



4^{to} Congreso Argentino de Ingeniería Aeronáutica



PROJETO PRELIMINAR DE UMA PROTEÇÃO AERODINÂMICA PARA A ENTRADA DE AR DO MOTOR SCRAMJET DO DEMONSTRADOR TECNOLÓGICO 14-X S.

G. J. Costa^a, F. J. Costa^b, B. L. Coelho^b, S. N. P. Laiton^b, R. L. Cardoso^b, R. O. Santos^c, M. A. S. Minucci^c,
A. C. Oliveira^c, I. S. Rego^c, P. G. P. Toro^c

^aFATEC – Faculdade de Tecnologia de São José dos Campos Prof. Jessen Vidal, Av. Cesare Mansueto Giulio Lattes, nº 1350 Eugênio de Melo CEP. 12.247-014 São José dos Campos, SP - Brasil. <http://www.fatecsjc.edu.br/>

^bITA – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, Praça Marechal Eduardo Gomes, nº 50 Vila das Acácias CEP. 12.228-900 São José dos Campos, SP - Brasil. <http://www.ita.br/>

^cIEAv – Instituto de Estudos Avançados, Trevo Coronel Aviador José Alberto Albano do Amarante, nº 1 Putim CEP. 12.228-001 São José dos Campos, SP - Brasil. <http://portal.ieav.cta.br/>

Palavras chaves: 14-X S, hipersônica, scramjet, veículo aeroespacial

Resumo

O Laboratório de Aerodinâmica e Hipersônica Prof. Henry T. Nagamatsu, do Instituto de Estudos Avançados (IEAv), realiza Pesquisa e Desenvolvimento (P&D) do Demonstrador Tecnológico *scramjet* 14-X S, visando voo atmosférico a 30 Km de altitude com velocidade correspondente a número de Mach 7, o qual é parte do esforço contínuo do Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial (DCTA) de desenvolver um demonstrador de tecnologia, visando exploração aeroespacial, utilizando tecnologia *scramjet*, proporcionando um sistema de propulsão hipersônica aspirada baseada na combustão supersônica. Veículos hipersônicos aeroespaciais dotados de sistema de propulsão supersônica a ar aspirado enfrentam ambientes extremamente severos durante voo super/hipersônico em termos de carregamentos térmicos e aerodinâmicos. Desta forma, faz-se necessário o emprego de proteção aerodinâmica da entrada de ar do motor *scramjet* que atendam aos carregamentos térmicos e aerodinâmicos sem que haja o comprometimento da eficiência do motor *scramjet*, levando em consideração: i) projeto da entrada de ar (camada-limite, onda de choque oblíqua e onda de choque oblíqua refletida); ii) temperatura da parede da carenagem e da rampa de compressão; iii) velocidade supersônica na câmara de combustão. A proteção aerodinâmica da entrada de ar do motor *scramjet* atuará para evitar o unstart do motor e corresponder as previsões teórico-analítica, análise numérica e investigação experimental durante o voo atmosférico do Demonstrador Tecnológico *scramjet* 14-X S.

1. INTRODUÇÃO

O Laboratório de Aerodinâmica e Hipersônica Prof. Henry T. Nagamatsu, do Instituto de Estudos Avançados (IEAv), realiza Pesquisa e Desenvolvimento (P&D) do Demonstrador Tecnológico “scramjet” 14-X S (Fig. 1), visando voo atmosférico a 30 Km de altitude com velocidade correspondente a número de Mach 7 (Fig. 2), o qual é parte do esforço contínuo do Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial (DCTA) de desenvolver um demonstrador de tecnologia, visando exploração aeroespacial, utilizando tecnologia “scramjet”, proporcionando sistema de propulsão hipersônica aspirada baseada na combustão supersônica. Veículos hipersônicos aeroespaciais dotados de sistema de propulsão supersônica a ar aspirado enfrentam ambientes extremamente severos durante voo super/hipersônico em termos de carregamentos térmicos e aerodinâmicos. Desta forma, faz-se necessário o emprego de proteção aerodinâmica móvel da entrada de ar do motor “scramjet” que atendam aos carregamentos térmicos e aerodinâmicos sem que haja o comprometimento da eficiência do motor “scramjet”, levando em consideração: i) projeto da entrada de ar (camada-limite, onda de choque oblíqua e onda de choque oblíqua refletida); ii) temperatura da parede da carenagem e da rampa de compressão; iii) velocidade supersônica na câmara de combustão. A proteção aerodinâmica móvel da entrada de ar do motor “scramjet” atuará para evitar o unstart do motor e corresponder às previsões teórico-analítica, análise numérica e investigação experimental durante o voo atmosférico do Demonstrador Tecnológico “scramjet” 14-X S. A proteção permanecerá fechada durante o voo atmosférico do Demonstrador Tecnológico “scramjet” 14-X S, sendo aberta apenas no momento do experimento em voo que ocorrerá a 30 km de altitude.



