

DIAGNÓSTICO DO ESCOAMENTO A FRIO DE UMA BANCADA DE TESTES DE COMBUSTORES SUPERSÔNICOS

Jefte da Silva Guimarães, jeftesg@gmail.com^{1,2}

Kalvin Marques Bueno Brandão, kalvin.brandao@gmail.com¹

Thiago Victor Cordeiro Marcos, thiagovcm@ieav.cta.br²

Valéria Serrano Faillace Oliveira Leite, valeria@ieav.cta.br^{1,2}

Dermeval Carinhana Júnior, dcarinhana@ieav.cta.br^{1,2}

¹Instituto Tecnológico de Aeronáutica – ITA, Praça Marechal Eduardo Gomes, 50, Vila das Acácias, CEP – 12228-900, São José dos Campos – SP – Brasil

²Instituto de Estudos Avançados - IEAv – Rod. dos Tamoios, km 5,5 – Putim – CEP 12.228-001 – São José dos Campos – SP – Brasil – Tel. +55 (12) 3947-5552

Resumo: Pesquisas atuais têm como finalidade alcançar o domínio da tecnologia aeroespacial. Neste contexto estão inseridos os motores aspirados do tipo estado-reator a combustão supersônica – scramjet (Supersonic Combustion Ramjet). Associado a esta tecnologia estão os altos custos para a realização de ensaios em voo, sendo que para minimizar esse desafio são necessários equipamentos de ensaio em solo. Para o estudo de escoamentos hipersônicos e da combustão supersônica são utilizados basicamente três equipamentos: lançadores hipersônicos de massa, túneis de choque e bancadas de testes de combustores supersônicos (BTCS). Esses equipamentos possuem a capacidade de reproduzir, em solo, condições que se assemelham às encontradas em voo em uma determinada altitude e velocidade e, no caso da BTCS, os processos de combustão nos motores scramjets. A BTCS simula as mesmas condições do escoamento no interior do combustor de um scramjet em um voo real, sendo que ela é composta basicamente por um gerador de ar viciado (GAV), que aquece o ar até a temperatura necessária, um bocal supersônico, que acelera o escoamento até a velocidade desejada para o ensaio e uma peça de transição que acopla o bocal ao combustor a ser testado. Este trabalho tem como objetivo apresentar o processo de caracterização do escoamento a frio ao longo da BTCS existente no IEAv, utilizando a técnica schlieren, avaliando principalmente com isso a interferência da peça de transição na obtenção das condições do escoamento na entrada do combustor.

Palavras-chave: combustão supersônica, scramjet, escoamentos hipersônicos, equipamentos de ensaios em solo.

1. INTRODUÇÃO

Nos dias atuais tem sido notório os esforços depreendidos por diversos países no estudo e no desenvolvimento de veículos capazes de atingirem regimes de velocidade cada vez mais rápidos. Neste cenário está inserido o desenvolvimento dos motores aspirados do tipo estado-reator a combustão supersônica ou scramjets, que estão em processo de desenvolvimento por meio dos demonstradores tecnológicos (Sutton, 2001). Os scramjets possuem a capacidade de atingir velocidades hipersônicas por meio da combustão supersônica, sendo que os mesmos são uma variação dos ramjets que possui como diferença principal a velocidade do escoamento onde a combustão é processada. Nos ramjets, o escoamento de ar na câmara de combustão tem velocidades subsônicas e nos scramjets as velocidades são supersônicas (Santos, 2008).

Tendo ciência da importância do desenvolvimento desta tecnologia para o Brasil e com o objetivo da garantia de igualdade tecnológica para com as demais nações, os Ministérios da Defesa e da Ciência e Tecnologia tomaram como prioritárias e estratégicas as áreas de pesquisa em propulsão com ar aspirado e hipervelocidade (Ministério da Defesa/Ministério da Ciência e Tecnologia, 2003). No Brasil o desenvolvimento da tecnologia scramjet ficou a cargo do Instituto de Estudos Avançados - IEAv, com o desenvolvimento do veículo hipersônico aeroespacial 14-X (Fig. 1), fazendo parte de um esforço continuado do Departamento de Ciências e Tecnologia Aeroespacial - DCTA, de conceber um veículo para exploração aeroespacial com decolagem em aero-espaço-portos.



Figura 1. Veículo hipersônico 14-X (Instituto de Estudos Avançados, 2017).

Para a realização de um lançamento de um demonstrador tecnológico, faz-se necessário um estudo preliminar em solo, de forma que seja possível caracterizar todas as condições às quais este veículo estará sujeito em um voo real. Para a realização de ensaios em solo que possibilitem o estudo de escoamentos supersônicos e da combustão supersônica, o IEAv conta com túneis de choque hipersônicos; lançador hipersônico de massa e uma bancada de testes de combustores supersônicos, formando assim um conjunto de três equipamentos necessários para a realização de ensaios em solo de aerodinâmica e hipersônica para o desenvolvimento de sistemas do tipo propulsão aspirada e para testes de aerodinâmica em modelos de veículos hipersônicos de escalas reduzidas (Leite *et al*, 2004). Nas Figuras 2 (a) e (b) é possível ver o lançador hipersônico de massa, conhecido como “Zarabatana”, e o Laboratório de Aerodinâmica e Hipersônica Prof. Henry T. Nagamatsu que possui três túneis de choque sendo nomeados de T1; T2 e T3, já na (Fig. 3) é possível ver a bancada piloto de testes de combustores supersônicos – BTCS, utilizada exclusivamente para o ensaio de combustores supersônicos.

