



Mens Agitat 19 (2024) 14-21

ISSN 1809-4791

14

Aerotermodinâmica de Veículos Espaciais em Reentrada Atmosférica

João Carlos Monteiro Prado^{1*}, Paulo César de Oliveira Júnior², Alexander Alberto Camacho Solano², Heidi Korzenowski¹, George Santos Marinho³, Sandi Itamar Schafer de Souza³, João Carlos Arantes Costa Júnior³, Paulo Gilberto de Paula Toro^{2,3}

¹*Universidade do Vale do Paraíba (UNIVAP). Faculdade de Engenharias, Arquitetura e Urbanismo (FEAU). Av. Shishima Hifumi, 2911 – Urbanova. CEP 12.244-390 – São José dos Campos (SP), Brasil. E-mails: jcaerospaceeng@gmail.com, heidi.korzenowski@gmail.com*

²*Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA). Programa de Pós-Graduação em Ciências e Tecnologias Espaciais (PG-CTE). Praça Marechal Eduardo Gomes, 50 – Vila das Acácias. CEP 12.228-900 – São José dos Campos (SP), Brasil. E-mails: paaulocz@gmail.com, alexcamachosolano79@gmail.com, toro11pt@gmail.com*

³*Universidade Federal do Rio Grande do Norte (UFRN). Escola de Ciências e Tecnologia (ECT). Programa de Pós-Graduação em Engenharia Aeroespacial (PPGEA). Av. Senador Salgado Filho, 3000 - Campus Universitário, Lagoa Nova. CEP 59.078-970 – Natal (RN), Brasil. E-mails: george.marinho@ufrn.br, sandisouza99@gmail.com, arantes_jr@yahoo.com.br, toro11pt@gmail.com*

Resumo

Um dos principais problemas relacionados aos veículos espaciais, durante passagem pela atmosfera terrestre, é o aquecimento aerodinâmico resultante da conversão da energia cinética do escoamento em calor. Em geral, o fluxo de calor é mais elevado no ponto de estagnação, situado no bordo de ataque do veículo. A previsão adequada do aquecimento aerodinâmico é de suma importância para escolha/seleção do material a ser utilizado no revestimento do veículo, garantindo proteção térmica necessária para manter a temperatura de suas paredes internas em níveis aceitáveis, bem como evitar problemas de telemetria após a reentrada atmosférica. A previsão adequada do aquecimento aerodinâmico consistia em grande desafio antes do advento da Dinâmica dos Fluidos Computacional (CFD), uma vez que a resolução das equações da conservação da massa, quantidade de movimento e energia era realizada analiticamente. Nesse sentido, houve esforço substancial para obtenção de soluções aproximadas e, com ajuda de dados experimentais, desenvolver relações de engenharia para prever o aquecimento aerodinâmico. Assim, no presente trabalho, teve-se por objetivo determinar o aquecimento aerodinâmico no ponto de estagnação do bordo de ataque de um veículo aeroespacial voando na altitude de 23 km em velocidade correspondente a número de Mach 5,8. Foram analisados casos para corpo rombudo com dois raios de curvatura: 2,54 mm e 279 mm. A partir dos resultados foi observado que o aquecimento aerodinâmico é maior para corpo com menor raio: 2,458 MW/m² para raio de 2,54 mm e 0,232 MW/m² para raio de 279 mm.

Palavras-chave: Fluxo de calor, aquecimento aerodinâmico, foguete de sondagem, scramjet.

Abstract

One of the main problems related to space vehicles, during passage through the Earth's atmosphere, is the aerodynamic heating resulting from the conversion of the flow's kinetic energy into heat. In general, the heat flow is highest at the stagnation point, located at the leading edge of the vehicle. Adequate prediction of aerodynamic heating is extremely important for the choice/selection of the material to be used in the vehicle's coating, ensuring the necessary thermal protection to maintain the temperature of its internal walls at acceptable levels, as well as avoiding telemetry problems after atmospheric re-entry. Adequate prediction of aerodynamic heating was a major challenge before the advent of Computational Fluid Dynamics (CFD), since solving the equations for the conservation of mass, momentum, and energy was carried out analytically. In this sense, there was substantial effort to obtain approximate solutions and, with the help of experimental data, develop engineering relationships to predict aerodynamic heating. Thus, in the present work, the objective was to determine the aerodynamic heating at the stagnation point of the leading edge of an aerospace vehicle flying at an altitude of 23 km at a speed corresponding to Mach number 5.8. Cases were analyzed for blunt bodies with two radii of curvature: 2.54 mm and 279 mm. From the results it was observed that aerodynamic heating is greater for bodies with a smaller radius: 2.458 MW/m² for a radius of 2.54 mm and 0.232 MW/m² for a radius of 279 mm.

