

CONEM 2016
CONGRESSO NACIONAL DE
ENGENHARIA MECÂNICA

21-25
AGOSTO DE 2016
FORTALEZA - CEARÁ

Análise Experimental da Combustão Supersônica

Ronaldo de Lima Cardoso, ronaldolcardoso@yahoo.com.br¹

Renan Guilherme Santos Vilela, rgsvilela@gmail.com¹

Thiago Victor Cordeiro Marcos, thiagovcm@gmail.com²

Antonio Carlos de Oliveira, acoc@ieav.cta.br³

Carla Simone Tafuri Marques, carlatm@ieav.cta.br³

Israel da Silveira Rêgo, israel.rego@ieav.cta.br³

Marco Antonio Sala Minucci, sala@ieav.cta.br³

Paulo Gilberto de Paula Toro, toro@ieav.cta.br³

¹Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA), Praça Marechal Eduardo Gomes, nº 50, Vila das Acácias, CEP 12228-900, São José dos Campos/SP-Brasil.

²Fundação de Ciência, Aplicações e Tecnologia Espaciais (FUNCATE), Avenida João Guilhermino, nº 429, Centro, CEP 12.210-131, São José dos Campos/SP-Brasil.

³Instituto de Estudos Avançados (IEAv), Trevo Coronel Aviador José Alberto Albano do Amarante, nº 1, Putim, CEP 12.228-001, São José dos Campos/SP-Brasil.

Resumo: O Demonstrador Tecnológico scramjet 14-X waverider, em desenvolvimento no Laboratório de Aerodinâmica e Hipersônica Prof. Henry T Nagamatsu, do Instituto de Estudos Avançados (IEAv), é um projeto estratégico do Comando da Aeronáutica, com a finalidade de desenvolver tecnologia de um sistema de propulsão hipersônica aspirada baseada em combustão supersônica (scramjet). Está prevista a demonstração da tecnologia durante voo atmosférico do scramjet 14-X waverider, na altitude de 30 km em velocidade correspondente a número de Mach 10. O presente artigo científico apresenta resultados da combustão supersônica obtidos durante os ensaios realizados no Túnel de Choque Hipersônico T3, existente no Laboratório Nagamatsu, com modelo do scramjet 14-X waverider. Túneis de Choque Hipersônicos, operando no modo de equilíbrio de interface, são dispositivos laboratoriais que melhor reproduzem a alta entalpia e características termoquímicas semelhantes às encontradas durante o voo de veículos aeroespaciais na atmosfera terrestre. O modelo experimental, em escala, do motor scramjet 14-X waverider fabricado com aço inox, com comprimento de 1450 mm., instrumentado com 30 transdutores de pressão ao longo do intradorso, foi instalado na seção de teste do Túnel Hipersônico T3. Foram obtidas medições de pressão na superfície do intradorso do modelo experimental. Adicionalmente, a técnica de diagnóstico não intrusiva de visualização de escoamento (schlieren) foi implementada visando obter a interação do escoamento e modelo scramjet, na seção de compressão. Finalmente, a técnica de diagnóstico não intrusiva de espectroscopia de emissão, possibilitou observar a emissão de OH*, confirmando a existência da combustão do ar atmosférico em velocidade supersônica com combustível hidrogênio, no interior da câmara de combustão.

Palavras-chave: Demonstrador Tecnológico scramjet 14-X waverider, Combustão Supersônica, Scramjet.

1. INTRODUÇÃO

Veículos utilizados com o objetivo de acesso ao espaço, conhecidos também como motores foguetes, utilizam sistema propulsivo baseados na combustão de combustível líquido ou sólido para gerar o empuxo necessário para atingir elevada altitude. Tais sistemas possuem eficiência de 97-98% (Ketsdever *et al.*, 2008), entretanto ocupam 90% de toda a configuração do motor foguete. Uma vez que o sistema de propulsão possui elevada eficiência, estudos de melhorias estão focados no emprego de materiais mais leves, combustíveis mais energéticos e consequentemente redução de peso. Entretanto, a dificuldade de melhoria nesses requisitos resultou na busca por outros sistemas de propulsão para voo na atmosfera terrestre (Costa, 2011).

Uma das alternativas obtidas foi o desenvolvimento da propulsão hipersônica aspirada combinada com combustão em regime supersônico. A configuração básica de um veículo scramjet é constituída de três regiões diferentes: compressão, combustão e expansão. É importante salientar que as regiões de compressão e expansão podem ter seções externas ou internas à câmara de combustão, como pode ser visto na Fig. 1.

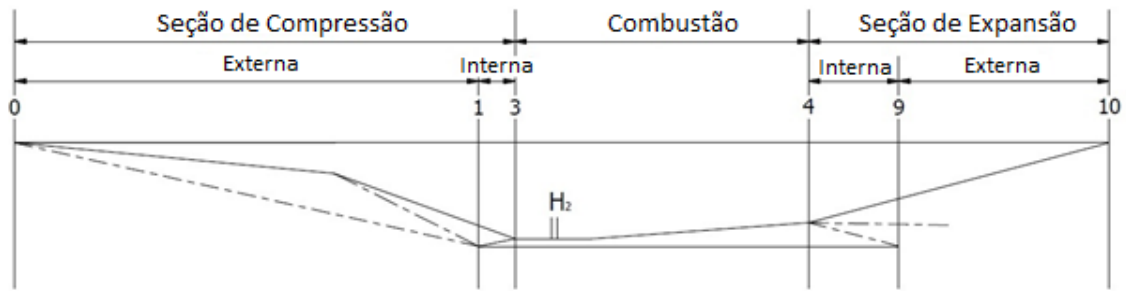


Figura 1: Terminologia de um scramjet.

