



Análise e desing preliminares de um demosntrador scramjet para voo atmosférico

Gabriel Afonso Pichorim¹, Paulo Gilberto de Paula Toro²

¹²*Programa de Pós-Graduação em Engenharia Aeroespacial, Universidade Federal do Rio Grande do Norte (UFRN), CEP 59.078-970, Natal/RN, Brasil. gabrielpichorim@gmail.com, toro11pt@gmail.com.*

Resumo

Na nova corrida espacial tecnologias emergentes vêm chamando atenção de diferentes programas espaciais em todo o mundo. A tecnologia scramjet (supersonic combustion ramjet) se mostra promissora devido a maior eficiência em termos de impulso específico quando comparada a motores foguetes. Dessa maneira foi desenvolvido neste trabalho um projeto preliminar otimizado, através de uma abordagem teórico-analítica com o uso da linguagem computacional python, de um veículo scramjet otimizado para voos a 23 km de altitude geométrica e velocidade equivalente a número de Mach 5.8 com gás hidrogênio como combustível. O estudo das propriedades termodinâmicas e velocidades do escoamento nas seções de compressão, câmara de combustão e expansão também será apresentado. Os dois pontos de maior importância para o projeto são a temperatura para a autoignição do combustível dentro da câmara de combustão e a pressão atmosférica após a expansão dos gases da exaustão. A compressão dos gases é estudada a partir da teoria de ondas de choque oblíquas incidentes e refletidas. O estudo da combustão é realizado a partir da Teoria de Rayleigh, considerando adição de calor da combustão. A expansão dos gases é estudada a partir das teorias de Prandtl-Meyer e razão de área. Por fim as propriedades termodinâmicas e relações de velocidades do escoamento nas seções de compressão, câmara de combustão e expansão serão apresentadas para discussão da viabilidade do projeto e possibilidade de geração de empuxo.

Keywords: Hipersônica, Scramjet, Ondas de choque, Combustão, Veículo espacial.

1. INTRODUÇÃO

Projetos de propulsão avançada vem sendo desenvolvidos em múltiplos programas espaciais nas últimas décadas. Entre estes projetos existe o interesse em alcançar velocidades hipersônicas, ou seja, voos atmosféricos acima de Mach 5. Neste contexto uma tecnologia espacial promissora utiliza a combustão aspirada supersônica para chegar a velocidades hipersônicas, tal tecnologia é conhecida como veículos scramjet (supersonic combustion ramjet)[1].

Veículos scramjet possuem vantagem em relações a motores foguetes no acesso ao espaço devido ao maior impulso específico gerado para números de Mach acima de 5 (Figura 1). Isso ocorre devido aos scramjet serem veículos de

propulsão aspirada, dessa forma enquanto motores foguetes chegam carregar até 70% da sua massa como comburente, scramjets utilizam o oxigênio da atmosfera para a ignição o combustível. Esta decréscimo de massa interna ao veículo pode parcialmente ser convertido em carga útil, facilitando o acesso a baixar orbitas e barateando o custo de missões espaciais [2].

Veículos scramjet também apresentam a vantagem de não possuir partes moveis necessárias para a compressão. Apenas a sua geometria e velocidade de voo já são suficientes para realizar esta tarefa. Com isso a manufatura desses veículos espaciais é mais simples e econômica do que as dos motores

foguete, atualmente a única tecnologia de acesso ao espaço utilizada comercialmente [3].

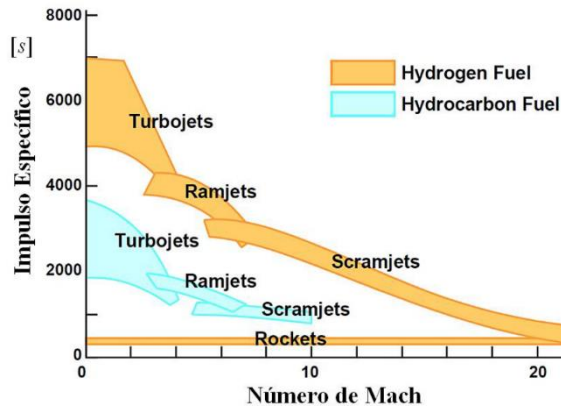


Figura 1. Desempenho de diferentes sistemas de propulsão para tecnologias aeroespaciais [2].