Keywords: Heat flux, aerodynamic heating, sounding rocket, scramjet.

1. INTRODUÇÃO

A estimativa do aquecimento aerodinâmico (fluxo de calor por convecção) é um dos principais problemas que afetam veículos aeroespaciais durante passagem pela atmosfera. Os veículos aeroespaciais podem ser classificados, basicamente, em duas classes:

- Veículos aeroespaciais, aeronaves ou veículos avançados utilizando sistema de propulsão aspirada (turbo jatos, ramjet, scramjet), que trafegam na atmosfera terrestre, onde o meio é considerado contínuo até aproximadamente 86 km de altitude;
- Veículos espaciais, motores foguetes, que primeiramente realizam voo ascendente até alcançar velocidades orbitais (cerca de 8.000 m/s, necessária à satelização ou velocidades de escape (em torno de 11.000 m/s, necessária as missões lunares ou interplanetárias);
- Veículos de reentrada atmosférica, cápsulas que retornam da Lua (e.g., Apollo, Lunik e Chang), e sondas para coleta de amostras de cometas e asteroides (e.g., Stardust, Osiris-Rex e Hayabusa), ou cápsulas de entrada em atmosferas extraterrestres (e.g., Vênus, Marte) ou de outras luas (e.g., Titã).

O aquecimento aerodinâmico de um veículo que se desloca através da atmosfera resulta, basicamente, da conversão da energia cinética em calor, devido, inicialmente, à compressão do ar após a onda de choque e, posteriormente, ao atrito entre moléculas gasosas da atmosfera e a superfície do veículo. Durante a reentrada, ainda que em menor escala, também ocorre aquecimento devido à re-irradiação de calor proveniente da ablação do material de proteção do veículo.

O aquecimento aerodinâmico é bastante intenso nos primeiros 100 km da atmosfera terrestre, que corresponde à região onde a massa específica do ar é maior. Logicamente, o efeito cinético ocorre tanto no voo ascendente de veículos em direção ao espaço quanto na reentrada na atmosfera. Todavia, o problema da reentrada é mais crítico, uma vez que a velocidade com que os veículos penetram na atmosfera

terrestre é da ordem de 10 km/s. O objetivo da reentrada atmosférica de veículos espaciais é a recuperação da carga-útil alojada no interior do veículo. Consequentemente, torna-se necessário proteger as superfícies externas desses veículos contra elevadas temperaturas.

Para que o projeto do sistema de proteção térmica proporcione um dimensionamento eficiente, maximizando a capacidade de transporte de carga útil ao espaço, faz-se necessária uma análise minuciosa do fluxo de calor convectivo transferido ao veículo durante a reentrada.

Estudos teórico-analíticos (abordagem de engenharia), simulações teórico-numéricas (CFD), experimentos em laboratório e testes em voo são procedimentos atualmente disponíveis para estimativa dos ambientes aerodinâmicos internos e externos de um veículo em voo hipersônico através da atmosfera terrestre impulsionado por sistemas convencionais de propulsão química (motor foguete de propulsão sólida e/ou líquida). Esses procedimentos servem de fundamento ao projeto de veículos aeroespaciais impulsionados por sistemas de propulsão hipersônica aspirada (tecnologia scramjet).

Veículos que se deslocam em velocidades hipersônicas na atmosfera densa da Terra têm a estrutura altamente impactada pelas moléculas do ar. O ambiente térmico severo ao qual são submetidos durante o voo apresenta desafios técnicos significativos, demandando recursos materiais e humanos para que sejam superados.

Um dos principais desafios ao avanço das tecnologias disruptivas é desenvolver um veículo aeroespacial capaz de suportar as altas cargas térmicas decorrentes do aquecimento aerodinâmico concomitante às cargas mecânicas (pressão dinâmica) esperadas durante o voo hipersônico. As considerações de projeto térmico são críticas para veículos hipersônicos, e os engenheiros procuram incorporar restrições de aquecimento no projeto preliminar.

2. FUNDAMENTAÇÃO

Os dispositivos laboratoriais e os métodos teórico-numéricos aplicáveis ao projeto de veículos hipersônicos

apareceram nas décadas de 1960 e 1970, respectivamente. Enquanto os métodos de engenharia foram desenvolvidos nos meados da década de 1950, baseados na extrapolação de soluções aplicadas em escoamentos incompressíveis e soluções de equações self-similares da camada limite aplicáveis a escoamentos supersônicos e hipersônicos.