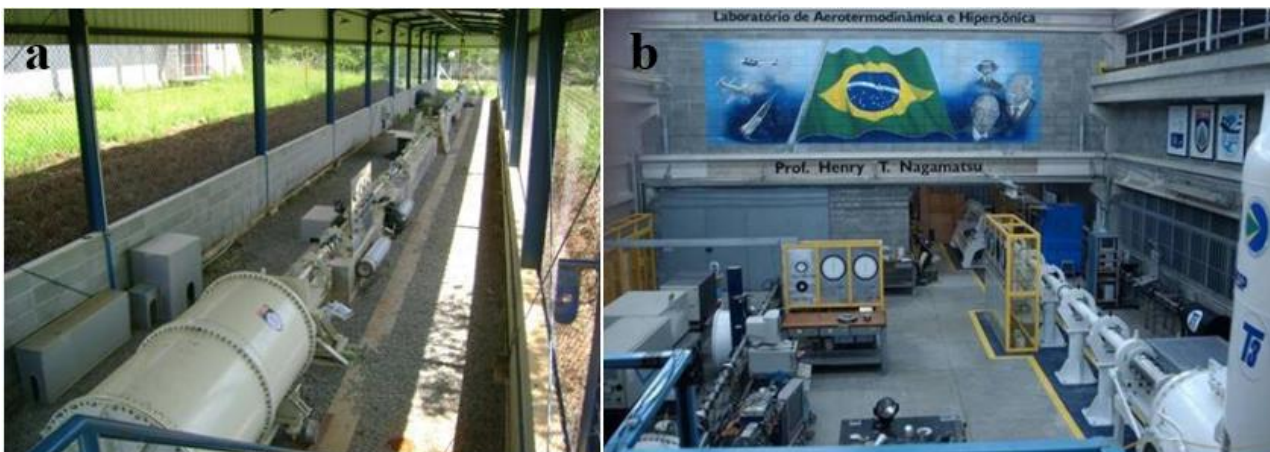


Figura 2. (a) Lançador hipersônico de massa; (b) Laboratório de aerodinâmica e hipersônica que possui três túneis de choque (Instituto de Estudos Avançados, 2017; Marcos *et al*, 2017).



Figura 3. Bancada de testes de combustores supersônicos – BTCS (Leite, 2006).

1.1. Bancada para testes de combustores supersônicos – BTCS

Desde os anos 50 o estudo experimental da combustão supersônica vem sendo realizado por diversos países (Curran, 2001), com isso a BTCS tornou-se um equipamento de grande importância sendo utilizada por diversos países como ilustrado a seguir (Fig. 4).



Figura 4. Cenário mundial da utilização da Bancada de Testes de Combustores Supersônicos.

Basicamente existem dois tipos de bancada de testes de combustores supersônicos – BTCS: um, o aquecimento do ar no GAV é do tipo arco elétrico (Fig. 5a), onde uma fonte de alta tensão, conectada às extremidades do GAV, gera um arco elétrico que aquece o ar que em seguida é acelerado por um bocal até as condições de ensaio desejadas, e outro com aquecimento do ar no interior do GAV por combustão (Fig. 5b). Neste o ar é aquecido através da combustão e acelerado por um bocal convergente-divergente. O nome ar viciado é devido ao ar gerado possuir os resíduos da combustão do combustível utilizado para o aquecimento do ar.

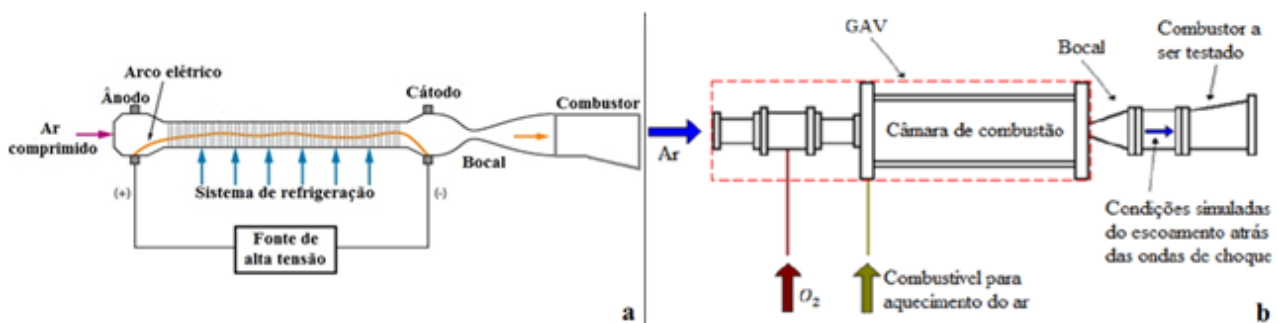


Figura 5. (a) BTCS com aquecimento do ar por arco elétrico; (b) BTCS com aquecimento do ar por combustão (Leite, 2006; Plasma Test & Diagnostics Laboratory, 2017).

A BTCS piloto existente no IEAv (Fig. 6) é formada basicamente por uma câmara de combustão (GAV), com uma placa de injeção de combustível em uma extremidade, e um bocal supersônico do tipo convergente-divergente na outra. A finalidade desta bancada é produzir, na saída do bocal, as condições do escoamento atrás das ondas de choque cônicas ou oblíquas que são formadas pelas geometrias frontais, cônicas ou em forma de cunha, dos demonstradores tecnológicos voando com velocidades hipersônicas. As condições geradas são as mesmas do escoamento do ar na entrada de um combustor de um *scramjet*, sendo suas características principais: altas temperaturas e velocidades supersônicas. Em uma BTCS, o GAV tem a função de aquecer o ar, e o bocal supersônico tem a função de acelerar o ar aquecido até as condições especificadas para o ensaio. A BTCS piloto do IEAv é do tipo diretamente conectada, com um bocal convergente-divergente projetado para se obter com combustão um número de Mach de 2,6 e uma temperatura de 1040 K, sendo estas as mesmas condições obtidas preliminarmente, em experimentos anteriores, na entrada do combustor do modelo 14-X, ensaiado em um túnel de choque T3, também existente no IEAv.



