

## CORREÇÃO NA ATITUDE DE VEÍCULOS LANÇADORES EM FUNÇÃO DE SUA VELOCIDADE APARENTE

Sérgio Mendes de França, [sergiomf11@gmail.com](mailto:sergiomf11@gmail.com)

Instituto Tecnológico de Aeronáutica – ITA, Praça Marechal Eduardo Gomes, 50 - Vila das Acácias, 12.228-900, São José dos Campos, SP, Brasil

Waldemar Castro Leite Filho, [waldemar@iae.cta.br](mailto:waldemar@iae.cta.br)

Alexandro Garro Brito, [alexandro@iae.cta.br](mailto:alexandro@iae.cta.br)

Hilton Cleber Pietrobom, [hilton@iae.cta.br](mailto:hilton@iae.cta.br)

Instituto de Aeronáutica e Espaço – IAE, Praça Marechal Eduardo Gomes, 50 - Vila das Acácias, 12.228-904, São José dos Campos, SP, Brasil

**Resumo.** Este artigo se propõe a apresentar um estudo sobre duas abordagens para a compensação das variações propulsivas de um lançador de satélites através do sistema de controle de atitude, mais especificamente para o Veículo Lançador de Satélites Brasileiro, VLS. Primeiramente, é proposto que se realize uma correção de atitude pela realimentação da diferença da velocidade aparente (não-gravitacional) na atitude de referência, gerando assim um ângulo de atitude em função da velocidade. A outra proposta de correção, diz respeito à criação de uma tabela da atitude programada baseada na atitude de referência e em função da velocidade aparente. Para a implementação destas técnicas, utilizou-se um software para simulações que cria vários cenários de voo para o VLS, o ADAGA. Este software está habilitado ao Estudo de Monte Carlo (EMC) para criar efeitos dispersivos observados durante um voo real, como dispersões no arrasto e na propulsão. Estas estratégias de controle objetivam tornar o foguete menos sensível às dispersões de empuxo e às influências da fase atmosférica, diminuindo as dispersões no decorrer da trajetória e nas dispersões da quantidade de acertos em órbita.

**Palavras-chave:** Velocidade aparente, controle de atitude, guiamento.

### INTRODUÇÃO

O perfil de atitude projetado para o voo do VLS é baseado em uma curva de empuxo nominal ao qual o sistema de controle de atitude tenta seguir durante sua execução em voo. Porém, durante o voo ocorrem dispersões de empuxo e atmosféricas que tiram o veículo de sua trajetória nominal de projeto. A introdução da atitude em função da velocidade aparente é uma forma de fazer a atitude menos sensível a essas dispersões de empuxo, visto que, a nova atitude em função da velocidade aparente traz consigo a informação dessas dispersões.

Este artigo apresenta um estudo sobre a compensação das variações de empuxo através de correções na atitude de referência em função da velocidade aparente (não-gravitacional) para o Veículo Lançador de Satélites Brasileiro (VLS) (Brito, Leite Filho e Ramos, 2005). Para tanto, duas estratégias foram utilizadas: primeiramente, a substituição direta da atitude de referência em função do tempo, pela atitude programada em função da velocidade aparente (Leite Filho, 1996). A outra estratégia diz respeito à inclusão de uma realimentação baseada na diferença entre as velocidades adquiridas durante o voo e a velocidade aparente nominal tabelada off-line, multiplicado por um ganho constante e específico para cada fase do voo atmosférico, fazendo com que haja uma nova atitude de referência.

Com a introdução destas técnicas objetiva-se também uma insensibilidade maior para as perturbações sofridas na fase atmosférica, além de entregar o veículo em uma situação mais favorável para a execução do algoritmo de guiamento, no terceiro estágio. Como o guiamento do veículo começa após a fase mais crítica (Leite Filho e Pinto, 1998), a presença de uma estratégia de controle nesta fase pode propiciar uma maior quantidade de acertos na órbita designada. Isto deve ser verificado através do estudo de *Monte Carlo*.

Cada uma das estratégias de controle acima, afeta diretamente à dispersão no empuxo. Este estudo se dedica a contrapor os valores peculiares de cada estratégia e suas conseqüências para a missão, de maneira que se possa ponderar sobre seu uso e em quais condições seria favorável ou não.

Manobras com grandes ângulos de ataque são críticas para foguetes em fases atmosféricas podendo causar danos estruturais, por isso esta técnica propõe fazer uma correção angular, ainda na fase atmosférica, em função da velocidade uma variável de variação lenta. Etapas como separação e início de queima de estágios também contribuem para a saída do foguete de sua trajetória nominal, além de também excitar aos modos de flexão, comum aos sistemas aeroespaciais (Brito, França e Leite Filho, 2008).

Devido ao seu processo de fabricação, os quatro motores do primeiro estágio do VLS apresentam ligeiras diferenças entre si. Isso ocasiona distintos perfis de empuxo para cada um deles, gerando conjugados parasitas que podem conduzir o foguete a uma trajetória diferente da projetada. Para se evitar isto, o segundo estágio começa a queima antes da cauda de empuxo do primeiro. Há então três fases distintas de controle antes do início do terceiro estágio: propulsão somente

no primeiro estágio, propulsão nos primeiro e segundo estágios e apenas o segundo estágio propulsado, como pode ser visto na Figura 1 (Leite Filho, 2002).

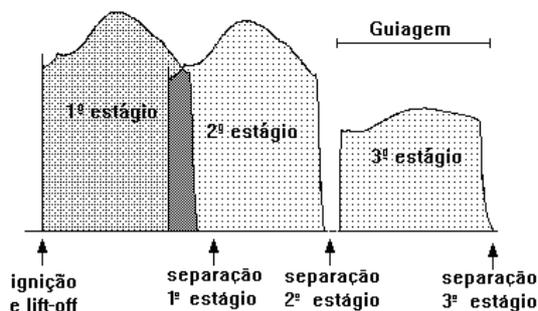


Figura 1. Seqüência de eventos do VLS.