Figura 1: Demonstrador Tecnológico 14-X S

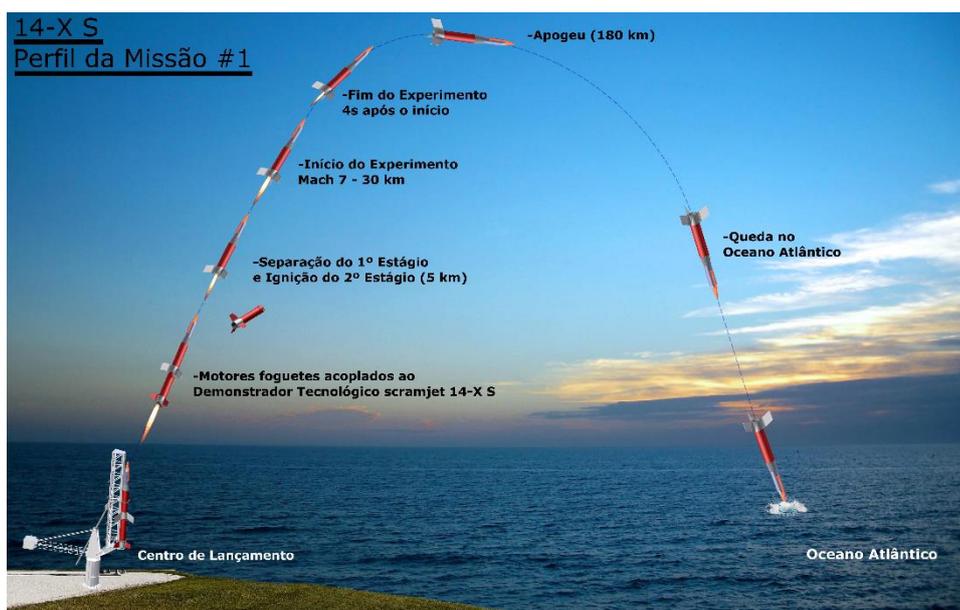


Figura 2: Demonstrador Tecnológico 14-X S

Diversos centros de pesquisa tem empreendido P&D em componentes móveis em veículos hipersônicos aeroespaciais dotados de motor “scramjet”, no intuito de evitar o unstart do motor [1], (2013), Fig 3, e permitir a operação de múltiplos sistemas propulsivos [2], Fig. 4.

