

MECÂNICA DE VOO ESPACIAL - DEM 1119

Aula 19

Prof. André Luís da Silva

1 Introdução

Tópicos da aula:

- Aplicação prática da equação de foguete: estudo de configurações de veículo para lançamento de pequena carga útil em órbita geosíncrona;
- Trabalho acerca de injeção de CubeSat em órbita geosíncrona.

Esta aula visa mostrar uma aplicação da equação de foguete para estudar configurações de veículo lançador que propiciem a inserção em órbita geosíncrona de pequena carga útil.

As configurações de veículo lançador se baseiam na referência [1], onde toma-se como base o veículo lançador brasileiro VLM-1 (em desenvolvimento) para propor novos arranjos capazes de realizar diferentes missões de lançamento.

As configurações propostas em [1] são alteradas, aumentando-se a massa de propelente do terceiro estágio e reduzindo a massa de carga útil, de modo a verificar a possibilidade do mesmo inseri-la em órbita geosíncrona.

O estudo básico desta aula é o ponto de partida para a proposição do trabalho da disciplina: o projeto conceitual, a modelagem e a simulação de uma missão para inserção de um CubeSat em órbita geosíncrona usando um lançador dedicado.

2 Aplicação da Equação de Foguete - Estudo de Veículo Lançador para GSO

2.1 Veículo VLM

O VLM (veículo lançador de micro satélites) é um projeto do IAE (Instituto de Aeronáutica e Espaço) em conjunto com o DLR (Deutsche Zentrum für Luft- und Raumfahrt). É um veículo de 3 estágios, figura 1, propício para lançamento sub orbital (sondagem) de cargas de médio ou grande porte e orbital de cargas úteis de baixa massa (micro satélites).

O VLM já foi investigado em duas configurações, a referência [1] afirma que, na época da sua publicação, a versão mais atual em desenvolvimento era o VLM-1.

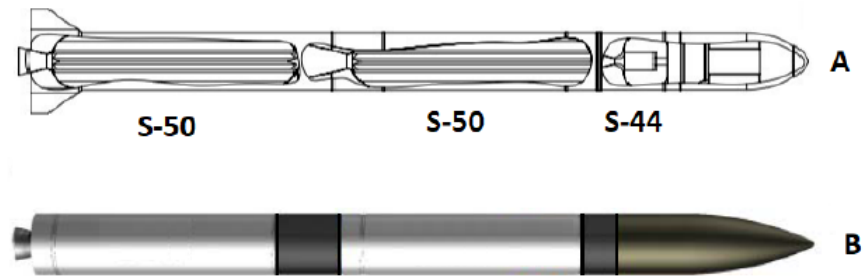


Figura 1: Ilustração do veículo VLM. Fonte: ref. [1].

O VLM-1 é composto de 3 estágios com propelente sólido, o primeiro e segundo são constituídos pelo motor S-50, o terceiro pelo motor S-44. Segundo a referência [1] seus parâmetros gerais são:

- Comprimento total: $l_t = 18$ m;
- Maior diâmetro: $D_t = 1,4$ m;
- Massa total: $m_0 = 26.000$ kg.

O motor S-44 já é qualificado, tendo equipado alguns voos de sondagem. O motor S-50 encontra-se em desenvolvimento pelo IAE com contribuição da Avibras, tendo passado por teste estático no ano de 2021, figura 2.



Figura 2: Teste estático do motor S-50. Fonte: <https://tecnodefesa.com.br/motor-foguete-s50-e-testado-com-sucesso/>.

A partir da referência [1], foram obtidos os dados dos motores S-50 e S-44, os quais são resumidos na tabela 1.

Tabela 1: Dados dos motores S-50 e S-44. Fonte: adaptados da ref. [1].

	S50	S44
m_p (kg)	11.058	813
m_s (kg)	1.367	166,5
σ	0,11	0,17
I_{sp} (s)	271	270
\bar{F} (kN)	440	38

Variáveis da tabela 1:

- m_p : massa de propelente; m_s : massa estrutural; σ : razão estrutural; I_{sp} : impulso específico; \bar{F} : tração média.

O impulso específico do motor S50 é o seu valor previsto para o nível do mar (consistente com operação em baixa altitude). No motor S44 é o seu valor avaliado no vácuo (coerente com operação em elevada altitude).

Na referência [1], não são fornecidos os valores de massa e razão estrutural, mas a razão de propelente (η). Deste modo, na tabela 1, a massa estrutural e a razão estrutural foram calculadas a partir das relações:

$$\eta + \sigma = 1 \rightarrow \sigma = 1 - \eta$$

$$\sigma = \frac{m_s}{m_s + m_p} \rightarrow m_s = \frac{\sigma}{1 - \sigma} m_p$$

2.2 Veículos Alternativos Usando Motores do VLM

A referência [1] propõe três veículos lançadores baseados nos motores S50 e S44 do VLM, além de um motor importado “de prateleira”:

- C-1: 3 motores S-50 no primeiro estágio, que são acionados simultaneamente, somando suas trações. Segundo e terceiro estágios inalterados;
- C-2: Similar ao C-1, mas trocando o motor o motor S-44 do terceiro estágio por um motor RD-843;
- C-3: Segundo ilustração da figura 3. Similar ao C-2, mas com 4 motores RD-843 no terceiro estágio ao invés de um, os quais são acionados simultaneamente, somando suas trações.