## Métodos e recursos

Os dados foram coletados e analisados com a ajuda de dois softwares de simulação, ADAGA e Matlab. ADAGA (Leite Filho e Pietrobom, 2003) é um software criado pelo Instituto de Aeronáutica e Espaço – IAE para simulação do voo do VLS, considerando somente a dinâmica translacional do veículo (desconsidera a dinâmica rotacional) e utiliza o *Estudo de Monte Carlo (EMC)* como base para as simulações dispersivas em torno da situação nominal. De posse dos dados monitorados durante a simulação do software ADAGA, utilizou-se o Matlab para visualização dos acertos em órbita nos casos dispersivos e nominais ensaiados. A condição fundamental para o acerto em órbita se baseia nas medidas de apogeu, perigeu, altura de injeção em órbita e excentricidade toleráveis para cada missão específica.

Para analisar o funcionamento das técnicas de controle aqui tratadas, o software ADAGA foi simulado com dispersões no perfil de empuxo e massa dos motores do primeiro e segundo estágios, como apresentado através da variação de velocidade na Figura 2. As técnicas de correção de atitude foram adicionadas ao algoritmo do ADAGA nos primeiro e segundo estágios.

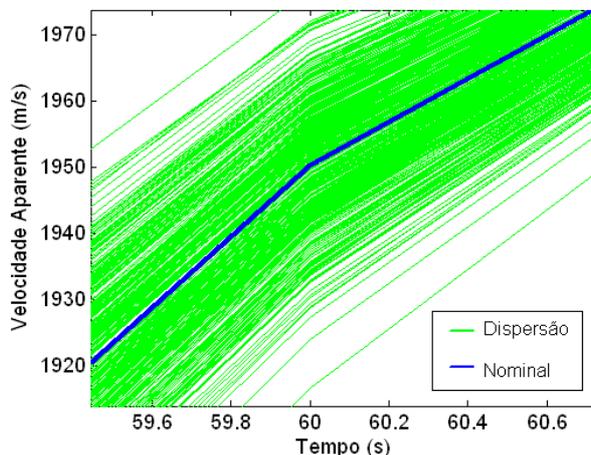


Figura 2. Ilustração de uma simulação usando *EMC*, da velocidade aparente com dispersão e nominal.

De cada curva simulada, além da nominal, foram observados os parâmetros orbitais de interesse no final do voo, como apogeu, perigeu, altura de inserção em órbita e excentricidade. Com isso, foram gerados gráficos para comparar cada técnica de controle.

## Programação da atitude pela velocidade aparente $\theta_p(v)$

O acerto à órbita-alvo, objetivo dos algoritmos de guiamento, depende da conservação da trajetória nominal e isto pode ser conseguido pela programação da atitude em função da velocidade (Leite Filho, 1996). Com isso, é possível criar uma menor sensibilidade perante as perturbações de empuxo, massa e arrasto sofridas durante o voo do foguete. Devido o perfil da curva da velocidade aparente ter uma variação lenta isto permite que o veículo execute manobras corretivas na fase atmosférica sem comprometer sua estrutura.

A programação de  $\theta_p(v)$  criaria uma redução na dispersão de atitude em relação ao método atual e também uma possível deformação na área de corte do motor de empuxo, como pode ser observado na Figura 3.

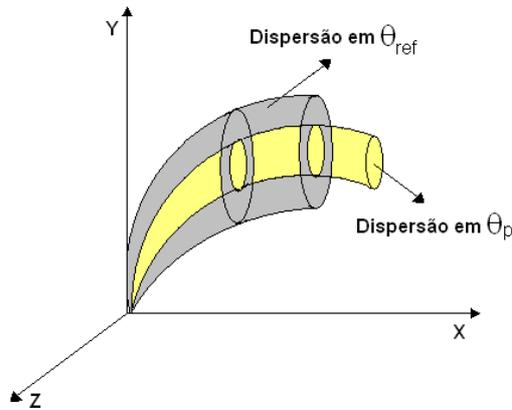


Figura 3. Dispersão de  $\theta_{ref}(t)$  e  $\theta_p(v)$ .

Para tanto, é necessário à troca de variáveis independentes, resultando em  $\theta_{ref}(t)$  por  $\theta_p(v)$ , conforme as Equações (1) - (3).

$$\theta = \theta_p(t) \tag{1}$$

$$v = v_p(t) \tag{2}$$

Logo,

$$\theta = \theta_p(v) \tag{3}$$

Nesta estratégia de correção da atitude, a troca da variável independente de  $t$  para  $v$  gera uma correção de ângulo em função da velocidade, em que a nova atitude é incluída no sistema pela substituição direta da atitude de referência pela atitude programada pela velocidade aparente,  $\theta_p(v)$ , conforme Figura 4.  $\theta_{ref}(t)$  não é mais uma variável independente mas uma variável em função da velocidade aparente e menos sensível às perturbações de empuxo dos primeiro e segundo estágios.

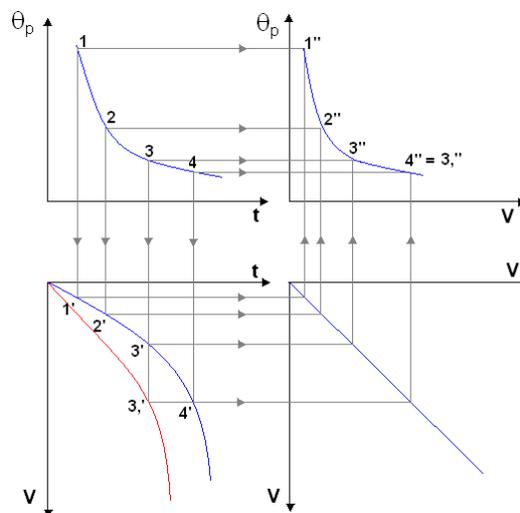


Figura 4. Programação de  $\theta_p(v)$ .

A programação da variável independente gera uma condição mais favorável de possíveis trajetórias, como visto anteriormente na Figura 4.

O controle agora é feito diretamente por  $\theta_p(v)$  programado atuando nas fases de intensa atividade das perturbações atmosféricas e variação do empuxo.  $\theta_p(v)$  foi criada pela relação de  $\theta_{ref}$  com a velocidade aparente e é acessada durante o voo através de uma tabela off-line até o início da cauda de empuxo dos primeiro e segundo estágios, onde ainda se tem força de controle útil.

