



SIMULAÇÃO DE ATITUDE DO SARA EM TRAJETÓRIA DE VÔO SUB-ORBITAL

Walkiria Schulz

Centro Técnico Aeroespacial, Instituto de Aeronáutica e Espaço, Divisão de Sistemas Espaciais, Pça Mal-Ar Eduardo Gomes, 50, 12228-904 São José dos Campos-SP, wschulz@iae.cta.br

Paulo Moraes Jr.

CTA, Instituto de Aeronáutica e Espaço, Divisão de Sistemas Espaciais, moraes@iae.cta.br

Resumo. *Uma plataforma de ensaios em vôo do SARA, denominada de SARA Suborbital, será lançada com o foguete VS40 e recuperada com auxílio de pára-quedas. Após a sua separação do foguete, o SARA Suborbital descreverá uma trajetória balística de vôo durante a qual perturbações induzidas pelo evento de separação serão amortecidas ou amplificadas. Para o bom funcionamento do sistema de recuperação é importante conhecer a atitude e as variáveis de movimento da plataforma nos instantes que antecedem a abertura dos pára-quedas. A influência de perturbações sobre a atitude pode resultar em um desvio da trajetória nominal e por conseguinte em uma dispersão do seu ponto de impacto no mar. Isto implicaria em dificuldades de recuperação e de resgate ou até mesmo em perda da plataforma. Dessa forma, torna-se importante conhecer com precisão a influência das perturbações, isoladamente ou em combinações, sobre sua dinâmica de vôo. O presente artigo analisa a dinâmica de vôo da plataforma desde a sua separação do foguete VS40, descreve o procedimento de simulação adotado e discute os resultados para as distintas situações simuladas.*

Palavras-chave: *atitude de vôo; dinâmica de vôo; trajetória balística; vôo sub-orbital*

1. INTRODUÇÃO

A plataforma orbital recuperável SARA (SATérite de Reentrada Atmosférica) tem como objetivo a realização de experimentos de microgravidade de média duração e o estudo de escoamentos de reentrada (Moraes, 1998). Para o seu desenvolvimento, uma série de ensaios em solo e em vôo estão previstos. Entre esses destaca-se a utilização de um foguete sub-orbital, VS40 (Boskov et al, 1993), que elevará uma plataforma até aproximadamente 120 km de altitude, quando então a mesma será separada do foguete, prosseguindo em vôo balístico até alcançar um apogeu em torno de 400 km. Posteriormente, ela deve ser recuperada com auxílio de pára-quedas e resgatada no mar.

Esta plataforma, de concepção idêntica ao SARA, é denominada de SARA Suborbital. Configura-se por uma calota esférica, seguida de um segmento cônico, e finalizada por um elemento cilíndrico, no interior do qual fica alojado o sistema de recuperação constituído por pára-quedas de alto desempenho, Fig (1).

Após a separação do veículo, o segmento SARA Suborbital descreverá uma trajetória balística de vôo durante a qual perturbações induzidas pelo evento de separação serão amortecidas ou amplificadas. Essas perturbações são devidas a possíveis falhas individuais nos atuadores do sistema de separação. O não conhecimento exato do comportamento da plataforma durante o seu vôo implicará em dificuldades de recuperação e de resgate ou até mesmo em sua perda. Dessa forma é importante conhecer com precisão a influência das perturbações sobre a dinâmica de vôo.