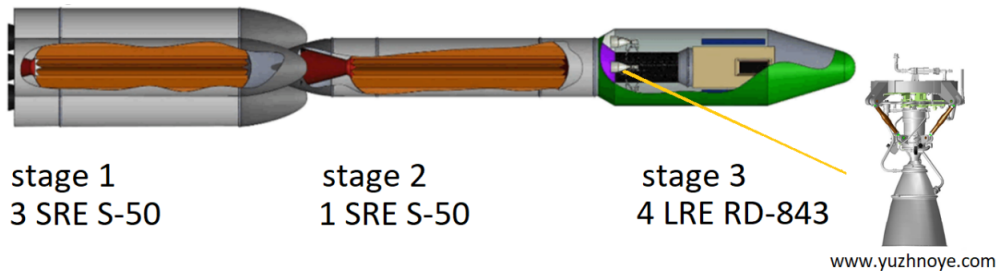


Figura 3: Ilustração da configuração 3 de veículo lançador. Fonte: ref. [1].

O motor RD-843 é de fabricação ucraniana, sendo exportado para outros países. É um motor de propelente líquido qualificado. Ele equipa o quarto estágio do veículo lançador VEGA. Seu propelente é hipergólico UMDH/ N_2O_4 (hidrazina pressurizada e tetroxido de nitrogênio). Suas principais características são apresentados na tabela 2.

Para determinar as massas estruturais dos três conceitos, a referência [1] supõe o seguinte:

Tabela 2: Principais características do motor RD-843. Fonte: ref. [1].

Massa	Tração	Impulso específico	Número de queimas	Tempo de operação
16,5kg	2,5kN	315,5 s	5	700 s

- A massa estrutural do primeiro estágio dos foguetes C-1, C-2 e C-3 (igual em todos eles), é composta pela massa estrutural de 3 foguetes S-50, mais 550 kg que representam a massa dos elementos de fixação de um motor a outro e reforços estruturais;
- Um procedimento análogo foi realizado para a massa estrutural do foguete combinando 4 motores RD-843, mas não explicitou-se diretamente o valor de massa somado.

Os dados básicos dos diferentes estágios utilizados são apresentados na tabela 3.

Tabela 3: Parâmetros relevantes dos diferentes estágios usados nas propostas. Fonte: adaptado de ref. [1].

Parâmetro	3xS-50	1xS-50	1xS-44	1xRD-843	4xRD-843
m_p (kg)	33.157	11.058	813	609	811
σ	0,123	0,11	0,17	0,21	0,22
m_s	4.650	1.367	166,5	161,9	228,7
F (kN)	1.317	455	33	2,5	10
I_{sp}	251	271	270	315	315
Área (m ²)	4,6	1,5	1,5	1,5	1,5

A partir dos dados da tabela 3, a referência [1] determinou as seguintes massas para as três configurações (sem carga útil):

- C-1: 50.680 kg;
- C-2: 50.460 kg;
- C-3: 50.730 kg.

3 Exercícios Usando a Equação de Foguete

Considerar uma carga útil do tipo **CubeSat 8U**. Assumir que o CubeSat mais módulo de acoplamento ao foguete pesam 13 kg (8x1,33+2,36 kg).

Usando a equação de foguete, calcular o Δv total para o VLM-1 e as 3 configurações alternativas da seção 2.2.

Verificar se estes foguetes são capazes de atingir **órbita geosíncrona** com a carga útil proposta. O requisito de Δv para este tipo de órbita é 13 km/s já considerando as perdas gravitacionais, de arrasto e propulsivas.

Solução: realizada em um script do Python.

4 Trabalho Proposto para a Disciplina

Neste semestre, é proposto um trabalho sobre a inserção em órbita geosíncrona de um CubeSat 8U. Isto já foi feito nesta disciplina no semestre 1/2022, mas desta vez a programação precisa ser feita em Python (antes foi em MATLAB).

O primeiro passo é investigar a adaptação de um foguete de modo que ele seja propício a prover o Δv necessário pela equação de foguete, por meio de um estudo análogo ao do exemplo anterior.

Deve-se tomar como ponto de partida o foguete apresentado nesta aula e seus dados. Ele precisará ser adaptado. O primeiro passo é garantir que o requisito de Δv seja cumprido, para isso poderão ser feitas mudanças tais como:

- Verificar qual seria a distribuição ótima de massa entre os estágios para maximizar o Δv usando 3 estágios. O resultado será um foguete meramente teórico (pois os estágios reais já possuem suas massas definidas). Mas ele servirá de base para “encaixar blocos” dos motores reais e obter algo mais próximo do ideal;
- Propor mudanças na distribuição de massas entre os estágios combinando os foguetes reais apresentados, de modo a obter um maior impulso de velocidade. Nota-se que a distribuição de massas entre os estágios na configuração atual não é otimizada;
- Fazer ajustes na carga de propelente de cada estágio, se necessário.

Depois deste primeiro passo virão outros, que serão apresentados detalhadamente nas aulas seguintes. Na medida que o conteúdo for avançando, novos objetivos serão apresentados. Ao final do processo, teremos um modelo de foguete capaz de realizar inserção orbital do Cubesat 8U em órbita geossíncrona. Ele será simulado desde o lançamento até a aquisição de tal órbita.

Grupos:

- Procurar manter os grupos que foram montados para o trabalho 1.

Referências

- [1] 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.