Geralmente, métodos de engenharia são aplicados em sistema de proteção térmica (TPS), possibilitando a seleção criteriosa de materiais a serem usados em veículos hipersônicos, visando manter a estrutura dentro do limite de temperatura do material.

2.1 Satélite Recuperável Atmosférico (SARA)

Na década de 1990, o Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE), do Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial (DCTA), iniciou estudos de viabilidade e a concepção preliminar de um pequeno veículo de reentrada atmosférica denominado SARA (Satélite Recuperável Atmosférico) (Fig. 1), com objetivo de desenvolver um satélite de dimensões reduzidas, recuperável em solo e reutilizável. A plataforma SARA poderia ser empregada em experimentos de microgravidade (10^{-5} g), em órbitas equatoriais baixas (300 km), de curta permanência (10 a 15 dias) [1].

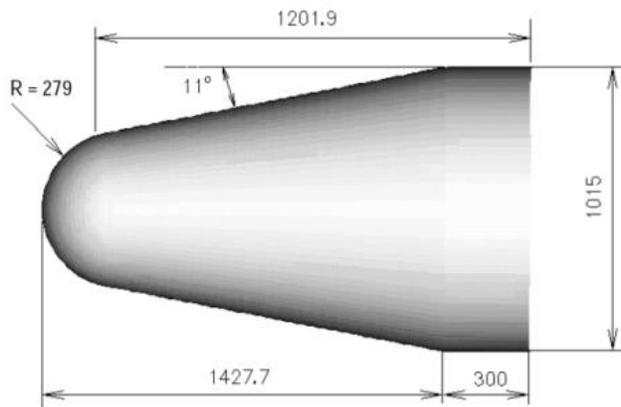


Figura 1. Representação dimensional (mm) da geometria externa da plataforma de reentrada SARA [1].

No projeto, considerou-se que o SARA não sofreria variação significativa de velocidade nas camadas superiores da atmosfera, i.e., acima de 100 km (Fig. 2). Porém, ao encontrar as camadas mais densas da atmosfera (durante o voo de reentrada), a partir de 90 km de altitude, seria submetido a substancial conversão de energia cinética em térmica. O fluxo de calor máximo ocorreria a cerca de 5 minutos da trajetória de reentrada, sobre a região do “nariz” do SARA, com baixo coeficiente de arrasto, onde a temperatura do ar, após a onda de choque, seria da ordem de $6000\text{ }^{\circ}\text{C}$ (para uma temperatura ambiente do ar atmosférico de $-30\text{ }^{\circ}\text{C}$). Em temperaturas dessa ordem de grandeza, desenvolvidas após a onda de choque, ocorre a dissociação do ar (oxigênio e nitrogênio) [2].

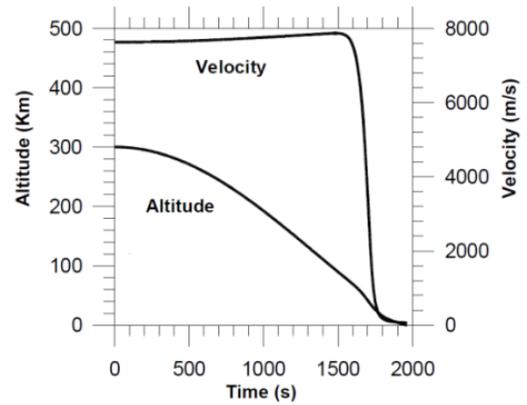


Figura 2. Representação da trajetória da plataforma de reentrada SARA [2].

A partir das considerações sobre condições de voo e do projeto da geometria, seleciona-se a teoria a ser aplicada para estimativa do aquecimento aerodinâmico ao qual o veículo estará sujeito.

2.2 Teorias de aquecimento aerodinâmico

Um veículo aeroespacial com bordo de ataque em forma de cunha estabelece onda de choque oblíqua (plana ou cônica), como ocorre no caso dos demonstradores XS-1 e X-15, projetados para voo na atmosfera terrestre respectivamente em velocidade supersônica e hipersônica, induzindo mínimo arrasto.

No caso de veículo de geometria rombuda, cilíndrica ou esférica (Fig. 1), estabelece-se uma onda de choque normal no ponto de estagnação, gerando elevado arrasto, de modo a reduzir o aquecimento aerodinâmico. Essa geometria foi aplicada aos módulos de reentrada dos veículos Vostok, Soyuz, Apollo, Space Shuttle e plataforma SARA, que se aproveitavam do arrasto para desacelerar [3].