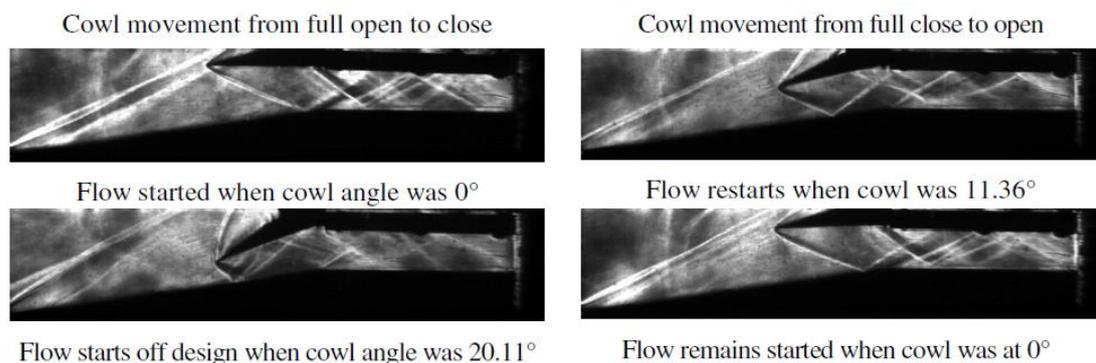


Figura 3: Fotografia “schlieren” de experimentos com carenagem móvel [1].

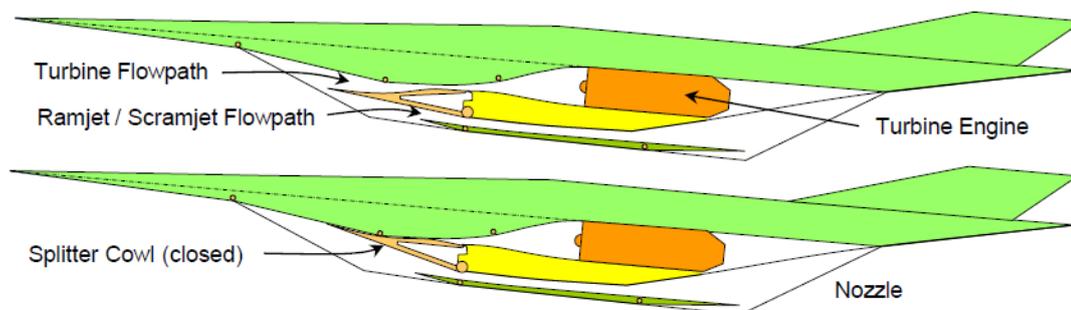


Figura 4: Concepção de veículo hipersônico aeroespacial de ciclo combinado baseado em turbojato e “scramjet”. [2].

O presente trabalho apresenta os resultados do projeto preliminar da proteção aerodinâmica do motor scramjet, que consiste na definição da geometria da proteção aerodinâmica, análise teórico analítica da aerodinâmica do sistema de compressão do motor scramjet e análise numérica da configuração preliminar da proteção aerodinâmica.

Será ainda necessário, em trabalhos futuros, a análise numérica aerodinâmica, análise numérica estrutural, experimentos e o dimensionamento do sistema mecânico para travar e destravar a proteção quando atingir as condições de voo desejadas.

2. METODOLOGÍA

Para desenvolver uma proteção para a entrada da câmara de combustão do motor scramjet, foi necessário a definição preliminar da estrutura da proteção, sendo realizados esboços seguindo aspectos definidos pela coordenadoria de projeto do 14-X S, onde a proteção não deverá se desacoplar do veículo, ou seja, ela deve ser recolhida quando do funcionamento do motor scramjet (quando atingir as condições de voo), o que limitou a utilizar parte da estrutura (Figura 5) como sendo a própria proteção aerodinâmica do motor scramjet.

