

CONEM 2016
CONGRESSO NACIONAL DE
ENGENHARIA MECÂNICA

21-25
AGOSTO DE 2016
FORTALEZA - CEARÁ

ESTUDO TEÓRICO-ANALÍTICO DO VEÍCULO HIPERSÔNICO AEROESPACIAL BRASILEIRO 14-X B

CON-2016-1080

¹ Instituto Tecnológico de Aeronáutica/ITA - Praça Marechal Eduardo Gomes, nº 50 Vila das Acácias CEP. 12.228-900 São José dos Campos, SP - Brasil,

² 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: O veículo hipersônico aeroespacial Brasileiro 14-X B é um demonstrador tecnológico da propulsão hipersônica aero-aspirada baseado na combustão supersônica (scramjet), atualmente é projetado pelo Laboratório de aerotermodinâmica e hipersônica Prof. Henry T. Nagamatsu do Instituto de Estudos Avançados (IEAv) para voo atmosférico terrestre em velocidade correspondente a número de Mach 7 e 30 km de altitude. O desenvolvimento da tecnologia scramjet para propulsão de veículos aeroespaciais nos últimos anos tem incrementado devido aos benefícios que apresenta em comparação com os sistemas de propulsão foguete, principalmente na redução da quantidade de combustível a bordo. Estudos desta tecnologia propõe veículos com capacidade de alcançar velocidades hipersônicas que comparados com os motores foguete, desenvolvem um maior impulso específico, em estas velocidades é necessária implementação de materiais e estruturas fortes suficiente de resistir altas cargas térmicas e aerodinâmicas sobre o veículo. Uma análise teórica preliminar provê conhecimento do comportamento do escoamento hipersônico sobre as superfícies do veículo e informações para determinar as condições apropriadas de operação do veículo. Neste artigo será desenvolvidas diferentes análises teórico-analítica para determinar as propriedades termodinâmicas e o número de Mach do escoamento ao longo das superfícies do motor scramjet em condições de operação de projeto. Dois análises teórico-analítica são implementadas considerando diferentes modelos termodinâmicos do ar, efeitos viscosos do escoamento na seção de compressão, operação do motor na condição de power-on modelada pela teoria de adição de calor e diferentes metodologias para o processo de expansão dos gases da combustão aplicada na seção de expansão do motor. Os resultados das duas abordagens são comparadas através dos parâmetros de eficiência da compressão, arrasto das superfícies do veículo e os empuxos instalado e não instalado.

Palavras-chave: equilíbrio termodinâmico, scramjet, voo hipersonico.

1. INTRODUÇÃO

Os Veículos Hipersônicos Aeroespaciais 14-X (Fig. 1) estão sendo projetados utilizando Análise Teórico-Analítica, Simulação Teórico-Numérica e Investigação Experimental, visando voo atmosférico horizontal a 30 km de altitude com velocidade correspondente a número de Mach 10 (14-X waverider) e número de Mach 7 (para as configurações 14-X S e 14-X B).

As três versões compartilham grande parte das suas características, mas as principais diferenças são resumidas em que: o extradorso do 14-X waverider (Fig. 1a) tem configuração “waverider”, desenvolvida por (Rolim, 2009), a qual é oriunda de escoamento hipersônico sobre um cone estabelecendo uma onda de choque oblíqua cônica no bordo de ataque que é usada para obter sustentação; por outra parte, o extradorso do veículo 14-X B (Fig. 1b) tem configuração de cunha plana estabelecendo uma onda de choque oblíqua plana no bordo de ataque; e o veículo 14-X S (Fig. 1c) é a duplicação do veículo 14-X B conectado pelo extradorso. Pode se notar que o veículo 14-X S tem configuração simétrica plana.

No presente trabalho a versão 14-X B será utilizada para a análise teórica do campo de escoamento sobre o veículo em condições de projeto (voo atmosférico horizontal a 30 km de altitude em velocidade correspondente a número de Mach 7). Este estudo oferece uma metodologia para o cálculo do desempenho do motor *scramjet*, como também determina as características dinâmicas do escoamento e prediz o sistema de ondas de choque oblíquas na seção de compressão. Os resultados deste estudo podem ser disponibilizados para análise mais detalhadas de parâmetros aerodinâmicos do motor *scramjet* e como validação de simulações numéricas e investigações experimentais.

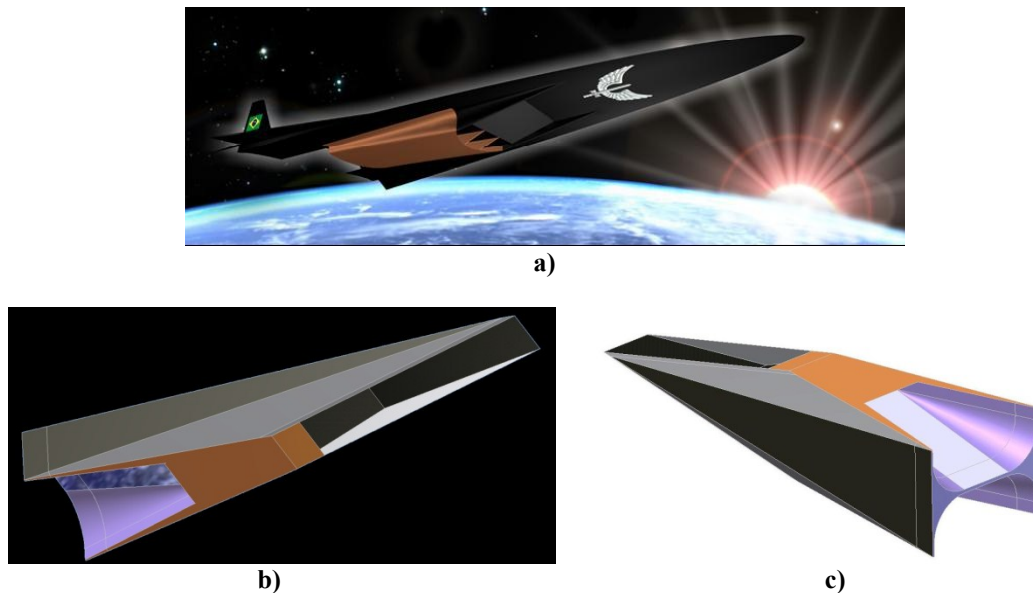


Figura 1. Versões do veículo hipersônico aeroespacial 14-X. a) 14-X. b) 14-X S. c) 14-X B.