Conforme pode ser observado na figura anterior, a região entre os pontos 0 e 1 é chamada de compressão externa, correspondendo a primeira rampa de compressão (entre os bordos de ataque do veículo e da carenagem). Nessa seção é gerada uma região de alta pressão que auxilia na sustentação do veículo. A segunda rampa de compressão do veículo, entre os pontos 1 e 3 é chamada de compressão interna, a qual é a responsável por proporcionar que o escoamento esteja com as condições adequadas (velocidade, pressão e temperatura) na entrada de ar da câmara de combustão. Entre os pontos 3 e 4 (região de combustão), o combustível é então injetado e misturado com o ar atmosférico em regime supersônico resultando então na ignição. Entre os pontos 4 e 9 (expansão interna) é onde ocorre a expansão inicial dos produtos gerados pela combustão e posteriormente entre os pontos 9 e 10 (entre os bordos de fuga da carenagem e do veículo) ocorre outra expansão (expansão externa) resultando na velocidade necessária para gerar o empuxo (Heiser e Pratt, 1994).

Dependendo do formato da geometria do veículo supersônico, ao estar em velocidades supersônicas, o escoamento ao encontrar essas variações irá possuir diferente comportamento, variando de acordo com o formato da geometria.

Qualquer veículo aeroespacial com seção frontal cônica sem ângulo de ataque, durante voo atmosférico em velocidade supersônica (ou supersônica) estabelece onda de choque cônica atada ao vértice do cone. A formulação de um cone movendo-se em velocidades supersônicas segundo o estudo realizado por Taylor e Maccoll (1933), propõe que a linha de corrente do escoamento, deflete ao passar através da onda de choque cônica e continuamente vai se curvando através do escoamento à jusante, tornando-se paralelo ao cone, conforme pode ser observado na Fig. 2.

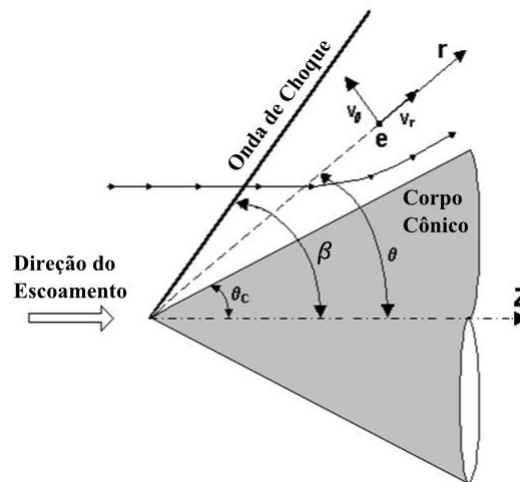


Figura 2: Comportamento do escoamento em geometria cônica.

Na figura acima, θ_c é o semi ângulo do cone, β é o ângulo da onda de choque cônica, V_θ e V_r são as componentes normal e radial da velocidade, e r e θ são as variáveis independentes.

Quando o escoamento supersônico/supersônico está atuando sobre uma placa plana e encontra uma variação geométrica com ângulo positivo em relação à placa plana gera onda de choque plana oblíqua. O escoamento então necessitará se ajustar de acordo com as relações de contorno, ou seja, irá se ajustar após a direção do escoamento ser alterada pela onda de choque criada pelo ângulo da deflexão, conforme pode ser observado na Fig. 3 (Anderson, 1990).

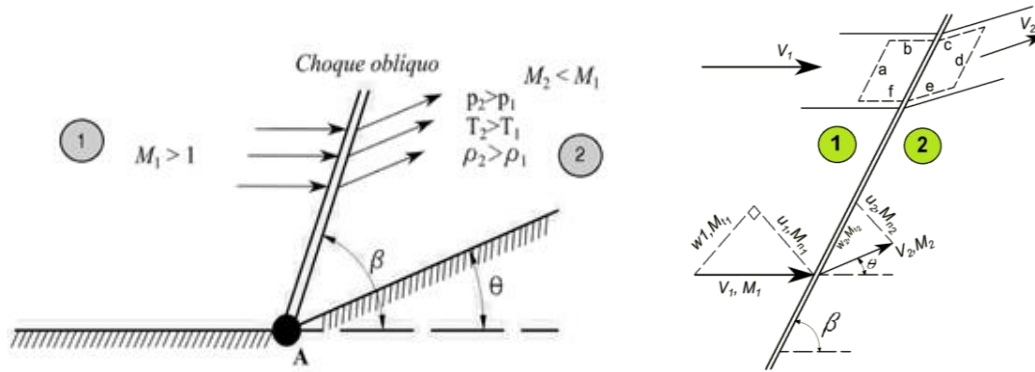


Figura 3: Condições de contorno para onda de choque oblíqua.

onde: p_1 , T_1 , ρ_1 , p_2 , T_2 e ρ_2 representa pressão, temperatura e massa específica antes e após onda de choque plana oblíqua, respectivamente. M_1 e M_2 representa o número de Mach antes da onda de choque e após a onda de choque. β e θ são os ângulos da onda de choque e o ângulo de deflexão da geometria.

