

ANÁLISE AEROELÁSTICA DO FENÔMENO DE BLADE SAILING EM HELICÓPTEROS SOB O EFEITO DE DISPOSITIVOS MAGNETOREOLÓGICOS

Kleber Augusto Lisboa Castão, kcastao@ita.br¹
Roberto Luiz da Cunha Barroso Ramos, rlcbamos@gmail.com¹
Luis Carlos Sandoval Góes, goes@ita.br¹

¹Technological Institute of Aeronautics - ITA, Praça Marechal Eduardo Gomes, 50 - Vila das Acácias, CEP 12.228-900 – São José dos Campos – SP – Brasil

Resumo: *Este artigo analisa a resposta ao fenômeno de Blade Sailing em um helicóptero, sob efeito de amortecedores magnetoreológicos (MRD), na presença de efeitos não estacionários do escoamento. Tal fenômeno consiste no aumento da sustentação da pá do helicóptero em baixas rotações do motor e em condições adversas de vento, o que pode causar grandes deflexões na mesma, permitindo o impacto com a fuselagem. A análise aeroelástica incide sobre o desempenho de um dispositivo de controle semi-ativo no que diz respeito à redução do movimento de flapping em rotores articulados durante as operações de parada e/ou partida do rotor, buscando eliminar o fenômeno Blade Sailing, principalmente em operação embarcadas. O efeito do MRD no sistema, que é o aumento do amortecimento estrutural para melhorar o comportamento da pá em condições adversas de vento é apresentado e um controle em malha aberta é realizado. Os resultados das simulações mostram que a inclusão do MRD no modelo aeroelástico proposto pode eliminar a possibilidade de a pá atingir o túnel (nos casos de helicópteros Tandem rotor) ou que a pá do helicóptero atinja a cauda e também que há uma redução significativa na deformação da pá para cima em condições não estacionárias de vento.*

Palavras-chave: *Aeroservoelasticidade; Blade Sailing; Dispositivos Magnetoreológicos; Controle.*

1. INTRODUÇÃO

Cargas induzidas pelo escoamento instável e não- estacionário estão freqüentemente relacionadas a fortes vibrações e grandes danos em estruturas flexíveis. Helicópteros embarcados, operando em ambientes marítimos hostis, como plataformas de petróleo e porta aviões, são especialmente suscetíveis a estes efeitos durante condições de acionamento ou desligamento do rotor, sob condições adversas de vento sobre o convés (wind-over-deck, WOD). Estas condições perigosas são amplificadas pela estrutura do navio, ou plataforma, o que gera gradientes de velocidade do fluxo e vórtices no convés da embarcação. O problema do voo nas proximidades das embarcações é geralmente chamado problema de Interface Dinâmica (Dynamic Interface, DI) (Rhoades e Healey, 1992). Dentre os fenômenos dinâmicos do DI que devem ser analisados e controlados, um é especialmente importante para as aeronaves de asa rotativa: Blade Sailing.

Blade Sailing é um fenômeno aeroelástico transiente, caracterizado pela ocorrência de grandes vibrações no movimento de flapping na pá do helicóptero, onde possivelmente pode ocorrer o choque entre a pá e o túnel (no caso de helicópteros Tandem Rotor) e entre a pá e a calda do helicóptero (em modelos mais comuns de helicópteros), devido a interação fluido-estrutura durante o acionamento ou desligamento do rotor do helicóptero, em condições de vento forte. O fenômeno de Blade Sailing tem uma grande importância teórica, devido às características não lineares variantes no tempo do modelo físico-matemático associado ao modelo de flapping da pá, o que nos permite esperar grandes perturbações.

Estratégias de controle aeroelástico semi-ativo, visando à obtenção de um comportamento de baixa vibração em helicópteros embarcados no DI, utilizando dispositivos fabricados com materiais inteligentes, podem aumentar a vida útil de helicópteros a bordo e aumentar a segurança das operações militares em ambientes marítimos hostis.

A aplicação de amortecedores magneto-reológicos (MRD) neste tipo de problema pode significar um grande incentivo para estudar as aplicações de materiais inteligentes, no que diz respeito à eliminação e/ou controle dos fenômenos aeroelásticos, tanto em helicópteros quanto em aviões. Estes estudos podem também significar um grande avanço no estudo desses materiais, porque a sua aplicação em helicópteros e aviões exigem o rápido desenvolvimento desses dispositivos e também resultados bastante eficazes.

Neste trabalho buscamos apresentar um tipo de aplicações destes materiais, buscando resolver o problema de Blade Sailing em Helicópteros.

2. MODELAGEM DO DISPOSITIVO MR

Sabe-se que o Fluido Magneto-reológico (MRF) consiste de uma base líquida de óleo mineral (silicone, água, etc) com micro partículas magnéticas em suspensão, que se alinham em paralelo a um campo magnético aplicado ao fluido, formando uma espécie de corrente dentro do dispositivo. Quando a estrutura é submetida à vibração, estas correntes que quebram e se reconstituem (reconstituição esta devida ao campo magnético). A contínua quebra e reconstituição destas correntes é que permite ao dispositivo dissipar energia do sistema durante a vibração da estrutura (Lyu et. al., 2000). Um modelo reológico simplificado de um MRD é dado por:

