ANÁLISE NUMÉRICA COMPARATIVA DO MOMENTO DE ROLAMENTO E FORÇA DE ARRASTO ENTRE MINIFOGUETES COM ALETAS NORMAIS E INCLINADAS

Luísa Mirelle Costa dos Santos [1] (luisasantos98@hotmail.com), Lucas de Almeida Sabino Carvalho [2] (carvalholucas01@hotmail.com), José Roberto Gurgel Dantas [2] (zerobertogd@hotmail.com), Felipe Pinheiro Maia [3] (felipepm99@hotmail.com), George Santos Marinho [1] (gmarinho@ct.ufrn.br)

[1] Universidade Federal do Rio Grande do Norte (UFRN); Departamento de Engenharia Mecânica
[2] Universidade Federal do Rio Grande do Norte (UFRN); Escola de Ciências e Tecnologia
[3] Universidade Federal do Rio Grande do Norte (UFRN); Programa de Pós-Graduação em Engenharia Mecânica

RESUMO: *A inclinação das aletas influencia diretamente no momento de rolamento em foguetes, proporcionando estabilização por rotação; contudo, também altera o arrasto e a posição do centro de pressão. Nesse trabalho foram analisados os efeitos da inclinação de aletas na estabilidade de minifoguete, sendo considerado ângulos de 0°, 5° e 10°. O estudo numérico foi realizado por meio do software ANSYS Fluent. Observou-se que o momento aumenta conforme o ângulo de inclinação aumenta, o que pode levar a uma maior estabilidade do foguete durante o voo, em razão do efeito giroscópio, com pouca alteração na posição de seu centro de pressão. Por outro lado, constatou-se acréscimo no arrasto devido a maior área projetada no plano normal ao eixo do foguete.*

PALAVRAS-CHAVE: *Análise Numérica; CFD; Aletas; Foguete.*

COMPARATIVE NUMERICAL ANALYSIS OF ROLL MOMENT AND DRAG FORCE BETWEEN MINI-ROCKETS WITH NORMAL AND INCLINED FINS

ABSTRACT: *The inclination of the fins directly influences the roll moment in rockets, providing stabilization by bearing; however, it also changes the drag and the position of the center of pressure. In this work, the effects of the inclination of fins on the stability of the mini rocket were analyzed, considering angles of 0 °, 5 ° and 10°. The numerical study was carried out using the ANSYS Fluent software. It was observed that the momentum increases as the angle of inclination increases, resulting in greater stability of the rocket during flight, due to the gyroscopyc effect, with little change in the position of its pressure center. On the other hand, there was an increase in drag due to the larger projected area in the normal plane to the rocket axis.*

KEYWORDS: *Numerical analysis; CFD; Fins; Rocket.*

1. INTRODUÇÃO

O uso de foguetes remonta ao século IX, quando chineses passaram a utilizar a pólvora para fins lúdicos, segundo a National Aeronautics and Space Administration (2001). Ao longo dos séculos seguintes, diversos pesquisadores contribuíram para melhorar a estabilidade em voo e, portanto, aumentar a pontaria dos foguetes. No século XIX, observou-se um expressivo desenvolvimento na ciência do foguete e a difusão dessa tecnologia para fins bélicos, principalmente devido aos aprimoramentos introduzidos por William Congreve (1772 – 1828).

Ainda sobre a histórico aeroespacial, a National Aeronautics and Space Administration (2001) relata sobre a busca pela redução do peso do foguete e, consequentemente, aumentando o alcance, o engenheiro britânico William Hale (1797-1870) investigou a possibilidade de eliminar o bastão-guia, utilizado na estabilização do voo desde os primeiros experimentos chineses. Decidiu modificar a tubeira, fazendo com que os gases da combustão fossem ejetados em um ângulo capaz de conferir rotação ao foguete em torno de seu eixo longitudinal. Hale projetou, construiu e testou foguetes dotados de palhetas defletoras, instaladas na saída da tubeira. A inovação da estabilização por meio de rotação representou grande avanço na tecnologia do foguete.

Em se tratando de uma tecnologia que demanda tempo, dinheiro e recursos humanos para seu desenvolvimento, assim como ocorre em qualquer área do conhecimento, alternativas devem ser encontradas para reduzir custos sem comprometer a segurança. De acordo com a Agência Espacial Brasileira (2020), o foguetemodelismo possui um lado não lúdico que proporciona oportunidades para pesquisa e desenvolvimento a uma fração do custo atinente à pesquisa com qualquer foguete comercial.

