



21-25
AGOSTO DE 2016
FORTALEZA - CEARÁ

CONCEPÇÃO AEROTERMODINÂMICA E PROJETO MECÂNICO DE UM MOTOR SCRAMJET DE TREINAMENTO

Rafael de Oliveira Santos, rafael.santos@ieav.cta.br¹

Marco Antônio Sala Minucci, sala@ieav.cta.br¹

Paulo Gilberto de Paula Toro, toro@ieav.cta.br¹

Israel da Silveira Rêgo, israel.rego@ieav.cta.br¹

¹Instituto de Estudos Avançados, Trevo Coronel Aviador José Alberto Albano do Amarante, nº 1 – Putim, 12.228-001 – São José dos Campos, SP, Brasil.

Resumo: Este artigo apresenta em detalhes a concepção aerotermodinâmica seguida do projeto mecânico de um scramjet de treinamento para voo atmosférico a 6,2 km de altitude com velocidade correspondente a número de Mach 4,2, acoplado ao foguete de treinamento intermediário (FTI). O scramjet de treinamento consiste de um motor aeronáutico com simetria planar para operação no regime de baixo hipersônico, servindo como um 2º estágio “aspirado” do FTI. A metodologia para concepção do scramjet utilizou as teorias de onda de choque oblíqua e de expansão para determinação da sua geometria assim como, das propriedades aero-termodinâmicas do escoamento ao longo do scramjet. Para o projeto mecânico foi utilizada a ferramenta de desenho assistido por computador ou CAD (computer aided design). Foram realizados cálculos variando a geometria do scramjet, tanto na seção de compressão quanto na seção de expansão e avaliadas as implicações destas com intuito de selecionar a melhor configuração para o projeto mecânico do scramjet. Os resultados teórico-analíticos mostraram que dentre as configurações consideradas, a que apresenta resultados mais satisfatórios para a seção de compressão, foi aquela com três rampas de compressão, sendo a primeira de 14° em relação à horizontal, a segunda de 5° em relação à primeira rampa e a terceira de 5° em relação à segunda rampa, obtendo na entrada da câmara de combustão uma temperatura de 759 K, pressão de 1420 kPa e velocidade correspondente a número de Mach 1,52 (escoamento supersônico). Para a seção de expansão, a melhor configuração selecionada foi uma tubeira com expansão interna e externa constituída de uma única rampa no final do acoplador de 10°, obtendo após a onda de expansão uma temperatura de 578 K, pressão de 272 kPa e velocidade correspondente a número de Mach 2,15. O projeto mecânico forneceu uma idéia das dimensões básicas do scramjet: 641,89 mm de comprimento, 250 mm de altura e 150 mm de largura, desconsiderando o acoplamento do scramjet e o foguete acelerador FTI. Arbitradas algumas espessuras mínimas para fuselagem (com base na condução de calor), permitiu projetar a estrutura interna do scramjet e avaliar o volume interno útil (aproximadamente 6.200 cm³) para acomodação de equipamentos embarcados. A possibilidade do sistema de propulsão aspirada a combustão supersônica scramjet de substituir dentro das próximas décadas os atuais sistemas de propulsão para acesso mais barato, seguro e sustentável ao espaço, foi o principal fator que motivou a pesquisa aqui realizada.

Palavras-chave: scramjet, hipersônica, projeto, CAD, teoria de gás dinâmica.

1. INTRODUÇÃO

Atualmente, cerca de 95% do peso dos foguetes é constituído pelo sistema de propulsão (combustível/oxidante) e pela estrutura do veículo, e apenas os 5% restantes são aproveitados para cargas úteis (equipamentos como satélites e tripulação).

Os sistemas de propulsão utilizados nos atuais foguetes são baseados em combustão química (propulsão sólida e/ou propulsão líquida) contando com uma eficiência de até 98% na produção de energia cinética através da extração de energia química produzida na combustão (Ketsdever et al., 2008). Apesar da alta eficiência, surgiu a necessidade de estudos buscando técnicas para redução do peso da estrutura do foguete, busca de materiais mais leves e combustíveis mais energéticos. Além disso, já que é improvável a obtenção de maiores eficiências nos sistemas de propulsão atuais, torna-se necessário o projeto de um novo sistema de propulsão, tão eficiente quanto, porém mais barato. Esse novo

sistema propiciaria o desenvolvimento de aeronaves que utilizariam propulsão hipersônica aspirada com combustão supersônica, ou scramjet, reduzindo custos com a missão espacial.

Em 2007, o Instituto de Estudos Avançados (IEAv) iniciou o projeto do veículo hipersônico aeroespacial 14-X com o objetivo de promover a pesquisa em propulsão hipersônica aspirada, objetivando a manufatura e inclusive a realização de voos testes utilizando o VHA 14-X.