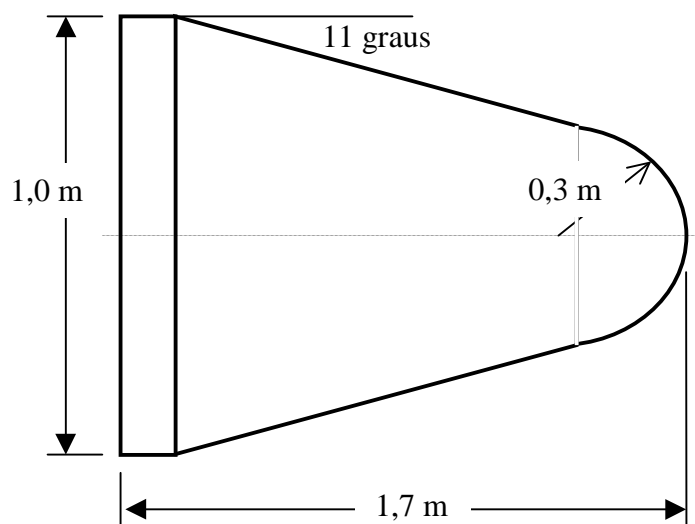


Figura 1. SARA Suborbital – Configuração de referência

Foram realizadas simulações e análises de combinações de perturbações tendo por objetivo a determinação do envelope de trajetórias que poderão ser descritas, em função das perturbações induzidas através do procedimento de separação do veículo. Neste estudo são computadas as atitudes resultantes desde o evento de separação até o instante que precede a abertura dos pára-quedas, quando a plataforma, por ser aerodinamicamente estável, estaria alinhada com seu vetor velocidade. Os resultados das análises permitem prever as possíveis configurações da plataforma no instante de comando de abertura dos pára-quedas e assim projetar dispositivos que garantam um procedimento seguro. As simulações foram realizadas utilizando-se o programa REENTRY desenvolvido pelos autores.

2. DINÂMICA DE VÔO

A trajetória de reentrada atmosférica de um veículo deve estar continuamente sob controle para garantir que ele não exceda os limites de aquecimento aerodinâmico e da região de pouso. Não se pode supor que um veículo aterrisse a uma determinada distância do ponto de pouso desejado conhecendo-se apenas suas condições iniciais. Variações na densidade atmosférica, massa do veículo, coeficientes aerodinâmicos, parâmetros físicos e condições iniciais são os principais responsáveis por desvios de trajetórias desejadas para veículos entrando na atmosfera terrestre. Assim se justifica o estudo detalhado de cada missão que prevê a passagem atmosférica de um veículo espacial.

2.1. Dinâmica de Reentrada

O movimento de um veículo espacial em um campo gravitacional, sujeito a forças aerodinâmicas e à força devida ao empuxo dos jatos é dado através das equações cinemáticas a seguir (Vinh, 1981):

$$\begin{aligned}
 \frac{dr}{dt} &= v \sin \gamma \\
 \frac{d\theta}{dt} &= \frac{v \cos \gamma \cos \psi}{r \cos \phi} \\
 \frac{d\phi}{dt} &= \frac{v \cos \gamma \sin \psi}{r}
 \end{aligned}
 \tag{1}$$

Nestas equações, r é a magnitude do vetor posição, v a do vetor velocidade, θ é a longitude, ϕ é a latitude, γ é o *flight path angle* e ψ é o complemento do azimute. As equações de força são (Vinh, 1981):

$$\begin{aligned}
\frac{dv}{dt} &= \frac{1}{m} F_T - \frac{1}{m} F_G \sin \gamma + \omega^2 r \cos \phi (\sin \gamma \cos \phi - \cos \gamma \sin \psi \sin \phi) \\
v \frac{d\gamma}{dt} &= \frac{1}{m} F_N \cos \sigma - \frac{1}{m} F_G \cos \gamma + \frac{v^2}{r} \cos \gamma + 2\omega v \cos \psi \cos \phi + \\
&\quad + \omega^2 r \cos \phi (\cos \gamma \cos \phi + \sin \gamma \sin \psi \sin \phi) \\
v \frac{d\psi}{dt} &= \frac{1}{m} \frac{F_N \sin \sigma}{\cos \gamma} - \frac{v^2}{r} \cos \gamma \cos \psi \tan \phi + 2\omega v (\tan \gamma \sin \psi \cos \phi - \sin \phi) + \\
&\quad - \frac{\omega^2 r}{\cos \gamma} \cos \psi \sin \phi \cos \phi
\end{aligned} \tag{2}$$

Em que, F_T é a componente tangencial da força não gravitacional, F_N é a componente normal desta, F_G é a força gravitacional, ω é a velocidade de rotação da Terra, σ é o *bank angle* e m é a massa do satélite.

2.2. Dinâmica de Atitude

Durante a reentrada atmosférica, o segmento SARA Suborbital será conduzido sem controle ativo de atitude. Utilizando-se este método, torna-se necessário que o veículo seja aerodinamicamente estável em todos os regimes de vôo (hipersônico, supersônico e subsônico).

