



CONEM 2016
CONGRESSO NACIONAL DE
ENGENHARIA MECÂNICA

21-25
AGOSTO DE 2016
FORTALEZA - CEARÁ

INVESTIGAÇÃO EXPERIMENTAL DE UM MOTOR SCRAMJET DE ADMISSÃO INTERNA

Renan Guilherme Santos Vilela, rgsvilela@gmail.com¹
Thiago Victor Cordeiro Marcos, thiagovcm@ieav.cta.br²
João Felipe de Araújo Martos, joaomartos@gmail.com¹
Jayme Rodrigues Teixeira da Silva, jaymerts@ieav.cta.br¹
Ronaldo de Lima Cardoso, ronaldolcardoso@yahoo.com.br¹
Antônio Carlos de Oliveira, acoc@ieav.cta.br³
Marco Antônio Sala Minucci, sala@ieav.cta.br³
Israel da Silveira Rego, israel.rego@ieav.cta.br³
Paulo Gilberto de Paula Toro, toro@ieav.cta.br³

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

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

³ Instituto 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: Um demonstrador de motor scramjet com admissão interna, bidimensional, foi projetado para operação na altitude de 30km, voando a velocidade de 2 km/s. Esta geometria tem rampas concorrentes na admissão, configurando menor comprimento na admissão quando comparada às geometrias assimétricas, reduzindo não só o peso, como também o caminho pelo qual o escoamento passa, limitando a espessura da camada limite gerada pelo atrito do escoamento com a parede. O modelo de rampas simétricas é capaz de produzir estrutura com baixo produto de inércia, que torna mais simples o desenvolvimento do sistema de controle do veículo acelerador (geralmente motores foguete). Este tipo de admissão simétrica também é a preferida para um voo giro-estabilizado, o que geralmente ocorre em motores foguete. Outra vantagem é que a geometria interna minimiza os efeitos dinâmicos do veículo acelerador sobre o desempenho da admissão, que pode ser causado por pequenas variações no ângulo de ataque, como captura de massa de ar e a pressão na entrada do combustor. No projeto preliminar, o escoamento compressível unidimensional pode facilmente descrever as características da região de compressão na admissão do motor. O motor foi dividido em seções baseadas nos parâmetros definidos pelo projeto. Um dos aspectos mais importantes é a temperatura na entrada da câmara de combustão, onde a compressão da seção de admissão deve prover temperatura, na câmara de combustão, suficiente para que a combustão ocorra entre o ar atmosférico em velocidade supersônica e combustível hidrogênio. Depois de definida a geometria do projeto preliminar, simulação computacional foi realizada onde os resultados foram comparados com os resultados analíticos. O modelo de ensaio, utilizado na investigação experimental no túnel de choque hipersônico pulsado, foi projetado utilizando os resultados, analítico e computacional (sem consideração de camada limite), que se mostraram equivalentes. O presente artigo tratará da investigação experimental do modelo desenvolvido, bem como, da análise e redução dos dados obtidos por transdutores de pressão do tipo piezoelétrico, visualização do escoamento por técnica de diagnóstico não intrusiva schlieren.

Palavras-chave: Propulsão hipersônica aspirada, Scramjet, Túnel de choque hipersônico, Investigação Experimental.

1. INTRODUÇÃO

1.1. Sistema de Propulsão “scramjet”

O sistema de propulsão scramjet é caracterizado por não possuir capacidade de voo velocidades inferiores a número de Mach 4, onde são necessárias ondas de choque para estabelecer as condições ideais de queima de combustível na câmara de combustão. Quando em voo, é necessária uma geometria capaz de gerar sustentação, para isso as geometrias

waveriders são perfeitamente compatíveis aos scramjets, pois tanto motor (scramjet) quanto fuselagem (waverider) podem ser estruturalmente integrados, onde um dá suporte à existência do outro.

Para demonstração dessa tecnologia em voo, dois tipos de técnicas podem ser utilizadas: voo cativo ou voo autônomo. No voo cativo projeta-se o sistema scramjet integrado ao waverider acoplados a um motor foguete (booster), onde o demonstrador tecnológico scramjet é a carga útil, de forma que poucas modificações são necessárias na aerodinâmica e nos sistemas de controle dos aceleradores. Em voo autônomo, a integração do sistema com o motor foguete tem um aumento na complexidade, introduzindo novas análises dinâmicas, da separação dos estágios por exemplo, aumentando o risco de falha.

Ensaio em voo tem custo muito elevado, portanto, previamente as tecnologias são testadas em solo, e sua eficiência pode ser analisada e erros podem ser corrigidos. Para facilitar os testes, as geometrias waverider e scramjet são primeiramente testadas separadas, e depois de definidas as geometrias finais elas são acopladas e ensaiadas juntas.