Os veículos aeroespaciais que utilizam sistema de propulsão aspirada e motor estato-reator a combustão supersônica, são denominados scramjets. Seu princípio de funcionamento se baseia no aproveitamento conveniente das ondas de choque oblíquas/cônicas geradas na seção de compressão, (parte frontal do veículo) durante o voo hipersônico para comprimir e desacelerar o ar atmosférico até velocidades supersônicas na entrada da câmara de combustão, atingindo assim as propriedades necessárias para a combustão espontânea do combustível injetado.

O scramjet de treinamento propicia a capacitação de pessoas na pesquisa e desenvolvimento de motores scramjet, pois utiliza as mesmas metodologias para o desenvolvimento de um scramjet tecnológico, e mantém operacionais as equipes de lançamento e de integração de carga útil dos nossos centros de lançamento (CLBI ou CLA), a partir dos quais o scramjet de treinamento será lançado como carga útil do FTL.

2. METODOLOGIA

2.1. Terminologia

A terminologia apresentada na Fig. 1 define as seções de compressão (externa e interna), seção de combustão e seção de expansão (externa e interna) de um scramjet. Essa definição possibilita a análise aerotermodinâmica e do ciclo termodinâmico do motor.

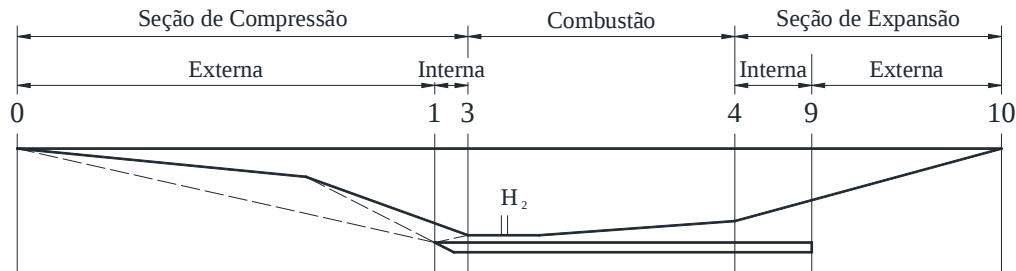


Figura 1 - Terminologia de um motor scramjet.

Para o projeto do scramjet de treinamento que é um motor aeronáutico hipersônico com simetria planar, primeiramente será realizada a análise teórico-analítica do veículo, uma das metodologias adotadas para projetar um demonstrador tecnológico antes de realizar seu teste de voo em atmosfera terrestre. Posteriormente, será feito o projeto mecânico preliminar do motor com base nos resultados adquiridos durante a análise teórico-analítica. A determinação da geometria do veículo será obtida por meio da utilização da teoria da onda de choque oblíqua para a região frontal (entrada de ar e entrada do combustor) e teoria da onda de expansão para a região posterior do veículo (saída do combustor e tubeira).

2.2. Onda de choque oblíqua incidente

A onda de choque oblíqua incidente (Fig. 2) é estabelecida no bordo de ataque de um corpo no formato de cunha a velocidades supersônicas ou hipersônicas. O estabelecimento desta onda comprime o escoamento entre a superfície do corpo e a onda de choque. O resultado desta compressão é o aumento das propriedades aerotermodinâmicas como pressão, temperatura, massa específica e velocidade do som e a diminuição da velocidade e do número de Mach do escoamento.

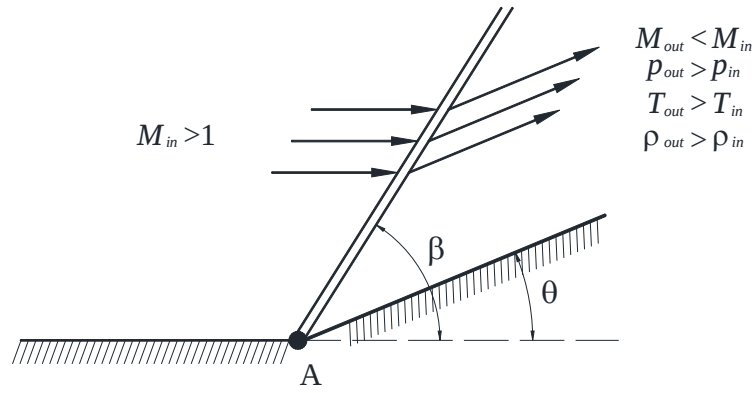


Figura 2 - Onda de choque oblíqua incidente.

Na Fig. 2, p_{in} , T_{in} , ρ_{in} e M_{in} representam, respectivamente, pressão, temperatura, massa específica e número de Mach antes da onda de choque oblíqua e p_{out} , T_{out} , ρ_{out} e M_{out} representam, respectivamente, pressão, temperatura, massa específica e número de Mach após a onda de choque oblíqua. Já o ângulo de deflexão do escoamento θ , coincide com o ângulo físico da cunha, que induz uma onda de choque com ângulo de inclinação β .

A partir das relações da onda de choque oblíqua, (Eq. de (1) a (4) apresentadas por Anderson (2003)) é possível determinar as propriedades do escoamento após o choque, considerando o ar com comportamento de gás perfeito e não viscoso. A relação $\theta - \beta - M$, dada pela Eq. (5), permite obter β conhecidos θ e M .