$$\zeta = \zeta_{y(field)} + \zeta \dot{\phi} \quad (1)$$

onde $\zeta_{y(field)}$ é a tensão (yield stress) induzida pelo campo magnético e ζ é a viscosidade do fluido. Muitos autores utilizam um modelo matemático simples para a descrição do comportamento do MRD, conhecido como modelo de Bingham (Dyke et. al., 1996; Stanway et. al., 1985; Stanway et. al., 1987). Este modelo consiste matematicamente de dois elementos: um elemento modelado como sendo do mesmo tipo de atrito de Coulomb, colocado em paralelo com um elemento de amortecimento viscoso linear. Assim, para velocidades diferentes de zero, a força gerada pelo dispositivo pode dada por:

$$F_B(\dot{x}, i) = f_d(i) \operatorname{sgn}(\dot{x}) + c_0(i) \dot{x} \quad (2)$$

onde c_0 é o coeficiente de amortecimento viscoso e f_d é força relacionada ao comportamento reológico, ligada à tensão (yield stress) produzida pelo fluido dentro do dispositivo e ambos dependem da corrente (campo magnético) aplicada ao dispositivo.

3. MODELAGEM AEROELASTICA

O modelo de Blade Sailing para fenômenos de resposta pode ser bastante simplificado, considerando as forças e momentos atuando apenas no plano de flapping. Como mostra a Fig. (1), as forças agem em um elemento de pá, de acordo com um sistema girante com a pá.

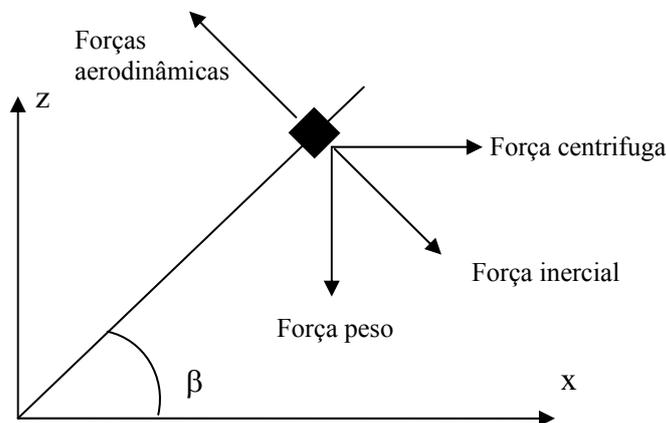


Figura 1: Forças atuantes em um elemento de pá para o modelo proposto de Blade Sailing.

O diagrama de forças simplificado no plano de um elemento de pá, (Johnson, 1994), ilustra os principais fatores que governam o comportamento do fenômeno de Blade Sailing. Os momentos resultantes sobre a articulação na base da pá em conjunto com os limitadores do movimento de flap, estes modelados como uma mola de rotação não-linear (representando a rigidez deste movimento), determinam os movimentos da ponta da pá, que são representados pelo ângulo β . Efeitos relacionados aos movimentos da embarcação não estão incluídos na modelagem.

A Fig. (2) mostra os componentes da velocidade do fluxo não estacionário no plano da pá do rotor, para o modelo proposto de Blade Sailing considerando as condições de WOD. V_{WOD} e Ψ_{WOD} são, respectivamente, a magnitude e a direção da velocidade do vento de entrada com relação à linha central do navio.

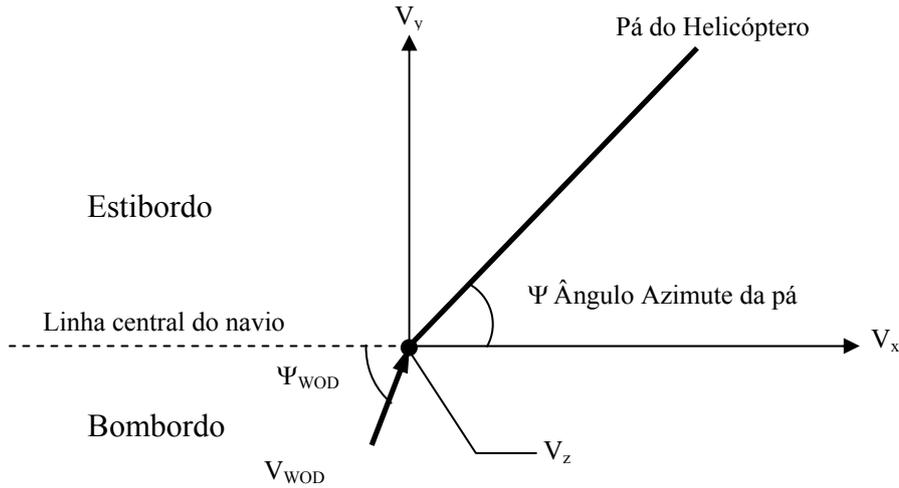


Figura 2: Componentes da velocidade do fluxo para condições de WOD.

A modelagem do fenômeno de Blade Sailing é baseada no modelo aeroelástico proposto para asas rotativas, aplicados a helicópteros articulados, de acordo com as Figs. (1) e (2), levando em consideração algumas simplificações. Algumas serão apresentadas aqui, mas todas podem ser vistas em (Ramos, 2007; Ramos et al., 2009a, 2009b).