Quando a onda de choque oblíqua incidente encontra uma superfície sólida (como a superfície superior da câmara de combustão do motor scramjet) ocorrerá reflexão desta onda de choque incidente, como pode ser visto na Fig. 4. O escoamento após ter se adaptado as condições da geometria ao passar pela onda de choque oblíqua necessita novamente se adaptar as condições de contorno da geometria ao passar pela onda de choque refletida, neste caso se tornando paralelo ao escoamento (Anderson, 1990).

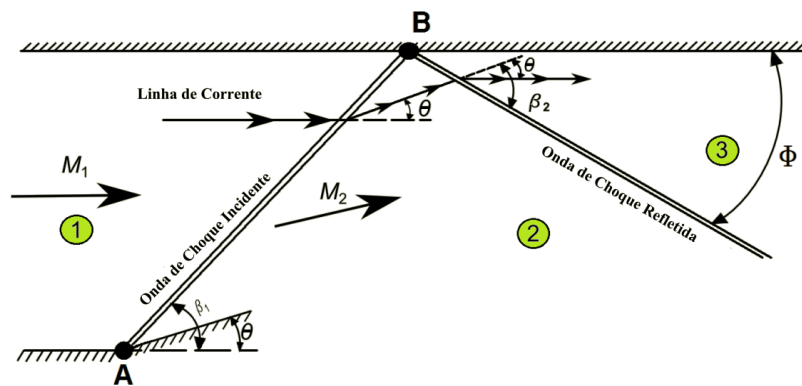


Figura 4: Geometria de onda de choque oblíqua refletida.

onde: M_1 , β_1 , representam número de Mach antes da onda de choque incidente e ângulo da onda de choque incidente enquanto M_2 e β_2 representam o número de Mach após a onda de choque incidente e ângulo da geometria em relação a onda de choque refletida. θ representa o ângulo de variação da geometria enquanto Φ é o ângulo entre a onda de choque refletida e a parede superior, é importante informar que seu valor é diferente de β (Anderson, 1990).

Quando o escoamento supersônico/hipersônico sobre uma placa plana encontra superfície com ângulo negativo em relação à placa plana é gerado então onda de expansão, como no caso de ondas de choque oblíqua e onda de choque refletida, o escoamento necessitará se ajustar as condições de contorno da superfície. Esse ajuste somente irá ocorrer se existir continuidade, então a direção do escoamento é alterada pelo estabelecimento das ondas de expansão, elevando a velocidade e diminuindo as propriedades termodinâmicas, tais como pressão, temperatura e densidade presentes no escoamento, conforme pode ser visto na Fig. 5.

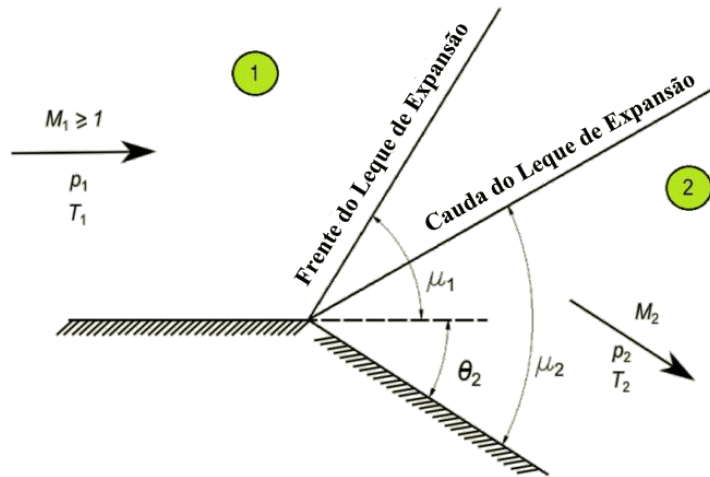


Figura 5: Geometria da Onda de expansão.

2. PROJETO DO MODELO EXPERIMENTAL

O Demonstrador Tecnológico scramjet 14-X waverider durante voo atmosférico, em velocidade hipersônica, tem onda de choque cônica atada no bordo de ataque. O escoamento supersônico após a onda de choque cônica incidente estabelecerá na rampa de compressão onda de choque oblíqua, conforme pode ser observado na Fig. 6. A onda de choque oblíqua incidente incide no bordo de ataque da carenagem e reflete na entrada da câmara de combustão, gerando onda de choque refletida. Em geral, considera-se que as condições do escoamento supersônico dentro da câmara de combustão como constante, ou seja, pressão, densidade e temperatura do escoamento supersônico não variam no interior da câmara de combustão.

É importante salientar que o bordo de ataque (da primeira rampa de compressão) do demonstrador scramjet 14-X waverider possui $5,5^\circ$ de inclinação estabelecendo onda de choque cônica. Na segunda rampa de compressão do modelo, com ângulo de $14,5^\circ$ estabelece onda de choque plana oblíqua. Portanto, durante o ensaio experimental realizado no Túnel Hipersônico T3 a primeira rampa do modelo experimental esta alinhada em relação à horizontal, simulando a geração de onda de choque oblíqua apenas na segunda rampa de compressão semelhantemente durante o voo atmosférico.

