

桨根弹性约束刚度对无人直升机飞行品质影响

计宏伟, 赵 洪, 李建波, 姬乐强
(南京航空航天大学 直升机旋翼动力学国家级重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 基于美国陆军航空设计标准 ADS-33E-PRF,从稳定性、操纵性和轴间耦合 3 个方面,对“跷跷板”式旋翼桨毂加装弹性支承件后的“翼扇涵体”无人直升机进行飞行品质评价。简要介绍了样例无人直升机的飞行动力学模型;结合无人直升机的飞行操纵特点,对 ADS-33E-PRF 中有关稳定性、操纵性和轴间耦合的内容做了适应性剪裁;以旋翼桨根加装了弹性支承件的样例直升机为例,计算不同弹性约束刚度下的配平特性和飞行品质参数,结合飞行品质评价方法,对样例无人直升机的飞行品质进行评价和比较分析。结果表明:桨根弹性约束刚度对飞行品质中的稳定性、操纵性和轴间耦合 3 个方面均有影响,并且刚度系数取 1 左右比较合适。

关 键 词: 直升机; 飞行品质; 稳定性; 操纵性; 轴间耦合; 弹性约束刚度

中图分类号: V212.4 **文献标志码:** A

Effect of elastic restriction stiffness of blade root on flying qualities of unmanned helicopter

Ji Hongwei, ZHAO Hong, LI Jianbo, Ji Leqiang
(National Key Laboratory of Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The flying qualities of the seesaw ducted fan configurational unmanned helicopter with an elastic support on the hub was evaluated for the stability, maneuverability and inter-axis coupling based on the U. S. army's aviation design standard ADS-33E-PRF. The flight dynamic model of the sample unmanned helicopter was introduced. The stability, maneuverability and inter-axis coupling in ADS-33E-PRF were pruned applicably based on the flight control characteristics of unmanned helicopter. By taking the sample helicopter with elastically supported blade roots as an example, the characteristics in trimming and flying qualities parameters of different stiffness of elastic restriction were computed, and the flying qualities of the sample unmanned helicopter were evaluated, compared and analyzed based on the flying quality evaluation methods. The comparative and analytical results show that the stability, maneuverability and inter-axis coupling of flying qualities are all influenced by the stiffness of elastic restriction, and the stiffness coefficient about 1 is more appropriate.

Key words: helicopter; flying qualities; stability; maneuverability; inter-axis coupling; elastic restriction stiffness

中心铰接式旋翼(“跷跷板”式旋翼)不能产生桨毂力矩,完全依靠拉力矢量的倾斜来产生操纵力矩,所以中心铰接式旋翼的操纵功效和角速度阻尼比带水平铰外移量的全铰接式旋翼差得多。为了使中心铰接式旋翼直升机有足够的操纵力矩,通常把旋翼布置的较高使其远离直升机重心。工程设计上已有在小型无人直升机桨叶根部加装一橡胶块来增加其操纵功效的应用,但并未有系统的理论分析研究成果发表。参考文献[1]中在“跷跷板”式旋翼桨根处加装弹性支承件使其能产生类似于桨毂力矩的滚转和俯仰力矩,从而提高了操纵功效,并讨论了桨根弹性约束刚度对直升机配平特性的影响,结果表明桨根弹性约束刚度对直升机配平特性有影响,并有助于提高飞行性能。本文将进一步研究桨根弹性约束刚度对无人直升机飞行品质的影响。

国内外已针对有人驾驶直升机的飞行品质做了很多系统深入的研究工作,形成了很多直升机飞行品质评价准则,其中美国 2000 年颁布的陆军航空设计标准 ADS-33E-PRF^[2]内容新且比较完善。文献[3-4]中对 ADS-33E-PRF 的飞行品质评价方法有一定的介绍。文献[5-7]研究了 UH-60 直升机的飞行品质,包括外挂载荷和湍流条件下的飞行品质。文献[8-12]研究了倾转旋翼机悬停和低速时的飞行品质。文献[13]研究了直升机设计参数对飞行品质的敏感性分析和飞行品质的优化设计。文献[14]按照 ADS-33 军用品质规范的要求,建立了一个较为完整的直升机非线性、具有状态空间表达形式的飞行动力学模型,并以某样例直升机为例,计算了悬停和小速度状态时开环状态的飞行品质参数。文献[15-16]通过飞控系统控制律的设计来改善直升机的飞行品质,使其满足 ADS-33E-PRF 中的飞行品质规范要求。文献[17]根据有人驾驶垂直/短距起落(V/STOL)飞机军用品质规范(MIL-F-83300)以及军用旋翼飞行器驾驶品质要求(ADS-33E-PRF),研究了纵列式直升机悬停开环状态下的飞行品质。目前针对无人直升机飞行品质的研究很少,甚至尚未形成相应的飞行品质评价准则,文献[2-17]都是有关有人驾驶直升机的飞行品质研究,可对本文无人直升机飞行品质的研究提供一定的参考。文献[18-19]基于 ADS-33E-PRF,依据悬停低速状态的无人直升机的特性对 ADS-33E-PRF 做适用性剪裁,并以某无人直升机为例,应用剪裁后的飞行品质规范评估了悬停低速

