

Viabilização de Controle de Rolamento para Foguetes de Sondagem

João Raphael Ferreira Guimarães¹, Willer Gomes dos Santos¹ e Carlos Alberto de Paiva Carvalho¹

¹Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos/São Paulo - Brasil

Resumo— Este trabalho apresenta o estudo da viabilização de controle de rolamento para um foguete de sondagem destinado à competições universitárias, podendo ser aplicado, também, no setor de defesa. Busca-se aqui demonstrar a modelagem matemática da dinâmica do foguete em 6 graus de liberdade, seguido da proposição de requisitos e desenvolvimento de um modelo de superfície de controle de rolamento para o foguete. Para tanto, foram utilizadas as ferramentas de *software* comercial MATLAB/SIMULINK™ e o *Missile Data Compedium*, *Missile DATCOM*.

Palavras-Chave— Controle, Dinâmica, Foguete

I. INTRODUÇÃO

O setor espacial vem sendo desenvolvido arduamente por volta de 60 anos, e suas contribuições para os países são apresentadas em diversas áreas da ciência. Isso ocorre devido à pluralidade de setores que são englobados em seu escopo, tais como ciências dos materiais e engenharia eletrônica. Nesse sentido, para cumprimento de requisitos de missão de maneira adequada, todas as áreas atreladas devem ser bem fundamentadas e estudadas.

Uma área de destaque para a realização de missões é a de controle aplicado aos foguetes. Nesse nicho, são desenvolvidas superfícies de controle, com posições e funcionamentos específicos. Estas superfícies são responsáveis por controlar características dinâmicas do voo do foguete, tais como atitude, aceleração lateral e rolamento, por exemplo. Esse atrelamento entre leis de controle, superfícies de controle e a dinâmica do foguete é útil para gerar um voo mais seguro do veículo aeroespacial [1], de modo que este alcance seus objetivos com maior confiabilidade e precisão, consiga abater um alvo, no caso de mísseis de defesa, ou realizar missões científicas, no caso de foguetes de sondagem.

Considerando o cenário acima, o Brasil também pode ser considerado um dos pioneiros no setor espacial, dado que as atividades para desenvolvimento do setor foram iniciadas na década de 60 [2], apresentando atualmente desenvolvimento de satélites e foguetes próprios como o satélite Amazônia I [3] e o foguete VSB-30 [4], o qual utiliza um sistema de controle de rolamento induzido. Poucos países dominam essa área de maneira absoluta e, como impactos indiretos disso, apresentam um setor industrial mais desenvolvido, como Índia e Estados Unidos [5]. Isso suscita o estímulo contínuo e maior nesse campo para que o Brasil absorva os benefícios trazidos. Tais benefícios podem ser observados, sobretudo, na transferência de tecnologia para outras áreas, como a indústria

automotiva, a indústria de exploração de petróleo e usinas de álcool [6].

A tecnologia de foguetes por muito tempo permaneceu distante do ambiente universitário, principalmente no sentido prático. Nos últimos anos, isso tem sido reduzido com o surgimento de equipes de foguete-modelismo universitário, as quais utilizam como motivação para seus estudos e continuidade do seu desenvolvimento, as competições das quais participam. Dentre tais competições, podem ser destacadas a *Spaceport American Cup*, SAC [7], e a *Latin-American Space Challenge*, LASC [8]. No ambiente de competições há fomento da troca de experiências e conhecimentos entre equipes, possibilitando a geração de futuros profissionais competentes e com conhecimentos práticos a respeito do setor.

Nesse sentido, a equipe ITA Rocket Design, desenvolve foguetes de sondagem para competições universitárias na categoria de 3000 m de apogeu e, desde 2020, busca estudar possibilidades para implementação de um sistema de controle em seu veículo, primeiro fundamentando o conhecimento de controle e suas superfícies, seguido da concepção de projetos e, por fim, a inserção destes. Isso potencialmente proporcionaria à equipe estar um passo à frente de diversas outras equipes brasileiras, dado que foguetes controlados são pouco utilizados no país. Essa vantagem pode ser explicada, pois, com um sistema de controle bem desenvolvido é proporcionado um diferencial quanto ao controle e estabilidade do voo [1], o qual se torna mais seguro. Isso permite voos em maiores altitudes.

