

ANÁLISE DA MANOBRA DE INJEÇÃO DE REENTRADA COMANDADA COM AUMENTO E REDUÇÃO DA VELOCIDADE DE INJEÇÃO.

Ulisses Thadeu Vieira Guedes
Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
Divisão de Mecânica Orbital e Controle
E-Mail: ulisses@dem.inpe.br

Introdução

O objetivo deste estudo é averiguar a influência do ângulo de propulsão, ou seja, o ângulo entre o eixo horizontal local e o eixo longitudinal do veículo quando o sistema propulsivo está alinhado com este último eixo, na trajetória do veículo (Figura 1). O eixo horizontal local é definido pela intersecção entre o plano horizontal local e o plano formado pelos vetores posição e velocidade.

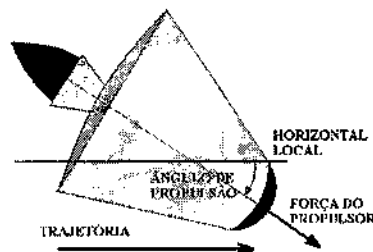


Fig. 1- Ângulo de Propulsão (ζ_p)

Recordando de algumas definições de ângulos usados no estudo de reentrada: Ângulo de Ataque é o ângulo entre o eixo longitudinal do veículo e a velocidade relativa à atmosfera; Flight Path Angle (ângulo de vôo) é o ângulo entre o vetor velocidade relativa à Terra e o eixo horizontal local. Assim, qual o valor do ângulo de propulsão para se obter uma trajetória de reentrada direta (balística) comandada? Qual a sua influência sobre a trajetória? Existem valores que propiciam uma menor dispersão caso exista viculos de região de pouso? Quais as implicações quando o sistema propulsivo atua na velocidade radial e tangencial? Existe algum valor limite? A presente análise vem responder tais questões usando métodos numéricos e considerando sistema não linear (campo gravitacional com harmônicos zonais até ordem 6).

Critério de parada propulsiva

Para a análise torna-se necessário adotar algum critério de parada da ação propulsiva. Vinh & Culp, 1980, e Guedes, 1997, mostraram que há uma equivalência entre o Flight Path Angle e a altitude de perigeu instantânea da trajetória de transferência. Uma vez que as equações dinâmicas, neste estudo, consideram coordenadas retangulares, adota-se, por conveniência, o critério de parada do sistema propulsivo quando a altitude de perigeu instantânea da trajetória de transferência é nula, ou seja:

$$h_p = 0 \quad (1)$$

Equações Dinâmicas

A dinâmica do movimento é representado pela equação diferencial dos vetores posição $\mathbf{R}$ e velocidade $\mathbf{V}$, sob ação de forças oriundas campo gravitacional, F_G , forças aerodinâmicas de sustentação e arrasto, F_S e F_L , respectivamente, e da força propulsiva, F_P .

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{R}} &= \mathbf{V} \\ \dot{\mathbf{V}} &= \mathbf{F}_G + \mathbf{F}_S + \mathbf{F}_L + \mathbf{F}_P \end{aligned} \quad (2)$$

O ângulo de propulsão, portanto, refletirá a influência da componente radial e tangencial da velocidade na trajetória de transferência que levará à reentrada do veículo na atmosfera.

As Condições Iniciais

As propagações da dinâmica consideram as seguintes condições iniciais:

ORBITAIS:

Semi-Eixo:	6678139 M
Excentricidade:	0.901
Inclinação:	96.672°
Asc. Reta Nodo Ascendente:	67°
Arg. Perigeu:	0°
Anomalia Média:	208.8°

**VEÍCULO**

Massa	150	KG
Área Frontal:	2	M ²
Força Propulsor	500	(N)
Isp Propelente	280	(S)
Coef. Arrasto:	0.136	
Coef. Arrasto Induzido	0.829	
Coef. Sustentação	0.961	

MODELOS:

Gravitacional	H. Zonais=6 (Gem 10)
Integ. Numérico	Runge-Kutta 7/8

A partir das condições iniciais, variando o ângulo de propulsão de 0 a 180° obteve-se a [Figura 2](#). A limitação do tempo de propulsão em 145 segundos determina que ângulos de propulsão menores que 30° não conduzem o veículo para uma trajetória de reentrada.