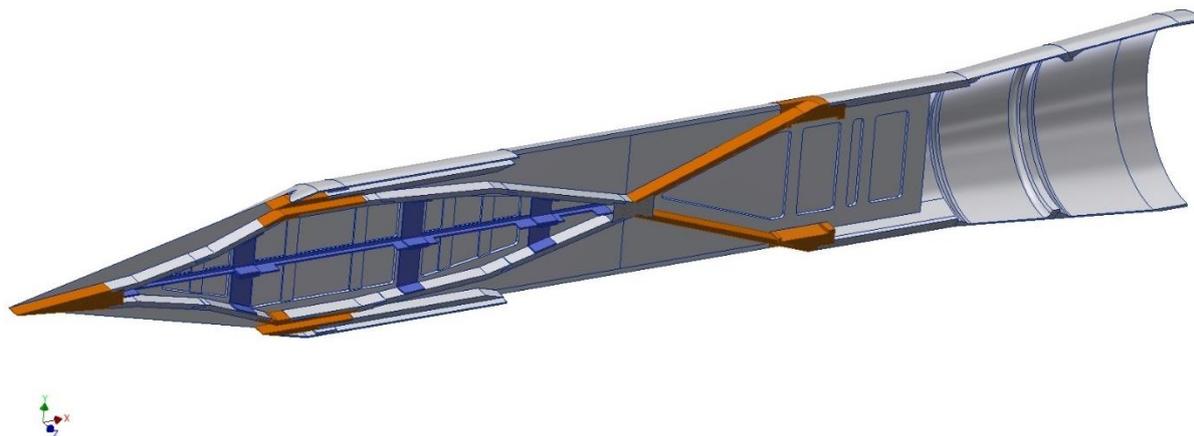


Figura 5: Estrutura Interna do 14-X S.

Definida a proteção aerodinâmica (móvel) do motor scramjet, é possível determinar as propriedades aerodinâmicas após as ondas de choque oblíquas formadas pelo sistema de compressão (três rampas de compressão). A Análise Teórico-Analítica da aerodinâmica do sistema de compressão do motor scramjet considera o equacionamento de choque oblíquo, fluido não viscoso e viscoso (camada-limite), gás perfeito ($\gamma = 1,4$), sendo o cálculo analítico desenvolvido através do software HAP (Hypersonic Airbreathing Propulsion) [3].

2.1. Teoria de Choque Oblíquo

Onda de choque oblíqua incidente atada com ângulo β é estabelecida no bordo de ataque (em formato de cunha) com ângulo θ (de um veículo aeroespacial em velocidade supersônica/hipersônica), Fig. 6, comprimindo a atmosfera entre a superfície de deflexão e a onda de choque. Esta compressão da atmosfera provoca o aumento das propriedades aerodinâmicas (pressão, temperatura, massa específica e velocidade do som) e o decréscimo da velocidade (número de Mach) do escoamento, que permanece paralelo à superfície da cunha em velocidade supersônica/hipersônica. Considerando que a velocidade (número de Mach) do escoamento não perturbado pode ser decomposta nas velocidades perpendicular e tangencial à onda de choque oblíqua atada u e w , e considerando volume de controle sem aplicação de forças externas (pressão nula) através da onda de choque oblíqua de área frontal constante, observa-se que as componentes (perpendicular e tangencial) da velocidade através da onda de choque oblíqua produzem e não produzem momentum, respectivamente.

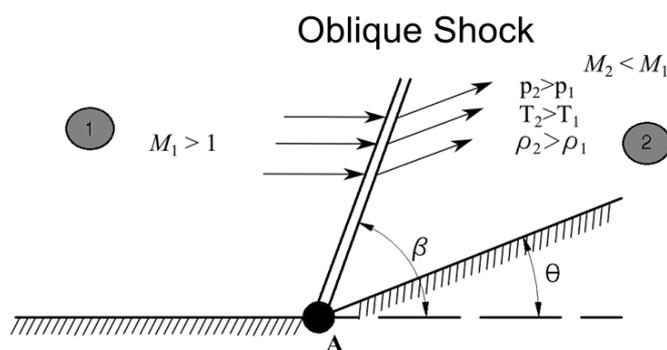


Figura 6: Geometria da onda de choque oblíqua plana

Considerando que o escoamento através de onda de choque oblíqua é governado pela componente perpendicular da velocidade do escoamento não perturbado, escoamento não viscoso, adiabático, regime permanente sem forças de campo e que não há difusão de massa, obtêm-se as equações (1-6) das razões das propriedades termodinâmicas de uma onda de choque oblíqua [4].

$$M_{n1} = M_1 \sin \beta \quad (1)$$

$$\frac{p_2}{p_1} = 1 + \frac{2\gamma}{\gamma + 1} (M_{n1}^2 - 1) \quad (2)$$

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{u_{n1}}{u_{n2}} = \frac{M_1^2 (\gamma + 1)}{2 + (\gamma - 1) M_1^2} \quad (3)$$

