



# **SIMULAÇÃO NUMÉRICA DE ESCOAMENTO TRIDIMENSIONAL HIPERSÔNICO DE PLASMA SOBRE CONFIGURAÇÕES AEROESPACIAS COMPLEXAS**

**Farney Coutinho Moreira**  
**farney.coutinho@gmail.com**  
**AEDB/UNICAMP**

**Resumo:** O PRESENTE TRABALHO TEM POR OBJETIVO IMPLEMENTAR UMA FERRAMENTA NUMÉRICA COMPUTACIONAL CAPAZ DE SIMULAR ESCOAMENTOS TRIDIMENSIONAIS HIPERSÔNICOS SOBRE VEÍCULOS AEROESPACIAIS COMPLEXOS DURANTE O PROCEDIMENTO DE REENTRADA NA ATMOSFERA TERRESTRE. EM VIRTUDE DAS ELEVADAS TEMPERATURAS DAS QUAIS ESTES ESCOAMENTOS SÃO SUBMETIDOS, EFEITOS DE REAÇÕES QUÍMICAS DE DISSOCIAÇÃO E IONIZAÇÃO SÃO CONSIDERADOS PARA SIMULAR O ESCOAMENTO DE PLASMA.

**Palavras Chave:** CFD - PLASMA - REENTRADA - SIMULAÇÃO - AEROESPACIAL



## 1 INTRODUÇÃO

A humanidade sempre demonstrou interesse e fascinação por observar e compreender o céu, os astros e estrelas que circundam nossa galáxia e o universo. A busca incessante por compreender a origem da existência humana e sobretudo do universo, levou o homem a olhar para o céu buscando respostas não somente para estas perguntas, mas também abrindo possibilidades para uma infinidade de novos questionamentos como a existência de vida fora do planeta Terra, e até mesmo a possibilidade de colonização de planetas em nosso sistema solar.

Para tornar possível a realização de estudos e experimentos, sobretudo o desejo de exploração espacial e conquistas de novos planetas, faz-se necessário o desenvolvimento de um veículo apto a percorrer distâncias astronômicas da magnitude de alguns anos-luz<sup>1</sup>, e portanto se mover em velocidades hipersônicas. Este veículo também deve ser capaz de transportar objetos e pessoas além dos limites da atmosfera terrestre.

O foguete foi a alternativa encontrada pela humanidade para concretizar os objetivos de exploração espacial. Não há registros precisos que datam da origem dos foguetes, mas em meados do século III a.C., os chineses já utilizavam uma mistura de salitre, enxofre e carvão, uma mistura atualmente conhecida como pólvora, como combustível sólido dentro de tubos de bambu para realizar o lançamento destes projéteis em direção ascendente durante a realização de algumas cerimônias festivas e religiosas.

Em 1903, o russo Konstantin Tsiolkovsky publicou seu trabalho mais completo e revolucionário (TSIOLKOVSKY, 1903) sobre tecnologias de propulsão de foguete. Tsiolkovsky não só defendia a ideia do uso de propulsão foguete para atingir a exploração espacial, como também calculava em seu trabalho, a velocidade de escape necessária para que um foguete pudesse superar a aceleração da gravidade do planeta Terra e entrar em órbita espacial. Além disso, ele também defendia o uso do hidrogênio e do oxigênio líquidos como propelentes, para o desenvolvimento de veículos espaciais compostos por múltiplos estágios de queima.

### 1.1 A CORRIDA ESPACIAL

Com o fim da Segunda Guerra Mundial, deu-se início a uma corrida armamentista entre a então União Soviética, e os Estados Unidos, que capturaram tanto tecnologias quanto recrutaram especialistas em foguetes da Alemanha. Posteriormente, esta corrida armamentista se tornaria o início de uma corrida espacial travada entre a antiga União Soviética, e os Estados Unidos. Nos primeiros anos, esta corrida espacial propiciou um aumento significativo nos avanços com educação e pesquisa em ambos os países, trazendo tecnologias que beneficiaram diversas áreas em prol da população.

Dentre os esforços envolvidos nesta competição para atingir a supremacia aeroespacial, pode-se considerar que a União Soviética inicia a corrida espacial dando o primeiro passo em 4 de outubro de 1957 com o lançamento do primeiro satélite artificial denominado Sputnik I (WINTER; MELLO, 1999). Este satélite orbitava a Terra com período de 96 minutos e possuía trajetória orbital com perigeu de 230 km e apogeu de 940 km. Além disso, o satélite artificial era equipado com um emissor de radiofrequência capaz de transmitir um sinal "beep" que podia ser sintonizado por qualquer radioamador situado aqui na Terra (ABADZIS, 2014). Uma foto do satélite Sputnik I sendo manipulado por um técnico é apresentada na Figura 1.

Após apenas um mês do lançamento do Sputnik I, a União Soviética realiza um considerável avanço e lança um segundo satélite, o Sputnik II, desta vez embarcado com o primeiro ser vivo lançado ao espaço, uma cadela. Laika, como foi batizada pelos pesquisadores, morreu precocemente entre cinco e sete horas depois do lançamento em virtude de uma possível falha no sistema de controle térmico da nave adicionado ao elevado estresse ao qual foi submetida (ABADZIS, 2014).

Após inúmeras missões de voos ao redor da órbita lunar, finalmente em 20 de Julho de 1969 os Estados Unidos da América realizam com sucesso a primeira alunissagem de um ser humano em superfície lunar. A tripulação da missão Apollo 11 era composta por três astronautas: Neil Alden Armstrong Comandante, Buzz Aldrin Piloto do módulo

<sup>1</sup>Ano-luz é a distância que a luz percorre no vácuo com velocidade de aproximadamente  $3 \times 10^8$  m/s em um período de um ano. A medida geralmente é usada para mensurar distâncias de estrelas e outras distâncias de escala interestelar.