No período entre 1950 e 1960, várias abordagens ao estudo do aquecimento aerodinâmico foram desenvolvidas, sendo aplicadas aos veículos espaciais. As teorias de Eckert [4] e de van Driest [5] foram baseadas em temperatura de referência e temperatura de recuperação, respectivamente, e possibilitaram estimar o aquecimento aerodinâmico sobre superfícies planas, que, posteriormente, foram aplicadas em projetos de veículos espaciais destinados a voo atmosférico em velocidades hipersônicas.

As teorias pioneiras de Lees [6] e Fay e Riddell [7] proporcionaram o entendimento físico do fenômeno, bem como sua descrição matemática, permitindo a modelagem de fluxos aerodinâmicos convectivos em veículos aeroespaciais rombudos voando em velocidades hipersônicas.

Ainda hoje, as teorias de aquecimento aerodinâmico [6-7], desenvolvidas entre 1950 e 1960, são aplicadas para se estimar analiticamente o fluxo convectivo em veículos aeroespaciais, utilizando sistema de propulsão hipersônica aspirada, em voo na atmosfera densa em velocidades hipersônicas [8-9].

Lees [6] e Fay e Riddell [7] estudaram a transferência de calor à superfície de um veículo espacial em velocidades

hipersônicas, com geometria rombuda, considerando a dissociação do ar atmosférico. Em ambos os trabalhos, os autores partiram das equações da camada limite incluindo a difusão, verificando a similaridade com a condução de calor, de modo a poder tratar o ar atmosférico como uma mistura binária de átomos e moléculas. Foram consideradas as equações básicas da camada limite para escoamento laminar constante sobre um corpo de revolução rombudo (esférico ou cilíndrico [6]-e somente esférico [7]).

Lees [6] e Fay e Riddell [7] aplicaram as coordenadas de similaridade (Eq. 1) e (Eq.2), que resultaram nas equações de engenharia (Eq. 3) e (Eq. 4), respectivamente.

$$\eta \equiv \frac{\rho_e u_e}{\sqrt{2\tilde{s}}} \int_0^y \frac{\rho}{\rho_e} dy \quad \tilde{s} \equiv \int_0^s \rho_e \mu_e u_e r_0^{2k} ds \quad (1)$$

$$\eta \equiv \frac{r u_e}{\sqrt{2\xi}} \int_0^y \rho dy \quad \xi \equiv \int_0^x \rho_w \mu_w u_e r^2 dx \quad (2)$$

$$\dot{q}_{t,ref} = 0.50 \cdot 2^{k/2} Pr^{-2/3} \sqrt{(\rho_e \mu_e)_0} \sqrt{u_\infty} h_{s_e} \frac{G(M_\infty; \bar{\gamma}; \gamma_\infty)}{\sqrt{R_0}} \quad (3)$$

$$h_{s_e} = \frac{u_\infty^2}{2} \quad \bar{\gamma} = 1.1-1.2$$

(entalpia do escoamento livre, não perturbado pela onda de choque normal)

$$G(M_\infty; \bar{\gamma}; \gamma_\infty) = \left(\frac{\bar{\gamma}-1}{\bar{\gamma}} \right)^{1/4} \left(1 + \frac{2}{\gamma_\infty - 1} \frac{1}{M_\infty^2} \right)^{1/4} \left(1 - \frac{2}{\gamma_\infty M_\infty^2} \right)^{1/4} \quad (4)$$

$$\dot{q}_{t,ref}^{k=1} = \frac{0.763}{(Pr)^{0.6}} (\rho_e \mu_e)^{0.4} (\rho_w \mu_w)^{0.1} (H_e - h_w) \left[\left(\frac{du_e}{dx} \right)_{t_2} \right]^{-0.5}$$

$$\left(\frac{du_e}{dx} \right)_{t_2} = \frac{1}{R_N} \sqrt{\frac{2(p_{t_2} - p_\infty)}{\rho_{t_2}}} \quad \text{representa o gradiente de velocidade, no interior da camada limite}$$

onde: os índices ∞ , e, w, representam o escoamento na atmosfera terrestre, ou velocidade de voo do veículo espacial, condições externas à camada limite, condições do escoamento na temperatura da superfície externa do veículo.

2.3 Teoria da onda de choque normal

Uma onda de choque normal é uma descontinuidade estabelecida (destacada) à frente de um objeto de configuração rombuda, no ponto de estagnação, que realiza voo em velocidade supersônica (acima da velocidade do som local) na atmosfera terrestre (Fig.3).