2. PESQUISA COM MINIFOGUETES

Há vários registros sobre grupos que desenvolveram técnicas e dispositivos aeroespaciais eficientes e baratos. Sob esse aspecto, o estudo de minifoguetes pode contribuir para que ideias inovadoras sejam testadas experimentalmente, com segurança e baixo custo, além de proporcionar meios para difundir conhecimentos teóricos próprios da ciência aeroespacial.

A Universidade Federal do Rio Grande do Norte (UFRN) conta com o grupo *Potiguar Rocket Design* (PRD), composto por alunos de várias engenharias e que desenvolve trabalhos de Iniciação Científica sobre Ciências e Tecnologia aeroespacial. Em um de seus projetos, foi desenvolvido um minifoguete (H100) capaz de atingir cerca de 100 m de altitude. Com base nesse projeto, o Setor de Aerodinâmica da PRD/UFRN realizou estudos sobre os efeitos da inclinação das aletas na estabilidade

de voo do minifoguete, considerando parâmetros como momento de rolamento, arrasto e a posição do centro de pressão.

Segundo Palmério (2017), a estabilidade diz respeito à capacidade do foguete em manter-se na trajetória planejada. Se após ser retirado de sua condição inicial de equilíbrio o foguete retorna espontaneamente àquela condição, ele é considerado estável. A força normal anula a mudança do ângulo de ataque causado pela perturbação e restaura a posição de equilíbrio.

Já Sutton e Bilblarz (2017) apresenta a existência de dois tipos de estabilidades que devem ser considerados no projeto de um foguete: a estática e a aerodinâmica. Em foguetes de pequeno porte, como os utilizados em sondagens atmosféricas, a estabilidade estática, definida como a relação entre as posições dos centros de pressão aerodinâmica e de gravidade do foguete, é obtida adotando-se uma margem estática positiva entre 1,0 e 1,5 vezes o diâmetro do motor. Haverá equilíbrio estável quando o centro de gravidade estiver à frente do centro de pressão do foguete, i.e., margem estática positiva. Por sua vez, a estabilidade aerodinâmica é obtida por meio de aletas (também denominadas de "empenas"), que são acopladas à parte inferior do foguete. Porém, entre outros efeitos indesejáveis, as aletas aumentam o arrasto.

A resistência experimentada por um objeto que se desloca no ar é quantificada pela força de arrasto, um dos componentes da força aerodinâmica que atua na direção do voo de um foguete. Essa força é retratada por Vilanova (2013) como de sentido contrário ao do movimento e sendo responsável por retardar o avanço do foguete através da atmosfera. Varia em função da massa específica do meio (que depende da temperatura, pressão e da umidade do ar), da forma (área da seção transversal) e da velocidade do foguete, alterando a distribuição da pressão ao longo de sua superfície.

Outro fator imprescindível ao projeto de veículos aeroespaciais diz respeito ao momento angular. Tewari (2007) apresenta que ao sofrer a ação do momento de rolamento, o foguete gira em torno de seu eixo longitudinal, adquirindo velocidade angular. O uso de aletas para induzir o rolamento durante a fase atmosférica estabiliza o voo, o que é conhecido como efeito giroscópio. Porém, se o momento de rolamento exceder um determinado valor, poderá ocorrer a desestabilização do voo do veículo. Devido ao grau de complexidade associada ao problema, antes de se partir para o teste experimental, recorre-se ao estudo por meio de simulações computacionais baseadas em métodos numéricos.

Anderson Jr. (1995) afirma que a Fluidodinâmica Computacional (Computational Fluid Dynamics – CFD) é um conjunto de métodos numéricos computacionais que permite a simulação de escoamentos de fluidos. Por meio dessa ferramenta, problemas complexos relativos ao voo de veículos aeroespaciais podem ser analisados sem os riscos ou custos intrínsecos à análise experimental, seja em túnel de vento ou em testes de voo.

Desse modo, decidiu-se aplicar CFD para analisar parâmetros de estabilidade, força de arrasto, campos de velocidade, campos de pressão e momento de rolamento do foguete H100.