Em geral, utiliza-se a terminologia mostrada na Fig. 2 (Heiser e Pratt, 1994) para descrever as principais seções do veículo aeroespacial integrado ao motor *scramjet*, desta forma o caminho do escoamento através da geometria é dividido em seções (componentes) que determinam o início e o término de cada seção. A nomenclatura utilizada combina nomes e números (estações) possibilitando não só uma referência das propriedades termodinâmicas como também melhor compreensão do funcionamento do motor *scramjet*.

Basicamente, o caminho do escoamento no intradorso do *scramjet* é dividido em seção de compressão (externa e interna), uma seção de combustão (com área constante e com área variável) e uma seção de expansão (interna e externa).

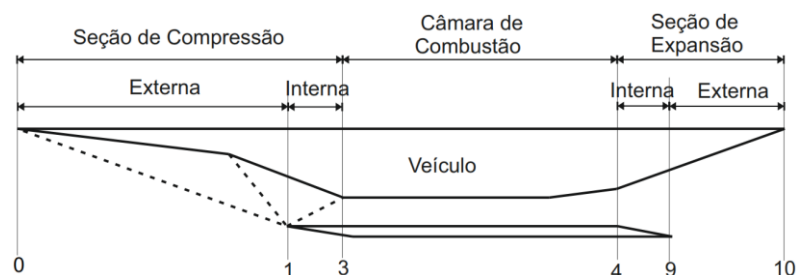


Figura 2. Terminologia de um veículo aeroespacial integrado a *scramjet*.

Os pontos (0 e 1) definem a região do bordo de ataque do veículo aeroespacial até o bordo de ataque da carenagem respectivamente, esta seção é referenciada como compressão externa. Os pontos 1-3 definem a compressão interna geralmente realizada por ondas de choque refletidas no bordo de ataque da carenagem. A seção frontal completa (seção de compressão) é responsável pelo processo de compressão do ar, das condições do escoamento não perturbado (condições atmosféricas locais-ponto 0) para as condições de temperatura e velocidade supersônica adequadas para ignição espontânea do combustível na câmara de combustão (ponto 3). Posteriormente à compressão, o processo de combustão é realizado por injeção de combustível na câmara de combustão com a queima com o ar atmosférico em velocidade supersônica. Em geral, num sentido teórico na seção de combustão considera-se a variação do escoamento da condição de temperatura na entrada da câmara de combustão (ponto 3) até a condição de temperatura na saída da câmara de combustão (ponto 4) assumindo adição de calor (sem adição de massa de combustível). Os gases produtos da combustão entre o ar atmosférico em velocidade supersônica e o combustível, são expandidos adiabaticamente na seção de expansão, da condição de pressão da câmara de combustão (ponto 4) para a condição de pressão atmosférica local (ponto 10).

A eficiência total do motor *scramjet* está relacionada diretamente com a eficiência individual de cada um dos seus componentes definidos pelas seções da Fig. 2, da mesma forma a eficiência do componente influencia sensivelmente a operação das outras, por esta razão o projeto de um veículo aeroespacial integrado a *scramjet* requer um análise detalhada da relação entre as eficiências dos componentes, seu comportamento e o efeito na eficiência total do motor.

De forma geral, o sistema de compressão de um veículo hipersônico aspirado é projetado para operar na condição de choque *on-lip* e choque *on-corner* a uma altitude e velocidade determinada, esta condição é conhecida como ponto de projeto do veículo. A condição de choque *on-lip* estabelece que todas as ondas de choque geradas na seção de compressão externa são focadas no bordo de ataque da carenagem do motor *scramjet* (Fig. 3a). De igual forma na condição de choque *on-corner* a onda de choque estabelecida no bordo de ataque da carenagem incide na parte superior da entrada da câmara de combustão, se as duas condições são estabelecidas o ar capturado pela seção de compressão é completamente ingerido na câmara de combustão do motor *scramjet* (Figura 2a). Para determinar a quantidade de ar ingerido pelo sistema de compressão em qualquer condição de operação é utilizada a razão de captura de ar definida como A_c/A_0 (Figura 3b), este parâmetro relaciona a área efetiva de captura de ar atmosférico A_c (área entre as linhas de corrente que passam pelo bordo de ataque do veículo e da carenagem) e a área transversal do veículo projetada A_0 . Para condições de choque *on-lip* e choque *on-corner* as áreas A_c e A_0 são iguais, por tanto a vazão mássica na câmara de combustão é máxima (Figura 3a).

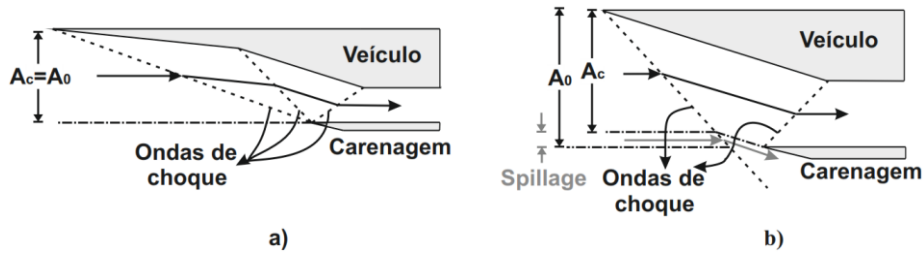


Figura 3. Condições de operação da seção de compressão. a) ponto de projeto. b) ponto fora de projeto

Para operação do veículo em condições diferentes do ponto de projeto, frequentemente não é estabelecida a condição de choque *on-lip* nem o choque *on-corner* das ondas de choque, desta forma o fluxo de massa de ar capturado pela área A_c é diferente do fluxo de massa que atravessa pela área A_0 devido que as áreas são diferentes, como resultado desta condição ocorrerá um vazamento de ar conhecido como (*spillage*), correspondente a área A_0 menos a área A_c (Figura 3b). Este derramamento de ar pode ter efeitos importantes no arrasto total do veículo, portanto deve ser considerado na análise aerodinâmica do mesmo.