Figura 1: Sputnik I: O primeiro satélite artificial a circundar a órbita terrestre.

lunar e Michael Collins Piloto do módulo de comando (CROWDER; MOOTE, 1969). O primeiro ser humano a pisar em solo lunar foi o comandante Neil Alden Armstrong, que ao realizar este feito inédito consagrou a famosa frase:

*“Um pequeno passo para um homem, um salto gigante para a humanidade.”*  
(Neil Armstrong)

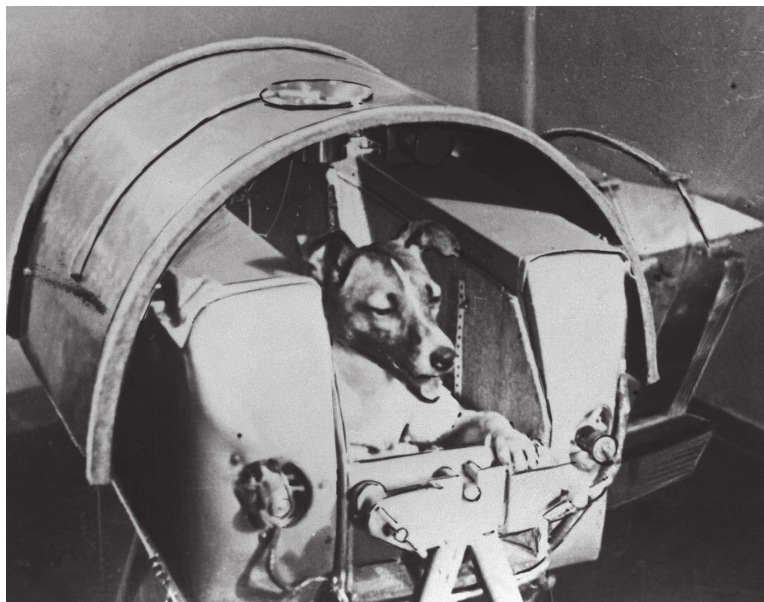


Figura 2: Laika: O primeiro ser vivo enviado ao espaço.

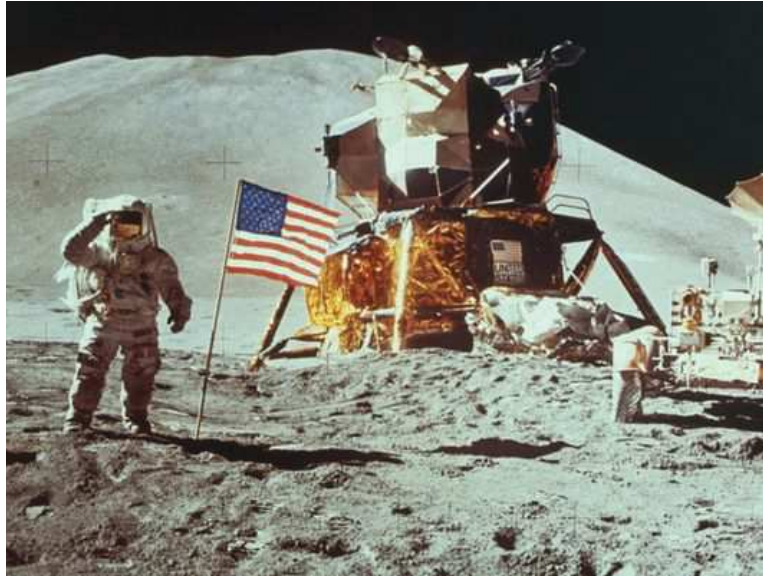


Figura 3: O astronauta Neil Alden Armstrong em sua primeira caminhada na superfície lunar em 20 de Julho de 1969.

## 1.2 MOTIVAÇÃO

A reentrada atmosférica é a fase final da trajetória espacial de uma espaçonave que tenha orbitado um planeta, realizado uma missão espacial ou até mesmo de um satélite após o término de sua vida útil. É a parte mais crítica que envolve uma missão espacial, sobretudo quando envolve a vida dos astronautas de uma missão tripulada. Veículos espaciais quando submetidos em condições de reentrada atmosférica, seja terrestre ou de qualquer outro planeta, são expostos a condições aerodinâmicas extremamente severas. Conforme Lucas Cavicchiolo (2017) discute em seu trabalho, é imprescindível o esforço no domínio do conhecimento das cargas aerodinâmicas sobre o corpo de veículo para o correto controle e integridade do veículo não somente na fase de reentrada atmosférica, mas também no voo ascendente, suborbital, bem como na recuperação de objetos como satélites reutilizáveis.

Ao reentrarem na atmosfera de um planeta em velocidades hipersônicas, veículos espaciais e satélites de reentrada, são submetidos a uma desaceleração devido a resistência ao deslocamento do veículo provocada pela atmosfera deste planeta. Neste processo de desaceleração, há uma conversão de energia cinética em energia térmica da ordem de magnitude de  $MW/m^2$  provocando um aumento expressivo da temperatura da parede externa do veículo. Caso este aumento de temperatura não seja devidamente calculado e isolado com a utilização de uma proteção térmica com material apropriado, os ocupantes da cápsula sofrerão danos letais. Em Fevereiro do ano de 2003, durante a fase de reentrada do ônibus espacial COLUMBIA na atmosfera terrestre após 16 dias de missão no espaço, um trágico acidente ocorreu desintegrando a espaçonave e matando os sete astronautas que estavam a bordo. O acidente ocorreu em virtude de uma falha no sistema de proteção térmica da espaçonave (STARBUCK; FARJOUN, 2009).

