

ALGORITMO DE GUIAMENTO PARA INSENSIBILIDADE NA DISPERSÃO DO TEMPO DE QUEIMA

Saulo Peixoto Campelo, spcampelo@hotmail.com

Instituto Tecnológico de Aeronáutica. Pça. Mal. Eduardo Gomes, 50. Vila das Acácias. São José dos Campos - SP. CEP: 12228-900.
Brasil

Waldemar de Castro Leite Filho, waldemar@iae.cta.br

Hilton Cleber Pietrobom, hilton@iae.cta.br

Alexandro Garro Brito, alexandro@iae.cta.br

Instituto de Aeronáutica e Espaço. Pça. Mal. Eduardo Gomes, 50. Vila das Acácias. São José dos Campos - SP. CEP: 12228-904.
Brasil

Luiz Sandoval Góes, goes@ita.br

Instituto Tecnológico de Aeronáutica. Pça. Mal. Eduardo Gomes, 50. Vila das Acácias. São José dos Campos - SP. CEP: 12228-900.
Brasil

Resumo. Este artigo descreve estudo em guiamento de veículos espaciais que utilizam propulsão sólida, em especial o VLS, Veículo Lançador de Satélites. Os veículos espaciais que utilizam propulsão sólida não possuem controle do nível de empuxo, assim sua trajetória só pode ser controlada apenas através da mudança de atitude. Seu guiamento é baseado na velocidade e posição instantâneas, na energia embarcada e na trajetória de forma a atender, com êxito, a condição requerida para a satelização. Neste processo, alguns dados são obtidos através de testes em bancos de ensaio, podendo apresentar dispersão ao ser comparado com os valores reais em vôo. Um dos mais importantes é o tempo de queima dos motores, motivador deste trabalho. Busca-se um algoritmo de guiamento insensível a dispersão no tempo de queima. Para que o algoritmo seja insensível a esta dispersão é necessário incluir além da condição de satelização, uma condição que leve o veículo a ter uma trajetória tangente à uma determinada superfície solução, definida por uma equação que relaciona as seguintes variáveis: V_T , V_R e R , velocidade tangencial, velocidade radial e raio, respectivamente. Assim, independente do momento do fim da queima do motor do terceiro estágio, o veículo já estará no plano solução desejado. O atendimento da condição de insensibilidade deve ocorrer de modo a não prejudicar o atendimento da condição de satelização. A validação deste algoritmo será realizada usando-se o ADAGA, que é um ambiente de desenvolvimento dos algoritmos de guiamento e apontamento.

Palavras-chaves: Guiamento, Propulsão sólida, Injeção em órbita.

1. Introdução

O Veículo Lançador de Satélites Brasileiro (VLS) possui quatro estágios propulsados à propelente sólida. Uma das características de foguetes à combustível sólido é que após sua ignição, a queima é contínua, não podendo ser reiniciada, nem mesmo controlada. Deste modo, o algoritmo de guiamento foi desenvolvido baseado (Pinto, 1995) na velocidade e posição instantâneas e na energia embarcada do veículo. A posição e a velocidade são medidas através de um sistema de navegação inercial e a energia embarcada estimada baseando-se em testes realizados em bancos de ensaio. Esta estimativa do tempo de queima apresenta grande dispersão se comparado com os valores reais do motor em vôo, o que torna o algoritmo menos efetivo no atendimento dos parâmetros orbitais requeridos, como por exemplo, raio da órbita, excentricidade, inclinação, etc. (Leite Filho e Pinto, 1998).

O objetivo deste trabalho visa a realizar modificações no algoritmo de guiamento do VLS, que atua durante o terceiro estágio, no intuito de torná-lo menos sensível à variação na dispersão em torno do tempo de queima do motor do terceiro estágio. Dado uma superfície solução para inserção em órbita, ao se ter uma trajetória tangente a esta superfície, independente do momento que ocorra o fim de queima o foguete estará dentro de uma solução possível e por consequência será mais preciso no atendimento das condições orbitais. Outro requisito a ser atendido é que o algoritmo modificado deve estar de acordo com as especificações do computador de bordo do VLS, principalmente no que se refere ao tempo de execução das rotinas. A estratégia de guiamento usada é baseada na hipótese de tiro impulsional do quarto estágio e da energia restante do terceiro estágio.