Entretanto por não apresentar partes moveis, veículos scramjets podem apenas ser utilizados para geração de empuxo dentro da atmosfera densa. A ignição dos motores só é possível após velocidades hipersônicas já tenham sido atingidas, por tanto veículos scramjet não podem decolar de forma autônoma e precisam ser acelerados por motores foguetes para de atingir as condições de voo definidas em projeto. Para missões além da atmosfera motores foguetes também são necessários uma vez que não é mais possível manter a combustão aspirada sem a presença do gás oxigênio presente na atmosfera [3].

Em 2002 na Universidade de Queensland, na Austrália, foi demonstrada a combustão supersônica em voo balístico durante reentrada atmosférica com velocidade hipersônica, correspondente ao número de Mach próximo de Mach 7,5, utilizando o veículo Hyshot. Os testes foram realizados entre uma altitude de 29 e 35 km, e os resultados obtidos demonstraram que testes em tuneis de choque representam de forma bastante precisa a combustão hipersônica na atmosfera e por tanto são uma ferramenta robusta para o desenvolvimento da tecnologia scramjet [4].

Nos Estados Unidos a tecnologia foi demonstrada em duas ocasiões. Primeiramente com veículo X-43, em 2004, que manteve combustão hipersônica por 10 segundos em dois testes, a 30 km de altitude para velocidades de Mach 7 e 10 [5] e [6]. Em 2010, o veículo X-51, que manteve voo hipersônico por 140 segundos, a Mach 5 e 30 km de altitude.

No Brasil, em 2009 foi apresentado o projeto dos veículos 14-X pelo Instituto de Estudos Avançados (IEAv), que propôs desenvolver e demonstrar a propulsão hipersônica com utilização de combustão supersônica como tecnologia nacional. O veículo 14-X waverider foi projetado para voos a 30km de altitude e velocidade correspondente a número de Mach 10. Os projetos 14-X B e 14-X S são derivados do waverider e tem como condições voo a mesma altitude, porém velocidades correspondentes ao número de Mach 6.8 [7] e [8].

Neste cenário, estudantes da Universidade Federal do Rio Grande do Norte dos programas de pós-graduação em engenharia mecânica (PPGEM) e aeroespacial (PPGEA)

estão, desde 2017, desenvolvendo estudos em modelos SCRAMJET para demonstrar combustão supersônica em voo [3].

Desta maneira este trabalho tem como objetivo desenvolver um projeto preliminar otimizado, através de uma abordagem teórico-analítica com o uso da linguagem computacional python, de um veículo scramjet otimizado para voos a 23 km de altitude geométrica e velocidade equivalente a número de Mach 5.8 utilizando gás hidrogênio como combustível. O estudo das propriedades termodinâmicas e velocidades do escoamento nas seções de compressão, câmara de combustão e expansão também será apresentado.

2. METODOLOGIA

Para o desenvolvimento do código computacional na linguagem Python, o projeto analítico teórico do veículo SCRAMJET foi discretizado em seções com regimes regidos por diferentes teorias de escoamento compressível (Figura 2)

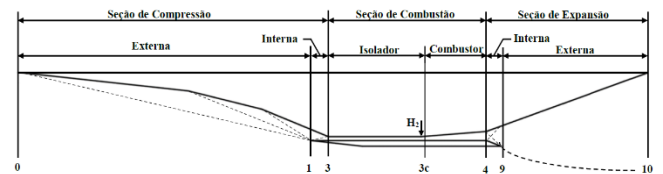


Figura 2. Teorias utilizadas no design de um veículo SCRAMJET [9].

A deflexão no bordo de ataque veículo, estação “0”, do veículo inicia o processo de compressão externa regido pela teoria de ondas de choque oblíqua. No bordo de ataque da carenagem, estação “1”, se inicia o processo de compressão interna regido pela teoria de onda de choque refletida. Na entrada da câmara de combustão, estação “3”, ocorre a adição de calor da combustão do H_2 , regido pela teoria de Rayleigh. Ao sair da câmara de combustão, estação “4”, o escoamento expande segundo a teoria de Prandtl-Meyer. Por fim na estação “9”, o escoamento sofre uma expansão externa regida pela teoria de razão de áreas até o bordo de fuga do veículo, estação “10” [1].

