

Análise de um Veículo de Reentrada em Atmosfera Rarefeita

Ruan Ramon Penha dos Passos Pereira¹

Instituto de Aeronáutica e Espaço, São José dos Campos, Brasil

Rodrigo Cassineli Palharini²

Departamento de Ingeniería Mecánica, Universidad Técnica Federico Santa María, Santiago, Chile

Daniel Furlani de Aguiar³

Cayo Prado Fernandes Francisco⁴

Instituto de Aeronáutica e Espaço, São José dos Campos, Brasil

Ao longo de sua missão, veículos espaciais experimentam condições ambientais extremas especialmente durante a fase de reentrada atmosférica. Nesta etapa, o veículo é submetido a um escoamento de elevado número de Mach e altas temperaturas, sendo necessário o adequado projeto dos sistemas de proteção térmica visando assegurar a integridade de sua carga-útil. Dessa forma, a predição acurada das cargas aerodinâmicas impostas na superfície de um veículo espacial constitui um fator essencial para o projeto desses sistemas [4].

O presente trabalho utilizou o código *hy2Foam* para a investigação da distribuição de esforços aerodinâmicos em veículos espaciais. Implementado na plataforma livre OpenFOAM, o *hy2Foam* foi desenvolvido a partir de um modelo de duas temperaturas para a resolução de problemas que envolvam escoamentos reativos de alta velocidade [2].

Escolheu-se o veículo espacial de reentrada em Marte cuja geometria é descrita na referência [3]. Para a simulação numérica, utilizou-se um domínio axissimétrico composto por uma malha computacional com 142 mil elementos e refinamento próximo à onda de choque e à parede. Os casos estudados no presente trabalho estão descritos na Tabela 1 e foram escolhidos com base na disponibilidade de resultados experimentais na literatura.

A Figura 1 exhibe as soluções numéricas referentes às distribuições de número de Mach e temperatura em torno do veículo estudado. A partir dela é possível observar que o caso 2, mais rarefeito, apresenta a formação de uma onda de choque mais difusiva e mais a montante do veículo que no caso 3. Constatou-se a formação de um vórtice bem definido para o caso 3, enquanto no caso mais rarefeito não se observa a formação de tal vórtice. Este fato concorda com o previsto na referência [1] que descreve para problemas envolvendo escoamento com alto grau de rarefação a inexistência de vórtices a jusante do corpo.

Os resultados obtidos para fluxo de calor ao longo da superfície do veículo encontram-se dispostos na Figura 2. A partir dela, é possível inferir que as soluções obtidas na região frontal são comparáveis aos resultados experimentais e que as diferenças observadas são similares às dispostas para outras simulações como na referência [5].

Conclui-se que o presente trabalho exhibe, preliminarmente, a capacidade do código computacional *hy2Foam* em resolver o problema de reentrada de veículos em atmosfera rarefeita. Assim, em uma etapa mais avançada deste estudo, espera-se que o código possa ser utilizado para a predição de cargas aerodinâmicas em veículos espaciais brasileiros.

¹passos.ruan@gmail.com

²rodrigo.cassineli@usm.cl

³daniel.aguiar@aluno.univesp.br

⁴cayo.francisco@gmail.com

Tabela 1: Parâmetros do escoamento não perturbado dos casos estudados.

Caso	$\rho_\infty [kg/m^3]$	$V_\infty [m/s]$	$T_\infty [K]$	M_∞
2	5.19×10^{-5}	1502	14.0	19.7
3	4.67×10^{-4}	1633	15.0	20.6

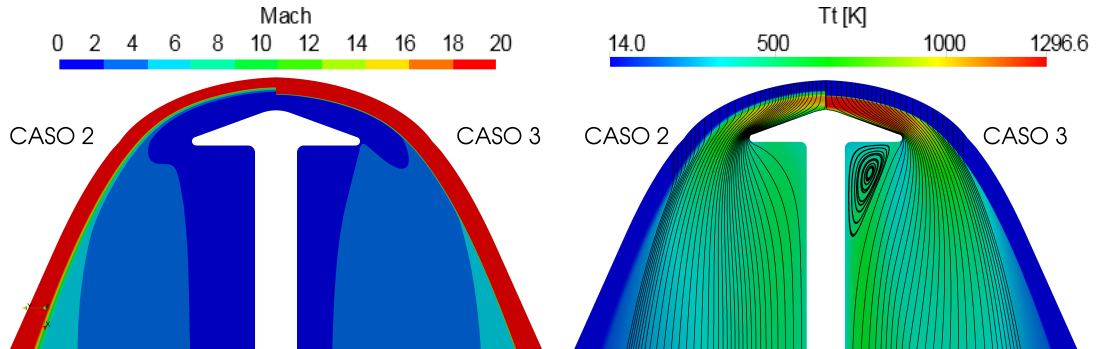


Figura 1: Distribuição de número de Mach (esquerda) e temperatura (direita).

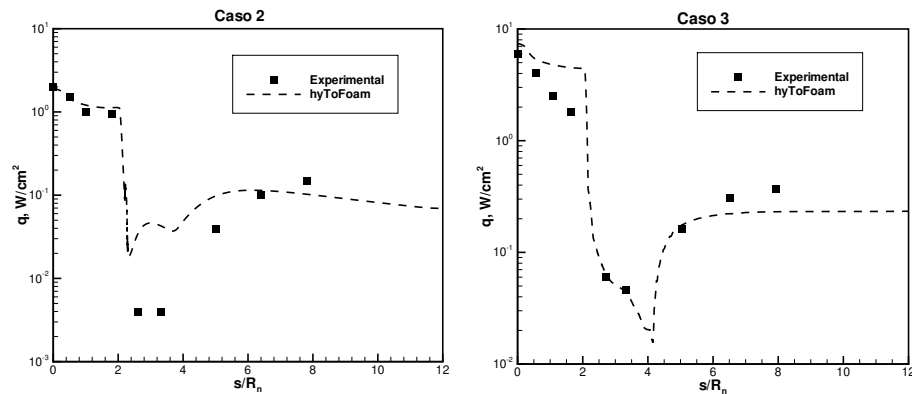


Figura 2: Fluxo de calor ao longo da superfície do veículo.

Referências

- [1] Bird, G. A., *Molecular Gas Dynamics and the Direct Simulation of Gas Flows*. Oxford Science Publications, 1994.
- [2] Casseau, V., Espinoza, D. E. R., Scanlon, T. J. Brown, R. E. A two-temperature open-source CFD model for hypersonic reacting flows, part two: multi-dimensional analysis, *Aerospace*, 2006.
- [3] Moss, J.N., Dogra, V.K. e Wilmoth, R.G. DSMC simulations of Mach 20 nitrogen flows about a 70 deg. blunted cone and its wake, *Nasa Technical Memorandum*, 1993.
- [4] Palharini, R.C., White, C., Scanlon, T.J., Brown, R.E., Borg, M.K. e Reese, J.M. Benchmark numerical simulations of rarefied non-reacting gas flows using an open-source DSMC code, *Computers and Fluids*, 2015.
- [5] Schwartzentruber, T.E., Scalabrin, L.C. e Boyd, I.D. Multiscale particle-continuum simulations of hypersonic flow over a planetary probe, *Journal of Spacecraft and Rockets*, volume 45, pages 1196–1206, 2008.