



Análise da seção de compressão de um demonstrador tecnológico scramjet

Paulo César de Oliveira Júnior¹, George Santos Marinho², João Carlos Arantes Costa Júnior³, Paulo Gilberto de Paula Toro⁴

^{1,2,3,4}*Programa de Pós-Graduação em Engenharia Aeroespacial, Universidade Federal do Rio Grande do Norte (UFRN), CEP 59.078-970, Natal/RN, Brasil, paaulocz@gmail.com, gmarinho@ct.ufrn.br, arantes_jr@yahoo.com.br, toro11pt@gmail.com.*

Resumo

No setor aeroespacial há uma grande limitação relacionada à carga útil que se consegue lançar em órbita ou além, devido ao peso dos sistemas de propulsão, compostos por combustível e oxidante. Neste contexto, estudos vêm sendo realizados na área de propulsão hipersônica, com foco nos veículos scramjet, que utilizam ar atmosférico como oxidante, permitindo transporte de maior carga útil. No veículo scramjet, realiza-se a compressão do ar atmosférico por meio de ondas de choque, geradas pelo deslocamento do veículo em alta velocidade. O ar atmosférico, sob pressão e temperatura elevadas, entra na câmara de combustão com velocidade supersônica, sendo misturado e queimado com o combustível. Desse modo, no dimensionamento de um scramjet, buscam-se geometrias capazes de proporcionar um processo de compressão eficiente, que produza escoamento uniforme na câmara de combustão e garanta que as propriedades termodinâmicas permaneçam na faixa de operação da combustão supersônica. Assim, no presente trabalho teve-se como objetivo realizar um estudo teórico-analítico da seção de compressão de um scramjet na condição de voo a uma altitude de 23 km e velocidade correspondente a número de Mach 5,8. A teoria de onda de choque oblíqua foi utilizada na análise. Verificou-se que o veículo dotado de três rampas de compressão, com ângulos de deflexão de 7,25°, 8,60° e 10,30°, nas condições de voo estabelecidas, foi capaz de gerar, na entrada da câmara de combustão, velocidade supersônica igual a número de Mach 1,81 e temperatura superior a 858 K (suficiente para autoignição do combustível), demonstrando ser capaz de queimar hidrogênio.

Palavras-chave: Veículo aeroespacial, Propulsão hipersônica aspirada, Ondas de choque, Propriedades termodinâmicas.

Abstract

In the aerospace sector, there is a major limitation related to the payload that can be launched into orbit or beyond, due to the weight of the propulsion systems, composed of fuel and oxidant. In this context, studies have been carried out in hypersonic propulsion, with a focus on scramjet engines, which use atmospheric air as an oxidizer, allowing the transport of a greater payload. In the scramjet engine, atmospheric air is compressed by oblique shock waves, generated by the vehicle moving at high speed. Atmospheric air, under high pressure and temperature, enters the combustion chamber at supersonic speed, being mixed and burned with the fuel. Thus, when dimensioning a scramjet, geometries capable of providing an efficient compression process, which produce uniform flow in the combustion chamber and ensure that the thermodynamic properties remain in the operating range of the engine. Thus, in this paper, the objective was to carry out a theoretical-analytical study of the scramjet inlet at flight condition of an altitude of 23 km and a speed corresponding to Mach number 5.8. The oblique shock wave theory was used in the analysis. It was found that the vehicle with three ramps in the compression section, with deflection angles of 7.25°, 8.60° and 10.30°, under the established flight conditions, was capable

of generating, at the entrance of the chamber of combustion, supersonic speed equal to Mach number 1.81 and temperature superior to 858 K (sufficient for fuel autoignition), demonstrating to be capable of burning hydrogen.

Keywords: Aerospace vehicle, Hypersonic airbreathing propulsion, Shock waves, Thermodynamic properties.