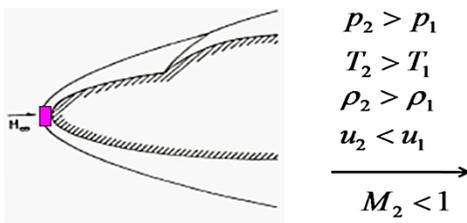


Figura 3. Representação da parte frontal de veículo aeroespacial com geometria rombuda e esquema da relação

entre as propriedades do ar antes e após a onda de choque normal.

O ar atmosférico que experimenta a onda de choque normal destacada à frente da geometria rombuda sofre um acréscimo nos valores das propriedades termodinâmicas (pressão, temperatura e massa específica), enquanto a velocidade do escoamento após a onda de choque normal é reduzida para velocidades subsônicas [10].

Quantificando-se as Leis de Conservação (massa, quantidade de movimento e energia) obtêm-se equações diferenciais parciais que podem ser aplicadas à estimativa do aquecimento aerodinâmico do veículo.

Considerando-se o modelo de elemento (de fluido) infinitesimalmente pequeno, fixo no espaço, em coordenadas cartesianas, na forma conservativa e ignorando-se as forças de campo, obtêm-se equações diferenciais parciais não lineares hiperbólicas. Ainda, considerando-se o escoamento em regime permanente (massa, quantidade de movimento e energia não variam em função do tempo), unidimensional na direção x, sem efeitos viscosos, sem troca de calor, chega-se à caracterização da onda de choque normal, como está representada na Fig. (4). Desse modo, o fenômeno pode ser descrito por três equações (continuidade, quantidade de movimento na direção x, e energia) e quatro incógnitas (p_2 , T_2 , ρ_2 e u_2) [10].

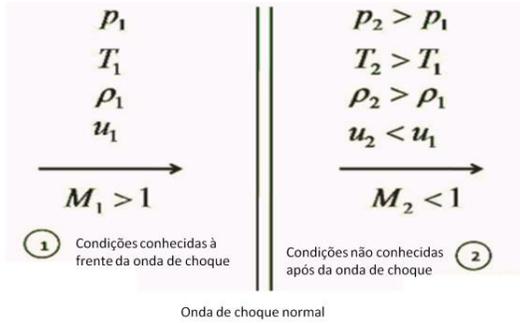


Figura 4. Caracterização de onda de choque normal [10].

Manipulando-se as equações da onda de choque normal, e considerando-se o ar como gás caloricamente perfeito, obtêm-se as relações das propriedades termodinâmicas do ar através da onda de choque normal, razão da pressão (Eq. 5), razão da massa específica (Eq. 6) razão da temperatura (Eq. 7), e velocidade (número de Mach) do escoamento de ar (Eq. 8) [10].

$$\frac{p_2}{p_1} = 1 + \frac{2\gamma}{(\gamma+1)}(M_1^2 - 1) \quad (5)$$

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{u_1}{u_2} = \frac{M_1^2(\gamma+1)}{2 + (\gamma-1)M_1^2} \quad (6)$$

$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{h_2}{h_1} = \frac{p_2}{p_1} = \left[1 + \frac{2\gamma}{(\gamma+1)}(M_1^2 - 1) \right] \left[\frac{2 + (\gamma-1)M_1^2}{M_1^2(\gamma+1)} \right] \quad (7)$$

$$M_2^2 = \frac{1 + \frac{\gamma-1}{2}M_1^2}{\gamma M_1^2 - \frac{\gamma-1}{2}} \quad (8)$$

sendo: p , ρ , h e T correspondentes às propriedades termodinâmicas pressão, massa específica, entalpia e temperatura, enquanto M e u correspondem ao número de Mach e a velocidade do escoamento, respectivamente, com os índices 1 e 2 correspondendo às condições antes e após a onda de choque normal, respectivamente.

2.4 Estratégia para estimar o aquecimento aerodinâmico

Primeiramente, determinam-se a pressão (Fig. 5), a temperatura (Fig. 6), a massa específica (Fig. 5) e a velocidade do som (Fig. 6) na altitude de voo do veículo espacial [11]. Observa-se que pressão e massa específica diminuem em função do aumento da altitude (comportamento de uma equação exponencial). Enquanto temperatura do ar e a velocidade do som têm o mesmo comportamento, visto que a velocidade do som é função da temperatura do ar.