O estudo de escoamentos hipersônicos sobre configurações aerospaciais complexas é uma das linhas de pesquisa que vem sendo estudadas e desenvolvida no LFC sob supervisão e orientação do Pesquisador Doutor João Luiz Filgueiras de Azevedo. Desde o trabalho de mestrado de Leonardo Scalabrin 2002, vários outros pesquisadores do LFC vem aperfeiçoando uma ferramenta computacional de simulação tridimensional, agregando capacidades e realizando testes de validação destas ferramentas. O próprio autor, em seu trabalho de mestrado fez sua contribuição implementando métodos numéricos de separação de vetores de fluxo (em inglês: Flux Vector Splitting) e realizando simulações numéricas de escoamentos hipersônicos sobre configurações aeroespaciais complexas (MOREIRA, 2007). No mesmo trabalho de mestrado, o autor considerou o escoamento em equilíbrio termoquímico, ou seja, adota-se a hipótese de um escoamento suficientemente frio ao ponto de ainda não ocorrerem efeitos de dissociação nem tão pouco ionização dos elementos químicos que compõem a atmosfera da qual estamos realizando a simulação de reentrada atmosférica. O presente projeto é um trabalho de continuação da pesquisa de mestrado do próprio autor (MOREIRA, 2007) e da tese de Doutorado do pesquisador Leonardo Scalabrin (SCALABRIN, 2007).

### 1.2.1 Programa Espacial Brasileiro

O Brasil começou a desenvolver um programa espacial em 1961, ainda sob o impacto do êxito dos Estados Unidos em colocar um homem na Lua. Em 1997, o Brasil ingressa no Programa da Estação Espacial Internacional (ISS) e ocorre o voo inaugural do veículo de sondagem (VS-30). Embora sem lograr êxito, o Brasil também efetua o lançamento do primeiro Veículo Lançador de Satélites (VLS-1), lançado a partir do Centro de Lançamento de Alcântara. As primeiras duas tentativas de lançar um VLS (1997 e 1999) fracassaram sem causar vítimas. Em 22 de agosto de 2003, um acidente destruiu no solo o foguete VLS-1 V03, que estava sendo preparado para lançamento, causando a morte de 21 técnicos.

O VLS é um veículo lançador de satélites que utiliza motores-foguete carregados com propelente sólido do tipo composite (perclorato de amônio, alumínio em pó e polibutadieno) em todos os estágios, com capacidade para colocar satélites de até 350kg em órbitas baixas que variam de 250 a 1000 km e com várias possibilidades de inclinações quando lançado do Centro de Lançamento de Alcântara (CLA). Na Figura 4 podemos observar uma foto do momento de lançamento do VLS-1 da base de lançamento de Alcântara/MA.



Figura 4: Lançamento do VLS-1 da base de lançamento de Alcântara/MA.

Outro projeto aeroespacial brasileiro, tem por objetivo o desenvolvimento de uma plataforma espacial para experimentos em ambiente de microgravidade, denominada Satélite de Reentrada Atmosférica (SARA), destinada a operar em órbita baixa, circular, a 300 km de altitude, por um período máximo de 10 dias. O projeto SARA encontra-se em fase de desenvolvimento, e seus subsistemas serão verificados em um voo suborbital. Esta fase de desenvolvimento de subsistemas, denominada Sara Suborbital, deverá testar em voo o subsistema de recuperação, o subsistema de redes elétricas e o módulo de experimentação (FILHO; COSTA, 2008). O Sara Suborbital consiste em um veículo de 350 kg, a ser lançado através de um veículo de sondagem VS-40 modificado, a partir do Centro de Lançamento de Alcântara (MA), com a finalidade de realizar experimentos de microgravidade e posteriormente o satélite executa uma manobra de reentrada na atmosfera do planeta Terra, sendo recuperado e reutilizado em missões futuras sem a necessidade de retrabalho, reduzindo consideravelmente os custos envolvidos em missões desta natureza. De forma a reduzir ainda mais os custos envolvidos e minimizar o tempo de desenvolvimento do projeto SARA, serão utilizadas tecnologias de lançamento já existentes no Brasil, sendo elas tanto o veículo lançador de satélites (VLS) quanto o veículo lançador de microsátélites (VLM) (SCHULZ; SUAREZ, 2003). Figura 5 apresenta uma vista explodida do Satélite de Reentrada Atmosférica SARA Suborbital com seus subsistemas, e na Figura 6, pode-se observar uma foto real do satélite de reentrada atmosférica (SARA) desenvolvido e construído pelo Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE).



Figura 5: Vista explodida do satélite SARA suborbital e seus subsistemas internos.

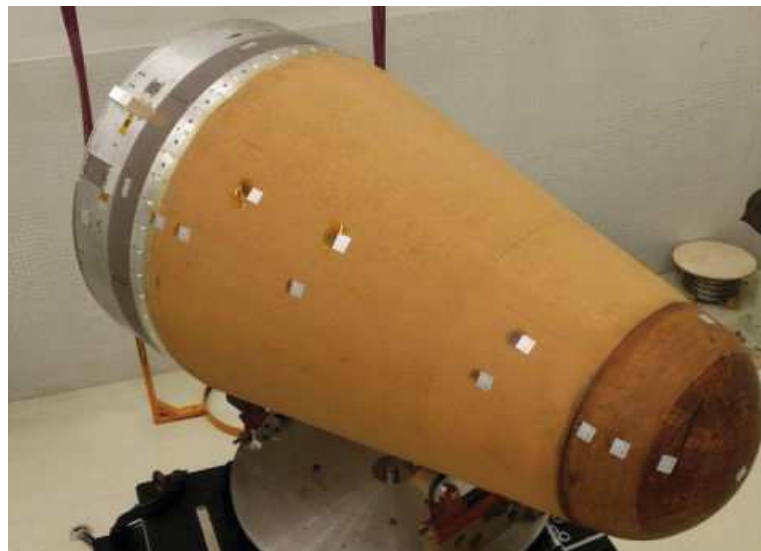


Figura 6: Satélite de Reentrada Atmosférica (SARA) desenvolvido pelo Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE).