Em 40° identifica-se o ângulo limite para a reentrada direta. Ângulos de propulsão entre 40° e 30° induzem trajetórias de reentrada tipo ricochete. Estes valores variam conforme a altitude da órbita inicial. Deve-se lembrar de que quanto maior for o tempo de propulsão maior será o consumo de propelente. Sob este aspecto, observa-se uma redução da variação do tempo de propulsão com o ângulo de propulsão superiores a 140°. Ângulos menores que 90° aumentam a velocidade tangencial do veículo. Observa-se que a escolha de valores próximos de 90° representará grandes variações no tempo de propulsão, indicando que pequenos erros de apontamento podem não alcançar uma trajetória nominal.

Para a altitude de 250 km a velocidade de escape está em torno de 11000 m/s. A [Figura 3](#) mostra o comportamento da velocidade em função da altitude e indica velocidade do veículo se aproximando da velocidade de escape quando o ângulo de propulsão tende para valores menores que 60°.

Na [Figura 4](#) observa-se o comportamento do arco projetado na superfície terrestre função da altitude, para os vários ângulos de propulsão. Naquela figura observam-se regiões com maior densidade angular. Ou seja, as variações angulares aplicadas ao sistema propulsivo geram trajetórias com valores próximos de alcances projetados. Isto indica que naquelas regiões, entre 50 e 60°, e entre 140° e 160°, as variações do ângulo de propulsão geram variações menores no alcance. Isto implica que naquelas regiões, mesmo com erros de apontamento grotescos, geram trajetórias que conduzirão a uma região de pouso de menor dispersão, fato que deve ser considerado quando a missão de reentrada possui vínculos de região de pouso mais estreitas (mais precisas).

Na [Figura 5](#) observamos os picos de desaceleração durante a fase propulsada (altitudes entre 250 e 320 km) e nas altitudes mais baixas (inferiores a 95 km). Observa-se que as trajetórias com ângulo de

propulsão superior a 90° apresentam pequena variação nas desacelerações. As desacelerações obtidas em números de "g's" ($g_{rel}=9.86 \text{ m/s}^2$) são significativamente grandes ($> 10 \text{ g's}$) em trajetórias resultantes de ângulo de propulsão inferiores a 90°. Nestes termos, os vínculos de desaceleração, se considerados, podem não ser satisfeitos (veículo tripulado, por exemplo) e é nitida a vantagem de desacelerar tangencialmente o que resulta em desaceleração atmosférica estável e em patamares menores.

Na [Figura 6](#) temos a velocidade relativa do veículo em relação à Terra, em função do Tempo. Notam-se trajetórias mais lentas (maior tempo de trajetória) a medida que aumentamos o ângulo de propulsão. Ressalta-se que ângulos de propulsão inferiores a 50° levaram o veículo ou para trajetórias tipo ricochete ou propiciaram mudanças tais que permitiram a injeção do veículo numa trajetória interplanetária. Novamente, conforme já observado na [Figura 4](#), existem concentrações de trajetórias. Entre 140° e 160° temos trajetórias próximas o que representa um melhor escolha. Na [Figura 6](#), identificam-se os tipos de trajetória e seus tempos envolvidos.

Na [Figura 7](#) apresenta os tempos das fases de trajetória (transferência e reentrada) correspondentes ao tempo gasto desde o início da propulsão até alcançar a altitude de 95km (tempo de transferência) e o tempo gasto para a descida (95 até 15 km de altitude). Nota-se que, para uma mesma condição, o tempo da trajetória de reentrada apresenta-se estável em ângulos de propulsão maiores que 140° (em torno de 360 segundos) e a trajetória de transferência é a responsável pelo tempo total. Deve-se lembrar que durante a trajetória de reentrada ocorre blecaute (Guedes, 1997) e nesta condição a comunicação entre sistemas de solo e o veículo são interrompidos.

