



*Mens Agitat* 20 (2025) 5-18

ISSN 1809-4791

5

## **Estudo analítico de um demonstrador scramjet de admissão interna simétrica**

### **Analytical study of a symmetrical internal intake scramjet demonstrator**

Tiago Aleixo de Araújo<sup>1</sup>, Ítalo Sabino Arrais Bezerra<sup>2</sup>, Sandi Itamar Schafer de Souza<sup>1</sup>, Heidi Korzenowski<sup>3</sup>, George Santos Marinho<sup>1</sup>, Paulo Gilberto de Paula Toro<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup> Universidade Federal do Rio Grande do Norte (UFRN). Escola de Ciências e Tecnologia (ECT). Programa de Pós-Graduação em Engenharia Aeroespacial (PPGEA). Av. Senador Salgado Filho, 3000. Campus Universitário. Lagoa Nova. CEP 59.078-970. Natal (RN), Brasil.

**E-mails:** aleixo.tiago@gmail.com, sandisouza99@gmail.com, george.marinho@ufrn.br, toro11pt@gmail.com

<sup>2</sup> Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA). Programa de Pós-Graduação em Ciências e Tecnologias Espaciais (PG-CTE). Praça Marechal Eduardo Gomes, 50. Vila das Acácias. CEP 12.228-900. São José dos Campos (SP), Brasil.

**E-mails:** italosb94@hotmail.com, toro11pt@gmail.com

<sup>3</sup> Universidade do Vale do Paraíba (UNIVAP). Faculdade de Engenharias, Arquitetura e Urbanismo (FEAU). Av. Shishima Hifumi, 2911. Urbanova. CEP 12.244-390. São José dos Campos (SP). Brasil.

**E-mails:** heidi.korzenowski@gmail.com

#### **Resumo**

Um estudo conceitual de um sistema de propulsão aspirada baseada em combustão supersônica (tecnologia scramjet), para voar a altitude de 30km em velocidade de 2050m/s

(correspondente a número de Mach 6,8) foi desenvolvido. Foi utilizada uma abordagem de engenharia (metodologia teórico-analítica) para projetar o demonstrador scramjet. A teoria de onda de choque oblíqua, teoria de adição de calor unidimensional de Rayleigh em seção de área constante sem considerar a adição do fluxo de massa do combustível, e a teoria de razão de área acoplada à teoria de expansão de Prandtl Meyer foram utilizadas na seção de compressão, seção da câmara de combustão e seção de expansão, respectivamente. Foram consideradas como hipóteses simplificadoras, ar atmosférico como sendo gás perfeito e desconsiderando efeitos viscosos, portanto, sem presença de camada limite. A seção de compressão foi projetada com a configuração de admissão interna simétrica, tendo uma rampa inferior e outra superior espelhadas entre si. No bordo de ataque das duas rampas (superior e inferior) são estabelecidas uma ondas de choque oblíqua incidentes, caracterizando choque on-lip, e três ondas de choque refletidas onde a terceira onda de choque refletida incide na entrada da câmara de combustão, caracterizando shock-on-shock. O escoamento de ar atmosférico entra na seção de compressão com velocidade supersônica (2050m/s), e diminui para velocidade sônica à medida que experimenta as ondas de choque oblíquas incidente e refletidas promovendo o aumento as propriedades termodinâmicas (pressão, temperatura e massa específica). Na câmara de combustão o escoamento de ar chega em velocidade supersônica e com temperatura suficiente para causar a queima espontânea do combustível hidrogênio. Verificou-se que, sem a injeção de combustível (condição power-off), a velocidade do escoamento após a expansão dos gases é inferior à velocidade de voo do veículo scramjet, uma vez que existem perdas associadas ao aumento da entropia. Porém a injeção de combustível, em velocidade sônica, e a mistura com o escoamento supersônico em velocidade supersônica (condição power-on) provoca a queima da mistura ar atmosférico-combustível hidrogênio, com aumento da energia interna, promovendo que, a velocidade no bordo de fuga da seção de expansão dos gases, produtos da combustão, é superior à velocidade de voo do veículo scramjet mostrando que nessas condições o demonstrador da combustão supersônica (tecnologia scramjet) gera empuxo não instalado.

**Palavras-chave:** propulsão supersônica aspirada, combustão supersônica, scramjet, compressão admissão interna simétrica, abordagem de engenharia, análise teórico-analítica.

### **Abstract**

A conceptual study of an airbreathing propulsion system based on supersonic combustion (scramjet technology), to fly at an altitude of 30km at a speed of 2050m/s (corresponding to Mach number 6.8) was developed. An engineering approach (theoretical-analytical methodology) was used to design the scramjet demonstrator. The oblique shock wave theory, Rayleigh's one-dimensional heat addition theory in constant section area without considering the addition of fuel mass flow, and the area ratio theory coupled to Prandtl Meyer's expansion theory were used in the compression section, combustion chamber section and expansion section, respectively. As simplifying hypotheses, atmospheric air was considered to be a perfect gas and disregarding viscous effects, therefore, without the presence of a boundary

layer. The compression section was designed with a symmetrical internal intake configuration, with a lower and an upper ramp mirroring each other. On the leading edge of the ramps (top and bottom), incident oblique shock waves are established, characterizing a shock on-lip, and subsequently, three reflected shock waves are established where the third reflected shock wave hits the combustion chamber entrance, characterizing shock on-corner. The atmospheric air flow enters the compression section at hypersonic speed (2050m/s), and decreases to supersonic speed as it experiences incident and reflected oblique shock waves, promoting an increase in thermodynamic properties (pressure, temperature and density). In the combustion chamber, the air flow arrives at supersonic speed and with sufficient temperature to cause the spontaneous and stoichiometric burning of the hydrogen fuel. It was found that, without fuel injection (power-off condition), the flow speed after gas expansion is lower than the flight speed of the scramjet vehicle, since there are losses associated with the increase in entropy. However, the injection of fuel, at sonic speed, and the mixture with the supersonic flow at supersonic speed (power-on condition) causes the burning of the atmospheric air-hydrogen fuel mixture, with an increase in internal energy, promoting that the speed at the edge of escape from the gas expansion section, products of combustion, is higher than the flight speed of the scramjet vehicle, showing that in these conditions the supersonic combustion demonstrator (scramjet technology) generates uninstalled thrust.