### 1.3 OBJETIVO

O objetivo do presente projeto de pesquisa é estudar o comportamento de escoamentos hipersônicos em não-equilíbrio termoquímico e prever a intensidade do fluxo de calor sobre a superfície de configurações aeroespaciais complexas como cápsulas, veículos lançadores e satélites de reentrada atmosférica. Esta capacidade é imprescindível para o avanço e sucesso do programa espacial brasileiro, principalmente no que diz respeito a fase de reentrada atmosférica destes veículos espaciais.

O ineditismo desta pesquisa concentra esforços em obter resultados para o perfil de fluxo de calor na parede externa destes veículos do programa espacial brasileiro, utilizando-se para tal uma abordagem de escoamento em não-equilíbrio termoquímico, o que possibilitará a obtenção de resultados mais precisos na fase mais crítica de uma missão espacial, a reentrada.

## 2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

A reentrada atmosférica sempre foi o maior desafio técnico da engenharia aeroespacial inerente a exploração do espaço. Tipicamente, espaçonaves e satélites que realizam manobras de reentrada, o fazem com velocidade da ordem de 10 km/s atingindo um número de  $Mach^2$  superior a 20. Ao iniciarem o procedimento de reentrada atmosférica com altitudes superiores a 100 km, a espaçonave e a tripulação ainda não são submetidos a grandes dificuldades, pois a atmosfera é extremamente rarefeita e o atrito é praticamente inexistente. A medida que a altitude diminui no procedimento de descida, a atmosfera se torna mais densa, a velocidade ainda é hipersônica, e portanto, estes veículos espaciais e satélites de reentrada possuem uma grande quantidade de energia cinética e potencial armazenados. Para que seja possível realizar o pouso com segurança na superfície do planeta Terra ou até mesmo de outro planeta que possua uma atmosfera densa, é necessário desacelerar o veículo, e neste processo de desaceleração e redução de altitude ocorre uma transformação de energia cinética e potencial em energia térmica.

### 2.1 O DESIGN DAS CÁPSULAS DE REENTRADA

O design de veículos hipersônicos sofreu constantes modificações em sua forma geométrica para possibilitar o menor fluxo térmico possível na superfície deste veículo. Harry Julian Allen, também conhecido como Harvey Allen, era engenheiro aeronáutico e diretor do Centro de Pesquisas Ames da NASA, foi pioneiro e desenvolveu o conceito de corpo rombudo, que possibilitou os projetos de proteção térmica usados para as cápsulas espaciais MERCURY, GEMINI e APOLLO.

As cápsulas de reentrada atmosférica possuem alguns dispositivos auxiliares para realização do pouso tanto em superfície sólida quanto na água. Além do fundo protetor térmico composto basicamente de pastilhas de cerâmica, estes veículos ao atingirem uma determinada altitude da superfície de um planeta, fazem uso de um conjunto de paraquedas que auxiliam na redução de velocidade de descida por meio do arrasto provocado por estes paraquedas na atmosfera, agora densa, devido a baixa altitude. Alguns metros antes de tocar o solo ou a água, estas cápsulas também dispõem de *air bags* infláveis que amortecem grande parte do impacto final da cápsula, protegendo a integridade dos astronautas em missões tripuladas e dos equipamentos embarcados em missões não tripuladas. A Figura 7 apresenta um desenho esquemático típico de uma cápsula de reentrada atmosférica com os dispositivos de proteção térmica, os paraquedas e os *air bags* infláveis.

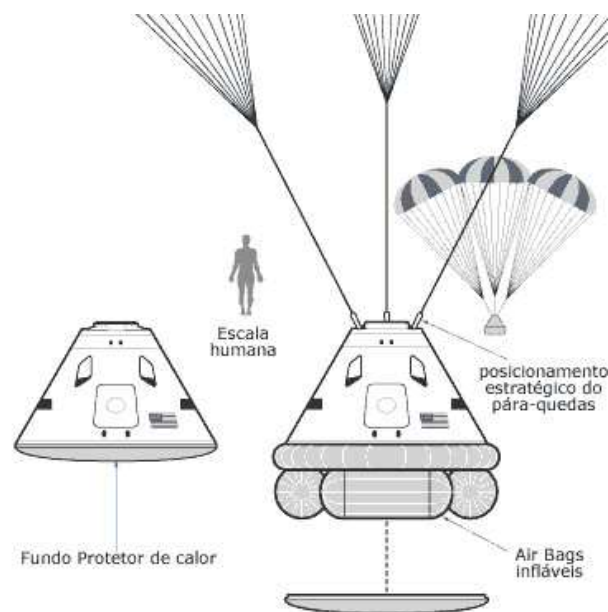


Figura 7: Evolução da geometria das cápsulas de Reentrada Atmosférica.

<sup>2</sup>Número de Mach é a relação entre a velocidade do escoamento e a velocidade de propagação do som.

## 2.2 OS EFEITOS DA ALTITUDE

Durante o procedimento de reentrada de uma cápsula na atmosfera de um planeta, o veículo é submetido a três regimes distintos de escoamento que variam em função da densidade do fluido, e portanto, da altitude que o veículo se encontra na atmosfera deste planeta.