Em trabalhos anteriores no escopo da equipe, Wallace [9] realizou estudo de controle ativo de atitude longitudinal (arfagem e guinada) do foguete da ITA Rocket Design para minimizar a dispersão no lançamento devido a vento e a incertezas de construção, como desvio de empuxo e desbalanceamento de Centro de Massa. Esse trabalho demonstrou que, para ser efetivo, o controle de atitude necessita de um amortecedor da velocidade de rolamento.

Este trabalho estuda a viabilidade do amortecimento ativo de rolamento do foguete através de superfícies aerodinâmicas colocadas na parte frontal do veículo (*canards*), que, por exigir alterações mínimas do projeto existente, é a opção mais simples de implementação.

II. ESTRUTURA DO FOGUETE

Nesta seção, é explicada a parte que interessa ao trabalho em relação a estrutura do foguete de sondagem em questão, bem como são explicados certos termos importantes para o trabalho.

João Raphael Ferreira Guimarães, joaoraphael99@gmail.com; Willer Gomes dos Santos, willer@ita.br; Carlos Alberto de Paiva Carvalho, carlos.carvalho@gp.ita.br. Este trabalho foi financiado pela CNPq, através do Programa Institucional de Bolsas de Iniciação Científica, PIBIC, Nº 157591/2021-2.

A. Elementos do foguete

Sejam a Fig. 1 e Fig. 2.

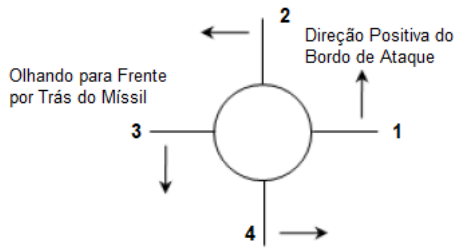


Fig. 1. Sentido positivo da deflexão das empenagens. Vista no sentido da tubeira ao nariz do foguete. Adaptado de [10]

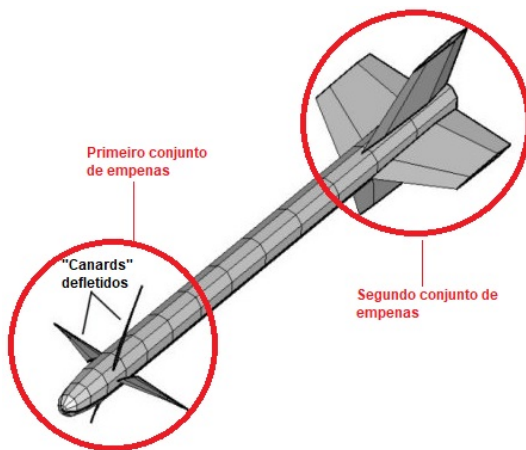


Fig. 2. Definição dos conjuntos de empenagens. Adaptado de [11]

Na Fig. 1, define-se o sentido de deflexão das empenagens no foguete. As empenagens são numeradas no sentido da deflexão, de 1 a 4.

Na Fig. 2, são definidos os conjuntos de empenagens do foguete de sondagem a ser trabalhado e a maneira como são defletidos em torno de seu próprio eixo, *Canards Deflected*. Neste trabalho, o foco é dado ao primeiro conjunto de empenagens, no qual serão definidas as deflexões das superfícies de controle, *canards*, e dos *aileron*s localizados nestas. O segundo conjunto de empenagens permanecerá com deflexões zeradas de todas as suas empenagens.

Quanto aos componentes citados, *canards* podem ser definidos como tipo de aerofólio, o qual, durante voo, pode ser fixo, móvel ou ajustável. Localiza-se em frente à superfície principal e auxilia para estabilidade e/ou controles longitudinais do foguete [12]. *Ailerons* são superfícies aerodinâmicas responsáveis por comandar o movimento de rolamento de veículos aeroespaciais e normalmente são localizadas no bordo de fuga das asas [13].

No caso de mísseis, o comando de aileron pode ser implementado através da deflexão diferencial das superfícies de controle opostas. Como exemplo, seguindo a convenção da Fig. 1, a deflexão de primeira ordem das superfícies 1 e 3 é equivalente a um comando de *aileron* de 2° .

B. Movimento angular do foguete

O movimento de um veículo aeroespacial qualquer se resume à composição de três outros movimentos mais simples:

arfagem (*pitch*), guinada (*yaw*) e rolamento (*roll*). Isso pode ser observado na Fig. 3.