**Keywords:** hypersonic airbreathing propulsion, supersonic combustion; scramjet; symmetrical internal compression system, engineering approach, theoretical-analytical analysis.

## 1. INTRODUÇÃO

O sistema de propulsão aspirada baseada em combustão supersônica (tecnologia scramjet) possibilita que uma aeronave voe na atmosfera densa (abaixo de 60 km de altitude) em velocidade hipersônica (acima de cinco vezes a velocidade de som local). A tecnologia scramjet vem sendo pesquisada, desde a década de 1950, em diversos países (Curran, 2001; Fry, 2004) e tem potencial em aplicações civis (transporte de passageiros e acesso ao espaço) e militar (vigilância territoriais e mísseis), oferecendo voo de longa distância, maior manobrabilidade e melhor desempenho em acesso ao espaço (Van Wie et al., 2005).

Somente, em 2002 a combustão supersônica foi demonstrada com sucesso, em voo experimental do scramjet HyShot II desenvolvido na Universidade de Queensland da Austrália, em velocidade correspondente a número de Mach aproximadamente 7,6 queimando hidrogênio por

cerca de 6 segundos (Paull et al., 2005; Hass et al., 2005).

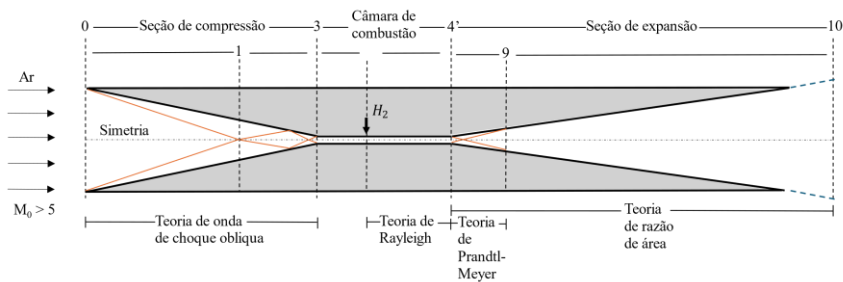
Em 2004, a NASA realizou dois voos, com sucesso, do scramjet X-43A, em velocidades correspondentes aos números de Mach 7 e 10, queimando hidrogênio, por aproximadamente 10 segundos (Marshall et al., 2005).

Entre 2010 a 2013, a U.S. Air Force realizou 4 voos do scramjet X-51A, com relativo sucesso, sendo o último X-51A voou cerca de 210 segundos, queimando hidrocarboneto, em velocidade correspondente a número de Mach 5,1 (Rondeau e Jorris, 2013).

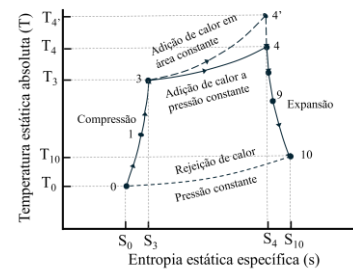
Em 2021, foi realizada a operação Cruzeiro onde o scramjet 14-X S demonstrou, pela primeira vez no Brasil, a combustão supersônica durante voo atmosférico, queimando hidrogênio (FAB, 2021).

### 1.1 Características de um demonstrador da combustão supersônica

De acordo com a terminologia apresentada por Heiser e Pratt (1994), um veículo scramjet pode ser dividido em seção de compressão, seção de combustão e seção de expansão (Fig. 1a). Essa terminologia facilita o entendimento de fenômenos hipersônicos, permitindo que sejam feitas estimativas de propriedades termodinâmicas do escoamento, como pressão, temperatura, massa específica, velocidade do som, necessárias às estimativas de empuxo do sistema de propulsão



**Figura 1a.** Terminologia de um veículo scramjet.

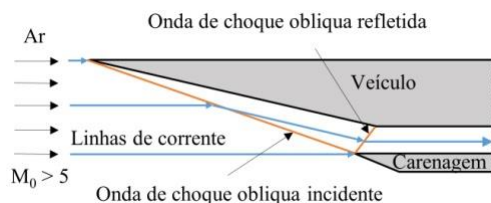


**Figura 1b.** Ciclo Brayton.

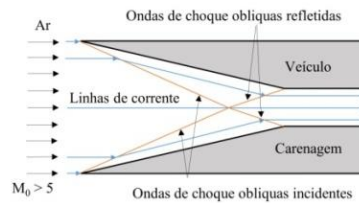
Figuras 1a e 1b interpretação baseada em Heiser e Pratt (1994).

Heiser e Pratt (1994) apresentaram três configurações básicas (bidimensionais) de sistema de compressão: sistema de compressão mista externa e interna (Fig. 2a), sistema de compressão de admissão interna simétrica (Fig. 2b), e sistema

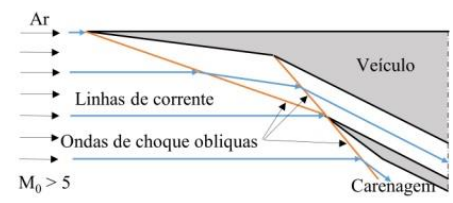
de compressão externa (Fig. 2c). A terminologia apresentada (Fig. 1a) por Heiser e Pratt (1994) pode ser aplicada às demais configurações.



**Figura 2a.** Compressão mista externa e interna



**Figura 2b.** Compressão de admissão interna simétrica



**Figura 2c.** Compressão externa

Figuras 2a, 2b e 2c interpretação baseada em Heiser e Pratt (1994).

Devido a escoamentos complexos e dificuldades de operabilidade em condições fora da condição de projeto, a configuração de sistema de compressão mista externa e interna (Fig. 2a) é a configuração mais simples, e foi utilizada nos demonstradores scramjet HyShot II (Paull et al.,

2005; Hass et al., 2005), no X-43A (Marshall et al., 2005), no X-51A (Rondeau e Jorris, 2013) e no 14-X S (FAB, 2021).