1.2. Conceito de um scramjet de admissão interna

Com o objetivo de minimizar os efeitos dinâmicos, como captura de massa de ar e pressão, que pequenos ângulos de ataque do booster podem causar na admissão, a geometria com admissão interna pode ser adotada para o teste de voo de um demonstrador tecnológico.

Utilizando rampas concorrentes, a seção de compressão consegue a mesma eficiência das geometrias assimétricas com um menor comprimento, o que influencia não somente no menor peso estrutural, como no caminho percorrido pelas partículas, limitando a espessura da camada limite gerada pelo atrito do escoamento com a parede.

Com menor peso do conjunto e a massa mais concentrada devido ao menor comprimento, os produtos provenientes da inércia são diminuídos, facilitando o desenvolvimento dos sistemas de controle dos aceleradores. Por se tratar de uma geometria simétrica, este tipo de geometria é preferível para um voo giro-estabilizado, que em geral ocorre em veículos acelerados por motores foguete.

Para o desenvolvimento de um demonstrador tecnológico, os estudos são divididos em três metodologias antes do voo atmosférico: a análise teórico-analítica, a simulação teórico-numérica (Dinâmica dos Fluidos Computacional, CFD) e a investigação experimental.

De modo geral para a análise teórico-analítica algumas simplificações são levadas em conta, o escoamento é considerado permanente, bidimensional, não viscoso, e sem adição de calor, na hora de determinar as propriedades através de ondas de choque e ondas de expansão. Para códigos comerciais de CFD existe a possibilidade de utilizar as mesmas simplificações da análise teórica. Em estudos mais completos podem-se aproximar as condições do escoamento do mundo real, considerando o escoamento supersônico turbulento como gás real (com efeitos de dissociação, ionização) em processo de combustão com gás hidrogênio. Para a investigação experimental são utilizados túneis de choque supersônicos refletidos, que em solo são capazes de reproduzir as condições de voo atmosférico de veículos em velocidades supersônicas.

Este artigo tem como objetivo tratar da investigação experimental de um modelo de motor scramjet de admissão interna, levando em conta as análises dos resultados de transdutores de pressão ao longo de todo o comprimento do motor, monitorando a pressão em cada uma das regiões de interesse e compará-lo ao modelo teórico desenvolvido. O modelo consiste em uma configuração bidimensional, com seção transversal constante, onde as superfícies de admissão (superior e inferior) estão alinhadas com o escoamento supersônico e com ângulo de ataque zero. A admissão interna do scramjet bidimensional (superfície interna) consiste em uma rampa com ângulo de 12° . A altura da seção transversal frontal do demonstrador scramjet é de 200mm. A câmara de combustão e seção de expansão juntas tem comprimento de 300mm e altura constante de 11.4mm pelos primeiros 90mm de comprimento, após isso, a expansão de $1,4^\circ$ é iniciada na base inferior, terminando com uma altura total de 16mm no bordo de fuga.

2. METODOLOGIA

2.1. Análise experimental

A análise experimental foi realizada nas instalações do Laboratório de Aerodinâmica e Hipersônica Prof. Henry T. Nagamatsu, que pertence ao Instituto de Estudos Avançados (IEAv).

O Laboratório atualmente conta com três túneis de choque pulsados em operação, que podem simular voos em diferentes atmosferas com velocidade variando entre Mach 2 e 28. O túnel T1 pode variar de Mach 2 até 5 e tem seção de teste para modelos com 25mm de largura x 100mm de altura x 500mm de comprimento, o T2 tem envelope de operação entre Mach 5 e 12 e seção de testes para modelo com até 200mm de diâmetro, e por último o túnel T3 (Figura 1), utilizado neste trabalho, que pode gerar escoamentos entre Mach 6 e 28 com modelos de até 400mm de diâmetro x 1000mm de comprimento.



Figura 1: Túnel de choque hipersônico pulsado T3 (Romanelli Pinto et al., 2011).

A principal característica de um túnel de choque pulsado é seu tempo útil de teste, onde o escoamento é estável e uniforme, que varia entre $500\mu\text{s}$ e 2ms dependendo das condições desejadas. Toro(2005).

Para monitorar o escoamento na seção de teste, são utilizadas técnicas intrusivas e não-intrusivas, ou seja, a intrusiva está dentro do túnel e expostas ao escoamento, a não intrusiva é utilizada no lado exterior ao túnel e não interfere no escoamento.

Como técnica intrusiva utilizam-se transdutores de pressão do tipo piezoelétrico (Figura 2), que geram um pulso elétrico em resposta a uma deformação mecânica, ligados a amplificadores de carga que enviam os pulsos elétricos provenientes da deformação mecânica a qual cada transdutor foi exposto, amplificados como resposta para que oscilógrafos registrem (Figura 3).



