

# MECÂNICA DE VOO ESPACIAL - DEM 1119

## Aula 23

Prof. André Luís da Silva

### 1 Introdução

Tópicos da aula:

- Modelo aerodinâmico simplificado para simulação da dinâmica de translação de foguete.

Referência da aula [6]: TEWARI, A. Atmospheric and Space Flight Dynamics: Modelling and simulation with MATLAB and Simulink. Boston: Birkhauser, 2007. Seção **12.4.1**.

Nas aulas anteriores, iniciou-se o desenvolvimento de um modelo de simulação de voo de foguete, o qual possibilita representar voos de sondagem ou de lançamento orbital. Mais especificamente, na aula 21 foram desenvolvidas as equações do movimento, nas quais é necessário especificar a força aerodinâmica. Na sequência, na aula 22 foi apresentado um modelo atmosférico, o qual aproxima a variação vertical das variáveis termodinâmicas do ar atmosférico em altitudes de interesse do voo espacial (desde o nível médio do mar até a altitude de 2000 km).

O modelo atmosférico desenvolvido determina os perfis verticais de pressão, densidade e temperatura em uma condição de atmosfera padrão estacionária. Ele também modela diversos parâmetros adimensionais que são úteis para o cálculo de cargas aerodinâmicas e térmicas.

Agora, será apresentado um modelo aerodinâmico, o qual leva em conta os regimes de escoamento desde o subsônico até o hipersônico, bem como a densidade do ar desde o meio contínuo até o livre molecular. O modelo também leva em conta diversos regimes de turbulência, além da dependência com a temperatura e reações químicas na termosfera e exosfera.

### 2 Hipóteses sobre o Modelo Aerodinâmico

Em geral, os modelos aerodinâmicos envolvem o cálculo de três coeficientes de momento e três de força:

- Coeficientes de momento de rolamento, arfagem e guinada:  $C_l$ ,  $C_m$  e  $C_n$ ;
- Coeficientes de força de arrasto, sustentação e lateral:  $C_D$ ,  $C_L$  e  $C_Y$ .

Nesta disciplina, a modelagem de voo atmosférico é feita somente para foguetes. Além disso, apenas o movimento de translação é considerado.

Como a dinâmica de rotação não é tratada, **não é realizada a modelagem dos coeficientes de momento.**

Para avaliar os coeficientes de força, uma hipótese importante é tomada, a qual tem relação com aspectos operacionais e construtivos de foguetes:

- Foguetes são corpos otimizados para baixa razão estrutural. Deste modo, eles suportam baixos fatores de carga normais ou laterais. Por tal razão, voam com **baixo ângulo de ataque e derrapagem**, de modo que as **forças de sustentação e lateral sejam muito pequenas**, sendo **zeradas da modelagem**.

As hipóteses acima são coerentes para o escopo da disciplina, mas isso não significa que os coeficientes de momento, sustentação e força lateral não sejam importantes em foguetes. Os primeiros são necessários para a modelagem da dinâmica de rotação, que é necessária para o desenvolvimento dos controladores de atitude. Já os últimos são importantes para simular os fatores de carga normal e lateral e desenvolver controladores de ângulo de ataque e derrapagem.

A partir das limitações acima. Tem-se que, no modelo aerodinâmico aqui desenvolvido, **somente o coeficiente de arrasto é tratado**. Na modelagem do voo de foguete, o arrasto é importante para avaliar a perda de impulso de velocidade  $\Delta v$  que o foguete sofre na medida que vence a resistência atmosférica.

Estimar modelos de arrasto, no geral, é muito difícil. Como base, será utilizado o modelo apresentado na referência [6], capítulo 12, seção 12.4.1, que se aplica para uma cápsula de reentrada.

Para não se limitar ao modelo acima, é feita uma revisão bibliográfica sobre outros modelos aerodinâmicos de foguete na seção 4. Esta revisão é importante para realizar adaptações no modelo da referência [6].

### 3 Modelo de Arrasto de Capsula de Reentrada

O modelo da referência [6] é fornecido no exemplo 12.6, que trata do cálculo da trajetória de uma cápsula durante sua reentrada. É assumido que o veículo possui estabilidade estática, de modo que os ângulos de ataque e derrapagem permaneçam nulos.

Para esta condição de ângulos, o coeficiente de arrasto da cápsula é dado pela equação 1, tendo sido calculado para a área de referência da base da cápsula:  $S = 4m^2$ .

$$\begin{cases} C_D = C_{D_c} & Kn < 0,0146 \\ C_D = C_{D_{fm}} & Kn > 14,5 \\ C_D = C_{D_c} + (C_{D_{fm}} - C_{D_c}) \left( \frac{1}{3} \log_{10} \frac{Kn}{\sin 30^\circ} + 0,5113 \right) & 0,0146 \leq Kn \leq 14,5 \end{cases} \quad (1)$$

Na equação 1,  $Kn$  é o número de Knudsen, que é calculado para o comprimento de referência  $l_c = 0,5m$ , o raio do nariz da cápsula.  $C_{D_c}$  é o coeficiente de arrasto do meio contínuo e  $C_{D_{fm}}$  é o coeficiente de arrasto no regime de escoamento livre molecular.