$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{h_2}{h_1} = \frac{p_2}{p_1} \frac{\rho_1}{\rho_2} \quad (4)$$

$$M_{n2}^2 = \frac{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_{n1}^2}{\gamma M_{n1}^2 \frac{\gamma - 1}{2}} \quad (5)$$

$$M_2 = \frac{M_{n2}}{\sin(\beta - \theta)} \quad (6)$$

Usando um método numérico (Newton-Raphson, secantes, etc.) pode-se obter a onda de choque, em relação à deflexão de fluxo locais, ao longo da equação (7):

$$\tan \theta = 2 \cot \beta \left[\frac{M_1^2 \sin^2 \beta - 1}{M_1^2 (\gamma + \cos 2\beta) + 2} \right] \quad (7)$$

3. RESULTADOS

O demonstrador tecnológico scramjet 14-X S possui três rampas de compressão em seu sistema de compressão (Fig. 5) de forma a garantir as condições de operação do motor scramjet, considerando voo atmosférico a 30 km de altitude e velocidade correspondente a número de Mach 7. A Tabela 1 indica os valores das propriedades termodinâmicas e velocidade do escoamento considerando altitude de projeto [5].

Condições	Temperatura [K]	Pressão [Pa]	Densidade [kg/m ³]	Velocidade do som [m/s]	Número de Mach
30 km	226,50	1197	1,841x10 ⁻²	301.70	7,00

Tabela 1. Propriedades termodinâmicas e número de Mach.

3.1. Projeto Geométrico da Entrada de Ar do 14-X S

Foram estudadas diversas possibilidades de geometrias para a função de proteção aerodinâmica do motor scramjet do 14-X S, e dentro das possibilidades analisadas pôde-se destacar a geometria apresentada na Figura 8, a qual atende aos requisitos estabelecidos ao projeto preliminar, utilizando a própria estrutura do demonstrador tecnológico como proteção aerodinâmica do motor scramjet.

A geometria definida pela Figura 8 apresenta um sistema de deslizamento da terceira rampa de compressão, de modo a garantir o completo fechamento da entrada da câmara de combustão. Isto resultaria em modificações da estrutura atual no sentido de possibilitar esse deslocamento sem criar pontos de infiltração do escoamento para a seção interna do veículo, desta forma, a terceira rampa foi estendida, e a segunda rampa recebeu um chanfro em sua extremidade que intercepta a terceira rampa de compressão. Além disso, foi adicionado um encaixe no fim da terceira rampa com a câmara de combustão, de modo a acomodar a terceira rampa, quando o motor scramjet estiver em condições de operação.



Figura 7: Proteção Aerodinâmica através do deslocamento da 3ª rampa

A solução mecânica da proteção aerodinâmica apresentou coerência com os requisitos do projeto, entretanto, a condição aerodinâmica na região próxima ao bordo de ataque do cowl apresentou comportamento não condizentes com os requisitos previamente estabelecidos. Uma análise numérica preliminar para verificar os efeitos do escoamento na região em questão foi conduzida, e observa-se, nas Figuras 10-12, a existência de uma região de recirculação, gerando um ponto de estagnação, o que ocasiona em alta pressão abaixo do bordo de ataque do cowl, e baixa pressão acima do bordo de ataque do cowl, o que poderia resultar em quebra do bordo de ataque do cowl, invalidando o voo do veículo.

A simulação teórico-numérica (CFD) do Demonstrador Tecnológico “scramjet” (com seção transversal bidimensional) com ângulo de ataque zero pode ser obtida com a solução das equações de governo (em duas dimensões) de Navier-Stokes as quais representam os princípios fundamentais da física.

O software Fluent, comercializado pela empresa ANSYS, o qual combina a física da dinâmica de fluido computacional (CFD), é capaz de resolver as equações de governo de Navier Stokes, o qual é utilizado neste trabalho para realização da simulação numérica do Demonstrador Tecnológico “scramjet”, considerando escoamento bidimensional em regime permanente, viscoso, compressível, sem troca de calor, e os efeitos de gás real.

