



21-25
AGOSTO DE 2016
FORTALEZA - CEARÁ

ESTUDO NUMÉRICO DE MUDANÇA DE FORMA DE UMA ASA SOB EFEITO HÉLICE PARA MELHORIA AERODINÂMICA

Leandro Neves Pedreiro, le_np@yahoo.com.br^{1,2}

Rudolf Huebner, rudolf@demec.ufmg.br¹

Fernando Diogo de Carvalho Grossi, fernando.grossi@embraer.com.br²

¹Universidade Federal de Minas Gerais, Av. Presidente Antônio Carlos, 6627 - Pampulha, Belo Horizonte - MG. CEP: 31270-901

²Embraer, Av. José Cândido da Silveira, 2000 - Horto, Belo Horizonte - MG. CEP: 31035-536

Resumo: O incremento de pressão e das velocidades axial e tangencial no escoamento devido a rotação de uma hélice causa modificações na distribuição de forças sobre uma asa imersa em seu tubo de corrente. Tais modificações implicam em aumento do arrasto do conjunto. Desta forma, o presente trabalho tem objetivo de apresentar um estudo paramétrico de modificações geométricas da asa a fim de reduzir o arrasto da aeronave, aumentando sua eficiência aerodinâmica. Para o estudo, a hélice é modelada como um disco infinitesimal onde aplica-se a teoria do elemento de pá (BEM) com correções de ponta e de efeitos tridimensionais nas polares de suas seções devido à sua rotação. Por meio de simulações RANS obtém-se os efeitos de interação entre hélice e asa. A modelagem é validada comparando com resultados experimentais de hélices disponíveis na literatura. Para o estudo paramétrico, altera-se a distribuição de torção da asa de forma a recuperar parte da energia rotacional perdida pela hélice. Os resultados mostram melhorias na integração propulsiva, de modo que, consequentemente, pode-se propor a otimização geométrica da asa de uma aeronave para uma dada condição de voo a fim de aumentar sua eficiência. Tal análise é importante para projetos de futuras aeronaves propelidas à hélice.

Palavras-chave: Hélice, Integração propulsiva, Eficiência aerodinâmica, CFD

1. INTRODUÇÃO

A escolha da motorização em uma aeronave depende do tipo de missão para qual ele é projetada. Para missões de longo alcance com foco em reduzir o tempo final do percurso, por exemplo, motores a jato são mais convenientes. Já para percursos mais curtos, onde a economia de combustível é mais relevante que reduzir o tempo de viagem, motores a hélice tornam-se mais adequados, como ocorre na categoria de aviação geral e na de transporte regional.

Para adentrar e se firmar no competitivo mercado de turbohélices regionais, uma nova aeronave deve possuir um diferencial atraente para os operadores, que implica em otimização de seu desempenho com emprego de novas tecnologias, ferramentas de projeto, processos produtivos e soluções criativas de problemas.

Neste âmbito, a integração do sistema propulsivo com a aerodinâmica da aeronave mostra-se um importante ponto que pode ser otimizado. Tal integração consiste na interferência mútua entre o grupo motopropulsor e a geometria do avião, sendo que o primeiro afeta a aerodinâmica do segundo e este altera a eficiência propulsiva daquele. Otimizar a integração resulta em obter uma melhor geometria do conjunto, minimizando os efeitos de interação e melhorando o desempenho da aeronave. Entretanto, ressalta-se que, antes de otimizar a asa, é conveniente um estudo paramétrico do efeito de mudança de sua forma, sob a influência da hélice.

1.1 Interação Hélice-Asa

Resumidamente a hélice é uma asa rotativa que possui uma geometria tal que, ao girar em torno de seu eixo, imprime pressão e quantidade de movimento ao escoamento. A diferença de pressão no plano da hélice resulta na tração na aeronave. O movimento de rotação da hélice impõe ao escoamento que passa por ela incremento

pressão e velocidade axial e tangencial, que resulta em aumento da pressão total após o plano da hélice. A região do escoamento alterada pelo movimento da hélice é chamada de *slipstream*.

Considerando uma configuração *tractor* com o plano da hélice à frente da asa (típico de turboélices comerciais), o aumento das velocidades axial e tangencial afeta o campo de pressão na parte da asa que está imersa no tubo de corrente da hélice. Assim, a distribuição de C_L (coeficiente de sustentação - $C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho V^2 S}$) ao longo da envergadura da asa é alterada, como mostra simplificada a Fig 1.

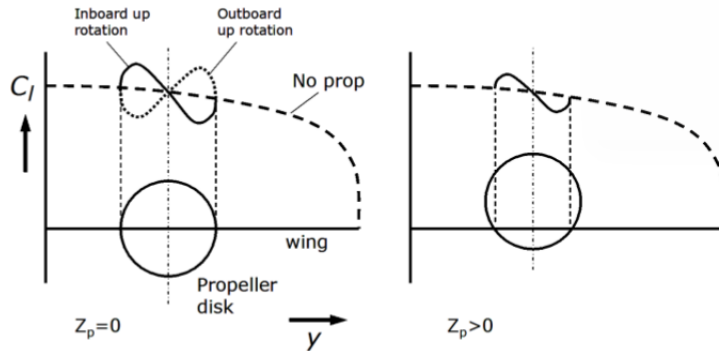


Figura 1: Distribuição de C_L na asa alterada pela esteira de uma hélice posicionada a sua frente, Veldhuis (2005).

Nota-se que na região da asa que recebe o escoamento subindo devido à rotação da hélice, o C_L local aumenta, devido ao ângulo de ataque local efetivo ser maior. Analogamente, na região onde o fluxo de ar está descendo, o C_L se reduz. Esta alteração na sustentação local dentro da *slipstream* tende a aumentar o arrasto induzido desta superfície.

Na prática, aumento de arrasto significa aumento da tração requerida para manter a aeronave em um voo de mesma velocidade, ou seja, aumento no consumo de combustível. Visto por outra óptica, se o consumo é maior, é necessário transportar mais combustível para uma dada rota, reduzindo a carga paga da aeronave. Ou ainda, mantendo a mesma quantidade de combustível, o alcance do avião pode ser maior se o consumo for menor. Ademais, no âmbito ambiental, reduzir o consumo acarreta em reduzir a queima de combustíveis fósseis e emissões de gases causadores do efeito estufa. Assim, redução no arrasto implica em uma série de melhorias intrínsecas: redução no consumo de combustível, na emissão de gases poluentes, no preço para o operador, no preço final para os usuários, aumento de carga paga e aumento de alcance.