Figura 6. BTCS piloto utilizada no IEAv.

Na foto da bancada de testes piloto (Fig. 6) pode-se ver da esquerda para a direita: a placa injeção de combustível, o gerador de ar viciado propriamente dito acoplado à seção de tomada de dados de estagnação (onde está instalado o manômetro), e mais a direita a tubeira, a qual tem a sua saída aberta para a atmosfera.

2. PROCEDIMENTO EXPERIMENTAL

O aparato experimental da BTCS (Fig. 7) ilustra desde o sistema de alimentação de gases até o modelo do combustor utilizado nos ensaios, onde mostra que na parte externa do prédio do laboratório, da esquerda para a direita, temos: um cilindro de oxigênio, 2 de ar comprimido, 1 de gás liquefeito do petróleo (GLP) e 2 de gás natural veicular (GNV). Estes gases alimentam a placa de injeção de combustível na entrada do GAV para a obtenção das condições de pressão e de temperatura de estagnação do escoamento na saída do GAV, ou seja na entrada do bocal, entretanto, no presente trabalho, como a caracterização do escoamento se deu a frio, só foram utilizados os cilindros de ar comprimido e oxigênio. Na parte interna do laboratório (Fig. 7), da esquerda para a direita temos: as válvulas de vazão mássica, os rotâmetros, o gerador de ar viciado, uma flange onde são colocados os sensores de pressão (centro de medição), adaptador do bocal, bocal convergente-divergente, peça de transição da geometria circular da saída da tubeira para a geometria retangular da entrada do combustor, e o modelo de combustor a ser ensaiado.

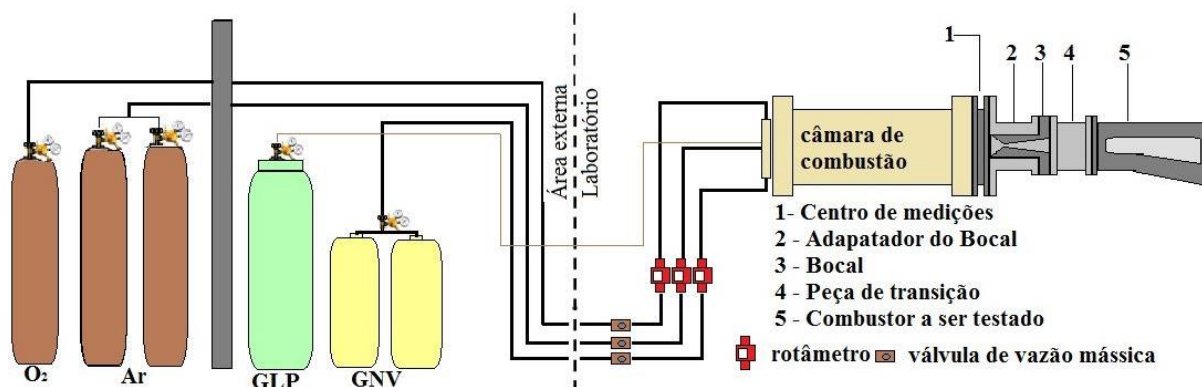


Figura 7. Esquema do aparato experimental completo para realização de ensaios na BTCS.

Como neste trabalho a caracterização do escoamento se deu a frio, tanto na saída do bocal quanto na saída da peça de transição, foram utilizados três cilindros de ar comprimido, sendo o cilindro de O_2 substituído por um cilindro de ar comprimido e não foram utilizados os cilindros de combustível. Neste trabalho entretanto não foi avaliado o escoamento considerando o modelo do combustor (componente 5) apresentado na Fig. 7.

2.1. Projeto da peça de transição

O modelo do combustor a ser ensaiado não pode ser conectado diretamente ao bocal devido a saída do mesmo ter uma seção circular e a entrada do combustor ter uma seção retangular, com isso foi necessária a fabricação de uma peça adaptadora que ligasse a saída do bocal com a entrada do combustor. Além disto, a peça adaptadora deve manter a mesma área ao longo de seu comprimento de forma que seja possível garantir que não haja variação das características do escoamento que está sendo gerado na saída do bocal. Considerando a área circular da saída do bocal e que a altura da

seção retangular da entrada do combustor é igual a 18,5 mm, que é a altura do último combustor ensaiado no túnel de choque T3 do IEAv, o comprimento da seção retangular pode ser facilmente calculado pela Eq. (1), onde D é o diâmetro do bocal, C é o comprimento da seção retangular e H a altura da seção retangular.

$$\frac{\pi * D^2}{4} = C * H \quad (1)$$

Sabendo que o diâmetro do bocal existente é de $\varnothing 34,04$ mm e a altura da seção retangular é 18,5 mm, a partir da (Eq. 1) tem-se que a peça de transição deve manter uma área de 910,057 mm² ao longo de todo o seu comprimento, fazendo a transição suave da seção circular até a seção retangular. Com o objetivo de identificar a influência do comprimento total da peça de transição nas condições do escoamento, foram inicialmente projetadas duas peças de transição com comprimentos de 100 mm e 150 mm. O desenho técnico da peça de transição de 100 mm (Fig. 8a) e o desenho técnico da peça de transição de 150 mm (Fig. 8b), ilustram em 2D a variação da seção circular até a seção retangular desejada, seção essa que deve ser idêntica à seção retangular da entrada do modelo experimental do combustor.

