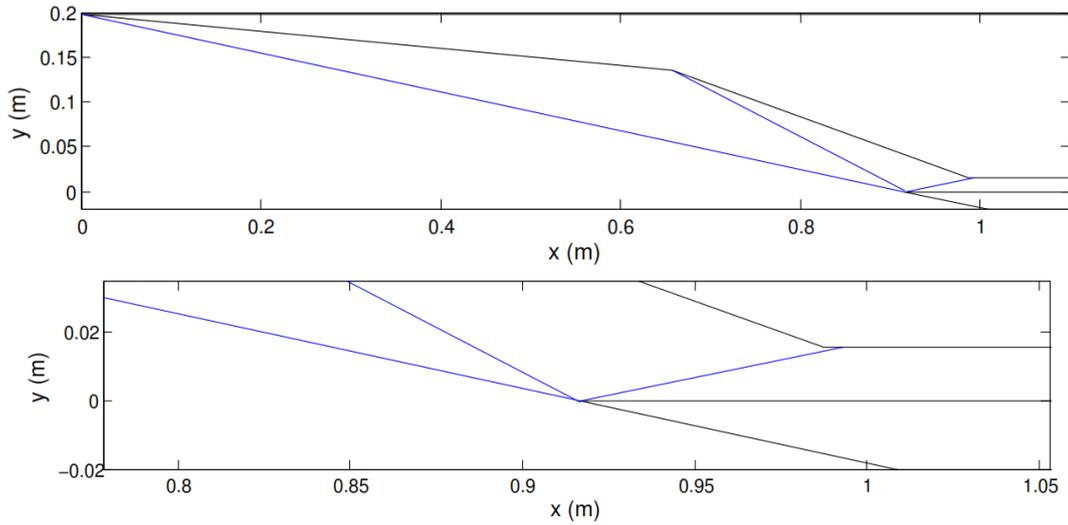


Figura 7: Ondas de choque generadas en el dispositivo de entrada del VHA 14-X B para condiciones de proyecto. A) modelo de flujo calóricamente perfecto. B) Modelo de flujo en equilibrio termodinámico.

Adicionalmente, fue obtenido el comportamiento del flujo en el dispositivo de entrada para las condiciones normales de diseño, presentado a través de la distribución de presión, temperatura y número de Mach del flujo de la Figura 8. Observando las curvas de presión y temperatura puede identificarse un aumento escalonado de las propiedades a medida que el flujo avanza en el dispositivo de entrada, donde cada escalón representa la discontinuidad que sufre el flujo a través de cada onda de choque.

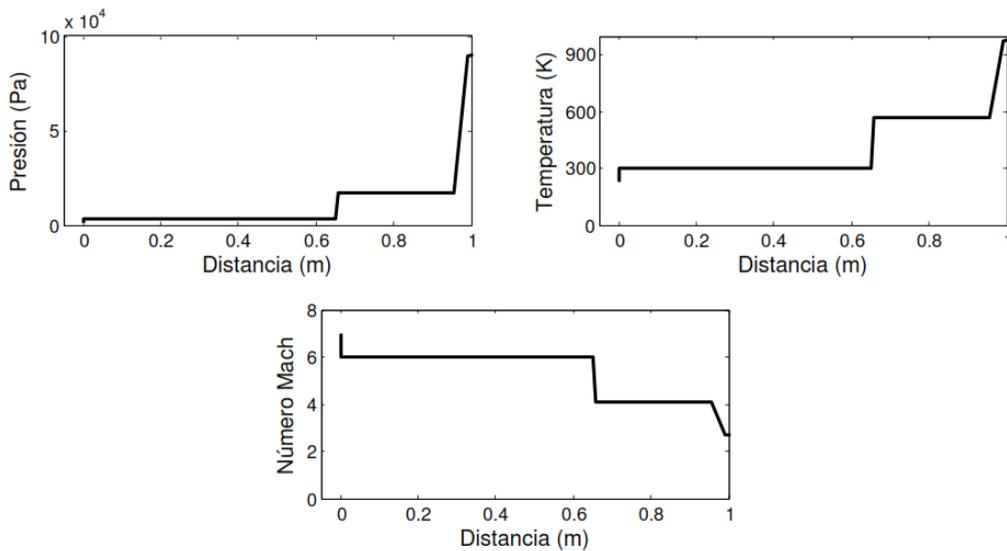


Figura 8: Propiedades termodinámicas y número de Mach del flujo en dispositivo de entrada del VHA 14X-B para condición de diseño.

