

CONCEPÇÃO DE UM DRAG RUDDER PARA AERONAVES: Um estudo aerodinâmico e de controle

Otacílio Pires de Freitas Neto (1); Franklin Regis de Oliveira (2); Francisco José Simões (3)

(1) *Universidade Federal de Campina Grande (UFCG), otacilioengmecanica@gmail.com.*

(2) *Universidade Federal de Campina Grande (UFCG), franklin.regis16@hotmail.com.*

(3) *Universidade Federal de Campina Grande (UFCG), francisco.simoes@ufcg.edu.br*

Resumo: A definição do controle direcional é vital para garantir a segurança e factibilidade do voo. A equipe Parahybas de Aerodesign, da Universidade Federal de Campina Grande se deparou com um leme ineficiente para controlar sua asa voadora, e a solução adotada foi a instalação de um novo dispositivo, o *Drag Rudder*, que utiliza o arrasto como força rotora para controlar a aeronave. Dessa forma, o estudo aqui proposto objetiva garantir a eficiência deste dispositivo a partir de uma abordagem aerodinâmica e com os princípios de estabilidade de aeronaves, através das equações de momento e simulações computacionais que garantam o bom funcionamento e a segurança do controle direcional na aeronave estudada. Utilizando análises aerodinâmicas e simulações CFD, foi possível apontar quais aspectos do dispositivo poderiam sofrer mudanças e em seguida dimensionar com exatidão o *Drag Rudder*, cumprindo assim as necessidades da aeronave.

Palavras-chave: Arrasto, guinada, controlabilidade, ângulo de abertura, CFD.

INTRODUÇÃO

Nos últimos o mercado de aviação se mostra muito favorável à concepção dos modelos de asa voadora, que garantem uma maior área de asa sem aumentar o peso total da aeronave (muitas vezes até reduzindo-o), permitindo que uma carga muito maior seja carregada pela aeronave. Contudo, com a retirada das empenagens, as condições de estabilidade e controle ficam seriamente comprometidas, de forma que é preciso garantir que a geometria da aeronave e o balanço de momentos sejam capazes de garantir o voo seguro do avião por si só.



Figura 1. Northrop-Bomber YB 49 de asa voadora usado na área militar. Fonte: Nickel (1998, p. 5).

Um dos problemas gerados por esse modelo de aeronave está no controle direcional (com relação ao momento de guinada). Na equipe Parahybas de *Aerodesign* – na Universidade Federal de Campina Grande, da qual fazemos parte – nos deparamos com a dificuldade de controlar a aeronave usando lemes convencionais, que se situavam na ponta da asa (como *winglets*).