Conclusões

- O ângulo entre a força do propulsor e a horizontal local (ângulo de propulsão) tem influência direta na dispersão da área de pouso.
- Ângulo de propulsão menor que 90° induz desaceleração em altitudes mais altas (variação de 20 km). Ângulo acima de 90° (redução de velocidade horizontal), praticamente não influe no nível de desaceleração e na altitude onde acontece o pico de desaceleração.
- Existe uma "janela" de injeção quanto a direção, ou seja, existe uma faixa de valores admissíveis do ângulo de propulsão sob pena de não ocorrer a reentrada ou uma reentrada tipo ricochete.
- O ângulo de propulsão tem influência não linear no tempo total da trajetória de descida (transferência e reentrada atmosférica).
- A busca numérica do ângulo de propulsão deve prever outros tipos de trajetória durante a fase de transferência.

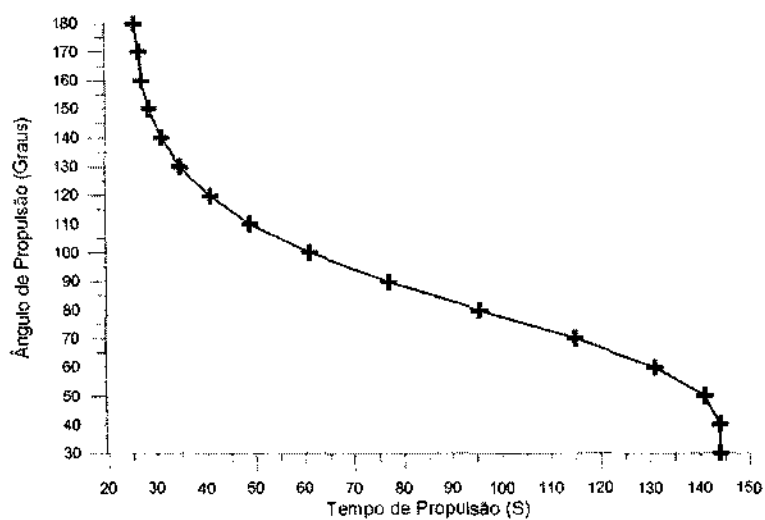


Fig. 2 Ângulos de Propulsão que induzem trajetória de reentrada direta.

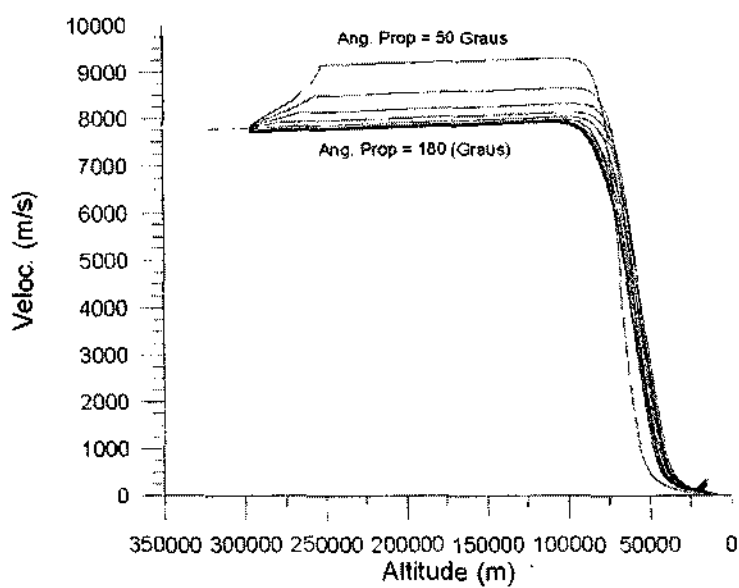


Fig. 3 Velocidade Absoluta em função da altitude.