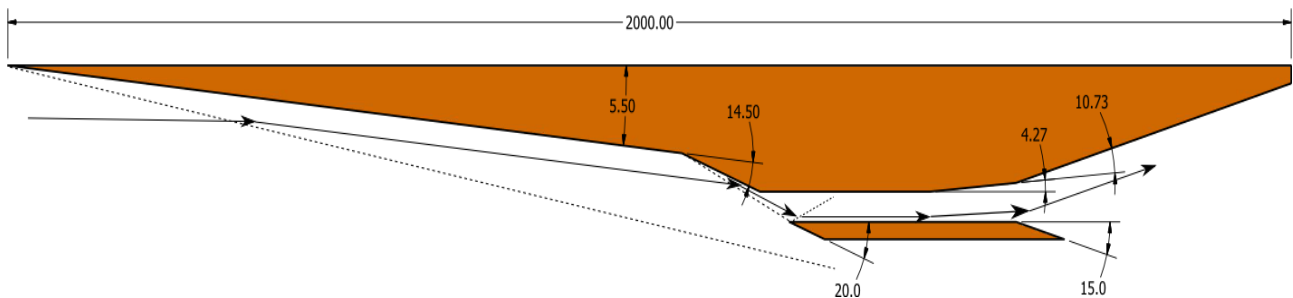


Figura 6: Ondas de choque e ondas de expansão sobre a superfície inferior do scramjet 14-X waverider.

3. ANÁLISE TEORICO ANALITICA

Utilizando como referência a atmosfera padrão de 1976 (Standard Atmosphere, 1976) é possível determinar as propriedades do escoamento não perturbado na altitude desejada para o voo, que neste caso é de 30 km de altitude do Demonstrador Tecnológico scramjet 14-X waverider.

Utilizando a teoria associada à cada região pode-se determinar as propriedades termodinâmicas do escoamento e os ângulos das ondas de choque plana e cônica oblíquas incidentes, o ângulo da onda de choque refletida e o ângulo da onda de expansão, devido à interação do escoamento em cada região do scramjet 14-X waverider.

As equações de Navier-Stokes também conhecidas como equações de governo, válidas para meio contínuo, fluido newtoniano, escoamento permanente, sem viscosidade (e consequentemente camada limite), sem fluxo de calor, descrevem analiticamente o escoamento através da onda de choque plana oblíqua (Anderson, 1990).

A Eq. (1) corresponde à equação de conservação de massa, a Eq. (2) corresponde a equação de conservação de movimento e a Eq. (3) corresponde a equação de conservação de energia.

$$\rho_1 u_{1n} = \rho_2 u_{2n} \quad (1)$$

$$p_1 + \rho_1 u_{1n}^2 = p_2 + \rho_2 u_{2n}^2 \quad (2)$$

$$h_1 + \frac{u_{1n}^2}{2} = h_2 + \frac{u_{2n}^2}{2} \quad (3)$$

É necessário considerar uma equação de estado para a solução do sistema de equações dada. Considerando a equação de gás perfeito dada por $p = \rho RT$.

Da geometria (Fig. 3, direita) pode-se determinar a relação $\theta - \beta - M$ a qual determina o ângulo (β) da onda de choque plana oblíqua incidente estabelecida devido a deflexão local do escoamento (ângulo θ). Esta equação não tem solução explícita, portanto, conhecido a deflexão θ e o número de Mach (M_1) do escoamento não perturbado e a razão dos calores específicos γ (a pressão e a volume constantes) pode-se por processo iterativo determinar o ângulo β da onda de choque plana oblíqua incidente.

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

Manipulando as equações 1 a 3, e considerando as componentes (normal e tangencial) da velocidade do escoamento determinam-se as razões das propriedades termodinâmicas, que são funções da razão de calores específicos do gás (γ) e do número de Mach (e consequentemente da velocidade).

$$\frac{p_2}{p_1} = 1 + \frac{2\gamma}{(\gamma + 1)} \left[\left(M_1 \sin \beta \right)^2 - 1 \right] \quad (5)$$

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{\left(M_1 \sin \beta \right)^2 (\gamma + 1)}{\left[2 + (\gamma - 1) \left(M_1 \sin \beta \right)^2 \right]} \quad (6)$$

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

$$M_2 = \frac{\sqrt{\frac{\left(M_1 \sin \beta \right)^2}{(\gamma - 1)} + \frac{2}{(\gamma - 1)}}}{\sin(\beta - \theta)} \quad (8)$$

Considerando as condições da atmosfera de voo conhecidas (índice 1) pode-se determinar as condições de pressão, massa específica e temperatura do escoamento após onda de choque (índice 2) através das Eqs. (5) a (7). Ainda, pode-se determinar o número de Mach após onda de choque através da Eq. 8.