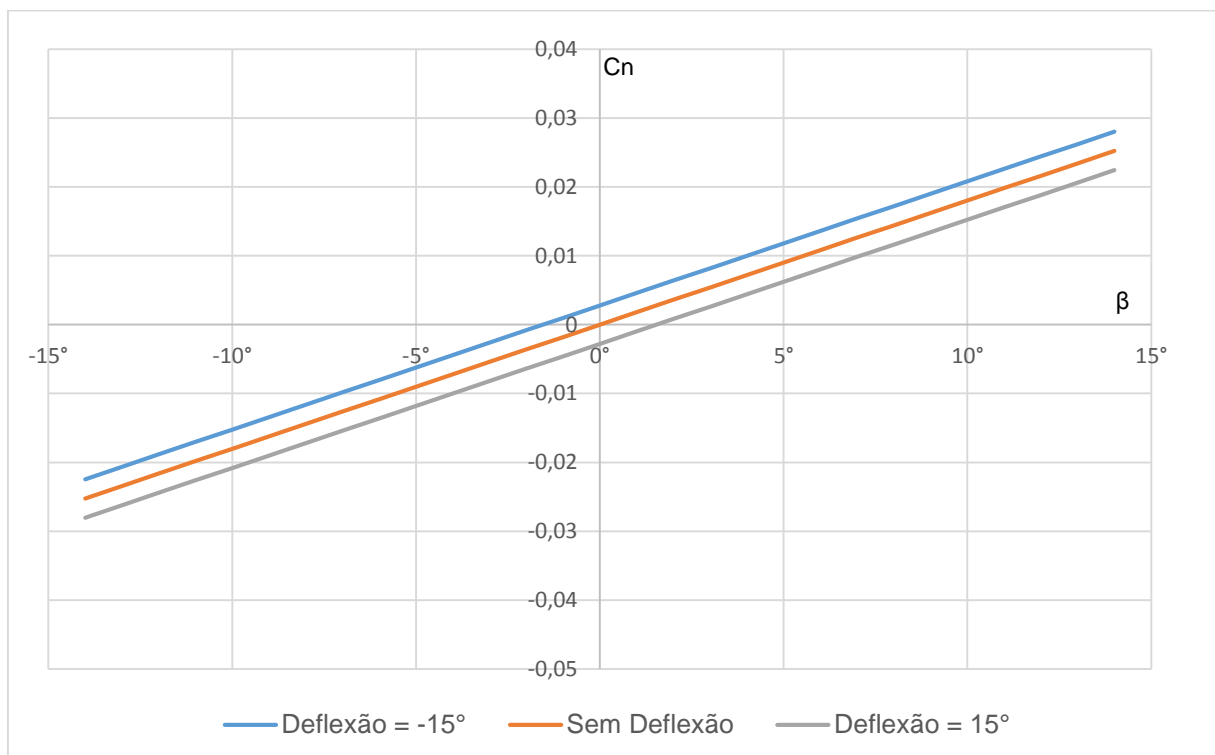


Gráfico 1. Curvas do coeficiente de momento direcional pelo ângulo de derrapagem, para diferentes deflexões do leme. Fonte: Equipe Parahybas (CCT/UAEM/UFPG)

Como se pode observar no gráfico acima, uma deflexão de 15° quase não altera a trajetória de voo do avião, tornando o controle ineficaz e inseguro (visto que em uma situação crítica o controle é o responsável por restaurar a trajetória da aeronave). Para contornar este problema é que o dispositivo de *Drag Rudder* é proposto, pois usa a força de arrasto e não a sustentação do *winglet* para gerar o momento – além do braço mecânico do arrasto, que é a semi-envergadura, ser bem maior que o da sustentação, a distância entre os CAs da asa e do *winglet*.



Figura 2. Desenho esquemático de um *Drag Rudder*. Fonte: Nickel (1994).

É necessário, a partir de agora, definir como a deflexão desta superfície afeta as curvas de momento e o fluxo aerodinâmico na região de deflexão. Dessa forma podemos verificar se este dispositivo é capaz de substituir o leme convencional e garantir o controle direcional da aeronave.

METODOLOGIA

Definição dos parâmetros físicos necessários

Para melhor trabalhar com este problema, podemos definir a força de arrasto necessária para trimar (i.e. equilibrar) a aeronave em um certo ângulo desejado, e assim trabalhar com a superfície de controle para atingir esta força. Sabendo que a superfície de controle somente afeta o coeficiente linear da reta, concluímos que:

$$D \cdot \frac{b}{2} = \frac{1}{2} \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot b \cdot C_m \quad \rightarrow \quad D = \rho \cdot S \cdot V^2 \cdot C_m$$

Onde: D é a força de arrasto; ρ é a densidade do ar; S é a área da asa; V é a velocidade voo e C_m é o coeficiente de momento.