As equações de movimento para a atitude também podem ser divididas em dois conjuntos. As cinemáticas consideram a variação no tempo dos ângulos de Euler, que definem a atitude da plataforma, sem considerar a ação de forças. As dinâmicas expressam a dependência no tempo da velocidade angular, incluindo-se os torques atuantes.

Segundo Wertz (1978), as equações cinemáticas do movimento em atitude são:

$$\begin{aligned}
\dot{\epsilon}_x &= [\omega_y \sin(\epsilon_z) + \omega_z \cos(\epsilon_z)] \sec(\epsilon_y) \\
\dot{\epsilon}_y &= \omega_y \cos(\epsilon_z) - \omega_z \sin(\epsilon_z) \\
\dot{\epsilon}_z &= \omega_x + [\omega_y \sin(\epsilon_z) + \omega_z \cos(\epsilon_z)] \tan(\epsilon_y)
\end{aligned} \tag{3}$$

Segundo Luna (1991), as equações dinâmicas são dadas por:

$$\begin{aligned}
I_{xx} \dot{\omega}_x &= N_x + I_{yz} (\omega_y^2 - \omega_z^2) + I_{zx} (\dot{\omega}_z + \omega_x \omega_y) + I_{xy} (\dot{\omega}_y - \omega_z \omega_x) + (I_{yy} - I_{zz}) \omega_y \omega_z \\
I_{yy} \dot{\omega}_y &= N_y + I_{zx} (\omega_z^2 - \omega_x^2) + I_{xy} (\dot{\omega}_x + \omega_y \omega_z) + I_{yz} (\dot{\omega}_z - \omega_x \omega_y) + (I_{zz} - I_{xx}) \omega_z \omega_x \\
I_{zz} \dot{\omega}_z &= N_z + I_{xy} (\omega_x^2 - \omega_y^2) + I_{yz} (\dot{\omega}_y + \omega_z \omega_x) + I_{zx} (\dot{\omega}_x - \omega_y \omega_z) + (I_{xx} - I_{yy}) \omega_x \omega_y
\end{aligned} \tag{4}$$

Nestas equações, os ângulos de Euler são representados por ϵ_x (rolamento), ϵ_y (arfagem) e ϵ_z (guinada). As velocidades angulares são $\omega_x, \omega_y, \omega_z$, enquanto I_{xx}, I_{yy}, I_{zz} são os momentos de inércia e I_{xy}, I_{yz}, I_{zx} são os produtos de inércia. Os torques, N , são caracterizados pela ação do arrasto atmosférico (torque aerodinâmico) e pelos possíveis erros no acionamento dos atuadores no momento da separação do veículo.

2.3. Sistema de Separação

O sistema de separação do segmento SARA Suborbital é constituído por doze atuadores dispostos conforme apresentado na Fig. (2). Tratam-se de molas com 5,51 J de energia cada, as quais atuarão instantânea e simultaneamente.

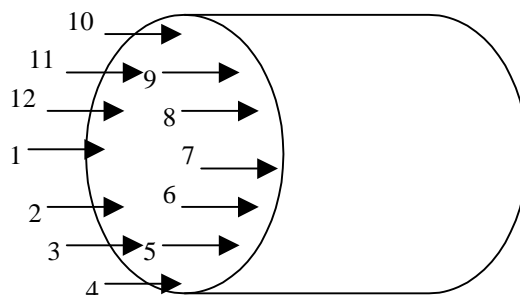


Figura 2. Atuadores do sistema de separação do SARA Suborbital

Neste trabalho objetiva-se avaliar as conseqüências de erros no acionamento dos atuadores. Assim, serão considerados os efeitos na atitude final (instantes que precedem a abertura dos pára-quedas) devidos ao não acionamento de um ou dois atuadores no momento da separação. As referências aos atuadores seguirão a numeração apresentada na Fig. (2).