O ar atmosférico foi considerado como um gás caloricamente perfeito ($p = \rho RT$, $k = 1.4$). A análise foi realizada considerando voo atmosférico a 23 km de altitude geométrica e com uma velocidade correspondente ao número de Mach 5,8, com propriedades termodinâmicas selecionadas de acordo com o comportamento apontado pela atmosfera padrão americana [10]. O estudo analítico foi feito desconsiderando fenômenos viscosos, como o desenvolvimento da camada limite.

2.1. Teoria de Ondas de Choque Oblíquas.

Todo escoamento supersônico que sofre a deflexão de uma cunha produz uma onda de choque incidente a esta cunha, se o ângulo de deflexão for suficientemente baixo (Figura 3). Esse fenômeno ocorre porque a informação desta perturbação é varrida pelo próprio escoamento que possui velocidade maior que a velocidade do som local. Dessa maneira o escoamento se adapta a deflexão quase instantaneamente, em uma região quase descontínua no espaço, conhecida como onda de choque, aumentando assim a entropia do escoamento

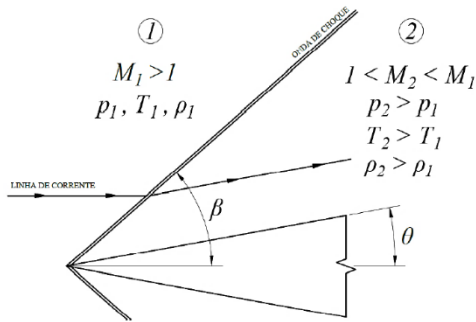


Figura 3. Onda de choque oblíqua [11].

Através das leis de conservação de massa, quantidade de movimento linear e energia, e das considerações de regime permanente, escoamento bidimensional e adiabático podemos equacionar o fenômeno da seguinte forma [11]:

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

$$M_{2n}^2 = \frac{1 + \frac{k-1}{2} M_{1n}^2}{k M_{1n}^2 - \frac{k-1}{2}} \quad (2)$$

$$M_2 = \frac{M_{2n}}{\sin(\beta - \theta)} \quad (3)$$

$$\tan \theta = \frac{2}{\tan \beta} \left(\frac{M_1^2 \sin^2 \beta - 1}{M_1^2 (\gamma + \cos 2\beta) + 2} \right) \quad (4)$$

$$\frac{p_2}{p_1} = 1 + \frac{2k}{(k+1)} (M_{1n}^2 - 1) \quad (5)$$

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{M_{1n}^2 (k+1)}{2 + (k-1) M_{1n}^2} \quad (6)$$

$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{p_2 \rho_1}{p_1 \rho_2} \quad (7)$$

Onde M é o número de Mach, M_n é o número de Mach normal a onda de choque, θ é o ângulo de deflexão, β é o ângulo da onda de choque, p é a pressão, ρ é a massa específica, T é a temperatura do escoamento.

2.2. Shock on-lip e Shock on-corner

Como condição de otimização para a máxima entrada de ar na câmara de combustão do SCRAMJET, todas as ondas de choque incidentes devem convergir no bordo de ataque da carenagem do veículo (estação “1”) [9].

Ao incidir na estação “1” as ondas de choque oblíquas induzem a formação de uma onda de choque refletida, que possui um ângulo de deflexão igual ao somatório das deflexões experimentadas pelo escoamento em cada uma das rampas de compressão anteriores. Assim as linhas de corrente do escoamento então são redirecionadas a para se manter paralelas as superfícies da câmara de combustão (Figura 4). A onda de choque refletida deve então incidir na entrada da

câmara de combustão (estação “3”) do veículo, seguindo a otimização de Shock on-corner, para evitar a formação de um trem de choque interno a câmara de combustão e consequente aumento da entropia [9].

