



ISSN 2447-5378

Congress of Industrial
Management and Aeronautical
Technology

Fatec
São José dos
Campos
Prof. Jessen Vidal

CPS
Centro
Paula Souza

SÃO PAULO
GOVERNO DO ESTADO

ESTUDO DE UMA CÂMARA DE COMBUSTÃO SUPERSÔNICA USANDO UM TÚNEL DE CHOQUE

DOI 10.37619/issn2447-5378.v7i1.297.126-136

J.S. Guimarães^{1,2, *}; M.A.S. Minucci¹; D. Carinhana Jr.^{1,2}

1 – Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial - Instituto de Estudos Avançados –
Divisão de Aerotermodinâmica e Hipersônica

Rod. Dos Tamoios km 5,5 – Putim, São José dos Campos/SP

CEP.: 12.228-001, Brasil

Telefone: (12) 3947-5558

2 – Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial – Instituto Tecnológico de Aeronáutica

Praça Marechal Eduardo Gomes 50 – Vila das Acácias, São José dos Campos/SP

CEP.: 12.228-900, Brasil

*jeftesg@gmail.com; jguimaraes@ieav.cta.br

RESUMO: Túneis de Choque são dispositivos capazes de gerar escoamentos de altas temperaturas e velocidades supersônicas, simulando as condições reais de escoamento na entrada de um combustor de motor *Scramjet*, viabilizando o estudo de combustão supersônica. Neste trabalho, são realizados ensaios aerotermodinâmicos e de combustão supersônica utilizando um Túnel de Choque, de modo a reproduzir as condições de escoamento na entrada de um combustor de motor *Scramjet*. O arranjo experimental consistiu na utilização do Túnel de Choque, um dispositivo com uma seção de alta pressão (*Driver*) e uma seção de baixa pressão (*Driven*), separadas entre si por um diafragma. Ao ser rompido o diafragma, ocorre a propagação do escoamento, o qual é acelerado a velocidades supersônicas através de um bocal bidimensional conectado à câmara de combustão supersônica. A metodologia adotada possibilitou a análise do escoamento no interior da câmara de combustão supersônica do motor *Scramjet*, gerando escoamentos de $M=2.7$.

PALAVRAS-CHAVE: Túnel de choque; escoamentos supersônicos; Scramjets

ABSTRACT: Shock Tunnel are capable of generating high temperatures and supersonic velocity flows, simulating the real flow conditions at the entrance of a Scramjet engine combustor (Supersonic Combustion Ramjet), enabling studies of supersonic combustion. In this work, aerothermodynamic and supersonic combustion tests were performed using a Shock Tunnel, in order to replicate the flow conditions at the entrance of a Scramjet engine combustor. The experimental arrangement consisted of the Shock Tunnel, a device with a high-pressure section (*Driver*) and a low-pressure section (*Driven*), separated from each other by a diaphragm. When the diaphragm is ruptured, the flow propagation occurs, which is accelerated to supersonic speeds through a two-dimensional nozzle connected to the supersonic combustion chamber. The methodology adopted enabled the analysis of the flow inside the supersonic combustion chamber of the Scramjet engine, generating flows with Mach number equal to 2.7 at the entrance.

KEYWORDS: Shock tunnel; Supersonic flow; Scramjet

1. INTRODUÇÃO

No cenário global, diversos países têm realizado pesquisas e desenvolvimento de veículos capazes de alcançar regimes de alta velocidade. Neste contexto, o desenvolvimento de motores aspirados do tipo estato-reator a combustão supersônica (Scramjets) ocorre através de demonstradores tecnológicos (SUTTON, 2001).

Os veículos *Scramjets* são capazes de atingir velocidades hipersônicas ($Mach > 5$) por meio da combustão supersônica. Estes veículos são uma variação dos *Ramjets*, tendo como diferença principal a velocidade de escoamento na combustão. Nos veículos *Ramjets*, o escoamento de ar dentro da câmara de combustão atinge velocidades subsônicas. Por outro lado, na câmara de combustão dos veículos *Scramjets* as velocidades são supersônicas (SANTOS, 2008).

Com o objetivo de promover a igualdade tecnológica nacional para com as demais nações estrangeiras, o governo brasileiro, através dos Ministérios da Defesa e da Ciência e Tecnologia, estabeleceu como prioritárias e estratégicas a pesquisa e o desenvolvimento em propulsão com ar aspirado e em regimes de hipervelocidade (BRASIL, 2003).

As pesquisas na área de propulsão hipersônica aspirada estão concentradas no Instituto de Estudos Avançados (IEAv), tendo como base o desenvolvimento do veículo hipersônico 14-X e a demonstração dos conceitos de propulsão e hipersônica.

O desenvolvimento de veículos hipersônicos, a exemplo de outros projetos do setor aeroespacial, requer estudos nas áreas de simulação computacional, ensaios em solo e ensaios em voo. Com o desenvolvimento de novos programas e o avanço da informática, as simulações computacionais constituem o ponto de partida para quaisquer novos estudos, com grande economia de tempo e recursos. No entanto, por mais completos que sejam os modelos atuais, os testes em campo ainda são mandatórios no domínio da tecnologia.