Figura 2: Transdutor de pressão e transdutor de pressão instalado no alojamento (Martos, 2014).



Figura 3: Sistemas de aquisição de dados, amplificadores, oscilógrafos e computador (Martos, 2014).

Como técnica não-intrusiva é utilizado o método de visualização schlieren (Figura 4), onde uma sequência de espelhos direciona um feixe de luz colimado pela seção de testes, e depois por um filtro até atingir o obturador de uma câmera de alta velocidade (Figura 5), ao passar pela seção de testes a luz é refratada pelas ondas de choque, pois a densidade nesse ponto é maior que a do escoamento.

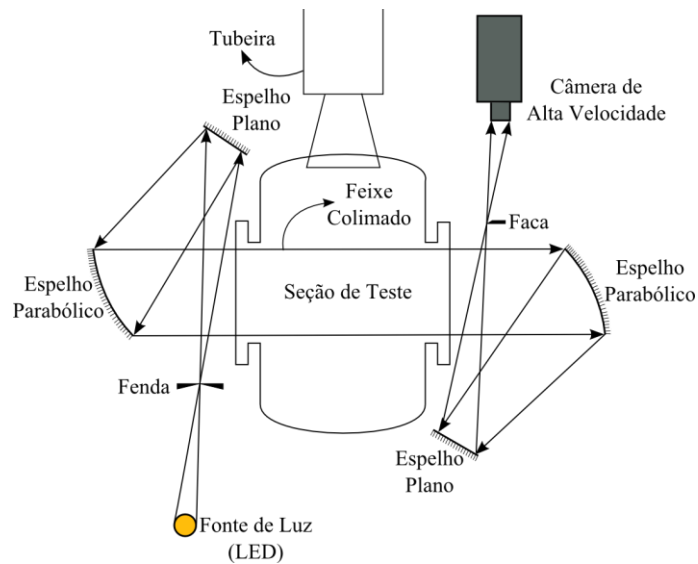


Figura 4: Esquema de visualização schlieren (Martos, 2014).



Figura 5: Câmera de alta velocidade, Phantom V411 (Martos, 2014).

2.2. Análise Experimental

Para que a análise experimental fosse iniciada, o modelo de motor scramjet de admissão interna (Figura 6) foi instrumentado com 25 transdutores de pressão, sendo distribuídos da seguinte maneira: 12 transdutores nas rampas de compressão (6 na superior e 6 na inferior), 5 na região de injeção de combustível (2 superiores e 3 inferiores sendo que dois dos inferiores estão deslocados da linha de centro, portanto não aparecem na figura em corte abaixo), 6 na região de expansão dos gases (3 superiores e 3 inferiores) e por último os 2 transdutores pitots, para tomadas de pressão de estagnação.

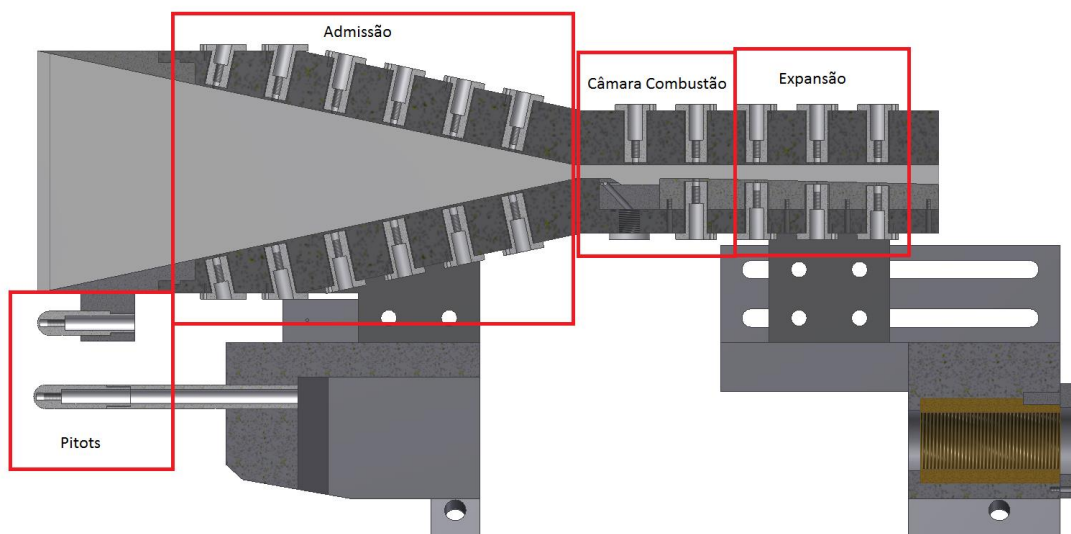


Figura 6: Modelo de motor scramjet de admissão interna, vista em corte horizontal.

