



IV Encontro de Iniciação Científica e Tecnológica IV EnICT

ISSN: 2526-6772
IFSP – Câmpus Araraquara
24 e 25 de outubro de 2019



Projeto de construção de um modelo experimental para o estudo da eficiência de um dispositivo eletro-hidrodinâmico na alteração do escoamento produzido na fenda entre um slat e uma asa.

Isadora Furlan Gomes, José Antonio Garcia Croce

Graduando em Tecnologia em Manutenção de Aeronaves, Bolsista PIBIFSP, IFSP Câmpus São Carlos, isadora.furlan@aluno.ifsp.edu.br.

Área de conhecimento: 3.12.01.01-6

RESUMO: Este trabalho busca ampliar os estudos a respeito do uso de dispositivos eletro-hidrodinâmicos, que se tratam basicamente de arranjos de eletrodos metálicos separados por uma placa de metal dielétrico. No estudo em questão, será implantado um dispositivo desse tipo em um aerofólio NACA 2415, na fenda que surge entre slat e asa. Esse aerofólio terá, além do slat, um flap. E, a partir da construção desse elemento serão realizados testes em túnel de vento, onde se analisará o desempenho destes, focando mais especificamente na alteração do escoamento entre asa-slat e a provável redução no ruído provocado pelo acionamento de superfícies de comando, como a citada a cima.

PALAVRAS-CHAVE: asa-slat; dispositivo; eletro-hidrodinâmico; escoamento.

INTRODUÇÃO

Segundo Bonatto (2013) historicamente, as pesquisas sobre o ruído produzido pela célula de uma aeronave se concentraram nas fontes trem de pouso e ponta de *flap*. Apenas na última década se multiplicaram as pesquisas para entender e reduzir a emissão de ruído de um slat. A maior parte desses estudos se baseava em medições experimentais em modelos de escala reduzida e tinham como objetivo mapear a geração de ruído do slat em função de ângulo de ataque e número de Mach, além de testar conceitos para minimização do ruído. No entanto, tais propostas de soluções não se baseavam no conhecimento dos mecanismos de geração. Entretanto, a alteração do escoamento produzido entre o slat e a asa não consiste em um objetivo corriqueiro. Qualquer forma de controle deve levar em conta que não se deve perturbar demais o escoamento para não reduzir o efeito de hipersustentação, que é função primária do slat. Desta forma, o ideal seria que o dispositivo, ou meio, para a produção da redução do vórtice seja o mais discreto possível e que possa ser retirado quando não mais necessário. O ideal seria um mecanismo montado bem aderido a superfície, sem que seus componentes se pronunciassem para o interior da fenda e que só funcionassem quando necessário. Um método que tem todas estas características consiste na produção de escoamento por dispositivos eletro-hidrodinâmicos em locais que podem possibilitar a modificação do escoamento ao redor de um slat que, em princípio, poderia contribuir para a redução do ruído gerado e que ficaria fixado ao extradorso.

Dessa forma, pretende-se projetar e, futuramente, construir um modelo experimental para ser utilizado em um estudo que visa determinar a capacidade de dispositivos eletro-hidrodinâmicos produzidos por descarga por barreira dielétrica em alterar o escoamento na fenda asa-slat.

FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

Através do conhecimento aplicado em aulas e de base em teorias de autores e livros renomados como Low-Speed, Wind Tunnel Testing de Alan Pope e pesquisas similares foi possível definir as condições ideais da construção do aerofólio.

METODOLOGIA

Foram analisadas diversas biografias com a intenção de se determinar a melhor geometria para o aerofólio. Foi uma pesquisa bem ampla devido à falta de informações em materiais de temas similares.

As dimensões do modelo que será construído foram determinadas, com base nas dimensões da câmara de ensaio do túnel de vento no qual o estudo será realizado.

Já com esses dados do projeto de construção foram feitos desenhos em aplicativo CAD.