Um parâmetro que mede a eficiência do sistema de compressão é a Razão de Pressão de Recuperação, o qual é determinado pela razão entre a pressão total do escoamento não perturbado e a pressão total no término do processo de compressão, especificamente na entrada da câmara de combustão. Este parâmetro mede a eficiência da compressão em valores de $0 \rightarrow 1$, onde 1 é a maior eficiência, principalmente as perdas na pressão total após a compressão do escoamento é devido ao aumento da entropia quando este atravessa uma onda de choque. A razão de pressão de recuperação é dada pela Eq. (1).

$$PR = \frac{p_{t,3}}{p_{t,0}} \quad (1)$$

onde, o subscrito t faz referência à condição de estagnação do escoamento e os subscritos 0 e 3 referenciam às estações das seções (Fig. 2).

A eficiência de energia cinética adiabática é outro parâmetro de desempenho do sistema de compressão e mede a perda de energia cinética devido ao aumento da entropia durante a compressão (externa e interna). Este parâmetro é definido (Smart, 2012) como a razão entre a energia cinética do escoamento no término da compressão se fosse expandido isentropicamente para a pressão estática do escoamento livre, e a energia cinética do escoamento na região não perturbada (corrente livre). Para o cálculo deste parâmetro se assume que durante o processo de compressão não tem adição nem perda de calor para o ambiente, a relação é dada por:

$$\eta_{KEad} = \frac{h_{t,0} - h_{s,3}}{h_{t,0} - h_0} \quad (2)$$

onde, h_t é a entalpia total do escoamento e o subscrito s faz referência ao processo de expansão isentrópica; os subscritos 0 e 3 indicam os pontos de referência do sistema de compressão (Fig. 2).

Por outro lado, as principais forças que atuam sobre um veículo aeroespacial integrado *scramjet* são apresentadas na Fig. 4. A magnitude de cada uma das forças depende das condições de voo como altitude, número de *Mach* e ângulo de ataque, mas também depende das características de funcionamento do motor. Na Fig. 4a, L é a força de sustentação; g é a

aceleração da gravidade associada à força gravitacional (W) apontada diretamente ao centro da Terra; D (*drag*) é a força de arrasto; e T é o empuxo.

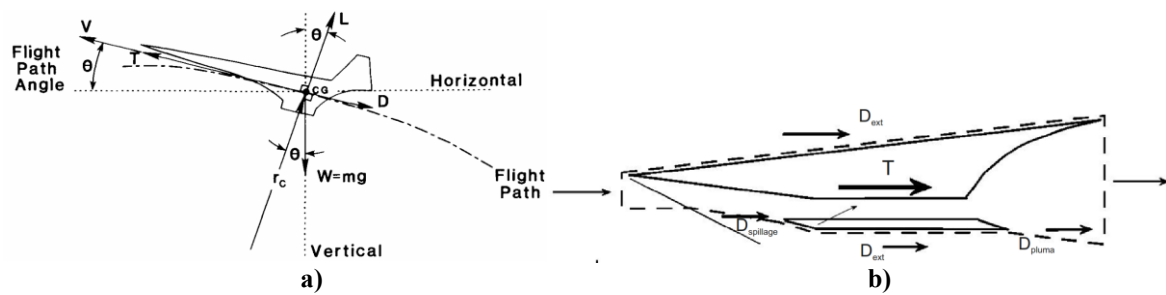


Figura 4. Forças aerodinâmicas de um veículo aeroespacial.

O arrasto de um veículo hipersônico pode ser dividido em arrasto externo e interno. O arrasto externo é composto pelo arrasto da superfície do extradorso e das superfícies da carenagem do veículo (Fig. 4b), em outras palavras é produzido por as superfícies externas do veículo. Por outro lado, o arrasto interno é produzido pelas superfícies que compreendem o motor *scramjet* principalmente as seções de compressão e de expansão assim como do arrasto interno da câmara de combustão.

O objetivo principal deste trabalho é analisar teoricamente o campo de escoamento do veículo 14-X B em condições de projeto, para isto são aplicadas duas abordagens de análise Teórico-Analítica que combinam diferentes estados termodinâmicos do ar, diferentes metodologias de cálculo e aproximações analíticas. Os resultados das abordagens são comparados em gráficos da variação das propriedades termodinâmicas do escoamento e as diferenças são evidenciadas por análise dos parâmetros de desempenho da seção de compressão e pelo arrasto das superfícies do veículo. O empuxo instalado do motor *scramjet* é apresentado como parâmetro de referência dos resultados.

2. METODOLOGIA DA ANÁLISE TEORICA

A geometria do O Veículo Hipersônico Aeroespacial 14-X B (Figura 5) O extradorso (superfície superior) do 14-X B está alinhado ao escoamento não perturbado da atmosfera terrestre (corrente livre), e considerando a não existência da camada limite não produzirá onda de choque na superfície do extradorso do 14-X B.

O Veículo Hipersônico Aeroespacial 14-X B de seção transversal apresentada na Fig. 5, está sendo projetado para voo atmosférico a 30 km de altitude em velocidade correspondente a número de *Mach* 7, com ângulo de ataque nulo. A seção de compressão (compressão externa entre os pontos 0 e 1) é formada por uma rampa de compressão com bordo de ataque de $5,5^\circ$, seguida de uma segunda rampa de compressão com ângulo de inclinação de $14,5^\circ$ em relação à rampa de $5,5^\circ$. Ambas as ondas de choque estabelecidas no bordo de ataque de $5,5^\circ$ e na rampa de $14,5^\circ$ incidem no bordo de ataque da carenagem (condição *on-lip*). A onda de choque (refletida) estabelecida no bordo de ataque da carenagem (compressão interna entre os pontos 1 e 3) incide na entrada da câmara de combustão (condição *on-corner*).

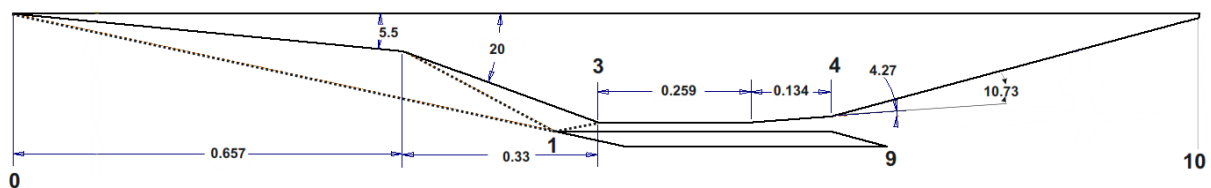


Figura 5. Seção transversal do demonstrador tecnológico 14-X B.