3. PROCEDIMENTO DE SIMULAÇÃO

Várias simulações são necessárias para determinar com a melhor precisão possível o ponto de pouso de um satélite em trajetória dentro da atmosfera. Mesmo que esta trajetória seja considerada balística, é preciso conhecer as características aerodinâmicas e gravimétricas (produtos de inércia, propriedades e distribuição de massa) do veículo. As Tabelas (1), (2) e (3) apresentam listagens dos principais dados de entrada utilizados no estudo da dinâmica de reentrada do SARA Suborbital.

Tabela 1. Dados da órbita inicial

Magnitude do vetor posição (m)	6505604,315
Longitude (graus)	- 44,116
Latitude (graus)	- 2,277
Magnitude do vetor velocidade (m/s)	2297,431
Flight path angle (graus)	76,112
Azimute (graus)	84,647

Tabela 2. Dados da atitude inicial

Rolamento (graus)	36,825
Arfagem (graus)	77,298
Guinada (graus)	83,509
Varição em rolamento (ciclos/s)	3,336
Varição em arfagem (ciclos/s)	0,0
Varição em guinada (ciclos/s)	0,0

Tabela 3. Dados de entrada

Altitude da atmosfera (m)	100.000,0
Massa do segmento (kg)	358,51
Área de referência (m ²)	0,7964
Raio do nariz (m)	0,279
Momentos de inércia (kg.m ²)	0,27; 53,35; 53,35
Produtos de inércia (kg.m ²)	- 1,30; - 0,13; 1,30
Centro de pressão, a partir do nariz, (m)	1,02954
Centro de massa em X, a partir do nariz (m)	0,7413
Centro de massa em Y, a partir do plano XZ (m)	0,007
Centro de massa em Z, a partir do plano XY (m)	- 0,007
Ângulo de ataque (graus)	1,456
Ângulo lateral (graus)	1,040

As características aerodinâmicas de estabilidade estática, derivada do coeficiente de força normal em relação ao ângulo de ataque e posição longitudinal do centro de pressão foram calculadas utilizando-se o programa NORFOR (Faggiano et al, 1985). A estimativa do coeficiente de arrasto foi gerada pelo programa DRAG (Delprat, 1992).

4. RESULTADOS

Determinar a atitude de um veículo espacial significa conhecer a cada instante a orientação de um sistema fixo no veículo em relação a um sistema de referência, isto é, conhecer os ângulos de Euler que relacionam os dois sistemas. Estes ângulos são medidos em um sistema de coordenadas vertical cuja origem encontra-se no centro de massa do corpo. A orientação dos eixos deste sistema indica que x aponta para o Norte, y para o Leste e z está direcionado para o centro da Terra (Luna, 1991). O plano x - y é conhecido como horizontal local e o eixo z é positivo acima deste plano. O ângulo de rolamento representa a rotação do corpo em torno de seu eixo longitudinal. O ângulo de arfagem, também chamado de elevação, mede a distância angular entre o plano horizontal e o eixo longitudinal. A ângulo de guinada é aquele formado entre o eixo x (Norte) e a projeção do eixo longitudinal na horizontal local. Este ângulo é também chamado de azimuth.

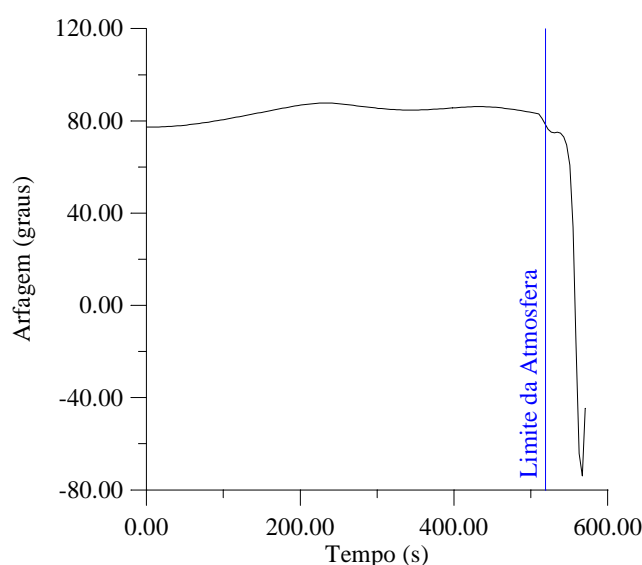


Figura 3. Ângulo de arfagem ao longo da trajetória

Para avaliar a influência de erros no acionamento dos atuadores sobre a configuração da atitude da plataforma no momento de abertura do sistema de pára-quadras, foi primeiramente realizada uma simulação para a descrição de uma trajetória nominal. A Fig. (3) apresenta o comportamento do ângulo de arfagem considerando-se os efeitos do torque aerodinâmico.