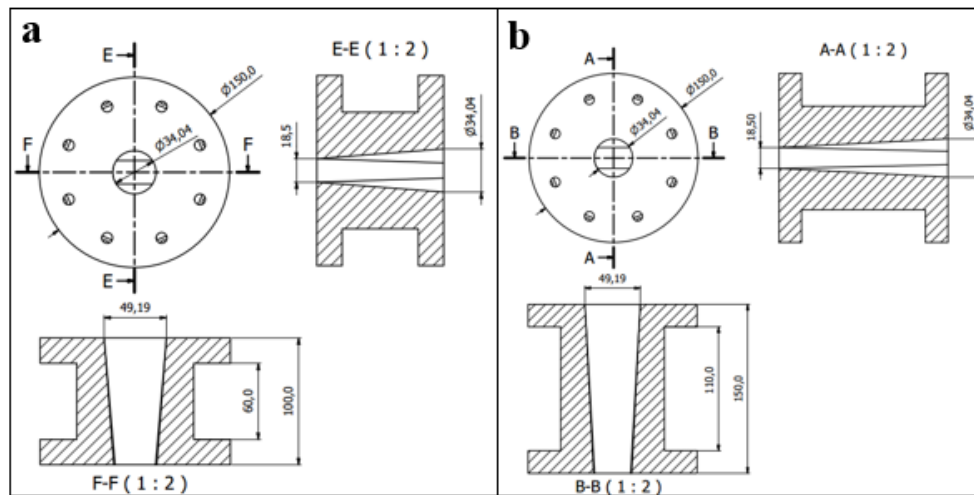


Figura 8. (a) Desenho técnico da peça de transição 100 mm; e (b) peça de transição 150 mm.

A confecção das peças de transição se deu por meio do sistema de prototipagem rápida utilizando uma impressora 3D Fortus 900mc da empresa STRATASYS, através da tecnologia FDM – *Fused Deposition Modeling* (Fig. 9). A tecnologia FDM é dada pela deposição de um material base sobre um suporte que será descartado posteriormente. A deposição se dá camada por camada através de bicos extrusores aquecidos, em temperaturas na ordem de 400 °C. O ambiente de deposição do material é um forno que possibilita o controle de temperatura e ventilação adequadas para que as camadas de material sejam resfriadas uniformemente (Marcos *et al*, 2017).

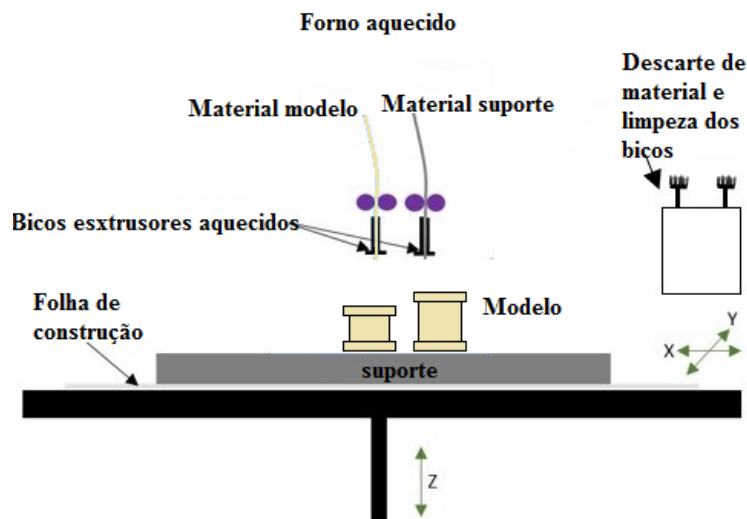


Figura 9. Representação do processo de prototipagem rápida – FDM, (adaptado de Marcos *et al*, 2017).

As peças de transição (Fig. 10) foram confeccionadas utilizando o material termoplástico ULTEM 9085 que tem sido empregado tanto para aplicações aeroespaciais, automotivas e militares, isso se dá pelo fato do mesmo ser classificado como FST (*flame, smoke and toxicity*).

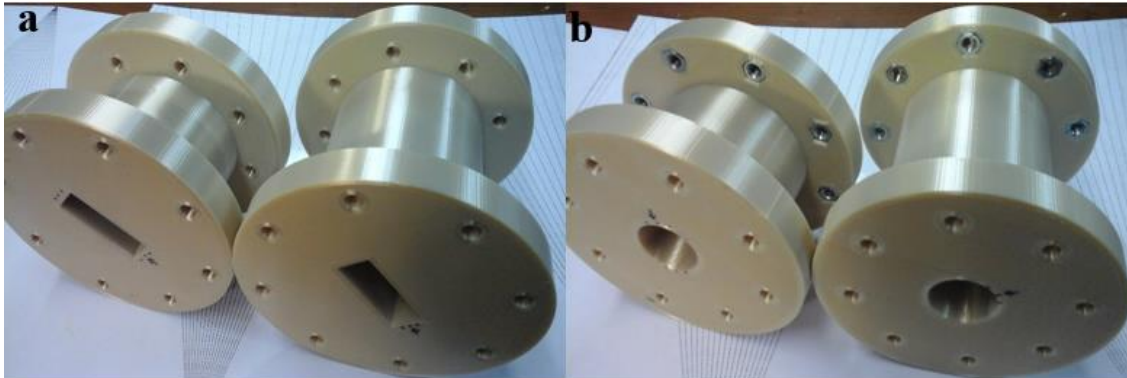


Figura 10. (a) Seção retangular das peças de transição; (b) seção circular das peças de transição.