3. MATERIAL E PROCEDIMENTOS

O H100 é um minifoguete projetado para atingir apogeu de 100 m de altitude em competições de foguetemodelismo. Suas dimensões aproximadas são: 245 mm de comprimento e 27 mm de diâmetro máximo. É dotado de três aletas, cada uma com altura de 25 mm, corda da raiz com 30 mm, dica da corda de 10 mm, comprimento de contorno de 19,9 mm, ângulo de contorno de 38,5° e espessura de 2 mm.

Foram considerados três modelos do H100, projetados por meio do software *SolidWorks*, com três ângulos de inclinação de aletas – 0°, 5° e 10°. Na Figura 1, apresentam-se os modelos considerados neste estudo.



FIGURA 1. Visão inferior dos modelos de foguete H100 analisados.

Utilizou-se o software *ANSYS Fluent* para levantamento dos parâmetros de interesse do estudo. O domínio fluido construído para os modelos está representado na Figura 2 com inclinação de aleta em 0º.

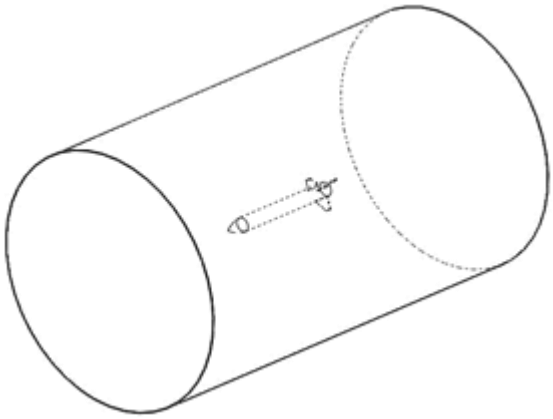


FIGURA 2. Domínio computacional para aleta com 0°.

Para construção da malha computacional a ser utilizada nas simulações dos modelos, optou-se pela malha composta por elementos tetraédricos, conforme mostrado na Figura 3.

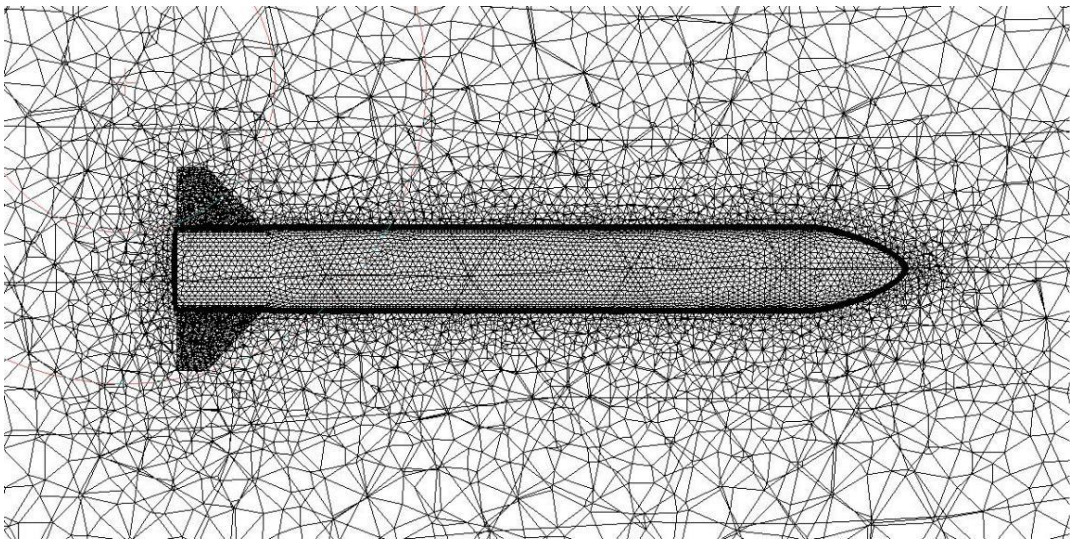


FIGURA 3. Malha computacional utilizada nas simulações.

O refinamento da malha na região do corpo do foguete foi obtido gerando-se uma camada de malhas prismáticas representado na Figura 4. Isso permitiu considerar os efeitos viscosos presentes na superfície do foguete durante as análises de interesse do presente estudo.

O y+ é um valor adimensional que precisa ser menor que uma unidade para atender ao requisito do modelo de turbulência adotado e, assim, capturar corretamente as interações viscosas.