La onda de choque reflejada en el borde de ataque del carenado del motor es representada en cada una de las curvas por el último escalón, en este punto el flujo experimenta una mayor variación correspondiente a un aumento de la presión y temperatura, y una disminución de número de Mach, esto indica que la onda de choque reflejada es más intensa en relación a las ondas de choque incidentes producidas en las rampas de compresión. En porcentajes, la onda de choque reflejada produce el 81% de la compresión del dispositivo de entrada.

La Figura 9 muestra la posición de las ondas de choque del dispositivo de entrada del VHA 14-X B bajo las condiciones de AoA estudiadas. Para AoA negativos (Figuras 9a. y 9b.) el ángulo de deflexión efectivo de la primera rampa disminuye en relación a la dirección del flujo libre, en condición de AoA de -5.5 la primera rampa del dispositivo es alineada con la dirección del flujo libre por consiguiente no hay formación de onda de choque (ver Figura 9b). Debido a la disminución del ángulo de deflexión efectivo, el flujo en el dispositivo de entrada tiene una mayor velocidad generando ondas de choque más agudas en la segunda rampa y en el carenado del motor (Figuras 9a y 9b). En cada caso la onda de choque reflejada es desplazada para el interior de la cámara de combustión perdiendo la condición *on-corner*. Dependiendo del AoA (negativo) la onda de choque reflejada incide más internamente en la cámara de combustión, provocando una nueva reflexión de la onda que se desplazará en la dirección del flujo causando inestabilidad en el flujo y alterando las propiedades en la cámara de combustión.