Após a instrumentação, todo o conjunto foi instalado na seção de testes do túnel T3 (Figura 7), de modo que as rampas da admissão ficassem posicionadas exatamente na saída da tubeira do túnel (diâmetro de 610mm).

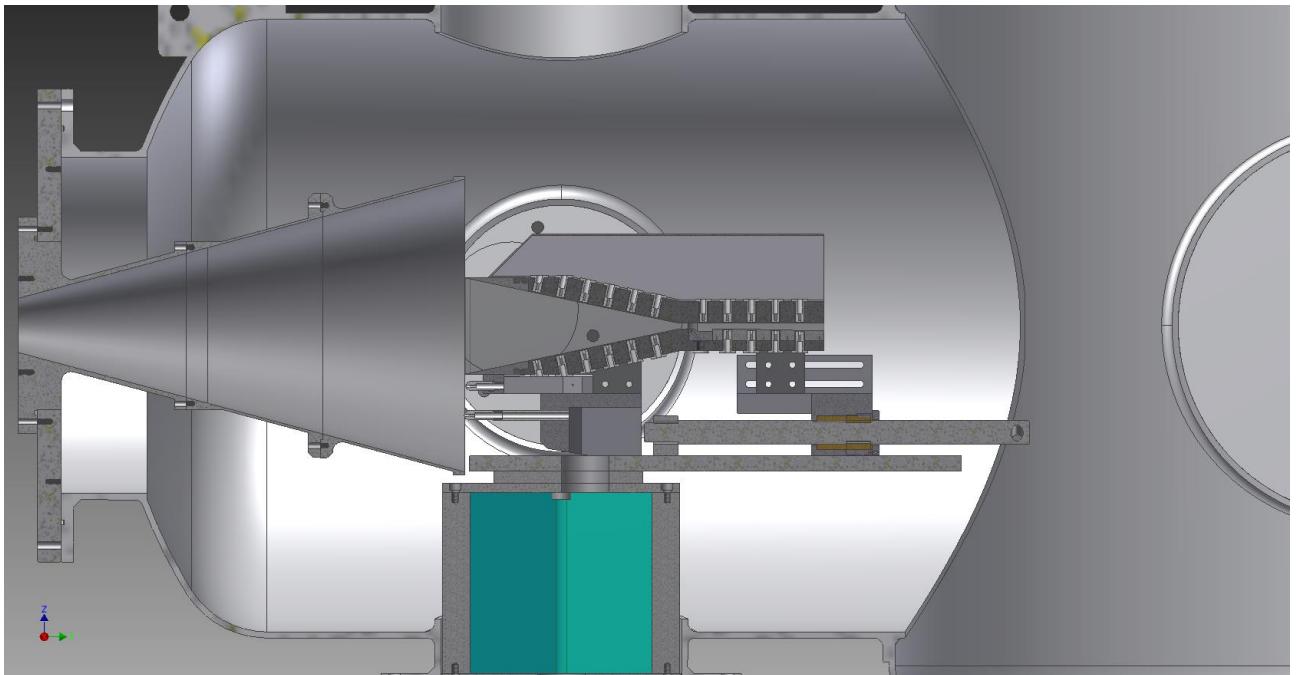


Figura 7: Modelo instalado na seção de teste do túnel de choque, alinhado a tubeira.

A fim de manter a razão de área e obter escoamento com número de Mach próximo ao de projeto foi utilizada uma garganta com diâmetro de 60,18mm. Deste modo, a razão de área entre a saída da tubeira e a garganta do túnel é de 102,74, que configura número de Mach próximo a 7 na saída. Contudo, o escoamento não é ideal e perdas de energia ocorrem durante o processo, portanto o escoamento será mais lento.

O modelo foi desenvolvido e construído para que em número de Mach 6,64 existisse a configuração de shock-on-corner, ou seja, as ondas de choque incidiriam exatamente na junção das rampas de admissão e da câmara de combustão, tornando as linhas de corrente do escoamento paralelas a câmara. Para número de Mach diferentes do projetado, o ângulo das ondas de choque varia, o que anula a condição de shock-on-corner e, no caso do modelo com admissão interna, cria um trem de choque (Figura 8) (sequência de ondas de choque próximas) que precisa de espaço para ser amortecido e estabilizar o escoamento.