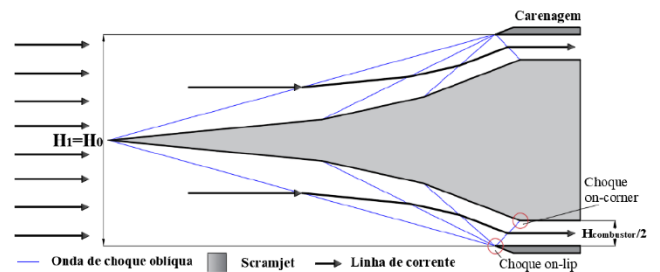


Figura 4. Shock on-lip e Shock on-corner [9].

2.3. Máxima Recuperação de Pressão Total

O aumento da entropia do escoamento durante a seção de compressão do veículo tem um impacto direto no empuxo gerado pelo motor. Dessa maneira o controle do aumento da entropia é importante, Ran e Mavris (2005) [12] sugerem o aproveitamento máximo da pressão total do escoamento ao considerar que todas as ondas de choque oblíquas incidentes possuem a mesma razão de compressão, por tanto M_{1n} na equação (1) deve apresentar o mesmo valor para todas as ondas de choque oblíquas. A pressão total do escoamento pode ser encontrada pela equação abaixo:

$$\frac{p_0}{p} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (8)$$

2.4. Autoignição do Combustível

Para que ocorra a combustão do H_2 na câmara de combustão, é necessário que o gás absorva a energia do escoamento até chegar a sua temperatura de ignição, 845.15 (K). Para isso é preciso encontrar fluxo de massa estequiométrico de combustível no combustor. Heiser e Pratt, 1994 [1] sugeriam uma razão de massa estequiométrica f_{est} para hidrocarbonetos como na equação (9):

$$f_{est} = \frac{\dot{m}_{H_2 est}}{\dot{m}_{ar}} = \frac{36x + 3y}{103(4x + y)} \quad (9)$$

Onde x é a quantidade de átomos de carbono no combustível e y a quantidade de átomos de hidrogênio. Usando a conservação de energia podemos calcular a temperatura dos gases que entram na câmara de combustão necessária para a ignição do H_2 :

$$T_{cc} = \frac{\dot{m}_{H_2 est} c_{p_{H_2}} (T_{ig_{H_2}} - T_{in_{H_2}})}{\dot{m}_{ar} c_{p_{ar}}} - T_{ig_{H_2}} \quad (10)$$

Onde T_{ig} é a temperatura da ignição, T_{in} é a temperatura da injeção de H_2 e c_p é o calor específico a pressão constante.

2.5. Parâmetro de Convergência para a Seção de Compressão.

A temperatura do escoamento após a compressão e a onda de choque refletida (estação “3”) deve ser calculada a partir teoria de ondas de choque oblíquas, refletida e máxima recuperação de pressão total (seções 2.1, 2.2 e 2.3). Esta temperatura deve convergir a T_{cc} na equação (10) para que ocorra ignição dos gases. Para isso é utilizado o método da secante no código computacional desenvolvido. O valor de θ para a primeira rampa é corrigido até que o erro em T_{cc} seja da ordem de 10^{-6} .

2.6. Teoria de Rayleigh

Após a compressão é realizado o estudo do escoamento interno a câmara de combustão. Considerando as leis da conservação de massa, quantidade de movimento e energia para um o escoamento unidimensional, com adição de calor e em regime permanente (Figura 5) temos:

$$q_{in} = c_{p,ar}(T_{0,out} - T_{0,in}) \quad (11)$$

$$\frac{T_{02}}{T_{01}} = \left(\frac{1 + kM_1^2}{1 + kM_2^2} \right)^2 \left(\frac{M_2}{M_1} \right)^2 \left(\frac{1 + \frac{k-1}{2}M_2^2}{1 + \frac{k-1}{2}M_1^2} \right) \quad (12)$$

$$\frac{p_2}{p_1} = \frac{1 + kM_1^2}{1 + kM_2^2} \quad (13)$$

$$\frac{T_2}{T_1} = \left(\frac{1 + kM_1^2}{1 + kM_2^2} \right)^2 \left(\frac{M_2}{M_1} \right)^2 \quad (14)$$

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{1 + kM_2^2}{1 + kM_1^2} \left(\frac{M_1}{M_2} \right)^2 \quad (15)$$