1. INTRODUÇÃO

No atual cenário do setor aeroespacial o acesso ao espaço é realizado por meio de veículos movidos a foguetes de vários estágios. No entanto, esses veículos apresentam uma limitação relacionada a carga útil que conseguem lançar em órbita ou além, devido ao elevado peso do seu sistema de propulsão, constituído por oxidante e combustível [1].

As tecnologias propulsivas em operação limitam a quantidade de carga útil transportada para a órbita terrestre, visto que nesses sistemas apenas cerca de 3% do peso total no instante do lançamento pode ser destinado às cargas úteis, sendo os outros 97% correspondentes a estrutura, controle e combustível. Desse modo, há uma necessidade de redução do peso, tamanho e do consumo de energia exigidos por esses sistemas de propulsão [2].

Na Figura 1 evidencia-se que, com a atual tecnologia em operação, levar 3% do peso do veículo aeroespacial como carga útil ao espaço demanda um investimento financeiro elevado, visto que o custo está intrinsicamente ligado ao peso.

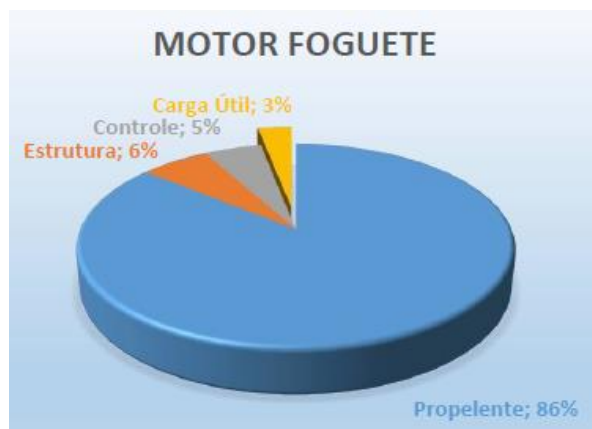


Figura 1. Distribuição de peso de um motor foguete [1].

Neste contexto, as pesquisas desenvolvidas no setor de propulsão aeroespacial apresentam um viés econômico com otimização do consumo de combustível. Além disso, essas pesquisas também apresentam um foco relacionado à velocidade. Assim, diversos países vêm desenvolvendo estudos na área da propulsão hipersônica. No Brasil, essas pesquisas concentram-se em veículos do tipo scramjet (supersonic combustion ramjet) [3].

Conforme representado na Figura 2, o veículo scramjet possibilita um aumento significativo da carga útil em relação ao peso total no instante do lançamento, se comparado a um motor foguete convencional.

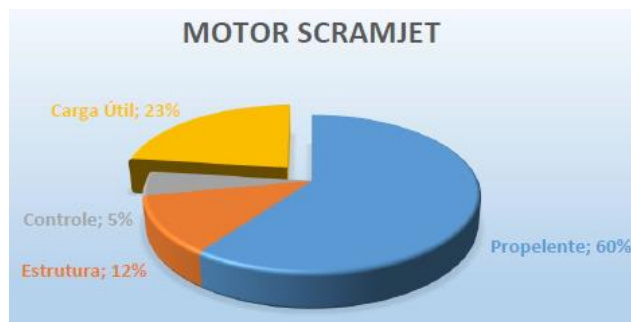


Figura 2. Distribuição de peso de um motor scramjet [1].

O scramjet consiste em um sistema de propulsão aeronáutico que não possui partes móveis, ou seja, o sistema é altamente integrado, não sendo possível distinguir sistema de propulsão e veículo. Essa integração é resultado da contribuição da seção dianteira do veículo para a compressão do ar atmosférico, ao passo que a parte traseira colabora na geração do empuxo. O ar atmosférico em velocidade supersônica é utilizado como oxidante, sendo misturado e queimado com o combustível, normalmente hidrogênio. Não carregar o oxidante a bordo contribui para um menor peso do veículo, permitindo uma maior carga útil [4].