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

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

$$\frac{T_{out}}{T_{in}} = \frac{p_{out}}{p_{in}} \cdot \frac{\rho_{in}}{\rho_{out}} \quad (3)$$

$$M_2 = \frac{\sqrt{\frac{(M_{in} \sin \beta)^2 + \frac{2}{(\gamma + 1)}}{\frac{2\gamma}{(\gamma - 1)}(M_{in} \sin \beta)^2 - 1}}}{\sin(\beta - \theta)} \quad (4)$$

$$\tan \theta = 2 \cot \beta \left[\frac{(M_{in} \sin \beta)^2 - 1}{M_{in}^2 (\gamma + \cos 2\beta) + 2} \right] \quad (5)$$

2.3. Onda de choque oblíqua refletida

Após estabelecida a onda de choque oblíqua incidente, se o escoamento defletido encontrar uma superfície plana, esta provocará a reflexão da onda incidente, denominada onda de choque oblíqua refletida (Fig. 3). O escoamento desta onda de choque precisa se ajustar às condições de contorno, sendo paralelo à superfície encontrada. Para o equacionamento das propriedades do escoamento através desta onda podem ser utilizadas as mesmas relações utilizadas para a onda de choque oblíqua incidente (Anderson, 2003).

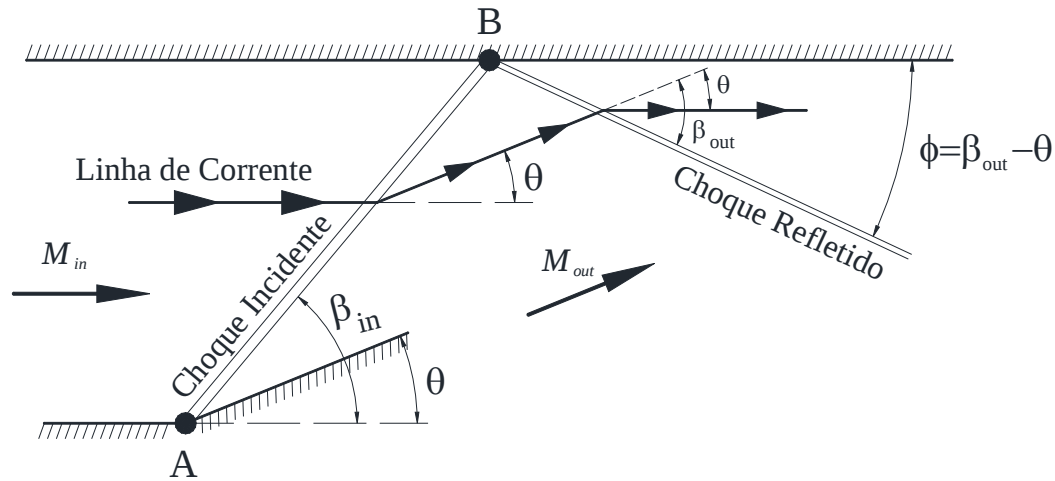


Figura 3 - Onda de choque oblíqua refletida.

2.4. Onda de expansão centrada

Quando o escoamento supersônico ou hipersônico sobre uma placa plana encontra uma deflexão negativa, esse escoamento necessita ajustar-se à nova direção definida pela quina, ocorre então, uma onda de expansão (Fig. 4). O ajuste do escoamento ocorrerá de forma que a sua direção original seja alterada por um leque de onda de expansão contínua, em consequência disto, haverá um acréscimo da velocidade do escoamento e do número de Mach, e decréscimo da pressão, temperatura e massa específica (Anderson, 2003).

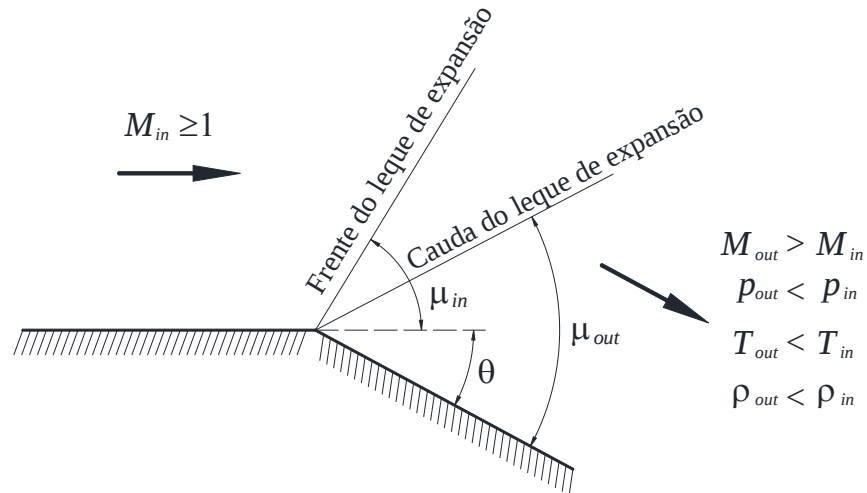


Figura 4 - Onda de expansão centrada.