1.2 Proposta de Estudo

Exposta a questão, este estudo se propõe a estudar parametricamente os efeitos de mudança de forma em uma asa como meio a se reduzir arrasto devido ao efeito da hélice, por meio de simulações *RANS* através do *software* CFD++. A modelagem da hélice é feita com o modelo de rotor disponível no código. Ele é baseado na teoria do elemento de pá com correções de efeito de ponta e cubo da hélice, sendo aplicado em um disco infinitesimal. O estudo é feito tanto para a condição de cruzeiro, como para subida.

2. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

2.1 Teoria do Elemento de Pá

O modelo de rotor é baseado na Teoria do Elemento de Pá (*Blade Element Theory* - BEM), Veldhuis (2005). Nela, a hélice é dividida em seções ao longo de seu raio, e para cada uma delas, considera-se o perfil aerodinâmico local para os cálculos das forças de sustentação e arrasto atuantes. A Fig. 2 mostra o diagrama de forças e velocidades em um elemento de pá localizado em uma posição arbitrária r ao longo do raio da hélice.

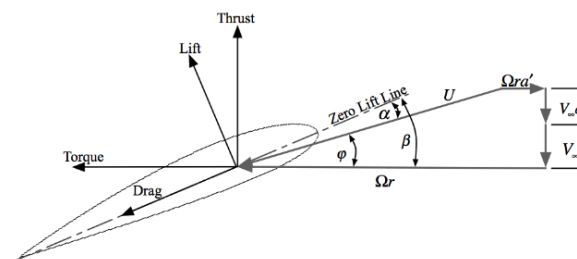


Figura 2: Diagrama de forças e velocidades em um elemento de pá, Rwigema (2010).

Pode-se mostrar que a tração T e o torque Q são escritos como:

$$dT = \frac{1}{2} \rho \frac{V_\infty^2 (1+a)^2}{\sin^2 \varphi} c (C_l \cos \varphi - C_d \sin \varphi) B dr \quad (1)$$

$$\frac{dQ}{r} = \frac{1}{2} \rho \frac{V_\infty^2 (1+a)^2}{\sin^2 \varphi} c (C_l \sin \varphi + C_d \cos \varphi) B dr \quad (2)$$

Onde a é o incremento de velocidade axial devido à hélice, B é o número de pás e C_l e C_d são os coeficientes de sustentação e arrasto dos seções da pá.

Complementando o BEM, há ainda implementado no código correções do efeito de ponta e do cubo da hélice, cuja teoria pode ser encontrada em Veldhuis (2005).

2.2 Otimização de forma

Kroo (1986) analisou a interferência mútua entre hélice e asa para encontrar uma configuração com mínima perda de energia da hélice. Adaptando o teorema de *Munk* de interação entre asas para hélice/asa e utilizando a teoria de vórtices de *Goldstein*, ele pôde calcular, para um escoamento invíscido e incompressível, a distribuição de sustentação ideal, por meio de um série de *Fourier*, em uma asa para o mínimo arrasto do conjunto, como mostrado na Fig. 3.

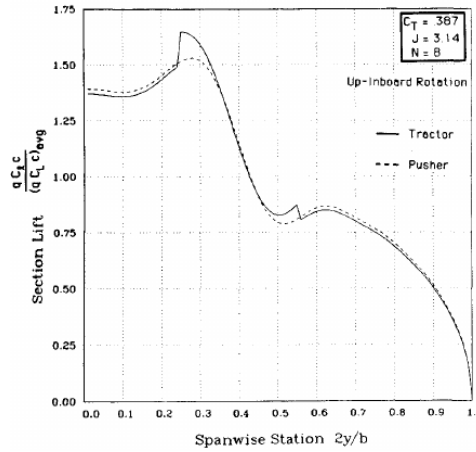


Figura 3: Distribuição de sustentação ótima em uma asa para hélices na posição *tractor* e *pusher*, Kroo (1986).

O autor mostrou que a asa tem função semelhante a de um estator por reduzir a perda de energia rotacional causada pela hélice, efeito chamado de *swirl recovery*, e que projetar uma asa que recupere esta energia perdida pela hélice é mais eficiente do que projetar uma asa cuja distribuição de sustentação resultante seja próxima à elíptica, não havendo *swirl recovery*. Além disso, seu trabalho mostra que a configuração *inboard up* é mais vantajosa que a *outboard up*.

Veldhuis and Heyma (2000) propõem a otimização da asa para redução do arrasto induzido (C_{Di}) do conjunto pela análise do plano de *Trefftz*. Este consiste em um plano infinitamente longe a jusante da aeronave, no qual o escoamento está completamente desenvolvido, onde é feito o balanço da quantidade de movimento axial para o cálculo do C_{Di} . Assim, a proposta é encontrar a distribuição de sustentação na asa (por meio da teoria da linha de sustentação de *Prandtl*) dado um C_L e uma configuração de hélice para minimizar o arrasto no plano de *Trefftz*. A *slipstream* é calculada com base na teoria do momento do elemento de pá com correção do efeito de ponta tendo-se, ao longo do tubo de corrente, as variações de velocidade axial e tangencial. Por fim, a torção e/ou arqueamento das seções da asa são modificados para se obter a distribuição de sustentação encontrada.

O autor utilizou uma configuração similar a da aeronave Fokker 50 e modificou somente a torção da asa para encontrar a distribuição de sustentação ideal. A Fig. 4 (a) mostra o resultado de distribuição de circulação ótima para $C_L = 0,6$ e $T_C = 0,1$ ($T_C = T/(\rho V^2 D^2)$) e a Fig. 4 (b) a consequente distribuição de torção da asa ao longo de sua envergadura.

A redução de arrasto induzido é da ordem de $10dc$ ($drag\ counts - 1dc = C_D \cdot 10^4$) para as dadas configurações de hélice e o C_{Di} é aproximadamente 5% menor para *inboard up* em relação à *outboard up*, que corrobora com as conclusões de Kroo (1986).