2.2. Caracterização da velocidade do escoamento

Para a determinação do número de Mach, foi utilizada inicialmente uma rampa com um ângulo $\theta = 15^\circ$ posicionada na saída do bocal e na saída das peças de transição (Fig. 11). Para a visualização da onda de choque formada sobre a rampa, foi aplicada a técnica schlieren que possibilita a medição do ângulo da onda de choque β .

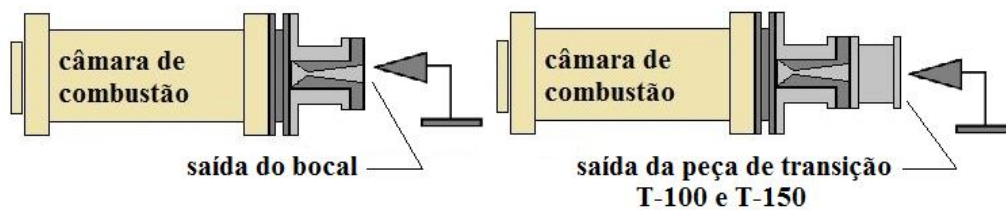


Figura 11. Esquema do posicionamento da rampa na saída do bocal e das peças de transição (T-100 e T-150).

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. A deflexão da luz é comparada com a luz não desviada, sendo possível capturar por imagens o desenvolvimento do escoamento (Estruch, 2009). Com esta técnica é possível criar contrastes nas imagens que revelam as variações de densidade geradas no escoamento que está sendo estudado.

Para a montagem do arranjo experimental schlieren (Fig. 12) foram utilizados dois espelhos com $\varnothing 10$ cm (espelho 1; espelho 4), cuja a finalidade foi a de aumentar o caminho óptico de outros dois espelhos com $\varnothing 177$ cm e distância focal de 180 cm (espelho 2; espelho 3). Uma fonte de luz LED, um filtro espacial denominado “faca” que possuía finalidade de obstruir os raios de luz desviados, e uma câmera de alta velocidade para obtenção das imagens.

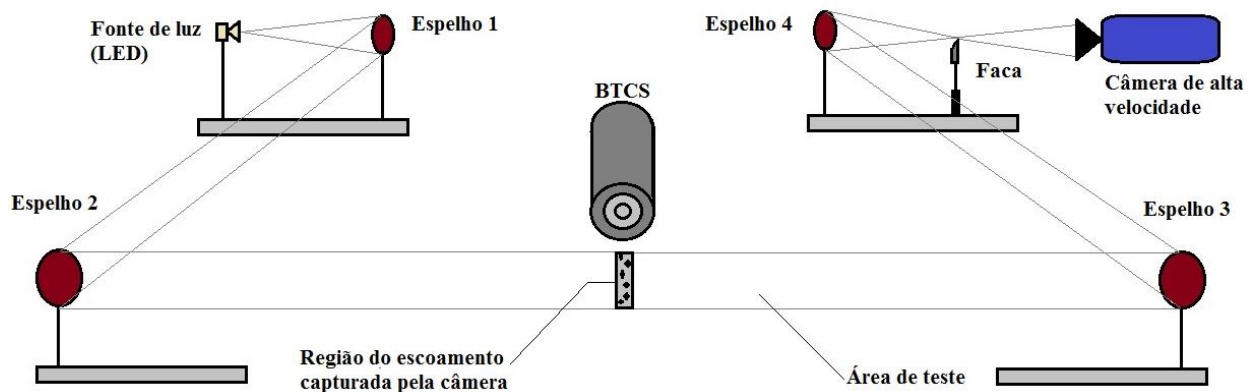


Figura 12. Arranjo schlieren para investigação do número de Mach do escoamento.

Uma vez medido o ângulo β da onda de choque formada sobre a rampa, calculou-se o número de Mach do escoamento, tanto na saída do bocal, quanto na saída das peças de transição através da Eq. (2), fazendo $\gamma = 1,4$, pois o escoamento foi considerado caloricamente perfeito.

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

Como a caracterização do escoamento foi realizada a frio, tanto na saída da tubeira quanto na saída das peças de transição, a temperatura de estagnação T_0 foi considerada igual a 298,15 K e a temperatura T_s na saída da tubeira foi estimada pela Eq. (3), e a pressão de saída p foi estimada pela Eq. (4), tendo que a pressão de estagnação p_0 foi medida com um manômetro.

$$\frac{T_0}{T} = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \quad (3)$$

$$\frac{p_0}{p} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2\right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (4)$$

Inicialmente os experimentos foram conduzidos para a caracterização do escoamento na saída do bocal, logo em seguida foram realizados os experimentos com a peça de transição de 100 mm (T-100) e posteriormente com a peça de transição de 150 mm (T-150). Uma rampa com um semiângulo $\theta = 15^\circ$ foi posicionada a uma distância de 3 mm da saída do bocal, bem como da T-100 e da T-150 (Fig. 13). Os experimentos foram realizados utilizando 3 cilindros de ar comprimido pressurizados, os quais foram devidamente posicionados em suas acomodações na área externa do laboratório (Guimarães *et al*, 2017).

A bancada foi instrumentada com dois manômetros, sendo um posicionado na entrada da câmara de combustão, antes da placa de injeção de combustíveis, onde se registrou a pressão da entrada do sistema p_p , e o outro na entrada do bocal, onde se registrou a pressão de estagnação p_0 . O valor de pressão registrado pelo manômetro durante os experimentos na entrada do bocal p_0 para os três casos (saídas do bocal, da peça de transição T-100 e da peça T-150) foi de $p_0 = 500$ kPa.