Com relação às tecnologias propulsivas (Figura 3), o scramjet é o que possui melhor desempenho. Utilizando hidrogênio (H_2) como combustível e considerando um regime de velocidade correspondente a número de Mach 5 a 12, observa-se que o motor foguete gera um impulso específico (empuxo por unidade de taxa de consumo de combustível) de aproximadamente 400s, enquanto o scramjet produz um impulso específico entre 3000s e 2000s, o que significa uma redução no consumo de combustível e consequentemente maior eficiência propulsiva [5].

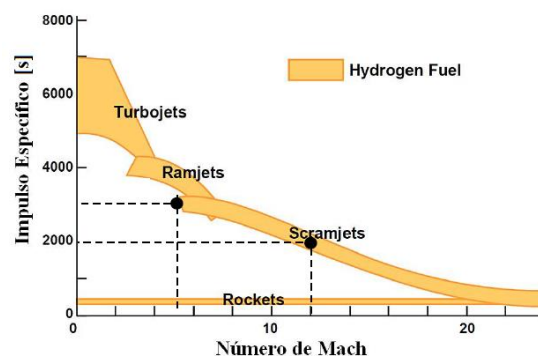


Figura 3. Desempenho dos sistemas propulsivos [5].

O veículo scramjet se mantém operacional apenas na atmosfera terrestre, onde há oxigênio suficiente para queima com o combustível, o que corresponde a uma altitude geométrica de 60 km [6].

Outro fator limitante se deve ao fato do scramjet não conseguir gerar, de forma independente, empuxo a partir do repouso, uma vez que as ondas de choque necessárias à propulsão somente se formam em velocidades hipersônicas. Assim, é necessário acoplar o scramjet a um sistema acelerador, como verificado na Figura 4 [5].

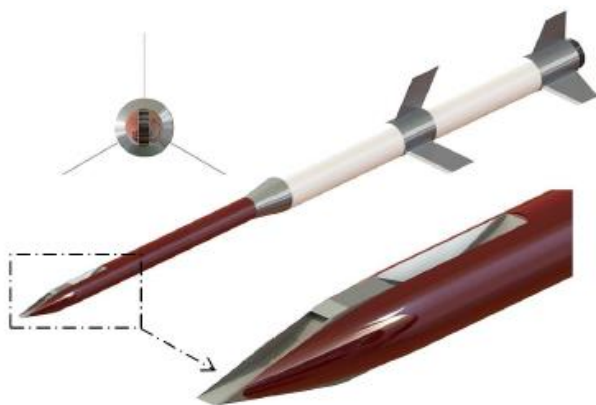


Figura 4. Demonstrador acoplado a veículo acelerador [5].

O desenvolvimento de um veículo aeroespacial integrado a scramjet é de grande relevância para o Brasil, tanto no âmbito do cumprimento de sua missão quanto ao lançamento de satélites, como pela possibilidade de vislumbrar diversas perspectivas na área, com investimentos e intercâmbio de recursos humanos e infraestrutura. Ainda, a pesquisa e desenvolvimento em combustão supersônica tem como objetivo a redução da dependência tecnológica do Brasil em relação a outros países que também estão desenvolvendo sistemas propulsivos disruptivos [2].

Desde 2007, no Laboratório de Aerodinâmica e Hipersônica Professor Henry T. Nagamatsu, do Instituto de Estudos Avançados (IEAv) / Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial (DCTA), vem pesquisando e desenvolvendo o Demonstrador Tecnológico scramjet 14-X waverider, que é um veículo aeroespacial hipersônico, para voo atmosférico horizontal a uma altitude de 30 km e velocidade equivalente a número de Mach 10. Em 2012, foram propostas outras duas versões com novas configurações, o 14-X S e o 14-X B, mantendo como base o 14-X waverider. Além disso, para esses novos modelos foram consideradas novas condições de voo, assumindo-se uma velocidade equivalente a número de Mach 7 [7].