A análise numérica aerodinâmica foi realizada em caráter preliminar, apenas para o entendimento inicial dos fenômenos envolvidos na região de estudo (região entre o bordo de ataque do cowl e terceira rampa de compressão). Desta maneira, a Figura 9 mostra a malha utilizada, contendo 58891 células, 88824 faces e 29934 nós.

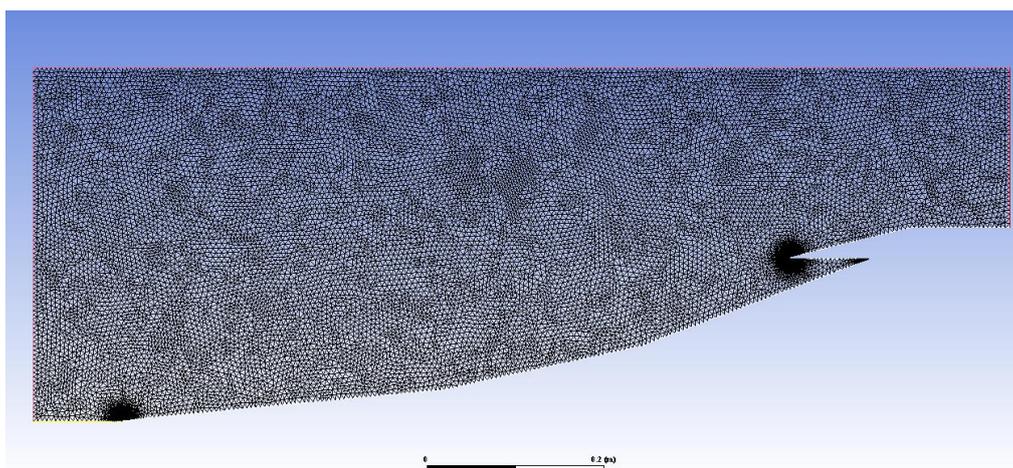


Figura 8: Malha utilizada para análise da primeira geometria da proteção aerodinâmica.

A Figura 10 indica o contorno de temperatura, em que na região de estudo apresenta temperatura de estagnação na ordem de 2300 K. A Figura 11 mostra o contorno de número de Mach, indicando que os valores se aproximam de 1 na região de estudo. Por fim, a Figura 12 nos mostra o contorno de pressão, cuja região de estudo apresenta pressões próximas a de estagnação, na ordem de 466000 Pa.

Para evitar as regiões de recirculação e pontos de estagnação, foi necessário criar uma geometria que estivesse o mais próximo o possível da ponta do cowl, levando em consideração o raio da ponta e mantendo como requisito de projeto que a proteção fosse parte da própria estrutura do motor, por isso, foi dada a terceira rampa, formada uma quarta rampa (Fig. 13).

Foi necessário criar uma pequena cavidade que segue a favor do escoamento entre a terceira rampa e a quarta, para possibilitar a abertura da rampa sem interferência física entre elas, e essa cavidade será analisada futuramente em análise numérica da aerodinâmica ou em experimentos em túnel de choque hipersônico, analisando possíveis efeitos que possam ser causados por essa pequena cavidade, necessitando de validação posterior.

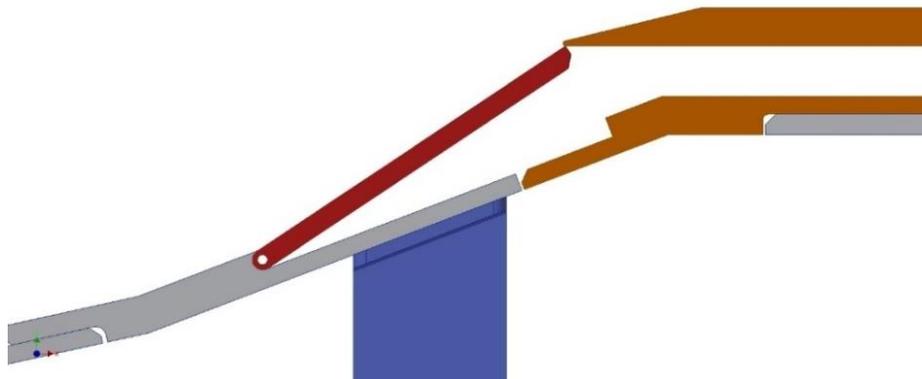


Figura 12: Proteção Aerodinâmica Através da implementação de uma 4ª Rampa.