Onde T_0 é a temperatura total do escoamento. A temperatura total só será alterada entre duas estações quando o escoamento não for adiabático [11]. Devido a adição de calor no escoamento é esperado um aumento de entropia e consequente perda de pressão total na câmara de combustão. A temperatura total do escoamento pode ser encontrada pela equação abaixo:

$$\frac{T_0}{T} = 1 + \frac{k-1}{2} M^2 \quad (16)$$

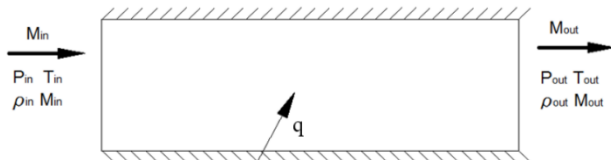


Figura 5. Teoria de Rayleigh [11].

Com a adição de calor ao escoamento é esperado que o escoamento supersônico desacelere na câmara de combustão. Para evitar que o escoamento chegue a velocidades sônicas e consequentemente leve a formação de uma onda de choque normal engasgando a câmara de combustão, o número de

Mach de projeto na saída do combustor (Estação “4”) tem um valor estabelecido como igual a 1,2.

2.7. Teoria de Prandtl-Meyer

Quando o escoamento supersônico se aproxima de uma deflexão negativa ele irá se expandir através de um leque de ondas de expansão isentrópica (Figura 6).

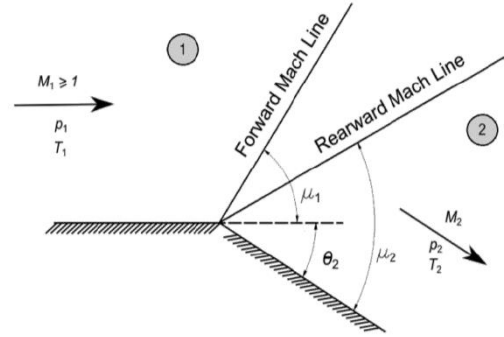


Figura 6. Teoria de Prandtl-Meyer [11].

Através das leis de conservação de massa, quantidade de movimento e energia, e das considerações de regime permanente, escoamento bidimensional e isentrópico podemos equacionar o fenômeno da seguinte forma [11]:

$$\theta = \nu(M_2) - \nu(M_1) \quad (17)$$

$$\nu(M) = \sqrt{\frac{k+1}{k-1}} \tan^{-1} \sqrt{\frac{k-1}{k+1} (M^2 - 1)} - \tan^{-1} \sqrt{M^2 - 1} \quad (18)$$

$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{1 + \frac{k-1}{2} M_1^2}{1 + \frac{k-1}{2} M_2^2} \quad (19)$$

$$\frac{p_2}{p_1} = \left(\frac{T_2}{T_1} \right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (20)$$

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \left(\frac{T_2}{T_1} \right)^{\frac{1}{k-1}} \quad (21)$$

Como o escoamento é isentrópico não é esperado perda da pressão total nesta região do escoamento.

2.8. Expansão por Razão de Área

A teoria de Prandtl-Meyer é válida até que as ondas do leque de expansão sejam incidentes a rampa de expansão (Figura 7). Podemos encontrar então a altura H_{PM} dessa estação final para o método de Prandtl-Meyer através de transformações trigonométricas.

$$H_{PM} = H_{cc} + \frac{2H_{cc} \sin \theta}{\frac{\cos \theta}{\sqrt{M^2 - 1}} - \sin \theta} \quad (22)$$

Onde θ é o ângulo de expansão e H_{cc} a altura da câmara de combustão. A partir desta estação, o escoamento é continuamente expandido devido ao aumento da área transversal na rampa de expansão do SCRAMJET [9].

$$\frac{A_2}{A_1} = \frac{M_1}{M_2} \left(\frac{1 + \frac{k-1}{2} M_2^2}{1 + \frac{k-1}{2} M_1^2} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \quad (23)$$

A razão de área entre dessa seção da expansão pode ser encontrada através de relações trigonométricas na forma:

$$\frac{A_{bf}}{A_{PM}} = \frac{H_{bf}}{H_{PM}} = \frac{2H_{ba} - H_{cc}}{H_{PM}} \quad (23)$$

Onde H_{bf} é a altura da exaustão, no bordo de fuga do veículo (estação “10”) e H_{ba} é a altura do bordo de ataque do veículo (estação “1”). A razão das propriedades termodinâmicas para a expansão por razão de áreas é dada pelas equações (19), (20) e (21), uma vez que o escoamento também é isentrópico neste modelo de expansão supersônica.