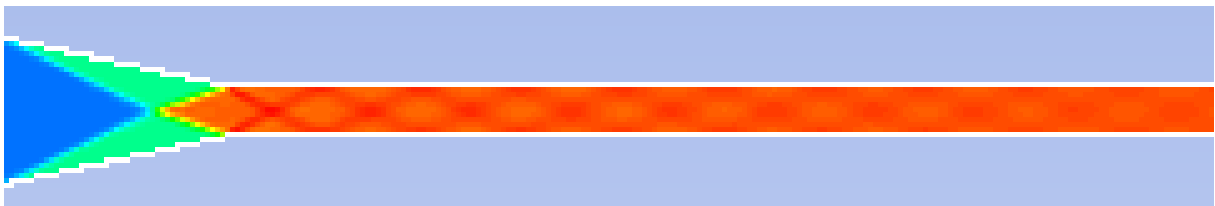


Figura 8: Trem de choque sendo amortecido, imagem obtida por CFD (Vilela, 2013).

No caso de modelos com admissão comum, a variação no número de Mach implica que o fluxo de massa admitido não se mantenha constante até a câmara de combustão. Se o número de Mach for maior que o de projeto a câmara de combustão irá engolir a onda de choque gerada, e mais ar estará disponível para o motor, tirando-o fora da razão estequiométrica ideal. Se o número de Mach for menor que o de projeto, a onda de choque não incidirá sobre a carenagem, e o escoamento comprimido na admissão terá uma parte da massa jogada para fora da câmara de combustão, e novamente o motor ficará fora da razão estequiométrica ideal (Figura 9).

A configuração de motor com admissão interna consegue manter o fluxo de massa constante mesmo fora do número de Mach ideal, pois, a velocidade maior ou menor só ditará a região onde o trem de choque iniciará, contudo, a massa de ar admitida será a mesma (Figura 10).

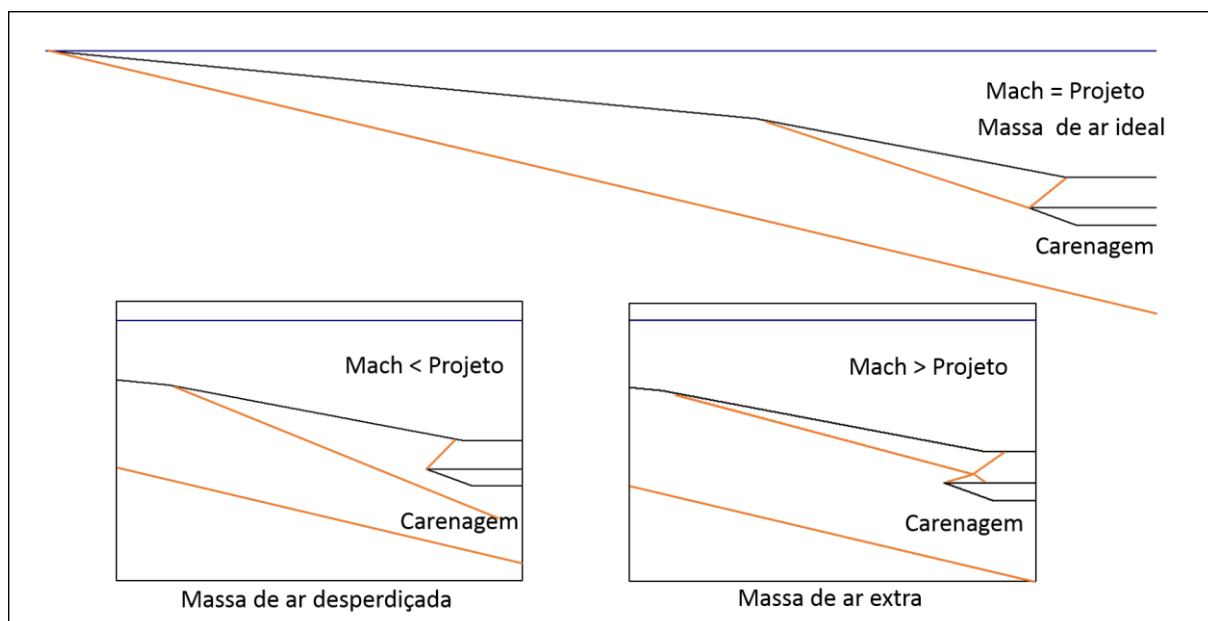


Figura 9: Variação do número de Mach para um modelo convencional.