RESULTADOS E DISCUSSÃO

A geometria do conjunto aerofólio-*slat-flap* projetado é apresentada na Figura 1. O elemento tem uma corda total igual 150 mm e envergadura da ordem de 400 mm (igual à largura da câmara de ensaio do túnel de vento). O *flap* tem corda igual a 30 mm e o *slat* apresenta o diâmetro da cova interna igual 23 mm. Pode ser visto na Figura 1 três furos à frente do aerofólio que serão utilizados para ajustar a posição e o ângulo do *slat*.

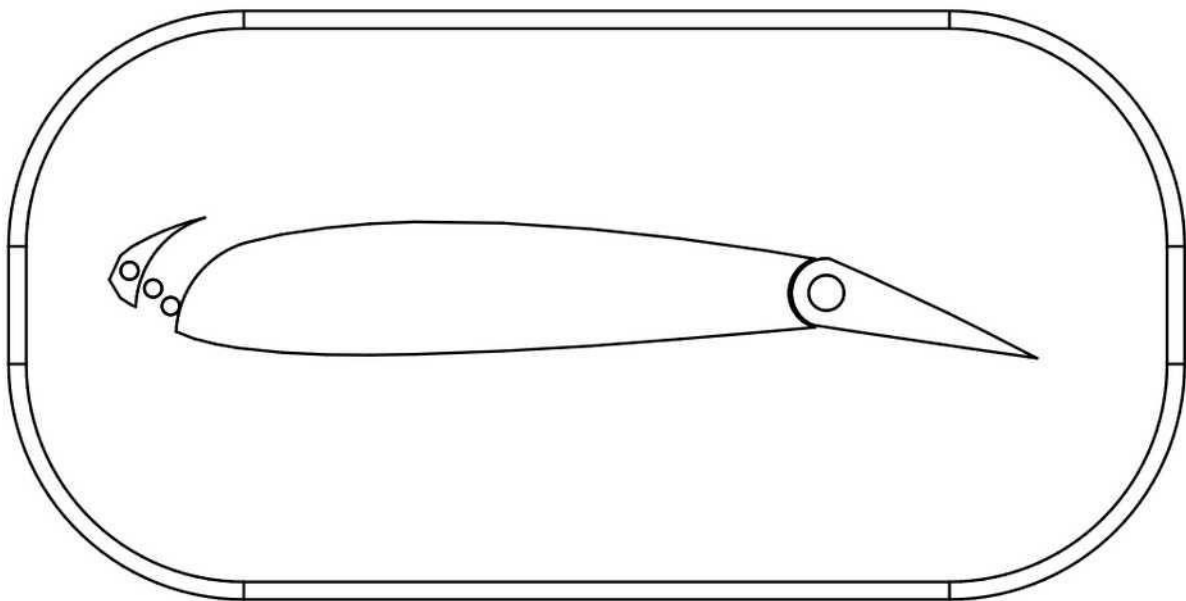


Figura 1. Imagem apresentando o contorno do aerofólio NACA 2415 com Slat e Flap.

Fonte: Autoria própria, 2019.

Já na Figura 2 é possível ver uma imagem tridimensional do conjunto que foi projetado. Podese notar a presença de uma placa na qual o conjunto asa-*slat-flap* será fixado, a qual, por sua vez, será montada em uma das paredes da câmara de ensaio do túnel de vento.