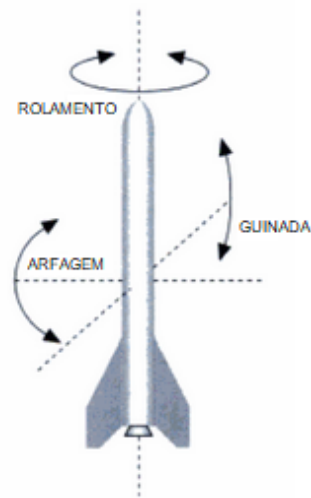


Fig. 3. Definição dos movimentos do veículo. Adaptado de [14]

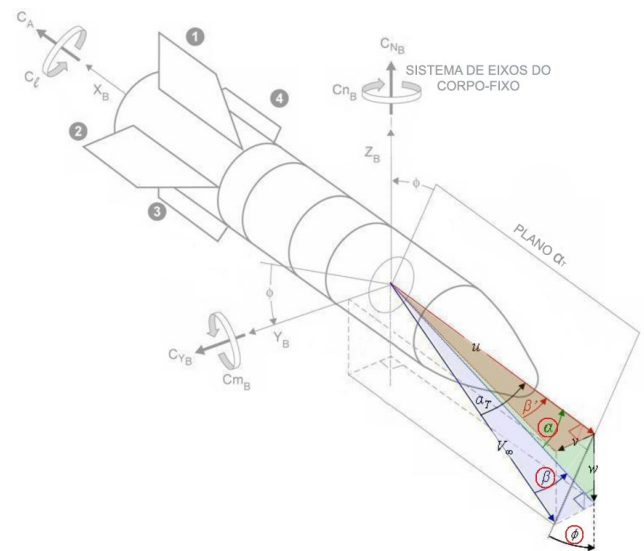


Fig. 4. Definição dos ângulos de movimento. Adaptado de [10]

Associando cada movimento a um ângulo específico, temos arfagem relacionada ao ângulo de ataque, α , guinada associada ao ângulo de derrapagem, β , e rolamento associado ao ângulo de rolamento, ϕ . Observando Fig. 4, é possível entender espacialmente os ângulos.

III. METODOLOGIA

Nesta seção, são expostos o passo a passo, a teoria estudada e as ferramentas de apoio para efetivação da proposta do projeto. Com isso, foram divididos os três subtópicos a seguir.

A. Procedimento do projeto

Antes de tudo, foi definido o curso de ação para realização da viabilização do controle de rolamento.

Os passos determinados para a execução do projeto podem ser observados no diagrama simplificado na Fig. 5.

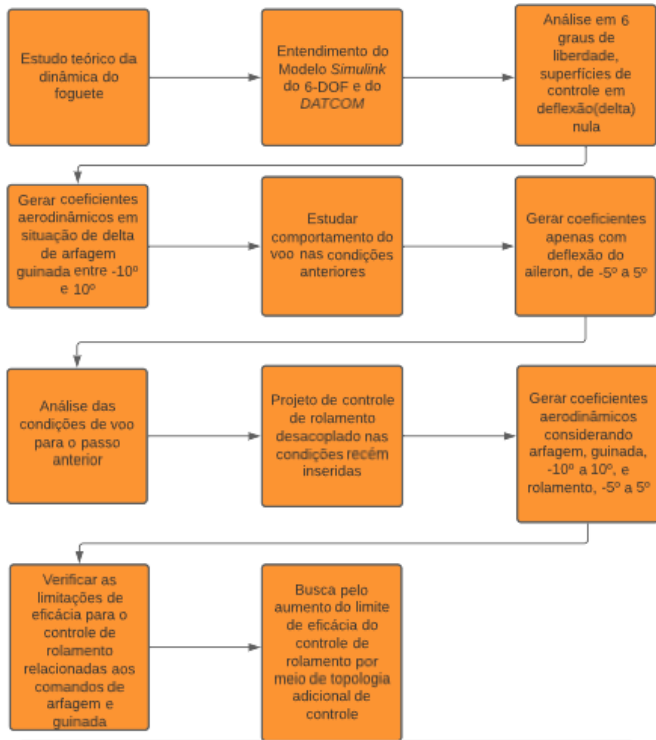


Fig. 5. Passo a passo simplificado do projeto.

B. Embasamento teórico

Para construção de um sistema de controle, primeiramente deve-se entender o sistema de interesse. Isso se traduz em estudar em qual ambiente se insere o sistema, qual sua ação perante este, e como se comporta diante o ambiente de estudo.