A partir 2017, o Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica (PPGEM) e, a partir de 2019, o Programa de Pós-Graduação em Engenharia Aeroespacial (PPGEA), ambos da Universidade Federal do Rio Grande do Norte (UFRN) vêm desenvolvendo pesquisas sobre veículo aeroespacial integrado à propulsão hipersônica aspirada (tecnologia scramjet) [5, 8 a 12].

No presente trabalho teve-se como objetivo principal realizar a análise teórico-analítica da seção de compressão de um demonstrador tecnológico scramjet, na condição de voo a uma altitude geométrica de 23 km e velocidade de 1723 m/s, correspondente a número de Mach 5,8, com a finalidade de determinar a distribuição das propriedades termodinâmicas e verificar a temperatura e a velocidade do escoamento na entrada da câmara de combustão, para verificar se o scramjet tem condições de realizar combustão supersônica.

2. PROCEDIMENTOS

Foi realizada uma análise teórico-analítica da aerodinâmica unidimensional, utilizando as teorias apresentadas por Anderson [13], para se obter a distribuição das propriedades termodinâmicas (pressão, temperatura, massa específica e velocidade do som) e da velocidade (número de Mach) do escoamento ao longo da seção de compressão do veículo hipersônico aeroespacial integrado a um scramjet.

Para o estudo foram estabelecidas as condições de voo a uma altitude geométrica de 23 km e velocidade correspondente a número de Mach 5,8. As propriedades termodinâmicas do ar atmosférico nesta altitude foram definidas conforme a atmosfera padrão da U. S. Standard Atmosphere [14].

A partir dos dados de velocidade (M_3) e da temperatura do escoamento de ar (T_3), ambas na entrada da câmara de combustão, é possível determinar se o scramjet possui condições de realizar combustão supersônica com base na temperatura de autoignição do combustível utilizado, no caso do hidrogênio, 858 K segundo Choubey et al. [15].

2.1. Características do Scramjet

Na terminologia empregada para descrever as partes de um demonstrador tecnológico scramjet (Figura 5) há sua subdivisão em três componentes principais: seção de compressão (0 a 3 - entrada), seção de combustão (3 a 4 - combustor) e seção de expansão (4 a 10 - saída).

Outras regiões que compõe o veículo são: seção de compressão externa (0 a 1), onde incidem as ondas de choque incidentes, seção de compressão interna (1 a 3), correspondente à zona governada pela onda de choque refletida, seção de combustão (3 a 4), utilizada para efetuar a mistura e queima de combustível com ar atmosférico em velocidade supersônica, seção interna (4 a 9) e seção externa (9 a 10), cujo comportamento é governado pelas teorias de Prandtl-Meyer e razão de área [8].

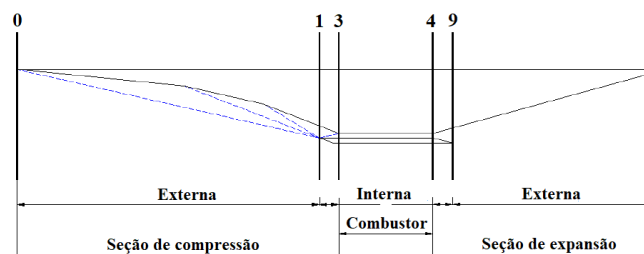


Figura 5. Terminologia para scramjet. Adaptado de [8].

Neste sentido, no presente trabalho, focou-se na região delimitada pelos pontos 0 e 3 (compressão externa e interna). Na Figura 6 verifica-se a seção transversal do scramjet analisado, com seção de compressão composta por três rampas, ou seja, geometria plana.

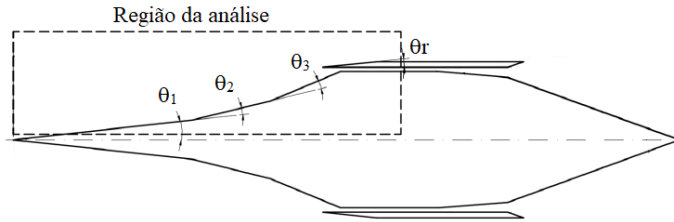


Figura 6. Seção transversal do modelo analisado. Adaptado de [5].