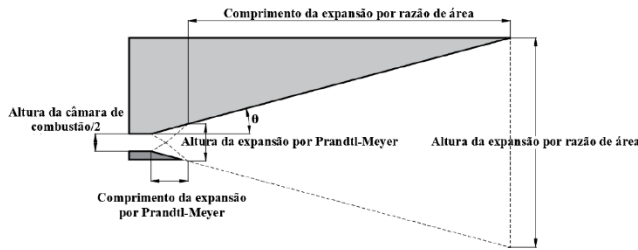


Figura 7. Expansão por Razão de Área [9].

2.9. Parâmetro de Convergência para a Seção de Expansão.

A pressão no bordo de fuga do veículo (estação “10”) deve ser calculada através da teoria de Prandtl-Meyer, seguida pela teoria da expansão por razão de área. A pressão dos gases de exaustão de uma seção divergente deve ser igual a pressão atmosférica para maior aceleração dos gases e geração de empuxo [11]. Assim a o ângulo de expansão θ é corrigido pelo método da secante para que a pressão na estação “10” convirja para a pressão atmosférica com um erro na ordem de 10^{-6} .

3. RESULTADOS E DISCUSSÕES

O veículo scramjet foi projetado para demonstrar voo a uma altitude de 23 km na atmosfera densa terrestre. A partir da atmosfera padrão americana [10] encontramos as propriedades termodinâmicas na altitude (Tabela 1):

O veículo terá uma velocidade de voo equivalente ao número de Mach 5,8. Para as propriedades termodinâmicas correspondentes a altitude de voo as relações de velocidade podem então ser encontradas (Tabela 2):

Após a convergência do código computacional o resultado encontrado para os ângulos de deflexão do escoamento no scramjet foram otimizados para a menor perda da pressão total na compressão, maior captura de massa de ar na câmara de combustão, e expansão dos gases da exaustão de forma que a pressão no bordo de fuga seja igual a atmosférica.

A análise da compressão se dá após a convergência da temperatura na entrada da câmara de combustão calculada pelas teorias de ondas de choque oblíquas incidentes e refletida para o valor da temperatura necessária para a ignição do H_2 . O comportamento das propriedades termodinâmicas e da velocidade do escoamento na seção de compressão do veículo (Tabela 4) foi analisado com as propriedades atmosféricas como entrada nos cálculos representados pelas equações (1) a (7).

A análise da combustão e expansão se dá após da teoria de Rayleigh, e a convergência da pressão no bordo de fuga do veículo, calculada pelas teorias de expansão de Prandtl-Meyer e razão de área, para que o valor da pressão estática se aproxime da pressão atmosférica. O comportamento das propriedades termodinâmicas e da velocidade do escoamento na câmara de combustão e seção de expansão do veículo (Tabela 5) foi analisado com as propriedades após a onda de choque refletida como entrada nos cálculos representados pelas equações (11) a (23).

Podemos notar que as propriedades termodinâmicas aumentam ao experimentar uma onda de choque oblíqua, comportamento esperado para que seja atingida a compressão. Ao observar a razões das propriedades termodinâmicas e velocidades normais as ondas de choque, podemos observar que ondas de choque oblíquas incidentes possuem a mesma força (Tabela 4), característica esperada devido a condição da máxima recuperação da pressão total definida para o projeto.

Durante a compressão, não existe adição de energia ao escoamento, podemos notar esse fenômeno através da temperatura total que se mantém constante entre o bordo de ataque a entrada da câmara de combustão (estações “0” a “3”). O aumento da entropia através de cada uma das ondas de choque leva a queda da pressão total do escoamento (Tabela 4).

Tabela 1. Propriedades termodinâmicas do ar atmosférico à 23 km de altitude [10].