Nesse sentido, o sistema em questão é um foguete de sondagem destinado à competições universitárias e, para este, é necessário compreender a sua dinâmica com o vento durante o voo. Ou seja, acelerações geradas e trajetórias.

Isso pode ser resumido como o estudo da dinâmica em 6 graus de liberdade, chamado 6-DOF (*Degrees Of Freedom*), do foguete, considerando o seguinte sistema de coordenadas, Fig. 6.

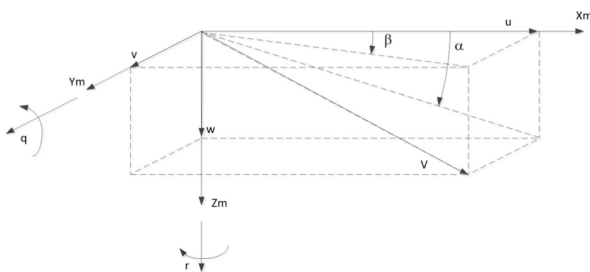


Fig. 6. Sistema de Coordenadas do veículo.

Em posse das características geométricas do foguete, as propriedades físicas dos materiais de composição e do propelente, a partir da interação foguete-ar e considerando a gravidade e a propulsão do foguete, são desenvolvidas as equações de movimento de translação e rotação, (1) a (12). Estas serão tratadas pelas ferramentas apresentadas na próxima subseção.

$$\vec{V} = \frac{\vec{F}}{m} - \vec{\omega} \times \vec{V} \quad (1)$$

Em que \vec{V} representa a aceleração do foguete, derivada temporal do vetor de velocidades no referencial do corpo, \vec{V} , $\vec{\omega}$ representa o vetor de velocidade angular do foguete e m é a massa deste.

Abaixo, em (2), a Força resultante, \vec{F} , é decomposta nas componentes aerodinâmica, \vec{F}_A , propulsiva, \vec{F}_P , e gravitacional, \vec{F}_g .

$$\vec{F} = \vec{F}_A + \vec{F}_P + \vec{F}_g \quad (2)$$

Enquanto que (3) representa a aceleração angular do foguete [15].

$$\vec{\omega} = [I]^{-1}(\vec{M} - [\dot{I}\omega - \vec{\omega} \times \vec{h}]) \quad (3)$$

Sendo $\vec{\omega}$ a aceleração angular do foguete no referencial deste, $[I]$ é o tensor de inércia do foguete, levando em conta sua geometria e distribuição de massa, $[\dot{I}]$ é sua derivada temporal, \vec{M} é o vetor de momentos nos 3 eixos do sistema inercial do foguete e \vec{h} é o vetor de momentum angulares do corpo definido por (4) abaixo.

$$\vec{h} = [I]\vec{\omega} \quad (4)$$

Todo o desenvolvimento matemático realizado teve uma abordagem matricial. De forma que tem-se explicitamente:

$$\vec{F} = \begin{bmatrix} \vec{F}_A \\ \vec{F}_P \\ \vec{F}_g \end{bmatrix} \quad (5)$$

$$\vec{M} = \begin{bmatrix} L \\ M \\ N \end{bmatrix} \quad (6)$$

$$\vec{\omega} = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (7)$$

Em (6) e (7), L , M , N , p , q e r são, respectivamente as componentes do momentum e velocidade angular em x , y e z . Estes são associados aos movimentos de rolamento, arfagem e guinada nesta ordem. Para facilitar o desenvolvimento, pode-se considerar os eixos do corpo, Fig. 6, como os eixos principais de inércia.

Feito o tratamento preliminar da dinâmica, buscou-se decompor as três fontes de forças e os momentos gerados com uma análise um pouco mais rigorosa.

Para as **componentes aerodinâmicas**:

Utilizando o sistema de referência da Fig. 7, foi possível determinar o vetor de forças e momentos aerodinâmicas, Equações (8) e (9) [15].

Na Fig. 7, x_{CM} e x_{REF} são as distâncias do nariz da aeronave ao centro de massa, CM, e ao ponto de referências de momentos, nesta ordem. Além disso, D_{REF} é a posição relativa do centro de referência de momentos ao centro de massa.