Porém, Heiser e Pratt (1994) reportam que a configuração da compressão de admissão interna simétrica (Figs. 1a e 2b) proporciona, mesmo fora

da condição de projeto, que todo o ar capturado é canalizado para o interior da câmara de combustão, produzindo escoamento uniforme, com maior eficiência de compressão. Lorrain et al. (2012) utilizaram essa geometria, de compressão admissão interna simétrica, em um estudo investigativo em um tubo de choque onde avaliaram a formação de radicais livres da mistura combustível e ar atmosférico em zonas de reação logo após as ondas de choque oblíquas que facilitam a ignição (*radical farming*), uma simulação numérica dessa geometria foi desenvolvida e obteve-se resultados semelhantes.

Araújo et al. (2021a) desenvolveram investigação numérica comparativa da compressão mista e interna simétrica obtendo resultados parecidos, embora a configuração interna simétrica apresente a eficiência da compressão adiabática e energia cinética ligeiramente superior.

## 1.2 Análise conceitual de um demonstrador scramjet de admissão interna

O presente artigo apresenta o projeto conceitual de um scramjet considerando a seção de compressão com configuração de admissão interna simétrica (**Fig. 1a**), com uma rampa na seção de compressão (espelhada pela linha de simetria) para demonstrar a combustão supersônica, queimando hidrogênio, na altitude de 30 km em velocidade de 2050 m/s, correspondente ao número de Mach 6,8. O ângulo da rampa de compressão foi determinado satisfazendo as condições para a autoignição da mistura ar atmosférico-combustível hidrogênio na câmara de combustão, considerando que a onda de choque oblíqua incidente estabeleça três ondas de choque oblíquas refletidas.

Foi aplicado nas seções de compressão, da câmara de combustão e de expansão (**Fig. 1a**), respectivamente, a teoria de onda de choque oblíqua, teoria (Rayleigh) de adição de calor em escoamento unidimensional com seção de área

constante (portanto com aumento de pressão), sem considerar a adição de massa de combustível (**estação 4', Fig. 1b**), e teoria de razão de área. Estas teorias não consideram os efeitos viscosos, provenientes da camada limite. Além disso, considera-se o ar com comportamento de gás perfeito, sem os efeitos das altas temperaturas (dissociação das moléculas e ionização dos átomos). Portanto, obtém-se um conjunto de equações fechadas, funções da velocidade de voo e/ou do escoamento (número de Mach), da razão do calor específico a pressão e volume constantes e das propriedades termodinâmicas do ar atmosférico na altitude de voo do veículo, que podem ser encontradas em qualquer livro texto de mecânica dos fluidos, e.g., o livro texto de Anderson (2020).

## 2. METODOLOGIA

### 2.1 Determinação do ângulo da rampa de compressão

O escoamento hipersônico capturado pela seção de compressão de admissão interna simétrica do demonstrador estabelece uma onda de choque oblíqua incidente, nos bordos de ataque superior e inferior, devido ao ângulo  $\theta$  nas rampas superior e inferior da seção de compressão (**Fig. 1a**). Conhecido o ângulo do bordo de ataque ( $\theta$ ), da velocidade de voo (número de Mach) ( $M_1$ ) e da razão dos calores específicos ( $\gamma$ ), a relação  $\beta$ - $\theta$ - $M$  permite calcular, iterativamente, o ângulo ( $\beta$ ), dada por Anderson (2020).

Determinado o ângulo da onda de choque oblíqua incidente ( $\beta$ ) é possível calcular o número de Mach ( $M_2$ ) do escoamento após a onda de choque oblíqua incidente e a razão das propriedades termodinâmicas (pressão  $p$ , massa específica  $\rho$  e temperatura  $T$ ) utilizando a equação 1 apresentadas por (Anderson, 2020).

$$\tan \theta = 2(\cotg \beta) \left[ \frac{(M_1 \text{sen} \beta)^2 - 1}{M_1^2 (\gamma + \cos 2\beta) + 2} \right] \quad M_2 = \frac{\sqrt{\frac{(M_1 \text{sen} \beta)^2 + \frac{2}{\gamma-1}}{\frac{2\gamma}{\gamma-1} (M_1 \text{sen} \beta)^2 - 1}}}{\text{sen}(\beta - \theta)} \quad (1)$$

$$\frac{p_2}{p_1} = 1 + \frac{2\gamma}{(\gamma + 1)} [(M_1 \text{sen} \beta)^2 - 1] \quad \frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{(\gamma + 1)(M_1 \sin \beta)^2}{(\gamma - 1)(M_1 \sin \beta)^2 + 2}$$

$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{p_2}{p_1} = \left\{ 1 + \frac{2\gamma}{\gamma + 1} [(M_1 \text{sen} \beta)^2 - 1] \right\} / \frac{(\gamma + 1)(M_1 \text{sen} \beta)^2}{2 + (\gamma - 1)(M_1 \text{sen} \beta)^2}$$

onde: os índices 1 e 2 se referem as propriedades do escoamento antes e após a onda de choque oblíqua,  $M_1$  é o número de Mach que se aproxima do ângulo de deflexão  $\theta$  e estabelece o ângulo da onda de choque oblíqua  $\beta$ , incidente ou refletida.

O estabelecimento da onda de choque oblíqua incidente (ou refletida) proporciona o aumento das propriedades termodinâmicas e uma diminuição da velocidade (número de Mach  $M_2$ ) do escoamento, que experimenta a existência da onda de choque oblíqua, porém permanecendo supersônico ( $1 < M_2 < M_1$ ), e paralelo a rampa de ângulo  $\theta$ . Observe que as equações de onda de choque oblíqua são aplicadas na onda de choque oblíqua incidente e nas ondas de choques refletidas (Anderson, 2020).