2. Queima impulsional

A aproximação de queima instantânea para o quarto estágio é baseada no fato do veículo percorrer um arco de menos de 3 graus durante a queima, caracterizando uma anomalia verdadeira (Pinto, 1995). Desta forma, como mostrado na Fig. 1, podemos calcular a velocidade no instante final através de uma soma vetorial da velocidade naquele instante e do incremento de velocidade ΔV_4 fornecido pela queima do motor do quarto estágio. Este incremento de velocidade é tal que seu módulo vale:

$$\Delta V_4 = \int_0^{t_{q4}} \frac{F_{e4}}{m_4} dt \quad (1)$$

sendo t_{q4} , F_{e4} e m_4 , o tempo de queima, a força de empuxo e a massa do quarto estágio, respectivamente. Neste trabalho, utilizou-se os dados seguintes: $\Delta V_4 = 3613.275$ m/s e a altitude da órbita da missão é de 615 km.

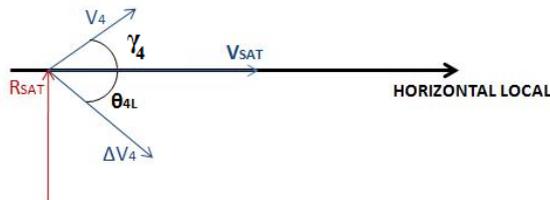


Figura 1. Geometria no instante do tiro do quarto estágio

3. Condição de satelização

A velocidade de satelização desejada para uma órbita circular deve obedecer à relação (Cornelisse, 1979),

$$V_{sat} = \sqrt{\frac{\mu}{R_{sat}}} \quad (2)$$

sendo μ e R_{SAT} , a constante gravitacional terrestre e o raio de satelização, respectivamente.

A Figura 1 mostra a geometria da condição de satelização. V_{SAT} deve estar alinhado com a horizontal local. γ_4 é o ângulo formado entre o vetor velocidade V_4 e a horizontal local, imediatamente antes do tiro e θ_L é a atitude local do veículo no instante do tiro.

Desta forma, podemos determinar as seguintes relações:

$$V_4 \cos \gamma_4 + \Delta V_4 \cos \theta_l = \sqrt{\frac{\mu}{R_{sat}}} \quad (3)$$

$$V_4 \sin \gamma_4 + \Delta V_4 \sin \theta_l = 0. \quad (4)$$

A Figura 2 mostra o instante entre o final do terceiro estágio e o início do quarto estágio, onde voo é balístico. Desta forma, utiliza-se a equação de conservação de momento angular

$$V_4 R_4 \cos \gamma_4 = V_3 R_3 \cos \gamma_3 \quad (5)$$

e a equação de conservação de energia

$$\frac{V_4^2}{2} - \frac{\mu}{R_4} = \frac{V_3^2}{2} - \frac{\mu}{R_3}. \quad (6)$$

para transferir o problema do início do quarto estágio para o fim do terceiro estágio.

Utilizando as Eq. (3)-(6), têm-se que:

$$\cos \gamma_{3DES} = \frac{R_4}{2\sqrt{\frac{\mu}{R_4}} V_3 R_3} \left(V_3^2 + 2\mu \left(\frac{1}{R_4} - \frac{1}{R_3} \right) + \frac{\mu}{R_4} - \Delta V_4^2 \right). \quad (7)$$

sendo V_3 e R_3 a velocidade e o raio no fim do terceiro estágio e R_4 o raio no início do quarto estágio.

A Equação (7) estabelece a relação entre V_3 , γ_3 e R_3 para que a condição de satelização seja atendida. Através desta pode-se calcular o ângulo de trajetória desejado (γ_{3DES}). Neste ponto, pode-se trazer o problema de otimização da trajetória ótima para o final da queima do motor do terceiro estágio, e não mais no instante do tiro do quarto estágio.

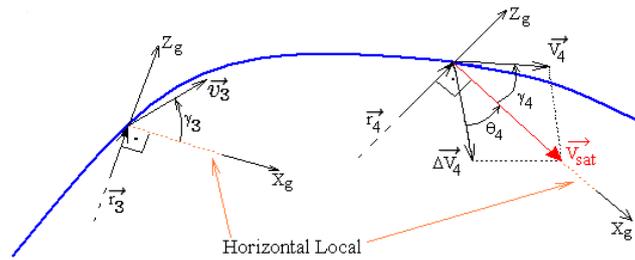


Figura 2. Condição de voo do veículo no fim do 3º estágio e no momento do tiro do 4º estágio

4. Estimativa do estado final do terceiro estágio

Uma vez tendo-se transferido a condição final para inserção em órbita do instante do tiro do quarto estágio para o final do terceiro estágio, necessita-se de uma estimativa dos valores de V_3 e R_3 para assim calcularmos γ_{3DES} , ou seja, uma lei de controle que satisfaça a Eq. (7). A fim de tornar essa lei de controle mais simples e possível de ser implementada no computador de bordo, considera-se que:

- O ângulo θ_L (arfagem local) varia linearmente com tempo.

$$\theta_L = \theta_{L0} + \omega t. \quad (8)$$

- O ângulo ψ_L (guinada local) não varia durante o terceiro estágio.