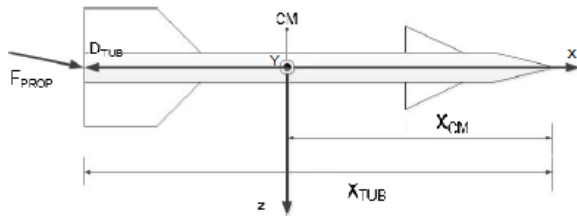


Fig. 8. Sistema de Referência de Forças e Momentos Propulsivos

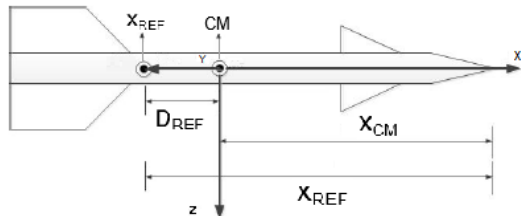


Fig. 7. Sistema de Referência de Momentos Aerodinâmicos.

$$\vec{F}_A = \frac{1}{2} \rho V^2 S \begin{bmatrix} C_x \\ C_y \\ C_z \end{bmatrix} \quad (8)$$

$$\vec{M}_A = \frac{1}{2} \rho V^2 S d \begin{bmatrix} C_l \\ C_m \\ C_n \end{bmatrix} \quad (9)$$

Onde, C_x , C_y , C_z são os coeficientes de força e C_l , C_m , C_n são os coeficientes de momento.

Para as **componentes propulsivas**:

Nesse caso, o sistema de referência de forças e momentos utilizado é aquele mostrado na Fig. 8.

Onde, x_{CM} é equivalente ao proposto na Fig. 8, x_{TUB} é a distância do nariz ao fim da tubeira e D_{TUB} é a posição relativa da tubeira ao centro de massa. F_P representa a força propulsiva resultante no foguete.

Equação (10), representa as componentes da força propulsiva em x , y e z .

$$\vec{F}_P = \begin{bmatrix} F_{Px} \\ F_{Py} \\ F_{Pz} \end{bmatrix} \quad (10)$$

Equação (11), define o momento resultante devido às forças de propulsão, com seus respectivos

$$\vec{M}_P = \vec{D}_{TUB} \times \vec{F}_P \quad (11)$$

Onde, \vec{D}_{TUB} é o vetor posição da tubeira em relação ao centro de massa do míssil.

Para a **força gravitacional**:

$$\begin{bmatrix} g_x \\ g_y \\ g_z \end{bmatrix} = C_{BI} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{bmatrix} \quad (12)$$

Onde C_{BI} é a matriz de transformação de coordenadas do sistema e g_x , g_y e g_z as componentes da gravidade.

Finalizado o estudo teórico de dinâmica do foguete, foram fundamentados os alicerces da teoria de controle. O escopo deste trabalho se concentra em uma análise mais simplificada do sistema, com pequenos ângulos de ataque, derrapagem e de

rolamento, portanto, buscaram-se abordagens linearizadas do sistema e, também, visando investigar de estabilidade deste, bem como sua resposta em frequência. Estas são discutidas ao final do trabalho, após o tratamento pelas ferramentas computacionais, em que serão determinados os coeficientes das equações dinâmicas fornecidos em (2) e (6).

C. Ferramentas utilizadas

Após o entendimento teórico do problema dinâmico, fez-se uso das ferramentas *Missile Data Compendium*, ou simplesmente *DATCOM*TM, para cálculo dos coeficientes de forças e momentos aerodinâmicos do foguete, e *MATLAB/SIMULINK*TM, para simulação do comportamento do foguete em voo.

1) *DATCOM*TM: O primeiro *software* se trata de um código computacional executável, "*.exe", cujo intuito é realizar o tratamento matemático para cálculo dos coeficientes aerodinâmicos de força, momento e suas derivadas temporais e em relação aos ângulos de ataque e ângulos de escorregamento. Para tanto, foi implementado um programa em linguagem C que recebe, por meio de arquivos de texto, "*.txt", as características geométricas do foguete e de velocidade, na forma de número de Mach. Como exemplos, são fornecidos os seguintes parâmetros: posição do centro de gravidade (CG), x_{CG} , comprimento do nariz, da tubeira, do corpo do foguete, posição dos dois pares de superfícies de controle, *finsets* e seus comprimentos, para geometria e números de Mach, ângulos de ataque e deflexão das superfícies de controle para dinâmica. A partir desses parâmetros são calculados os coeficientes aerodinâmicos para diferentes valores de Mach, ângulo de ataque e deflexão das superfícies de controle.