Determinando-se o número de Mach após o leque de expansão é possível obter as propriedades do escoamento após o leque através das relações isentrópicas dadas pelas Eq. (6), (7) e (8), que representam, respectivamente, a razão da temperatura, a razão de pressão e a razão de massa específica através do leque de expansão.

$$\frac{T_{out}}{T_{in}} = \frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{in}^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{out}^2} \quad (6)$$

$$\frac{p_{out}}{p_{in}} = \left(\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{in}^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{out}^2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (7)$$

$$\frac{\rho_{out}}{\rho_{in}} = \left(\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{in}^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{out}^2} \right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \quad (8)$$

Na da teoria da onda de expansão, é definida a função de Prandtl-Meyer, dada pela Eq. (9).

$$\nu(M) = \sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \tan^{-1} \sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1} (M^2 - 1)} - \tan^{-1} \sqrt{M^2 - 1} \quad (9)$$

O ângulo de deflexão do escoamento θ , é obtido pela função de Prandtl-Meyer ν antes e após o leque de expansão, dado pela Equação (10).

$$\theta = \nu(M_{out}) - \nu(M_{in}) \quad (10)$$

Quando a expansão é confinada, assim como ocorre na saída da câmara de combustão do *scramjet*, a razão entre as alturas através das quais ocorre a expansão, pode ser calculada pela Eq. (11), conhecida como razão de área (Fig 5). (Heiser e Pratt, 1994).

$$\frac{H_{out}}{H_{in}} = \frac{M_{in}}{M_{out}} \left(\frac{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{out}^2}{1 + \frac{\gamma-1}{2} M_{in}^2} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \quad (11)$$

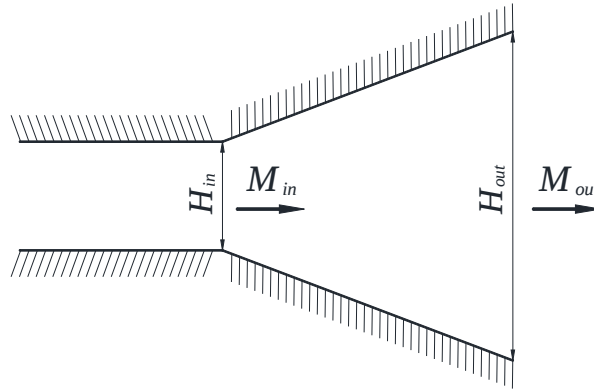


Figura 5 - Razão de área em um duto divergente.

3. RESULTADOS

3.1. Configurações do scramjet (inlet)

Para a análise teórico-analítica é necessário considerar as condições de projeto para a velocidade e altitude que o veículo irá voar, neste caso as mesmas do Foguete de Treinamento Intermediário (FTI), sendo assim, para o início dos cálculos utiliza-se a altitude em que a velocidade do FTI é máxima. Portanto, como dados de entrada tem-se uma velocidade de 1319 m/s, que corresponde a número de Mach 4,18 e altitude de 6,21 km.

Na entrada de ar do veículo (seção de compressão) foram comparadas 6 diferentes configurações de geometria, conforme mostrado na Tab. 1, e através das propriedades aerodinâmicas do escoamento obtidas na entrada da câmara de combustão, foi escolhida qual delas seria utilizada para o projeto mecânico preliminar.

Tabela 1 - Comparação das propriedades aerotermodinâmicas do escoamento na entrada da câmara de combustão das diferentes configurações.

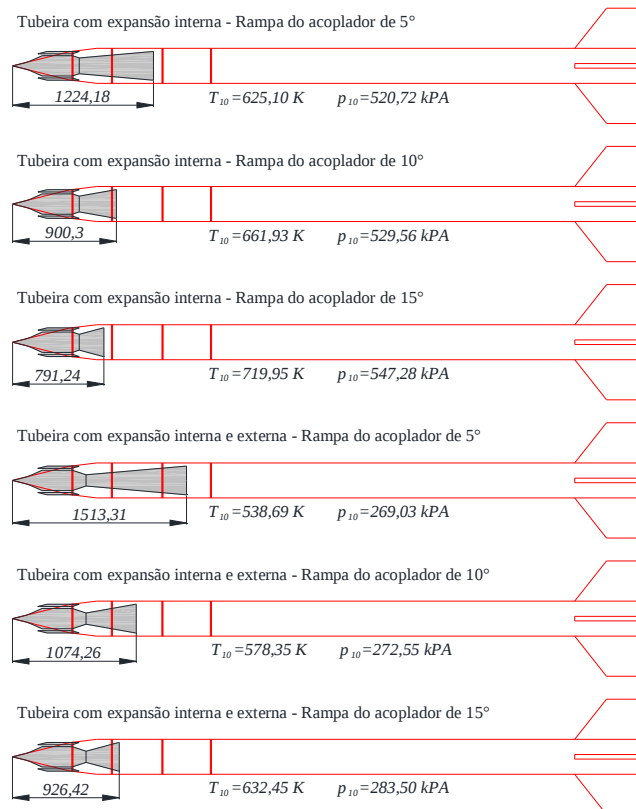
Propriedade	Configuração														
	1 rampa	2 rampas		3 rampas			3 rampas			3 rampas			3 rampas		
	14°	1 ^a 14°	2 ^a 14°	1 ^a 14°	2 ^a 10°	3 ^a 4°	1 ^a 14°	2 ^a 5°	3 ^a 5°	1 ^a 14°	2 ^a 7°	3 ^a 7°	1 ^a 14°	2 ^a 6°	3 ^a 5°
M_{out}^*	2,39	1,06		1,11			1,53			1,09			1,44		
T_3 [K]	519,53	907,62		893,32			759,27			888,58			787,47		
p_3 [kPa]	450,60	2182,26		2189,09			1420,02			2186,10			1575,27		
ρ_3 [kg/m ³]	3,02	8,37		8,54			6,51			8,57			6,97		
a_3 [m/s]	456,89	603,89		599,11			552,34			597,52			562,50		
u_3 [m/s]	1092,56	643,38		665,55			843,86			652,61			809,61		