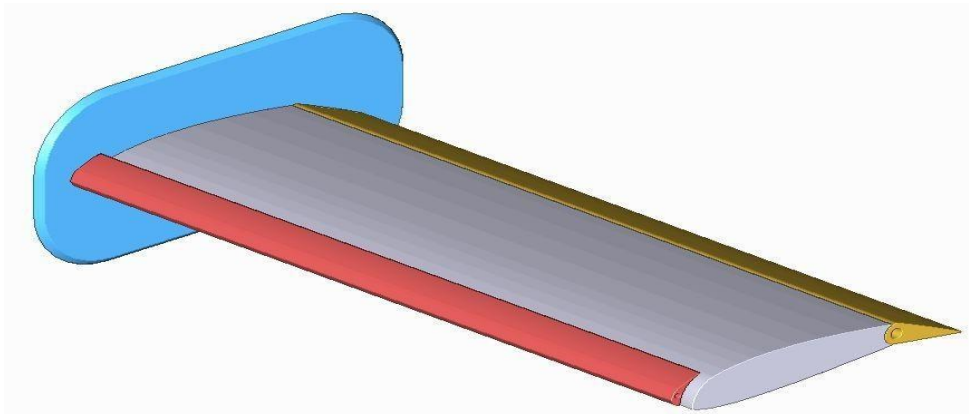


FIGURA 2. Desenho em CAD apresentando o conjunto que será construído.
Fonte: Autoria própria, 2019.

CONCLUSÕES

Foram determinadas as dimensões do modelo que será construído, a partir das dimensões da câmara de ensaio do túnel de vento no qual os ensaios serão realizados. Dessa forma, será possível dar início a etapa a seguinte da pesquisa que consiste na construção dos modelos, que em suas nervuras será utilizada Medium Density Fiberboard (MDF) e no revestimento Madeira Balsa.

REFERÊNCIAS

- BONATTO, A. S. **Caracterização e simulação do ruído aerodinâmico gerado por "slats"**. Tese de Doutorado. Universidade de São Paulo. 2013.
- CHODHARI, M.; KHORRAMI, M. R. Slat cove unsteadiness: Effect of 3d flow structures. **AIAA paper**, v. 211, p. 2006, 2006.
- DOBRZYNSKI, W.; POTT-POLLENSKE, M. Slat noise source studies for farfield noise prediction. **7th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference and Exhibit**. 2001. p. 2158.
- DURSCHER, R.; ROY, S., Induced Flow from Serpentine Plasma Actuators Acting in Quiescent Air, **AIAA 2011-957, 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition**, Orlando FL, Jan 4-7. 2011.
- DURSCHER, R.; ROY, S., Three-dimensional flow measurements induced from serpentine plasma actuators in quiescent air, **J. Phys. D: Appl. Phys.**, 45:035202. 2012.
- ENLOE, C.L. et al. Mechanisms and responses of a single dielectric barrier plasma actuator: plasma morphology., **AIAA Journal**, 42(3), 589-594. 2004.
- ENLOE, C.L. et al. Mechanisms and responses of a single dielectric barrier plasma actuator: geometric effects. **AIAA Journal**, 42(3), 595-605. 2004.
- FINK, MARTIN R. **Airframe noise prediction method**. United Technologies Research Center East Hartford Ct, 1977.
- FORTE, M. et al. Optimization of a dielectric barrier discharge actuator by stationary and nonstationary measurements of the induced flow velocity: application to airflow control. **Experiments in fluids**, n. 43, p. 917–928, 2007.
- PORTER, C. O. et al. Temporal force measurements on aerodynamics plasma actuator, **44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit**, Reno, NV, AIAA. 2006.
- RIHERD, M.; ROY, S. Numerical Investigation of Serpentine Plasma Actuators for Separation Control at Low Reynolds Number, **AIAA 2011-3990, 41st AIAA Fluid Dynamics Conference and Exhibit**, Honolulu HW, Jun 2730. 2011.
- ROTH, J. R.; DAI, X. Optimization of the aerodynamic plasma actuator as an electrohydrodynamic (ehd) electrical device, **44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit**, Reno NV, AIAA Paper, 2006-1203. 2006.
- ROTH, J.R.; SHERMAN, D.M.; WILKINSON, S.P. Boundary Layer Flow Control With a One Atmosphere Uniform Glow Discharge, **AIAA paper 98-0328, 36 th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit**, Reno NV, Jan 12-15.

1998.

ROY, S.; WANG, C. Bulk flow modification with horseshoe and serpentine plasma actuators, **J. Phys.**

D: Appl. Phys.,42-032004, 5pp. 2009.

WANG, J. et al. Recent developments in DBD plasma flow control. **Progress in Aerospace Sciences**, v. 62, p. 52-78, 2013.