Se quisermos trimar a aeronave a 10°, um valor razoável, precisaremos de um arrasto de 3.2 N e a nova curva de controle será:

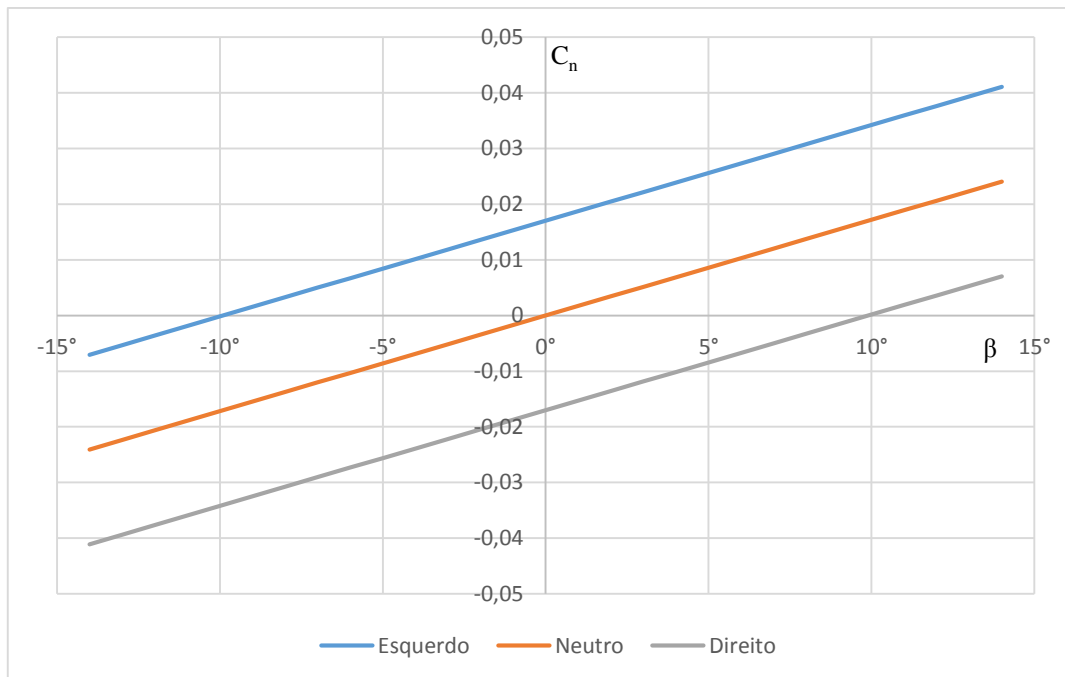


Gráfico 2. Curvas de controle quando se ativa o *Drag Rudder* de cada lado. Fonte: Equipe Parahybas (CCT/UAEM/UFCG)

Como pode se observar, a superfície de controle é capaz de trimar o avião de forma mais segura, em uma ampla faixa de angulações, tornando a utilização deste dispositivo factível.

Dimensionamento e aerodinâmica

Conforme informado anteriormente, é necessário que o dispositivo *Drag Rudder* seja capaz de gerar, ao ser acionado, uma força de arrasto equivalente a 3.2 N. Sabendo que o dispositivo aerodinâmico é posicionado próximo à ponta da asa – especificamente no *winglet* da aeronave – variáveis como altura e corda do *winglet* já foram dimensionadas e definidas pela equipe e não poderiam ser modificadas (uma vez que influenciam diretamente a estabilidade e balanço de peso da aeronave), mesmo sabendo que modificando as dimensões citadas impactariam diretamente na geração de maior arrasto.

Analisando o dispositivo, foi possível evidenciar quais as variáveis a serem dimensionadas para que a força necessária pudesse ser alcançada, sendo essas: porcentagem de corda referente ao *Drag Rudder* no *winglet* e a deflexão do mesmo, sabendo que o perfil aerodinâmico predeterminado para compor o *winglet* foi o S9033.

Após análise e pesquisa referente a dimensionamentos de *Drag Rudder*, não foi encontrado, em literaturas de referência em aeronáutica nem em artigos da área, métodos de dimensionamento do dispositivo. Partindo disso, foi proposto uma método experimental para

que os parâmetros necessários possam ser quantificados.