A câmara de combustão (seção entre os pontos 3 e 4) consiste de uma seção de área constante de 259 mm. paralela à superfície do extradorso, seguida de uma rampa de expansão com ângulo de $4,27^\circ$ (em relação a horizontal), necessária para acomodar a camada limite e o aumento da temperatura devido a queima de Hidrogênio e ar em velocidade supersônica. A rampa de expansão de $10,73^\circ$ em relação ao ângulo da expansão da câmara de combustão (seção de expansão interna entre pontos 4 e 9 e seção de expansão externa entre os pontos 9 e 10), permite a exaustão dos produtos da combustão do combustível Hidrogênio e Oxigênio e estabelece a velocidade adequada para gerar o empuxo do veículo aeroespacial integrado a *scramjet*.

A análise teórica é aplicada à geometria descrita acima, a Fig. 6 apresenta um esquema simplificado do estudo indicando o modelo termodinâmico do ar considerado em cada abordagem e as características de operação do motor. A condição de *power on* é o caso onde a câmara de combustão produz as reações químicas do combustível, em termos operativos é a ignição do motor, em condições contrárias (*power off*), o ar escoa livremente através da câmara de combustão sem alterações unicamente sob efeitos de atrito.

O equacionamento desenvolvido para cada abordagem foram implementados em códigos computacionais no formato de funções. Este tipo de análise permite uma melhor compressão da estrutura do código e a possibilidade de

integração dos vários modelos do comportamento do ar e das várias abordagens dos casos estudados, como também maior versatilidade quando se deseja modificar a análise de algum componente ou mesmo para acrescentar um modelo diferente de análise.

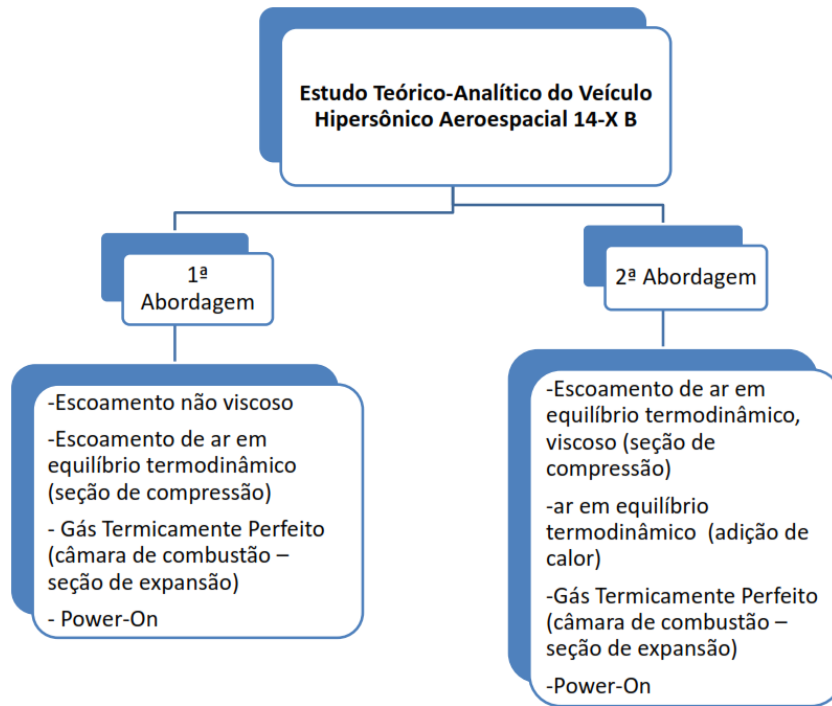


Figura 6. Esquema das abordagens utilizadas no estudo.

2.1. Análise Teórica: Primeira Abordagem

Para esta primeira metodologia as propriedades termodinâmicas do ar (pressão, temperatura, densidade, e velocidade do som) do sistema de ondas de choque oblíquas da seção de compressão são determinadas através do equacionamento para ar em equilíbrio termodinâmico sem efeitos de camada limite. Este equacionamento proposto por (Tanehill e Mugge, 1974) é aplicado nas equações de continuidade, momentum e energia do escoamento para determinar o comportamento do escoamento através do sistema de ondas de choque oblíquas planas.

No modelo de ar em equilíbrio, os efeitos de gás real são considerados usando o polinômio desenvolvido por (Tanehill e Mugge, 1974) cujas curvas de ajuste simplificadas possibilitam a determinação das propriedades termodinâmicas do ar em equilíbrio para temperaturas de até 25000 K e magnitudes de massa específica na faixa de 10^{-7} até 10^5 kg/m^3 . Quando o escoamento de ar leva em conta a variação da razão dos calores específicos, as propriedades termodinâmicas através de uma onda de choque oblíqua podem apresentar diferenças significativas em relação à consideração de ar como gás caloricamente perfeito. Portanto, as equações fechadas deduzidas matematicamente para γ constante (gás caloricamente perfeito) não podem ser utilizadas na análise do sistema de ondas de choque oblíquas. Por conseguinte, as propriedades termodinâmicas do escoamento são determinadas a partir das equações de conservação da continuidade, da variação da quantidade de movimento e da energia, relacionando os estados antes e após a onda de choque oblíqua, dadas por:

$$\rho_1 u_1 = \rho_2 u_2 \quad (3)$$

$$p_1 + \rho_1 u_1^2 = p_2 + \rho_2 u_2^2 \quad (4)$$

$$h_1 + \frac{u_1^2}{2} = h_2 + \frac{u_2^2}{2} \quad (5)$$

onde, h é a entalpia do escoamento. Da teoria da onda de choque oblíqua, as propriedades termodinâmicas do escoamento variam dependendo da componente normal da velocidade do escoamento, a qual deve ser aplicada no sistema de equações acima para obter a solução. Esta componente pode ser obtida da relação geométrica do ângulo da onda de choque (β) com o ângulo de deflexão da superfície (θ) junto com a relação da variação da velocidade normal do escoamento (u_2/u_1) através da onda de choque oblíqua, esta relação é dada por:

$$\frac{\tan(\beta - \theta)}{\tan\beta} = \frac{u_2}{u_1} \quad (6)$$

A solução do campo do escoamento é obtida a partir do sistema de equações acima Eq. (3) – (6) em combinação com o equacionamento do método de “*shock-capturing*” usado por (Tanehill e Mugge, 1974), desta forma são incluídos os efeitos da variação da razão dos calores específicos à pressão e à volume constantes. Considera-se que as propriedades para o estado 1 são conhecidas e deseja-se calcular as condições do estado 2. O método “*shock-capturing*” calcula as propriedades termodinâmicas mediante a equação de entalpia em função da pressão e a massa específica dada por:

$$h = \frac{p}{\rho} \left[\frac{\tilde{\gamma}}{\tilde{\gamma} - 1} \right] \quad (7)$$

onde, $\tilde{\gamma}$ representa o valor da razão dos calores específicos à pressão e à volume constantes para a condição de equilíbrio a qual é dada por:

$$\tilde{\gamma} = C_1 + C_2Y + C_3Z + C_4YZ + \frac{C_5 + C_6Y + C_7Z + C_8YZ}{1 + \exp[C_9(X + C_{10}Y + C_{11})]} \quad (8)$$

Na equação acima Eq. (8) as variáveis C_n são os coeficientes de ajuste da curva e os valores de X , Y e Z são variáveis em função da pressão e massa específica os quais são dados por $y = \log(\rho/1.292)$, $X = \log(p/1.0134 \times 10^5)$ e $Z = X - Y$.

A temperatura do escoamento é calculada em função da pressão e a massa específica pela equação:

$$\log\left(\frac{T}{151.78}\right) = d_1 + d_2Y + d_3Z + d_4YZ + d_5Z^2 + \frac{d_6 + d_7Y + d_8Z + d_9YZ + d_{10}Z^2}{1 + \exp[d_{11}(Z + d_{12})]} \quad (9)$$

onde, d_n são os coeficientes de ajuste, e as variáveis X , Y e Z são funções da pressão e massa específica dadas por $Y = \log(\rho/1.225)$, $X = \log(p/1.0134 \times 10^5)$ e $Z = X - Y$.

Para solução do sistema de equações é necessário considerar um valor inicial do ângulo da onda de choque oblíqua β e posteriormente determinar a componente normal da velocidade u_2 . Para este valor inicial do ângulo da onda de choque oblíqua pode ser usada a relação $\theta - \beta - M$ para ar como gás caloricamente perfeito, e posteriormente atualizar o valor através da Eq. (6).

Para a seção da câmara de combustão com área constante, o processo de combustão do combustível com ar em velocidade supersônica pode ser substituído por um processo de adição de calor (q) que fornece a mesma quantidade de energia que a empregada nas reações químicas da combustão, porém sem adição de massa. No ponto de injeção de combustível será considerada uma quantidade de calor adicionada considerando escoamento unidimensional (Teoria de *Rayleigh*). Antes e após deste ponto considera-se o escoamento sob efeitos de atrito de fricção (Teoria de *Fanno*) levando em conta a variação do calor específico a pressão constante como função da temperatura (gás termicamente perfeito). O volume de controle para a análise da câmara de combustão é descrito na Fig. 7.

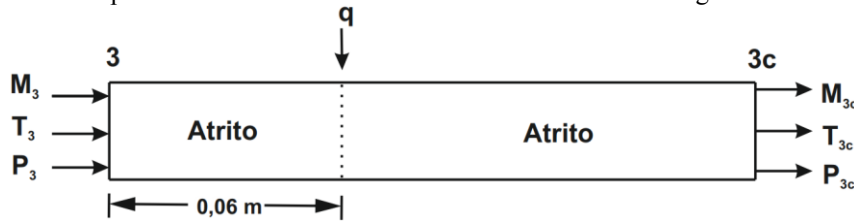


Figura 7. Volume de controle para o processo de adição de calor na câmara de combustão.

A variação das propriedades termodinâmicas do escoamento através do volume de controle podem ser calculadas a partir da equação de adição de calor em função da mudança de temperatura total, dada por:

$$q = C_p(T_{t3a} - T_{t3b}) \quad (10)$$

onde, q é a quantidade de calor adicionada por unidade de massa, o subscrito t indica a condição de temperatura total (de estagnação) para cada estado do escoamento dos subscritos $3a$ e $3b$, e estes a sua vez indicam o estado do escoamento antes e depois do processo de adição de calor.

Na área de seção variável da câmara de combustão e na seção de expansão a variação das propriedades termodinâmicas são determinadas mediante a relação de velocidade-área para escoamento aproximadamente unidimensional (Anderson, 2003) determinada pela Eq. (11).

$$\frac{dA}{A} = (M^2 - 1) \frac{du}{u} \quad (11)$$

Esta relação considera que um incremento na velocidade do escoamento é associado com um incremento na área variável da seção ou vice-versa. Para aplicação desta metodologia o escoamento deve ser considerado adiabático não viscoso sem nenhum mecanismo de dissipação de energia envolvido no processo. Desta forma a variação das propriedades termodinâmicas é realizada através de um processo isentrópico que podem ser determinadas pela variação do número de *Mach* usando a relação de área entre a entrada e a saída do processo de expansão. Em combinação com a relação da Eq. (11), o estado termodinâmico do escoamento na seção de expansão é determinado a partir do valor de temperatura usando a metodologia proposta por (Zucrow e Hoffman, 1976). Esta metodologia calcula o valor empírico do calor específico a pressão constante c_p para diferentes gases em função da temperatura, dada pelo polinômio:

$$C_p = (a + bt + ct^2 + dt^3 + et^4)\mathcal{R} \quad (12)$$

onde, c_p assume as unidades usadas na constante universal dos gases $\mathcal{R}$. Os valores dos coeficientes a, b, c, d , e e são obtidos de dados tabelados para diferentes gases puros encontrados em (Gordon e McBride, 1971). Para o caso do ar atmosférico, a determinação dos coeficientes é obtida a partir da somatória da contribuição de cada espécie, em relação da porcentagem da composição volumétrica do ar ao nível do mar.