3.2. Análise Teórico-Analítica Aerodinâmica

O sistema de compressão do Demonstrador Tecnológico scramjet 14-X S, Figura 13, é composto por três rampas de compressão com os respectivos ângulos de $5,50^\circ$, $12,50^\circ$ e 21° em relação a um referencial horizontal. A proteção aerodinâmica possui um ângulo de $33,77^\circ$ em relação a um referencial horizontal, e cuja função é manter fechada a entrada da câmara de combustão do motor scramjet durante as fases preliminares do voo atmosférico do Demonstrador Tecnológico scramjet 14-X S.

Durante o voo super/hipersônico ondas de choque com ângulos β_1 , β_2 , β_3 e β_4 (Fig. 13) são originadas no sistema de compressão apresentado anteriormente.

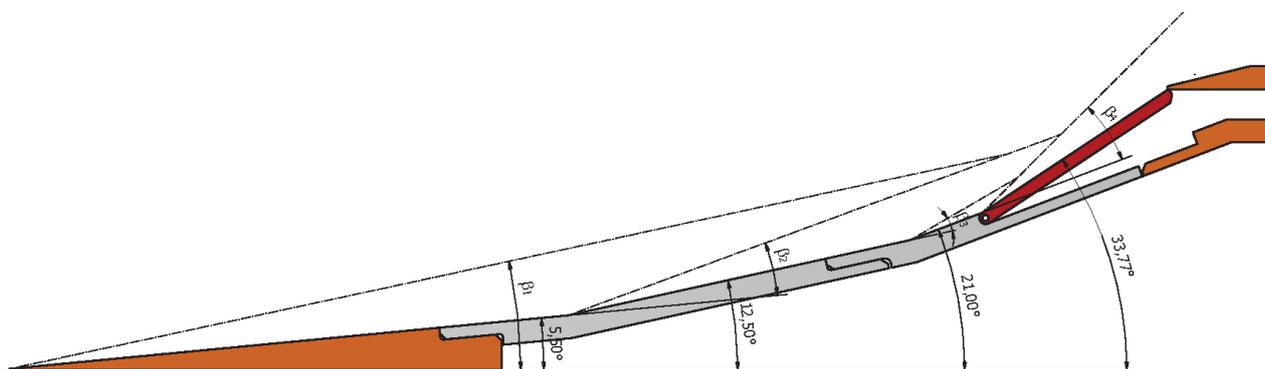


Figura 13: Sistema de compressão do 14-X S com Proteção Aerodinâmica.

Após a definição da nova geometria, foi realizado o cálculo analítico sem viscosidade no software HAP, no intuito de analisar as condições geradas pela última rampa (proteção fechada). Utilizando as condições de voo,

foram definidas as condições de entrada no software (Tabela 1) [5], provenientes da atmosfera padrão, foi possível realizar o cálculo das ondas de choque nas rampas do motor scramjet.

	30 Km (Altitude)	Unidade
Temperatura	226,5	K
Pressão	1197	Pa
Densidade	$1,84 \times 10^{-2}$	kg/m ³
Velocidade do som	301.7	m/s

Tabela 1: Condições de Entrada

Com as condições de entrada (condições de voo determinadas pelo projeto) e o ângulo da primeira rampa, foram encontradas as propriedades após a primeira onda de choque oblíqua que se forma na primeira rampa (Tabela 2), onde é possível analisar as diferenças nas condições geradas dentro da onda de choque e fora da onda de choque, podendo observar o aumento da pressão e temperatura e a redução do número de Mach.