2) *Modelo Simulink 6-DOF*: Quanto à segunda ferramenta computacional, o modelo *Simulink* em questão é utilizado para resolução dos sistemas de forças e momentos em 3 dimensões do foguete. Utilizando os dados fornecidos pelo *DATCOM*, as saídas deste programa contêm as forças e momentos aerodinâmicos gerados fornecendo, conseqüentemente, as acelerações de translação e rotação, as velocidades e velocidades angulares e a trajetória seguida pelo foguete em x , y e z .

Por conseguinte, é definida toda a dinâmica e cinemática do foguete referente às deflexões especificadas inicialmente para análise que determinam os coeficientes aerodinâmicos do foguete.

Realizado o entendimento da análise em deflexão nula e com deflexões de arfagem e guinada, o projeto é direcionado para a dinâmica de rolamento.

IV. RESULTADOS ESPERADOS E PRELIMINARES

Após a realização das atividades determinadas Nesta seção, são apresentados os resultados obtidos da pesquisa até o momento e as pretensões futuras do projeto.

A. Análise dos coeficientes aerodinâmicos de rolamento

Como primeira aproximação foi feito um estudo da efetividade do controle de rolamento através da deflexão de *aileron*s com deflexões nulas das superfícies de controle de arfagem e guinada. O objetivo deste estudo é avaliar a efetividade aerodinâmica dos *aileron*s em função do ângulo de ataque.

Com esse intuito, aplicam-se no segundo *finset* do foguete, o conjunto dianteiro que representa os *canards*, deflexões de mesma magnitude nas superfícies 1 e 3, enquanto todas as outras apresentam deflexão zero, com ângulo de ataque entre -10° e 10° , com passo de 2° .

Segundo a convenção do DATCOM, deflexões de mesma magnitude nas superfícies 1 e 3 geram um momento aerodinâmico de rolamento. A soma de deflexão entre as superfícies 1 e 3, (13), será chamada de deflexão de aileron e será a variável de controle para o amortecimento do rolamento:

$$\delta_a = \delta_1 + \delta_3 \quad (13)$$

Os coeficientes de interesse gerados foram C_{LL} e C_{LLP} , respectivamente, coeficiente de rolamento e a derivada do coeficiente de momento de rolamento em relação à taxa de rolamento.

Nesse caso, foi estipulado um intervalo de $-2,5^\circ$ a $2,5^\circ$, com passo de $0,5^\circ$, de deflexão para os *canards* 1 e 3, ambos sempre com a mesma deflexão. O valor salvo em “coeficientes.dat” será a deflexão total das superfícies, ou seja, a soma delas, logo $-5^\circ \leq \delta \leq 5^\circ$. Com isso, gerado o arquivo de coeficientes, são plotados os gráficos dos coeficientes, C_{LL} e C_{LLP} , em função da deflexão, com ângulo de ataque como coeficiente apresentados da Fig. 9 a Fig. 12.

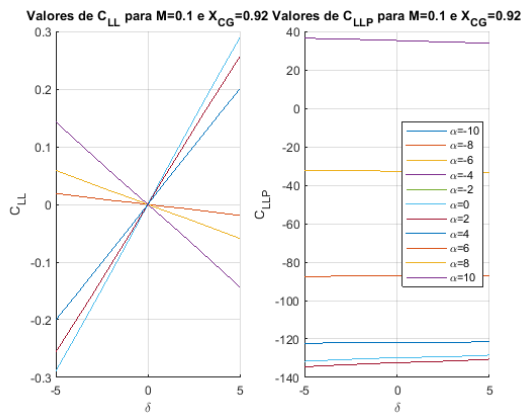


Fig. 9. Curvas de C_{LL} e C_{LLP} por delta, para $M = 0,1$.

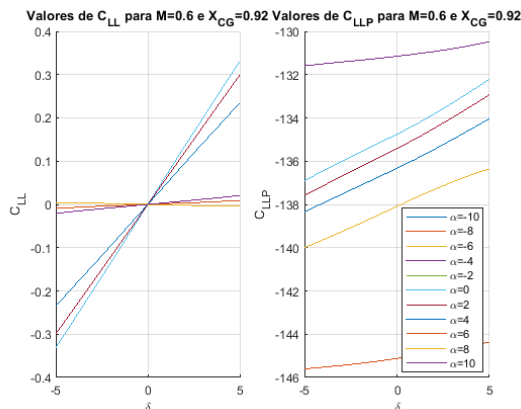


Fig. 10. Curvas de C_{LL} e C_{LLP} por delta, para $M = 0,6$.