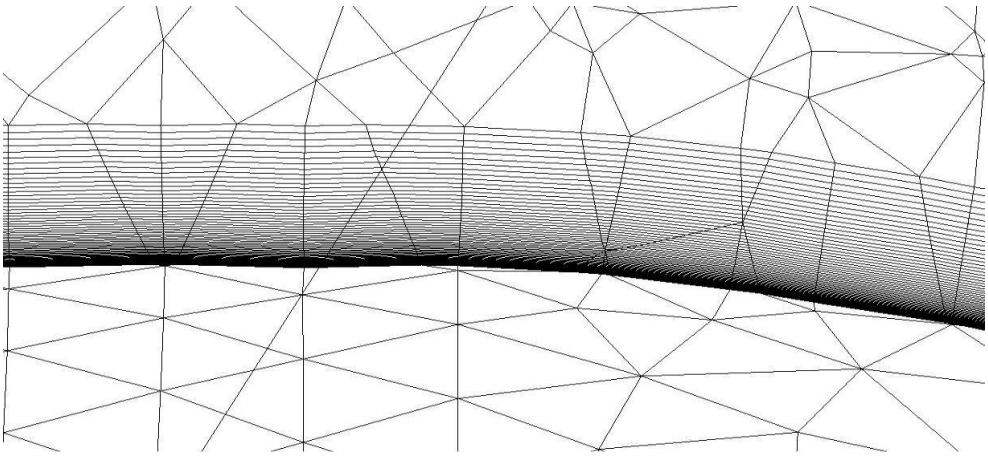


FIGURA 4. Camada de malha prismática.

Na Tabela 1, listam-se as quantidades de elementos de cada malha e as respectivas inclinações das aletas.

TABELA 1. Número de elementos para cada configuração.

Configuração do modelo	N° de Elementos
0°	1.055.985
5°	1.041.961
10°	1.049.190

Utilizou-se o Ansys (2012) para simular o modelo viscoso de turbulência com três equações k-kl ω para análise, sendo esse capaz de prever o desenvolvimento da camada-limite e a transição laminar – turbulento sobre uma superfície. As análises foram feitas considerando-se discretização de primeira ordem, com critério de convergência de 10^{-6}.

Buscou-se obter dados sobre a força e coeficiente de arrasto – atrito, pressão, momento de rolamento e coeficiente de momento de rotação. Como condição de contorno, considerou-se uma velocidade máxima de voo de 55,6 m/s. Para temperatura e pressão foram considerados valores das condições de ambiente. Na análise da força de arrasto e do momento, considerou-se área de referência de 5,72 x 10^{-4} m² e diâmetro de referência de 13,5 mm.

4. RESULTADOS E CONCLUSÕES

Foram obtidos dados relativos à distribuição de pressão sobre a superfície do foguete e sobre as forças e momentos atuantes.

4.1 Valor y+

Para determinar o comportamento da camada-limite sobre a superfície do H100, o modelo de turbulência exige que o valor de y+ seja menor ou igual a 1. Nas Figuras (5), (6) e (7) apresentam-se os resultados obtidos segundo esse critério.

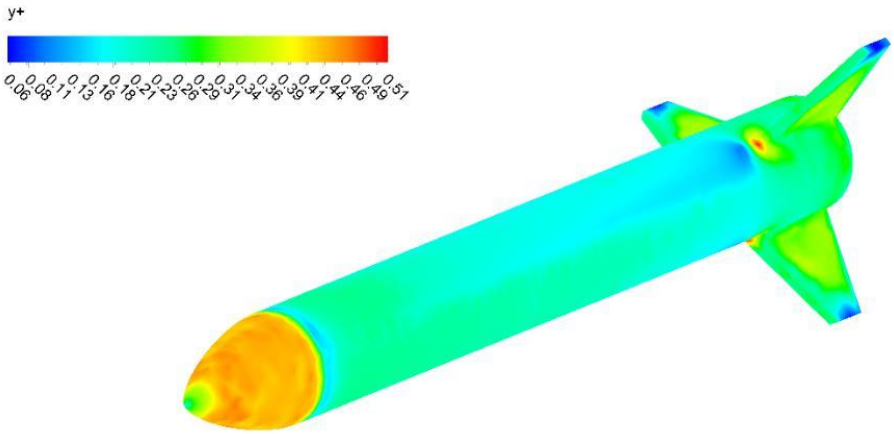


FIGURA 5. Análise de y+ para configuração 0°.