Os ensaios em voo, por sua vez, ainda que sejam a fonte de resultados mais confiáveis e precisos, uma vez que os dados são obtidos no ambiente operacional real, apresentam a desvantagem dos altos custos envolvidos, elevado tempo de preparação e altíssimos riscos envolvidos. Como alternativa, os ensaios em solo possibilitam a reprodução de vários parâmetros de voo a um custo consideravelmente menor, viabilizando, assim, os onerosos projetos de tecnologias hipersônicas.

Os equipamentos de ensaio em solo mais comuns consistem em túneis de choque, aceleradores hipersônicos de massa (LHM) e bancadas para testes de combustores supersônicos (BTCS) (KIRK, 1968; GUIMARÃES *et al*, 2020). Na Figura 1 é possível ver o túnel de choque T3 (a), o lançador hipersônico de massa, conhecido como “Zarabatana” (b), e a bancada piloto de testes de combustores supersônicos – BTCS, utilizada exclusivamente para o ensaio de combustores supersônicos. Sendo estes equipamentos de ensaios em solo disponíveis na Divisão de Aerodinâmica e Hipersônica (EAH) do IEAv.



Figura 1. Túnel de choque T3 (a), Lançador hipersônico de massa (b), bancada de testes de combustores supersônicos (c) (BORGES *et al*, 2010; SILVA *et al*, 2020).



Os estudos de combustão supersônica são realizados por meio de ensaios em Túneis de Choque. Nestes experimentos, um modelo Scramjet é fixado no Túnel de Choque, sendo gerado um escoamento hipersônico que, ao incidir com a geometria aerodinâmica do modelo, produz uma onda de choque que desacelera o escoamento para as condições supersônicas necessárias na entrada da câmara de combustão do modelo.

1.1. Túnel de choque

Os túneis de choque são dispositivos de ensaio em solo capazes de reproduzir escoamentos hipersônicos, acima de $Mach > 5$. Em geral, operam em regime pulsado, e podem ser divididos em três grandes grupos: túnel de choque refletido, pistão livre e túnel de expansão. Esse dispositivo consiste basicamente em um tubo de alta pressão (*Driver*), um tubo de baixa pressão (*Driven*), um bocal/tubeira convergente-divergente, que acelera o escoamento a velocidades hipersônicas, uma seção de teste e um tanque de exaustão, o escoamento é desacelerado após a passagem do mesmo pelo modelo (LERNER, 2011; SANTOS, 2008). O modelo a ser ensaiado é fixado na seção de teste, de forma a receber o escoamento hipersônico gerado no momento do ensaio.

Os túneis de choque são amplamente utilizados para os estudos de escoamentos hipersônicos uma vez que possuem uma ampla condição de ensaio, a possibilidade de escolha do gás de teste e a disponibilidade de várias técnicas disponíveis para a realização de ensaios, entretanto, possuem como limitação o tempo de teste, na ordem de milissegundos.

2. DESENVOLVIMENTO DA CÂMARA DE COMBUSTÃO

A câmara de combustão supersônica foi confeccionada em alumínio sendo a parte superior do combustor plano e a parte inferior com uma rampa de expansão. Ao longo do modelo foram posicionados dez transdutores de pressão sendo cinco na parte superior e cinco na rampa de expansão. Desta forma é possível acompanhar o comportamento da variação de pressão ao longo da câmara de combustão. As laterais do modelo foram projetadas para receberem três janelas ópticas cada uma, formando assim três regiões de visualização da área interna do modelo, sendo possível a aplicação de técnicas diagnósticas não intrusivas que possibilitam a visualização do comportamento do escoamento.

Entre a câmara de combustão e o Tubo de choque, foi colocado um bocal de contorno bidimensional, sendo este responsável por acelerar o escoamento as condições de estudos desejadas ($M=2.8$). O bocal utilizado foi manufaturado por meio de impressão de 3D, sendo utilizado o material ULTEM 1010. O bocal foi projetado em um formato de bloco único, sendo o contorno do mesmo inserido em sua região central, em seguida ele foi inserido em um bloco metálico (alojamento) eliminando-se possíveis problemas com vazamento durante a pressurização dos experimentos.

Na Figura 2, é apresentada uma vista em corte da câmara de combustão projetada. As indicações *S1* à *S10* representam os transdutores de pressão utilizados no modelo e as indicações *J1* à *J3* representam as janelas de visualização do escoamento. Também é possível visualizar a tubeira de contorno e o ponto de injeção de combustível.