Todas as simulações foram realizadas a partir do momento da separação, que ocorre na altitude de 127 km. A linha "Limite da Atmosfera" representa o momento da trajetória em que a plataforma passa pelo limite teórico da atmosfera terrestre, aos 100 km de altitude.

A Fig. (4) mostra o ângulo de guinada nas mesmas condições.

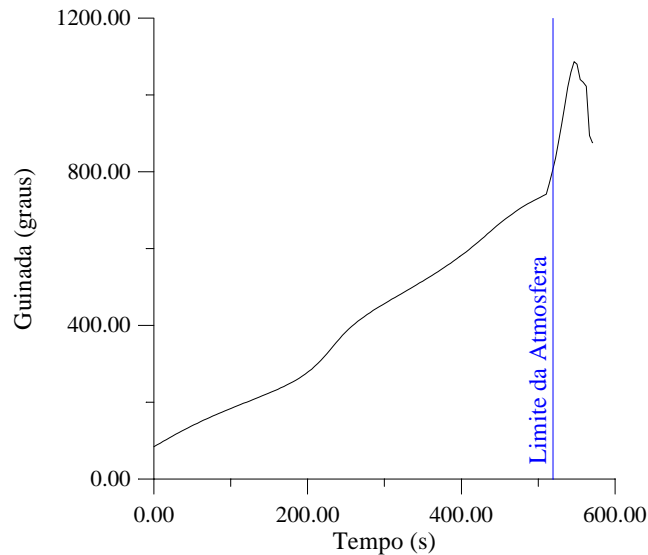


Figura 4. Ângulo de guinada ao longo da trajetória

Outro ângulo de importância fundamental para este estudo é o ângulo entre a velocidade relativa à atmosfera e o eixo longitudinal do veículo, conhecido como ângulo de ataque. Para garantir o correto funcionamento do sistema de recuperação é importante que o ângulo de ataque seja menor que 65° , de tal forma que os pára-quadras não corram risco de se enroscarem na plataforma. A Fig. (5) representa o ângulo de ataque ao longo da trajetória.

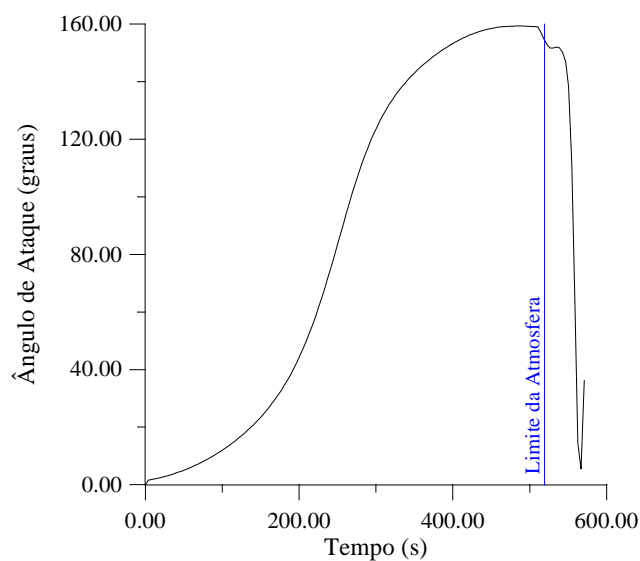


Figura 5. Ângulo de ataque ao longo da trajetória

Os atuadores estão dispostos conforme ilustrado na Fig. (2). O não funcionamento de apenas um destes atuadores pode provocar uma rotação indesejável. A Fig. (6) apresenta as conseqüências sobre o ângulo de ataque devidas a um erro no atuador 1 que se encontra no eixo y do sistema do corpo.