A atitude local é definida pelos ângulos θ_L e ψ_L , e estes ângulos são definidos como mostrado na Fig. 3, sendo X_b a direção longitudinal do corpo do foguete e (X_g, Y_g, Z_g) o triedro guiamento.

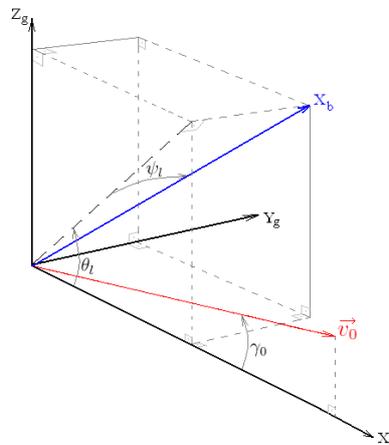


Figura 3. Sistema de coordenadas guiamento

As equações de movimento do veículo descritas no sistema de coordenadas local, considerando-o fixo durante o voo do terceiro estágio, são:

$$\frac{dV_x}{dt} = \Gamma \cos(\theta_{L0} + \omega t) \cos \psi_L \quad (9)$$

$$\frac{dV_y}{dt} = \Gamma \text{sen} \psi_L \quad (10)$$

$$\frac{dV_z}{dt} = \Gamma \text{sen}(\theta_{L0} + \omega t) \cos \psi_L - g \quad (11)$$

sendo Γ a aceleração propulsiva e g a aceleração da gravidade. Tal que $g = \frac{\mu}{R^2}$. A aceleração propulsiva é dada pela expressão:

$$\Gamma = \frac{\dot{m}c}{M_0 - \dot{m}t} \quad (12)$$

sendo \dot{m} a taxa de consumo de massa do propelente – considerada constante – e c a velocidade de escape dos gases.

Levando-se em conta a hipótese de queima impulsional, também para o terceiro estágio, integrando as Eq. (9)-(11), chegamos a um acréscimo de velocidade para as três componentes:

$$\Delta V_x = c \cos\left(\frac{M_0\omega_0}{\dot{m}} + \theta_L\right) \cos(\psi_L) \left(\text{CosInt}\left(\frac{M_0\omega_0}{\dot{m}}\right) - \text{CosInt}\left(\frac{M_{b03}\omega_0}{\dot{m}}\right) + \ln\left(\frac{M_0}{M_{b03}}\right) \right) + c \text{sen}\left(\frac{M_0\omega_0}{\dot{m}} + \theta_L\right) \cos(\psi_L) \left(\text{SinInt}\left(\frac{M_0\omega_0}{\dot{m}}\right) - \text{SinInt}\left(\frac{M_{b03}\omega_0}{\dot{m}}\right) \right) \quad (13)$$

$$\Delta V_y = c \text{sen}(\psi_L) \ln\left(\frac{M_0}{M_{b03}}\right) \quad (14)$$

$$\Delta V_z = c \text{sen}\left(\frac{M_0\omega_0}{\dot{m}} + \theta_L\right) \cos(\psi_L) \left(\text{CosInt}\left(\frac{M_0\omega_0}{\dot{m}}\right) - \text{CosInt}\left(\frac{M_{b03}\omega_0}{\dot{m}}\right) + \ln\left(\frac{M_0}{M_{b03}}\right) \right) - c \cos\left(\frac{M_0\omega_0}{\dot{m}} + \theta_L\right) \cos(\psi_L) \left(\text{SinInt}\left(\frac{M_0\omega_0}{\dot{m}}\right) - \text{SinInt}\left(\frac{M_{b03}\omega_0}{\dot{m}}\right) - gt_{g0} \right) \quad (15)$$

sendo CosInt e SinInt a integral de duas funções definidas em (Pinto, 1995).