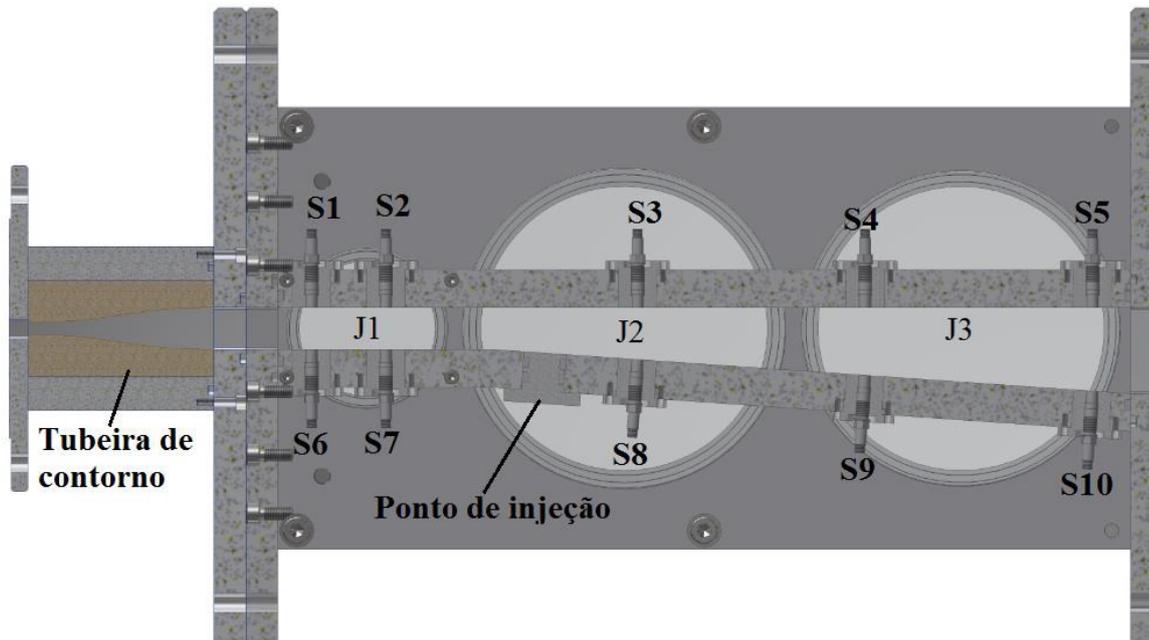


Figura 2. Vista 2D em corte da câmara de combustão desenvolvida para o estudo da combustão supersônica.

Na Figura 3, é apresentada uma vista 2D em corte da câmara de combustão fixada ao túnel de choque, tendo como elemento de ligação entre ambos o bocal supersônico. Esta foi a configuração utilizada inicialmente para os ensaios sem injeção de gás. Para os experimentos com injeção de hélio e hidrogênio, foi adaptado antes do injetor um cilindro com o respectivo gás, sendo o mesmo liberado pelo acionamento de uma válvula solenoide.

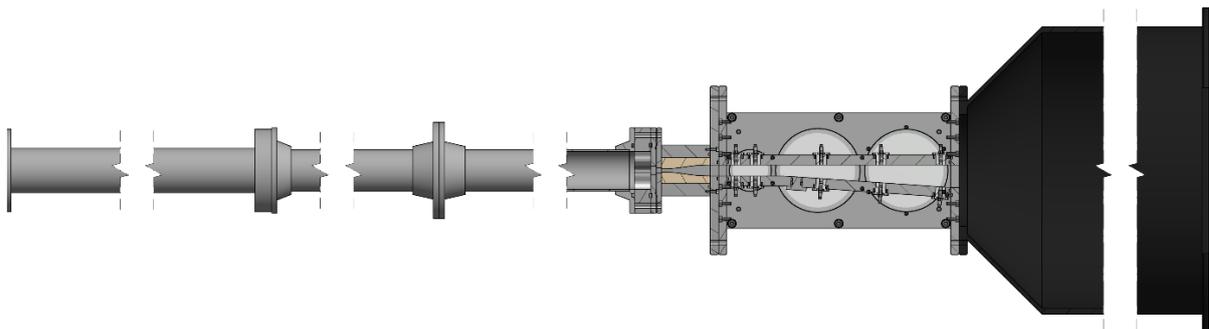


Figura 3. Vista 2D em corte da câmara de combustão fixada ao túnel de choque.

Após a confecção tanto do bocal quanto da câmara de combustão, deu-se início a montagem de todo o conjunto para a realização dos experimentos. O bocal foi fixado entre o túnel de choque e o modelo, e na parte de trás do modelo foi conectado um tanque de exaustão. O sistema completo utilizado nos ensaios experimentais é apresentado na Figura 4, onde observa-se as seções *Driver* (1), de duplo-diafragma ou *Double Diaphragm – DDS* (2), *Driven* (3), o combustor a ser ensaiado (4), o tanque de exaustão (5), os cilindros de gás (6) utilizados para pressurização das seções *Driver* e DDS, o painel de controle de pressurização e disparo (7), e a bancada de aquisição de dados (8).