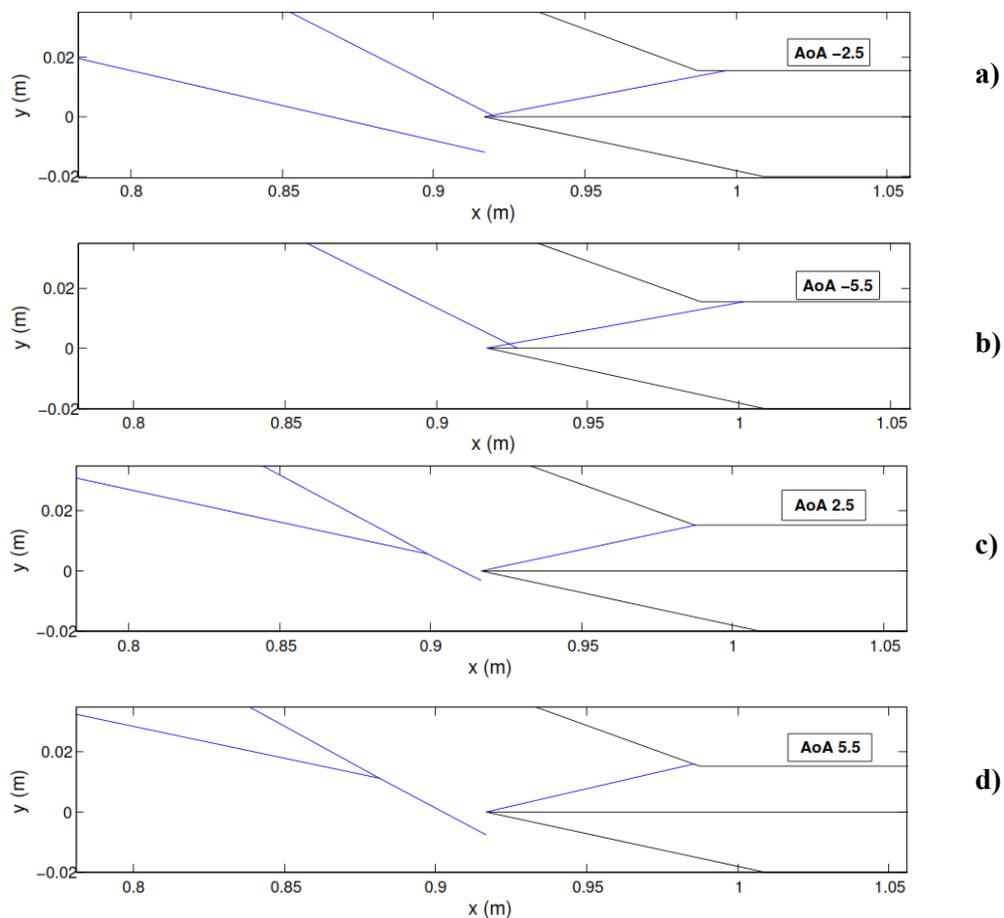


Figura 9: Ondas de choque generadas en el dispositivo de entrada del VHA 14-X B para condiciones de AoA negativos a) y b). AoA positivos c) y d).

De igual forma la onda de choque de la segunda rampa, sin condición *on-lip*, y la onda de choque reflejada, se interceptan cerca al borde de ataque del carenado, que puede provocar una alteración del campo de flujo. En cualquiera de los dos casos el flujo de masa de aire es alterado produciendo *spillage* en el dispositivo de entrada.

Por otro lado, para AoA positivos (Figuras 9c. y 9d.), el vehículo aumenta su área de exposición al flujo libre, de la misma forma que aumenta el ángulo de deflexión efectivo de la primera rampa del dispositivo de entrada. Esto produce una mayor desaceleración del flujo resultando en una onda de choque más abierta para la segunda rampa de compresión. Esta situación genera la intersección de las ondas de choque en una región próxima al

borde de ataque del carenado perdiendo la condición de *on-lip* del dispositivo, como es mostrado en las Figuras 9c y 9d. Posterior a la intersección de ondas es formada una onda de choque resultante pasando por bajo del carenado del motor y una porción del flujo de masa de aire capturado, proporcional al AoA, es derramado (*spillage*) cerca del borde de ataque del carnaje.

Un resultado interesante es observado en la condición AoA de 2.5, donde la onda de choque reflejada se encuentra en la condición *on-corner*, lo que implica que en estas condiciones el flujo dentro de la cámara de combustión debe ser estable y homogéneo. Para el caso de AoA de 5.5, la onda de choque reflejada incide sobre la pared de la segunda rampa del dispositivo de entrada lo que puede provocar un tren de ondas de expansión con origen en el borde superior de la cámara de combustión produciendo una región de comportamiento complejo del flujo.

La Figura 10 muestra la distribución de presión, temperatura y número de Mach a través del dispositivo de entrada del VHA 14-X B en las condiciones de AoA estudiadas. Las curvas presentan un perfil similar del proceso de compresión, pero con diferentes magnitudes para cada condición de AoA. El valor de la magnitud de cada una de las curvas es relacionado a la variación del ángulo de deflexión efectivo de la primera rampa. Por tanto, para AoA negativos la presión y temperatura del flujo son menores a las obtenidas en condición de diseño y para AoA positivos estas propiedades son mayores. Para el caso del número de Mach el comportamiento es completamente contrario siendo más alto para ángulos negativos y más bajo para ángulos positivos.