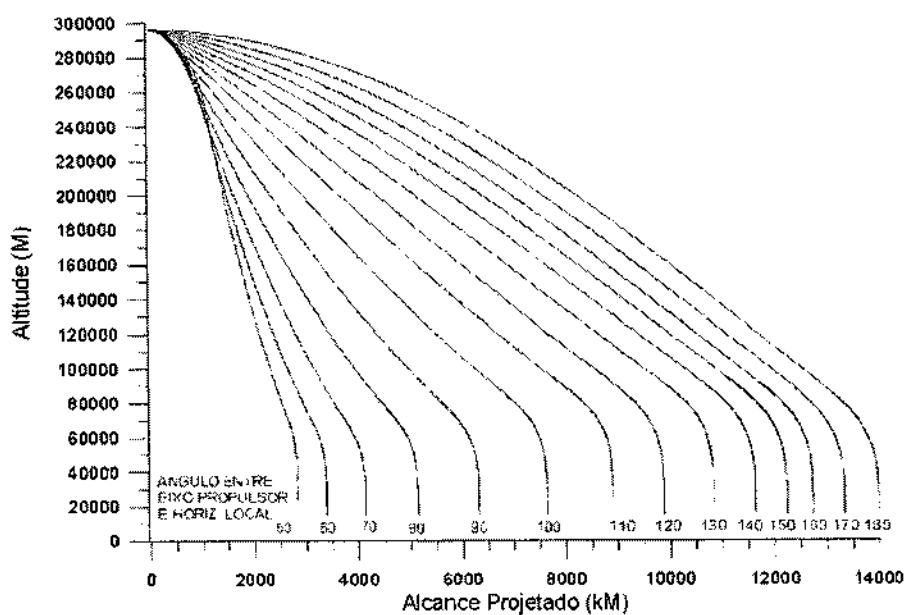


Fig. 4 Altitude versus comprimento do arco (Alcance) projetado

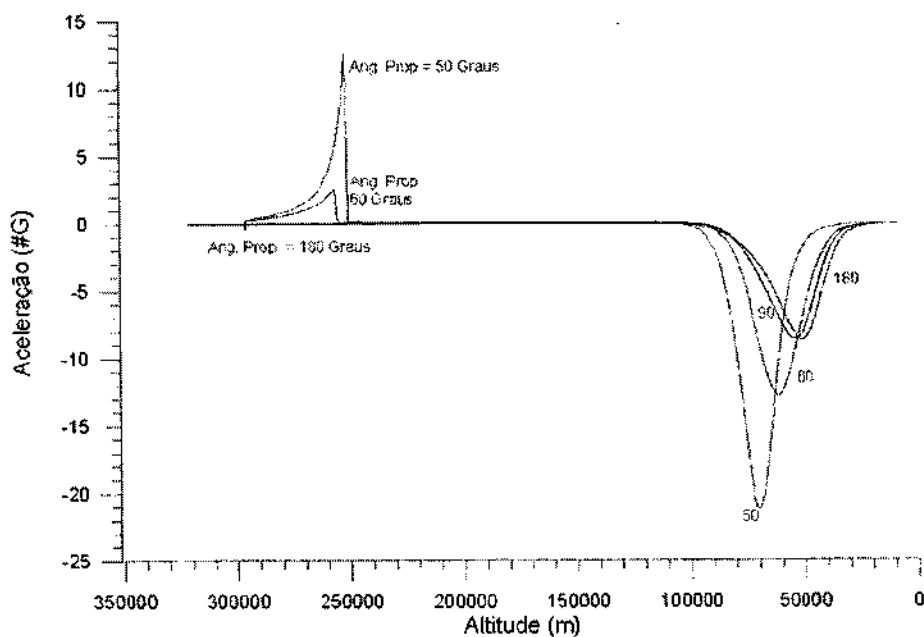


Fig. 5 Acelerações do veículo durante a trajetória de reentrada direta.