A maior quantidade de rampas contribui para o aumento da eficiência da compressão do ar atmosférico. No entanto, seu desenvolvimento se torna mais oneroso.

Os ângulos de deflexão (θ) estabelecidos para cada rampa do scramjet são verificados na Tabela 1.

Tabela 1. Ângulos de deflexão do modelo analisado.

θ_1	θ_2	θ_3	$\theta_{\text{reflexão}}$
7,25°	8,60°	10,30°	26,15°

1.1. Onda de Choque Oblíqua

No voo atmosférico de um veículo aeroespacial integrado a scramjet, em velocidades hipersônicas, é estabelecida uma onda de choque incidente no bordo de ataque (Figura 7). Dependendo da geometria adotada para os veículos scramjet, essas ondas podem ser: oblíqua cônica ou oblíqua plana [1].

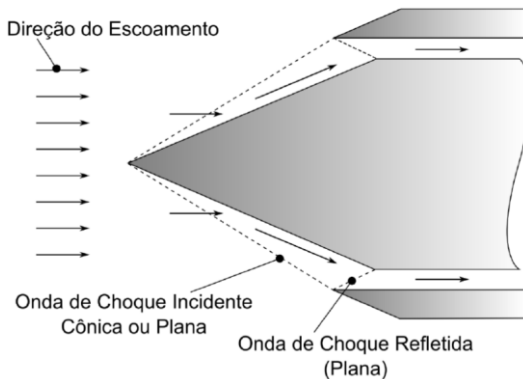


Figura 7. Linhas de corrente no bordo de ataque de um veículo aeroespacial utilizando scramjet [1].

Como verificado na Figura 8, após uma onda de choque oblíqua ocorre o aumento no valor das propriedades

termodinâmicas (pressão, temperatura, massa específica e velocidade do som), enquanto a velocidade do escoamento (e o número de Mach) diminui.

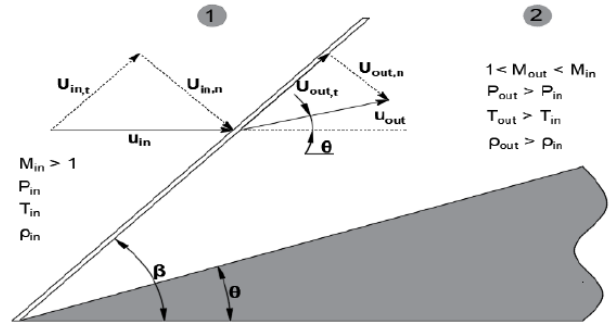


Figura 8. Onda de choque oblíqua [5].

Os índices in e out são utilizados para identificar as condições a montante e a jusante, respectivamente.

O número de Mach e as relações entre as propriedades termodinâmicas, através da onda de choque oblíqua plana, podem ser obtidos aplicando-se as leis de conservação de massa, quantidade de movimento e energia, considerando-se as hipóteses de escoamento bidimensional, uniforme, sem efeitos viscosos, sem condução de calor e para gás caloricamente ($p = \rho RT$, $\gamma = \text{constante}$) ou termicamente perfeito [13]:

$$\tan(\theta) = 2 \cot(\beta) \left[\frac{(M_{in} \sin(\beta))^2 - 1}{M_{in}^2 (\gamma + \cos(2\beta)) + 2} \right] \quad (1)$$

$$M_{out} = \left[\frac{1}{\sin(\beta - \theta)} \right] \sqrt{\frac{(M_{in} \sin(\beta))^2 + \frac{2}{(\gamma - 1)}}{\frac{2\gamma}{(\gamma - 1)} (M_{in} \sin(\beta))^2 - 1}} \quad (2)$$