Primeiramente o voo foi simulado em condições nominais e mantido em tabela os valores da velocidade aparente e da atitude. Após isso, foi acrescentado nas instruções do ADAGA a leitura desta tabela durante a passagem pela fase atmosférica dos primeiro e segundo estágios, até o início do algoritmo de guiamento. Ao se calcular a velocidade aparente durante a simulação, esta é interpolada com a velocidade aparente tabelada off-line e realimentada na atitude tabelada. Esta atitude será a nova atitude de referência seguida pela pilotagem,  $\theta_p(v)$  (Figura 4) e a qual será usada pelo guiamento para conduzir o foguete à inserção em órbita, conforme Figura 5.

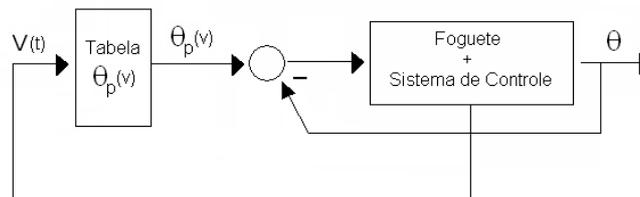


Figura 5. Diagrama de blocos da correção por  $\theta_p(v)$ .

Durante a simulação nominal, a atitude a ser utilizada é apenas a atitude de referência, após isso a velocidade aparente é coletada e usada para a programação da atitude em relação à velocidade,  $\theta_p(v)$ . Então, durante os primeiro e segundo estágios a referência seguida será  $\theta_p(v)$  e com o início do guiamento  $\theta_{ref}$  volta a ser a atitude seguida pelo sistema de controle sem a correção de  $\theta_p(v)$ .

A comparação da implementação da estratégia de correção de atitude pela programação de  $\theta_p(v)$  no ADAGA com o método atual, pode ser visto na Figura 6.

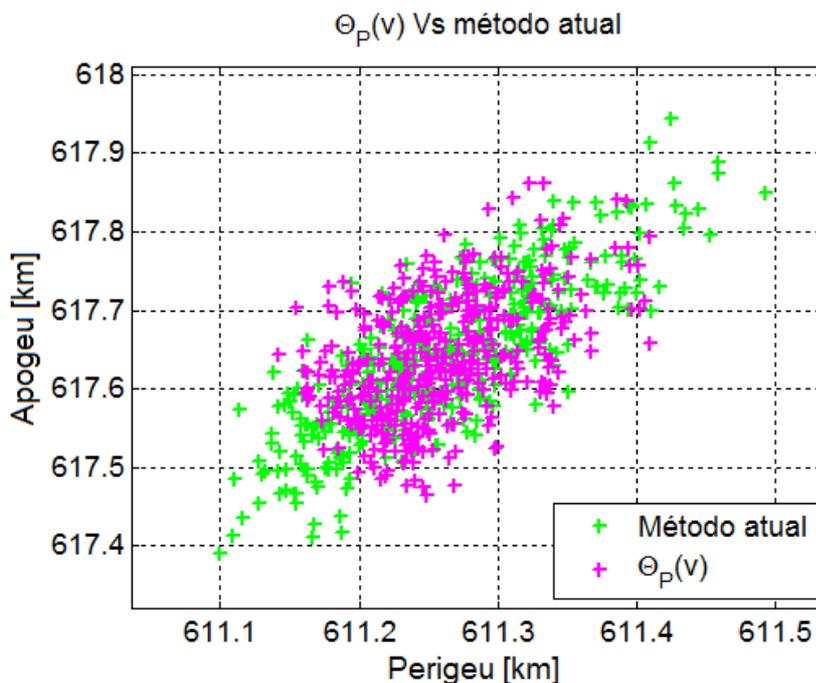


Figura 6. Acertos orbitais com correção com  $\theta_p(v)$  e o método atual.

A dispersão dos acertos em órbita (apogeu x perigeu) usando  $\theta_p(v)$  como correção é menor em relação ao método atual. Sua dispersão ocorreu na mesma direção que o método atual, basicamente com a mesma variação em torno da órbita circular e na excentricidade. Porém, com uma dispersão na altura de injeção em torno da órbita-alvo menor que o método atual, conforme a Figura (7).

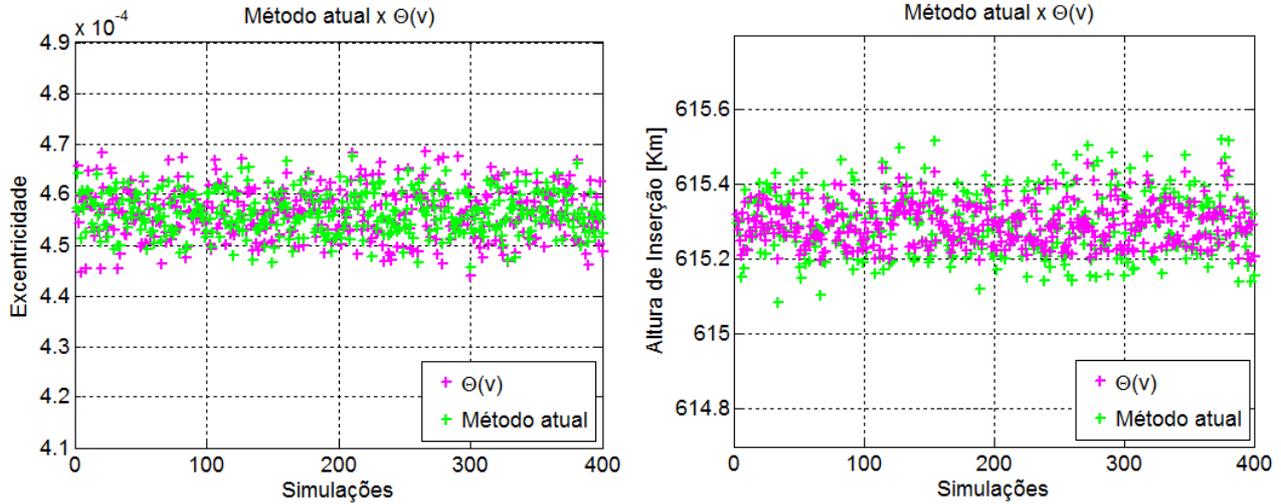


Figura 7. Comparação da excentricidade e altura de inserção entre o método atual e a correção pela programação da atitude em função da velocidade aparente  $\theta_p(v)$ .