De acordo com a teoria Newtoniana rotacional, com o Princípio de D'Alembert e com o diagrama da Fig. (1), a soma de todos os momentos em torno da articulação de flapping pode ser dada por:

$$M_i - M_{as} + M_c + M_s + M_g + M_{MR} = 0 \quad (3)$$

onde M_i é o momento relacionado às forças inerciais, M_{as} é o momento ligado às forças aerodinâmicas relativas às condições de vento sobre o convés do navio, comandos cíclico e coletivo do helicóptero e aos movimentos da pá; M_c é o momento relativo à força centrífuga, M_s é o momento devido aos limitadores de movimento de flapping, M_g é o momento devido à ação da gravidade e M_{MR} é o momento devido às forças geradas pelo MRD. Todos serão apresentados com detalhes a seguir.

O momento total ligado às forças inerciais, é dado pela integração do momento gerado por cada elemento de pá com massa dm na posição r na pá, ou seja

$$M_i = \int_0^R r \ddot{\beta} dm r = I_B \ddot{\beta} \quad (4)$$

onde I_B é o momento de inércia da pá em torno do centro de rotação, β é o ângulo do movimento da pá e R é o raio total do rotor do helicóptero.

O momento gerado pelas forças centrífugas em cada elemento de pá com massa dm na posição r é dado por:

$$M_c = \int_0^R r \sin \beta \Omega^2 r \cos \beta dm = I_B \Omega^2 \sin \beta \cos \beta \approx I_B \Omega^2 \beta \quad (5)$$

onde Ω é a velocidade rotacional do rotor do helicóptero, que é dependente do tempo, ou seja, ela aumenta em operações de acionamento do motor e diminui em operações de desligamento do motor.

Considerando uma distribuição uniforme de massa μ na pá, a aceleração devido aos efeitos da gravidade é dada por

$$M_g = \int_0^R \mu g \cos \beta r dr = \mu \frac{R^2}{2} g \cos \beta = I_B \frac{3}{2R} g \cos \beta \approx I_B \frac{3}{2R} g \quad (6)$$

Rotores articulados apresentam, em sua maioria, limitadores do movimento de flapping montados perto da raiz da pá, buscando diminuir as oscilações desta quando o rotor está em baixa velocidade, porém estes limitadores não são suficientemente eficazes quando na ocorrência do fenômeno por nós estudado. Em altas velocidades do rotor, estes limitadores não têm efeito algum.

Assumindo um modelo flexível para a dinâmica estrutural da pá e que o movimento da pá não é restringido, mas sim modificado pelos limitadores na raiz da pá; podemos considerar que o movimento de flapping seria constituído por um modo rígido da pá entre os limitadores e um modo flexível engastado, quando a pá está sob a ação dos limitadores (Keller, 2001). Segundo o mesmo autor, os efeitos dos limitadores podem ser capturados para a análise e, posteriormente para o projeto de um controlador, por uma mola não linear rotacional, tal que a rigidez desta é insignificante entre os limitadores, onde a pá se comporta como uma viga rígida alongada e em contato com os limitadores, a mesma se comporta como uma viga cantilever, afetada pelas propriedades de flexibilidade de uma pá não girante que estão associados às frequências naturais e à rigidez em flexão da pá. Em (Ramos, 2007; Ramos et al., 2009a, 2009b) é possível apreciar uma análise mais profunda e ilustrada sobre esta não linearidade.

A constante K_β , que está ligada ao modo cantilever da pá quando esta se encontra sob a ação dos limitadores, pode ser obtida de um modelo simples de uma pá não articulada flexível, com coeficiente de Southwell aproximado para 1 e frequência natural rotativa de flapping ω , dada por Dowell (2004).

$$\omega_r^2 \approx \frac{K_\beta}{I_B} + \Omega^2 = \omega_{nr}^2 + \Omega^2 \Rightarrow K_\beta = I_B \omega_{nr}^2 \quad (7)$$

onde ω_{nr} é a frequência natural de flapping da pá não girante e $\omega_{nr}^2 = k \frac{EI_{yy}}{\mu R^4}$, onde k é uma constante também relacionada ao comportamento cantilever da pá flexível. Para o comportamento da pá entre os limitadores, podemos dizer que os momentos devido aos limitadores são modelados como

$$M_s(\beta) = I_B \sigma(\beta) \quad (8)$$

sendo que a função $\sigma(\beta)$, segundo Ramos (2007), é dada por

$$\sigma(\beta) = \begin{cases} \omega_{nr}^2 (\beta - \beta_{FS}), & \text{se } \beta > \beta_{FS} \\ 0, & \text{se } \beta_{DS} > \beta > \beta_{FS} \\ \omega_{nr}^2 (\beta - \beta_{DS}), & \text{se } \beta < \beta_{FS} \end{cases} \quad (9)$$

e as constantes β_{DS} e β_{FS} os ângulos máximos de deflexão da pá entre os limitadores. Logo, com base nas Eqs. (3), (4), (5), (6), (8) e (9), a equação que modela a dinâmica do fenômeno de Blade Sailing para um rotor articulado

$$I_B \ddot{\beta} + I_B \Omega^2 \beta + I_B \sigma_1(\beta) = -I_B \frac{3}{2R} g + M_{as} \quad (10)$$

O termo M_{as} na Eq. (10) pode ser modelado de acordo com a teoria apresentada por Keller (2001), onde o fluxo não estacionário do convés da embarcação é obtido de acordo com as componentes médias ($\bar{V}_X, \bar{V}_Y, \bar{V}_Z$) e com as componentes flutuantes (V_X, V_Y, V_Z) da velocidade do fluxo sobre o convés, como segue

$$V_X = \bar{V}_X + V_X, \quad V_Y = \bar{V}_Y + V_Y, \quad V_Z = \bar{V}_Z + V_Z \quad (11)$$

É fato que a esteira do fluxo que afeta o comportamento dinâmico do rotor, é extremamente não-uniforme e não estacionária, ou seja, teoricamente suas componentes são funções dependentes do espaço e do tempo. Os termos medianos da velocidade do fluxo aparecem devido à geometria da embarcação e os termos flutuantes aparecem também devido à geometria, porém dependem fortemente dos efeitos meteorológicos; rajadas de vento, por exemplo.