Z	a	T	p	ρ
[km]	[m/s]	[K]	[Pa]	[kg/m ³]
23	297.05	219.5671	3466.9	0.055006

Tabela 2. Relações de velocidade para o veículo SCRAMJET em voo.

Z	M	V	a
[km]	[—]	[m/s]	[m/s]
23	5.8	1723	297.05

Tabela 3. Ângulos de deflexão de compressão θ_c , reflexão θ_r e expansão θ_e do veículo.

θ_{c1}	θ_{c2}	θ_{c3}	θ_r	θ_e
[°]	[°]	[°]	[°]	[°]
7.5882	9.0838	10.985	27.657	46.101

Tabela 4. Comportamento das propriedades termodinâmicas e da velocidade do escoamento na seção de compressão do veículo.

		Atmosfera	Rampa 01	Rampa 02	Rampa 03	Reflexão
θ	°	-	7.5882	9.0838	10.985	27.657
β	°	-	15.670	18.936	23.261	46.358
$\frac{p2}{p1}$	-	-	2.6966	2.6966	2.6966	6.0593
$\frac{T1}{T2}$	-	-	1.3650	1.3650	1.3650	1.9560
$\frac{\rho2}{\rho1}$	-	-	1.9754	1.9754	1.9754	3.0976
p	Pa	3466.9	9349.1	25211.	67988.	411967
T	K	219.56	299.72	409.15	558.52	1092.5
ρ	kg/m ³	0.0550	0.1086	0.2146	0.4240	1.3136
M	-	5.8	4.8276	3.9668	3.1921	1.6629
$Min \sin\beta$	-	-	1.5666	1.5666	1.5666	2.3101
$Mout \sin\beta$	-	-	0.6787	0.6787	0.6787	0.5332
V	m/s	1722.9	1675.5	1608.5	1512.3	1101.9
a	m/s	297.05	347.06	405.50	473.77	662.61
p_0	Pa	4448117.1	4036015.0	3662092.7	3322813.0	1923417.8
T_0	K	1696.8	1696.8	1696.8	1696.8	1696.8

Tabela 5. Comportamento das propriedades termodinâmicas e da velocidade do escoamento na câmara de combustão e seção de expansão do veículo.

		Atmosfera	Reflexão	Escoamento de Rayleigh	Expansão de Prandltr-Meyer	Expansão de Área
θ	°	-	27.657	-	46.101	-
β	°	-	46.358	-	-	-
$\frac{p2}{p1}$	-	-	6.0593	1.6153	0.0665	0.0783
$\frac{T1}{T2}$	-	-	1.9560	1.3586	0.4609	0.4830
$\frac{\rho2}{\rho1}$	-	-	3.0976	1.1889	0.1442	0.1621
p	Pa	3466.9	411967	665457	44264.	3466.8
T	K	219.56	1092.5	1484.3	684.25	330.51
ρ	kg/m ³	0.0550	1.3136	1.5618	0.2253	0.0365
M	-	5.8	1.6629	1.2	2.9949	4.8909
$Min \sin\beta$	-	-	2.3101	-	-	-
$Mout \sin\beta$	-	-	0.5332	-	-	-
V	m/s	1722.9	1101.9	926.81	1570.5	1782.5
a	m/s	297.05	662.61	772.34	524.39	364.45
p_0	Pa	4448117.1	1923417.8	1613710.8	1613710.8	1613710.8
T_0	K	1696.8	1696.8	1911.7	1911.7	1911.7

Podemos notar que as propriedades termodinâmicas aumentam ao experimentar uma onda de choque oblíqua, comportamento esperado para que seja atingida a compressão. Ao observar as razões das propriedades termodinâmicas e velocidades normais as ondas de choque, podemos observar que ondas de choque oblíquas incidentes possuem a mesma força (Tabela 4), característica esperada devido a condição da máxima recuperação da pressão total definida para o projeto.

Durante a compressão, não existe adição de energia ao escoamento, podemos notar esse fenômeno através da temperatura total que se mantém constante entre o bordo de ataque a entrada da câmara de combustão (estações “0” a “3”). O aumento da entropia através de cada uma das ondas de choque leva a queda da pressão total do escoamento (Tabela 4).