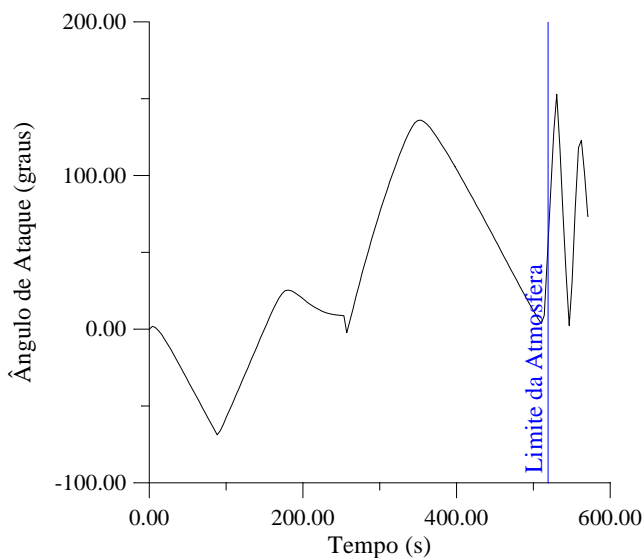


Figura 6. Influência de erro no atuador 1 sobre o ângulo de ataque

A influência do não acionamento de dois atuadores quase opostos (atuadores 4 e 9) encontra-se na Fig. (7).

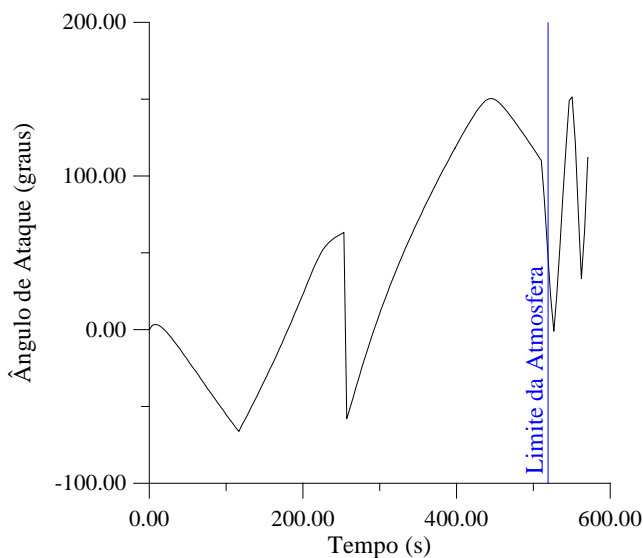


Figura 7. Influência de erro nos atuadores 4 e 9 sobre o ângulo de ataque

Embora extremamente improvável, foi realizada também uma simulação que considera o não acionamento de um par de atuadores próximos. A Fig. (8) demonstra este resultado.

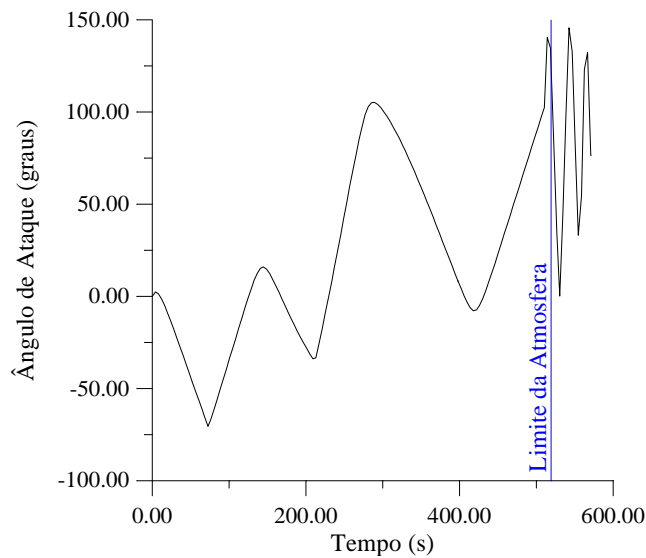


Figura 8. Influência de erro nos atuadores 2 e 3 sobre o ângulo de ataque

As Figs. (9) e (10) explicitam o comportamento distinto do ângulo de ataque sujeito a erros em diferentes atuadores. O objetivo é mostrar que a atitude final da plataforma depende do atuador que falhou e não apenas da quantidade de atuadores que não foram acionados. Figura (9) mostra as conseqüências de erros no acionamento dos atuadores 4 ou 6.