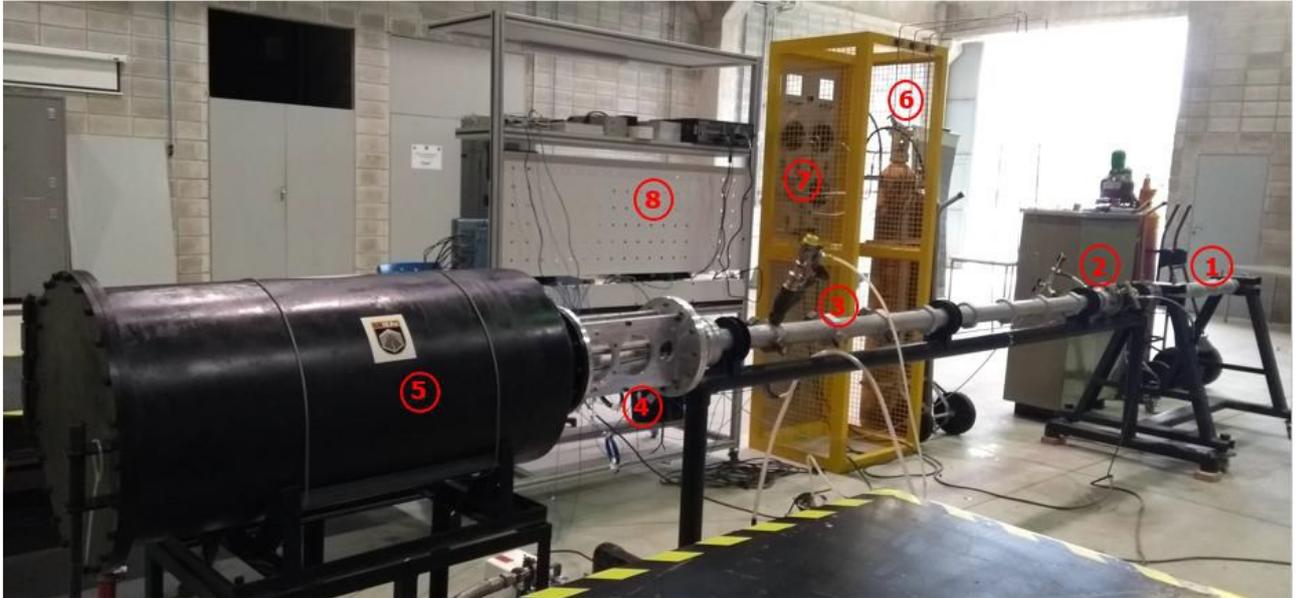


Figura 4. Túnel de Choque T1 utilizado para a realização dos ensaios experimentais.

2.1. Técnica óptica de visualização

Para a visualização do comportamento do escoamento dentro da câmara de combustão ensaiada, foi implementado a técnica schlieren. O método schlieren é uma técnica óptica não intrusiva de visualização de escoamentos complexos, baseada no desvio da luz ao atravessar um meio transparente que possui gradientes do índice de refração. Para a técnica schlieren são utilizados aparatos ópticos, como a combinação de espelhos e/ou lentes, para visualizar o escoamento onde a luz sofre a deflexão devido aos gradientes de índice de refração (SETTLES, 2001). A deflexão da luz é comparada com a luz não desviada, sendo possível capturar por imagens o desenvolvimento do escoamento (ESTRUCH *et al*, 2009). Com esta técnica é possível criar contrastes nas imagens que revelam as variações de densidade geradas no escoamento que está sendo estudado.

Em uma configuração mais simplificada, a técnica schlieren necessita que a fonte de luz esteja o mais paralelo possível com o meio onde está inserido a área de teste, de forma que seja possível obter com mais eficiência os desvios de θ . Este arranjo experimental é representado pela Figura 5 onde pode ser visto a fonte de luz, os conjuntos de espelhos/lentes, o filtro espacial (faca), e câmera que captura os dados. Na técnica schlieren a fonte de luz deve ser posicionada mantendo-se a distância focal do espelho 2, sendo o espelho 1 utilizado como um dispositivo de aumento do caminho óptico ou também como um amplificador do feixe. Já o filtro especial frequentemente chamado de “faca” deve ser posicionado mantendo-se a distância óptica com o espelho 3, garantindo que seja gerado um contraste nas imagens obtidas pela câmera, que deve ser posicionada logo após o mesmo (SETTLES, 2001).

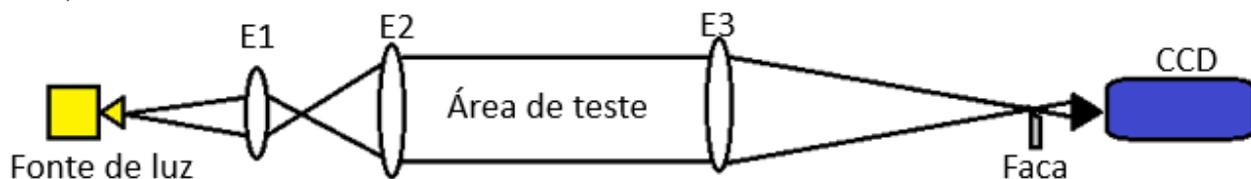


Figura 5. Exemplo de um arranjo schlieren convencional (SILVA *et al*, 2020).