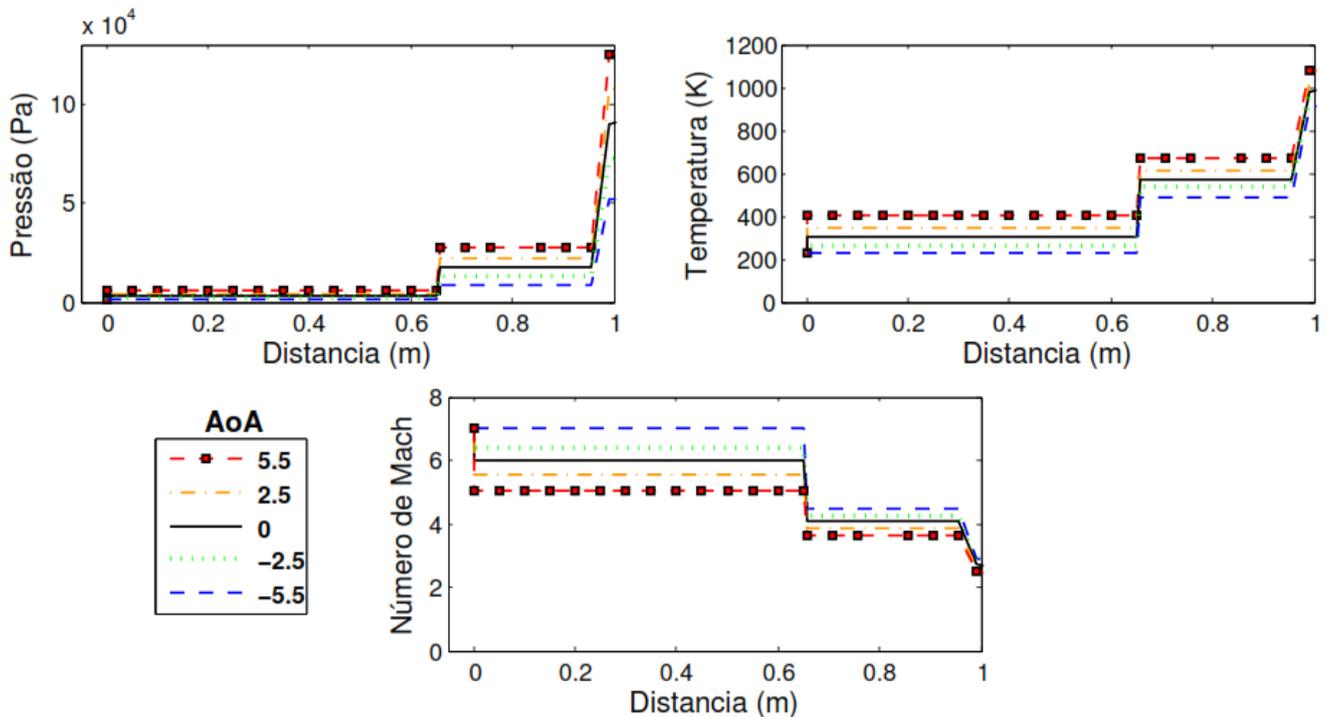


Figura 10: Propiedades termodinámicas y número de Mach del flujo en dispositivo de entrada del VHA 14X-B para condiciones de AoA.

Observando los valores de temperatura y número de Mach en la entrada de la cámara de combustión (estación 3 de la Figura 3), puede notarse que los resultados están en un rango mucho más estrecho en relación al rango de presiones de las diferentes condiciones de AoA. En la referencia [10] el autor señala el tiempo de ignición y el tiempo para completar las reacciones de la combustión como algunas de las limitaciones en el diseño de la cámara de combustión. A través de un cálculo numérico el autor define que la distancia de ignición depende mayormente de la temperatura, para una determinada velocidad, y que la distancia para la reacción depende fuertemente de la presión y la temperatura. Consecuentemente, los resultados obtenidos para el dispositivo de entrada del VHA 14-X B indican que la longitud para las reacciones puede ser un parámetro muy inestable en condiciones de AoA, debido a las grandes variaciones de la presión a del flujo a la entrada de la cámara de combustión.

Como comentado en el capítulo anterior, los efectos del crecimiento de la capa límite sobre el flujo, pueden ser aproximados a través del aumento del ángulo de deflexión de las rampas del dispositivo de entrada. De esta forma, la Tabla 2 presenta los resultados del crecimiento de la capa límite, en términos angulares, para las condiciones de

AoA estudiadas en este trabajo. Se puede observar que el crecimiento de la capa limite varia levemente de un caso para otro y en comparación con las dimensiones reales de cada rampa, puede ser despreciado para las condiciones acá consideradas.