**Realimentação do erro entre as velocidades aparente**

A estratégia de realimentação pela realimentação do erro da velocidade aparente acrescenta nos primeiro e segundo estágios do sistema de controle do VLS a estrutura apresentada na Figura 8.

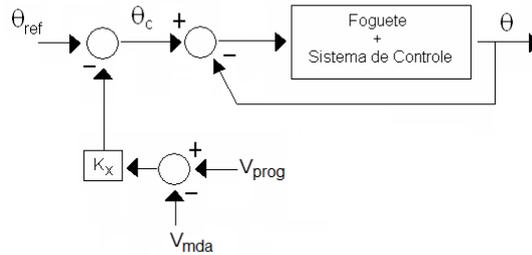


Figura 8. Estrutura de controle da técnica de realimentação pela linearização da velocidade aparente.

O controle através da realimentação do erro entre as velocidades aparente acrescenta uma nova estrutura de correção ao sistema de controle do foguete.  $\theta_{ref}(t)$  é a referência do projeto de trajetória e a nova referência  $\theta_c(t)$  é a referência anterior corrigida pela diferença entre as velocidades aparente on-line e off-line. A velocidade aparente programada,  $v_{prog}$ , foi criada em condições nominais de voo, sem dispersões e sem uso de EMC, ou seja, igual ao seu projeto nominal e armazenada em uma tabela off-line. Ao ser comparada com a velocidade aparente medida  $v_{mda}$  (velocidade aparente dispersiva calculada durante a simulação com EMC), gera uma correção na atitude de referência. Se não há dispersão então a diferença é nula ( $v_{prog} = v_{mda}$ ) e não existe acréscimo em  $\theta_{ref}$  e  $\theta_c = \theta_{ref}$ , como pode ser observado nas Equações 4 a 5.

$$\theta_c = \theta_{ref} - K_x (v_{prog} - v_{mda}) \tag{4}$$

$$\theta_c = \theta_{ref} - K_x \cdot \Delta v \tag{5}$$

A velocidade  $v_{mda}$  durante o voo é comparada com a tabela  $v_{prog}$ , seguindo sua trajetória de projeto. Esta diferença entre as velocidades aparente on-line e off-line é multiplicada por um ganho  $K_X$  que realimentará  $\theta_{ref}(t)$  corrigindo o ângulo de atitude.

A realimentação do erro entre as velocidades aparente é uma linearização de primeira ordem (ou uma aproximação de primeira ordem da série de Taylor) da tabela  $\theta(v)$ , em que  $\theta(v)$  é uma função com pontos de inflexão, sendo possível então fazer uma linearização em torno destes pontos com o intuito de se encontrar uma região de valores para  $K_X$ , conforme a Figura (9).

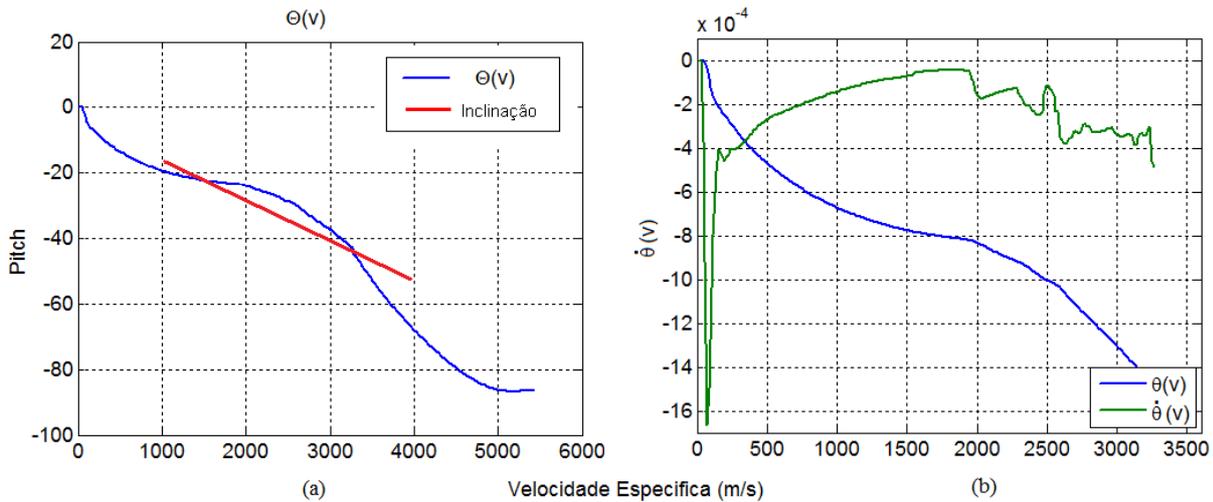


Figura 9. Ilustração da linearização de  $\theta(v)$  em torno dos pontos de inflexão.

Pela observação de  $\dot{\theta}(v)$  da Figura (9) têm-se uma sugestão para a faixa de valores de  $K_X$  (-0,0001 a -0,0005) a serem utilizados na estratégia de correção. Para cada fase do voo do VLS foi escolhido um respectivo valor para  $K_{X_{2st}}$ ,  $K_{X_{12st}}$  e  $K_{X_{1st}}$ . Porém, foi verificado que a atuação da técnica de correção durante o primeiro estágio (fase de maior influência atmosférica) não foi tão significativa quanto à correção nas outras fases, então se optou por corrigir a atitude pelo erro de  $v(t)$  apenas no segundo estágio.

Com a estrutura da figura 8 implementada e a inserção do valor de  $K_X$  para o segundo estágio, foram feitas as simulações e os resultados podem ser observados na Figura (10).