A onda de expansão, que ocorre após a câmara de combustão (Figs. 1 e 5), é limitada pelos ângulos de Mach antes e após ao leque de expansão, Eqs. (9) e (10) (Anderson, 1990).

$$\mu_1 = \arcsen \left(\frac{1}{M_1} \right) \quad (9)$$

$$\mu_2 = \arcsen\left(\frac{1}{M_2}\right) \quad (10)$$

O ângulo de deflexão θ_2 (Eq. 11) pode ser obtido através da diferença da função de Prandtl-Meyer $\nu(M)$:

$$\theta_2 = \nu(M_2) - \nu(M_1) \quad (11)$$

A equação $\nu(M)$, Eq. 12, é obtida utilizando a teoria de onda de expansão de Prandtl-Meyer, dado pela equação a seguir:

$$\nu(M) = \sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \tan^{-1} \sqrt{\frac{\gamma-1}{\gamma+1} [M^2 - 1]} - \tan^{-1} \sqrt{M^2 - 1} \quad (12)$$

É importante observar que a função de Prandtl-Meyer $\nu(M)$ é independente de θ_2 (ângulo de deflexão da onda de expansão) mas dependente do número de Mach.

O ângulo da onda de expansão (θ_2) é, em geral, conhecido, assim como o número de Mach antes da onda de expansão. A função de Prandtl-Meyer $\nu(M_1)$ antes da onda de expansão pode ser obtida aplicando a Eq. 12. A função $\nu(M_2)$ pode determinar utilizando a Eq. 11, visto conhecido não só o ângulo da expansão θ_2 como a função de Prandtl-Meyer $\nu(M_1)$.

Para determinar o valor do número de Mach após a onda de expansão (M_2), através da Eq. (12), foi utilizado o método de Newton-Raphson aplicado iterativamente na equação $\nu(M)$, onde o número de Mach da onda de choque anterior à onda de expansão foi utilizado como valor inicial para encontrar a raiz da função, esse valor foi escolhido pelo fato de ser o menor valor que esta onda poderia assumir.

$$f(M) = \sqrt{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \tan^{-1} \sqrt{\frac{\gamma-1}{\gamma+1} (M^2 - 1)} - \tan^{-1} \sqrt{M^2 - 1} - \nu(M_5) \quad (13)$$

Após a determinação do número de Mach após a onda de expansão (M_2) é possível então, determinar as propriedades termodinâmicas após a onda de expansão através das razões de temperatura, pressão e massa específicas, considerando escoamento isoentrópico, apresentadas a seguir:

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

$$\frac{p_2}{p_1} = \frac{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \quad (15)$$

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2\right)^{\frac{1}{\gamma-1}}}{\left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_2^2\right)^{\frac{1}{\gamma-1}}} \quad (16)$$

4. RESULTADOS DA ANÁLISE TEÓRICO-ANALÍTICA

Foi realizada a análise teórico-analítica, Tab. 1, utilizando as razões das propriedades termodinâmicas em cada seção, de forma a obter uma estimativa quantitativa do escoamento, através do intradorso (Fig. 6) durante o voo atmosférico. É importante informar que durante o voo atmosférico o demonstrador tecnológico 14-X não possuirá ângulo de ataque, diferente do ensaio experimental onde o modelo instalado no túnel possui ângulo de ataque negativo igual a 5,5°.

Tabela 1: Propriedades termodinâmicas no intradorso do Demonstrador Tecnológico scramjet 14-X waverider.

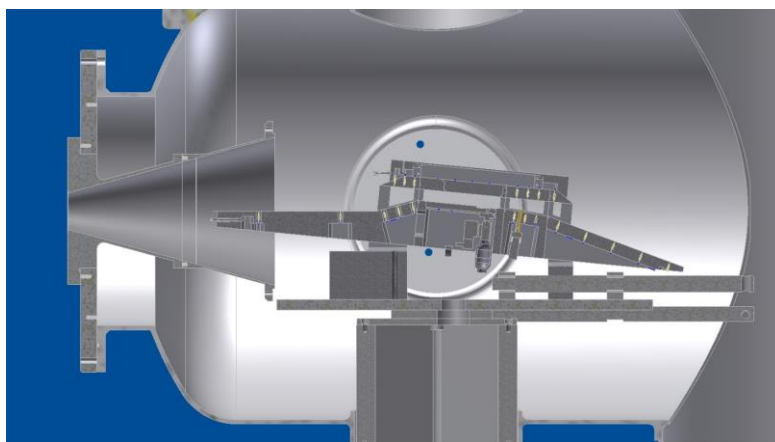
		Escoamento livre	Região 1	Região 2	Região 3	Região 4	Região 5
M_{in}		10	10	8,8321	5,0991	3,06156	3,2987
θ_{in}	°		5.5	14.5	20	4.27	10.73
β_{out}	°		8,1397	19,8480	29,6106		
M_{out}			8,8321	5,0991	3,06156	3,2987	3,59055
T_{out}	K	226,5	286,52	767,15	1.654,589	1.497,40	1.337,34
p_{out}	Pa	1.197	2.600	26.843,44	194.322,346	137.016,68	121.109,04
ρ_{out}	kg/m ³	0,01841	0,03161	0,12188	0,40906	0,3187	0,2281
a_{out}	m/s	301,7	339,29	555,19	815,361	775,66	733,03
u_{out}	m/s	3.017	2.996,64	2.830,96	2.496,27	2.558,66	2.631,98
μ_{head}	°					19,06436	17,6464
μ_{tail}	°					17,6464	16,1712

5. ANÁLISE EXPERIMENTAL

Para acomodar o modelo de ensaio experimental do scramjet 14-X waverider na seção de teste do Túnel Hipersônico T3, foi eliminado a seção cônica do modelo de voo do Demonstrador Tecnológico scramjet 14-X waverider, de forma que somente foi modelado o escoamento após o bordo de ataque de 5,5°. Este escoamento incide na rampa de compressão de 14,5° o qual é canalizado para o interior da câmara de combustão. A rampa de compressão do modelo truncado do Demonstrador Tecnológico scramjet 14-X waverider foi posicionado observando que a deflexão da rampa de compressão de 14,5°.