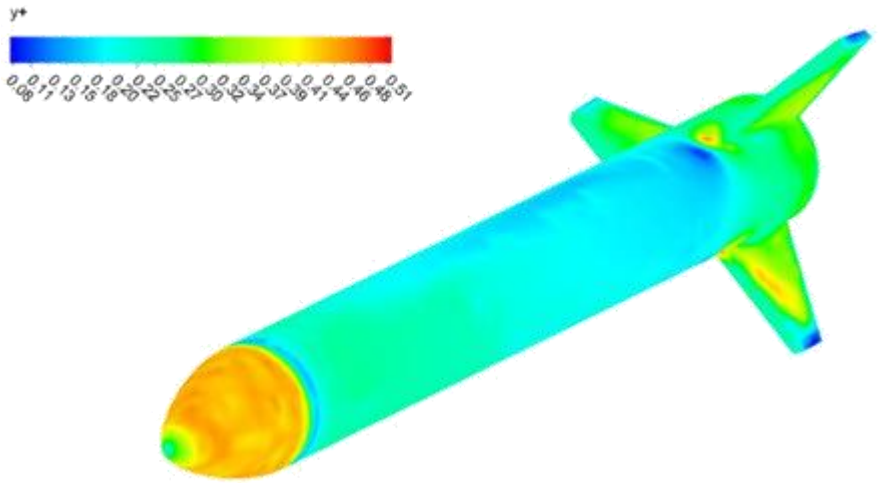


FIGURA 6. Análise de y+ para configuração 5°.

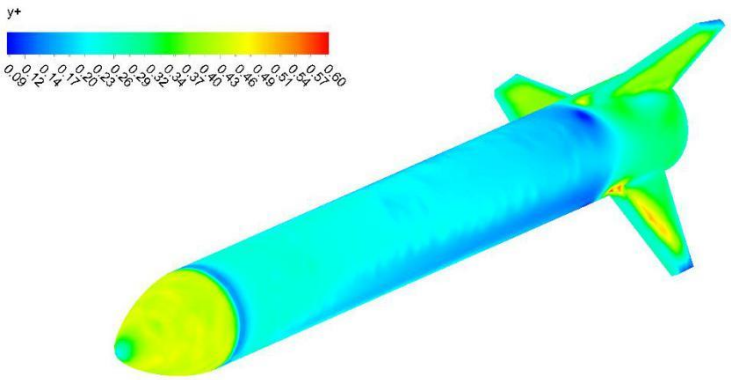


FIGURA 7. Análise de y+ para configuração 10°.

É possível observar que os valores ficaram sempre abaixo de 1, estando no máximo em 0.6, portanto satisfazendo ao critério do modelo utilizado.

4.1 Distribuição de pressão

Foram obtidas distribuições de pressão sobre o corpo do H100 para os três casos considerados neste estudo. Ficou evidente a modificação do comportamento do escoamento em função da mudança de configuração das aletas, como se observa nas Figuras (8), (9) e (10).

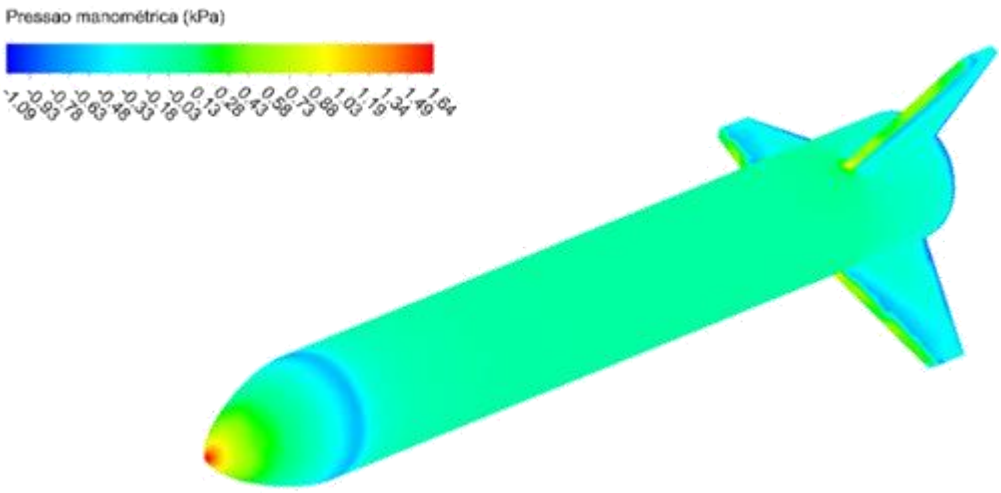


FIGURA 8. Distribuição de pressão para configuração 0°.