Para obtenção de forças aerodinâmicas são utilizados normalmente ensaios de tunel de vento. Segundo Anderson (1989) túneis de vento são instalações experimentais projetadas para produzir escoamentos de ar (ou outro gás), onde se simula o escoamento natural que ocorre fora do laboratório. Sabendo disso, a utilização desse maquinário seria ideal para obtenção dos valores de forças aerodinâmicas desejados. No entanto, tanto o custo de obtenção quanto o custo de utilização são bastante elevados, sendo inviável realizar ensaios por esse método. Além disso, a unidade onde o estudo foi realizado não dispõe deste equipamento.

Sabendo das limitações para a realização desse estudo, foi necessário utilizar um outro método que pudesse fornecer os resultados requeridos com confiança. Partindo disto, se optou por um método de simulação numérica, comumente conhecido como CFD (Fluidodinâmica Computacional), como a ferramenta mais viável a ser utilizada.

A fluidodinâmica computacional, é uma ferramenta de simulação que utiliza de métodos numéricos para a solução de problemas referentes a dinâmicas dos fluidos e transferência de calor.

A ferramenta CFD foi escolhida por seu baixo custo de operação e preparação, além de fornecer resultados confiáveis. Neste estudo o software utilizado foi o Autodesk CFD, por fornecer o uso de licença gratuita para estudantes, como também uma baixa porcentagem de erro. Chaudhary (2013) obtém em seu estudo, utilizando o software Autodesk CFD, um erro por volta de 2% do valor real, mostrando a eficácia da ferramenta em suas simulações.

Após a escolha do método e do software a ser utilizado, parâmetros de simulação foram determinados para que o dimensionamento do *Drag Rudder* pudesse ser efetivo e utilizado pela equipe Parahybas de Arodesign. Utilizando as dimensões do *winglet* fornecidas pela equipe Parahybas e o software de desenho assistido por computador AutoCad foi possível desenhar as diferentes deflexões do dispositivo Drag Rudder, como mostra a figura 3.

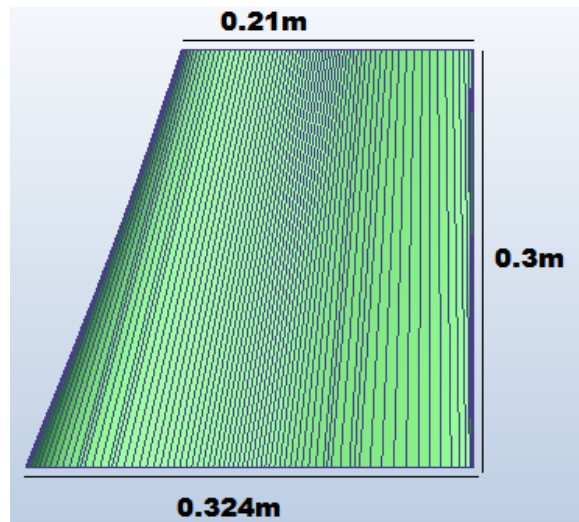


Figura 3. Dimensões do *Winglet*. Fonte: Autoria Própria.

Para que o Drag Rudder pudesse ser dimensionado, foi necessário obter *feedback* da equipe Parahybas em relação à dificuldade construtiva, descobrindo-se que, por razão do *winglet* ter dimensão considerada pequena, uma porcentagem de corda para o Drag Rudder de 50% seria a ideal, fornecendo uma maior facilidade construtiva e uma provável força de arrasto que suprisse a necessidade. Obtendo essa informação, a variável a ser trabalhada se resumiu à deflexão do *Drag Rudder*, sendo necessário recomeçar a análise caso nenhuma deflexão atingisse a força de arrasto buscada.

Parâmetros para simulação.

O túnel de vento foi projetado no *software* CFD, onde as diversas geometrias serão simuladas. As dimensões utilizadas para o túnel de vento foram retiradas de recomendações do próprio *software* para esse tipo de caso, onde o escoamento se comporta de forma turbulenta. As recomendações são propostas para que os resultados obtidos não sejam interferidos pelas paredes do túnel. Para que os resultados pudessem ser comparados, as simulações foram realizadas nas mesmas condições.