Para a montagem da técnica schlieren junto ao experimento (Figura 6), foram utilizados um conjunto de três espelhos sendo dois com diâmetro de 35cm (nº2 e 3) e um com diâmetro de 10cm (nº 4). A distância focal utilizada foi de aproximadamente 180cm. Uma fonte de luz LED (nº1), um filtro espacial denominado “faca” (nº 5) que possui a finalidade de obstruir os raios de luz desviados, e uma câmera de alta velocidade e um computador para o armazenamento dos dados (nº 6 e 7). A obtenção das imagens schlieren se deu através do arranjo óptico em conjunto com uma câmera de alta velocidade PCO. / DIMAX HS.

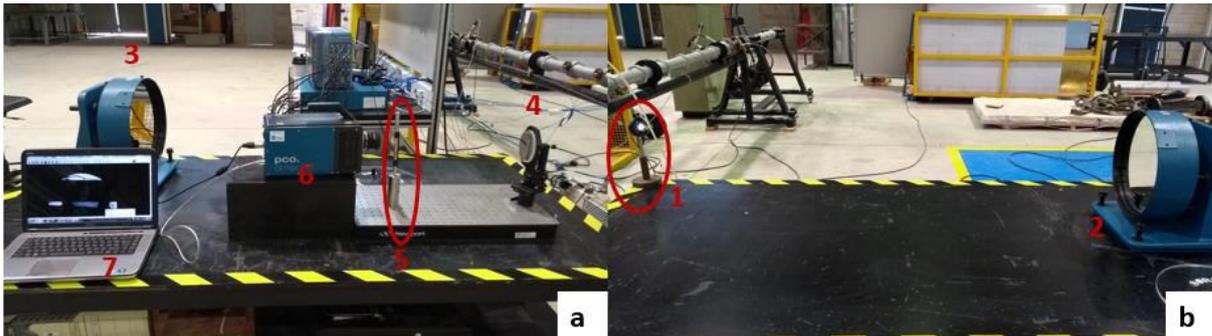


Figura 6. Arranjo experimental schlieren utilizado durante a campanha de testes.

3. RESULTADOS PARCIAIS

Após a montagem da câmara de combustão no túnel de choque, foram realizados experimentos iniciais para a verificação do comportamento do escoamento e do número de Mach gerados. Nessa primeira bateria de experimentos, não foi realizado a injeção de nenhum gás no modelo. Sendo observado com tudo o comportamento do escoamento e a validação do bocal que foi desenvolvido.

No experimento inicial, a seção *Driver* foi pressurizada com hélio a uma pressão de 6 MPa (60 bar) e a seção *Driven* foi mantida a pressão ambiente 101 kPa (\approx 1 bar). A seção DDS foi pressurizada com argônio a uma pressão de 3 MPa (30 bar). Foram utilizados dois tipos de diafragmas durante os experimentos. Na seção do DDS foram utilizados dois diafragmas de alumínio com uma espessura de 2mm e uma ranhura de 0.5mm. Já na saída do bocal com a entrada do combustor foi utilizado folha de acetato transparente.

Na Figura 7 (a), é apresentado o diafragma utilizado na seção do DDS, onde pode ser visto um dos diafragmas antes do disparo (lado esquerdo), e após o disparo (lado direito) tendo sua abertura com o formato de pétalas, indicando uma boa abertura dos mesmos. Já na Figura 7 (b) é apresentado o diafragma utilizado na entrada do combustor, antes do disparo (lado esquerdo), e após o disparo (lado direito). Observa-se uma abertura retangular no centro do diafragma, sendo está compatível com a entrada do combustor, indicando um bom funcionamento do mesmo.

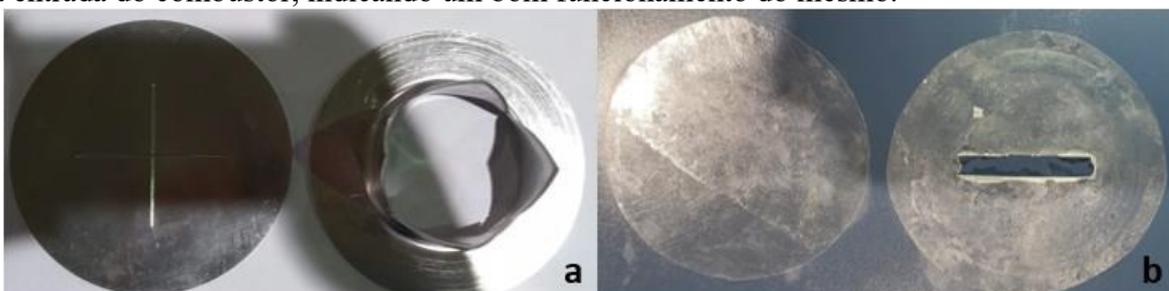


Figura 7. Modelos de diafragmas utilizados na seção do DDS antes e após o experimento (a), modelo do diafragma utilizado na entrada do combustor (b).