## 2.2 Teoria de Rayleigh, escoamento unidimensional com adição de calor aplicada na seção da câmara de combustão

O escoamento unidimensional com adição de calor, em seção de área constante, que proporciona aumento de pressão após a queima com combustível, conhecida como teoria de Rayleigh, na qual não considera adição do fluxo da massa de combustível, pode ser aplicada ao processo de combustão que ocorre entre a injeção de combustível e a saída da câmara de combustão (Fig. 1a).

As equações governantes para a adição de calor (q) é função das temperaturas total  $T_T$ , das condições da saída e da entrada da câmara de combustão. As razões das propriedades termodinâmicas (pressão, temperatura e massa específica) são determinadas pelas equações, dadas por (Anderson, 2020), onde os índices 1 e 2, neste caso de adição de calor, indicam as condições nas estações 3 (entrada) e 4' (saída) da câmara de combustão (Figs. 1a e 1b).

$$q = c_p (T_{T,2} - T_{T,1}) \quad T_T = \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right) T \quad (2)$$

$$\frac{p_2}{p_1} = \left( \frac{1 + \gamma M_1^2}{1 + \gamma M_2^2} \right) \quad \frac{T_2}{T_1} = \left( \frac{1 + \gamma M_1^2}{1 + \gamma M_2^2} \right)^2 \left( \frac{M_2}{M_1} \right)^2 \quad \frac{\rho_2}{\rho_1} = \left( \frac{1 + \gamma M_2^2}{1 + \gamma M_1^2} \right) \left( \frac{M_1}{M_2} \right)^2$$

## 2.3 Determinação da altura da câmara de combustão

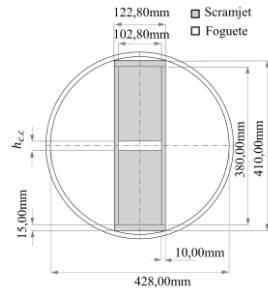
O veículo scramjet será instalado no interior da carga útil do motor foguete S30 (Fig. 3) semelhantemente ao proposto por (Carneiro et al., 2022), considerando que o veículo scramjet tem

largura constante (122,80 mm) e que o fluxo da massa de ar capturado pela seção de compressão é conduzido para o interior da câmara de combustão, com a altura da câmara de combustão é obtida pela equação da continuidade.

$$\dot{m}_0 = \dot{m}_3 \rightarrow \rho_0 u_0 A_0 = \rho_3 u_3 A_3 \quad (3)$$

$$A_3 = \frac{\rho_0 u_0}{\rho_3 u_3} A_0 \rightarrow h_3 = \frac{\rho_0 u_0}{\rho_3 u_3} h_0$$

onde: os índices 0 e 3 indicam a área, altura, velocidade e massa específica na estação 0 (seção de captura do ar atmosférico) e estação 3 (entrada da câmara de combustão), respectivamente.



**Figura 3.** Vista frontal da carga útil do motor foguete.

## 2.4 Determinação das condições do ar atmosférico na entrada da câmara de combustão

O combustível (hidrogênio) é pressurizado no solo na temperatura atmosférica (300 K) e será injetado na câmara de combustível na altitude de voo (30 km). A queima espontânea do hidrogênio ocorre a 845,15 K, portanto, a ar atmosférico conduzido para a câmara de combustão necessita estar na temperatura superior a temperatura de ignição do combustível (1ª Lei da Termodinâmica), de maneira a ceder calor ao hidrogênio até que esteja na temperatura de ignição (Lei zero da Termodinâmica). Logo, a temperatura do ar atmosférico na entrada da câmara de combustão pode ser estimada apresentada por (Araújo et al., 2021b).

A razão estequiométrica entre o fluxo de massa do combustível e o fluxo de massa do ar atmosférico  $f_{st}$  pode ser obtido pela equação (química) estequiométrica da queima de ar atmosférico e combustível. O ar atmosférico atua como o oxidante na reação e é composto basicamente de 21% de oxigênio e 79% de nitrogênio (Heiser e Pratt, 1994). Assim  $f_{st}$  pode ser simplificada.

$$T_3 = f_{st} \left( \frac{C_p^{H_2}}{C_p^{ar}} \right) (T_{ignição}^{H_2} - T_{injeção}^{H_2}) + T_{ignição}^{H_2} \quad (4)$$

$$C_x H_y + \left( x + \frac{y}{4} \right) \left( O_2 + \frac{79}{21} \right) \rightarrow x CO_2 + \frac{y}{2} H_2 O + \frac{79}{21} \left( x + \frac{y}{4} \right) N_2$$

$$f_{st} = \frac{36x + 3y}{103(4x + y)}$$

Considerando combustível hidrogênio,  $x=0$  e  $y=2$ , portanto tem-se que  $f_{st}=0,0291$ . Determinado o valor da temperatura na entrada da câmara de combustão  $T_3$ , o número de Mach  $M_3$  (velocidade) do ar na entrada da câmara de combustão pode ser determinada pela Lei da Conservação da Energia (na forma de temperatura total), dada por Heiser e Pratt (1994) e Araujo et al. (2021b):

$$M_3 = \sqrt{\frac{2}{\gamma - 1} \left\{ \left[ \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2 \right) \frac{T_0}{T_3} \right] - 1 \right\}} \quad (5)$$

onde:  $M_0$ ,  $M_3$ ,  $T_0$  e  $T_3$  são, respectivamente, os números de Mach e as temperaturas na altitude de voo e na entrada da câmara de combustão.