O parâmetro adimensional que define a classificação do regime de escoamento quanto a densidade do fluido é denominado de número de *Knudsen* ( $Kn$ ). A Figura 8 a seguir, apresenta a classificação do regime de escoamento em função do número de *Knudsen* e a respectiva equação matemática capaz de descrever corretamente os fenômenos físicos associados ao regime de escoamento (CHEN; PFENDER, 1983).

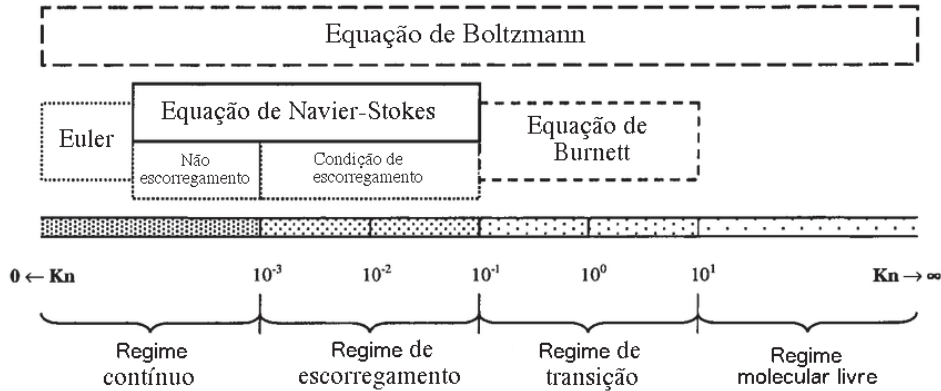


Figura 8: Classificação do regime de escoamento em função do número de Knudsen.

## 2.3 OS EFEITOS DA TEMPERATURA

A maior parte da energia térmica gerada no processo de desaceleração durante a reentrada, é dissipada por convecção na atmosfera. Entretanto, uma parcela substancial desta energia térmica afeta diretamente o veículo espacial. Em função da geometria externa em formato rombudo do veículo e da velocidade hipersônica de reentrada, haverá formação de uma onda de choque normal destacada à frente do corpo, e a temperatura após esta onda de choque será extremamente elevada. Esta região de temperaturas extremas, localizada entre a onda de choque destacada e a superfície frontal do veículo é definida na literatura como camada de choque (LIEPMANN; NARASIMHA; CHAHINE, 1962), e está representada na Figura 9. O calor localizado nesta região, será transmitido para fuselagem da espaçonave através de fluxo térmico de radiação e de convecção.

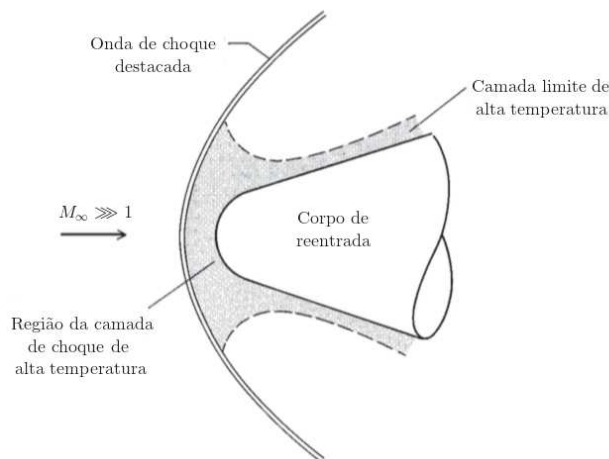


Figura 9: Ilustração de uma camada de choque gerada por escoamento hipersônico sobre um corpo rombudo.



### 3 FORMULAÇÃO TEÓRICA

A formulação teórica da física que descreve fenômenos de transporte de um fluido em termos das variáveis macroscópicas e considerando a Mecânica de escoamento contínuo, desconsiderando os efeitos da microestrutura atômica dos fluidos, utiliza-se de um sistema de equações diferenciais para descrever as conservações de massa, quantidade de movimento e energia. As duas principais equações mais difundidas na literatura e pela comunidade que estuda o comportamento de fluidos nestas condições são as equações de Euler e as equações de Navier-Stokes (KATO; PONCE, 1988).

O sistema de equações de conservação com produção de termo fonte, reações químicas, dissociação e ionização sob não equilíbrio termodinâmico, escrito em coordenadas tridimensionais utilizado para modelar fisicamente o escoamento no presente projeto de pesquisa pode ser escrito conforme a seguir:

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial(E - E_v)}{\partial x} + \frac{\partial(F - F_v)}{\partial y} + \frac{\partial(G - G_v)}{\partial z} = S_{cv}, \quad (1)$$

Onde  $Q$  representa o vetor de variáveis conservadas, definido como:

$$Q = [\rho_1 \dots \rho_{n_s} \quad \rho u \quad \rho v \quad \rho w \quad e \quad e_{ve}]^T, \quad (2)$$

No vetor de variáveis conservadas, os termos  $\rho_1, \dots, \rho_{n_s}$  representam as densidades de cada uma das espécies químicas presentes. As componentes de velocidade macroscópica do escoamento são representadas por  $u, v$  e  $w$ . A energia total por unidade de volume é descrita por  $e$  e a energia vibracional-eletrônica por unidade de volume da mistura é representada por  $e_{ve}$ . As componentes na direção  $x$  dos termos de fluxo não-viscosos ( $E$ ) e viscosos ( $E_v$ ) são definidos a seguir:

$$E = \begin{Bmatrix} \rho_1 u \\ \vdots \\ \rho_{n_s} u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ \rho uw \\ (e + p)u \\ e_{ve} u \end{Bmatrix} \quad \text{e} \quad E_v = \begin{Bmatrix} -J_{x,1} \\ \vdots \\ -J_{x,n_s} \\ \tau_{xx} \\ \tau_{xy} \\ \tau_{xz} \\ \tau_{xx}u + \tau_{xy}v + \tau_{xz}w - (q_{tr,x} + q_{ve,x}) - \sum(J_{x,s}h_s) \\ -q_{ve,x} - \sum(J_{x,s}e_{ve,s}) \end{Bmatrix}, \quad (3)$$