*entrada do combustor

Para ocorrer a combustão supersônica, é desejável que o número de Mach esteja acima de 1, e a temperatura esteja acima da temperatura de ignição do combustível que será utilizado. Porém, para este scramjet, inicialmente, não serão realizados testes com injeção de combustível, contudo foi adotado como base uma temperatura acima de 750 K, para futuros testes que envolvam a injeção. A pressão é considerada em relação aos esforços estruturais do scramjet, não é desejável pressões muito elevadas na câmara de combustão, pois o material e espessuras necessários para suportar tal pressão elevariam o peso do motor e consequentemente, diminuiria a razão empuxo-peso do motor, que é uma das figuras de mérito de um sistema de propulsão. Neste caso, a configuração escolhida foi a de 3 rampas de compressão, sendo a primeira com ângulo de 14°, a segunda de 5° e a terceira de 5°.

3.2. Seção de expansão do scramjet (tubeira)

Na seção de expansão foram comparados 6 tipos de geometria diferentes, sendo a tubeira com expansão interna ou tubeira com expansão interna e externa, e variando o ângulo da rampa do acoplador para o foguete FTI. A comparação das diferentes configurações, com as propriedades aerotermodinâmicas do escoamento após a expansão externa estão apresentadas na Fig. 6.

**Figura 6 - Comparação da configuração da tubeira com expansão interna e com expansão interna e externa.**

Considerando que a pressão do escoamento após a onda de expansão externa é desejável estar próxima da pressão do escoamento não perturbado, a melhor configuração seria a *scramjet* utilizando uma tubeira com expansão interna e externa com a rampa do acoplador de 5°, porém essa configuração necessita uma modificação nas quatro seções de carga útil do FTI. Caso seja considerada apenas a modificação no Foguete FTI, a melhor configuração seria o *scramjet* utilizando uma tubeira com expansão interna e com a rampa do acoplador de 15°, que necessita modificação em apenas duas seções, porém as propriedades aerotermodinâmicas do escoamento após a expansão externa para essa configuração possuem o resultado mais distante do escoamento não perturbado em comparação às outras configurações. Analisando então as propriedades aerotermodinâmicas do escoamento após a expansão externa e levando em conta também o número de seções que serão modificadas no FTI, a melhor configuração para o *scramjet* de simetria planar é do modelo utilizando uma tubeira com expansão interna e externa com a rampa do acoplador de 10°, portanto esta foi a configuração escolhida para o projeto mecânico preliminar.

3.3. Cálculos das propriedades aerotermodinâmicas

É possível observar por meio dos cálculos obtidos na análise teórico-analítica as variações das propriedades aerotermodinâmicas do escoamento à medida que passa pelas seções do veículo. Após estabelecida a onda de choque no bordo de ataque do veículo, o escoamento passa pelas três rampas de compressão e chega à câmara de combustão, durante esse processo de compressão do ar, ocorre o aumento de temperatura, pressão, densidade e velocidade do som, e redução do número de Mach e velocidade do escoamento. Após a câmara de combustão, o escoamento chega na seção de expansão do veículo, onde o ar vai se expandir e assim reduzir a temperatura, pressão, densidade e velocidade do som e aumentar o número de Mach e velocidade do escoamento. Essas variações das propriedades estão representadas na Fig. 7.