A análise das respostas obtidas pelos transdutores de pressão distribuídos ao longo do tubo de choque e do modelo indicou uma pressão de estagnação (P_0) de 3,7 MPa (37 bar) e um tempo de trânsito de 322.5 μ s. Considerando o escoamento como sendo caloricamente perfeito ($\gamma=1.4$) e sendo conhecidas as pressões de estagnação (P_0) e a pressão na entrada da câmara de combustão (P), é possível utilizar a relação isentrópica da pressão (Equação 1) para determinar o número de Mach na entrada do modelo.

$$\frac{P_0}{P} = \left(1 - \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (1)$$

Tendo que para o experimento foi encontrado uma pressão $P = 192$ kPa (1,92 bar), encontrou-se um valor de Mach ≈ 2.7 na entrada da câmara de combustão. O valor de Mach encontrado está bem próximo ao valor projetado para o bocal, indicando um bom funcionamento do sistema.

Uma segunda análise foi utilizada para confirmar o número de Mach encontrado na entrada da câmara de combustão. Esta análise utilizou as imagens obtidas pela técnica schlieren, uma vez que é possível visualizar as linhas de Mach formadas durante o experimento. Conhecendo-se a equação de abertura do cone de Mach (Equação 2), é possível encontrar o ângulo de abertura (μ), por meio das relações trigonométricas é possível determinar o número de Mach do escoamento. Por meio dessa análise foi possível encontrar um valor de $M \approx 2.9$, sendo este valor bem próximo a valor projetado para o bocal, sendo possível considerar o sistema operacional.

$$\mu = \arcsin (1/M) \quad (2)$$

Na Figura 8, é apresentada uma imagem Schlieren obtida durante o experimento, na qual se observa o fluxo do escoamento dentro da câmara de combustão e a formação de linhas de Mach. As indicações J1 à J3 representam as janelas ópticas da câmara de combustão supersônica e a seta indica o sentido e a direção do escoamento. A imagem à direita com um círculo vermelho representa uma ampliação da janela J1 por onde foram realizadas as análises do escoamento, sendo identificado o ângulo de abertura do cone de Mach (μ), e posteriormente o número de Mach obtido na entrada da câmara de combustão.



Figura 8. Imagem *schlieren* obtida durante os experimentos na câmara de combustão supersônica, utilizada para determinação do número de Mach na entrada da câmara de combustão.

Os valores de pressão de estagnação (P_0) e Mach (M) encontrados experimentalmente foram ainda comparados com um programa utilizado na Divisão de Aerodinâmica e Hipersônica – EAH. Este programa (ShockWave) foi desenvolvido por AUTOR em 1986 e tem como dados de entrada o tempo de transito do escoamento e a razão de áreas do bocal utilizado (AUTOR, 1986). Sabendo que a razão de áreas do bocal é de $A/A^* = 3.5$ e o tempo de trânsito foi de 322.5 μ s. Temos

então como saída no programa ShockWave o valor de $M = 2.79$ e $P_0 = 3,9$ MPa (39 bar), sendo este coerente com os resultados obtidos experimentalmente.

3.1 Experimento com injeção de Hélio

Inicialmente optou-se pela utilização de Hélio (He) no sistema de injeção da câmara de combustão. Isso se fez necessário para identificar o comportamento do escoamento gerado em contato com o gás injetado, bem como verificar o funcionamento do sistema de injeção.

O sistema de injeção consiste em um bloco injetor, com três furos injetores de $\varnothing 1,9$ mm cada um, conectado na parte de baixo do modelo. O bloco injetor foi conectado a uma válvula solenoide, que ao ser acionada libera o gás contido em um cilindro inicial de 100ml. O sistema de injeção é acionado simultaneamente com o disparo do túnel de choque. A Figura 9 apresenta a montagem do combustor supersônico com o sistema de injeção de combustível.



Figura 9. Sistema de injeção de gás acoplado a câmara de combustão supersônica.

Os experimentos com injeção de hélio na câmara de combustão supersônica, seguiram os mesmos procedimentos utilizados nos experimentos sem injeção de gás, sendo também utilizados os mesmos modelos de diafragmas. A seção *Driver* foi pressurizada com hélio a uma pressão de 6MPa (60 bar) e a seção *Driven* foi mantida a pressão ambiente 101 kPa (≈ 1 bar). A seção DDS foi pressurizada com argônio a uma pressão de 3 MPa (30 bar). O cilindro de He utilizado no abastecimento do sistema de injeção foi configurado em 1,2 MPa (12 bar) na válvula reguladora.