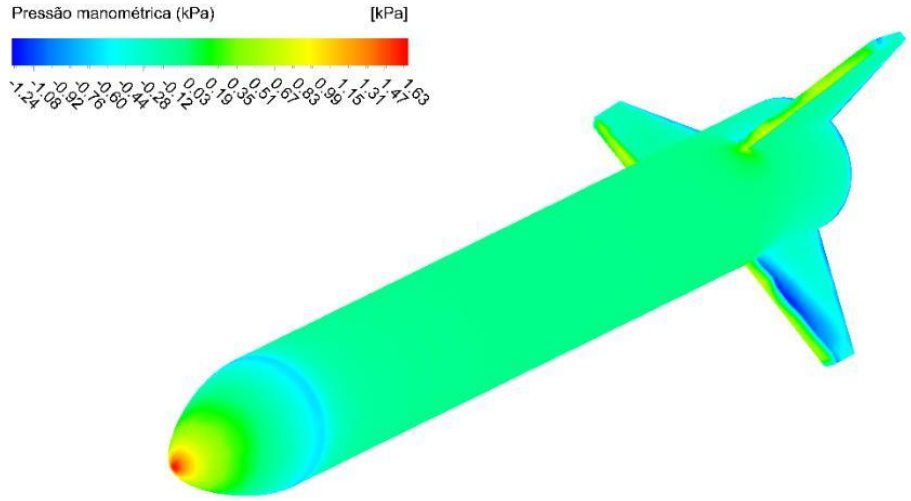


FIGURA 9. Distribuição de pressão para configuração 5°.

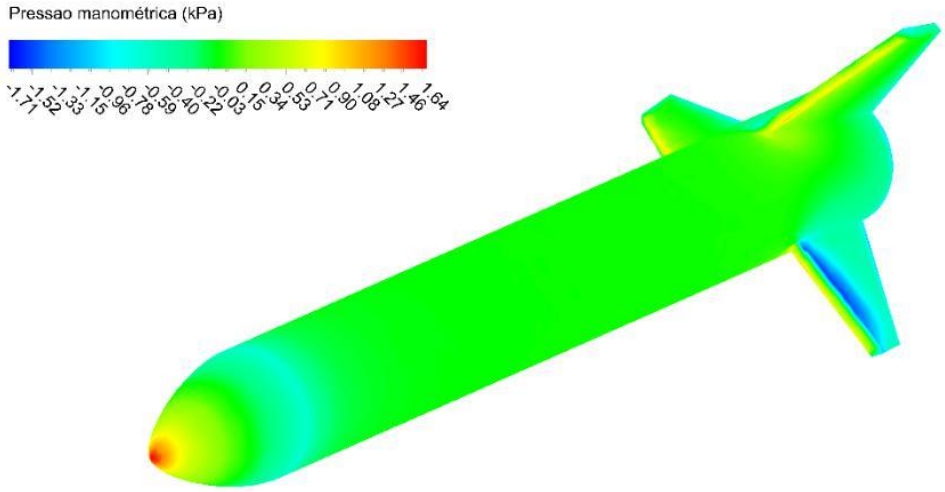


FIGURA 10. Distribuição de pressão para configuração 10°.

É possível constatar que a região de menor pressão estática se situa sobre as aletas e que o valor diminui na medida em que a inclinação aumenta. Também é perceptível que essa diminuição de pressão ocorre em apenas um lado da aleta, consequência da inclinação, o que gera um gradiente de pressão que não é observado na configuração de 0°, e é responsável pelo giro do foguete, conforme representado na Figura 11.