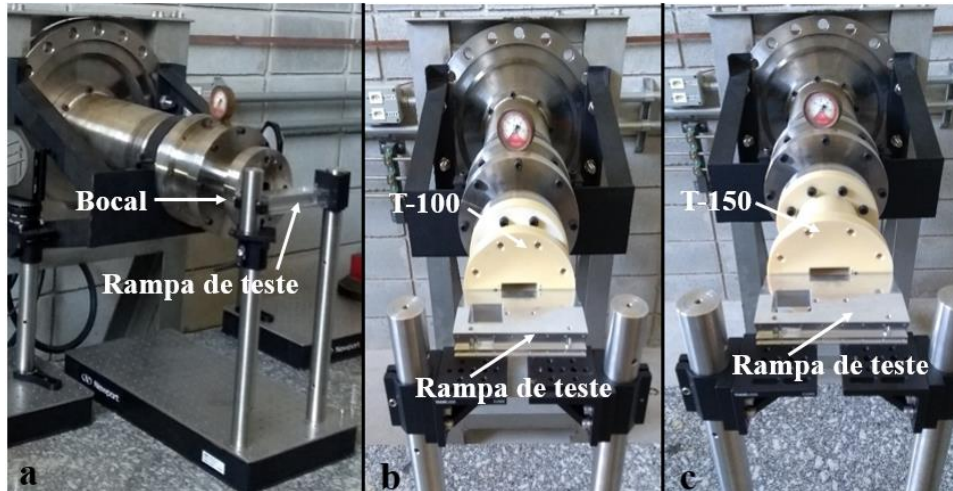


Figura 13. (a) rampa de teste posicionada na saída do bocal, (b) na saída da T-100, (c) na saída da T-150.

3. RESULTADOS EXPERIMENTAIS

Por meio da técnica schlieren foi possível visualizar o ângulo da onda de choque β formada sobre a rampa de teste (Fig. 14) posicionada a uma distância de 3 mm da saída dos dispositivos (bocal, T-100 e T-150). Uma vez que o ângulo θ é conhecido, e o ângulo β foi identificado, o número de Mach pode ser calculado pela relação θ - β - M . Para a obtenção do número de Mach foi analisado um conjunto de cinco imagens geradas nos experimentos para cada caso (bocal, T-100 e T-150). Na Figura 15, é possível visualizar um exemplo das imagens geradas pela técnica schlieren utilizadas para determinação do número de Mach na saída do bocal, na saída da peça de transição de 100 mm e na saída da peça de transição de 150 mm. Para a realização das análises foram verificados o semiângulo superior e o semiângulo inferior, sendo os mesmos computados nos cálculos realizados. Os pontos representados no gráfico da Fig. 16 são relativos às 10 medidas obtidas (semiângulo inferior e superior de 5 experimentos) para cada um dos casos (bocal, T-100 e T-150) e o número de Mach final, considerado para cada um desses casos, foi a média dos números de Mach calculados relativos às imagens analisadas, que estão indicados no eixo y do gráfico da Fig. 16.

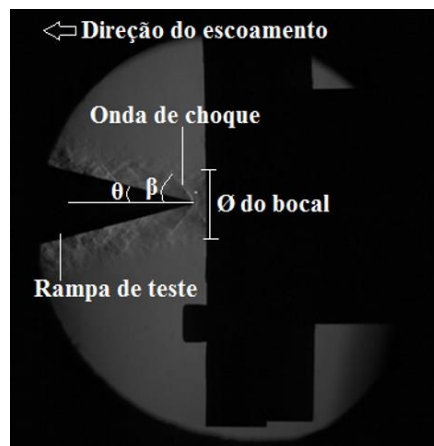


Figura 14. Exemplo da análise do número de Mach por meio da técnica schlieren.



Figura 15. Exemplo das imagens schlieren utilizadas para determinação do número de Mach no bocal e nas peças de transição T-100 e T-150.

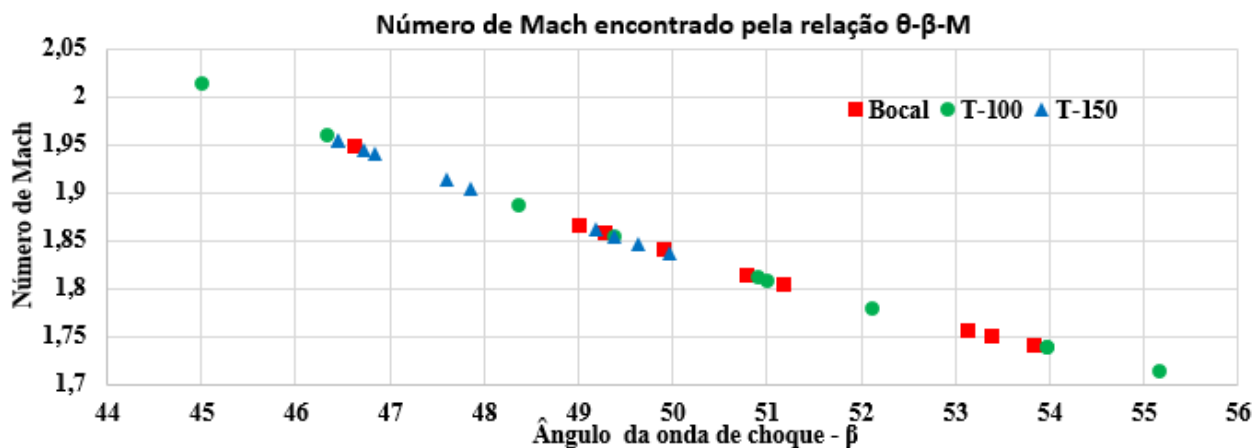


Figura 16. Gráfico que representa número de Mach encontrado nos experimentos utilizando a técnica schlieren.