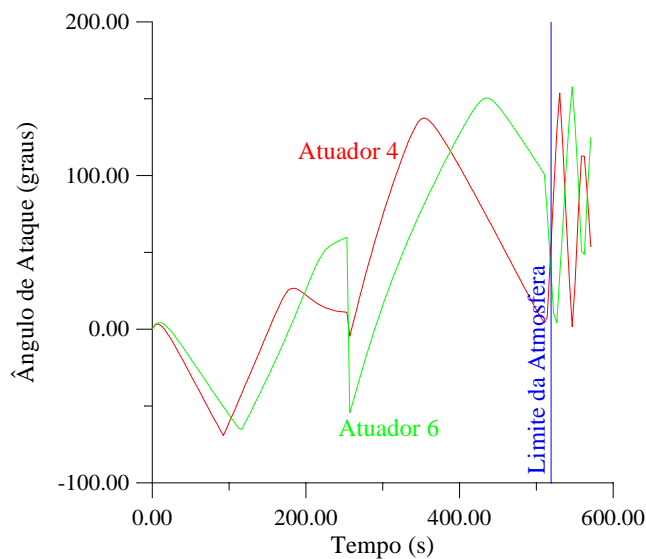


Figura 9. Influência de erro nos atuadores 4 ou 6 sobre o ângulo de ataque

Figura (10) apresenta o comportamento do ângulo de ataque ao longo da trajetória da plataforma, após uma separação em que ocorreram erros no acionamento dos atuadores 4 e 5, ou nos atuadores 4 e 9.

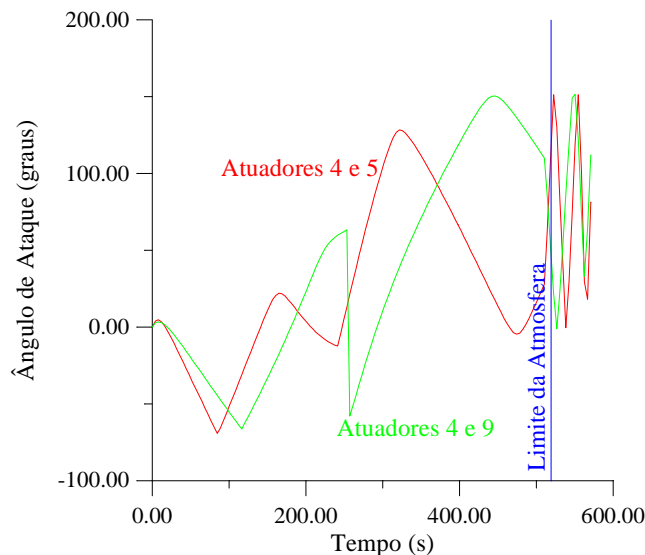


Figura 10. Influência de erro nos atuadores 4 e 5 ou 4 e 9 sobre o ângulo de ataque

5. CONCLUSÕES

Considerando os resultados obtidos nas simulações realizadas para avaliar a influência de falhas no acionamento dos atuadores de separação entre o segmento SARA Suborbital e o veículo lançador, são apresentados alguns comentários.

Ao separar-se do último estágio do lançador, o segmento apresenta uma rotação em torno do eixo de rolamento que garante a sua estabilidade até o encontro com as camadas mais densas da atmosfera já na fase de vôo de retorno. O ângulo de arfagem mantém-se positivo e sem grandes variações durante o vôo na parte mais alta da trajetória. Ao se aproximar da parte mais densa da atmosfera, a aerodinâmica da plataforma passa a influenciar seu movimento resultando em uma diminuição deste ângulo.

Devido às condições iniciais da simulação, momentos de inércia e distância entre o centro de massa e o centro de pressão, a plataforma apresenta um movimento conhecido como *flat spin*. Trata-se de um movimento em torno do seu eixo de guinada. Este no entanto não compromete o funcionamento posterior do sistema de pára-quadras.