$$\frac{p_{out}}{p_{in}} = 1 + \frac{2\gamma}{(\gamma + 1)} [(M_{in} \sin(\beta))^2 - 1] \quad (3)$$

$$\frac{\rho_{out}}{\rho_{in}} = \frac{(\gamma + 1)(M_{in} \sin(\beta))^2}{[(\gamma - 1)(M_{in} \sin(\beta))^2 + 2]} \quad (4)$$

$$\frac{T_{out}}{T_{in}} = \left(\frac{p_{out}}{p_{in}} \right) \left(\frac{\rho_{out}}{\rho_{in}} \right) \quad (5)$$

sendo ρ (kg/m³), p (Pa), T (K), respectivamente, massa específica, pressão e temperatura, funções do número de Mach que não experimentou os efeitos da onda de choque oblíqua, da razão do calor específico ($\gamma = 1,4$ para ar atmosférico) e do ângulo da onda de choque oblíqua (β).

A velocidade do som (a) após a onda de choque é determinada em função da temperatura após a onda de

choque, da razão do calor específico e da constante do gás ($R_{ar} = 287,05 \text{ J.kg}^{-1}.\text{K}^{-1}$):

$$a = \sqrt{\gamma RT} \quad (6)$$

Assim, a velocidade do escoamento será:

$$v = \frac{a}{M} \quad (7)$$

1.2. Onda de Choque Refletida

Quando uma onda de choque oblíqua incidente incide em uma superfície plana, surge uma onda de choque refletida que é oblíqua a essa superfície [1].

O escoamento se ajusta às condições de contorno da superfície (Figura 9), que no caso do scramjet consiste em uma placa plana [5].

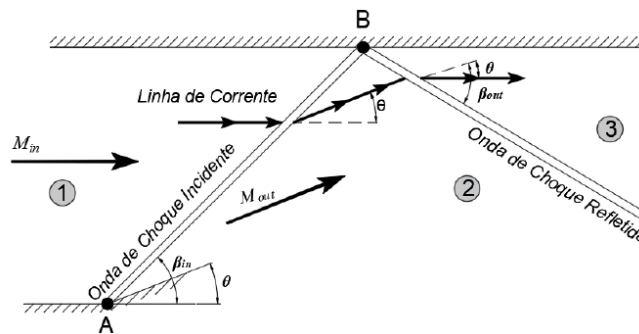


Figura 9. Onda de choque oblíqua refletida [5].

As equações que determinam as razões das propriedades termodinâmicas e do número de Mach após uma onda de choque refletida são as mesmas empregadas para o caso da onda de choque oblíqua incidente.

1.4 Temperatura Total

Adicionalmente à análise, foram determinados os valores de temperatura total (temperatura de estagnação) para cada onda de choque incidente.

$$T_{total} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right) T \quad (8)$$

Esse procedimento foi realizado como forma de verificar a consistência das rotinas computacionais utilizadas, visto que esta deve se manter constante, conforme a lei de conservação de energia.

3. RESULTADOS E DISCUSSÕES

O scramjet da UFRN foi designado para voar a uma altitude geométrica de 23 km, com velocidade hipersônica de 1723 m/s, correspondente a Mach 5,8. Na Tabela 2 verificam-se as propriedades termodinâmicas do ar atmosférico para essa altitude.

Tabela 2. Propriedades termodinâmicas do ar atmosférico à 23 km de altitude [14].

Propriedades termodinâmicas				
Altitude geométrica (m)	Temperatura (K)	Pressão (Pa)	Massa específica (kg/m³)	Velocidade do som (m/s)
23000	219,57	3466,8	5,50E-02	297,05

A partir dos valores das propriedades termodinâmicas (Tabela 2), dos ângulos de deflexão estabelecidos (Tabela 1) para cada rampa e de acordo com as condições de voo estabelecidas para o scramjet, são determinadas as razões das propriedades termodinâmicas e a velocidade do escoamento após a onda de choque oblíqua plana (Tabela 3), utilizando as equações de Anderson [13]. A temperatura total através de cada onda de choque também foi determinada.