2.2. Análise Teórica: Segunda Abordagem

Para esta segunda análise, o escoamento na seção de compressão é modelado como ar em equilíbrio termodinâmico com efeitos de camada limite. Para calcular o crescimento da camada limite δ é implementado o método de *Chapman-Rubensin* (Chapman *et al.*, 1957). Este método prediz o crescimento da camada limite ao longo da superfície em função do número de *Mach* e do número de *Reynolds* da região externa da camada limite, a Eq. (13) representa esta relação dada por:

$$\frac{\delta^*}{x} = \sqrt{\frac{C^*}{Re_{\infty, x}}} \left(1.72 + 2.21 \frac{\gamma - 1}{2} M_\infty^2 + 1.93 \frac{T_w - T_{aw}}{T_\infty} \right) \quad (13)$$

onde, C^* é a constante de *Chapman-Rubensin*, Re é o número de *Reynolds*, x é a coordenada tangencial à parede e os subscritos ∞ , w e aw estabelecem as condições externas da camada limite, temperatura de parede e temperatura de parede adiabática, respectivamente.

A método de *Chapman-Rubensin* para calcular o crescimento da camada limite é acrescentado ao equacionamento do modelo de gás em equilíbrio do sistema de compressão apresentado na primeira abordagem (subcapítulo 2.1). Para a combinação das metodologias, inicialmente é solucionado o sistema de Equações (Eq. (3)-(9)) para um ângulo da onda de choque β , posteriormente, os resultados do campo de escoamento após a onda de choque são usados para calcular o crescimento da camada limite δ , logo este valor em termos angulares é usado para definir o novo ângulo de deflexão θ_{novo} da superfície. Este novo valor de deflexão produzirá um ângulo de onda diferente e consequentemente a modificação das condições do escoamento após a onda de choque, portanto, novamente é determinado o deslocamento da camada limite. Este processo é repetido até que as propriedades de dois cálculos consecutivos não sejam modificadas.

Por outro lado na câmara de combustão uma nova metodologia foi usada para calcular a adição de calor considerando gás em equilíbrio termodinâmico. Esta metodologia calcula as propriedades do escoamento após a combustão a partir da solução das equações de conservação de continuidade, momento e energia em combinação com o equacionamento do método de *shock-capturing* (Tanehill e Mugge, 1974). Esta metodologia é similar à implementada no cálculo do sistema de compressão porém, para equação de energia Eq. (5) é adicionado o termo de calor como apresenta a Eq. (14):

$$h_1 + \frac{u_1^2}{2} + q = h_2 + \frac{u_2^2}{2} \quad (14)$$

onde, q indica uma variação na energia interna do escoamento e portanto uma alteração das propriedades do estado 2. Desta forma o processo de adição de calor é analisado para condição de equilíbrio do escoamento e os resultados permitem melhores aproximações.

O Método das Características (MOC) foi implementado nas seções de área variável da câmara de combustão e na seção de expansão. Este método aplica a relação de velocidade-área da Eq. (11) para um número de pontos distribuído sobre o campo de escoamento o que permite uma maior definição do processo da expansão. A discretização do campo do escoamento é feita por pontos de cálculo definidos dentro do volume de controle através de linhas características, a localização destes pontos e o refinamento da discretização são determinados pela seleção de um número de linhas características desejadas. No caso de um processo de expansão as linhas características são estabelecidas das ondas de expansão dentro do leque de expansão definidas pelo ângulo de Mach. A incidência destas ondas com a geometria do volume de controle e a interseção das mesmas na região interna definem os pontos de cálculo do campo de escoamento.

Um maior número de linhas características gera uma melhor discretização e maior precisão de cálculo por pontos com menos espaçamento, a Fig. 8 apresenta o campo de escoamento de uma seção de área variável onde podem ser identificados os detalhes do Método das Características.

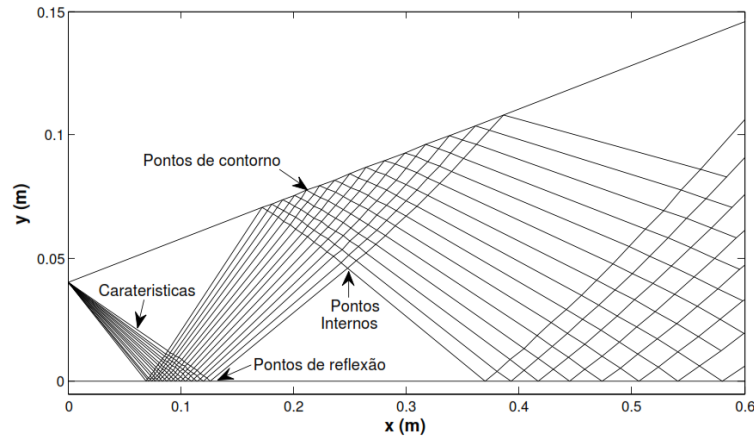


Figura 8. Esquema das linhas características produzidas numa expansão.

Logo de ser determinado o campo de escoamento sobre as superfícies do veículo 14-X B através de cada uma das abordagens, pode ser realizada a análise das forças aerodinâmicas do veículo para determinar os parâmetros de desempenho aerodinâmico, definidos pelo arrasto por pressão das superfícies e do empuxo instalado do motor *scramjet*. Na Fig. 9 são identificadas as superfícies que serão consideradas na análise aerodinâmica do veículo.

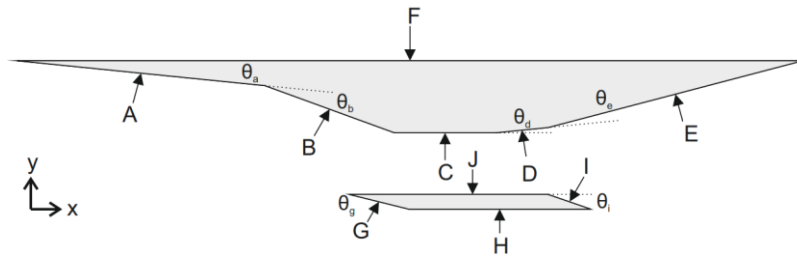


Figura 9. Nomenclatura das superfícies do demonstrador tecnológico 14-X B.

3. RESULTADOS

Como primeiro passo é definido uma quantidade de calor adicionada a qual será constante para cada abordagem, o valor foi determinado a partir da análise do escoamento como gás caloricamente perfeito considerando a máxima quantidade de calor que pode ser aplicada na câmara de combustão para não estrangular o escoamento, nesta condição o escoamento é levado para velocidades subsônicas devido à formação de uma onda de choque normal por tanto deve ser evitado no processo de combustão supersônica *scramjet*. O valor de calor adicionado obtido é $q = 811263,73 \text{ J/kg}$, este valor garante que o escoamento seja supersônico na câmara de combustão para as condições estudadas.