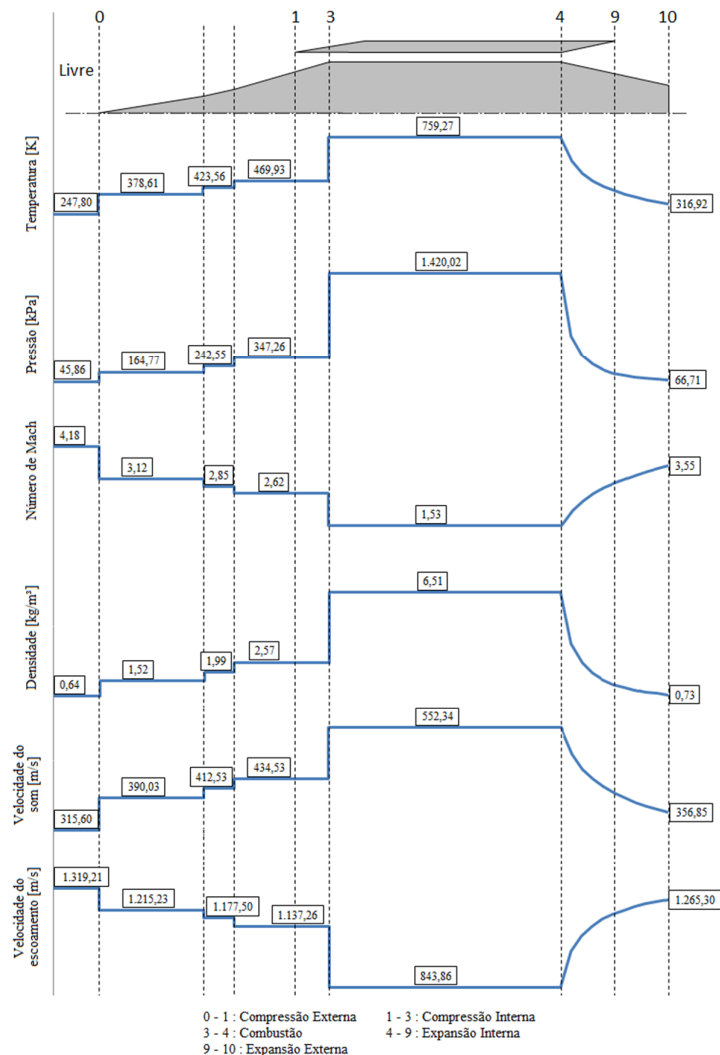


Figura 7 - Propriedades aerotermodinâmicas ao longo do scramjet.

3.4. Concepção aerotermodinâmica

O projeto mecânico dimensional preliminar foi feito até a tubeira do *scramjet*, para trabalhos futuros será feito um projeto para acoplamento do *scramjet* ao Foguete de Treinamento FTI. A partir dos dados obtidos durante a análise teórico-analítica, foi determinada a melhor geometria, cujas dimensões básicas do *scramjet* de simetria planar estão ilustradas na Fig. 8.

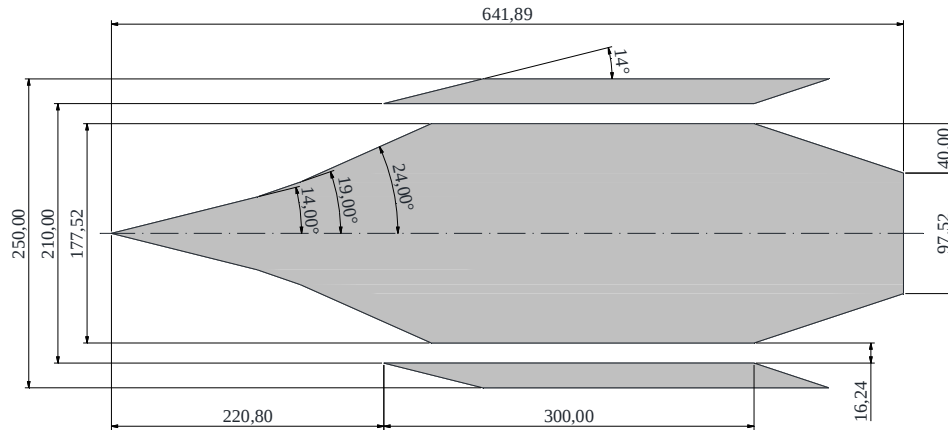


Figura 8 - Dimensões básicas do scramjet de simetria planar (dimensões em mm).

3.5. Projeto mecânico

A partir dos dados da geometria obtidos e atendidos os requisitos do projeto, foi feito o projeto mecânico preliminar do *scramjet* de simetria planar utilizando ferramentas do software CAD (*Computer Aided Design*) Autodesk Inventor 2013, para modelagem das peças. Primeiramente, foi feito a modelagem externa do veículo, com as peças que representam as rampas de compressão e de expansão, a carenagem e a fuselagem do veículo. A partir desse modelamento, foi possível observar o espaço interno disponível (cerca de 8.900 cm³) para acomodação da estrutura interna e dos subsistemas embarcados. A partir da configuração externa e espaço interno, a estrutura interna foi projetada. Primeiramente, foi introduzida uma chapa que divide a parte superior e inferior do veículo, já que o mesmo é simétrico. Depois foram introduzidas longarinas e nervuras no veículo para reforçar a estrutura e fazer uma divisão da região interna do veículo. Com a estrutura interna projetada, o espaço interno para acomodação de equipamentos embarcados já citados é de aproximadamente 6.200 cm³. A Fig. 9 mostra o veículo em vista isométrica em corte ilustrando a estrutura interna projetada, e a Fig. 10 uma vista explodida do *scramjet*.