Rakshith *et al.* (2015) apresenta uma outra abordagem de otimização: a da forma em planta da asa. Ele propõe a otimização da asa cuja aerodinâmica é calculada utilizando a teoria da linha de sustentação de *Prandtl*, forma em planta feita por meio de curvas de *Bézier* e o desempenho da hélice, dado por experimentos disponíveis na literatura, para a redução do arrasto total do conjunto hélice/asa.

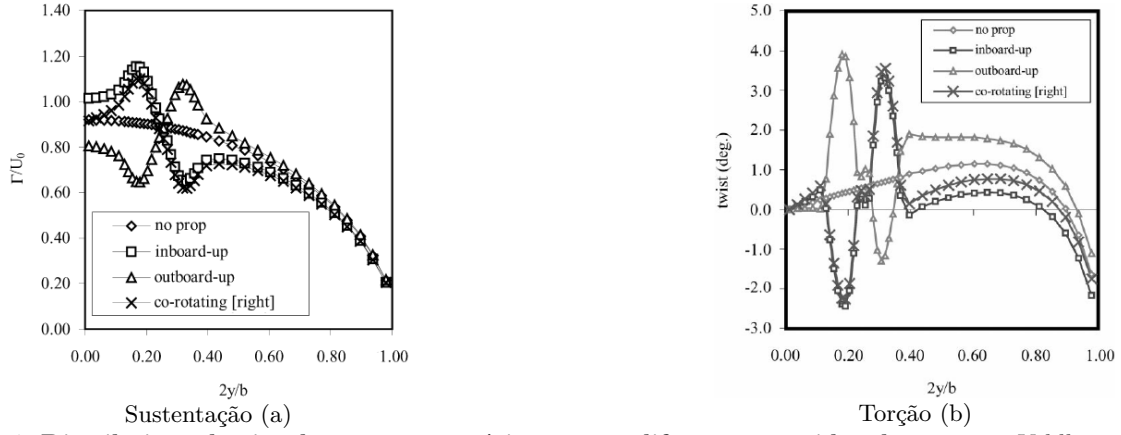


Figura 4: Distribuição de circulação e torção ótimas para diferentes sentidos de rotação, Veldhuis (2005).

As curvas de *Bézier* modificam o bordo de fuga da asa e quanto mais pontos de controle ela possui, menor é o arrasto total encontrado, porém mais complexa fica a geometria final. Em contrapartida, curvas com ordens menores são mais suaves e, conseqüentemente, mais viáveis, podendo ser implementadas na prática, principalmente com a utilização de materiais compósitos.

Como exemplo da otimização proposta, o autor apresenta um caso cuja asa inicial possui alongamento de 12, afilamento de 0,5 e C_L requerido de 0,4. A Fig. 5 mostra as formas em planta inicial e final, bem como a distribuição de torção e circulação considerando um curva de *Bézier* com quatro pontos de controle.

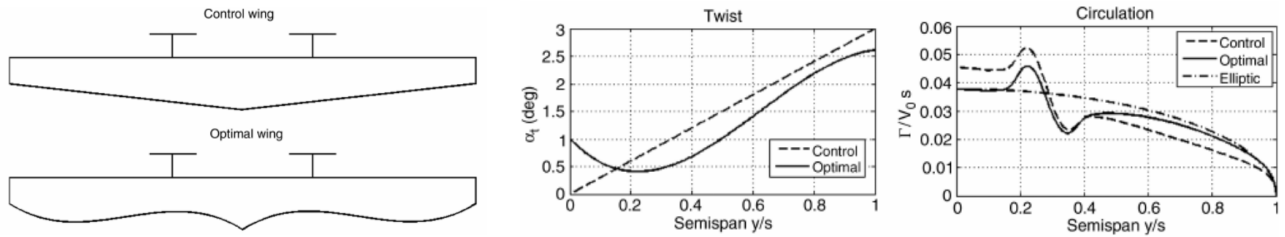


Figura 5: Asas inicial e otimizada, Rakshith *et al.* (2015).

Como resultado, a asa otimizada apresentou C_{Di} 9,35% menor e C_D 3,82% menor que a asa de controle para a mesma tração da hélice. Nota-se ainda, que a asa otimizada possui corda menor na região imersa na *slipstream* da hélice, devido ao aumento da pressão dinâmica neste região.

3. VALIDAÇÃO

Para a validação do modelo de rotor, utiliza-se como base de comparação experimentos em túnel de vento contidos em Hartman and Biermann (1938). Nele, é usada uma hélice tripá, de perfil *Clark Y* sem enflechamento, denominada 5868-9. As distribuições de espessura, corda e passo dos perfis ao longo do raio são disponibilizadas no relatório. As polares aerodinâmicas dos perfis, são obtidas a partir de resultados experimentais da família de perfis *Clark Y* com diferentes espessuras, apresentado em Pinkerton and Greenberg (1938), para se evitar incertezas adicionais caso elas fossem obtidas via CFD. As polares de c_l são corrigidas para efeito de compressibilidade por meio da equação de *Prandtl-Glauert* (Eq. 3) e para efeito de rotação (efeito que tende a prolongar o estol nas regiões próximas à raiz de asas rotativas) por meio da relação de Snel (Eq. 4), (Snel *et al.*, 1993).

$$c_l = \frac{c_{l,0}}{\sqrt{1 - M_\infty^2}} \quad (3)$$

$$c_{l,rot} = c_{l,2D} + 3 \left(\frac{c}{r} \right)^2 (c_{l,pot} - c_{l,2D}) \quad (4)$$

onde $c_{l,pot}$ é o c_l potencial, c e r a corda e raio locais, respectivamente.

Inicialmente, estuda-se a independência de malha para o cálculo da tração resultante. Segundo a ASME V&V 20 (2009), deve-se definir um comprimento característico inicial, h_0 dos elementos da malha. Em cada refinamento da malha computacional, o comprimento característico deve ser dividido por uma fator r , sendo $r > 1,3$ por resultados empíricos. Assim, definiu-se $h_0 = D/40$ e $r = \sqrt{2}$ de forma que a cada nível de refinamento, o número de elementos superficial no disco seja dobrado.