## 2.5 Projeto de seção de expansão

Na saída da câmara de combustão, devido à deflexão negativa em relação à direção do escoamento ocorre a expansão dos produtos da combustão (Fig. 1a). A teoria de razão de área relaciona a área da seção transversal na estação 4' com área na estação 10 pelo número de Mach nas duas estações (Fig. 1a). A razão de área é dada por Heiser e Pratt (1994):

$$\frac{A_{10}}{A_4} = \frac{M_4}{M_{10}} \left( \frac{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_{10}^2}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_4^2} \right)^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}} \quad (6)$$

O número de Mach na estação 10 é calculado pelas equações isentrópicas da razão das propriedades, considerando; i) a pressão da estação 10, obrigatoriamente, devido ao ciclo de Brayton (**Fig.1b**), é igual a pressão na altitude de voo  $p_{10} = p_0$ ; ii) o fluxo de massa na estação 10 é a mesma que o fluxo de massa do ar atmosférico capturado pela seção de compressão, visto que na teoria de Rayleigh não considera a adição do fluxo de massa do combustível.

$$\frac{T_{10}}{T_4} = \left( \frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_4^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{10}^2} \right) \quad (7)$$

$$\frac{p_{10}}{p_4} = \left( \frac{T_{10}}{T_4} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$$\frac{\rho_{10}}{\rho_4} = \frac{p_{10}}{p_4} \frac{T_4}{T_{10}}$$

Se o escoamento supersônico que estabelece a onda de expansão estiver confinado, conseqüentemente é estabelecido o leque de expansão (como é o caso na seção de expansão de um veículo scramjet); portanto as frentes das ondas

de expansão, estabelecidas nas seções simétricas, se interceptam e são refletidas em direção à superfície do veículo, e a teoria de expansão de Prandtl-Meyer deve ser aplicada. O ângulo de deflexão deve ser especificado pelo projetista. A função de Prandtl-Meyer é dado pela diferença entre a função de Prandtl-Meyer  $v$  das condições da cauda e da frente da onda de expansão (**Anderson, 2020**).

$$\theta_e = v(M_{out}) - v(M_{in}) \quad (21)$$

$$v(M) = \sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \operatorname{tg}^{-1} \left( \sqrt{\frac{\gamma-1}{\gamma+1}} [M^2 - 1] \right) - \operatorname{tg}^{-1} \left( \sqrt{M^2 - 1} \right) \quad (22)$$

### 3. RESULTADOS E DISCUSSÕES

Na altitude de voo de 30 km, as propriedades termodinâmicas (pressão, temperatura, massa específica e velocidade de som) da atmosfera (**Tab. 1**), foram obtidas a partir do relatório da NASA – U. S. Standard Atmosphere (**1976**) e os valores são apresentados a seguir:

**Tabela 1.** Propriedades termodinâmicas do ar atmosférico a 30km.

Altitude (m)	Temperatura (K) ( $T_0$ )	Pressão (Pa) ( $p_0$ )	Massa específica ( $\text{kg/m}^3$ ) ( $\rho_0$ )	Velocidade do som (m/s) ( $a_0$ )
30.000	226,51	1197	0,01841	301,71

#### 3.1 Determinação do ângulo da rampa de compressão

O veículo scramjet a ser desenvolvido tem apenas uma rampa de compressão. O ângulo da rampa de compressão foi definido como 11,70° (**Tab. 2**), de forma que proporcione temperatura e velocidade (número de Mach) na entrada da câmara

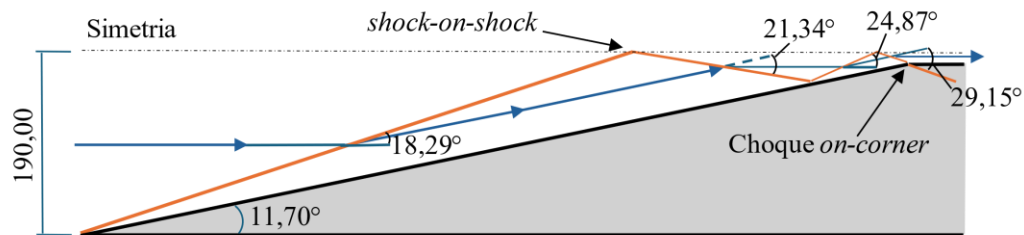
de combustão suficiente para a queima espontânea e estequiométrica.

Considerando: i) as condições de *shock-on-shock*, e choque *on-corner*, ii) a altura do scramjet (acoplado como carga útil) e iii) a altura da câmara de combustão; a onda de choque oblíqua incidente estabelecida no bordo de ataque do scramjet proporciona três (3) ondas de choque oblíquas refletidas (**Tab. 2, Fig. 4**).



**Tabela 2.** Ângulo da rampa de compressão e ângulos das ondas de choque oblíquas incidente e refletidas.

$\theta$ (ângulo de deflexão da rampa)	$\beta$ (ângulo da onda de choque oblíqua)
11,70°	18,29° (ângulo da onda de choque oblíqua incidente)
$\theta$ (ângulos de deflexão em relação à linha de corrente)	$\beta$ (ângulos das ondas de choque oblíquas refletidas)
11,70°	21,34°
11,70°	24,87°
11,70°	29,15°

**Figura 4.** Ângulo da rampa de compressão e ângulos das ondas de choque oblíquas incidente e refletidas.

### 3.2 Determinação das propriedades do escoamento do bordo de ataque até bordo de fuga do demonstrador da combustão supersônica sem injeção de combustível (*power-off*)

Considerando o estudo de caso sem injeção de combustível (*power-off*) (**Tab. 3**), o veículo scramjet está em voo na altitude de 30 km (**Tab. 1**) com velocidade 2050 m/s (correspondente ao número de Mach 6,8). O ar atmosférico é capturado na seção de compressão (**Fig. 4**), induzido pela rampa de compressão e estabelecendo as ondas de choque oblíquas incidentes nos bordos de ataque simétricos (**Fig. 1a**), e após o estabelecimento das ondas de choque oblíquas refletidas, nas estações 1 simétricas, que é a condição na entrada da câmara de combustão com temperatura 1078,47 K e o número de Mach de 2,4, sendo superior a temperatura  $T_3=1071,21\text{K}$  necessária para transferir calor para aumentar a temperatura de injeção do hidrogênio para a temperatura de combustão de 845,15 K, possibilitando a combustão supersônica e espontânea do hidrogênio (**Tab. 3**). Considerando

que não houve injeção de hidrogênio (*power-off*), as condições na saída da câmara de combustão serão iguais às condições da entrada da câmara de combustão. Na saída a câmara de combustão, o escoamento enxerga um ângulo da rampa de expansão, especificado pelo projetista. Na seção de expansão ocorrerá diminuição das propriedades termodinâmicas e um aumento da velocidade do ar atmosférico, entretanto inferior à velocidade de voo do veículo scramjet, devido a não haver a injeção (consequentemente, sem queima de combustível). A altura da câmara de combustão calculada,  $h_3=21,66\text{mm}$ , foi determinada considerando que não há efeitos viscosos, nem efeitos de alta temperatura.