O valor da velocidade estimada para o final do terceiro estágio é:

$$V_3 = \sqrt{(V_{XG} + \Delta V_X)^2 + (\Delta V_Y)^2 + (V_{ZG} + \Delta V_Z)^2}. \quad (16)$$

A estimativa da posição é:

$$\Delta X = \left(\frac{V_0 + V_3}{2}\right) t_{g0} \cos(\gamma_0) \cos(\beta_f) \quad (17)$$

$$\Delta Y = \left(\frac{V_0 + V_3}{2}\right) t_{g0} \text{sen}(\beta_f) \quad (18)$$

$$\Delta Z = \left(\frac{V_0 + V_3}{2}\right) t_{g0} \text{sen}(\gamma_0) \cos(\beta_f) - g \frac{t_{g0}^2}{2}. \quad (19)$$

O módulo estimado de \vec{R}_3 é dado por:

$$R_3 = \sqrt{(\Delta X)^2 + (\Delta Y)^2 + (h_0 + \Delta Z)^2}, \quad (20)$$

e o ângulo β_f é definido por:

$$\beta_f = \arcsen\left(\frac{\Delta V_Y}{V_3}\right). \quad (21)$$

Deste modo, com os valores estimados de V_3 e R_3 ao final do terceiro estágio é possível calcular o ângulo de trajetória desejado γ_{3DES} utilizando a Eq. (7) e também calcular o valor do ângulo de trajetória estimado γ_{3EST} como segue:

$$\gamma_{3EST} = \arcsen\left(\frac{\Delta X(V_{XG} + \Delta V_X) + \Delta Y(\Delta V_Y) + (h_0 + \Delta Z)(V_{ZG} + \Delta V_Z)}{R_3 V_3}\right) \quad (22)$$

Para que ao final do terceiro estágio o veículo esteja com um erro no ângulo de trajetória igual a zero, deve-se encontrar um valor para a velocidade angular ω tal que:

$$\Delta\gamma_3 = \gamma_{3DES} - \gamma_{3EST} = 0 \quad (23)$$

Encontrado o valor ótimo de ω , o valor de θ_L será atualizado da seguinte forma

$$\theta_L = \theta_L + \omega \delta t \quad (24)$$

onde $\delta t = 1/64$.

O valor de ω encontrado deverá valer durante todo o próximo período de guiamento quando um novo valor será calculado.

5. ADAGA

O teste de validação do algoritmo proposto foi realizado em um Ambiente de Desenvolvimento dos Algoritmos de Guiamento e Apontamento, chamado ADAGA, em funcionamento na Subdivisão de Controle (ASE-C), da Divisão de Sistemas Espaciais do Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE), cujo fluxograma é mostrado na Fig. 5 (Leite filho e Pietrobom, 2003). O ADAGA tem como função avaliar o desempenho do algoritmo de guiamento, simulando o voo do veículo desde a fase inicial (primeiro estágio) até a inserção em órbita do satélite, entregando como resultado os parâmetros orbitais atingidos. Também faz parte do ADAGA o Módulo de Apontamento (Leite Filho, 1994), que diminui a dispersão entre os parâmetros orbitais desejados e obtidos, calculando após o término do terceiro estágio, o instante de ignição ótimo do conjunto quarto estágio/Satélite e sua atitude. O algoritmo de guiamento e de apontamento implementados no ADAGA são os mesmos implementados no computador de bordo do VLS.