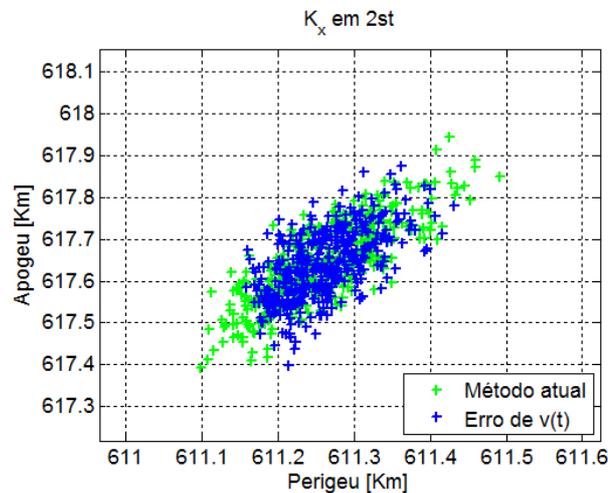


Figura 10. Comparação dos acertos em órbita do método atual e da realimentação do erro pela velocidade aparente no segundo estágio.

A realimentação do erro de  $v(t)$  com  $K_x$  encontrado pela observação de  $\hat{\theta}(v)$  diminuiu a dispersão em torno da altura de inserção em órbita enquanto que a dispersão na excentricidade não teve mudanças significativas, conforme Figura (11).

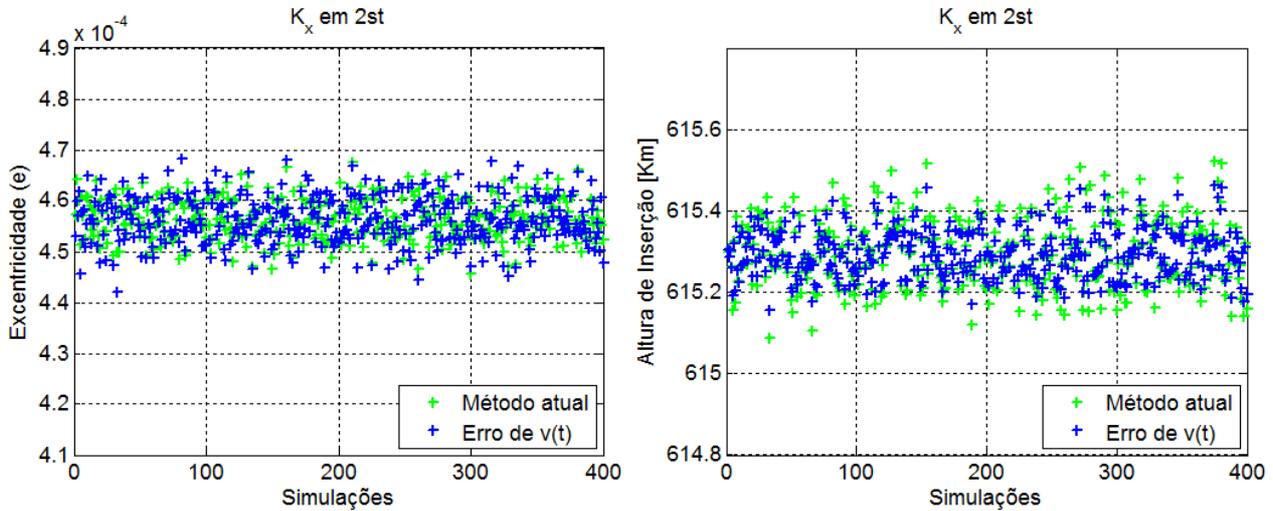


Figura 11. Excentricidade e altura de injeção em órbita da realimentação pelo erro de  $v(t)$  usando  $K_x$  encontrado em  $\hat{\theta}(v)$  e apenas no segundo estágio.

Na tentativa de diminuir as dispersões em excentricidade, altura de injeção em órbita, apogeu e perigeu, foram testados alguns valores distintos e fora da faixa encontrada em  $\hat{\theta}(v)$  para cada uma das três fases intermediárias dos primeiro e segundo estágios. Três fases estas, pois a ignição do segundo estágio começa antes da separação do primeiro, como mencionado anteriormente. A escolha dos ganhos é baseada no objetivo final dos acertos em órbita, pois os estágios iniciais do voo poderão melhorar as condições de controle do guiamento, por exemplo, diminuindo a dispersão de velocidade e posição antes do início do terceiro estágio (início do guiamento) ou ainda, diminuindo a dispersão dos acertos em órbita em torno do nominal.

Cada estágio mostrou um desempenho diferente para a faixa de ganhos escolhida. Devido a isto, a estratégia utilizada para a escolha do ganho foi controlar as fases separadamente, da superior para a mais inferior, ou do segundo estágio para o primeiro. Inicialmente, os ganhos do primeiro estágio e da intersecção dos primeiro e segundo estágios foram mantidos como zero, ou seja, sem ação de controle ( $K_{X_{1st}} = 0$  e  $K_{X_{12st}} = 0$ ) e foi testada uma faixa de ganhos apenas para o segundo estágio ( $K_{X_{2st}}$ ). Foi testada uma faixa de valores para  $K_{X_{2st}}$  e analisado qual valor seria mais eficiente em proporcionar uma melhor situação para que o guiamento pudesse realizar os acertos em órbita numa dispersão mais concentrada que a condição nominal. Após a escolha de  $K_{X_{2st}}$  manteve-se este fixado para que se pudesse realizar novas simulações e escolher o próximo ganho,  $K_{X_{12st}}$ . Mediante a escolha de  $K_{X_{12st}}$ , se mantiveram  $K_{X_{2st}}$  e  $K_{X_{12st}}$  fixos para se realizar novas simulações à procura de  $K_{X_{1st}}$ , como está ilustrado na Figura (12).

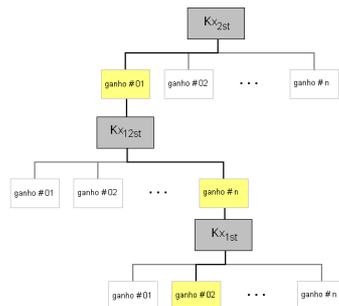


Figura 12. Ilustração da estratégia de escolha dos ganhos.