AoA	1ª Rampa ( $\theta = 5.5^\circ$ )	2ª Rampa ( $\theta = 14.5^\circ$ )
$0^\circ$	$5.696^\circ$	$14.595^\circ$
$-2.5^\circ$	$5.740^\circ$	$14.612^\circ$
$-5.5^\circ$	$5.598^\circ$	$14.641^\circ$
$2.5^\circ$	$5.662^\circ$	$14.582^\circ$
$5.5^\circ$	$5.631^\circ$	$14.573^\circ$

Tabla 2: Crecimiento de la capa limite en términos angulares sobre las rampas del dispositivo de entrada para condiciones de AoA.

La Figura 11 presenta los parámetros de *spillage*, razón de captura de aire, factor de presión de recuperación y eficiencia de energía cinética adiabática del dispositivo de entrada, para condiciones de ángulo de ataque positivos y negativos. En condiciones de ángulo de ataque nulo la razón de captura de aire es máxima ya que el área nominal de captura  $A_c$  es igual a el área efectiva de captura  $A_0$ , por lo tanto, en esta condición no hay *spillage* en el dispositivo de entrada. La curva de *spillage* muestra que para ángulos de ataque positivos hay un mayor derrame de masa de aire debido a que en estas condiciones la onda de choque producida por la primera rampa es posicionada más alejada del borde de ataque del carenado. Por otro lado, en la curva de  $A_0/A_c$  se puede notar que para la condición de AoA  $-5.5^\circ$  la eficiencia de captura de aire es máxima, así como para AoA  $0$ , sin embargo, el flujo másico de aire en la cámara de combustión no es igual en los dos casos, de hecho, para AoA  $-5.5^\circ$  el flujo másico es menor debido a la disminución del área nominal de la sección de compresión  $A_0$  y del área efectiva de captura  $A_c$  como muestra las gráficas de la figura 12.

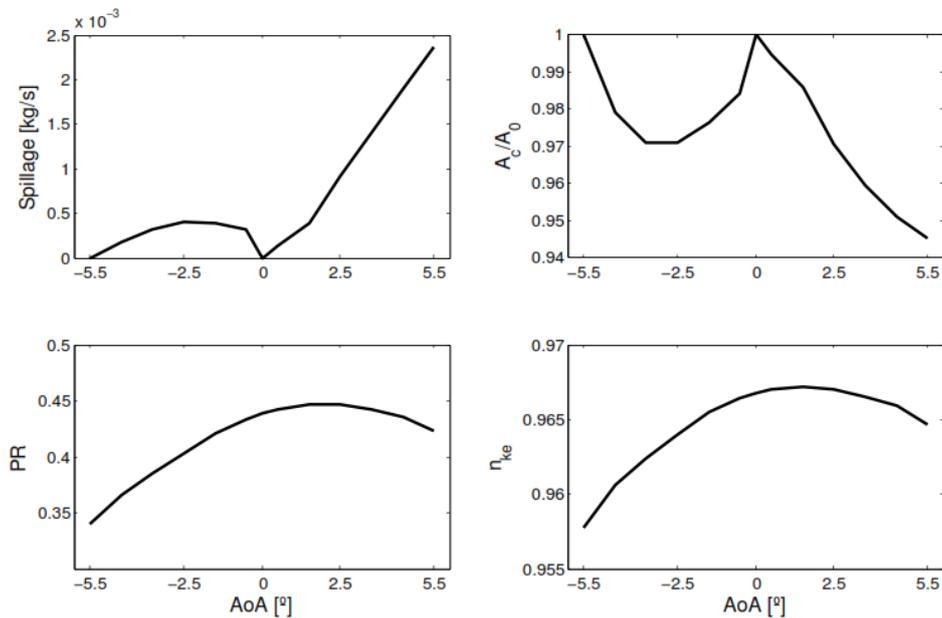


Figura 11: Parámetros de eficiencia del dispositivo de entrada del VHA 14-X B en función del AoA.

Adicionalmente, la curva del comportamiento del factor de recuperación PR muestra la condición de AoA  $-5.5^\circ$  como la condición con mayor pérdida de presión total, y la condición de AoA de  $2.5^\circ$  con mejor eficiencia de compresión, por encima de la eficiencia de la condición de proyecto. Ya para ángulos de ataque positivos mayores el factor de recuperación disminuye gradualmente. Este mismo comportamiento es observado en los resultados de eficiencia de energía cinética adiabática, pero con valores mucho más altos de eficiencia.