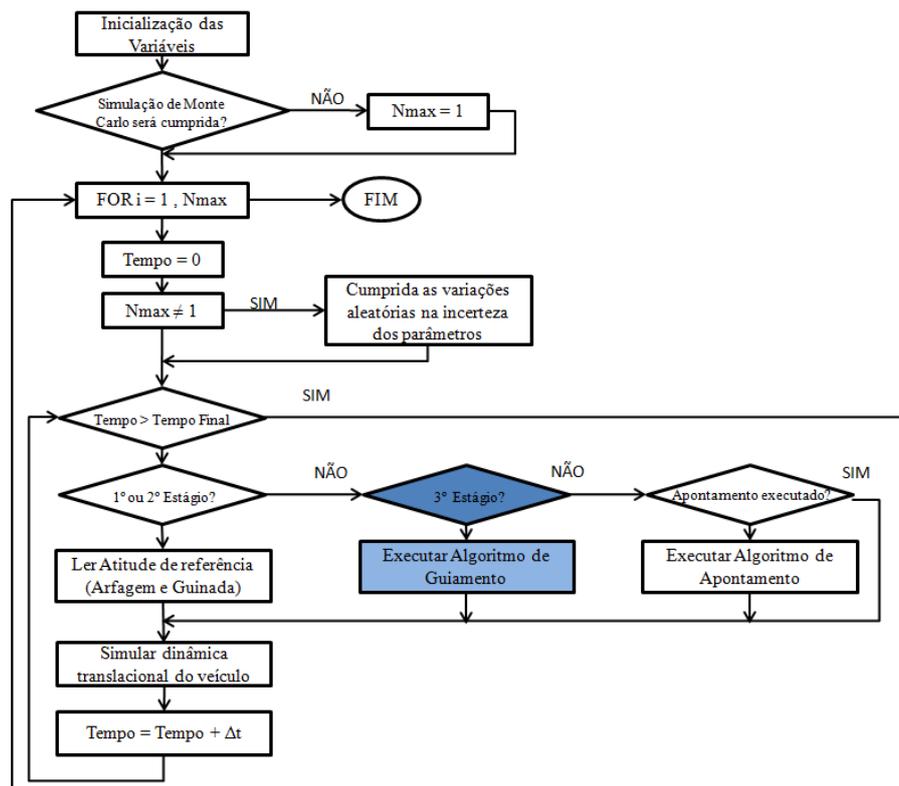


Figura 4. Algoritmo do ADAGA

6. Condição para insensibilidade no tempo de queima

Durante o terceiro estágio, o guiamento estima um ângulo de arfagem (θ_L), o qual gera uma trajetória AB representada na Fig. 5, que termina em uma hipersuperfície Φ , espaço cartesiano tridimensional definido pelas coordenadas V_R , V_T e R denominados velocidade radial na mesma direção do raio R , velocidade tangencial do veículo no plano da horizontal local e raio. A equação que define esse espaço cartesiano é:

$$\Phi(V_T, V_R, R) = V_T^2 - 2V_T \sqrt{\frac{\mu}{R_{SAT}}} \frac{R}{R_{SAT}} + V_R^2 + \frac{3\mu}{R_{SAT}} - \frac{2\mu}{R} - \Delta V_4^2 = 0. \quad (25)$$

A condição $\Phi(V_T, V_R, R) = 0$ define uma superfície alvo nesse espaço, cujos pontos (V_T, V_R, R) , satisfazem a Eq. (25). No caso geral, a trajetória atinge a superfície alvo com um ângulo $\alpha \neq 0^\circ$, sendo α o ângulo entre a normal da superfície alvo e a trajetória no ponto B (Leite Filho, 2007).

A variação no tempo de queima do motor do terceiro estágio afeta o valor das variáveis (V_3, γ_3, R_3) e de acordo com a Eq. (7), as dispersões nos parâmetros do fim do terceiro estágio causam significativas perdas no atendimento dessa condição, pois estas dispersões fazem com que extremidade B da trajetória AB aconteça antes ou depois do ponto desejado pelo guiamento. Para que o algoritmo de guiamento seja mais tolerante a essas dispersões é necessário incluir a Eq. (25) como uma condição adicional à condição de satelização. Se $\alpha = 90^\circ$, qualquer dispersão no tempo de queima do terceiro estágio, e por consequência nos valores das variáveis finais do terceiro estágio, não influenciarão na precisão da chegada na superfície solução, pois a trajetória estará tangente a superfície.

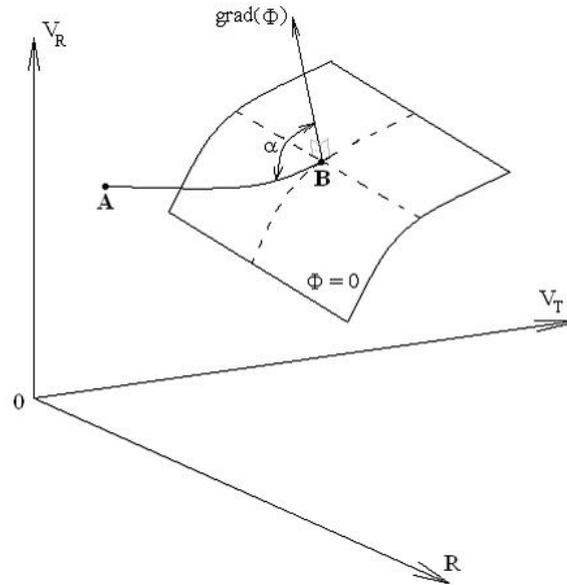


Figura 5. Trajetória AB e superfície $\Phi = 0$, com chegada arbitrária

Para que a trajetória seja tangente a superfície $\Phi(V_T, V_R, R) = 0$, o produto escalar do vetor gradiente de Φ com o vetor das equações de movimento – que possuem o mesmo sentido da evolução temporal da trajetória – deve ser nulo (Nepomuceno, 2006):

$$\text{grad}(\Phi) \left(\frac{d\vec{V}_T}{dt}, \frac{d\vec{V}_R}{dt}, \frac{d\vec{R}}{dt} \right) = 0. \quad (26)$$