Observe que: i) na seção de compressão ocorre um aumento das propriedades termodinâmicas (pressão, temperatura, massa específica e velocidade do som) e uma diminuição da velocidade (número de Mach) do escoamento, porém permanece supersônico; ii) ao contrário, na seção de expansão ocorre uma diminuição das propriedades termodinâmicas e uma aumento da velocidade (número de Mach) do escoamento; iii) visto não ter injeção de combustível, a energia

(temperatura total), desde bordo de ataque (estação 0) até bordo de fuga (estação 10), permanece constante; iv) a pressão na estação 10 é a mesma

pressão na altitude de voo, de acordo com ciclo Brayton.

**Tabela 3.** Propriedades do escoamento no demonstrador da combustão supersônica, a 30 km de altitude, sem injeção de combustível hidrogênio (*power-off*).

	Condições de voo	Rampa 11,7°	1ª reflexão	2ª reflexão	3ª reflexão			Prandtl-Meyer	Bordo de fuga
						Entrada	Saída		
						câmara combustão			
$M_{in}$	6,80	6,80	4,84	3,73	2,97	2,40	2,40	2,40	2,40
$\theta$	-	11,70	11,70	11,70	11,70	-	10,77	-	-
$\beta$	-	18,29	21,34	24,87	29,15	-	-	-	-
$M_{out}$	-	4,84	3,73	2,97	<b>2,40</b>	2,40	2,85	6,02	6,02
$M_{in} \sin \beta$	-	2,13	1,76	1,57	1,45	-	-	-	-
$p_{out}/p_{in}$	-	5,15	3,46	2,71	2,28	-	0,50	-	-
$T_{out}/T_{in}$	-	2,86	2,30	1,98	1,77	-	0,61	-	-
$\rho_{out}/\rho_{in}$	-	1,80	1,50	1,37	1,29	-	0,82	-	-
<b>P</b>	<b>1197,00</b>	6161,9	21318,0	57733,7	131767,4	131767,4	65520,2	<b>1197,00</b>	<b>1197,00</b>
<b>T</b>	226,51	407,65	613,16	838,33	<b>1078,47</b>	1078,47	883,31	281,49	281,49
<b><math>\rho</math></b>	0,01841	0,05266	0,12112	0,23992	0,42564	0,42564	0,25840	0,01481	0,01481
<b>a</b>	301,71	404,75	496,40	580,43	658,34	658,34	595,80	336,34	336,34
<b>u</b>	<b>2051,62</b>	1960,9	1852,62	1726,20	1580,27	1580,27	1699,82	<b>2024,52</b>	<b>2024,52</b>
$T_{total}$	2321,27	2321,27	2321,27	2321,27	2321,27	2321,27	2321,27	2321,27	2321,27

### 3.3 Determinação das propriedades do escoamento do bordo de ataque até bordo de fuga do demonstrador da combustão supersônica com injeção de hidrogênio e queima da mistura ar combustível (*power-on*)

A injeção de combustível e queima da mistura de ar atmosférico-hidrogênio (*power-on*) promove o aumento da temperatura total (Tab. 4), após a

queima da mistura ar atmosférico-hidrogênio, quando o veículo scramjet voando está em voo a 30 km de altitude na velocidade hipersônica de 2050 m/s (número de Mach 6,8), gerando velocidade hipersônica do escoamento no bordo de fuga (estação 10) igual a 2329,62 m/s, superior a velocidade de voo de 2021,62 m/s.

**Tabela 4.** Propriedades do escoamento no demonstrador da combustão supersônica, a 30 km de altitude, com injeção de combustível hidrogênio e queima da mistura ar atmosférico-hidrogênio (*power-on*).

	Condições de voo	Rampa 11,7°	1ª reflexão	2ª reflexão	3ª reflexão		Prandtl-Meyer	Bordo de fuga
					Entrada	Saída		
					câmara combustão			
$M_{in}$	6,80	6,80	4,84	3,73	2,97	2,40	<b>1,20</b>	1,20
$\theta$	-	11,70	11,70	11,70	11,70	-	8,08	-
$\beta$	-	18,29	21,34	24,87	29,15	-	-	-
$M_{out}$	-	4,84	3,73	2,97	2,40	1,20	1,49	5,38
$M_{in} \text{ sen } \beta$	-	2,13	1,76	1,57	1,45	-	-	-
$p_{out}/p_{in}$	-	5,15	3,46	2,71	2,28	3,04	0,67	-
$T_{out}/T_{in}$	-	2,86	2,30	1,98	1,77	1,33	0,75	-
$\rho_{out}/\rho_{in}$	-	1,80	1,50	1,37	1,29	2,28	0,89	-
<b>p</b>	<b>1197,00</b>	6161,9	21318,0	57733,7	131767,4	400573,4	268461,5	<b>1197,00</b>
<b>T</b>	226,51	407,65	613,16	838,33	1078,47	2459,78	2194,01	467,29
<b><math>\rho</math></b>	0,01841	0,05266	0,12112	0,23992	0,42564	1,29396	0,97225	0,00892
<b>a</b>	301,71	404,75	496,40	580,43	658,34	994,24	939,00	433,35
<b>u</b>	<b>2051,62</b>	1960,91	1852,62	1726,20	1580,27	1193,09	1399,11	<b>2329,62</b>
<b><math>T_{total}</math></b>	2321,27	2321,27	2321,27	2321,27	2321,27	3168,20	3168,20	3168,20

Observe que o número de Mach 5,38 na estação 10 é menor que o número de Mach de voo de 6,8 (estação 0), mostrando, que número de Mach não é responsável pela geração de empuxo, é simplesmente, a razão entre velocidade de voo (ou do escoamento) e a velocidade do som, que por sua vez, é função da temperatura em condições de ar como gás perfeito. A temperatura da estação 10 (467,29 K) é superior à temperatura do ar (226,51 K) na altitude de voo (30 km), devido ao aumento da entropia.