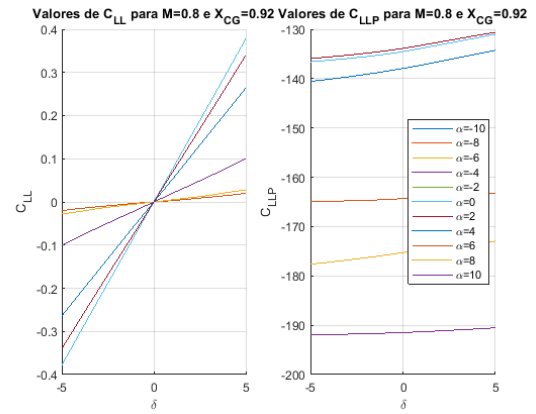


Fig. 11. Curvas de C_{LL} e C_{LLP} por delta, para $M = 0,8$.

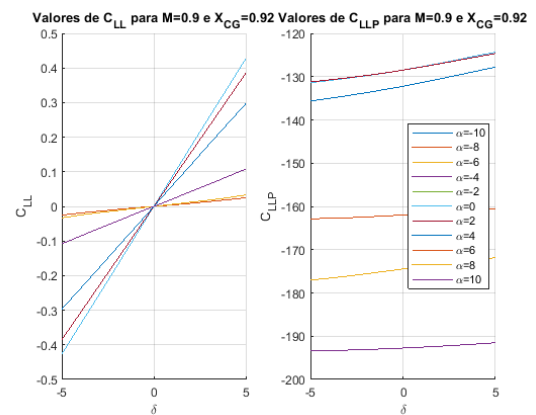


Fig. 12. Curvas de C_{LL} e C_{LLP} por delta, para $M = 0,9$.

Para ângulos de ataque pequenos ($\alpha \leq 4^\circ$), k_d é suficientemente grande para permitir o controle de rolamento. À medida que o ângulo de ataque cresce, o valor de k_d diminui, indicando perda de eficiência de controle ou até mesmo controle instável, quando k_d assume valores negativos. O estudo do controle, portanto, será realizado para um intervalo de ângulos de ataque pequenos, como citado anteriormente, de maneira a propiciar a efetividade do sistema de controle.

Como o momento de rolamento será modelado como determinado em (14) [15].

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{LL} \quad (14)$$

A análise das Fig. 9 à Fig. 12 permite concluir que C_{LL} é proporcional a δ_a , relação definida em (15).

$$L = k_d \delta_a \quad (15)$$

B. Controle desacoplado

Realizado o entendimento do comportamento dos coeficientes, foi iniciado a criação do controle de rolamento desacoplado, ou seja, delta-y e delta-z iguais a zero.

A malha do controle é definida na Fig. 13.

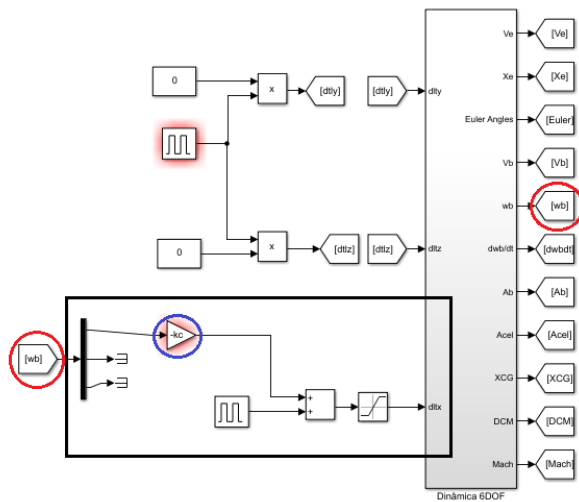


Fig. 13. Modelo do sistema de controle de foguete, desenvolvido em SIMULINK™, para o Momento em x .

A malha de controle está destacada por um retângulo preto, Fig. 13, e recebe a componente p do vetor de velocidades angulares, w_b , destacado em círculos vermelhos. A partir da entrada de velocidade angular, é gerada a entrada perturbada para o bloco de Dinâmica 6-DOF após multiplicação da componente x da velocidade angular por um ganho, $-k_c$, destacado pelo círculo azul, inicialmente estipulado como -1 e soma com um pulso bem determinado. Este, como explicado anteriormente, apresenta como uma de suas saídas o vetor de velocidades angulares do foguete, fechando a malha.