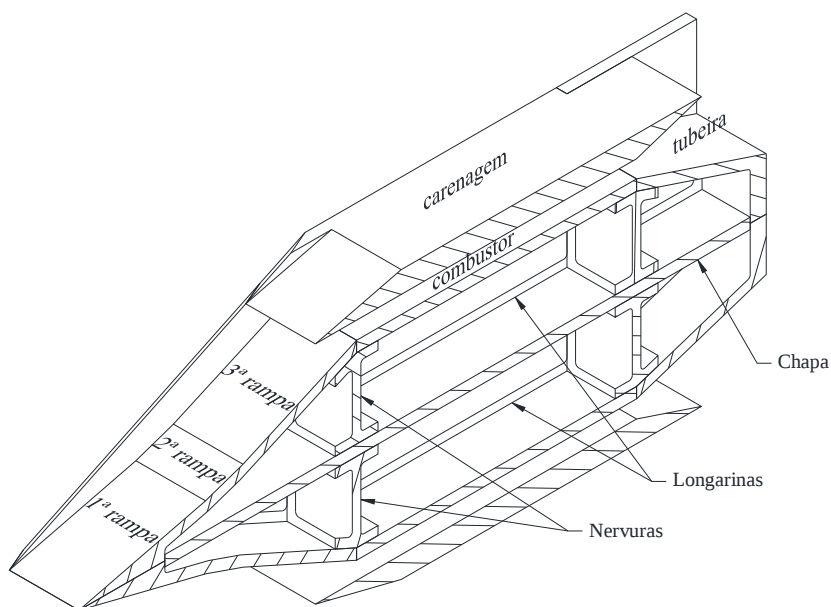


Figura 9 - Vista isométrica em corte do scramjet de simetria planar.

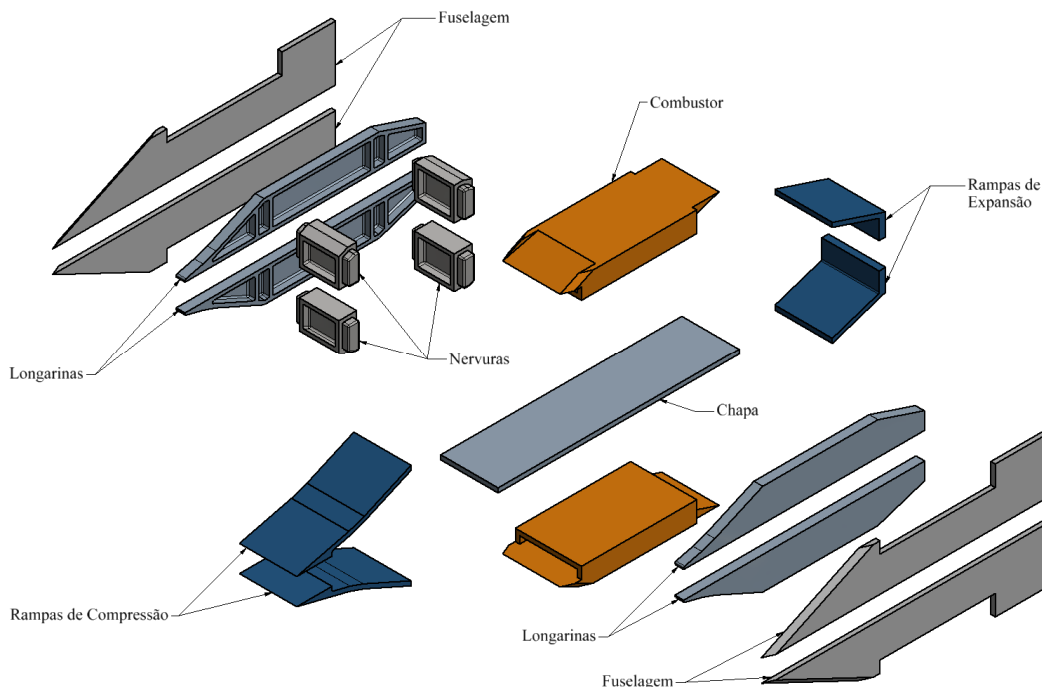


Figura 10 - Vista Explodida do Scramjet de Simetria Planar

4. CONCLUSÃO

A análise teórico-analítica foi aplicada utilizando a teoria da onda de choque oblíqua incidente e refletida e teoria da expansão para avaliar as propriedades aerotermodinâmicas do escoamento ao longo do *scramjet* de simetria planar voando acoplado ao Foguete de Treinamento Intermediário (FTI), com velocidade correspondente a número de Mach 4,18 e altitude de 6,2 km.

Foram realizados cálculos variando a geometria do *scramjet*, tanto na seção de compressão quanto na seção de expansão e avaliadas as implicações destas variações para selecionar a melhor configuração a ser utilizada para o projeto mecânico preliminar do *scramjet*.