O coeficiente  $C_{D_c}$  é traçado na figura 1 como uma função do número de Mach.

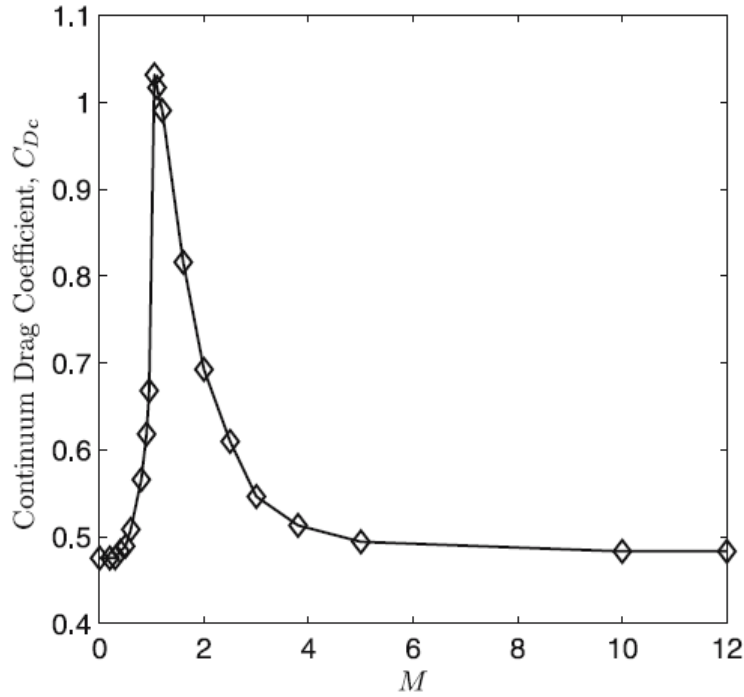


Figura 1: Coeficiente de arrasto contínuo em função do número de Mach. Fonte [6]

O coeficiente  $C_{D_{fm}}$  é determinado pela aproximação de parede fria, sendo dado por:

$$C_{D_{fm}} = 1,75 + \frac{\sqrt{\pi}}{2s} \quad (2)$$

onde  $s = \frac{v}{\sqrt{2RT}}$  denota a razão de velocidade molecular, sendo  $v$  a velocidade aerodinâmica,  $R$  a constante de gás ideal do ar e  $T$  a temperatura.

Na figura 1, verifica-se o princípio da independência do número de Mach hipersônico: o  $C_{D_c}$  se torna essencialmente invariante com  $M$  para  $M > 8$ , referência [6], capítulo 10.

A partir da figura 1, foi utilizado o software *GetData Graph Digitizer 2.26* para extrair alguns pontos. Foram coletados mais pontos nas regiões de variação abrupta de  $C_{D_c}$ . Obteve-se, assim, a tabela 1.

A partir da tabela 1, pode-se implementar uma *look up table* para o cálculo do  $C_{D_c}$  em função do número de Mach.

Basicamente, uma *look up table* é uma interpolação linear feita a partir dos elementos de uma tabela.

## 4 Revisão sobre Outros Modelos Aerodinâmicos Aplicáveis ao Voo de Foguete

Para um modelo aerodinâmico mais completo do que aquele apresentado na seção 3, pode-se consultar a referência [5], que apresenta dados de ensaios de um veículo hipersônico: *Flight*

Tabela 1: Pontos da Curva de  $C_{D_c}$  em função do número de Mach.

Mach	$C_{D_c}$	Mach	$C_{D_c}$
0,0000	0,4736	2,2757	0,6445
0,1609	0,4736	2,3557	0,6315
0,3448	0,4764	2,6073	0,5941
0,4828	0,4875	2,7331	0,5785
0,5261	0,5001	2,8703	0,5596
0,6424	0,5141	2,9885	0,5458
0,7091	0,5389	3,1695	0,5396
0,7521	0,5646	3,4306	0,5272
0,8463	0,5905	3,6822	0,5171
0,8736	0,6153	3,9719	0,5109
0,9065	0,6667	4,1853	0,5060
0,9378	0,6375	4,4369	0,5019
0,9492	0,7029	4,6885	0,4979
0,9530	0,7217	4,9545	0,4920
0,9721	0,7858	5,1821	0,4923
0,9759	0,8046	5,4432	0,4921
0,9949	0,8680	5,6948	0,4921
0,9987	0,8866	5,9463	0,4908
1,0049	1,0313	6,1979	0,4908
1,0115	0,9833	6,4495	0,4901
1,0178	0,9502	6,7011	0,4894
1,0247	1,0133	6,9526	0,4893
1,0345	0,9667	7,2042	0,4881
1,1264	1,0125	7,4558	0,4880
1,1494	0,9958	7,7073	0,4872
1,2184	0,9833	7,9589	0,4866
1,2644	0,9653	8,2105	0,4865
1,2656	0,9569	8,4621	0,4853
1,3037	0,9398	8,7136	0,4852
1,3494	0,9193	8,9652	0,4845
1,3952	0,8998	9,2168	0,4839
1,4409	0,8797	9,4683	0,4837
1,4866	0,8597	9,7199	0,4825
1,5324	0,8415	10,2231	0,4823
1,5862	0,8194	10,4746	0,4825
1,6696	0,7925	10,7262	0,4825
1,7382	0,7706	10,9778	0,4825
1,8068	0,7491	11,2294	0,4825
1,8754	0,7277	11,4809	0,4825
1,9770	0,6944	11,7325	0,4824
2,1842	0,6597		