Considerando a média dos números de Mach, foram obtidos os valores de $M = 1,82$, $1,83$ e $1,90$ respectivamente para a saída do bocal e das peças de transição T-100 e T-150. Com isso foi possível identificar por meio da técnica schlieren e da equação θ - β - M que houve um aumento do número de Mach do escoamento para os experimentos realizados nas peças de transição T-100 e T-150 comparados ao número de Mach do escoamento na saída do bocal. Observa-se que o maior número de Mach obtido foi na saída da peça T-150, e o menor foi na saída do bocal, sendo a diferença entre estes valores igual a $0,08$, o que representa um aumento de $4,4\%$ na velocidade do escoamento na saída da peça de transição T-150 com relação à velocidade do escoamento na saída do bocal.

Baseado na pressão medida pelo manômetro colocado na entrada da tubeira, temos que a pressão de estagnação para os três casos (bocal, T-100 e T-150) é $p_0 = 500$ kPa, e considerando que a pressão atmosférica medida por um barômetro

existente no laboratório é igual a 93 kPa, temos que a relação de pressões p_0/p é igual a 5,38. Considerando a tabela para propriedades de escoamento isentrópicos do livro Anderson (2003) o valor mais próximo deste valor encontrado para a relação p_0/p é 0,54 que é relativo ao número de Mach 1,76, sendo os mesmos estão representados na Tabela 1 como valor teórico. Para o cálculo da temperatura de saída T_s , foram considerados: o número de Mach obtido para cada um dos três experimentos, a temperatura de estagnação T_0 igual a temperatura ambiente no momento da execução dos ensaios sendo de $T_0 = 298,15$ K e a temperatura T_s foi calculada por meio da Eq. (3). Com isso as temperaturas T_s obtidas para o escoamento nas saídas do bocal, da peça de transição de 100 mm e da peça de transição de 150 mm foram respectivamente: 179,39 K, 178,53K e 173,24 K. Estes valores estão representados na Tab. 1 como experimental. A comparação dos valores teóricos com os valores encontrados experimentalmente é apresentada na Tab. 1, onde é possível identificar que para os três casos apresentados (bocal, T-100 e T-150) os valores encontrados pela metodologia apresentada estão bem próximos dos valores teóricos, o que reforça e eficiência da mesma.

Tabela 1. Comparação dos resultados teóricos em relação aos resultados experimentais.

		p_0/p	T_0/T_s	Mach	T_s
Bocal	Teórico	5,40	1,62	1,76	184,04
	Experimental	5,38	1,66	1,82	179,39
T-100	Teórico	5,40	1,62	1,76	184,04
	Experimental	5,38	1,67	1,83	178,53
T-150	Teórico	5,40	1,62	1,76	184,04
	Experimental	5,38	1,72	1,90	173,24

Os valores de número de Mach e ângulo da onda de choque β obtidos pela metodologia apresentada, foram comparados com o gráfico das propriedades do choque oblíquo (*Oblique Shock Properties*) para $\gamma = 1,4$, apresentado no livro Anderson (2003), com o que foi possível identificar que os valores encontrados experimentalmente, estão muito próximos aos valores apresentados pelo gráfico. Isto também reforça mais uma vez a eficiência da metodologia aplicada.

3.1. Considerações finais

Pode-se observar que a equação $\theta-\beta-M$ juntamente com a técnica schlieren se mostraram ferramentas importantes para uma caracterização preliminar do número de Mach de um escoamento, atendendo ao objetivo proposto inicialmente, de identificação da interferência que o número de Mach do escoamento na saída de um bocal sofreria ao atravessar uma peça de transição acoplada a ele, localizada entre o bocal de uma bancada de testes de Combustores Supersônicos (BTCS) e o modelo do combustor a ser ensaiando, podendo assim identificar o valor real do número de Mach do escoamento que alimenta o combustor. É interessante ressaltar que os valores encontrados não devem ser tomados como valores absolutos, uma vez que alguns erros podem acabar sendo embutidos no processo de análise das imagens obtidas. A metodologia aqui apresentada se mostrou eficiente para caracterizar o escoamento supersônico na saída de equipamentos de ensaio em solo, como, por exemplo o caso estudado, a bancada de testes de combustores supersônicos, (sendo futuramente necessária a comparação dos resultados aqui obtidos com outras técnicas mais aprimoradas. Ressalta-se também que a diferença encontrada entre o número de Mach obtido do escoamento na saída do bocal e nas saídas das peças de transição (T-100 e T-150), pode ser atribuído ao processo de fabricação destas peças, onde no projeto inicial a área ao longo de toda a peça, desde a seção circular até a seção retangular deveria ser igual à 910,057 mm², porem após a análise dimensional foi possível identificar que no processo de prototipagem 3D a área não se manteve com um valor constante.

4. AGRADECIMENTOS

Os autores agradecem ao Instituto de Estudos Avançados – IEAv e a Coordenação de Aperfeiçoamento de Pessoal de Nível Superior – CAPES pelo apoio financeiro mediante as bolsas de estudos concedidas, a Divisão de Aerotermodinâmica e Hipersônica (EAH), a Divisão de Suporte Tecnológico (SUTEC). Os autores também agradecem a todos que apoiaram direta e indiretamente a realização deste trabalho.