Sendo o vetor das equações de movimento:

$$\frac{d\vec{V}_T}{dt} = \Gamma_T - \frac{\vec{V}_T \cdot \vec{V}_R}{\|\vec{R}\|} \quad (27)$$

$$\frac{d\vec{V}_R}{dt} = \Gamma_R - \frac{\mu}{\|\vec{R}\|^2} + \frac{\vec{V}_T^2}{\|\vec{R}\|} \quad (28)$$

$$\frac{d\vec{R}}{dt} = \vec{V}_R. \quad (29)$$

Resolvendo a Eq. (26) tem-se:

$$\frac{\Gamma_R}{\Gamma_T} = - \frac{V_T - \sqrt{\frac{\mu}{R_{SAT}} \frac{R}{R_{SAT}}}}{V_R} = \text{tg}(\theta_L). \quad (30)$$

O valor de θ_{3DES} , reescrevendo a Eq. (30) é:

$$\theta_{3DES} = \text{arctg} \left(\sqrt{\frac{\mu}{R_{SAT}} \frac{R}{R_{SAT}}} - \frac{V_T}{V_R} \right). \quad (31)$$

Baseado na restrição que θ_L varia linearmente, chega-se ao valor de θ_{3EST} :

$$\theta_{3EST} = \theta_L + \omega \cdot t_{g0} \quad (32)$$

sendo t_{g0} o tempo restante do terceiro estágio.

Semelhante à primeira restrição, para que ao final do terceiro estágio o veículo esteja com um erro no ângulo de trajetória igual a zero, deve-se encontrar um valor para ω tal que:

$$\Delta\theta_3 = \theta_{3DES} - \theta_{3EST} = 0. \quad (33)$$

Logo as Eq. (23) e (33) são as condições necessárias para que o satélite atinja uma órbita pré-determinada e que seja minimizada a influência na precisão da inserção em órbita devido a variação no tempo de queima do motor do terceiro estágio.

7. Resultados

Através do ADAGA, pode-se simular o vôo do VLS para os dois algoritmos de guiamento: o algoritmo que leva em consideração apenas a condição de satelização – aqui chamado de AG1 – e o algoritmo desenvolvido neste trabalho somado ao AG1 – chamado AG2 – que leva em consideração as condições de satelização e também de insensibilidade no tempo de queima durante 100% do terceiro estágio. No decorrer das simulações foram desenvolvidas outras configurações para o algoritmo AG2, sendo alterado o tempo a partir do qual a segunda condição começava a atuar, alteração esta, baseado na relação entre a velocidade angular e o erro da órbita alcançada. As variáveis usadas na comparação dos algoritmos foram os dados de saída do ADAGA: excentricidade, órbita, apogeu e perigeu, sendo traçado também o perfil do θ de referência e do ω , para que se pudesse analisar as manobras realizadas pelo veículo. Para verificar a insensibilidade no tempo de queima, a simulação foi realizada utilizando-se três perfis diferentes de empuxo, o inferior, o superior e o nominal.

O perfil de θ gerado pelo algoritmo AG2 nao foi capaz de atender as duas condições simultaneamente. Devido sua utilização desde o início do terceiro estágio, o erro entre as altitudes das órbitas obtida e desejada foi muito grande, então foi necessário mesclar os dois algoritmos – AG1 e AG2 – alterando o momento a partir do qual a segunda condição seria utilizada, para isso criou-se o AG2-20, que atua durante os 20% finais da queima do terceiro estágio. Como podemos ver na Fig. 6, o AG2-20 possui o perfil de ω com uma velocidade angular elevada, sendo inviável para o VLS realizar tal manobra. No intuito de tornar o perfil de ω mais suave, foram produzidos outros algoritmos, onde o tempo de atuação fosse maior. Aumentado gradativamente o tempo de atuação da segunda condição, chegou-se ao AG2-55, que atua nos 55% finais da queima do terceiro estágio.