Na Tabela 1 são apresentados os valores do ângulo de deflexão do escoamento (θ) e o ângulo da onda de choque (β) das superfícies da seção de compressão. Os resultados da segunda abordagem mostram um pequeno crescimento da camada limite, evidenciado pelo aumento do ângulo de deflexão do escoamento (θ) de cada superfície.

Tabela 1. Deflexão do escoamento e ângulo da onda de choque para as superfícies A e B.

Superfície	θ (°)		β (°)	
A	5.5	5.69	12.24	12.40
B	14.5	14.59	22.02	22.16

Consequentemente, este aumento no ângulo de deflexão produz um ângulo maior da onda de choque, como observado para os valores de β . Embora as alterações dos ângulos sejam mínimos, são suficientes para alterar a condição de projeto da seção de compressão a qual resulta na perda da condição de choque *on corner* da onda de choque refletida na carenagem.

A Figura 10 mostra a distribuição de pressão, temperatura, massa específica e número de *Mach* do escoamento ao longo da seção interna do motor para cada uma das abordagens. Na seção de compressão, as curvas das propriedades e do número de *Mach* mostram valores muito próximos até a entrada da câmara de combustão, neste ponto o escoamento

sobre efeitos de camada limite apresenta um aumento das propriedades do escoamento e uma redução do número de Mach.

Na seção da câmara de combustão pode ser observada uma marcada diferença nos resultados produzida principalmente a partir do ponto de adição de calor no escoamento. Este comportamento é resultado da metodologia empregada em cada uma das abordagens para o processo de adição de calor, lembrando que para a segunda abordagem o processo de adição de calor considera escoamento em equilíbrio, a temperatura obtida é menor devido à transferência da energia entre os diferentes modos das moléculas (do translacional para o potencial e vibracional). Por outro lado, na primeira abordagem o processo de adição de calor é modelado via Teoria de *Rayleigh* para escoamento termicamente perfeito, por conseguinte a temperatura do escoamento é maior devido a que esta metodologia não considera as formas de energia vibracional das moléculas.

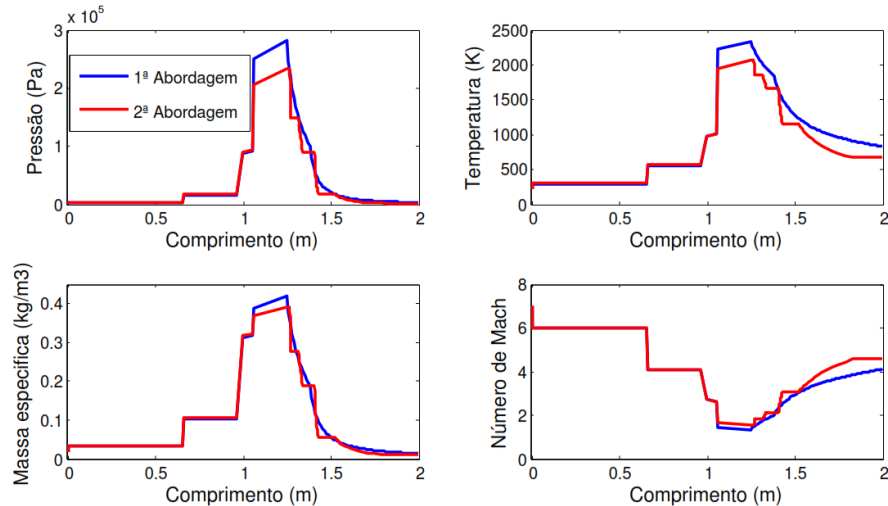


Figura 10. Propriedades termodinâmicas e número de Mach do escoamento ao longo do motor.

A Figura 11 apresenta o esquema das linhas características formadas sobre a seção de expansão. O comportamento do processo de expansão sobre esta região pode ser observado nos degraus apresentados nas curvas das propriedades da segunda abordagem (linha vermelha Fig. 10). Este modelo gera regiões de propriedades constantes (sem presença de ondas) e regiões de variação gradual das propriedades, a qual é uma aproximação do trem de ondas de expansão que pode ser formado. Além disso, pode ser observadas diferenças nos resultados de temperatura e número de Mach para o final de processo de expansão como apresentam as linhas da Fig. 10.

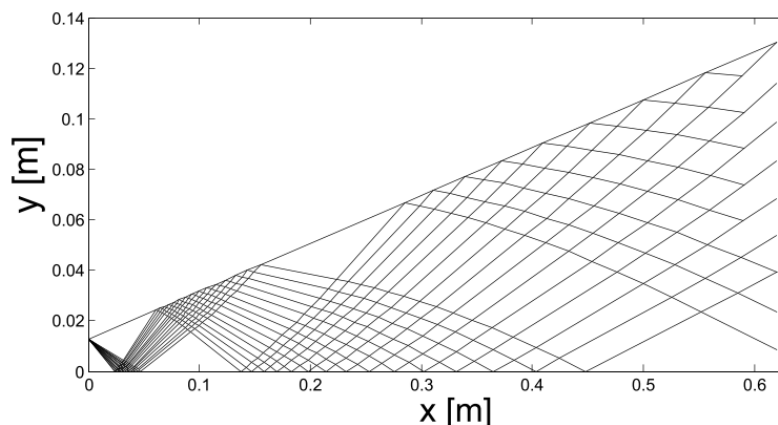


Figura 11. Linhas características da seção de expansão do demonstrador tecnológico 14-X B.

A Figura 12 mostra os valores de arrasto de pressão das superfícies do veículo para cada uma das abordagens. Os gráficos mostram um pequeno aumento do arrasto produzido pela superfície B. Por outro lado, também foi observada uma diferença no arrasto das superfícies D, E e I, isto é resultado da diferença na distribuição de pressão sobre estas superfícies obtidas por cada uma das metodologias (área variável ou método das linhas características), para a segunda abordagem a distribuição de pressão é maior resultando num aumento da magnitude da força de arrasto exercida sobre a superfície. Os valores de arrasto negativos indicam que a direção da força é exercida no sentido oposto ao arrasto, isto significa que são aplicadas no sentido de voo do veículo contribuindo no empuxo positivo. Nas superfícies restantes não se apresentam variações consideráveis.