Com o objetivo de simplificar a análise aeroelástica do fenômeno, apenas as condições de vento lateral serão consideradas ($\Psi_{WOD} = 90^\circ$ ou $\Psi_{WOD} = 270^\circ$), com o foco na modelagem da esteira sobre o navio, considerando os efeitos verticais e horizontais, que representam a condição de Blade Sailing de pior caso (Newman, 1995). Tomando como base para nosso estudo a configuração básica de uma embarcação com apenas uma cabine de pilotagem, podemos desconsiderar a componente V_X do WOD e a componente lateral V_Y , neste caso, será considerada constante ao longo do rotor.

De acordo com (Geyer et. al., 1998; Newman, 1990), a velocidade média do fluxo vertical ligada à interação entre o fluxo de vento lateral não perturbado e uma estrutura típica de uma embarcação, pode ser aproximada por uma distribuição linear ao longo do convés de vôo e o rotor de helicóptero. Então, para um elemento de pá na posição r e

azimute Ψ e componente horizontal da velocidade do WOD V_y constante, a velocidade média vertical do WOD V_z , de acordo com o modelo linear de rajada, é dada por

$$\bar{V}_z = K_v V_y \frac{r}{R} \sin \Psi \quad (12)$$

Efeitos não-estacionários do fluxo podem ser modelados considerando-se uma rajada senoidal através do rotor, para o componente de velocidade vertical flutuante do WOD, que representa os efeitos da frequência dominante da esteira do fluxo, ω_f , no rotor de helicóptero, como segue:

$$V'_z = K_f V_y \sin \omega_f t \quad (13)$$

Os parâmetros de amplitude da rajada K_v e K_f e a frequência da rajada senoidal, ω_f , as forças induzidas pelo fluxo não-estacionário associada com a velocidade vertical do WOD, que caracterizam o comportamento do fluxo sobre o convés da embarcação, respondendo de acordo com as Eqs. (12) e (13).

De acordo com a teoria do elemento de pá, como foi feito em Keller (2001), as componentes aerodinâmicas que afetam o comportamento da pá do helicóptero embarcado são dados por:

$$\begin{aligned} V_X &= V_{WOD} \cos(\Psi_{WOD}), & V_Y &= V_{WOD} \sin(\Psi_{WOD}), \\ U_T &= \Omega r - V_Y \sin(\Psi_{WOD}) + V_X \cos(\Psi_{WOD}), \\ U_P &= r\dot{\beta} + (V_Y \sin(\Psi_{WOD}) + V_X \cos(\Psi_{WOD})) - V_Z \end{aligned} \quad (14)$$

Para o nosso problema em particular, Ψ_{WOD} é igual a 90° para ventos laterais a bombordo e 270° para ventos laterais a estibordo. U_P e U_T são, respectivamente, os componentes do fluxo normal e tangencial da velocidade no elemento de pá. Estas componentes de velocidade de fluxo são ilustradas na Fig. (5), de acordo com a teoria do elemento de pá, Dowell et al. (2004), $V_z(R, \Psi)$ é a velocidade vertical do WOD em um elemento de pá e $\Omega(t)$ é a velocidade de rotação dependente do tempo, que ocorre durante operações de acionamento e desligamento do rotor.

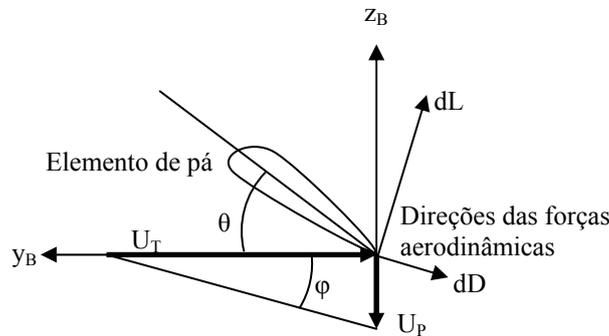


Figura 3: Forças aerodinâmicas e velocidades do fluxo em um elemento de pá.

A força de sustentação dL e o momento aerodinâmico dM_{as} para um elemento de pá podem ser obtidos a partir das seguintes equações

$$\begin{aligned} \theta_0 &= \theta_{0.75} - (3/4)\theta_{tw}, & \theta &= \theta_0 + \theta_{1s} \sin \Psi + \theta_{1c} \cos \Psi + \theta_{tw} (r/R) \\ \alpha &= \theta - (U_P/U_T), & dL &= (1/2) \rho U_T^2 ca \alpha dr, & dM_{as} &= r dL \end{aligned} \quad (15)$$

Logo, a Eq. (15) fornece a seguinte equação para o momento aerodinâmico:

$$dM_{as} = \frac{1}{2} \rho U_T^2 ca \left(\theta - \frac{U_P}{U_T} \right) r dr = \frac{1}{2} \rho ca (\theta U_T^2 - U_P U_T) r dr \quad (16)$$