A Fig. 6 mostra o erro nos valores de tração para cada nível de refinamento (em relação ao último nível). O nível 3 de refinamento é considerado satisfatório para as análises da pesquisa, por apresentar erro em tração da ordem de 1,1%. Embora para a malha superficial do disco a escolha do nível 4 não teria um grande aumento no custo computacional, para a malha volumétrica o aumento seria considerável. Para assegurar que as propriedades dos fluidos sejam transportadas a jusante do disco e interajam com as superfícies aerodinâmicas, deve-se garantir um refinamento volumétrico da ordem de grandeza dos elementos do disco. Isso implicaria em uma malha volumétrica aproximadamente 2,8 vezes maior na região do refinamento.

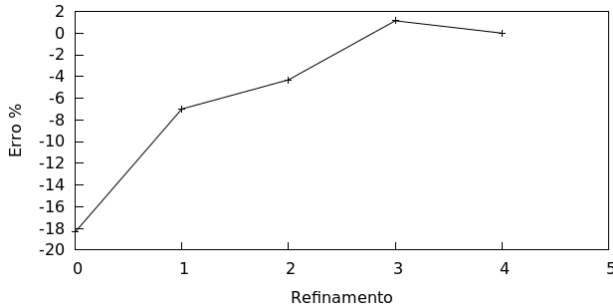


Figura 6: Convergência de tração no disco.

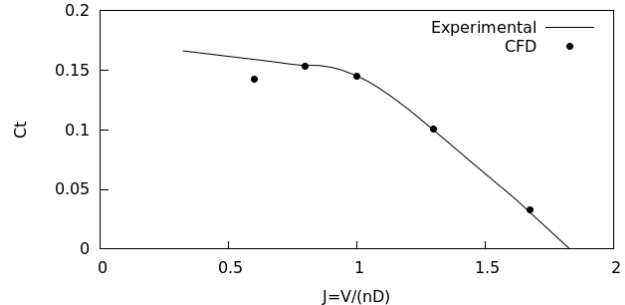


Figura 7: Comparação com a curva de tração experimental, Naca Report 640, 1938.

A curva de tração versus razão de avanço (C_T vs J , onde $C_T = T/(\rho n^2 D^4)$ e $J = V/(nD)$) para ângulo de passo de 35° em $r/R = 0,75$ pode ser vista na Fig. 7, onde nota-se uma boa concordância da curva experimental com os resultados via CFD, com erro máximo de 4,5% para $J = 1,67$. Vê-se, também, que para baixos valores de J , a tendência da curva não é representada pelas simulações CFD. Entretanto, em tais condições de operação, regiões da pá possuem escoamento parcialmente separado e portanto não são regiões típicas de voos em cruzeiro ou subida.

Verificada a metodologia de hélice quanto à tração, parte-se para a validação do campo que ela causa no escoamento. Para isso, utilizou-se de comparações com resultados experimentais de cortes de C_p ($C_p = \frac{P-P_\infty}{1/2 \rho V^2}$) em uma asa sob efeito de hélice, disponíveis em Veldhuis (2005). A asa simulada em túnel de vento possui as dimensões mostradas na Fig. 8 e os cortes de C_p em $b/2 = 0,345$ são mostrados na Fig. 9.

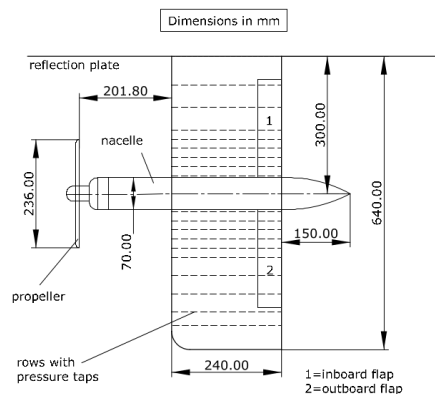


Figura 8: Geometria da asa "Prowim" simulada em túnel de vento, Veldhuis (2005).

Nota-se uma diferença sistemática nos resultados encontrados via CFD tanto para hélice ligada, quanto para desligada. Isso sugere que o erro não é devido ao modelo de hélice do código, que possui resultados aceitáveis quando comparados aos experimentais e reproduz satisfatoriamente o efeito da hélice no campo tanto sobre o intradorso quanto no extradorso da asa.

4. METODOLOGIA

4.1 Definição da Geometria

Como o presente estudo é especificamente acerca dos efeitos da hélice na asa, foi tomada como configuração base somente estes dois componentes, desprezando naceles e demais estruturas que poderiam, também, estar sob efeito da *slipstream*. Embora seja claro que a presença da nacele entre a hélice e a asa altera o escoamento local, decidiu-se, por julgamento de engenharia, que ela não seria necessária para o presente estudo, de forma que as conclusões gerais permaneçam similares mesmo com esta consideração. Além disso, o modelo de rotor utilizado

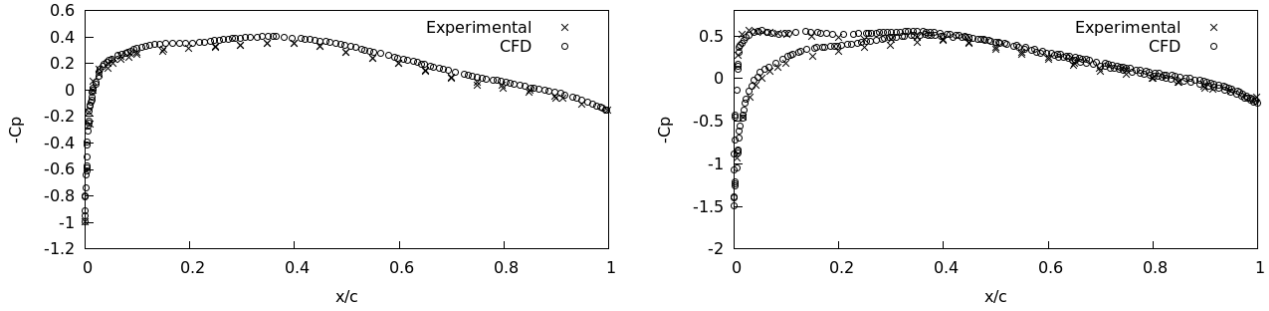


Figura 9: Cortes de C_p em $b/2 = 0,345$ - $AoA = 0^\circ$, $J = 0,85$, $T_C = 0,168$, Veldhuis (2005).

possui uma correção do cubo da hélice que simula um corpo de mínimo diâmetro após a hélice, de maneira que, embora não tenha a geometria da nacele, seu efeito é minimamente representado.