*Research and Experimentation* (HIFiRE). São mostrados coeficientes de força e momento longitudinais e látero-direcionais, para algumas condições específicas. O modelo apresenta relações dos coeficientes com os ângulos de ataque e derrapagem, para alguns números de Mach supersônicos e hipersônicos. No entanto, há de se enfatizar que a configuração do veículo HIFiRE é

dotada de asa, onde a avaliação de ângulos de ataque e derrapagem é importante. Trata-se, portanto, de um caso diferente daquele estudado na disciplina, onde se busca modelar a mecânica de voo de um foguete, onde estes ângulos são muito pequenos.

A referência [1] apresenta resultados de ensaio em voo de um foguete de 2,75 pol de diâmetro, de uso majoritariamente militar, propelido por um motor foguete Mk66 mod2. São apresentados coeficientes de momento e de arrasto, em função do número de Mach, na faixa de 0,6 a 1,75.

Em [4], é apresentado um estudo da aerodinâmica do segundo estágio do foguete de SONDA III, que é um precursor do foguete VSB-30. Um modelo em escala do SONDA III foi testado em túnel de vento para o número de Mach 0,30, em três condições de deflexão das empenas de sua cauda. São mostradas curvas de coeficiente de arrasto, força lateral e de momentos de rolamento e guinada, em função do ângulo de ataque. Os resultados deste artigo podem ser usados para ajustar o modelo da seção 3 ao foguete VSB-30, embora somente um valor de número de Mach seja considerado.

Em [3], é apresentado um estudo da aerodinâmica do projeto brasileiro “Veículo Lançador de Satélites” (VLS), que consiste em um veículo núcleo de 3 estágios, mais 4 *boosters*. Os resultados referem-se a testes em túnel de vento e voo. Em túnel de vento, foi avaliada a configuração do veículo completo em escala de 1/15. Também foi ensaiada uma configuração da base do veículo, em escala 1/30. É apresentado o coeficiente de arrasto na faixa de número de Mach de 0,5 até 5. Também são mostrados estudos do escoamento durante a separação dos *boosters*.

Na referência [2], apresenta-se um modelo aerodinâmico dos foguetes conceituais apresentados na aula 19, nos quais o trabalho desta disciplina vai se basear. Este modelo aerodinâmico é bastante simples, consistindo de coeficientes de força axial e lateral em função do número de Mach. O mais importante desta referência, no entanto, são as áreas de referência, as quais são necessárias para calcular as forças a partir dos coeficientes para cada estágio do foguete.

## Referências

- [1] T. G. Brown, Fred J. Brandon, Thomas Harkins, and Wayne Hathaway. Drag and moment coefficients measured during flight testing of a 2.75-in. rocket. In *AIAA, Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, 35th*, Reno, NV, 1997.
- [2] Pedro L. K. da Cás, Carlos A. G. Veras, Olexiy Shynkarenko, and Rodrigo Leonardi. A brazilian space launch system for the small satellite market. *Aerospace*, 6(11), 2019.
- [3] Paulo Moraes Jr. Ground and in-flight verification of the aerodynamic characteristics of the brazilian satellite launch vehicle vls. In *54th International Astronautical Congress of the International Astronautical Federation, the International Academy of Astronautics, and the International Institute of Space Law*, Bremen, Germany, 29 September - 3 October 2003.

- [4] Maria Luísa Reis, João Batista Falcão, Giuliano Paulino, and Cláudio Truyts. Aerodynamic loads measurement of a sounding rocket vehicle tested in wind tunnel. In *XIX IMEKO World Congress Fundamental and Applied Metrology*, Lisbon, Portugal, September 2009.
- [5] Thomas R. Smith, Kevin G. Bowcutt, John R. Selmon, Luis Miranda, Brandin Northrop, Ron Mairs, and Eric R. Unger. Hifire 4: A low-cost aerodynamics, stability, and control hypersonic flight experiment. In *17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, San Francisco, California, April 2011.
- [6] A. TEWARI. *Atmospheric and Space Flight Dynamics: Modelling and simulation with MATLAB and Simulink*. Birkhauser, Boston, 2007.