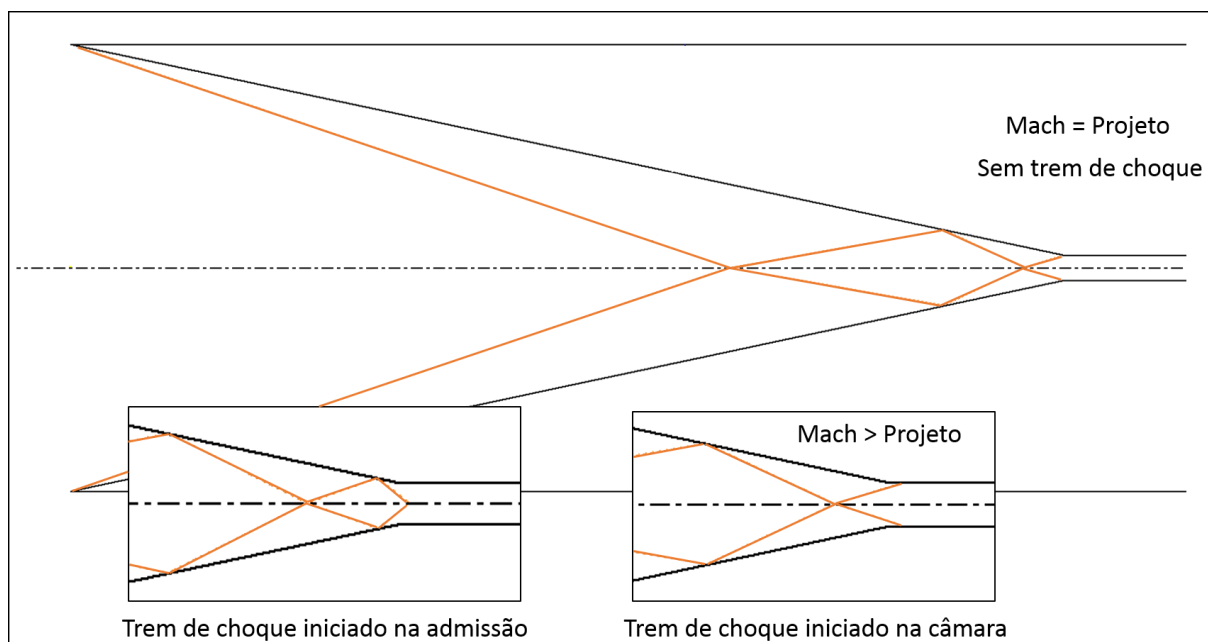


Figura 10: Variação do número de Mach para um modelo de admissão interna.

A condição de pressão e temperatura do escoamento no interior da seção de teste é função da razão entre as pressões dos reservatórios de alta pressão (Driver) e de baixa pressão (Driven) (Toro, 2005), e dos diâmetros da garganta e da tubeira. Nas condições de ensaio, Driver 200 atm (gás Hélio) e Driven 1 atm (gás Ar), garganta de diâmetro 60,18mm (correspondente ao número de Mach 7, sem consideração de camada limite e efeitos de altas temperaturas) e tubeira de 610mm de diâmetro, as condições na seção de teste foram de aproximadamente 22,3 km ($P = 3792,11 \text{ Pa}$; $T = 218,9 \text{ K}$; $\rho = 0,060329 \text{ kg/m}^3$; $a = 296,659 \text{ m/s}$).

3. RESULTADOS

Depois de realizados os experimentos, os resultados foram analisados e comparados aos dados teóricos. Para elucidar os resultados apresentados nesta seção considere a divisão do escoamento por regiões, como mostrado na (Figura 11).