O ensaio experimental efetuado no motor scramjet do Demonstrador Tecnológico scramjet 14-X waverider utiliza escoamento com velocidade hipersônica para estabelecer no intradorso do motor scramjet onda de choque oblíqua plana incidente na região da segunda rampa de compressão (região de compressão interna) com deflexão de 14,5°, onda de choque oblíqua refletida no o bordo de ataque da carenagem incidindo no início da câmara de combustão.

A instalação do modelo dentro do Túnel de Choque Hipersônico T3 foi feito de forma que a primeira rampa de compressão (com inclinação de 5,5°) estivesse paralela ao escoamento (horizontal), não proporcionando onda de choque oblíqua nessa região. É importante informar também que o posicionamento do bordo de ataque da primeira rampa dentro da seção de teste foi determinado para que o número de Mach do escoamento na segunda rampa de compressão seja próximo ao encontrado na análise teórico analítica, de aproximadamente 8,3. Na Fig. 7 é possível observar a instalação do modelo ensaiado na seção de teste do Túnel de Choque Hipersônico T3.

**Figura 7: Modelo instalado na seção de teste.**

Nos primeiros experimentos, verificou-se que a temperatura no interior da câmara de combustão era inferior a temperatura de ignição espontânea do combustível hidrogênio. Uma alternativa a esse imprevisto foi a instalação de um pequeno obstáculo com o objetivo de proporcionar um ponto quente, simulando a adição de um feixe de laser, como pode ser visto na Fig. 8.

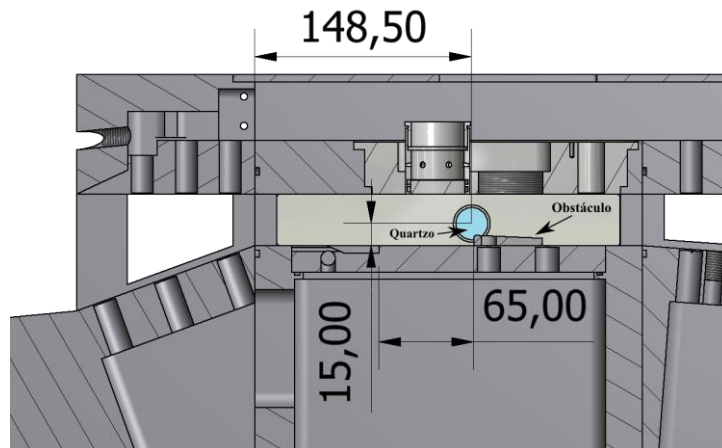


Figura 8: Instalação do obstáculo no interior da câmara de combustão.

Nos experimentos com injeção de hidrogênio foi implementada a técnica espectroscopia de emissão para analisar a emissão de OH^* característica da combustão de hidrogênio e ar. Na Fig. 8 vemos um círculo azul, o qual representa a região onde está instalada uma pequena janela de quartzo e onde é efetuado o diagnóstico, verificando se existe ou não a emissão de OH^* . Adiante na Fig. 9 temos a instalação do sistema de espectroscopia de emissão.

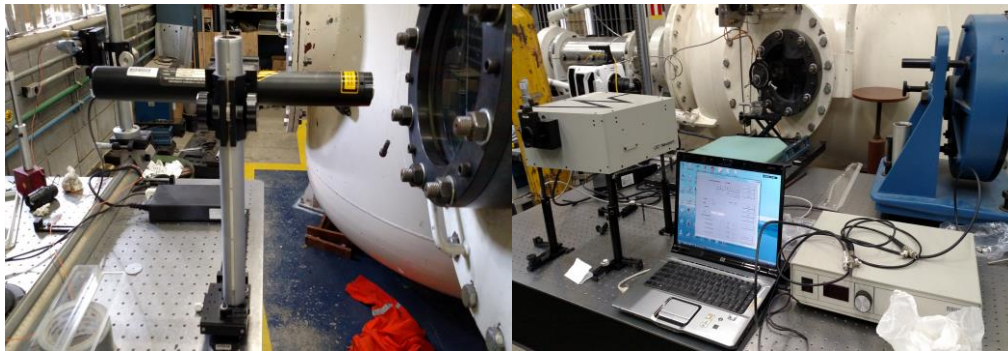


Figura 9: Instalação do sistema de espectroscopia de emissão.