Substituindo as expressões para os elementos da velocidade do fluxo para um elemento de pá obtidos nas Eq. (15), na Eq. (16) e integrando ao longo do comprimento R da pá, teremos

$$M_{as} = \frac{1}{2} \rho c a \int_0^R \left\{ \theta (\Omega r - V_y \cos \Psi + V_x \sin \Psi)^2 - (\Omega r - V_y \cos \Psi + V_x \sin \Psi) \dots \right. \\ \left. \left[r \dot{\beta} + (V_y \sin \Psi + V_x \cos \Psi) \beta - V_z \right] \right\} r dr \quad (17)$$

Considerando

$$I_B = \frac{\mu R^3}{3}, \quad \gamma \equiv \frac{3 \rho c a R}{\mu}, \quad \mu_x \equiv \frac{V_x}{\Omega R}, \quad \mu_y \equiv \frac{V_y}{\Omega R}, \quad (18)$$

onde γ é o número de Lock e μ_x, μ_y são parâmetros de razão de avanço, então, a Eq. (17) torna-se:

$$M_{as} = M_{ai} + M_{atw} + M_{a\dot{\beta}} + M_{a\beta} + M_{az} \quad (19)$$

sendo

$$M_{ai} = I_B \frac{\gamma \Omega^2}{8} \left[1 + \frac{8}{3} (\mu_x \sin \Psi - \mu_y \cos \Psi) + 2 (\mu_x \sin \Psi - \mu_y \cos \Psi)^2 \right] \theta_i, \\ M_{atw} = I_B \frac{\gamma \Omega^2}{8} \left[\frac{1}{5} + \frac{1}{2} (\mu_x \sin \Psi - \mu_y \cos \Psi) + \frac{1}{3} (\mu_x \sin \Psi - \mu_y \cos \Psi)^2 \right] \theta_{tw}, \\ M_{a\dot{\beta}} = I_B \frac{\gamma \Omega^2}{8} \left[-1 - \frac{4}{3} (\mu_x \sin \Psi - \mu_y \cos \Psi) \right] \dot{\beta}, \\ M_{a\beta} = I_B \frac{\gamma \Omega^2}{8} \left[-\frac{4}{3} (\mu_x \cos \Psi - \mu_y \sin \Psi) + (\mu_x - \mu_y)^2 \sin 2\Psi + 2\mu_x \mu_y \cos 2\Psi \right] \beta, \\ M_{az} = I_B \frac{\gamma \Omega^2}{8R} \left\{ \left[1 + \frac{4}{3} (\mu_x \sin \Psi - \mu_y \cos \Psi) \right] V_{zg} + \left[\frac{4}{3} + 2 (\mu_x \sin \Psi - \mu_y \cos \Psi) \right] V_{zu} \right\} \quad (20)$$

e

$$\theta_i = \theta_0 + \theta_{1s} \sin \Psi + \theta_{1c} \cos \Psi, \\ V_{zg} = K_v V_y \sin \Psi, \\ V_{zu} = K_f V_y \sin \omega_f t, \quad (21)$$

Na Eq. (19), $M_{as}, M_{ai}, M_{atw}, M_{a\dot{\beta}}, M_{a\beta}, M_{az}$ são, respectivamente, os momentos aerodinâmicos devido à entrada de pitch na pá, ao twist da pá, à variação do flapping da pá, ao ângulo de flapping da pá e à velocidade vertical do WOD. O fator de velocidade vertical do WOD relacionado com o gradiente de velocidade de fluxo V_{zg} , é válido em particular, para condições de vento lateral ($V_x = 0$, $\Psi_{WOD} = 90^\circ$ ou 270°), de acordo com a distribuição linear para a esteira dada pela Eq. (17).

A aplicação do MRD neste caso é feita da seguinte forma, o amortecedor é colocado entre o mastro do rotor e a pá buscando aumentar o amortecimento estrutural com o objetivo de controlar as amplitudes do movimento de flapping da pá do helicóptero, como é mostrado na fig.4 a seguir:

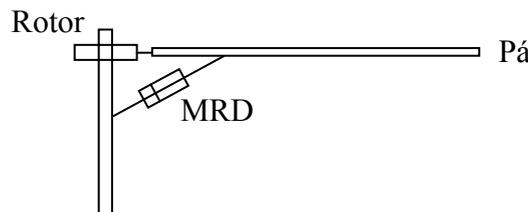


Figura 4: Sugestão de fixação do MRD no rotor do helicóptero.

Sendo assim, podemos dizer que o momento gerado pelo amortecedor MR na pá é dado por

$$M_{MR} = r_{MR} F_B(\dot{x}, i) = f_d(i) r_{MR} \operatorname{sgn}(\dot{x}) + c_0(i) r_{MR} \dot{x} \quad (22)$$

onde r_{MR} é a posição com é fixado o MRD na pá do helicóptero.