No vetor de fluxo não viscoso ( $E$ ), a variável  $p$  representa a pressão escalar da mistura. No vetor de fluxo viscoso ( $E_v$ ), o fluxo de difusão da espécie química na direção  $x$  é representado por  $J_{x,s}$ , as componentes do tensor de tensões viscosas são definidas por  $\tau_{xx}, \tau_{xy}$  e  $\tau_{xz}$ .  $q_{tr,x}$  representa a componente do fluxo térmico proveniente da energia translacional-rotacional na direção  $x$  e  $q_{ve,x}$  representa a componente do fluxo térmico proveniente da energia vibracional-eletrônica na direção  $x$  e  $h_s$  representa a entalpia da espécie química. De forma similar, as componentes dos vetores de fluxo viscosos e não viscosos nas direções  $y$  e  $z$  respectivamente são igualmente definidas.

O vetor representativo do termo fonte  $S_{cv}$  é definido conforme a seguir:

$$S_{cv} = \begin{Bmatrix} \dot{w}_1 \\ \vdots \\ \dot{w}_{n_s} \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ \dot{w}_v \end{Bmatrix}, \quad (4)$$

onde  $\dot{w}_v$  é o termo fonte de energia vibracional, e  $\dot{w}_1, \dots, \dot{w}_{n_s}$  é a razão de produção de massa da espécie  $s$  devido as reações químicas  $r$ , definida como:

$$\dot{w}_s = M_s \sum_r \dot{w}_{sr} \quad (5)$$

sendo  $M_s$  o peso molecular da espécie  $s$  e a taxa de produção  $\dot{w}_{sr}$  de cada uma das espécies  $s$  na reação química  $r$  será calculada utilizando um modelo de cinética química.

## 4 FORMULAÇÃO NUMÉRICA

### 4.1 DISCRETIZAÇÃO ESPACIAL

A discretização espacial do domínio físico é realizada utilizando o método de volumes finitos, no qual o espaço é subdividido em pequenos volumes, e os valores médios das propriedades são atribuídos ao centróide de cada um destes volumes, e o fluxo de propriedades é realizado através das faces destes volumes. A formulação do método é obtida através da integração das equações governantes em um volume finito. Aplicando o teorema de Gauss para cada um destes volumes finitos, temos:

$$\int_{V_i} \frac{\partial \bar{Q}}{\partial t} + \int_{S_i} [\vec{P}_e - \vec{P}_v] \cdot d\vec{S} - S_{cv} = 0 \quad , \quad (6)$$

onde  $d\vec{S}$  é o vetor área com orientação normal a face,  $S_{cv}$  é o termo fonte de química e o vetor de fluxo  $\vec{P}$  é definido como:

$$\vec{P} = \vec{P}_e - \vec{P}_v = (\bar{E} - \bar{E}_v)\vec{i}_x + (\bar{F} - \bar{F}_v)\vec{i}_y + (\bar{G} - \bar{G}_v)\vec{i}_z \quad , \quad (7)$$

sendo  $\bar{E}$ ,  $\bar{F}$  e  $\bar{G}$  os vetores de fluxo não viscosos, e  $\bar{E}_v$ ,  $\bar{F}_v$  e  $\bar{G}_v$  os vetores de fluxo viscosos. O valor discreto do vetor de variáveis conservadas  $\bar{Q}$  para cada volume de controle  $i$ , é definido como o valor médio da variável conservada neste volume, conforme segue:

$$\bar{Q}_i = \frac{1}{V_i} \int_{V_i} \bar{Q} dV_i \quad , \quad (8)$$

Desta forma, assumindo um domínio computacional estacionário, podemos escrever a formulação numérica do método de volumes finitos aplicado às equações de conservação discretizadas nos volumes de controle como:

$$\frac{\partial \bar{Q}_i}{\partial t} = -\frac{1}{V_i} \sum_{k=1}^{nf} [\vec{P}_e - \vec{P}_v] \cdot \vec{S}_k + S_{cv} \quad . \quad (9)$$

onde  $nf$  é o número de faces que compõem o volume de controle  $i$ . O código numérico é capaz de tratar malhas computacionais compostas por tetraedros, hexaedros, prisma de base triangular, pirâmide de base quadrada ou uma malha composta por um misto destas figuras geométricas tridimensionais.

### 4.2 DISCRETIZAÇÃO TEMPORAL

O sistema de equações de Navier-Stokes com inclusão de termos fonte com reações químicas, utilizado para resolver numericamente problemas de escoamentos hipersônicos com elevada temperatura tipicamente encontrado em condições de reentrada atmosférica, ao serem abordados com métodos explícitos de marcha no tempo, apresentam problemas de instabilidade que dificultam a convergência numérica do método, ou para atingir a convergência, fazem com que o passo no tempo seja tão pequeno que inviabilizem a obtenção do resultado em um tempo de simulação aceitável (HIRSCH, 2007).