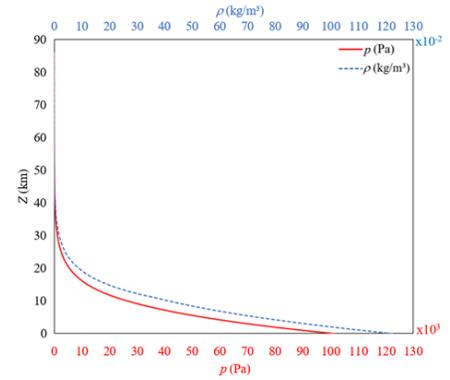


Figura 5. Variação da pressão e da massa específica do ar em função da altitude.

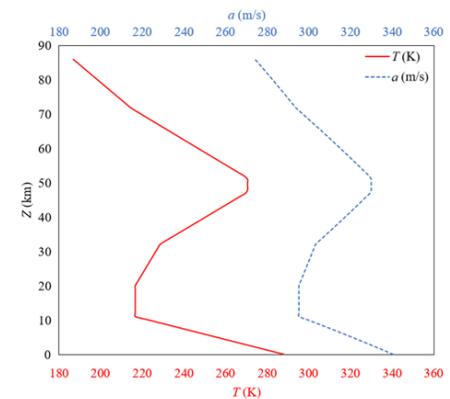


Figura 6. Variação da temperatura do ar e da velocidade do som em função da altitude.

Em seguida, determinam-se as razões das propriedades pressão (Fig. 7), temperatura (Fig. 8) e massa específica (Fig. 9) do escoamento após o estabelecimento da onda de choque normal, destacada.

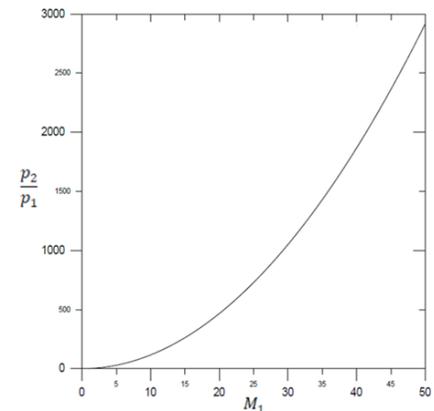


Figura 7. Razão da pressão em função do número de Mach de voo do veículo espacial.

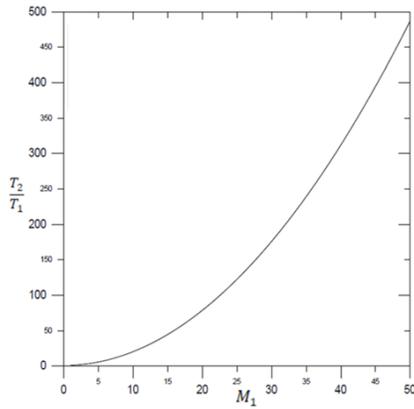


Figura 8. Razão da temperatura em função do número de Mach de voo do veículo espacial.

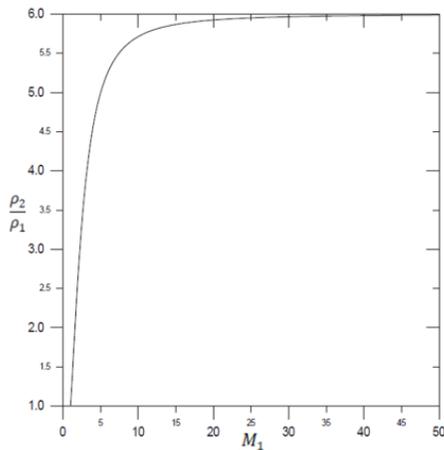


Figura 9. Razão da massa específica em função do número de Mach de voo do veículo espacial.

Conhecidas as propriedades do ar atmosférico na altitude de voo (Figuras 5 e 6), determinam-se as propriedades do ar atmosférico após a onda de choque, utilizando-se as razões das propriedades (Figuras 7, 8 e 9), e o número de Mach após a onda de choque normal (Fig. 10).

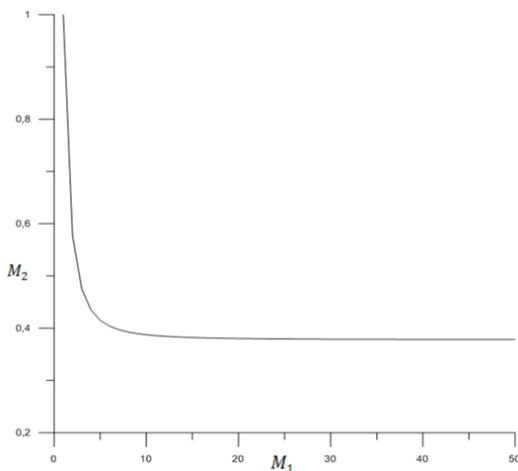


Figura 10. Relação entre números de Mach do escoamento através (M_1) e após (M_2) a onda de choque normal para voo de veículo espacial.