Analisando os dados obtidos pelos transdutores de pressão distribuídos ao longo do tubo de choque e do modelo, encontrou-se uma pressão de estagnação (P_0) de 3,9 MPa (39 bar) e um tempo de trânsito de 326 μ s. Utilizando da consideração inicial de que o escoamento é caloricamente perfeito ($\gamma = 1.4$) e sendo conhecido P_0 e utilizando a Equação 1, temos que o número de Mach do escoamento na entrada da câmara de combustão foi de $M \approx 2.6$.

A comprovação da injeção de He na câmara de combustão, se deu pelo registro do transdutor de pressão fixado no injetor. Na Figura 10 é possível verificar as respostas obtidas pelos transdutores de pressão do sistema, sendo a linha amarela indicada pela seta branca, a resposta do sensor fixado no injetor. O valor de pressão obtido no pleno da injeção foi de $P_i = 350$ kPa (3,50 bar).



Figura 10. Comprovação da injeção de He durante o tempo de teste do experimento, sendo injetada uma pressão de $P_i = 350$ kPa (3.5 bar).

A análise das imagens obtidas com a técnica schlieren, para o caso com injeção de He seguiram a mesma metodologia apresentada para os experimentos sem injeção de gás. Uma vez determinado μ por meio das relações trigonométricas é possível determinar o valor de M por meio da Equação 2. Com isso foi possível encontrar um valor de $M \approx 2.7$ na entrada da câmara de combustão. Ressalta-se, porém, que a análise do número de Mach por meio das imagens schlieren, é realizada na janela $J1$, antes da injeção de He no combustor.

Por meio das imagens obtidas é possível observar uma alteração (curvatura) na linha de Mach na janela $J2$. Isso mostra que o gás injetado está interagindo com escoamento, sendo capaz de provocar alterações no mesmo, indicando também o funcionamento do sistema de injeção. Na Figura 11, é apresentada uma imagem schlieren obtida durante o experimento, onde é possível ver a interação do He injetado com o escoamento.

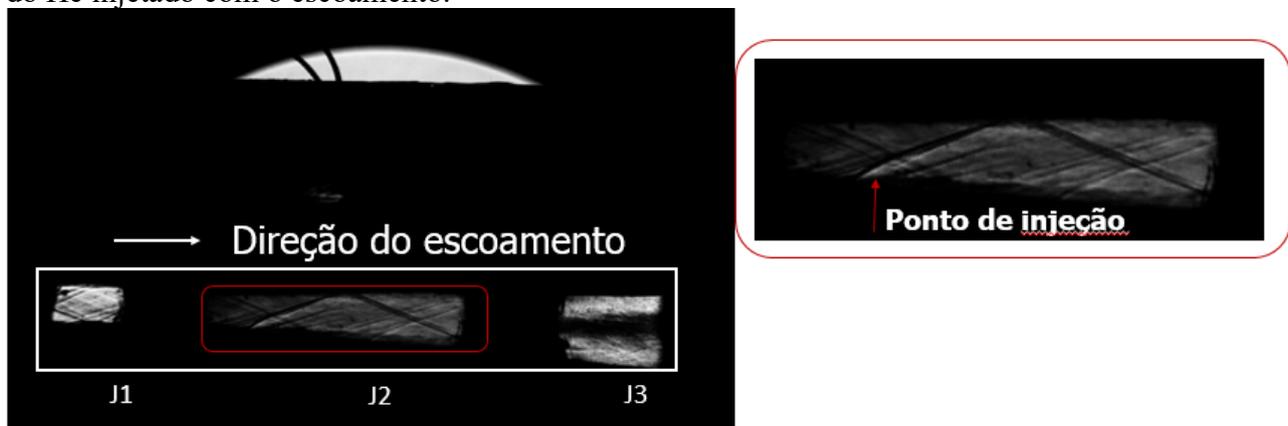


Figura 11. Imagem schlieren obtida durante os experimentos na câmara de combustão supersônica, indicando uma curvatura das linhas de Mach por meio da injeção de He.



Os valores de pressão de estagnação (P_0) e Mach (M) encontrados experimentalmente também foram comparados com o programa ShockWave. Sabendo que a razão de áreas do bocal é de $A/A^* = 3.5$ e o tempo de trânsito foi de $326 \mu s$. Temos então como saída no programa SchockWave o valor de $M = 2.79$ e $P_0 = 3,91 \text{ MPa}$ (39.1 bar), sendo estes coerentes com os resultados obtidos experimentalmente.

4. CONCLUSÃO

Os dados experimentais obtidos demonstraram que é possível estudar uma câmara de combustão diretamente conectada a um Túnel de Choque, tornando viável o estudo deste subsistema separadamente do modelo scramjet. Deste modo, não é necessário gerar as condições do escoamento a montante do modelo scramjet, ou seja, devendo ocorrer apenas o escoamento na entrada de sua câmara de combustão. Essa alternativa torna os estudos com combustores supersônicos mais acessíveis, uma vez que não é necessário a utilização de um Túnel de Choque que demanda de mais recursos e insumos para a realização de estudos iniciais com câmaras de combustão. Uma vez que sejam esgotadas todas as variáveis entorno do processo de combustão, pode se passar a estudar o veículo completo em Túnel de Choque.