### 3.4 Visualização das propriedades do escoamento do bordo de ataque ao bordo de fuga do demonstrador da combustão supersônica

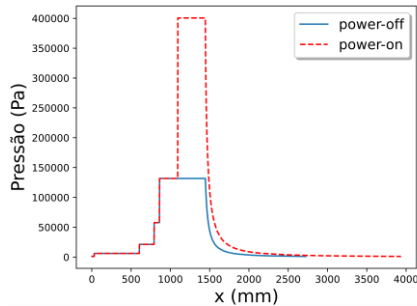
Observe em ambos os casos (*power-off* e *power-on*): i) na seção de compressão o aumento da pressão (Fig. 5), da temperatura (Fig. 6), e da massa específica (Fig. 7), conseqüentemente a diminuição da velocidade (Fig. 8) e do número de Mach (Fig.

9); ii) na seção de expansão a diminuição da pressão (Fig. 5), da temperatura (Fig. 6), a da massa específica (Fig. 7), conseqüentemente o aumento da velocidade (Fig. 8) e do número de Mach (Fig. 9).

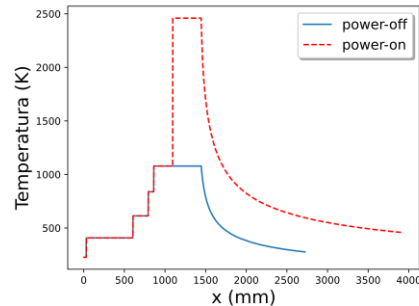
Adicionalmente: iii) na câmara de combustão, considerando sem injeção de combustível (*power-off*), as condições na saída da câmara de combustão são as mesmas que na entrada da câmara de combustão; iv) entretanto, considerando injeção de combustível e queima da mistura de ar atmosférico-combustível hidrogênio (*power-on*), considerando teoria de Rayleigh, adição de calor em escoamento de área constante, sem adição do fluxo da massa de combustível, ocorre um acréscimo nas propriedades termodinâmicas, inclusive a pressão (de acordo com ciclo Brayton, estação 4', Fig. 1b) e uma redução na velocidade correspondente número de Mach 1,2, especificada pelo projetista; v) a temperatura  $T_3$  na entrada da câmara de combustão (Fig. 6) é superior à temperatura de ignição do combustível hidrogênio (845,15 K) e o número de

Mach  $M_3$  do escoamento é supersônico (**Fig. 9**), com correspondente à velocidade supersônica (**Fig. 8**); vi) na expansão, o escoamento, considerando adição de calor sem adição do fluxo da massa de

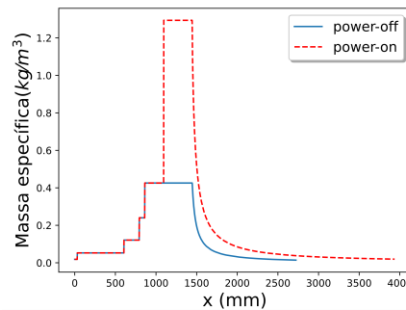
combustível (produtos da combustão) gera no bordo de fuga (estação 10) velocidade superior a velocidade de voo (**Fig. 8**), e pressão é a mesma que a pressão na altitude de voo (**Fig. 5**).



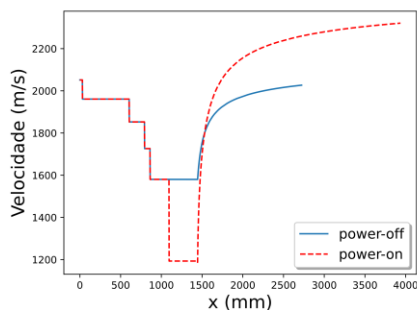
**Figura 5.** Distribuição da pressão ao longo do scramjet.



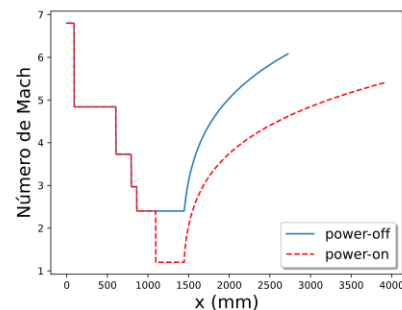
**Figura 6.** Distribuição da temperatura ao longo do scramjet.



**Figura 7.** Distribuição da massa específica ao longo do scramjet.



**Figura 8.** Distribuição da velocidade ao longo do scramjet.



**Figura 9.** Distribuição do número de Mach ao longo do scramjet.

#### 4. CONCLUSÕES

O estudo conceitual (projeto preliminar) de um veículo aeroespacial utilizando um sistema de propulsão aspirada baseada em combustão supersônica (tecnologia scramjet) visando voo em velocidade hipersônica de 2050 m/s (correspondente ao número de Mach 6,8), na

altitude de 30 km foi desenvolvido. O veículo scramjet de configuração de compressão de admissão interna simétrica, com uma rampa de compressão, com ângulo de  $11,70^\circ$ , proporcionou uma onda de choque oblíqua incidente e três ondas de choque oblíquas refletidas, considerando as condições de shock-on-shock e choque *on-corner*, gerando a temperatura e o número de Mach

(velocidade) do ar atmosférico, na entrada da câmara de combustão de 1078,47 K e 2,40, respectivamente, suficiente para ocorrer a queima da mistura do ar atmosférico-combustível hidrogênio, em velocidade supersônica.