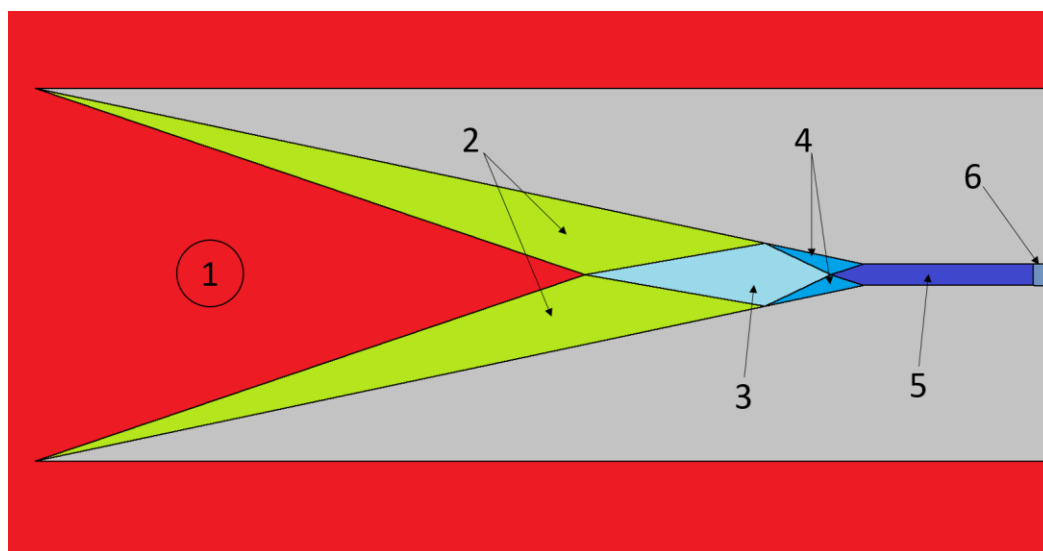


Figura 11: Divisão do escoamento por regiões

Os transdutores instalados no modelo medem as pressões na superfície interna do motor, na região de admissão, da câmara de combustão e de expansão dos gases, e para o escoamento livre da seção de teste, a pressão de estagnação foi medida pelos transdutores pitot. Houve variação do número de Mach e da pressão em cada um dos ensaios, devido a não uniformidade do escoamento na seção de teste. Os resultados são apresentados na forma de média simples dos experimentos realizados (Tabela 1).

Tabela 1: Comparativo entre resultados de pressão (psi).

Seção	Pressão média em psi	
	Teórica	Experimental
1 (Seção de testes)	0,55 (Freestream)	0,55
2 (Admissão)	2,44	2,46
3 (Admissão)	7,69	-
4 (Admissão)	19,87	10,46
5 (Câmara)	43,21	41,63
6 (Expansão)	39,74	38,52

Comparando valores teóricos e experimentais, tem-se resultados satisfatórios. A falta de resultados da região 3 sobrevém do fato de que o escoamento dessa região não está em contato com a parede do modelo, e quando a encontra, imediatamente reflete novamente se tornando a região 4. A medida de pressão tomada na região 4 é influenciada pelas interações das ondas de choque incidentes e refletidas na camada limite, ocasionando a disparidade de resultados.

Uma forma de avaliar os resultados qualitativamente é através das imagens schlieren obtidas pela câmera de alta velocidade. Tratou-se uma das imagens schlieren em um software CAD, é possível estimar os ângulos das ondas de choque, e compará-los aos teóricos.

A figura abaixo (Figura 12) foi obtida em um dos ensaios utilizando a técnica schlieren. Os ângulos das ondas de choque são comparados aos teóricos (Mach 6,21 com modelo teórico com ângulo de 12°), tabela 2.

Tabela 2: Comparativo entre resultados de ângulo da onda de choque.

Teórico	Experimental Médio
19,27°	19,28°
10,51°	9,99°
26,38°	25,35°

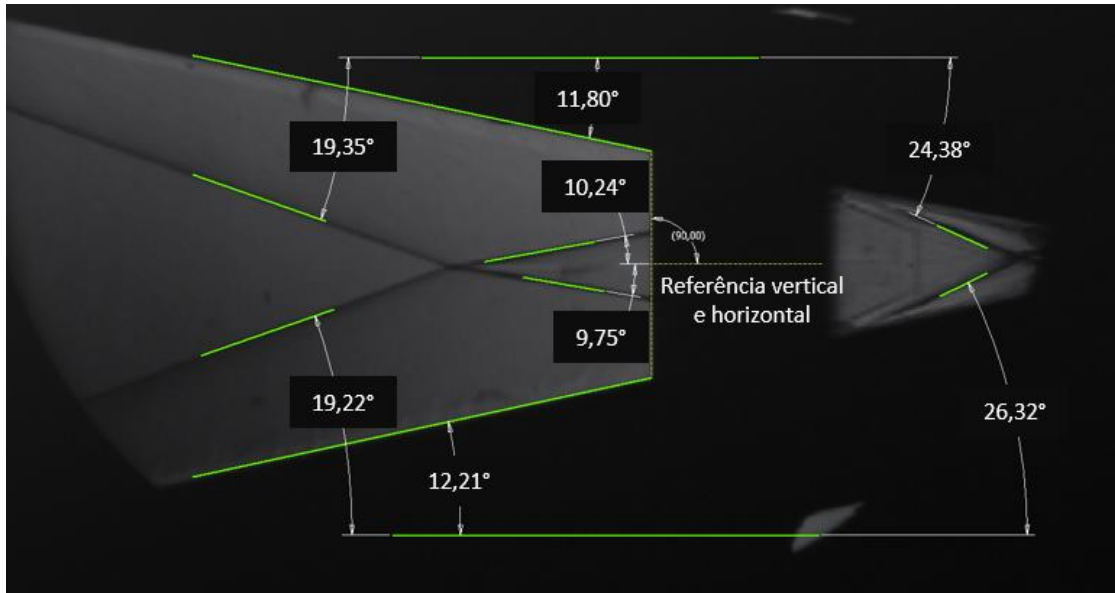


Figura 12: Fotografia schlieren tratada em software CAD.