Para definir a configuração a ser estudada, utiliza-se de um banco de dados com 37 aeronaves turboélices bimotoras, Veldhuis (2005). Inicialmente, define-se a relação entre diâmetro da hélice e corda da asa como o coeficiente angular da reta resultante da regressão linear das aeronaves analisadas no banco de dados ($D/c = 1,6$), como mostra a Fig. 10. Os demais parâmetros são definidos como valores médios das aeronaves para o valor de D/c encontrado. A Fig. 11 ilustra como exemplo a relação entre o alongamento AR e o parâmetro D/c .

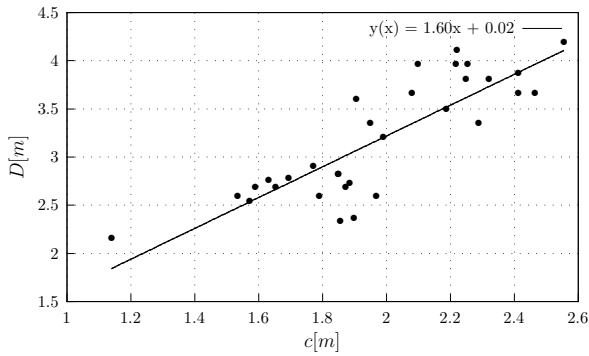


Figura 10: Relação entre D e c

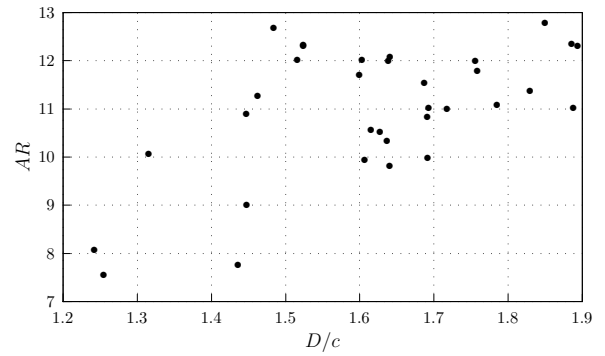


Figura 11: Distribuição de AR

Os valores médios representativos dos parâmetros geométricos selecionados constam na Tab. 1.

Tabela 1: Parâmetros geométricos

Aerofólio	NACA 23012
AR	11
y/b	0,3
c [m]	2,0
D/c	1,6
X_p/D	0,5

Tabela 2: Parâmetros de voo

	Cruzeiro	Subida
C_L	0,5	0,9
$Mach$	0,5	0,28
Altitude [ft]	20000	10000
T_c	0,05	0,15

A asa é definida como retangular e o centro da hélice alinhada verticalmente com a linha de corda da asa, de maneira a se focar nos efeitos mútuos do conjunto hélice/asa, não considerando outros parâmetros geométricos que poderiam influenciar nos resultados, como afilamento e enflechamento. O aerofólio selecionado para o estudo é o NACA 23012, presente em algumas aeronaves do banco de dados, como o EMB-120, Jane (1991). O coeficiente de tração T_C foi estimado a partir dos valores de potência e velocidade de cruzeiro das aeronaves do banco de dados, tomando como valor médio $T_c = 0,05$. Na condição de subida, foram usados valores médios típicos de aeronaves turboélice. Os parâmetros para cada condição de voo estudada estão presentes na Tab. 2 e a geometria final, mostrada na Fig. 12.

4.2 Metodologia de alteração da geometria

De forma a se ter uma parametrização da mudança de torção, a fim de se estudar seu efeito no arrasto da asa, opta-se por uma composição de funções trigonométricas. As funções são construídas de forma a se posicionar o ponto de máximo (ou mínimo) em uma posição r escolhida pelo usuário e mantendo tangência entre as extremidades das funções.

Assim, sendo y a coordenada da asa no sentido da envergadura a partir da raiz e $0 \leq y \leq 2\pi$, tem-se:

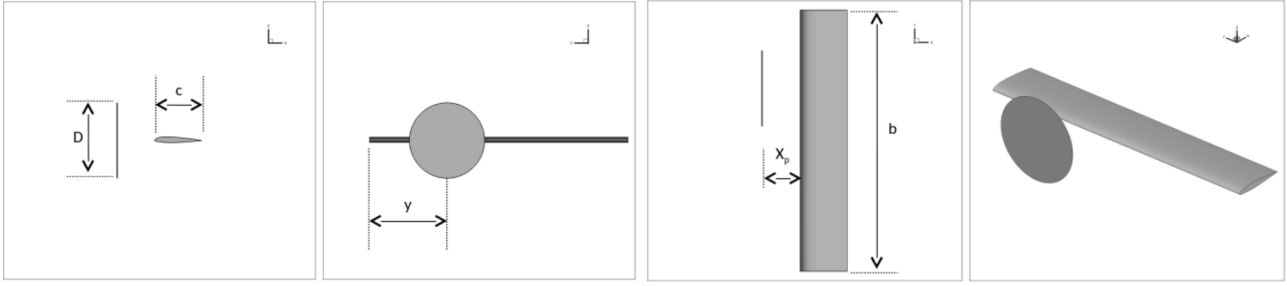


Figura 12: Geometria final para estudo

$$f(y) = \begin{cases} \frac{1}{2} [1 - \cos(2Ay)], & \text{se } y \leq m \\ B \sin(C + y), & \text{se } m < y \leq 2\pi - m \\ -\frac{1}{2} [1 - \cos(2A(2\pi - y))], & \text{se } y > 2\pi - m \end{cases} \quad (5)$$

Onde,

$$A = \frac{1}{2(1-r)} \quad B = \frac{A}{2(A-1)} \quad C = \frac{\pi}{B} - \pi \quad m = \frac{\pi}{2A} \quad (6)$$

e r é a posição de máxima incidência em relação ao raio da hélice, definida pelo usuário ($0 \leq r \leq 1$).

Para uma melhor discretização da asa, o número de divisões necessárias para se ter uma geometria suave é estudado comparando-se a valor da integral analítica de $f(y)$ para $0 \leq y \leq \pi$ e $r = 0,5$ com as integrais numéricas (pela regra do trapézio) para alguns valores de seções. O resultado é mostrado na Tab. 3 e as funções, na Fig. 13. Além disso, a distribuição das seções também segue uma função trigonométrica, de forma a prover mais pontos nas regiões com maiores gradientes. Define-se, também, que o comprimento ao longo da envergadura da asa a ser modificado é igual ao diâmetro da hélice.