Foram estudadas duas condições *power-off* (sem injeção de combustível) e *power-on* (com injeção de combustível e queima da mistura de ar atmosférico- hidrogênio). Na condição *power-off* foi considerado apenas o escoamento do ar atmosférico, capturado da atmosfera terrestre, com o objetivo de verificar que a velocidade do escoamento, do ar na estação 10 (bordo de fuga) da seção de expansão é menor que a velocidade de voo do veículo scramjet.

Na condição *power-on* foi possível constatar que o veículo scramjet voando na altitude de 30 km, em velocidade hipersônica de 2050 m/s, queimando a mistura de ar atmosférico-combustível hidrogênio na câmara de combustão em velocidade supersônica, gera produtos da combustão com velocidade no bordo de fuga do scramjet de 2329,62 m/s.

## AGRADECIMENTOS

Este estudo foi financiado pela Coordenação de Aperfeiçoamento de Pessoal de Nível Superior (CAPES) - Código Financeiro 001 e pelo “Conselho Nacional de Desenvolvimento Científico e Tecnológico – CNPq”; pelo “Fundo Nacional de Desenvolvimento Científico e Tecnológico – FNDCT”; e pelo “Ministério da Ciência, Tecnologia e Inovações – MCTI”. Adicionalmente, este trabalho foi realizado com o apoio do Projeto Aero-Termo-Estrutural de um Demonstrador da Combustão Supersônica (CNPq processo nº 405558/2022-8) e do Programa de Cooperação Acadêmica em Defesa Nacional (PROCAD-DEFESA), CAPES: processo nº 88881.387753/2019-01. O primeiro e o segundo autores são financiados pelas Bolsas de Pesquisa SET-H (CNPq processo 350491/2023-2) e SET-G (CNPq processo 350101/2023-0) concedidas pelo CNPq através do Projeto Aero-Termo-Estrutural de

um Demonstrador da Combustão Supersônica (CNPq processo nº 405558/2022-8). Finalmente, os autores agradecem à Universidade Federal do Rio Grande do Norte (UFRN) e ao Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA) e à Universidade do Vale do Paraíba (UNIVAP) pela infraestrutura disponibilizada e pelo apoio para a realização de pesquisa em propulsão hipersônica aspirada.

## REFERÊNCIAS

- Anderson, J. D. *Modern Compressible Flow. With Historical Perspective*, 4 ed. McGraw-Hill, Inc., 2020.
- Araújo, J. W. S.; Maia · F. P.; Bezerra I. S. A.; Souza T. C. “A comparative numerical study of scramjet intake systems”. *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*, 2021a.
- Araújo, P. P. B.; Pereira, M. V. S.; Marinho, G., S.; Martos, J. F. A.; Toro, P. G. P. “Optimization of scramjet inlet based on temperature and Mach number of supersonic combustion”. *Aerospace Science and Technology*, v116, 2021b, <https://doi.org/10.1016/j.ast.2021.106864>.
- Carneiro, R., Araújo, P. P. B.; Marinho, G., S.; Martos, J. F. A.; Passaro, A.; Toro, P. G. P. “Leading-to-trailing edge theoretical design of a generic scramjet”. *AIP Advances*.12, 055322 (2022), <https://doi.org/10.1063/5.0050786>.
- Curran, E.T. “Scramjet engines: the first forty years”. *Journal of Propulsion and Power*, v. 17, n. 6, p. 1138–1148, 2001, <https://doi.org/10.2514/2.5875>.
- FAB (2021) Fonte: DCTA. Edição: Agência Força Aérea. Access in: 16/12/2021. Available in: [www.fab.mil.br/noticias/mostra/38395/OPERA%20C3%A7%C3%A3O%20CRUZEIRO%20-%20FAB%20realiza%20primeiro%20teste%20de%20voo%20do%20motor%20aeron%C3%A1utico%20hipers%C3%B4nico%2014-X](http://www.fab.mil.br/noticias/mostra/38395/OPERA%20C3%A7%C3%A3O%20CRUZEIRO%20-%20FAB%20realiza%20primeiro%20teste%20de%20voo%20do%20motor%20aeron%C3%A1utico%20hipers%C3%B4nico%2014-X)
- Fry, R. S. A “Century of Ramjet Propulsion Technology Evolution”. *Journal of Propulsion*

and Power. Vol. 20, n. 1, p. 27-58. Jan.-Feb. 2004, <https://doi.org/10.2514/1.9178>.

Hass, N., Smart, M., Paull, A. "Flight Data Analysis of the HYSHOT 2". AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference. (Capua, Italy, 2005), <https://doi.org/10.2514/1.20661>.

Heiser, W. H. And Pratt, D. T (with Daley, D. H. and Mehta, U. B.). *Hypersonic Airbreathing Propulsion*. 5 ed, AIAA Education Series. EUA, 1994.

Lorrain, P., Brieschenk, S., Capra, B. R., Boyce, R. R., "A Detailed Investigation of Nominally 2-D Radical-Farming Scramjet Combustion" 18th AIAA/3AF International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2012, p. 5812, <https://doi.org/10.2514/6.2012-5812>.

Marshall, L. A., Corpening, G. P. E Sherrill, R. A. "Chief Engineer's View of the NASA X-43A Scramjet Flight Test". In: AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA-3332, Capua, Italia, 2005.

Paull, A.; Alesi, H.; Anderson, S. "The development of the HyShot flight program". Proceedings of the 24th International Symposium on Shock Waves. Beijing, China, 2005, [https://doi.org/10.1007/978-3-540-27009-6\\_4](https://doi.org/10.1007/978-3-540-27009-6_4).

Rondeau, C. M.; Jorris, T. R. "X-51A scramjet demonstrator program: waverider ground and flight test". SFTE 44th International / SETP Southwest Flight Test Symposium. [S.l.: s.n.], 2013.

U. S. Standard Atmosphere. NASA TM-X 74335. National Oceanic and Atmospheric Administration, National Aeronautics and Space Administration and United States Air Force. 1976.

Van Wie, D. M.; D'alessio, S. M., White, M. E. "Hypersonic Airbreathing Propulsion". Johns Hopkins APL Technical Digest, v 26, n 4, 2005.