Propriedades	Rampa 1	Unidade
Número de Mach	6,0188	-
Temperatura	296,6924	K
Pressão	2877,588	Pa
Densidade	$3,38 \times 10^{-2}$	kg/m ³
β_1	12,2429	graus

Tabela 2: Onda de Choque na Rampa 1

Utilizando as condições da primeira rampa foi possível calcular as condições na segunda rampa de compressão (Tabela 3), podendo observar as diferentes condições geradas entre ambas as rampas, o que reduz ainda mais o número de Mach e aumenta a temperatura, pressão e densidade.

Propriedades	Rampa 2	Unidade
Número de Mach	5,0625	-
Temperatura	399,3479	K
Pressão	7466,19	Pa
Densidade	$6,51 \times 10^{-2}$	kg/m ³
β_2	14,8096	graus

Tabela 3: Onda de Choque na Rampa 2

Após gerar os resultados da segunda rampa de compressão, foi possível calcular as condições geradas pela onda de choque oblíqua na terceira rampa, que seguiram a mesma tendência, reduzindo o número de Mach e aumentando a pressão, temperatura e a densidade.

Propriedades	Rampa 3	Unidade
Número de Mach	4,19	-
Temperatura	541,63	K
Pressão	19783,16	Pa
Densidade	$1,27 \times 10^{-2}$	kg/m ³
β_3	17,87	graus

Tabela 4: Onda de Choque na Rampa 3

O mesmo ocorre na quarta rampa (proteção aerodinâmica), que será a proteção da entrada de ar do motor scramjet, reduzindo ainda mais o número de Mach da onda de choque e aumentando a temperatura, pressão e densidade.

Propriedades	Rampa 4	Unidade
Número de Mach	3,22	-
Temperatura	796,53	K
Pressão	64748,31	Pa
Densidade	$2,83 \times 10^{-1}$	kg/m ³
β_4	24,1721	graus

Tabela 5: Onda de Choque na Rampa 4

4. CONCLUSÕES

A geometria escolhida criando uma quarta rampa retrátil atende perfeitamente os requisitos de projeto, ficando a favor do escoamento para o fechamento da proteção, o que facilita o rápido acionamento do sistema móvel. Será necessário ainda o desenvolvimento do mecanismo de abertura da entrada da câmara de combustão, que deve ser acionado imediatamente quando alcançar as condições desejadas para o voo.

Os cálculos analíticos apresentam um resultado dentro do esperado, e deverão ser validados futuramente através de uma simulação numérica aerodinâmica, podendo comparar em gráficos e analisar as imagens para verificar o comportamento do escoamento, principalmente na pequena cavidade gerada entre a terceira e quarta rampa, considerando, em ambos os casos, escoamento não-viscoso e viscoso.

Por fim, uma análise numérica estrutural deverá ser conduzida para garantir a integridade da estrutura do Demonstrador Tecnológico scramjet 14-X S para voo atmosférico a 30 km de altitude e velocidade correspondente a número de Mach 7.

REFERÊNCIAS

- [1] Senthilkumar, P. and Muruganandam, T. M. Experimental Studies on Unsteady Start/Unstart of High Speed Air Intakes with Moving Cowl. In: 29th International Symposium on Shock Waves, held in Madison, WI, U.S.A., from July 14 to July 19, 2013.
- [2] Slater, J.; Saunders, J. CFD Simulation of Hypersonic TBCC Inlet Mode Transition. In: 16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. American Institute of Aeronautics and Astronautics. Bremen, Germany, 2009.
- [3] Heiser, William H.; Pratt, David T. Hypersonic Airbreathing Propulsion. Washington, D. C.: AIAA Education Series, 1994.
- [4] Anderson JR., J. D. Modern Compressible Flow, with Historical Perspective. 3^a ed. McGraw-Hill, 2003.
- [5] U.S. Standard Atmosphere. NASA TM-X 74335. Washington, D. C.: National Oceanic and Atmospheric Administration, National Aeronautics and Space Administration and United States Air Force, 1976.