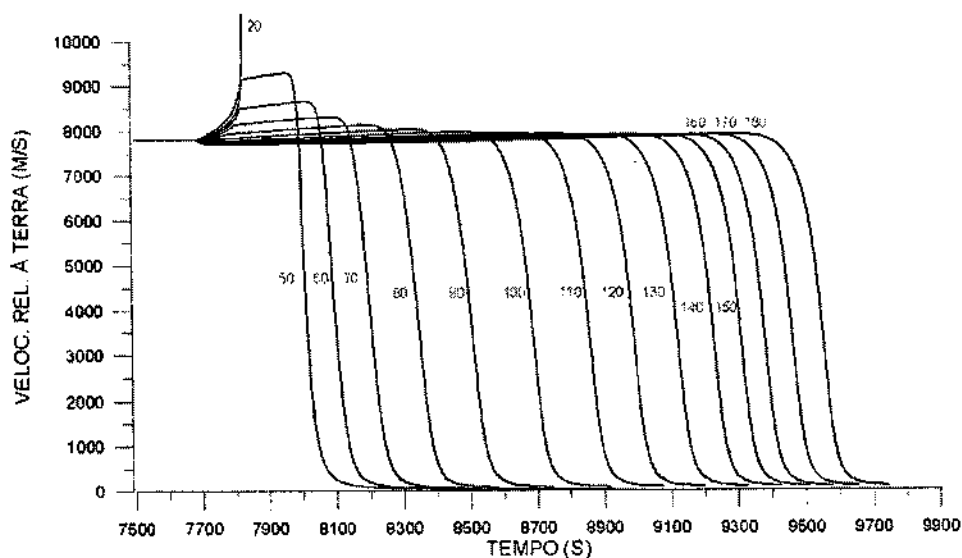


Fig. 6 Velocidade em função do tempo.

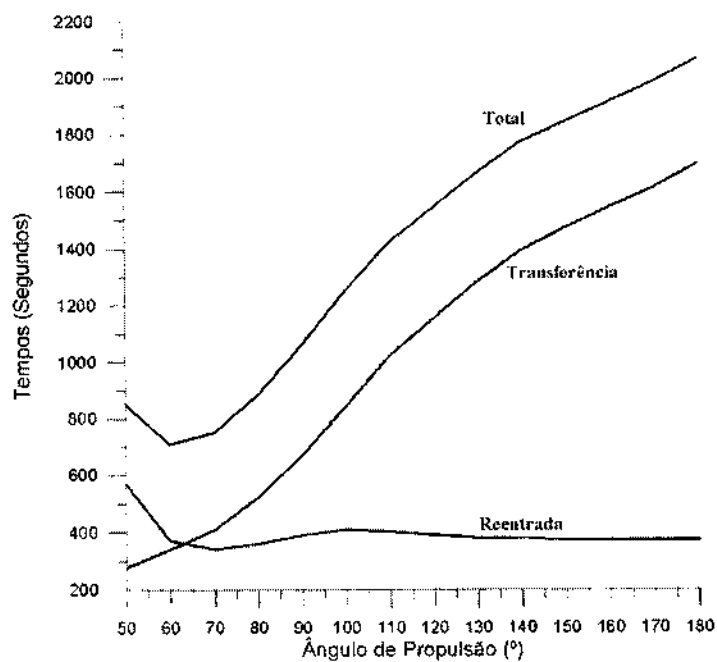


Fig. 7 Tempos de Trajetórias

Bibliografia

Guedes, U.T.V.G; *Análise de Dispersão da Trajetória de Reentrada em Relação ao Ponto de Pouso, Utilizando Sistema Geocêntrico Inercial e Manobras Laterais*. Tese de Doutorado em Ciência Espacial/Mecânica Orbital, 1997, URL: <http://www.dem.inpe.br/~ulisses/doutorado.htm>