O AG2-55 encontra-se em um tempo t onde, para quanto menor o tempo de atuação, maior a velocidade angular e para quanto maior o tempo de atuação, maior será o erro no atendimento da primeira condição e menor será a altitude alcançada. Assim, o AG2-55 encontra-se em um ponto onde tem-se uma velocidade angular viável para o VLS executar e um erro na altitude na inserção em órbita aceitável.

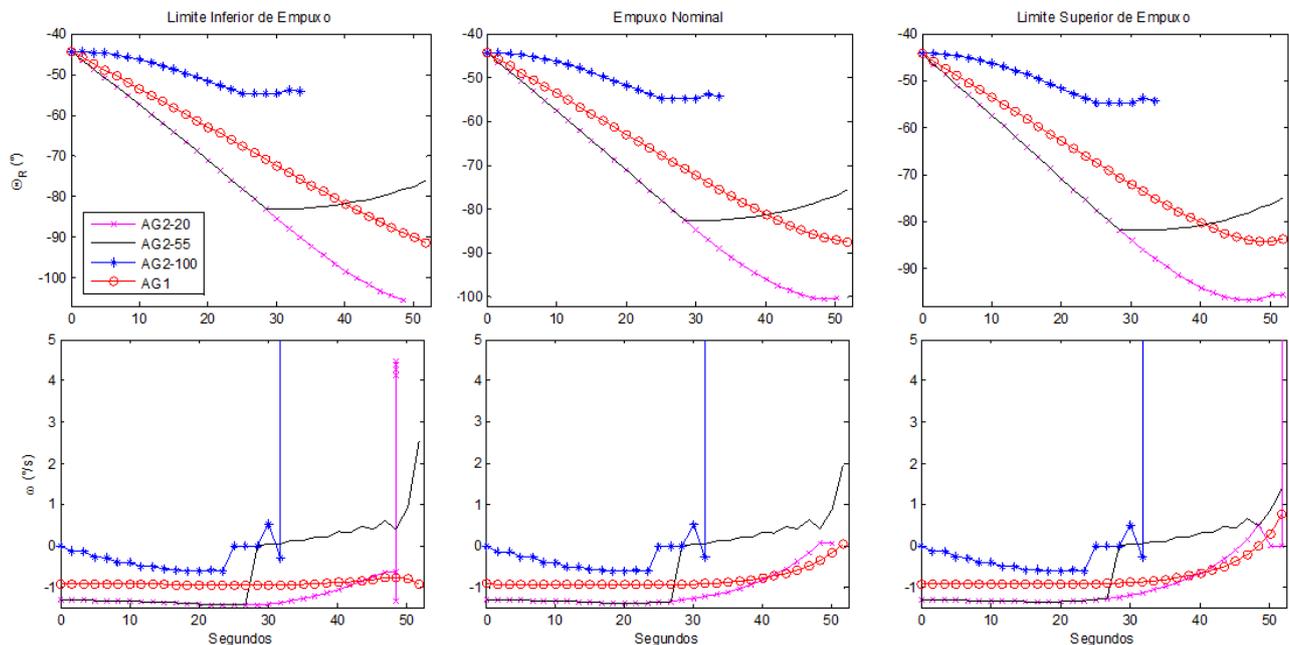


Figura 6. θ e ω para os algoritmos AG1 e AG2.

As Tabelas (1)-(3) mostram a excentricidade, apogeu, perigeu e altura das órbitas alcançadas com cada um dos algoritmos testados, com esses valores podemos comparar os resultados obtidos. A missão é uma órbita circular de 615 km de altitude, logo a excentricidade ótima é igual a zero e o perigeu igual à órbita, 615 km.

Assim como na Fig. 6, os algoritmos AG2-100 e AG2-20 estão fora dos parâmetros especificados. o AG2-100 possui uma excentricidade que não condiz com uma órbita circular e por não conseguir atender a condição de satelização produz uma altitude muito baixa. O AG2-20 apesar de possuir uma excentricidade próxima a zero, por não conseguir atender a condição de satelização a altitude alcançada também é muito baixa se comparada com a altitude da missão.

8. Conclusão

Como proposto anteriormente, foi realizada a inclusão de uma segunda condição no algoritmo de guiamento do VLS, condição essa que deveria torná-lo insensível a variação no tempo de queima do terceiro estágio. Analisando-se a Fig.