Tabela 3. Distribuição das propriedades termodinâmicas.

Propriedades	Estação 0	Primeira rampa	Segunda rampa	Terceira rampa	Reflexão	Entrada
M_{in}	5,80	5,80	4,87	4,04	3,30	1,81
θ (°)	-	7,25	8,60	10,30	26,15	-
β (°)	-	15,37	18,40	22,35	43,45	-
$M_{in} \cdot \sin \beta$	-	1,54	1,54	1,54	2,27	-
M_{out}	-	4,87	4,04	3,30	1,81	1,81
p_{out}/p_{in}	-	2,59	2,59	2,59	5,83	-
T_{out}/T_{in}	-	1,35	1,35	1,35	1,92	-
ρ_{out}/ρ_{in}	-	1,93	1,93	1,93	3,04	-
p (Pa)	3466,86	8985,24	23279,09	60324,86	351741,24	351741,24
T (K)	219,57	295,41	397,41	534,66	1024,95	1024,95
ρ (kg/m³)	0,05501	0,10596	0,20406	0,39306	1,19553	1,19553
a (m/s)	297,05	344,56	399,64	463,54	641,79	641,79
u (m/s)	1723	1678,19	1615,98	1528,26	1162,08	1162,08

T_{total} (K)	1697,01	1697,01	1697,01	1697,01	1697,01	1697,01
-----------------	---------	---------	---------	---------	---------	---------

Foi verificado após cada onda de choque o aumento no valor das propriedades termodinâmicas (pressão, temperatura, massa específica e velocidade do som), bem como a redução da velocidade do escoamento e do correspondente número de Mach, que se manteve acima 1. Além disso, observa-se que a temperatura total permanece constante.

A partir da análise teórico-analítica foi determinado na entrada da câmara de combustão a velocidade do escoamento (M_3) e a temperatura (T_3), equivalentes a 1,81 e 1024,95 K, respectivamente. Assim, na entrada da câmara de combustão o escoamento de ar permanece em velocidade supersônica e a temperatura é superior a 858 K, necessária para a queima espontânea de hidrogênio.

4. CONCLUSÃO

Aplicando a teoria de onda de choque oblíqua, determinou-se a distribuição das propriedades termodinâmicas ao longo da seção de compressão do veículo aeroespacial integrado a scramjet. O comportamento apresentado corresponde ao esperado: aumento das propriedades termodinâmicas e redução da velocidade de escoamento, mas permanecendo superior a número de Mach 1. Ainda, os resultados estão de acordo com a lei de conservação de energia.

O scramjet genérico, com três rampas na seção de compressão, com ângulos de deflexão de 7,25°, 8,60° e 10,30°, na condição de voo a uma altitude de 23 km e velocidade de 1723 m/s, correspondente a número de Mach 5,8, é capaz de gerar, na entrada da câmara de combustão, um escoamento com velocidade de Mach 1,81 e temperatura superior a 858 K, mostrando a possibilidade de queimar hidrogênio espontaneamente, garantindo autoignição do veículo scramjet, bem como realizar combustão supersônica.

AGRADECIMENTOS

O presente trabalho foi realizado com apoio da Coordenação de Aperfeiçoamento de Pessoal de Nível Superior – Brasil (CAPES) – código de Financiamento 001. Os autores agradecem ao Programa de Pós-Graduação em Engenharia Aeroespacial da Universidade Federal do Rio Grande do Norte (UFRN) pelo apoio ao desenvolvimento desta pesquisa.

REFERÊNCIAS

[1] PIVETTA, A. F. S. (2017) Análise estrutural do demonstrador tecnológico scramjet 14 X S. Dissertação de Mestrado. Programa de Pós-Graduação em Ciências e Tecnologias Espaciais. ITA.