Tabela 3: Integrais de $f(y)$		
Divisões	$\int f(y)$	Erro [%]
8	1,7335	-2,91
12	1,7624	-1,29
16	1,7725	-0,72
20	1,7772	-0,46
Análítico	1,7854	0

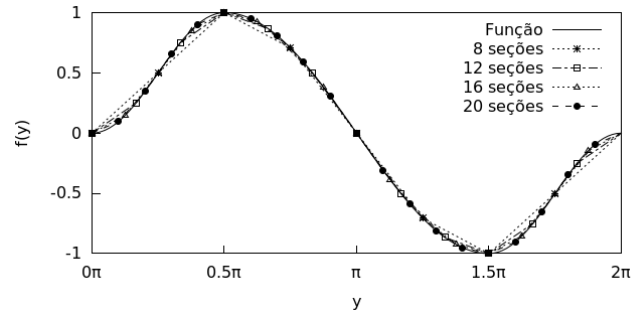


Figura 13: Discretização da função trigonométrica usada para alteração da torção na asa

É estabelecido, portanto, o número mínimo de 20 seções para se descrever a torção na asa por apresentar um erro menor que 0,5% em relação ao valor analítico da integral de $f(y)$.

As duas metades de $f(y)$ são segregadas de forma a se ter valores de r e $i_{m\acute{a}x}$ independentes para os lados *inboard* e *outboard* da asa. Isso é feito para se construir uma matriz de simulações com incidências variadas e independentes para os dois lados da asa.

Para se determinar os pontos de máxima incidência r , fez-se inicialmente uma asa retangular sem modificações geométricas. Ela é simulada para as condições definidas na Tab. 1 com e sem a hélice ligada. As distribuições de C_l ao longo da envergadura são plotadas no gráfico da Fig. 14, e as posições de máxima diferença entre as curvas são as considerados como valores de r ($r_{in} = 0,65$ e $r_{out} = 0,6$) para ambas condições de voo.

Tanto para se construir a geometria como para a malha computacional superficial, é utilizado o *software* ANSYS ICEM CFD (ANSYS (2014a)). Foi desenvolvida uma rotina computacional que lê os parâmetros geométricos (Tab. 1), cria e distribui os perfis ao longo da asa, gira-os conforme a função da Eq. 5 e a incidências máximas para as duas partes da asa ($i_{m\acute{a}x} [^\circ]$) definidas pelo usuário e gera as superfícies da asa com curva *spline*.

4.3 Metodologia de criação da malha computacional

Como o objetivo final da análise é o cálculo da diferença de arrasto entre as geometrias da asa para as dadas condições de voo, a malha computacional deve ser o mais semelhante possível em todos os casos, a fim de se reduzir ao máximo incertezas no estudo devido à discrepância de malhas. Assim, utiliza-se da filosofia de malhas híbridas, com uma malha hexaédrica ao redor da asa e tetraédrica no restando do volume.

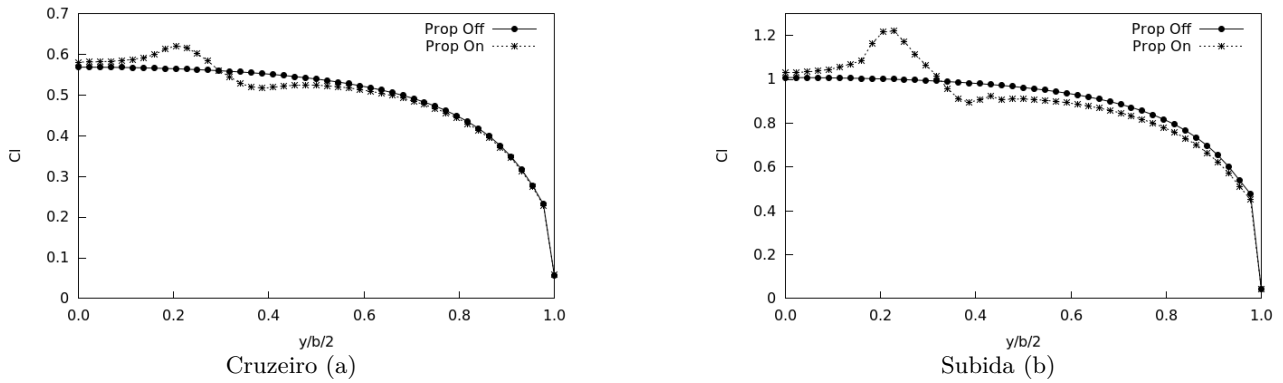


Figura 14: Distribuição de C_l para a asa inicial com e sem hélice nas condições de cruzeiro e subida.

Ao redor da asa faz-se um bloco onde constrói-se uma malha estruturada utilizando uma rotina no *ANSYS ICEM CFD*. O bloco é idêntico para todas as geometrias, sendo que, somente a asa em seu interior é modificada. No interior do bloco, a malha volumétrica é construída de forma a se ter $y^+ = 1$, pois como deve-se determinar o delta de arrasto, é desejável resolver as equações até a parede, evitando a utilização de funções de parede. A razão de crescimento geométrico da malha é de 1,1, visando obter com precisão a camada limite na asa, segundo boas práticas de geração de malha. A malha volumétrica entre o bloco e o *farfield* é construída no *software TGrid* (ANSYS (2014b)), com a técnica *Advancing Front* e com refinamento volumétrico na *slipstream* da hélice. Ao final, para cada geometria estudada, concatena-se as duas partes da malha. Fez-se um estudo de tamanho de *farfield* e concluiu-se que $100c$ de raio é o suficiente para não haver influência do domínio nos resultados.

As Figs. 15 à 17 ilustram a malha computacional construída, com detalhe para a junção entre o bloco da asa.