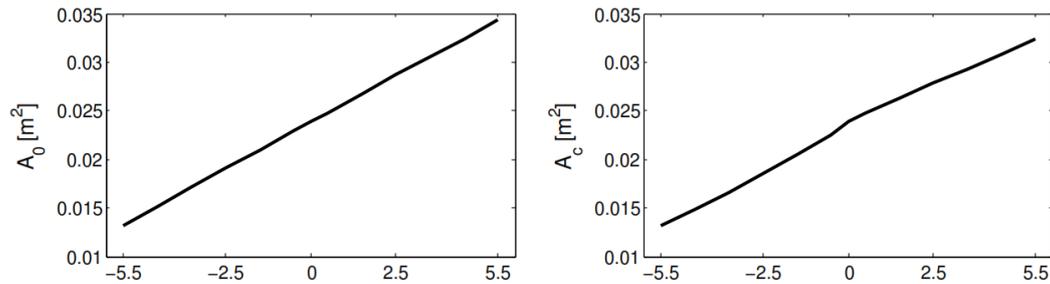


Figura 12: Área de captura y área efectiva de captura del dispositivo de entrada del VHA 14-X B en función del AoA.

## 5. CONCLUSIONES

Fue analizado teóricamente el flujo de aire a través del dispositivo de entrada del VHA 14-X B en condiciones de ángulo de ataque positivos y negativos. El desempeño del dispositivo de entrada fue evaluado a través de las propiedades del flujo en la entrada de la cámara de combustión y de los parámetros de eficiencia de razón de captura de aire, factor de presión de recuperación y eficiencia de energía cinética adiabática. Los resultados muestran la condición de AoA de  $2.5^\circ$  con mejor eficiencia de compresión, por encima de la eficiencia de la condición de proyecto. Para condición de AoA de  $2.5$  la onda de choque reflejada se encuentra en la condición *on-corner*. Las propiedades del flujo a través del dispositivo de entrada varían en relación al AoA, siendo mayores para ángulos positivos y menores para AoA negativos.

## REFERENCIAS

- [1] T. C. Rolim, "Experimental Analysis of a Hypersonic Waverider," *Instituto Tecnológico de Aeronáutica*, p. 120 f., 2009.
- [2] F. S. Ronald, "A century of Ramjet Propulsion Technology Evolution," *Journal of Propulsion and Power*, pp. 20(19):57-58, 2004.
- [3] S. Shu, Z. Hongying, C. Keming e W. Yizhao, "The Full Flowpath Analysis of a Hipersonic Vehicle," *Chinese journal of Aeronautics*, n° 20, pp. 385-393, 2007.
- [4] D. H. Scott, "Wind-tunnel blockage and actuation systems test of a two-dimensional scramjet inlet unstart model at Mach 6," *NASA-TM-109152*, 1994.
- [5] W. H. Heiser e D. T. Pratt, *Hypersonic Airbreathing Propulsion*, Washington D.C.: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1994.
- [6] C. Segal, *The Scramjet Engine Processes and Characteristics*, new York: Cambridge University Press, 2009.
- [7] J. D. Anderson, *Modern Compressible Flow with historical perspective*, 3 ed., Washington: McGraw Hil series in aeronautical and aerospace engineering, 2003.
- [8] J. Tannehill e P. Mugge, *Improve Curves Fits for the Thermodynamic Properties of Equilibrium Air Suitable for Numerical Computation Using Time-Dependent or Shock-Capturing Methods*, Ames: Iowa State University, 1974.
- [9] D. R. Chapman, D. M. Kuehn e H. K. Larson, "Investigation of separated flows in supersonic and subsonic streams with emphasis on the effect of transition," National Advisory Committee for Aeronautics, 1957.
- [10] N. K. Smart, "Scramjet Inlets," *High Speed Propulsion: Engine Design - Integration and Thermal Management*, n° 9, pp. 9-1;9-24, 2010.