Finalmente, estima-se o aquecimento aerodinâmico utilizando-se a teoria de Fay e Riddell [6], aplicada ao ponto de estagnação de um veículo hipersônico rombudo (Fig. 3).

3. RESULTADOS E DISCUSSÃO

Morgenstern Jr. e Moraes Jr. [1] sugeriram realizar estudos da aerodinâmica da plataforma SARA considerando-se números de Mach entre 2 e 6. Assim, no presente trabalho, considerou-se que o veículo aeroespacial (plataforma SARA) está voando em velocidade hipersônica de 1723 m/s, na altitude de 23 km (Tab. 1), correspondendo a número de Mach 5,8 (Tab. 2). As propriedades termodinâmicas da atmosfera terrestre (Tab. 1), na altitude geométrica de 23 km, foram obtidas do modelo da Atmosfera Padrão norte-americana de 1976 [11].

Tabela 1. Propriedades termodinâmicas do ar atmosférico a 23 km de altitude.

Z (m)	T (K)	p (Pa)	ρ (kg/m ³)	a (m/s)
23	219,57	3466,86	0,05501	297,05

Na Tab. (2) apresentam-se as razões das propriedades termodinâmicas p_2/p_1 , T_2/T_1 , e ρ_2/ρ_1 , através da onda de choque normal, e as propriedades p_2 , T_2 , e ρ_2 do escoamento que experimentou a onda de choque normal destacada.

Observa-se na Tab. (2) que as propriedades termodinâmicas p_2 , T_2 , e ρ_2 do escoamento após a onda de choque normal destacada sofreu um acréscimo, enquanto a velocidade (número de Mach) sofreu um decréscimo até atingir valor subsônico.

Ainda na Tab. (2), observa-se que a temperatura total é constante através da onda de choque normal, o que está de acordo com a conservação da energia.

Tabela 2. Razão entre propriedades termodinâmicas e após a onda de choque normal, a 23 km de altitude.

	Antes da onda de choque normal	Após a onda de choque normal
M_{in}	5,80	5,80
M_{out}	-	0,41
p_2/p_1	-	39,09
T_2/T_1	-	7,48
ρ_2/ρ_1	-	5,22
p (Pa)	3466,86	135502,70
T (K)	219,57	1642,86
ρ [espaço] (kg/m ³)	0,05501	0,28733
a (m/s)	297,05	812,54
u (m/s)	1723,00	329,84
T_{total} (K)	1697,01	1697,01

Conhecendo-se a variação dos valores das propriedades termodinâmicas (Tabelas 1 e 2), o aquecimento aerodinâmico do veículo aeroespacial hipersônico pode ser estimado utilizando-se a teoria de Fay e Riddell [6].

No ponto de estagnação, considerando-se um raio de curvatura de 2,54 mm, o fluxo de calor foi estimado em aproximadamente 2,458 MW/m². Quando se considera o raio de curvatura da plataforma SARA (279 mm, Fig. 1), estima-se o aquecimento aerodinâmico em cerca de 0,232 MW/m².

5. CONCLUSÕES

A previsão do aquecimento aerodinâmico de veículos aeroespaciais tem sido um desafio aos projetistas desde antes da Segunda Guerra Mundial, envolvendo a resolução das equações que descrevem a conservação de massa, quantidade de movimento e energia. Naquela época, não havia possibilidade de resolução das equações por meios computacionais, uma vez que ainda não estavam disponíveis. Nesse contexto, houve um esforço substancial para obter soluções aproximadas e, com a ajuda de dados experimentais, desenvolver relações de engenharia para prever o aquecimento aerodinâmico. Métodos básicos de engenharia, nos quais o veículo é dividido em regiões de escoamento local gerenciáveis, constituem a abordagem adotada em projetos de veículos hipersônicos (e.g., Space Shuttle).

Analisando-se os resultados obtidos, percebe-se que o fluxo de calor é inversamente proporcional ao raio de curvatura do corpo rombudo no bordo de ataque do veículo aeroespacial. Assim, para mesmas condições de voo (altitude de 23 km e velocidade correspondente a número de Mach 5,8), o fluxo de calor no ponto de estagnação do bordo de ataque de um veículo com raio de 2,54 mm é aproximadamente 10 vezes superior ao fluxo de calor em um veículo com raio de 279 mm.