Após a implementação da estrutura demonstrada e de seus respectivos ganhos, foi simulada e comparada cada curva de velocidade (Figura 2) com sua específica curva nominal durante a ação da correção de atitude. Introduzindo, desta maneira, um ajuste em ângulo baseado na velocidade aparente do veículo, com o objetivo de contribuir efetivamente para o objetivo final do voo - o efetivo acerto em órbita ou a dispersão minimizada dos acertos em órbita em torno do nominal. Mediante os acréscimos anteriores no ADAGA, o voo foi simulado usando seu método atual de projeto e os novos ganhos do caso controlado pela técnica de realimentação do erro da velocidade aparente  $v(t)$ . Os resultados dos acertos em órbita estão representados na Figura (13).

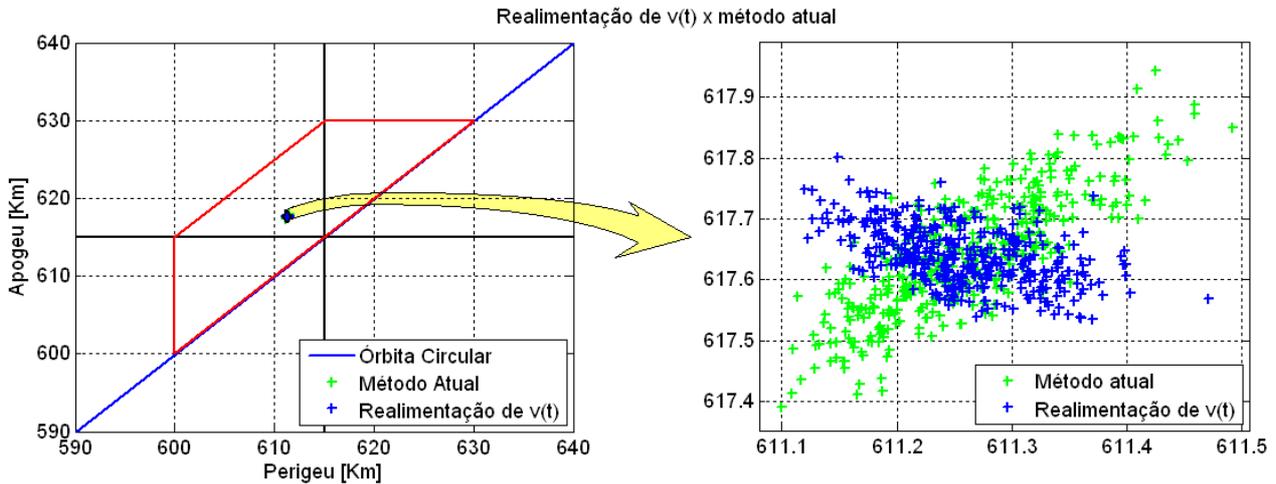


Figura 13. Realimentação do erro de  $v(t)$  com os novos ganhos e o método atual para uma órbita alvo de 615 km.

Foram utilizados os dados de projeto do terceiro voo do VLS (VLS-V03) para as simulações, com uma órbita-alvo de 615 km e dispersão de 15 km em torno do alvo.

As variações de apogeu e perigeu encontradas no caso corrigido são basicamente de 100 metros em torno do apogeu e perigeu nominais pela técnica de correção (617,663 e 611,253 km respectivamente). O fato dos valores nominais da órbita-alvo não serem atingidos nem com o método atual sugerem a presença de imprecisão na suposição do tiro impulsional, não estando ligados propriamente aos métodos de correção aqui propostos.

Inicialmente, pela Figura (13) pôde-se observar que os acertos no método atual têm uma dispersão menor na excentricidade do que o método de correção pelo erro de  $v(t)$  enquanto que em relação à altura de inserção o método de correção foi mais eficaz que o método atual, como pode ser visto na Figura (14).

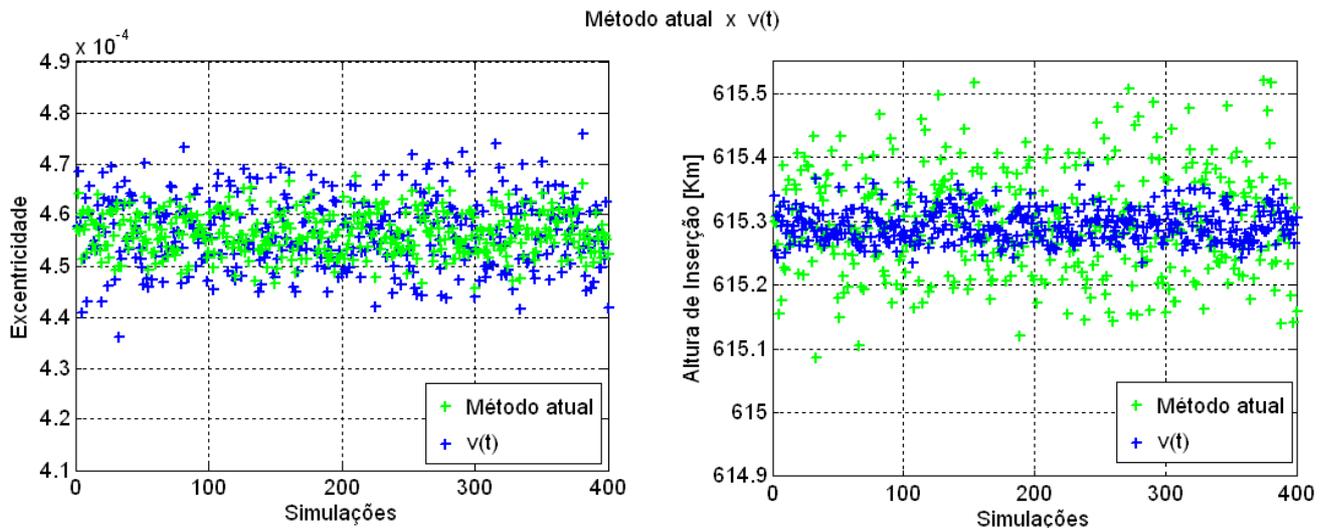


Figura 14. Comparação da excentricidade e altura de inserção entre o método atual e a realimentação do erro da velocidade aparente.

Pela observação da Figura (14) se confirma que a dispersão com a correção pela realimentação do erro da velocidade aparente foi menor na altura de inserção na órbita circular do que no método atual, enquanto que a excentricidade teve uma dispersão maior que o método atual. Pode-se observar também na dispersão da altura de inserção pela correção com o erro de  $v(t)$  que a sua variação é de aproximadamente 100 m, enquanto que o método atual varia aproximadamente 500 m.