A malha de controle ainda está em fase de testes para determinação do ganho k_c que zere o rolamento de maneira eficaz.

Finalizando o controle desacoplado, o próximo passo é acoplar os movimentos, levando em conta as limitações do problema para criar um controle mais robusto.

V. CONCLUSÕES

Os estudos realizados até o momento mostram que o amortecimento do rolamento através de superfícies de controle frontais só é eficiente em situações com baixo ângulo de ataque. Nas próximas etapas do trabalho serão realizadas as seguintes atividades:

- Cálculo da aerodinâmica completa, ou seja, com deflexões de superfícies de controle em arfagem, guinada e rolamento.
- Definição dos limites de manobra em arfagem e guinada que ainda permitem um controle eficaz de rolamento.
- Avaliação se o controle assim obtido é capaz de cumprir o objetivo final da missão, ou seja, a minimização da dispersão do apogeu do foguete em condições de vento, desvio de empuxo e desvio de Centro de Massa.

REFERÊNCIAS

- [1] C. Mbaocha et al., "Stability analysis and controller design for the roll angle control of an aircraft," *International Journal of Advances in Engineering & Technology*, vol. 9, no. 4, pp. 435–442, 2016.
- [2] C. N. de Desenvolvimento Científico e Tecnológico. (2022) Principais realizações em 61. [Online]. Disponível em: <<http://centrode memoria.cnpq.br/realiz61.html>>. Acesso em: 21 de jul. 2022.

- [3] I. N. de Pesquisas Espaciais. (2021) Amazonia-1. [Online]. Disponível em: <http://www.inpe.br/amazonia1/sobre_satelite/>. Acesso em: 22 de jul. 2022.
- [4] F. A. Brasileira. (2020) Vsb-30. [Online]. Disponível em: <<https://iae.dcta.mil.br/index.php/todos-os-projetos/todos-os-projetos-desenvolvidos/menu-usb-30>>. Acesso em: 22 de jul. 2022.
- [5] M. C. S. Melo, "Uma tentativa de mensurar o retorno do investimento público no setor espacial brasileiro," *Caderno de Finanças Públicas*, vol. 21, pp. 1–33, 2021.
- [6] F. A. Brasileira. (2015) Conheça as tecnologias transferidas para a indústria pelo programa espacial brasileiro. [Online]. Disponível em: <<https://www.fab.mil.br/noticias/mostra/22219/>>. Acesso em: 10 de set. 2022.
- [7] S. A. Cup. (2022) Spaceport america cup. [Online]. Disponível em: <<https://spaceportamericacup.com/>>. Acesso em: 20 de jul. 2022.
- [8] L. A. S. Challenge. (2022) Latin american space challenge. [Online]. Disponível em: <<https://www.lasc.space/>>. Acesso em: 20 de jul. 2022.
- [9] W. F. Teófilo, "Sistema de controle de atitude para um veículo de sondagem," Av. Brg. Faria Lima, 1.941 - Parque Martin Cerere, São José dos Campos, 2021.
- [10] C. ROSEMA et al., "MISSILE DATCOM User's Manual-2011 Revision", Pesquisa de aviação e mísseis do Exército dos EUA.
- [11] J. Scott. (2004) Missile control systems. [Online]. Disponível em: <<http://www.aerospaceweb.org/question/weapons/q0158.shtml>>. Acesso em: 20 de jul. 2022.
- [12] A. N. de Aviação Civil. (2008) Anacpédia. [Online]. Disponível em: <https://www2.anac.gov.br/anacpedia/por_por/tr552.htm>. Acesso em: 22 de jul. 2022.
- [13] A. N. de Aviação. (2020) Anacpédia. [Online]. Disponível em: <https://www2.anac.gov.br/anacpedia/por_por/tr112.htm>. Acesso em: 22 de jul. 2022.
- [14] S. A. DEBORA and V. L. G., "Rockets: A Teacher's Guide with Activities in Science, Mathematics, and Technology", 3rd ed. Washington DC: NASA, 1999, vol. 4.
- [15] J. Strickland, "Missile Flight Simulation", 2nd ed. 3101 Hillsborough Street: Lulu Press Inc., 2015.