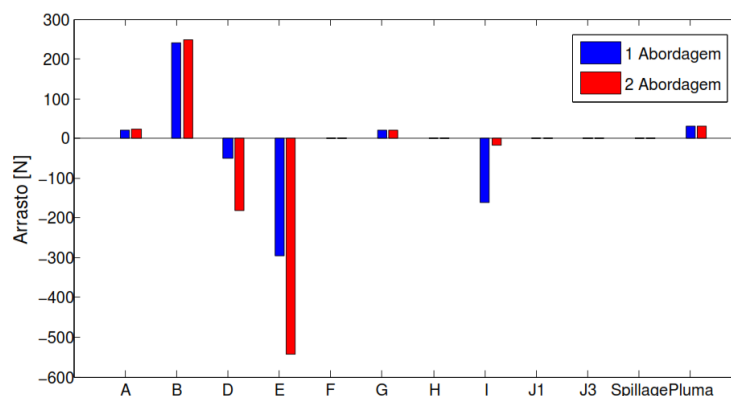


Figura 12. Arrasto de pressão das superfícies do veículo.

A Tabela 3 apresenta os valores de empuxo instalado e empuxo não instalado do motor para a operação de *power on* utilizando o método de adição de calor. Os resultados mostram um aumento no empuxo instalado em relação aos resultados obtidos pelo método de adição de calor por temperatura total (1ª abordagem). Este aumento se deve principalmente a uma melhor distribuição da pressão obtida da aproximação do método das linhas características aplicada na seção de área variável da câmara de combustão e na seção de expansão.

Tabela 2. Empuxo instalado e empuxo não instalado para cada abordagem.

Empuxo instalado (N)	143.86	168.56
Empuxo não instalado (N)	196.40	221.09

4. CONCLUSÕES

Foi analisado teoricamente o campo de escoamento do veículo 14-X B em condições de projeto através de duas abordagens. O crescimento da camada limite nas superfícies da seção de compressão foi mínimo, mas resultou na perda da condição de choque *on corner* da onda de choque refletida na carenagem e na variação das propriedades do escoamento na entrada da câmara de combustão. Na seção da câmara de combustão foi observado diferenças marcantes do campo do escoamento para as duas abordagens, a metodologia para calcular a adição de calor considerando gás em equilíbrio termodinâmico apresenta valores mais realísticos do processo de combustão. Por outro lado, a aplicação do método das características no processo de expansão mostrou um aumento do empuxo instalado e do empuxo não instalado do motor, devido à variação da distribuição de pressão. Finalmente, foi observado que os parâmetros de desempenho da seção de compressão não foram alterados mantendo a quantidade de ar capturado A_c em cada abordagem, assim como os valores de PR e η_{KEad} .

5. REFERÊNCIAS

- Anderson, J. D., 2003, "Modern Compressible Flow with historical perspective", McGraw Hill Education, New Delhi, India.
- Chapman, D.R., Kuehn, D.M. and Larson, H.K., 1957, "Investigation of separated flows in supersonic and subsonic streams with emphasis on the effect of transition", National Advisory Committee for Aeronautics, NACA TN 3869, pp. 421-460.
- Gordon, S. and McBride, B.J., 1971, "Computer program for calculation of complex chemical equilibrium composition, rocket performance, incident and reected shock, and chapman-jouguet detonations", National Aeronautics and Space Administration, NASA SP-273.
- Heiser, W.H. and Pratt, D.T., 1994, "Hypersonic Airbreathing Propulsion", AIAA Education Series, Washington, Estados Unidos.
- Rolim, T.C., 2009, "Experimental Analysis of a Hypersonic Waverider", Dissertação Mestrado, Instituto Tecnológico de Aeronáutica, Brasil.
- Smart, M.K., 2012, "How much compression should a scramjet inlet do", AIAA journal, Vol. 50, No. 3, pp. 610-619.
- Tannehill, J.C. and Muge, P.H., 1974, "Improve Curves Fits for the Thermodynamic Properties of Equilibrium Air Suitable for Numerical Computation Using Time-Dependent or Shock-Capturing Methods", National Aeronautics and Space Administration, NASA CR 2470.
- Zucrow, M.J. and Hoffman, J.D., 1976, "Gas Dynamics", John Wiley & Sons, New York, Estados Unidos.

6. RESPONSABILIDADE AUTURAL

"Os autores são os únicos responsáveis pelo conteúdo deste trabalho".

THEORETICAL ANALYSIS OF THE BRAZILIAN 14-X B HYPERSONIC AEROSPACE VEHICLE

¹ Instituto Tecnológico de Aeronáutica/ITA - Praça Marechal Eduardo Gomes, nº 50 Vila das Acácias CEP. 12.228-900 São José dos Campos, SP - Brasil,

² 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. *The Brazilian 14-X B hypersonic aerospace vehicle is a technological demonstrator of the airbreathing hypersonic propulsion based on supersonic combustion (scramjet), it is currently designed by aerothermodynamics and hypersonic Prof. Henry T. Nagamatsu Laboratory of the Institute for Advanced Study (IEAv) for terrestrial atmospheric flight at Mach number 7 and 30 km altitude. The development of scramjet technology for propulsion aerospace vehicles has been increased in recent years due to the benefits of that presented in comparison with rocket propulsion systems, particularly in reducing the amount of fuel on board. Studies of this technology offers vehicles with capacity to reach hypersonic speeds, that compared with the rocket engines develop a higher specific impulse. At these speeds requires implementation of materials and structures strong enough to withstand high thermal and aerodynamic loads on the vehicle. A preliminary analysis provides theoretical knowledge of hypersonic flow behavior on surfaces of the vehicle and information to determine the appropriate vehicle operating conditions. In this article we will be developed different theoretical-analytical analyzes to determine the thermodynamic properties and the Mach number of the flow along the surfaces of the engine scramjet in nominal operating conditions. Two theoretical-analytical analyzes are implemented considering different thermodynamic models of air, viscous effects of flow in the compression section, engine operation in power-on condition modeled for heat addition theory and different methodologies for the expansion process of the combustion gases. The results of the two approaches are compared using the compression efficiency parameters, drag surfaces of the vehicle and installed and uninstalled thrusters.*

Keywords: *hypersonic flight, scramjet, thermodynamic equilibrium.*