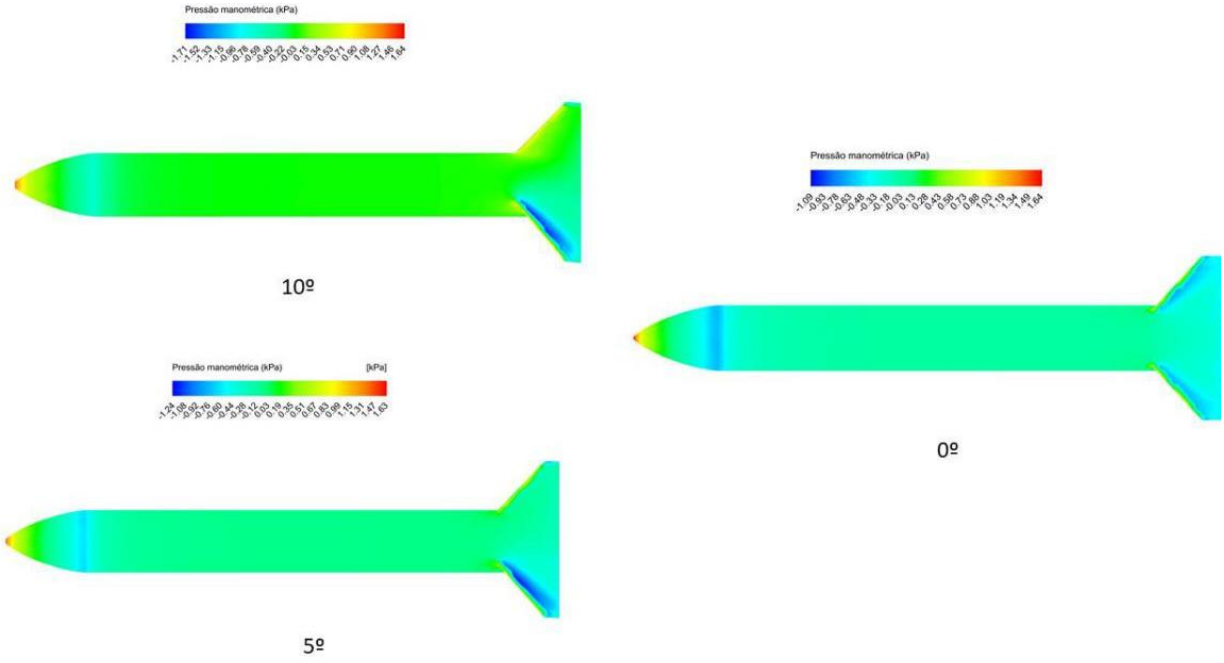


FIGURA 11. Comparativo da distribuição de pressão.

Por meio das linhas de corrente representadas na Figura 12, observa-se o efeito de rotação das linhas de corrente do fluido, que é consequência da inclinação das aletas e leva ao movimento de rolamento do foguete.

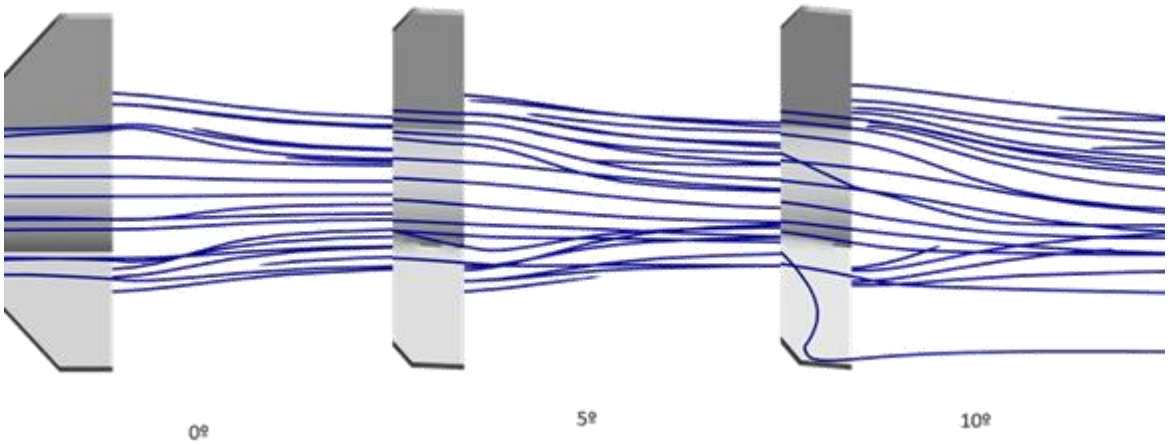


FIGURA 12. Comportamento de linhas de corrente.