Uma alternativa para contornar este tipo de problema, que em inglês costuma-se denominar de problema de sistema *stiff*, consiste em utilizarmos um método implícito para o passo no tempo das equações, tornando o método mais eficiente e mais robusto quanto a problemas de instabilidade, além de permitir um passo no tempo maior do que em métodos explícitos.

$$\frac{V_{cl}}{\Delta t} \Delta Q_{cl}^n = \left[ -\sum_{k=1}^{nf} (F_{e,k} - F_{v,k}) s_k + V_{cl} S_{cv} \right]^{n+1} = R^{n+1} \quad , \quad (10)$$

onde  $F_{e,k}$  representa o vetor de fluxo não viscoso,  $F_{v,k}$  representa o vetor de fluxo viscoso,  $R^{n+1}$  representa o operador de resíduo da solução numérica no próximo passo de tempo  $n + 1$ ,  $S_{cv}$  é o operador de termo fonte,  $V_{cl}$  é o volume da célula do estado imediatamente à esquerda da face  $k$  e  $\Delta Q_{cl}^n$  consiste no delta de propriedade do estado imediatamente à esquerda da face  $k$  no instante de tempo  $n$  da simulação numérica.

O resíduo  $R^{n+1}$  pode ser linearizado para o instante de tempo anterior  $n$  da simulação numérica, de forma que o resíduo da Equação 10 possa ser reescrito como  $R^n$ .

## 5 RESULTADOS

Um modelo experimental da Apollo, é usado para avaliar o modelo de dinâmica de fluidos usado no código comparando os coeficientes aerodinâmicos calculados com os dados experimentais disponíveis.

Diversos estudos experimentais de fluxos hipersônicos foram realizados durante a década de 1960 para validar os modelos de engenharia usados no projeto da espaçonave Apollo. Um desses estudos foi realizado no túnel F do Centro de Desenvolvimento de Engenharia de Arnold (AEDC) durante 1966-1967 para um modelo escalonado do Módulo de Comando Apollo. Um dos principais objetivos deste estudo foi obter os coeficientes aerodinâmicos da espaçonave que são importantes para a análise da trajetória de reentrada. A Figura 10 a seguir apresenta um desenho da geometria da cápsula espacial APOLLO.

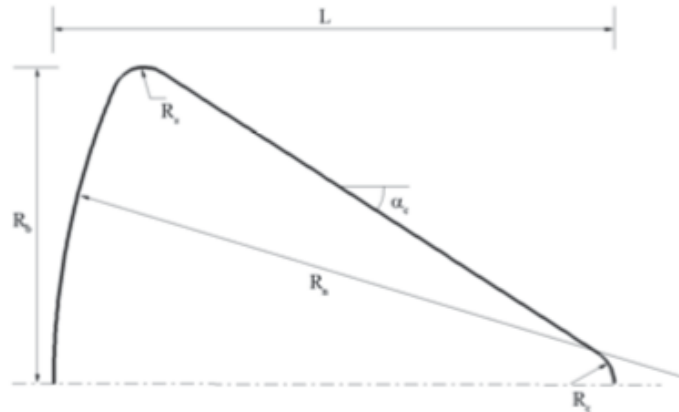


Figura 10: Modelo em escala com a geometria da Cápsula espacial APOLLO.

O raio do nariz,  $R_n$ , é 168,86 mm, o raio base,  $R_b$ , é 70,36 mm, o raio da tampa,  $R_c$ , é 8,37 mm, o raio do ombro,  $R_s$ , é 7,04 mm, o comprimento da cápsula,  $L$ , é 123,28 mm e o ângulo do cone,  $\alpha_c$ , é igual a 33 graus.

As condições de escoamento e temperatura da parede para as simulações numéricas são apresentadas na Tabela 5.1. Estes valores foram escolhidos para corresponder às condições do estudo experimental. A temperatura da parede é considerada constante e igual à temperatura ambiente porque cada teste durou apenas alguns milissegundos. As condições de fluxo livre são tais que nem reações químicas nem fortes efeitos térmicos de não-equilíbrio são observados no campo de fluxo. Este é um caso de teste muito bom para os cálculos de fluxos invíscidos e viscosos no código porque é um fluxo de número Mach muito alto, mas não apresenta outros fenômenos físicos complicados.

Gas	$M_\infty$	$T_\infty (K)$	$\rho_\infty (kg/m^3)$	$u_\infty (m/s)$
$N_2$	20.00	43.21	$7.817 \times 10^{-4}$	2680

As simulações foram realizadas usando uma malha computacional composta apenas por hexahedros porque os resultados numéricos são muito sensíveis ao alinhamento da onda de choque com o domínio de cálculo. A malha sobre o modelo em escala da APOLLO é composta por 93.600 volumes de controle e pode ser observada na Figura 11 a seguir.

Os contornos de temperatura no plano de inclinação em torno do modelo da espaçonave em um ângulo de ataque de 180 graus são mostrados na Figura 12. Esta figura mostra que a temperatura máxima que ocorre na frente da espaçonave é de cerca de 3000 K, o que não é suficiente para causar a dissociação do  $N_2$ . A figura também mostra as linhas de corrente ao redor da espaçonave, que indica uma pequena região de recirculação no ápice do modelo.

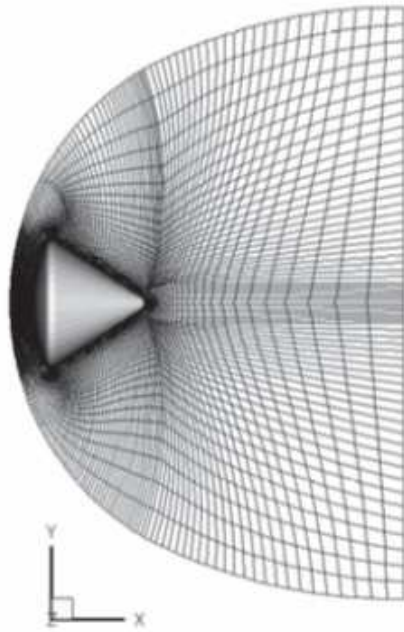


Figura 11: Domínio de cálculo utilizado nas simulações numéricas.