Na figura (15) pode-se observar a comparação da técnica de correção de atitude pela realimentação do erro de  $v(t)$  com alguns valores para  $K_X$  por tentativa-erro e pela observação da curva  $\dot{\theta}(v)$ .

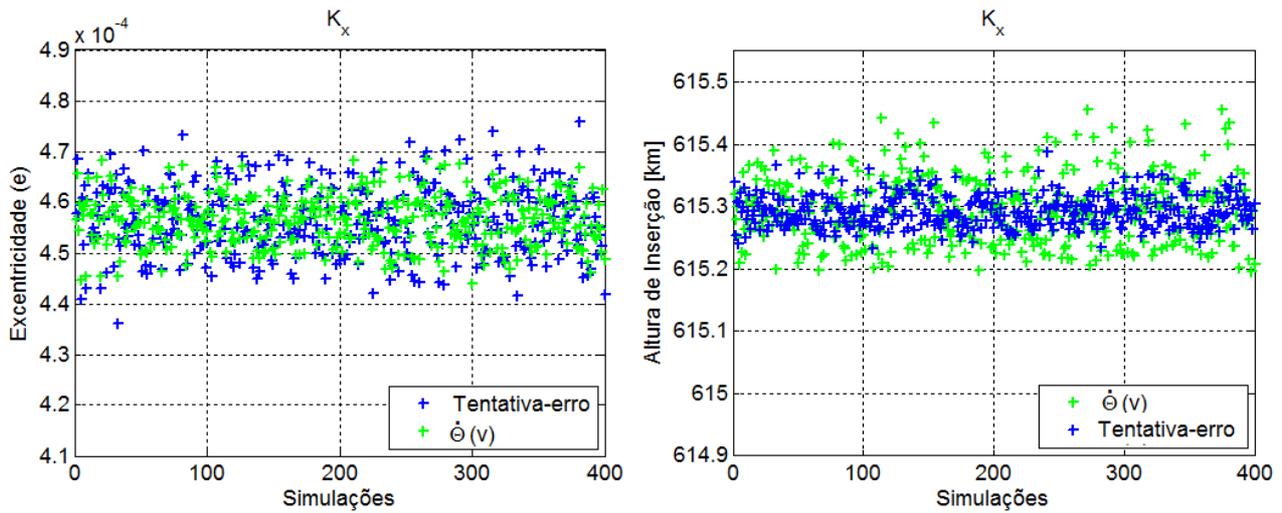


Figura 15. Excentricidade e altura de injeção em órbita com valores de  $K_X$  extraído de  $\dot{\theta}(v)$  e por tentativa-erro.

A realimentação do erro de  $v(t)$  com os valores de  $K_X$  extraídos de  $\dot{\theta}(v)$  geraram uma dispersão menor na altura de injeção em órbita do que o método atual, porém quando foram testados outros valores para  $K_X$  a dispersão em altura de injeção em órbita diminuiu mais ainda. Uma análise mais apurada (dinâmica rotacional incluída) seria necessário para entender este efeito do ganho  $K_X$  na correção da atitude com o erro da velocidade aparente.

Reunindo os resultados das estratégias de correção da realimentação do erro da velocidade aparente  $v(t)$  e da programação da atitude pela velocidade aparente  $\theta_p(v)$ , pode-se observar nas Figuras 16 e 17 os acertos em órbita, excentricidade e altura de inserção de cada estratégia.

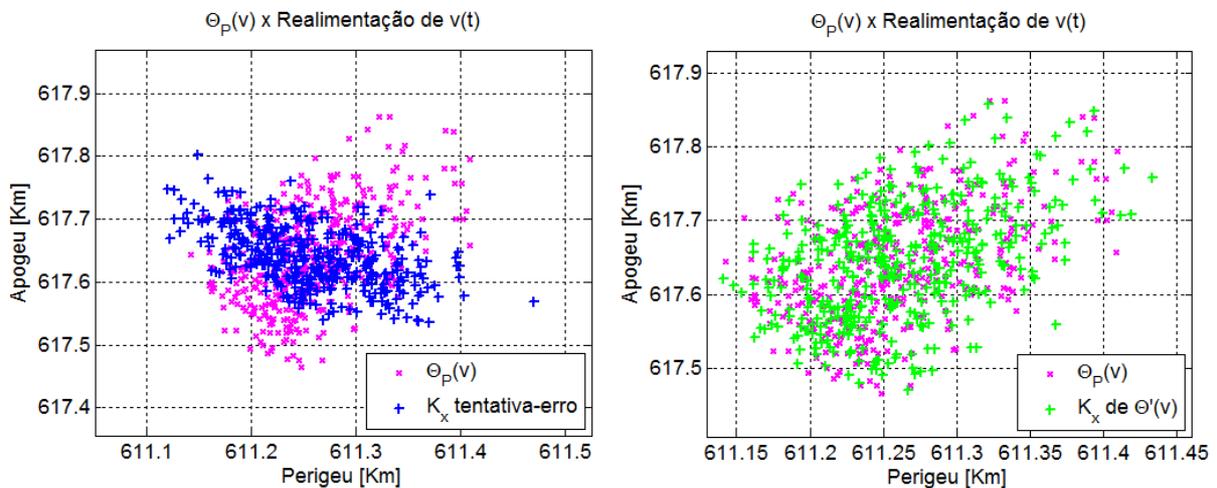


Figura 16. Acertos orbitais da realimentação do erro de  $v(t)$  e pela programação de  $\theta_p(v)$ .