Os resultados teórico-analíticos mostraram que dentre as configurações consideradas, a que apresenta resultados mais satisfatórios para a seção de compressão, foi a configuração com três rampas de compressão, sendo a primeira de 14° em relação à horizontal, a segunda de 5° em relação à primeira rampa e a terceira de 5° em relação à segunda rampa, obtendo na entrada da câmara de combustão uma temperatura de 759 K, pressão de 1420 kPa e velocidade correspondente a número de Mach 1,52 (escoamento supersônico).

Para a seção de expansão, a melhor configuração foi utilizando a tubeira com expansão interna e externa constituída de uma única rampa no final do acoplador de 10° e que implica na modificação de três seções de carga útil do FTI para seu acoplamento, obtendo após a onda de expansão uma temperatura de 578 K, pressão de 272 kPa e velocidade correspondente a número de Mach 2,15.

O projeto mecânico preliminar forneceu uma ideia das dimensões básicas do veículo, considerando o veículo desacoplado do foguete FTI, cujas dimensões são: 641,89 mm de comprimento, 250 mm de altura e 150 mm de largura. Arbitradas algumas espessuras mínimas da fuselagem, foi possível projetar a estrutura interna do *scramjet* e de avaliar a área interna disponível (aproximadamente 6.200 cm³) para acomodação de equipamentos embarcados.

A possibilidade do sistema de propulsão aspirada a combustão supersônica *scramjet* de substituir dentro das próximas décadas os atuais sistemas de propulsão para acesso mais barato, seguro e sustentável ao espaço, foi principal fator que motivou a pesquisa aqui realizada.

5. REFERÊNCIAS

- ANDERSON Jr., J. A. Modern Compressible Flow, The Historical Perspective, McGraw-Hill, Inc, 2003.
- HEISER, H. W. and PRATT, D. T (with Daley, D. H. and Mehta, U. B.). Hypersonic Airbreathing Propulsion. Education Series. EUA. AIAA, 1994.
- KETSDEVER, A.D., YOUNG, M.P., MOSSMAN, J.B. e PANCOTTI, A.P. An Overview of Advanced Concepts for Space Access. In: 44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2008 (AIAA 2008-5121), Hartford, Connecticut, EUA. Anais, 2008.

6. RESPONSABILIDADE AUTORAL

“Os autores são os únicos responsáveis pelo conteúdo deste trabalho”.

AEROTHERMODYNAMIC CONCEPTION AND MECHANICAL DESIGN OF A TRAINING SCRAMJET

Rafael de Oliveira Santos, rafael.santos@ieav.cta.br¹

Marco Antônio Sala Minucci, sala@ieav.cta.br¹

Paulo Gilberto de Paula Toro, toro@ieav.cta.br¹

Israel da Silveira Rêgo, israel.rego@ieav.cta.br¹

¹Institute for Advanced Studies, Trevo Coronel Aviador José Alberto Albano do Amarante, n. 1 – Putim, 12.228-001 – São José dos Campos, SP, Brazil.

Abstract. *This paper shows details of the aerothermodynamic conception and the mechanical design of a training scramjet to flight with speed corresponding to a Mach number of 4.2 and altitude of 6.2 km. The intermediate training rocket (FTI in Portuguese) will accelerate this training scramjet to the flight conditions. The training scramjet consists in an engine with flat symmetry to operate in low hypersonic regime. The methodology to design the scramjet geometry and calculate the aerothermodynamic proprieties of the airflow along it was the oblique shock wave and expansion wave theories. To the mechanical design was used a CAD software. Calculations were performed by varying the scramjet geometry, both in the compression section and in the expansion section and assessed the implications of these in order to select the best configuration for the mechanical design of the scramjet. The theoretical results showed that among the configurations considered the best results for compression section was three compression ramps, where the first have 14.5 degrees in relation to the freestream direction, the second with 5 degrees in relation to the first ramp and the third with 5 degrees in relation to the second ramp, resulting in a temperature equal to 759 K at the combustion chamber entrance, a pressure equal to 1.420 kPa and a Mach number equal to 1.52 (supersonic airflow). The best configuration for the expansion section was a nozzle with internal and external expansion made by one ramp with 10 degrees, then resulting in a temperature of 578 K, a pressure of 272 kPa and a Mach number of 2.15 behind the expansion fan. The mechanical design provided an idea about the basic dimensions of the scramjet. These dimensions are 641.89 mm in length, 250 mm in height and 150 mm in width, desconsidering the adapter between the scramjet and the FTI rocket accelerator. The fuselage thickness was decided based on the heat conduction, allowing us to design the internal structure of the scramjet and to evaluate the useful internal volume (about 6,200 cm³) for accommodation of the onboard equipment. The possibility of the airbreathing propulsion system based on supersonic combustion to replace the current propulsion systems within the next decades for cheaper, safe and sustainable access to space has been the main motivation of this research.*

Keywords: scramjet, hypersonic, project, CAD, dynamic gas theory