A adição de energia na combustão do H_2 eleva a temperatura total do escoamento na saída da câmara de combustão (estação “4”). A pressão total diminui devido ao aumento da entropia atrelado a transferência calor aos gases da combustão. Após a combustão notamos a diminuição das propriedades termodinâmicas e aumento da velocidade do escoamento indicando a expansão dos gases entre as estações “4” e “10”, comportamento esperado pelas teorias de Prandtl-Meyer e razão de área (Tabela 5).

Como não existe mais acréscimo de energia após a combustão e ambos os modelos de expansão utilizados são isentrópicos, tanto a pressão total quanto a temperatura total se mantêm constantes na seção de expansão do veículo (estações “4” a “10”). Podemos notar que tanto a temperatura após a reflexão da onda de choque e pressão no bordo de fuga convergiram para os valores de referência estabelecidos como o valor calculado na equação 10 e pressão atmosférica (Tabela 6)

Tabela 6. Parâmetros de convergência para otimização de um demonstrador scramjet [14].

Compressão	Expansão
T_{cc}	p_{atm}
[K]	[Pa]
1092.524	3466.9

4. CONCLUSÃO

Aplicando as leis da conservação da massa, momento linear, energia e a segunda lei da termodinâmica para a consideração de gases caloricamente perfeito foi desenvolvido um projeto preliminar de um demonstrador scramjet otimizado para voos a 23km de altitude geométrica com velocidade equivalente ao número de Mach 5.8. A temperatura para a combustão do H_2 foi atingida na entrada da câmara de combustão e os gases da exaustão foram expandidos até a pressão atmosférica no bordo de fuga do veículo. O estudo analítico indicou a aceleração dos gases quando comparamos os valores das velocidades no bordo de

ataque com o bordo de fuga, assim o veículo será capaz de gerar empuxo durante voo atmosférico.

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 a esta pesquisa

Referências

- [1] HEISER, H. W.; PRATT, D. T. Hypersonic airbreathing propulsion. 1st. ed. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Washington/EUA. 1994.
- [2] FRY, S. R. The U.S. Navy’s contribution to airbreathing missile propulsion technology. In: AIAA Centennial of Naval Aviation Forum 100 Years of Achievement and Progress, Virginia Beach, Va. Proceedings...Reston: AIAA-6942, 2011.
- [3] 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.
- [4] HASS, N.; SMART, M.; PAULL, A. Flight Data Analysis of the HYSHOT 2 Scramjet Flight Experiment. AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference, AIAA Journal, Vol. 44, Capua, Italy. 2005.
- [5] MCCLINTON, C.R., RAUSCH, D., SITZ, J. e REUKAUF, P. Hyper-X Program Status. In: AIAA/NAL-NASDA-ISAS 10th International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA-1910, Kyoto, Japão, 2001.
- [6] 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.
- [7] ROLIM, T. C.; TORO, P. G. P.; MINUCCI, M. A. S.; OLIVEIRA, A. C.; FOLLADOR, R. C. Experimental Results of a Mach 10 Conical-flow Derived Waverider To 14-X Hypersonic Aerospace Vehicle. Journal of Aerospace Technology and Management, Vol. 3, Nº. 2, 2011.
- [8] GALVAO, V. A. B.; TORO, P. G. P. Analytic theoretical analysis of scramjet hypersonic aerospace vehicle at Mach number 7. Brazilian Congress of Mechanical Engineering, 22, 2013, Ribeirão Preto, SP. Proceedings... Rio de Janeiro: ABCM, 2013.
- [9] CARNEIRO, R. (2020). Estudo analítico de um demonstrador da tecnologia da combustão supersônica. Dissertação de Mestrado. Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica. UFRN.

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

[11] ANDERSON, J. D. Modern compressible flow: With historical perspective. 3rd ed. New York: McGraw-Hill, 2003.

[12] RAN, H.; MAVRIS, D. Preliminary design of a 2D supersonic inlet to maximize total pressure recovery. AIAA 5th Aviation, Technology, Integration, and Operations Conference AIAA-7357. Arlington, Virginia, USA. 2005.