[2] COSTA, F. J. (2014). Projeto do veículo hipersônico aeroespacial 14-X para voo atmosférico a 30 km de altitude com velocidade correspondente a número de Mach 10. Autodesk University Brasil.

[3] COUTO, A. P.; NETO, F. M.; SOARES, L. H. S. M.; MARTOS, J. F. A.; TORO, P. G. P. (2019) Modelagem de um motor scramjet axissimétrico. In: CAB – II Congresso Aeroespacial Brasileiro. Santa Maria.

[4] MARIANO, A. R.; CARVALHAL, A. K.; TORO, P. G. (2013) Brazilian 14-X SA hypersonic axisymmetrical scramjet aerospace vehicle analytical and numerical analysis at Mach number 7. In: COBEM – 22nd International Congress of Mechanical Engineering. Ribeirão Preto.

[5] ARAÚJO, J. W. S. (2019). Análise numérica do escoamento na seção de captura de ar de um demonstrador scramjet. Dissertação de Mestrado. Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica. UFRN.

[6] CARVALHAL, A. L. (2015). Simulação numérica da aerodinâmica do demonstrador tecnológico scramjet 14-X B. Dissertação de Mestrado. Programa de Pós-Graduação em Ciências e Tecnologias Espaciais. ITA.

[7] SILVA, J. R. T.; TORO, P. G. P. (2013) Brazilian 14-X B hypersonic scramjet aerospace vehicle aerothermodynamic code. In: COBEM – 22nd International Congress of Mechanical Engineering. Ribeirão Preto.

[8] TORO, P. G. P.; CARNEIRO, R.; ARAÚJO, J. W. S.; MARINHO, G. S.; BORBA, G. L.; REGO, I. S.; MARTOS, J. F. A. (2018a). Design and Analysis of a generic scramjet air inlet. 17th Brazilian Congress of Thermal Sciences and Engineering (ENCIT 2018-0751). Águas de Lindóia/SP, Brazil.

[9] TORO, P. G. P.; CARNEIRO, R.; ARAÚJO, J. W. S.; MARINHO, G. S.; BORBA, G. L.; REGO, I. S.; MARTOS, J. F. A. (2018b). Design of the generic scramjet combustion chamber. 17th Brazilian Congress of Thermal Sciences and Engineering (ENCIT 2018-0056). Águas de Lindóia/SP, Brazil.

[10] ARAÚJO, P. P. B.; PEREIRA, M. V. S.; MARINHO, G. S.; MARTOS, J. F. A.; TORO, P. G. P. (2021). Optimization of scramjet inlet based on temperature and Mach number of supersonic combustion. *Aerospace Science and Technology*, v. 116. Elsevier Masson SAS. <https://doi.org/10.1016/j.ast.2021.106864>.

[11] BEZERRA, I. S. A. (2020). Análise numérica da influência da velocidade na combustão supersônica em um demonstrador scramjet. Dissertação de Mestrado. Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica. UFRN.

[12] CARNEIRO, R. (2020). Estudo analítico de um demonstrador da tecnologia da combustão supersônica. Dissertação de Mestrado. Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica. UFRN.

[13] ANDERSON JÚNIOR, J. D. (2003) *Modern Compressible Flow: with Historical Perspective*. McGraw-Hill series in Aeronautical and Aerospace Engineering. Third Edition. ISBN 0-07-242443-5. ISBN 0-07-1 12161-7 (ISE).

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

[15] CHOUBEY, G.; D, Y.; HUANG, W.; YAN, L.; BABAZADEH, H.; PANDEY, K. M. (2020). Hydrogen fuel in scramjet engines - A brief review. *International Journal of Hydrogen Energy*, v. 45, n. 33, p. 16799-16815. Elsevier BV. <http://dx.doi.org/10.1016/j.ijhydene.2020.04.086>.