Desta forma, colocando na Eq. (3) todos os momentos obtidos anteriormente, obtemos a seguinte equação que descreve o fenômeno de Blade Sailing:

$$\begin{aligned} & \ddot{\beta} + \frac{\gamma\Omega}{8} \left[1 + \frac{4}{3} (\mu_x \sin \Psi - \mu_y \cos \Psi) \right] \dot{\beta} + \\ & \Omega^2 \left\{ 1 + \frac{\gamma}{8} \left[\frac{4}{3} (\mu_x \cos \Psi + \mu_y \sin \Psi) - (\mu_y^2 - \mu_x^2) \sin 2\Psi - 2\mu_x \mu_y \cos 2\Psi \right] \right\} \beta + \\ & \sigma_1(\beta) + \frac{r_{MR}}{I_B} F_B(i, \dot{\beta}) = \\ & \frac{\gamma\Omega^2}{8} \left[1 + \frac{8}{3} (\mu_x \sin \Psi - \mu_y \cos \Psi) + 2(\mu_x \sin \Psi - \mu_y \cos \Psi)^2 \right] \theta_u + \\ & \frac{\gamma\Omega^2}{8} \left[1 + \frac{8}{3} (\mu_x \sin \Psi - \mu_y \cos \Psi) + 2(\mu_x \sin \Psi - \mu_y \cos \Psi)^2 \right] \theta_i + \\ & \frac{\gamma\Omega^2}{2} \left[\frac{1}{5} + \frac{1}{2} (\mu_x \sin \Psi - \mu_y \cos \Psi) + \frac{1}{3} (\mu_x \sin \Psi - \mu_y \cos \Psi)^2 \right] \theta_{tw} \\ & + \frac{\gamma\Omega}{8R} \left\{ \left[1 + \frac{4}{3} (\mu_x \sin \Psi - \mu_y \cos \Psi) \right] V_{zg} + \left[\frac{4}{3} + 2(\mu_x \sin \Psi - \mu_y \cos \Psi) \right] V_{zu} \right\} - \frac{3}{2R} g \end{aligned} \quad (23)$$

Com esta equação, depois e todas as observações feitas, torna-se possível executarmos as simulações numéricas à cerca do fenômeno estudado.

4. RESULTADO DAS SIMULAÇÕES

Nas simulações numéricas, são apresentadas algumas condições, obtidos pelas combinações dos parâmetros de velocidades horizontal do WOD e rajada linear para obter algumas situações em que o fenômeno de Blade Sailing é obtido, isto é, a pá atinge a cauda (túnel) do helicóptero.

O perfil de velocidades rotacionais adotadas é baseado nas operações de acionamento/desligamento do rotor do helicóptero embarcado H-46 Sea Knight (Keller, 2001) de acordo com a Tab. (1). A validação deste modelo pode ser vista em (Keller, 2001) e em (Ramos, 2007; Ramos et al., 2009a, 2009b).

Tabela 1: Parâmetros do Helicóptero utilizado

γ (numero de Lock)	7.96
Ω_0 (Velocidade rotacional do rotor)	27.65 rad/s
V_y (Velocidade lateral do WOD)	- 42.5 kt
V_x (Velocidade longitudinal do WOD)	0 kt
R (raio do rotor)	25.5 ft
ω_{nr} (frequência natural da pá não-girante)	6 rad/s
β_{DS} (ângulo do limitador inferior)	- 1°
β_{FS} (Ângulo do limitador superior)	1°
θ_{75} (ângulo do comando coletivo)	3°
θ_{pw} (built-in twist angle)	- 8.5°
θ_{ls} (ângulo do comando cíclico longitudinal)	2.5°
θ_{lc} (ângulo do comando cíclico lateral)	0.0693°

A corrente aplicada ao MRD é aumentada para obtermos alguns de resultados, a fim de mostrar o efeito deste dispositivo, buscando uma boa supressão do fenômeno estudado.

As combinações utilizadas nas simulações são os seguintes:

- Velocidade horizontal uniforme à estibordo (V_y) de 45 kt com uma rajada linear com amplitude (parâmetro K_v) igual a 0,4;
- Velocidade horizontal uniforme à estibordo (V_y) de 45 kt com uma rajada linear com amplitude (parâmetro K_v) igual a 0,3;
- Velocidade horizontal uniforme à estibordo (V_y) de 42.5 kt com uma rajada linear com amplitude (parâmetro K_v) igual a 0,4;
- Velocidade horizontal uniforme à estibordo (V_y) de 40 kt com uma rajada linear com amplitude (parâmetro K_v) igual a 0,5.

Os parâmetros utilizados nestas simulações são os mesmos utilizados em (Geyer et. al., 1998; Keller, 2001) Eles são baseados no helicóptero embarcado H-46 Sea Knight, que tem uma história de várias ocorrências do fenômeno durante operações de acionamento/desligamento em operações na DI.

Agora, vamos mostrar os resultados das condições simuladas

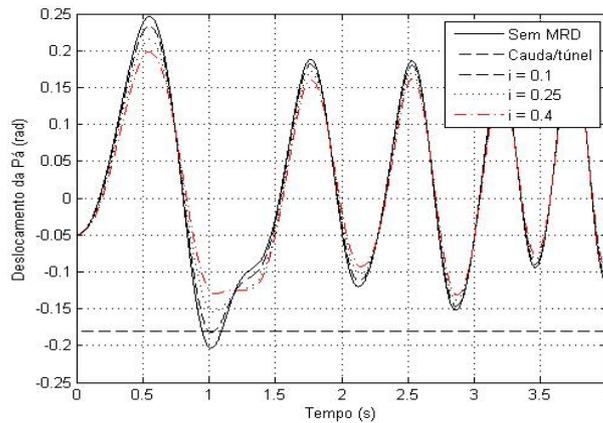


Figura 5: Fenômeno de Blade Sailing; com e sem o efeito do MRD.