4.3 Forças

Foram analisados os efeitos da inclinação sobre os parâmetros físicos que influenciam diretamente na estabilidade do foguete – força e coeficiente de arrasto, momento de rolamento e coeficiente de momento e variação da posição do centro de pressão (CP) do foguete. Os resultados obtidos estão listados na Tabela 2.

TABELA 2. Parâmetros de análise de estabilidade.

Parâmetro	0°	5°	10°
Força de arrasto de pressão (N)	0,8314	0,9094	1,1434
Coef. de arrasto de pressão	0,7669	0,8388	1,0547
Força de arrasto de atrito (N)	0,0757	0,0780	0,0820
Coef. de arrasto de atrito	0,0698	0,0720	0,0756
Momento de rotação (N.mm)	0,1013	16,7842	32,3116
Coeficiente de momento	0,0004	0,0632	0,1217
Posição do CP (mm)	219,63	220,69	223,16

Constatou-se que o arrasto de pressão aumentou na medida em que ângulo de inclinação da aleta aumentava, isso deve-se, principalmente, pelo aumento da área projetada. Além disso, não há variação relevante no arrasto de atrito.

Observou-se um aumento significativo do momento de rolamento com o aumento do ângulo, o que foi causado pelo gradiente de pressão observado anteriormente. Isso mostra que a angulação das aletas em impacto direto na rotação do foguete e, portanto, em sua estabilidade em razão do efeito giroscópio.

A variação do CP do foguete em função da posição das aletas foi pequena, tendo pouco impacto na margem estatística de estabilidade do foguete.

Conclui-se ainda que aplicado a minifoguetes, a técnica de variação da inclinação de aletas implica em resultados positivos sobre sua aplicação para estabilização de veículos aeroespaciais por giro. Ainda que tenha sido constatado aumento do arrasto, somente uma investigação mais profunda poderá estabelecer se esse aumento é prejudicial ao projeto ou pode ser facilmente contornado. Pretende-se combinar a técnica de variação da inclinação a outros métodos – e.g., aletas com perfis

aerodinâmicos, o que permitirá comparação com outros formatos utilizados para estabilização por giro, como o uso de aletas *wrap-around.*

REFERÊNCIAS

AGÊNCIA ESPACIAL BRASILEIRA. Foguetemodelismo. Programa AEB Escola, 2013. Disponível em: <http://aebescola.aeb.gov.br/index.php/jornada/2-geral/55-foguetemodelismo>. Acesso em: 26 set. 2020.

ANDERSON Jr., J. D. Computational Fluid Dynamics: The Basics with Applications. McGraw-Hill, International Edition, 547 p., 1995.

ANSYS. ANSYS FLUENT 12.0/12.1 Documentation. ANSYS, Inc., 2009. (Theory guide). Disponível em: <https://www.afs.enea.it/project/neptunius/docs/fluent/>. Acesso em: 05 out. 2020.

ÇENGEL, Y. A.; CIMBALA, J. M. Fluid mechanics: Fundamentals and applications. McGraw-HillHigher Education, Boston, EUA, 1031 p., 2006.

NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION. Foguetes - Manual do Professor com Atividades de Ciências, Matemática e Tecnologia. Universidade do Vale da Paraíba, São José dos Campos, São Paulo, 134 p., 2001.

PALMÉRIO, A. F. Introdução à Tecnologia de Foguetes. SindCT, São José dos Campos, São Paulo, Brasil, 306 p., 2017.

SUTTON, G. P.; BIBLARZ, O. Rocket Propulsion Elements. John Wiley & Sons, Inc., Hoboken, New Jersey, EUA, 767 p., 2017.

TEWARI, A., Atmospheric and Space Flight Dynamics. Birkhauser, Boston, EUA, 556 p., 2007.

VILANOVA, C. Q. Simulação Numérica do Escoamento ao Redor de um Veículo Lançador de satélites do tipo Air-Launch. Dissertação de Mestrado em Ciências Mecânicas – Universidade de Brasília, 137 p., 2013.

Agradecimentos

Os autores agradecem à Universidade Federal do Rio Grande do Norte (UFRN) ao apoio dado a este trabalho científico, assim como ao Laboratório de CFD, ao Laboratório de Transferência de Calor e à equipe do Potiguar Rocket Design (mais especificamente aos membros do setor de Aerodinâmica & Simulação), todos da UFRN, pelo apoio a este trabalho.