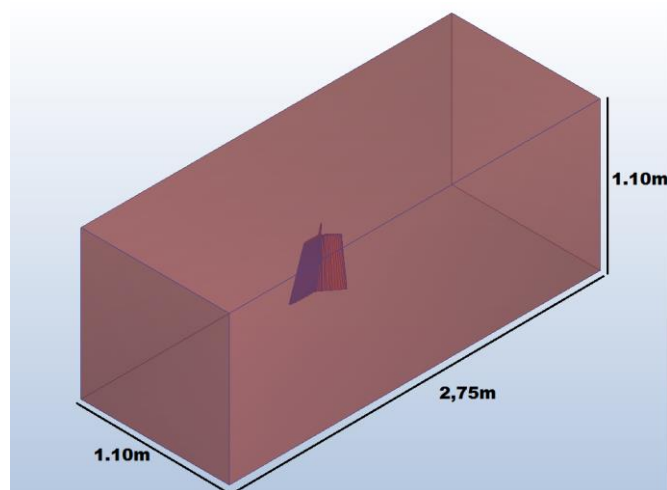


Figura 4. Dimensões tunel de vento. Autor: Autoria Própria.

Em seguida, determinou-se as propriedades do fluido para que os valores obtidos se aproximem dos valores reais da aeronave em voo, utilizando o número de Reynolds, número adimensional usado em mecânica dos fluidos para o cálculo do regime de escoamento de determinado fluido sobre uma superfície. Calculando-se esse número, baseado no voo da aeronave, como também nas propriedades do ar com altitude ao nível do mar, obteve-se um valor próximo a 300 000, utilizando a seguinte fórmula:

$$Re = \frac{\rho \cdot v \cdot C}{\mu}$$

Sendo ρ a densidade do ar, v a velocidade do escoamento, C a corda média aerodinâmica do winglet e μ a viscosidade do ar.

Para as condições de contorno consideramos: a velocidade do ar na entrada de 13.2 m/s, com temperatura uniforme de 20 °C; pressão de saída de 101 325 Pa; e condição de simetria nas paredes laterais, de modo que as mesmas não interfiram no escoamento sobre o dispositivo. O modelo de turbulência adotado foi o *SST k-omega*, utilizado para resolução de um conjunto de equações que são resolvidas numericamente. Para o caso de um escoamento turbulento elas são as equações de momento linear e conservação da massa, nomeadas de equações de Navier-Stokes.

Com o intuito de não só obter a deflexão necessária do *Drag Rudder*, mas também contemplar diferentes valores de força de arrasto para diferentes deflexões; as simulações em CFD foram realizadas de tal forma a comparar os diferentes valores obtidos da maneira mais próxima possível. Para tal é que foi utilizado um número de elementos de malha mais próximo entre os modelos propostos.

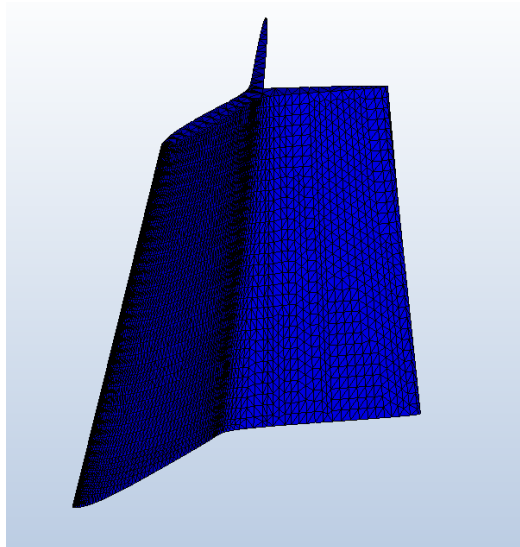


Figura 5. Geração de malha de umas das geometrias. Fonte: Autoria própria.

A malha gerada nas sete simulações tem por volta de 734 000 nós, 30 000 elementos sólidos e 3 442 000 elementos fluidos.