Para uma trajetória balística sem consideração de falhas no sistema de separação, o ângulo de ataque no momento de abertura do pára-quadras é menor que 65° , que é o ângulo máximo permissível para inicialização de abertura dos pára-quadras. As simulações onde erros nos atuadores foram considerados demonstram a gravidade das conseqüências. Os resultados mostram o alcance de altos ângulos de ataque devido a uma rotação da plataforma em torno do seu eixo de arfagem. A conseqüência mais grave é que o torque aerodinâmico não é suficiente para amortecer a oscilação do ângulo de ataque, pois o tempo que a plataforma passa dentro da atmosfera é muito pequeno (da ordem de 50 segundos). Assim, no momento de abertura dos pára-quadras, este ângulo pode ser maior que 65° , dependendo da posição do(s) atuador(es) que falhou(aram).

Não existem graves conseqüências sobre a dinâmica do centro de massa do segmento SARA Suborbital devido ao funcionamento indevido dos atuadores.

Considerando-se estes resultados torna-se indispensável garantir o funcionamento do sistema de separação com um alto índice de confiabilidade. Um ângulo de ataque maior que 65° no momento de abertura dos pára-quadras pode provocar a perda do segmento.

6. AGRADECIMENTOS

Os autores gostariam de expressar seu agradecimento à FAPESP pelo auxílio dado através do processo 01/01694-9.

7. REFERÊNCIAS

- Boscov, J. e Macera, S.R., 1993, "Programme Spatial Bresilien: La Fusée VS-40", Proceedings of the 11th ESA Symposium on European Rocket and Balloon Programs and Related Research, ESA SP-355, Lillehammer, Noruega.
- Delprat, O., 1992, "DRAG – Programa de Cálculo de Arrasto", CTA/IAE, RT-012/ETP-AED/92.
- Faggiano, C., Barbosa, S.A. e Moraes Jr., P., 1985, "NORFOR. Programa de Cálculo de Características Aerodinâmicas Estáticas Longitudinais de Veículos Axissimétricos Multi-Estágios", IAE/ASE, RT-002/ETP-AED/85.
- Luna, L.R.M., 1991, "Simulação da Atitude de um Veículo durante sua Reentrada na Atmosfera Terrestre", Dissertação de Mestrado em Mecânica do Vôo e Orbital, ITA-CTA, São José dos Campos, Brasil.
- Moraes Jr., P., 1998, "Design Aspects of the Recoverable Orbital Platform SARA", Anales do 8º Congreso Chileno de Ingenieria Mecánica, Vol. 1, Concepción, Chile, pp. 39-44.
- Vinh, N.X., 1981, "Optimal Trajectories in Atmospheric Flight", Ed. Elsevier, Amsterdam, The Netherlands, 402 p.
- Wertz, J.R., 1978, "Spacecraft Attitude Determination and Control", D. Reidel Publishing Co., The Netherlands.

8. DIREITOS AUTORAIS

Os autores são os únicos responsáveis pelo conteúdo do material impresso incluído no seu trabalho.

ATTITUDE SIMULATION OF SARA IN A SUB-ORBITAL FLIGHT TRAJECTORY

Walkiria Schulz

Centro Técnico Aeroespacial, Instituto de Aeronáutica e Espaço, Divisão de Sistemas Espaciais, Pça Mal-Ar Eduardo Gomes, 50, 12228-904 São José dos Campos-SP, wschulz@iae.cta.br

Paulo Moraes Jr.

CTA, Instituto de Aeronáutica e Espaço, Divisão de Sistemas Espaciais, moraes@iae.cta.br

***Abstract.** The SARA Sub-orbital segment will be launched with the VS40/MV03 vehicle and recovered with parachute system. After separation of the vehicle, the segment will describe a ballistic flight trajectory during witch the perturbations due to the separation event should be damped or amplified. To guarantee a good performance of the recovering system it is important to know the attitude and movement variables of the satellite at the parachute opening instant. The influence of perturbations about the attitude can result on deviation of the nominal trajectory and dispersion of the ocean landing point. This result involves recover and rescue problems and either lost of the platform. Therefore, it became indispensable to know with accuracy the perturbations influence about the flight dynamics. The present work analyses the flight dynamics of the SARA Sub-orbital segment, describes the simulation process used and discuss the results of the different simulations performed.*

***Keywords.** flight attitude; flight dynamics; ballistic trajectory, sub-orbital flight*