6, através dos algoritmos AG1 e AG2-100, percebe-se que as duas condições possuem perfis de θ diferentes, o algoritmo AG2-100 produz um perfil de θ que leva ao atendimento da segunda condição, mas não da primeira, gerando um erro muito grande no atendimento da órbita desejada. O AG2-20, por passar a utilizar a segunda condição apenas nos últimos 20% do terceiro estágio, produz um perfil de velocidade angular ω elevado, na tentativa de corrigir o perfil de θ no pouco tempo restante. O AG2-55 mostrou-se a melhor combinação para atender as duas condições: Nos primeiros 45% da queima do terceiro estágio, por utilizar apenas a primeira condição, este possui tempo suficiente para adequar a trajetória do veículo ao atendimento da missão, e após isso, nos 55% finais da queima do terceiro estágio buscar o atendimento da segunda condição de maneira gradual, gerando um perfil de ω viável para o VLS executar.

LIMITE SUPERIOR	AG1	AG2-55
Excentricidade	0.0004620	0.0004343
Altura da Injeção	636.253 Km	606.514 Km
Raio do Apogeu	638.662 Km	608.704 Km
Raio do Perigeu	632.182 Km	602.637 Km

Tabela 1. Características das órbitas alcançadas por AG1 e AG2-55, para o perfil superior de empuxo.

NOMINAL	AG1	AG2-55
Excentricidade	0.0004497	0.0004541
Altura da Injeção	602.193 Km	615.340 Km
Raio do Apogeu	604.490 Km	617.678 Km
Raio do Perigeu	598.213 Km	611.328 Km

Tabela 2. Características das órbitas alcançadas por AG1 e AG2-55, para o perfil nominal de empuxo.

LIMITE INFERIOR	AG1	AG2-55
Excentricidade	0.0004276	0.0004807
Altura da Injeção	559.961 Km	630.672 Km
Raio do Apogeu	562.058 Km	633.205 Km
Raio do Perigeu	556.126 Km	626.468 Km

Tabela 3. Características das órbitas alcançadas por AG1 e AG2-55, para o perfil inferior de empuxo.

A inclusão de uma condição que diminua a sensibilidade do algoritmo de guiamento à variação do tempo de queima do terceiro estágio foi obtida através do algoritmo AG2-55. O qual se mostrou mais eficaz que o algoritmo usado atualmente, aumentando a precisão da órbita obtida – seja na excentricidade ou na altura da órbita. A variação da altura de injeção em órbita ΔH é de 76,292 Km para o algoritmo AG1 e de 24,158 Km para o algoritmo AG2-55, representando uma melhoria de aproximadamente 3 vezes na variação da altura de injeção em órbita com relação a variação dos perfis de empuxo.

Referências

- Carrijo, D. S., Moreira, F. J. O. 1994, "Modelamento matemático usado no projeto do sistema de controle do VLS", Relatório Técnico 590-000000/B3043, Instituto de Aeronáutica e Espaço, S. J. Campos, SP, Brasil, 58 p.
- Cornelisse, J. W., et al, 1979, "Rocket Propulsion and Spaceflight Dynamics", Pitman, London.
- Leite Filho, W. C., 1994, "Projeto Detalhado do Algoritmo de Apontamento do VLS", Relatório Técnico DOC 590-000000/B3044, Instituto de Aeronáutica e Espaço, S. J. Campos, SP, Brasil.
- Leite Filho, W. C., 1996, "Aerospace Vehicle Control - Modern theory and applications", Ed. 1, pp. 303-344.
- Leite Filho, W. C., Pinto, P. S., 1998, "Guidance strategy for solid propelled launchers", vol. 21, n^o1, pp. 1006-1009.
- Leite Filho, W. C., 2002, "O Sistema de Controle do VLS", Controle & Instrumentação, n^o72, pp. 71-77.
- Leite Filho, W. C., Pietrobon, H. C., 2003, "ADAGA - Software for trajectory design and guidance assessment", 5th International Conference on Space Launchers: Missions, Control and Avionics, Madrid, Spain.
- Leite Filho, W. C., 2007, "Guiamento de Veículos Espaciais", São José dos Campos, Instituto de Aeronáutica e Espaço. (Notas de aula)
- Pinto, P. S., 1998, "Projeto do Algoritmo de Guiagem do VLS", Relatório Técnico RT-055-ASE-C/95, Instituto de Aeronáutica e Espaço, S. J. Campos, SP, Brasil, 92 p.
- Nepomuceno, A. L., 2006, "Guiamento do VLS-1 com prevenção para dispersões em parâmetros pré-estabelecidos", (Dissertação Mestrado) Mestrado Profissionalizante em Engenharia Aeroespacial, Instituto de Aeronáutica e Espaço, S. J. Campos, SP, Brasil, 202 p.