RESULTADOS E DISCUSSÕES

Para este estudo foram simuladas sete diferentes deflexões de *Drag Rudder* com o objetivo de obter o valor de 3.2 N de força de arrasto, cumprindo assim seu objetivo de manter o controle direcional da aeronave da equipe Parahygas do ano de 2018.

De antemão pode-se claramente deduzir que, com o aumento da deflexão, a força de arrasto gerada pelo dispositivo aumentará. No entanto, fica evidente nas figuras 6 e 7 a intensidade da turbulência gerada por um aumento de deflexão.

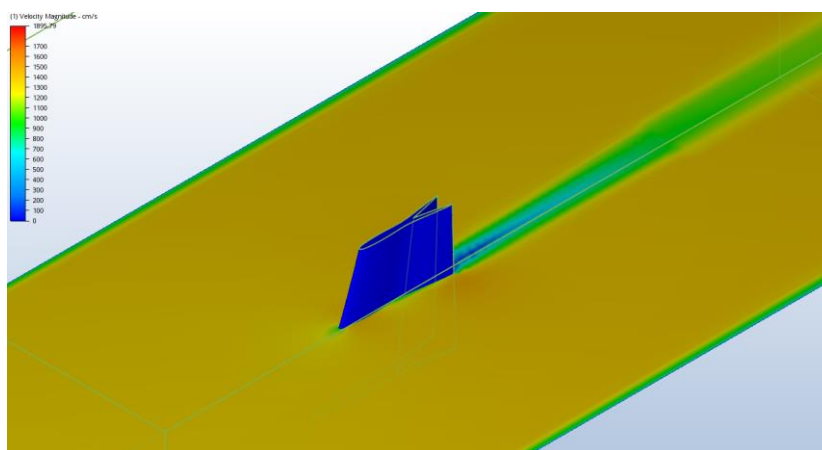


Figura 6. Escoamento ao redor do dispositivo *Drag Rudder* a 10° de ângulo de abertura. Fonte: Autoria própria.

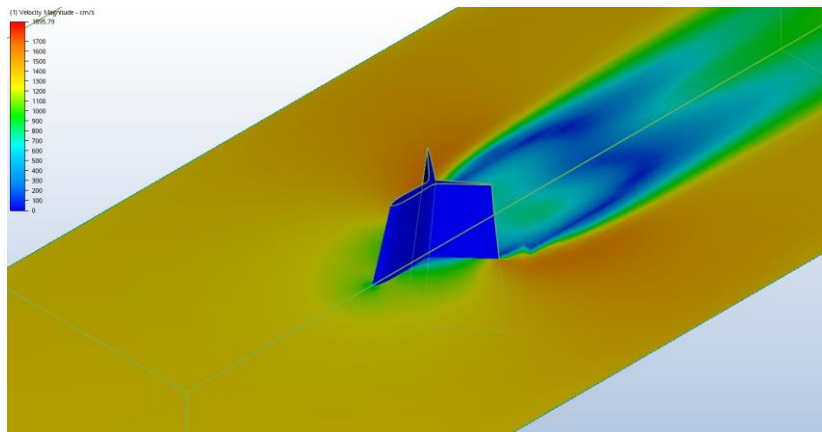


Figura 7. Escoamento ao redor do dispositivo *Drag Rudder* com 50° de ângulo de abertura. Fonte: Autoria própria.

Deflexão	Força de Arrasto (N)
0°	0.249
10°	0.873
15°	1.628
20°	1.986
30°	3.290
40°	4.428
50°	5.999

Tabela 1. Valores de força de Arrasto por deflexão do *Drag Rudder*. Fonte: Autoria própria.