Iniciado em 1961, o PEB – Programa Espacial Brasileiro permitiu dotar o país de infraestrutura para fabricação de foguetes, satélites e outros veículos espaciais (e.g., plataforma SARA), além da implantação de bases de lançamento (CLBI e CLA), criação da AEB – Agência Espacial Brasileira, de instituições de pesquisa (INPE, IAE) e da formação de recursos humanos. Para conquistar autonomia de acesso ao espaço, o Brasil ainda tem de superar grandes desafios. Entre eles, a produção de materiais que combinem resistência mecânica, leveza e resistência ao aquecimento aerodinâmico. Neste sentido, os autores consideraram a possibilidade de inserir este trabalho como subsídio às discussões sobre o tema, contribuindo para evolução da pesquisa teórico-experimental, imprescindível ao desenvolvimento do PEB.

AGRADECIMENTOS

O presente trabalho foi realizado com apoio da Coordenação de Aperfeiçoamento de Pessoal de Nível Superior – Brasil (CAPES) – Código de Financiamento 001e com apoio do Programa de Cooperação Acadêmica em Defesa Nacional (PROCAD-DEFESA) processo nº 88881.387753/2019-01 (Projeto Desenvolvimento Nacionais em Propulsão Hipersônica Aspirada com foco no Acesso ao Espaço e Defesa); e do Conselho Nacional de Desenvolvimento Científico e Tecnológico – CNPq, do Fundo

Nacional de Desenvolvimento Científico e Tecnológico – FNDCT; e do Ministério da Ciência, Tecnologia e Inovações – MCTI processo nº 405558/2022-8 (Projeto Aero-Termo-Estrutural de um Demonstrador da Combustão Supersônica). O Programa de Pós-Graduação em Ciências e Tecnologias (PG-CTE), do ITA concedeu bolsa de doutorado da CAPES (processo nº 88887.827926/2023-00) ao segundo autor. O CNPq processo nº 405558/2022-8 concedeu bolsa de pesquisa ao terceiro autor (350580/2024-3). Os autores também agradecem à Universidade do Vale do Paraíba (UNIVAP), à Universidade Federal do Rio Grande do Norte (UFRN) e ao Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA), pela infraestrutura disponibilizada e pelo apoio à realização das discussões sobre possíveis aplicações dos resultados deste trabalho à pesquisa em propulsão hipersônica aspirada.

REFERÊNCIAS

- [1] Morgenstern Jr., Algacyr e Moraes Jr., Paulo (2000) Aerodynamic characteristics of a recoverable orbital platform at high-speed flows. I Congresso Nacional de Engenharia Mecânica. (CONEM). Artigo IC8718.
- [2] Toro, P. G. P.; Minucci, M. A. S.; Ramos, A. G.; Chanes Jr., J. B. (2004) Experimental Investigation of the Re-entry Vehicle in Hypersonic Flow. III Congresso Brasileiro de Engenharia Mecânica (CONEM).
- [3] Allen H. J. (1958) Hypersonic Flight and the Re-Entry Problem: The Twenty-First Wright Brothers Lecture. *Journal of the Aerospace Sciences* 25(4):217–227.
- [4] Eckert E. R. G. (1955) Engineering relations for friction and heat transfer to surfaces in high velocity flow. *Journal of the Aeronautical Sciences* 22(8): 585–587.
- [5] Van Driest E. R. (1956) The problem of aerodynamic heating, *Aeronautical Engineering Review* 15(10):26-41.
- [6] Lees L. (1956) Laminar Heat Transfer Over Blunt-Nosed Bodies at Hypersonic Flight Speeds. *Journal of Jet Propulsion* 26(4):259–269.
- [7] Fay J. A. and Riddell F. R. (1958) Theory of stagnation point heat transfer in dissociated air. *Journal of the Aeronautical Sciences* 25(2):73–85.
- [8] Odam J, Neely A., Stewart B., Boyce R. (2005) Heating analysis of a generic scramjet. Paper presented at: AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference, Capua, Italy.
- [9] Scigliano R., Pezzella G., Marini M., Di Benedetto S., Steelant J. (2016) Aerothermal Design of the Hexafly-int Glider. Paper presented at: AIAA SPACE 2016, Long Beach, California.
- [10] Anderson Jr. J. D. (2003) *Modern Compressible Flow: with Historical Perspective*. McGraw-Hill series in Aeronautical and Aerospace Engineering, Boston.

[11] U. S. Standard Atmosphere. NASA TM-X 74335. National Oceanic and Atmospheric Administration, National Aeronautics and Space Administration and United States Air Force. 1976.