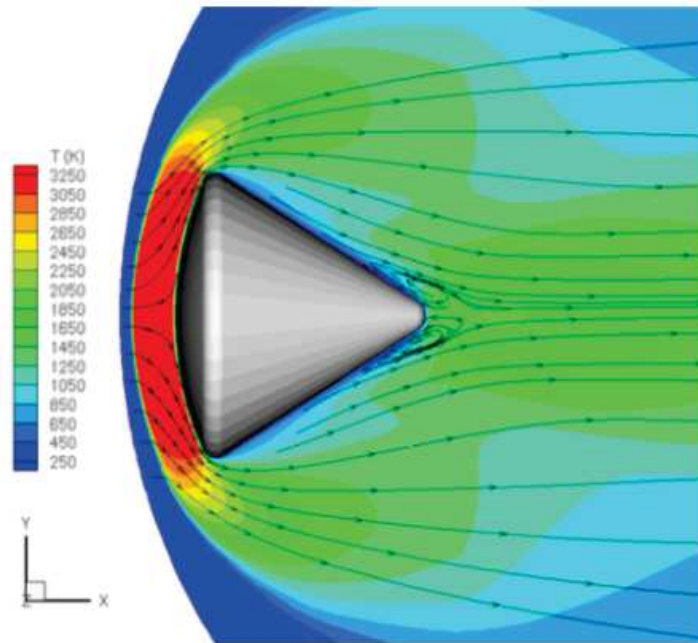


Figura 12: Contorno de temperatura sobre o veículo de reentrada atmosférica.

## 6 CONCLUSÃO

Este trabalho apresentou a formulação matemática e numérica empregada no desenvolvimento de um código multidimensional da Dinâmica dos Fluidos Computacional (CFD) para a simulação de fluxos hipersônicos fracamente ionizados em configurações termo-químicas de não-equilíbrio sobre entrada. O fluxo é modelado usando as equações de Navier-Stokes para o fluxo contínuo modificado para incluir não-equilíbrio termoquímico e ionização.

O conjunto de equações é resolvido numericamente usando técnicas modernas de CFD. O campo de fluxo é discretizado usando malhas não estruturadas feitas de qualquer mistura de quadriláteros e triângulos em duas dimensões ou hexaedros, tetraedros, prismas e pirâmides em três dimensões. As equações diferenciais parciais estão integradas usando a abordagem de volumes finitos.

As soluções numéricas obtidas estão em boa concordância com a topologia do escoamento real sobre o modelo em escala da cápsula de reentrada APOLLO, e os resultados finais incluindo a distribuição de coeficientes aerodinâmicos sobre a parede do veículo será parte integrante da versão final da pesquisa de Doutorado do autor, bem como o comparativo destes resultados com dados experimentais disponíveis para as configurações aeroespaciais relevantes.

## Referências

- ABADZIS, N. *Laika*. [S.l.]: First Second, 2014.
- CAVICCHIOLO, L.; OLIVEIRA, E. J. Estudo da dinâmica de reentrada de módulos espaciais. In: *XVII Encontro Latino Americano de PósGraduação*. [S.l.: s.n.], 2017.
- CHEN, X.; PFENDER, E. Effect of the knudsen number on heat transfer to a particle immersed into a thermal plasma. *Plasma chemistry and plasma processing*, Springer, v. 3, n. 1, p. 97–113, 1983.
- CROWDER, R.; MOOTE, J. Apollo entry aerodynamics. *Journal of Spacecraft and Rockets*, v. 6, n. 3, p. 302–307, 1969.
- FILHO, A. C. A.; COSTA, L. E. V. L. da. Estudo de concepção do módulo de experimentação do projeto sara suborbital. 2008.
- HIRSCH, C. *Numerical computation of internal and external flows: The fundamentals of computational fluid dynamics*. [S.l.]: Elsevier, 2007.
- KATO, T.; PONCE, G. Commutator estimates and the euler and navier-stokes equations. *Communications on Pure and Applied Mathematics*, Wiley Online Library, v. 41, n. 7, p. 891–907, 1988.
- LIEPMANN, H. W.; NARASIMHA, R.; CHAHINE, M. T. Structure of a plane shock layer. *The Physics of Fluids*, AIP, v. 5, n. 11, p. 1313–1324, 1962.
- MOREIRA, F. C. *On the behavior of upwind schemes applied to three-dimensional supersonic and hypersonic cold gas flow simulations of aerospace configurations*. Dissertação (Mestrado) — Instituto Tecnológico de Aeronáutica, Brasil. Ministério da Defesa. Comando-Geral de Tecnologia Aeroespacial, 2007.
- SCALABRIN, L. Numerical simulation of three-dimensional flows over aerospace configurations. *M. S. Thesis, Instituto Tecnol.*, v. 6, 2002.
- SCALABRIN, L. *Numerical simulation of weakly ionized hypersonic flow over reentry capsules*. Tese (Doutorado) — University of Michigan, 2007.
- SCHULZ, W.; SUAREZ, M. Otimização de procedimento de manobra para indução de reentrada de um satélite retornável. *Bulletin of the Astronomical Society of Brazil*, v. 23, p. 212–212, 2003.
- STARBUCK, W.; FARJOUN, M. *Organization at the limit: Lessons from the Columbia disaster*. [S.l.]: John Wiley & Sons, 2009.
- TSIOLKOVSKY, K. E. Exploration of the universe with reaction machines. *The Science Review*, v. 5, 1903.
- WINTER, O.; MELLO, C. O sputinik. *WINTER, OC; PRADO, AF BA A Conquista do Espaço: do Sputnik à Missão Centenário*, p. 11–36, 1999.