Com os valores da força de arrasto obtidos, foi possível traçar uma curva característica para o *Drag Rudder* específico, nas condições citadas anteriormente:

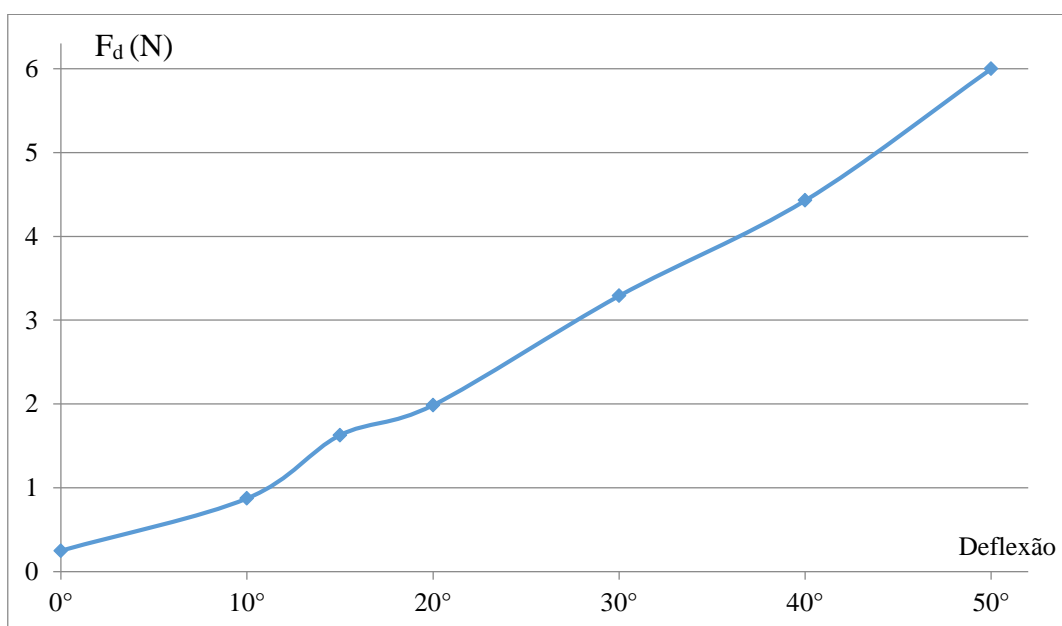


Gráfico 3. Curvas força de arrasto gerada por deflexão do leme. Fonte: Autoria própria

Partindo dos valores obtidos, foi possível determinar qual a deflexão necessária para controlar a aeronave, sendo 30° a deflexão que fornece um valor mais próximo do necessário.

CONCLUSÃO

Em qualquer projeto de engenharia é comum se deparar com diversos problemas que demandam soluções inovadoras e eficientes para sanar as dificuldades. No trabalho apresentado, foi possível contornar a ineficiência do leme com a instalação de um novo dispositivo. Este se mostrou capaz de trimar a aeronave a uma boa faixa de ângulos de derrapagem e manter a aeronave estável em diferentes situações de voo, sem comprometer o andamento do projeto estrutural da equipe Parahybas.

Os valores obtidos em simulações CFD se mostraram bastante satisfatórios, mostrando que a força de arrasto gerada pelo dispositivo aumenta de forma linear com o aumento da deflexão. Neste estudo não só foi possível verificar o ângulo de deflexão necessário para trimar a aeronave, no caso de 30°, mas também possibilitou observar características do dispositivo, podendo ser utilizadas para dimensionamentos e pesquisas futuras, tanto de obtenção de coeficientes de arrasto como de adaptações geométricas.

REFERÊNCIAS

ANDERSON, John D. **Introduction to flight**. 3 ed. The McGraw Hill Co. 1989.

CHAUDHARY, Sahard; KANSAL, Santosh. **Performance Analysis of Backward Curved Centrifugal Fan in Heating Ventilation and Air Conditioning**. International Journal of Science and Research (IJSR). 2013.

COOK, Michael V. **Flight Dynamics Principles**. 2 ed. Oxford: Elsevier Ltd. 2007.

NELSON, Robert C. **Flight Stability and Automatic Control**. 2 ed. Singapura: The McGraw Hill Co. 1998.

NICKEL, Karl; WOHLFAHRT, Dr. Michael. **Tailless Aircraft: In Theory and Practice**. 1 ed. Londres: Edward Arnold. 1994.