É possível observar que nesta primeira condição, Fig. (5), a simulação do fenômeno que sem o efeito do MRD, que a pá atinge a cauda/túnel do helicóptero. Mas, com o aumento da corrente aplicada ao dispositivo, obteve-se uma boa atenuação da amplitude da pá evitando o contato com a fuselagem, mostrando uma alternativa à repressão do fenômeno, com pouca de corrente aplicada, ou seja, gastando pouca energia. Porém, na outra extremidade do problema, percebemos que a pá tem uma grande amplitude para cima, o que também não é bom, e com a aplicação do MRD não obtém-se a diminuição desta amplitude. Com maiores correntes aplicadas ao amortecedor, seria possível obter a diminuição desejada.

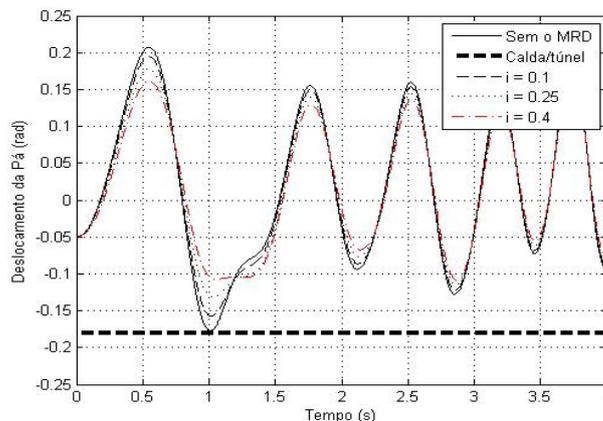


Figura 6: Fenômeno de Blade Sailing; com e sem o efeito do MRD.

Nesta segunda simulação, Fig. (6), também é mostrada uma condição em que a pá atinge a fuselagem e neste caso obtivemos um resultado ainda melhor que o anterior na supressão deste fenômeno, aproximadamente 35%. Obtivemos também um controle da amplitude do movimento para cima muito parecido com o caso anterior.

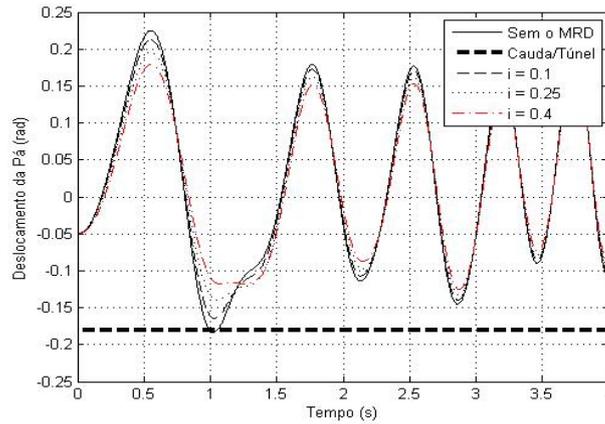


Figura 7: Fenômeno de Blade Sailing; com e sem o efeito do MRD.

Para a terceira e para a última situações, ver Figs. (7) e (8), onde a pá do helicóptero atinge o limite estabelecido, apresentamos também a redução do movimento da pá, reduzindo efetivamente o fenômeno estudado.

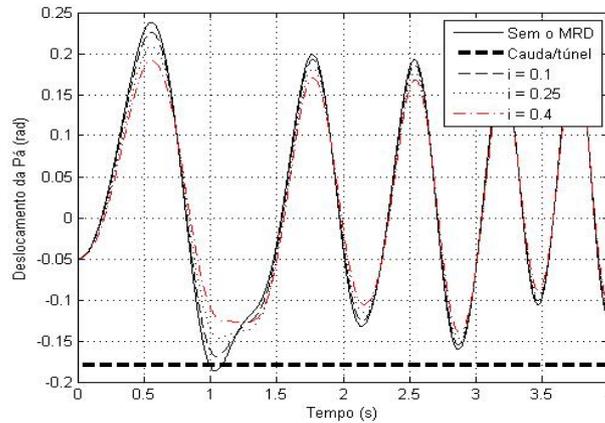


Figura 8: Fenômeno de Blade Sailing; com e sem o efeito do MRD.

Como pode ser visto observando as figuras e os resultados apresentados, podemos perceber que o MRD é bastante eficiente na supressão do fenômeno, terminou por suprimir e ou evitar o fenômeno usando mesmo quando a corrente aplicada ao dispositivo é pequena.

Pôde ser visto também que, em cada situação em que o dispositivo foi aplicado, existe a necessidade de um valor diferente da corrente aplicada, desta forma, torna-se necessária a utilização de um controle em malha fechada, com o objetivo de buscar o melhor valor de corrente a ser aplicada em cada situação, o que será o próximo passo na continuidade das nossas pesquisas neste sentido.

5. CONCLUSÃO

Neste trabalho foi apresentado na formulação do fenômeno de Blade Sailing, quando se considera o fluxo não estacionário e instável. Considerou-se também nesta formulação, a adição de um MRD próximo à raiz da pá, tentando aumentar o amortecimento estrutural no movimento da pá, mais precisamente no movimento de flapping, pois neste grau de liberdade é que ocorre o fenômeno estudado.