6. RESULTADOS EXPERIMENTAIS

Para analisarmos os experimentos é necessário observar os valores medidos pelos transdutores de pressão instalados ao longo da geometria do modelo experimental. Estes transdutores são responsáveis por diagnosticar a pressão no momento que o escoamento passa por eles. A coleta e consequentemente a análise dos sinais emitidos pelos transdutores de pressão ocorre por meio de dispositivos chamado de oscilógrafos. O transdutor de pressão ao receber variação de pressão emite sinal elétrico, o qual é recebido pelo oscilógrafo. Através da sensibilidade que cada transdutor possui é possível então, calcular o valor da pressão medida através do valor informado pelo oscilógrafo. Na Fig. 11 é apresenta-se a localização dos transdutores de pressão instalados ao longo da geometria do modelo experimental.

Os resultados encontrados, após análise das informações coletadas pelos transdutores de pressão são então comparados com as informações coletadas através da análise teórico analítica efetuada através da utilização de programa computacional GUIDA desenvolvido na Divisão de Aerodinâmica e Hipersônica, do IEAv (Camillo, 2015). Este programa utiliza como valor de entrada a medida obtida através do pitot instalado na entrada da câmara de combustão. É importante informar que o software GUIDA efetua sua análise entre a primeira rampa de compressão e a região onde é efetuada a injeção de combustível na câmara de combustão. Sendo então necessário comparar seus resultados com os sensores utilizados na mesma região onde é efetuada a análise teórica analítica. Adiante na Fig. 10 podemos observar a comparação das medidas encontradas nos estudos teóricos e experimentais, e podemos então, concluir que a medida experimental está em concordância com o estudo teórico, claro que com limitações. É necessário verificar o motivo para ocorrer espalhamentos onde a teoria mostra informações constantes.

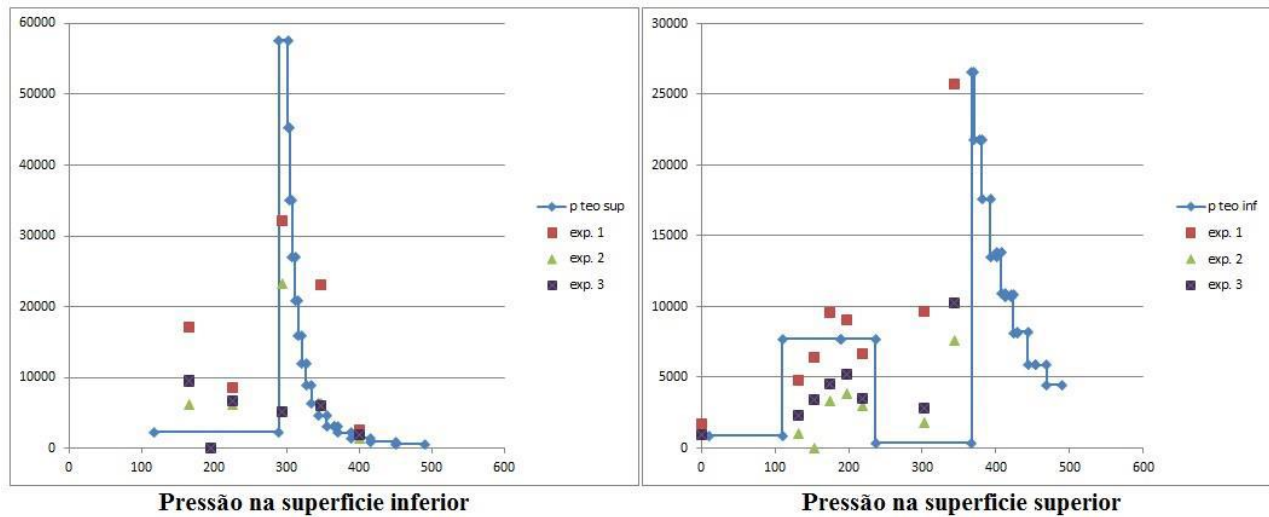


Figura 10: Pressão durante experimentos.

O sinal coletado pela técnica de diagnóstico espectroscopia de emissão pode ser observado na Fig. 11 (linha superior, sinal de cor azul), ocorre simultaneamente com o aumento de pressão (linha inferior, sinal de cor vermelha) capturado pelo transdutor de pressão instalado na região de expansão do modelo ensaiado. O aumento de pressão corresponde ao aumento de temperatura devido à combustão do hidrogênio e do ar (em velocidade supersônica). O comportamento da linha da espectroscopia de emissão indica a formação de OH^* , característica da queima da mistura do hidrogênio e ar.

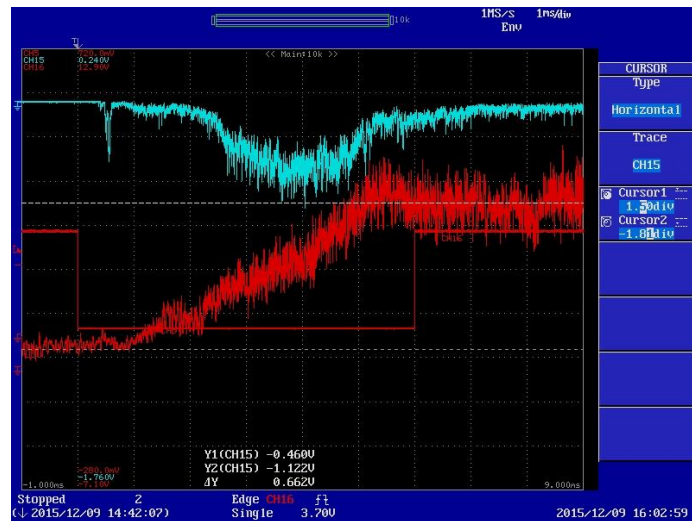


Figura 11: Resultado encontrado através da espectroscopia de emissão

7. CONCLUSÃO

Foi verificado boa concordância entre os dados obtidos pela análise analítica e pelos dados encontrados através da investigação experimental. Pode verificar a combustão do hidrogênio e ar (em velocidade supersônica), no interior da câmara de combustão do Demonstrador Tecnológico scramjet 14-X waverider através técnica de diagnóstico, não intrusiva, espectroscopia de emissão.