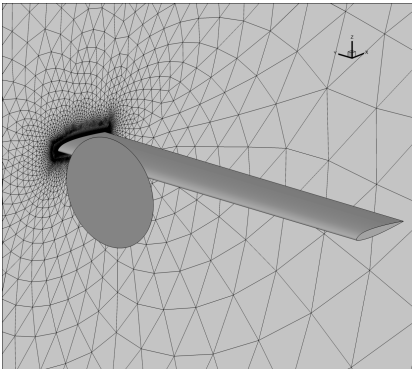


Figura 15: Geometria e malha na simetria

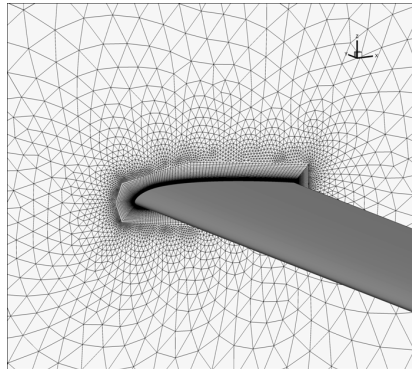


Figura 16: Detalhe para o bloco da asa

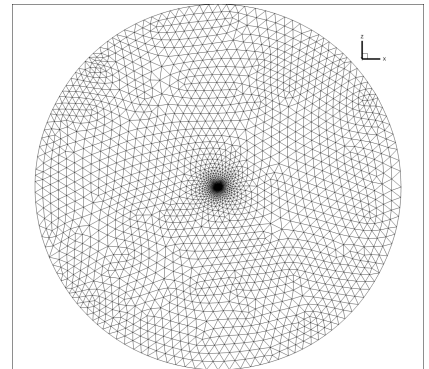


Figura 17: Malha na simetria

4.4 Simulações

Todas as simulações são feitas com o *solver* CFD++, para resolução das equações RANS, com escoamento compressível, usando o esquema implícito, interpolação de segunda ordem, base polinomial nodal e pré-condicionamento. O modelo de rotor é aplicado como condição de contorno no disco da hélice. A asa possui a condição de contorno de parede adiabática, com resolução das equações até a parede. O modelo de turbulência utilizado é o $k - \epsilon$ realizável, pois além de ser amplamente estudado e validado, sua formulação não necessita do cálculo da distância de cada elemento da malha até a parede mais próxima, como os modelos *Spalart-Allmaras* e *SSTk - ω* , muito utilizados em simulações aeronáuticas. Como o estudo está fundamentada em modificações geométricas, para cada uma feita seria necessário o cálculo de um novo arquivo de distância à parede. Esta etapa a mais poderia incrementar o tempo total das simulações consideravelmente, que é de aproximadamente 20h, sendo uma malha computacional de $27 \cdot 10^6$ elementos resolvida com 80 processadores em um HPC Linux.

O estudo paramétrico é feito, ao final, por meio de uma matriz de torções para as asa *inboard* e *outboard* independentemente. As incidências máximas variam de 4° a -2° para as posições $r_{in} = 0,65$ e $r_{out} = 0,6$. Todas as simulações são feitas com C_L e T constantes, ou seja, o ângulo de ataque e passo da hélice são variados. É importante salientar, também, que as simulações são feitas para *inboard up*, ou seja, a hélice passa subindo na região da raiz da asa.

5. RESULTADOS E DISCUSSÕES

As Tabs. 4 e 5 mostram os resultados de delta arrasto (em *drag counts*) para as duas condições consideradas em relação ao arrasto base da asa não torcida.

Tabela 4: Delta de arrasto para cruzeiro

		Inboard [°]					
		-2	-1	0	1	2	4
Outboard [°]	4	3,50	2,51	1,83	1,46	1,39	2,19
	2	1,97	0,97	0,29	-0,09	-0,16	0,64
	1	1,66	0,67	-0,01	-0,40	-0,46	0,33
	0	1,68	0,68	0,00	-0,38	-0,45	0,34
	-1	1,99	1,00	0,31	-0,07	-0,13	0,65
	-2	2,62	1,63	0,95	0,57	0,50	1,29

Tabela 5: Delta de arrasto para subida

		Inboard [°]					
		-2	-1	0	1	2	4
Outboard [°]	4	4,71	3,37	2,33	1,63	1,25	1,51
	2	2,81	1,47	0,49	-0,19	-0,57	-0,25
	1	2,36	1,05	0,05	-0,62	-0,95	-0,65
	0	2,27	0,95	0,00	-0,68	-1,01	-0,66
	-1	2,52	1,22	0,24	-0,40	-0,72	-0,36
	-2	3,12	1,82	0,88	0,23	-0,06	0,32

Nota-se uma região em que o delta é negativo (região em verde), isto é, diminuição de arrasto, da ordem de $1dc$ para subida e $0,5dc$ para cruzeiro.

Como o ângulo de ataque local é maior na região em que a hélice passa subindo (*inboard*), podia-se esperar que o mínimo arrasto se desse com a diminuição da incidência desta parte da asa, de forma a se alinhar a corda com o escoamento. Entretanto, o que se observa é que o mínimo arrasto é resultante de uma deflexão $i_{máx,i}$ nula (ou ligeiramente positiva) na região *inboard*. Já na parte *outboard*, o mínimo se encontra para $i_{máx,o} = 2$.

O que se nota é que o aumento da velocidade axial implica em um incremento de sustentação local, de forma que se possa reduzir o ângulo de ataque do conjunto para um mesmo C_L global que, conseqüentemente, reduz o arrasto de pressão da asa como um todo. Tal diminuição global compensa o aumento do arrasto de atrito na região da asa imersa na *slipstream* da hélice. De fato, para cruzeiro, há uma redução do ângulo de ataque de $3,79^\circ$ para $3,50^\circ$ e para subida de $8,13^\circ$ para $7,93^\circ$ nas geometrias de mínimo arrasto. A Fig. 19 ilustra a distribuição de C_p nas asas limpa e modificada para a condição de cruzeiro. Nota-se que a região modificada possui C_p mais negativo que a asa limpa, que contrinui para o incremento de C_L local.

Em valores relativos, a diminuição de arrasto é da ordem de $0,3\%$ para as duas condições de voo. Embora possa parecer pouca, a redução é diretamente proporcional ao consumo de combustível, que é responsável por até 40% do custo total de operação de uma aeronave turboélice, de acordo com ATR (2011).

A Fig. 18 ilustra a asa com menor arrasto em cruzeiro ($i_{máx,i} = 2^\circ$ e $i_{máx,o} = 1^\circ$) com destaque para a região modificada.