Foi demonstrado que, com esta adição, é possível reduzir a amplitude do fenômeno entre 30 e 40%, dependendo da corrente aplicada ao dispositivo, em outras palavras, os resultados das simulações mostraram que o dispositivo reduz significativamente o fenômeno de Blade Sailing, porém é imprescindível a utilização de um controle em malha fechada para obter-se o melhor valor da corrente a ser aplicada, para que o dispositivo evite ocorrências do fenômeno em condições severas de fluxo instável.

6. AGRADECIMENTOS

O primeiro autor agradece ao CNPq pelo auxílio financeiro.

7. REFERÊNCIAS

- Dyke, S. J., Spencer, B. F., Sain, M. K., Carlson, J. D., 1996, "Phenomenological model of a Magneto-rheological damper". ACSE Journal of Engineering Mechanics.
- Dowell, E.H. (ed.), Clark, R., Cox, D., Curtiss Jr, H. C., Edwards, J. W., Hall, K. C., Peters, D. A., Scanlan, R., Simiu, E., Sisto, F., Strganac, T. W., 2004, "A Modern Course in Aeroelasticity." Kluwer Academic. Chapter 7. p. 370-437.
- Geyer JR., W.P., Smith, E.C., Keller, J.A., 1998, "Aeroelastic Analysis of Transient Blade Dynamics During Shipboard Engage/Disengage Operations". Journal of Aircraft, v. 35, n. 3, p. 445-453.
- Johnson, W., 1994, "Helicopter Theory." Dover, p.1-767.
- Keller, J.A., 2001, "Analysis and control of the transient aeroelastic response of rotors during shipboard engagement and disengagement operations". Thesis (PhD) - The Pennsylvania State University.
- Liu Y., Gordaninejad F., Evrensel C. A., Wang X., Hitchcock A, 2000, "Semi active Control of A Bridge Using Controllable Magneto-Rheological Dampers", Proceedings of SPIE Conference on Smart Materials and Structures, Newport Beach, California.
- Newman, S.J., 1990, "A Theoretical Model for Predicting the Blade Sailing Behaviour of a Semi-Rigid Rotor Helicopter". Vertica, 14, (4), p. 531-544.
- Ramos, R. L. C. B., 2007, "Aeroservoelastic Analysis of the Blade-Sailing Phenomenon in the Helicopter-Ship Dynamic Interface". Thesis (D.Sc.) – Technological Institute of Aeronautics, Brazil.
- Ramos, R.L.C.B., de Andrade, D., Goes, L.C.S., 2009a, "Individual Blade Root Control of Helicopter Blade Sailing for Articulated Shipboard Rotors", 65th American Helicopter Society Annual Forum.
- Ramos, R.L.C.B., de Andrade, D., Goes, L.C.S., 2009b, "Aeroservoelastic Analysis of a Proposed Helicopter Blade-Sailing Feedback Control System in Unsteady Flow", 8th Brazilian Conference on Dynamics, Control and Applications, Bauru, May 18-22.
- Rhoades, M.M.; Healey, J.V., 1992 "Flight deck aerodynamics of a nonaviation ship". Journal of Aircraft, v. 29, n. 4, p. 619-626.
- Stanway R. Sproston J. L., and Stevens N.G., 1985, "Non-linear Identification of an Electro-rheological Vibration Damper." IFAC Identification and System Parameter Estimation, pp. 195–200.
- Stanway R., Sproston J.L., and Stevens., N.G., 1987, "Non-linear Modeling of an Electro-rheological Vibration Damper." J. Electrostatics, Vol. 20, pp. 167–184.

8. DIREITOS AUTORAIS

Os autores são os únicos responsáveis pelo conteúdo do material impresso incluído neste trabalho.

INSTRUCTIONS FOR FORMATTING THE PROCEEDINGS PAPERS OF THE VI CONEM AEROELASTIC ANALYSIS OF THE HELICOPTER BLADE SAILING PHENOMENON UNDER THE EFFECT OF MAGNETORHEOLOGICAL DEVICES

Kleber Augusto Lisboa Castão, kcastao@ita.br¹

Roberto Luiz da Cunha Barroso Ramos, rlcbamos@gmail.com¹

Luis Carlos Sandoval Góes, goes@ita.br¹

¹Technological Institute of Aeronautics - ITA, Praça Marechal Eduardo Gomes, 50 - Vila das Acácias, CEP 12.228-900 – São José dos Campos – SP – Brasil

Abstract. *This paper analyzes the response of a helicopter to the phenomenon of Blade Sailing under the effect of magnetorheological damper (MRD) in the presence of non-stationary effects of the flow. This phenomenon consists in the increase of the lift in the helicopter blade at low speeds of the engine and under adverse conditions of wind, which can cause large deflections in the same, allowing the impact with the fuselage. The aeroelastic analysis focuses on the performance of a semi-active device control with regard to reduction of the blade flapping vibrations of articulated rotors during engagement/disengagement operations, trying to eliminate the Blade Sailing phenomenon, especially in shipboard operations. The effect of the MRD in the system, which is to increase the structural damping to improve the blade behavior under adverse wind conditions, is shown and an open-loop control is performed. The simulation results show that the inclusion of the MRD in the aeroelastic model proposed can eliminate the possibility of the blade reaches the tunnel (in a Tandem rotor helicopter) or the blade reaches the helicopter tail and also that there is a significant reduction in upward blade deformation in a non-stationary wind.*

Keywords: *Aeroservoelasticity; Blade Sailing Phenomenon; Magnetorheological Device; Open-Loop Control.*