A diferença menor que 5%, entre os ângulos das ondas de choque dos resultados experimentais e teóricos, pode ser explicada não uniformidade do escoamento na seção de teste e pela influência da camada limite, sabendo que a análise teórica não considera esse efeito.

4. AGRADECIMENTOS

O primeiro autor gostaria de agradecer ao CNPq pelo suporte financeiro durante a pesquisa (processo nº 376506/2014-8). O sexto e o último autor gostariam de expressar seu agradecimento a FINEP (convênio nº 01.11.0069.00 e convênio nº 01.08.0365.00) pelos suportes financeiros dos projetos “Combustão Supersônica Assistida a Laser” e “Demonstrador Tecnológico à Combustão Supersônica”, respectivamente.

5. REFERÊNCIAS

- Toro, P. G. P., Minucci, M. A. S., Chanes Jr., J. B., Pereira, A. L. and Nagamatsu, H. T., 2005, “Development of a New Hypersonic Shock Tunnel Facility to Investigate basic Supersonic Combustion and basic Electromagnetic Energy Addition for Flow Control”. 4th International Symposium on Beamed Energy Propulsion, Japan.
- Martos, J.F.A. “Investigação Experimental do Veículo Hipersônico Aeroespacial 14-X B”, (in Portuguese). UFABC, Santo André, Brazil, 2014.
- Romanelli Pinto D., Marcos, T. V. C., Toro, P. G. P., Minucci, M. A. S., Oliveira, A. C., Chanes Junior, J. B., 2011, “Preliminary Characterization of the Hypersonic Flow in the Test Section of the IEAv T3 Hypersonic Shock Tunnel”, 21st Brazilian Congress of Mechanical Engineering. October 24-28, Natal, RN, Brazil.
- Vilela, R.G.S. “Projeto Aerodinâmico do Demonstrador scramjet de admissão interna para vôo atmosférico à 30km de altitude em velocidade correspondente a número de Mach 7.” (in Portuguese). Undergraduate Work, UNIVAP de São José dos Campos, Brazil, 2013.

6. RESPONSABILIDADE AUTORAL

Os autores são os únicos responsáveis pelo material publicado neste trabalho.

Experimental Investigation of an Inward Turning Inlet Scramjet Engine

Renan Guilherme Santos Vilela, rgsvilela@gmail.com¹
Thiago Victor Cordeiro Marcos, thiagovcm@ieav.cta.br²
João Felipe de Araújo Martos, joaomartos@gmail.com¹
Jayme Rodrigues Teixeira da Silva, jaymerts@ieav.cta.br¹
Ronaldo de Lima Cardoso, ronaldolcardoso@yahoo.com.br¹
Antônio Carlos de Oliveira, acoc@ieav.cta.br³
Marco Antônio Sala Minucci, sala@ieav.cta.br³
Israel da Silveira Rego, israel.rego@ieav.cta.br³
Paulo Gilberto de Paula Toro, toro@ieav.cta.br³

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

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

³ Instituto 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.

Abstract: *An inward turning inlet scramjet, two-dimensional, was design to operate in 30 km altitude, flying at 2 km/s speed. This geometry has concurrent ramps in admission, configuring shorter admission when compared with non-symmetrical geometry, reducing not only the weight, but also the path the flow passes, limiting the thickness of the boundary layer generated by friction of they flow with the wall. The model of symmetrical ramps is capable of producing structure with low product of inertia, which makes it simpler to develop boosters control system (usually rocket engines). This type of symmetrical admission is also preferred for a spin-stabilized flight, which usually occurs in rocket engines. Another advantage is that the internal geometry minimizes dynamic effects of the boosters in the performance of the inlet, which may be caused by small variations in the angle of attack, such as air mass capture and pressure at the combustor inlet. In the preliminary design, the one-dimensional compressible flow can easily describe the compression region features in the engine inlet. The engine has been divided into sections based on parameters set by the project. One of the most important aspects is the temperature at the inlet of the combustion chamber where the compression of the inlet section should provide temperature in the combustion chamber sufficient for combustion to occur between the atmospheric air at supersonic speed and fuel hydrogen. After defining the geometry of the preliminary design, computer simulation was performed where the results were compared with the analytical results. The test model used in experimental investigation in hypersonic shock tunnel was designed using the results, analytical and computational (without consideration of boundary layer), which showed equivalent. This article deals with the experimental investigation of the developed model, as well as the analysis and reduction of the data obtained by the piezoelectric type pressure transducers, flow visualization by non-intrusive diagnosis schlieren technique.*

Keywords: *Hypersonic air-breathing propulsion, scramjet, hypersonic shock tunnel, experimental investigation.*