Figura 18: Asa modificada para menor arrasto em cruzeiro $i_{máx,i} = 2^\circ$ e $i_{máx,o} = 1^\circ$

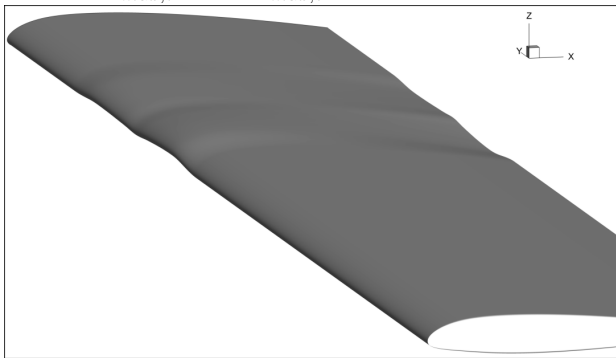
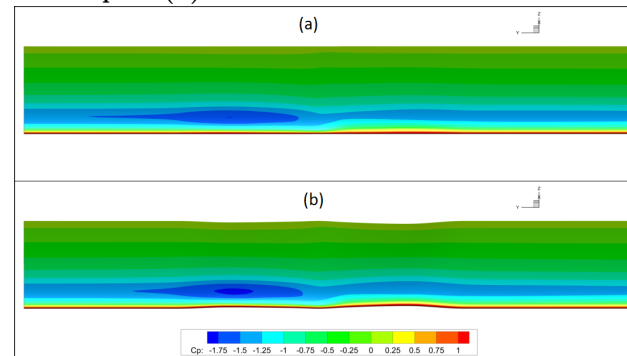


Figura 19: Distribuição de C_p em cruzeiro para (a) asa limpa e (b) asa modificada



6. CONCLUSÕES

O estudo paramétrico mostra que há um potencial de redução de arrasto devido à presença da hélice com a mudança de forma da asa. Alterando somente a torção no máximo 2° em 30% da envergadura da asa, o ganho de arrasto é da ordem $0,5dc$ em cruzeiro para o caso estudado. Em um mercado competitivo, como é o das indústrias aeronáuticas, cada pequena melhoria é significativa para o sucesso de um projeto frente aos concorrentes. Outros parâmetros podem ainda contribuir para uma maior redução de arrasto, como aumentar a área da asa a ser modificada e alterar a espessura e o arqueamento do seu perfil. Com os resultados do estudo paramétrico, a próxima etapa do estudo é avaliar outras formas de mudanças geométricas e otimizar, por fim, a asa, com o intuito de torná-la mais eficiente aerodinamicamente, diminuindo o arrasto.

7. REFERÊNCIAS

- ANSYS, 2014a. "Icem cfd v14.5 user manual".
- ANSYS, 2014b. "Tgrid v14.5 user manual".
- ATR, 2011. "Atr-500 series brochure". Technical report, França.
- Hartman, E.P. and Biermann, D., 1938. "The aerodynamic characteristics of full-scale propellers having 2, 3, and 4 blades of clark y and r.a.f. 6 airfoil sections". Technical report. Naca Report 640.
- Jane, F., 1991. *Jane's All the World's Aircraft 1991-92*. Jane's Information Group.
- Kroo, I., 1986. "Propeller wing integration for minimum induced loss". *Journal of Aircraft*, Vol. 23, No. 7, pp. 561-565.
- Pinkerton, R.M. and Greenberg, H., 1938. "Aerodynamic characteristics of a large number of airfoil tested in the variable density wind tunnel". Technical report. Naca Report 628.
- Rakshith, B.R., Deshpande, S.M., Narasimha, R. and Praveen, C., 2015. "Optimal low-drag wing planforms for tractor-configuration propeller-driven aircraft". *Journal of Aircraft*, Vol. 52, No. 6, pp. 1791-1801. doi:10.2514/1.C032997.
- Rwigema, M.K., 2010. "Propeller blade element momentum theory with vortex wake deflection". In *27th Congress of International Council of the Aeronautical Sciences*. ICAS, Nice, France.
- Snel, H., Houwink, R. and Bosschers, J., 1993. "Sectional prediction of lift coefficients on rotating wind turbine blades in stall". *ECN*.
- Veldhuis, L.L.M. and Heyma, P., 2000. "Aerodynamic optimisation of wings in multi-engined tractor propeller arrangements". *Aircraft Design*, Vol. 3, pp. 129-149. doi:10.1016/S1369-8869(00)00010-0.
- Veldhuis, L.L.M., 2005. *Propeller Wing Aerodynamic Interference*. Ph.D. thesis, Technische Universitaet Delft.

8. RESPONSABILIDADE AUTORAIS

Os autores são os únicos responsáveis pelo conteúdo deste trabalho.

NUMERICAL STUDY IN MODIFICATION OF WING FORM WITH PROPELLER EFFECTS TO IMPROVE AERODYNAMICS

Leandro Neves Pedreiro, le_np@yahoo.com.br^{1,2}

Rudolf Huebner, rudolf@demec.ufmg.br¹

Fernando Diogo de Carvalho Grossi, fernando.grossi@embraer.com.br²

¹Universidade Federal de Minas Gerais, Av. Presidente Antônio Carlos, 6627 - Pampulha, Belo Horizonte - MG. CEP: 31270-901

²Embraer, Av. José Cândido da Silveira, 2000 - Horto, Belo Horizonte - MG. CEP: 31035-536

Abstract: The pressure, axial and tangential velocity increase due to a propeller rotating modifies the forces distribution over a wing inside its slipstream. These modifications imply drag increase. Thus, the current research has the objective to present a parametric study of wing geometric modifications in order to reduce the global drag, increasing the aerodynamic efficiency. In the research the propeller is modeled as a infinitesimal disk where it is applied the blade element theory (BEM) with tip and 3D rotation effects correction. With RANS simulation the interaction between wing and propeller is obtained. The modeling is validated by comparing with propeller experimental results available in literature. For the research, the wing twist distribution is modified with the purpose of recover part of rotational energy lost by the propeller. The results show improvement at propulsion integration, so that consequently a wing geometric optimization may be proposed for a given flight condition to increase aerodynamic efficiency. This analysis is important for future propeller airplanes design.

Keywords: Propeller, Propulsion integration, Aerodynamic efficiency, CFD