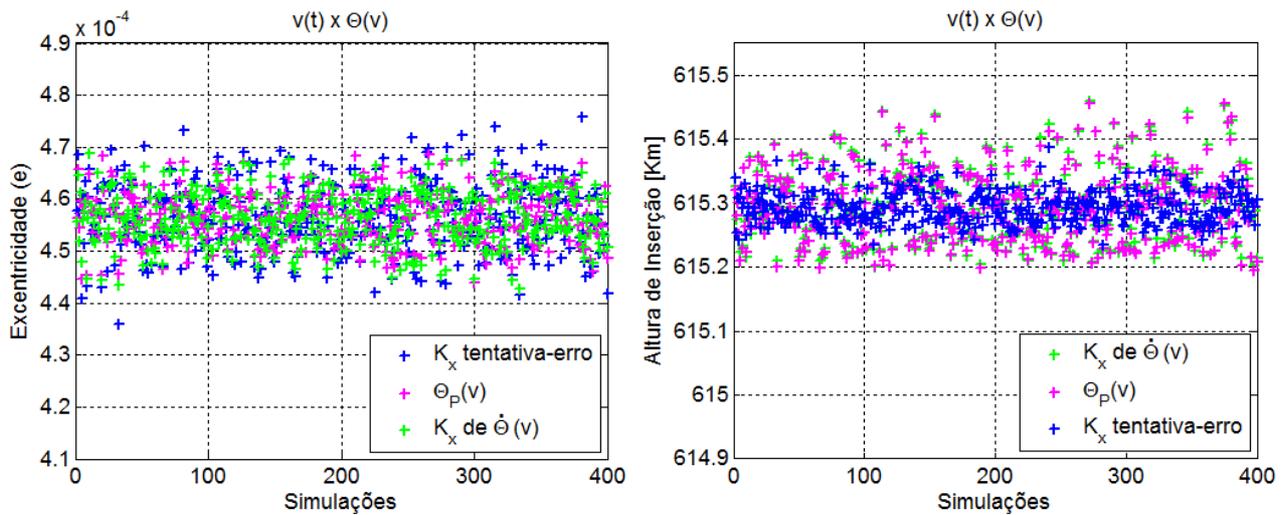


Figura 17. Comparação entre o erro da velocidade aparente  $v(t)$  e a programação da atitude em função da velocidade aparente  $\theta_p(v)$ .

A dispersão da excentricidade e da altura de inserção em órbita com os métodos de correção usando  $\theta_p(v)$  e realimentação do erro de  $v(t)$  com  $K_x$  obtido de  $\dot{\theta}(v)$  foram substancialmente parecidas, enquanto que a dispersão na altura de inserção com a correção de  $v(t)$  com  $K_x$  por tentativa-erro foi menor do que a técnica de correção pela programação de  $\theta_p(v)$ . A dispersão do erro de  $v(t)$  com  $K_x$  obtido de  $\dot{\theta}(v)$  foi significativamente parecida com a dispersão com a correção de  $\theta_p(v)$  por ser uma linearização de primeira ordem desta técnica. Por tanto, as conclusões deste artigo fazem menção apenas às correções com  $\theta_p(v)$  e a realimentação do erro de  $v(t)$  com  $K_x$  por tentativa-erro.

## CONCLUSÕES

Mediante o desenvolvimento neste trabalho, verificaram-se as influências nos acertos em órbita das estratégias de correção de atitude aqui propostas. Pelas Figuras 16 e 17 pôde-se observar a comparação das técnicas de correção de atitude pela realimentação do erro da velocidade aparente  $v(t)$  e a programação da atitude em função da velocidade aparente  $\theta_p(v)$  através das análises de apogeu, perigeu, excentricidade e altura de inserção de cada técnica.

A realimentação do erro da velocidade aparente  $v(t)$  conseguiu uma redução mais significativa da dispersão na altura de inserção do que a correção por  $\theta_p(v)$  sendo que  $v(t)$  gerou uma dispersão maior na excentricidade. A correção por  $\theta_p(v)$  em relação ao modelo atual gerou uma dispersão menor na altura de inserção e ligeiramente menor na dispersão da excentricidade. E ao serem comparadas uma com a outra  $\theta_p(v)$  teve uma redução significativa da dispersão na altura de inserção, cerca de 50% em relação à correção com  $v(t)$  e uma redução de 80% em relação ao método atual. Apesar da variação da altura de inserção em órbita (na ordem de centenas de metros) parecer insignificativa, ela se torna importante para verificação e comparação do método de correção de atitude.

Foram demonstrados os resultados usando a técnica de correção de atitude pela realimentação do erro de  $v(t)$  com alguns valores para  $K_x$ , sendo que a primeira faixa de valores utilizados foi obtida pela observação da curva  $\dot{\theta}(v)$  conforme a Figura (9) e a outra faixa de valores para  $K_x$  foi testada por tentativa-erro até se encontrar valores que diminuíssem as dispersões nos parâmetros orbitais verificados, essa comparação pode ser vista na Figura (15).

A escolha de uma das estratégias de correção de atitude e até mesmo a qualificação entre estas e o método atual utilizado dependerá do objetivo da missão e suas restrições. Se a missão tiver uma restrição mais crítica em sua excentricidade, a programação de  $\theta_p(v)$  se mostra mais eficiente, enquanto que se o objetivo necessitar de um requisito maior sobre a altura de injeção em órbita, a realimentação de  $v(t)$  demonstra ser mais eficaz.

Uma possível e futura inserção da dinâmica rotacional no algoritmo do ADAGA poderá melhorar a precisão numérica e espera-se que isto confirme as características dos resultados aqui obtidos e até mesmo elucide mais claramente os efeitos da variação de  $K_x$  nas dispersões orbitais.

## REFERÊNCIAS

- Brito, A. G., Ramos, F. O., Leite Filho, W. C., “Approach comparison for controller design of a launcher”, GNC 2005 - 6th International ESA Conference on Guidance, Navigation and Control Systems, Loutraki, Greece.
- Brito, A. G., França, S. M. e Leite Filho, W. C., 2008, “Time variant notch filter for bending modes active suppression in aerospace systems”, GNC 2008 - 7th International ESA Conference on Guidance, Navigation & Control Systems, Tralee, County Kerry, Ireland.
- Leite Filho, W. C., 1996, “Aerospace Vehicle Control – Modern theory and applications”, Edition 1, pp. 310-313.
- Leite Filho, W. C e Pietrobom, 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., 2002, “O sistema de controle do VLS”, Controle & Instrumentação, n° 72, Agosto de 2002, pp. 71-77.
- Leite Filho, W. C. e Pinto P. S., 1998, “Guidance strategy for solid propelled launchers”, Journal of Guidance, Control, and Dynamics, vol. 21, n° 1, pp. 1006-1009.