5. REFERÊNCIAS

- ANDERSON JUNIOR, J. D. Modern compressible flow: with historical perspective. 3rded. New York: McGraw-Hill, 2003. 760 p.
- CURRAN, E. T. Scramjet engines: the first forty years. Journal of Propulsion and Power, v. 27, n. 6, p. 1138-1148, Nov.-Dec. 2001.
- 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.
- GUIMARÃES, J. S.; BRANDAO, K. M. B.; BATISTA, G. M.; LEITE, V. S. F. O.; CARINHANA JUNIOR, D. Descrição da metodologia e dos resultados esperados de um trabalho de mestrado que está em fase inicial sobre a caracterização do escoamento a frio na saída de um combustor supersônico de um scramjet. In: VI SCTI - Simpósio

- de Ciência, Tecnologia e Inovação, 2017, São José dos Campos. Anais do Simpósio de Ciência e Tecnologia do Instituto de Estudos Avançados. São José dos Campos: Instituto de Estudos Avançados - IEAv, 2017. v. I. p. 185-190.
- INSTITUTO DE ESTUDOS AVANÇADOS. Laboratório de Aerodinâmica e Hipersônica Prof. Henry T. Nagamatsu. Veículo Hipersônico Aeroespacial 14-X. Disponível em <<http://www.henrynagamatsu.com/?p=255>>. Acesso em: 14 maio 2017.
- LEITE, V. S. F. O. Caracterização do escoamento de uma bancada de testes de combustores supersônicos alimentada por ar viciado. 2006. 203 f. Tese (Doutorado em Engenharia Aeronáutica e Mecânica) –Instituto Tecnológico e Aeronáutica, São José dos Campos.
- LEITE, V.S.F.O.; NETTO, D.B. Bancada de testes de combustores supersônicos. In: IV Workshop anual de P&D do IEAv, 2004, São José dos Campos. Anais do IV Workshop Anual de Pesquisa e Desenvolvimento do Instituto de Estudos Avançados, São José dos Campos, 2004.
- MARCOS, T. V.; MARTOS, J. F.; VILELA, R. G.; TORO, AP. G. P.; OLIVEIRA, A. C.; REGO, I. S. 3-D Prototyping Model Design for Experimental Investigation in Hypersonic Shock Tunnel. In: 21st AIAA International Space Planes and Hypersonics Technologies Conference, AIAA v. 2017 n. 2123, 2017.
- MINISTÉRIO DA DEFESA/MINISTÉRIO DA CIÊNCIA E TECNOLOGIA. Concepção Estratégica – Ciência, Tecnologia e Inovação de Interesse da Defesa Nacional. Brasília, 2003.
- PLASMA TEST & DIAGNOSTICS LABORATORY. UVM 30 kW Inductively Coupled Plasma Facility. UNIVERSITY OF VERMONT. Available at: <http://www.cems.uvm.edu/plasma/ICP_torch.html>. Acessado em: 08 Set. 2017.
- SANTOS, A. M. A Pesquisa e Desenvolvimento em Hipersônica no IEAv. Revista Brasileira de Aplicações de Vácuo, São Paulo, v. 27, n. 1, p. 5-10, 2008.
- SUTTON, G. P.; BIBLARZ, O. Rocket Propulsion Elements. 7th ed. New York: John Wiley Sons, 2001. 751 p.

6. RESPONSABILIDADE AUTURAL

Os autores são os únicos responsáveis pelo conteúdo deste trabalho.

DIAGNOSIS OF THE COLD FLOW OF A SUPERSONIC COMBUSTION TEST BENCH

Jeffete da Silva Guimarães, jeftesg@gmail.com^{1,2}
Kalvin Marques Bueno Brandão, kalvin.brandao@gmail.com¹
Thiago Victor Cordeiro Marcos, thiagovcm@ieav.cta.br²
Valéria Serrano Faillace Oliveira Leite, valeria@ieav.cta.br^{1,2}
Dermeval Carinhana Júnior, dcarinhana@ieav.cta.br^{1,2}

¹Instituto Tecnológico de Aeronáutica – ITA, Praça Marechal Eduardo Gomes, 50, Vila das Acácias, CEP – 12228-900, São José dos Campos – SP – Brasil

²Instituto de Estudos Avançados -IEAv – Rod. dos Tamoios, km 5,5 – Putim – CEP 12.228-001 – São José dos Campos – SP – Brasil – Tel. +55 (12) 3947-5552

Abstract. The purpose of many current researches is to achieve the mastery of aerospace technology. In this context are inserted the supersonic combustion air breathing jet engine – scramjet (Supersonic Combustion Ramjet). Associated to this technology are the high costs for the flight tests execution, therefore to minimize this, ground tests facilities are necessary. Hypersonic flow studies and supersonic combustion researches require basically three facilities such as: ram accelerator, shock tunnel and a supersonic combustion test bench (SCTB). These facilities are used to reproduce on the ground the similar conditions of the air passing over the vehicle, at a certain altitude and speed, and in the case of the SCTB, it reproduces the combustion process inside a scramjet combustor. The SCTB simulates the same flow conditions inside the combustor of a scramjet in an actual flight, and it consists basically of a vitiate air generator (VAG), used to heat the air to the required temperature, a supersonic nozzle, which accelerates the flow to the desired speed for the tests, and a transition part that couples the nozzle to the combustor to be tested. This work aims to present the process of cold flow characterization along the SCTB, using the schlieren technique to evaluate mainly the interference of the transition part in the conditions test flow at the combustor entrance.

Keywords: supersonic combustion, scramjet, hypersonic flow, ground test facilities.

1. RESPONSABILITY NOTICE

The authors are the only responsible for the printed material included in this paper.