Os resultados apresentados inicialmente, demonstram que tanto o bocal bidimensional quanto o combustor supersônico projetado, obtiveram um ótimo desempenho. Com eles foi possível a visualização e caracterização do escoamento na saída do bocal e na região interna do combustor com e sem a injeção de gás. Os dados obtidos demonstram a funcionalidade do sistema de injeção empregado, bem como o modelo de injetor utilizado nos experimentos.

Os estudos para investigação da autoignição do Hidrogênio e a sua influência no escoamento já foram iniciados, sendo detectado inicialmente resultados positivos, podendo ser diagnosticado a autoignição do Hidrogênio. Atualmente os esforços têm se concentrado em um range de variação da pressão de estagnação (P_0), e nas pressões de injeção (P_i), para a determinação do ponto ótimo de trabalho do modelo estudado. Outras técnicas de diagnósticos não intrusivos, tem sido testada durante os experimentos para apoiar o diagnóstico e a caracterização da combustão com Hidrogênio, sendo uma delas a emissão de HO^* . O trabalho apresentado ainda continua em andamento, devendo os dados obtidos experimentalmente com injeção de H_2 serem apresentados em breve a comunidade científica.

5. AGRADECIMENTOS

Os autores agradecem ao Instituto de Estudos Avançados - IEAv, à Divisão de Aerotermodinâmica e Hipersônica (EAH), à Divisão de Suporte Tecnológico (SUTEC), à Coordenação de Aperfeiçoamento de Pessoal de Nível Superior - CAPES.

6. REFERÊNCIAS

BORGES, M. M.; MINUCCI, M. A. S.; ABREU, O. D.; TORO, P. G. P.; SANTOS, A. M. Lançador hipersônico de massa: um dispositivo utilizado para acelerar modelos hipersônicos. In: **VI Congresso Nacional de Engenharia Mecânica**, 2010, Campina Grande. Anais do VI Congresso Nacional de Engenharia Mecânica, 2010.



ISSN 2447-5378

Congress of Industrial
Management and Aeronautical
Technology

Fatec
São José dos
Campos
Prof. Jessen Vidal

CPS
Centro
Paula Souza

SÃO PAULO
GOVERNO DO ESTADO

BRASIL. Ministério da Defesa; Ministério da Ciência e Tecnologia. **Concepção Estratégica:** ciência, tecnologia e inovação de interesse da Defesa Nacional. Brasília, DF: MD; MCTI, 2003.

ESTRUCH, D.; LAWSON, N. J.; GARRY, K. P. Application of optical measurement techniques to supersonic and hypersonic aerospace flows. **Journal of Aerospace Engineering**, v. 22, n. 4, p. 383-395, 2009. [https://doi.org/10.1061/\(ASCE\)0893-1321\(2009\)22:4\(383\)](https://doi.org/10.1061/(ASCE)0893-1321(2009)22:4(383))

GUIMARÃES, J.S.; LEITE, V.S.F.O.; CARINHANA Jr., D.; MINUCCI, M.A.S. Investigation of the Flow In Cold Condition at the Exit of a Supersonic Combustor Test Bench. **Journal of Aerospace Technology and Management** (online), v. 12, 2020. <https://doi.org/10.5028/jatm.v12.1190>

KIRK, H. F. Facilities and testing. In: KIRK, H. F. **Ramjet technology**. Springfield, VA: Clearing House for Federal Scientific and Technical Information, 1968. cap.13, p. 37-48.

LERNER, J. C.; BOLDES, U. **Wind Tunnels and Experimental Fluid Dynamics Research**. Rijeka, Croatia: InTech, 2011. 724 p.

MINUCCI, M. A. S. **Medidas de ganho em um laser de CO2 CW Gás-dinâmico**. 1986. 133 f. Dissertação (Mestrado em Engenharia Aeronáutica e Mecânica) – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, 1986.

SANTOS, A. M. A Pesquisa e desenvolvimento em hipersônica no IEAv. **Revista Brasileira de Aplicações de Vácuo**, v. 27, n. 1, p. 5-10, 2008. <https://doi.org/10.17563/rbav.v27i1.385>

SETTLES, G. S. **Schlieren and shadowgraph techniques: visualizing phenomena in transparent media**. Berlin: Springer-Verlag. 2001. v. 1, 376 p.

SILVA, E.W.N; GUIMARÃES, J.S; LEITE, V.S.F.O; CARINHANA Jr., D., Caracterização de um bocal supersônico para uma bancada de testes de combustores supersônicos. **Revista Brasileira de Aplicações do Vácuo**, v. 39, p. 67-76, 2020. <https://doi.org/10.17563/rbav.v39i1.1160>.

SUTTON, G. P.; BIBLARZ, O. **Rocket Propulsion Elements**. 7th ed. New York: John Wiley Sons, 2001. 751p.