8. AGRADECIMENTOS

O quarto autor agradece à FINEP (convênio nº 01.11.0156.00) pelo suporte financeiro ao projeto Combustão Supersônica Assistida por Laser. O quinto autor agradece à FAPESP (projeto nº 2008/10548-5) pelo suporte financeiro ao projeto Estudo da Detonação Pulsada por Técnicas Ópticas de Diagnóstico. O oitavo autor agradece à FAPESP (projeto nº 2004/00525-7 e projeto nº 2008/10548-5) e à FINEP (convênio nº 01.08.0365.00) pelo suporte financeiro ao projeto de pesquisa “Investigação Experimental Preliminar em Combustão Supersônica”, “Estudo da Detonação Pulsada por Técnicas Ópticas de Diagnóstico” “Demonstrador Tecnológico de Estado-Reator a Combustão Supersônica”, respectivamente.

9. REFERÊNCIAS

- 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 2008.27f.
- Costa, F. J. "Projeto Dimensional para Manufatura do Veículo Hipersônico Aeroespacial 14-X". 2011. 79f. Trabalho de Graduação-Fatec de São José dos Campos: Professor Jessen Vidal, 2011.
- Heiser H. W. e Pratt, D. T. (com Daley, D. H. e Mehta, U. B.) "Hypersonic Airbreathing Propulsion." Education Series. EUA. AIAA. 2011.
- Anderson JR., J. D. "Modern Compressible Flow, with Historical Perspective." 3° ed. MacGraw-Hill, 1990.
- Taylor, G. I. e Macoll, J. W. "The Air Pressure on a Cone Moving at High Speed." Proc Roy Soc (London) Ser A, vol 139, pp 278-311, 1933.
- Camilo P. G., Análise analítica do escoamento não viscoso no interior do Scramjet, Instituto de Estudos Avançados, relatório interno, 2015.
- U.S. Standard Atmosphere, 1976. NASA TM-X 74335. National Oceanic and Atmospheric Administration, National Aeronautics and Space Administration and United States Air Force.

10. RESPONSABILIDADE AUTURAL

Os autores são os únicos responsáveis pelo conteúdo deste trabalho.

EXPERIMENTAL ANALISYS OF SUPERSONIC COMBUSTION

Ronaldo de Lima Cardoso, ronaldolcardoso@yahoo.com.br¹

Renan Guilherme Santos Vilela, rgsvilela@gmail.com¹

Thiago Victor Cordeiro Marcos, thiagovcm@gmail.com²

Antonio Carlos de Oliveira, acoc@ieav.cta.br³

Carla Simone Tafuri Marques, carlatm@ieav.cta.br³

Israel da Silveira Rêgo, israel.rego@ieav.cta.br³

Marco Antonio Sala Minucci, sala@ieav.cta.br³

Paulo Gilberto de Paula Toro, toro@ieav.cta.br³

¹Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA), Praça Marechal Eduardo Gomes, nº 50, Vila das Acácias, CEP 12228-900, São José dos Campos/SP-Brasil.

²Fundação de Ciência, Aplicações e Tecnologia Espaciais (FUNCATE), Avenida João Guilhermino, nº 429, Centro, CEP 12.210-131, São José dos Campos/SP-Brasil.

³Instituto de Estudos Avançados (IEAv), Trevo Coronel Aviador José Alberto Albano do Amarante, nº 1, Putim, CEP 12.228-001, São José dos Campos/SP-Brasil.

Resumo: *The Technological Demonstrator scramjet 14-X waverider, in development at the Laboratory of Aerothermodynamics and Hypersonics Prof. Henry T. Nagamatsu, of the Institute of Advanced Studies (IEAv), is a strategic project of the Air Force Command, to develop technology of a hypersonic airbreathing propulsion system based in supersonic combustion, to fly in the Earth's atmosphere in 30 km of altitude at Mach number 10. This paper shows the results of experimental studies of the supersonic combustion performed at the Hypersonic Shock Tunnel T3, using the scramjet 14-X waverider model. Hypersonic Shock Tunnels are laboratory devices that best reproduce the high enthalpy and the thermochemical characteristics similar to those found during the flight of aerospace vehicles in the Earth's atmosphere. The model was design in scale and manufactured in stainless steel, with length of 1,450 mm. using 30 pressure transducers. Schlieren technique was used to visualize the airflow and to obtain the interaction of the flow and scramjet at the compression section. Finally, the emission spectroscopy technique was used to observe the emission of the OH*, confirming the existence of the combustion, of the atmospheric air in supersonic speed and the hydrogen fuel, in the combustion chamber .*

Keywords: *Technologica Demonstrator scramjet 14-X waverider, Supersonic Combustion, Scramjet.*