时的飞行品质。文献[20]从自动飞行控制角度出发,通过对 ADS-33E-PRF 的合理改进,提出了适用于无人直升机飞行品质的评估准则。文献[18-20]对无人直升机飞行品质做了一定研究,对本文具有重要的参考价值。

本文将针对“跷跷板”式旋翼桨毂加装弹性支承件后的“翼扇涵体”无人直升机,在文献[1]的基础上,基于美国陆军航空设计标准 ADS-33E-PRF,从稳定性、操纵性和轴间耦合 3 个方面,开展桨叶根部弹性约束刚度对直升机飞行品质影响的分析研究。

1 无人直升机飞行动力学建模

“翼扇涵体”无人直升机升力系统由常规的“跷跷板”旋翼和涵道风扇上下共轴布置构成。旋翼是主要的升力面和操纵面,风扇无周期变距,只有总距操纵,利用涵道风扇产生的气动扭矩来平衡旋翼的气动反扭矩并可以实现航向操纵。因此本文建立的直升机飞行动力学模型包括旋翼、风扇、涵道机身 3 个主要气动部件^[1]。

为了提高“跷跷板”式旋翼的操纵功效,在“跷跷板”桨毂中心孔内的旋翼轴上安装了橡胶弹性支承件。当旋翼倾斜时桨毂挤压弹性支承件从而对旋翼轴施加压力,该力可构成对直升机质心的力矩,其作用与桨毂力矩相同。参考挥舞铰偏置量的设计经验,本文先取弹性支承件提供的力矩约等于旋翼拉力倾斜产生的操纵力矩,以俯仰力矩为例,即

$$M_z = -K_\beta \beta_c = -Th \sin \beta_c \approx -mgh\beta_c \quad (1)$$

由此可得等效刚度

$$K_\beta \approx mgh \quad (2)$$

其中 β_c 为旋翼后倒角, T 为旋翼拉力, h 桨毂中心到全机质心的高度, m 为全机质量, g 为重力加速度。

旋翼的纵横向挥舞角(即旋翼后倒角和侧倒角)可以用状态空间形式表示,如式(3)所示。式中 ν 为无因次挥舞固有频率; β_s 为旋翼侧倒角; γ_s 为桨叶洛克数; σ 为旋翼实度; C_l, C_m 分别为旋翼气动滚转和俯仰力矩系数; a_∞ 为升力线斜率; Ω 为旋翼转速; ω_x, ω_z 为体轴系中俯仰角速度和滚转角速度。

$$\begin{Bmatrix} \ddot{\beta}_c \\ \ddot{\beta}_s \\ \ddot{\beta}_c \\ \ddot{\beta}_s \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 1-\nu^2 & 0 & 0 & -2 \\ 0 & 1-\nu^2 & 2 & 0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \beta_c \\ \beta_s \\ \dot{\beta}_c \\ \dot{\beta}_s \end{Bmatrix} +$$

$$\frac{-2\gamma_b}{\sigma a_\infty} \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \\ C_m \end{Bmatrix} + \frac{1}{\Omega^2} \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\omega}_z \end{Bmatrix} + \frac{2}{\Omega} \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega_x \end{Bmatrix} \begin{Bmatrix} \dot{\bar{v}}_0 \\ \dot{\bar{v}}_s \\ \dot{\bar{v}}_c \end{Bmatrix} \quad (3)$$

本文采用在飞行动力学建模中比较常用的叶素动量理论计算旋翼气动力。在计算旋翼诱导速度时采用了 Pitt 和 Peters 的 1 阶谐波动态入流理论,如式(4)所示。

$$\begin{Bmatrix} \dot{\bar{v}}_0 \\ \dot{\bar{v}}_s \\ \dot{\bar{v}}_c \end{Bmatrix} = \mathbf{A}_1 \begin{Bmatrix} \bar{v}_0 \\ \bar{v}_s \\ \bar{v}_c \end{Bmatrix} + \mathbf{B}_1 \begin{Bmatrix} C_t \\ C_l \\ C_m \end{Bmatrix} \quad (4)$$

式中 $\mathbf{A}_1, \mathbf{B}_1$ 为系数矩阵,可根据常用的 Pitt 模型求得, C_t 为旋翼拉力系数, $\bar{v}_0$ 为无因次诱导速度基频值, $\bar{v}_s, \bar{v}_c$ 为无因次诱导速度 1 阶谐波分量。

本文在风扇气动力的计算中也采用了叶素动量理论,只是诱导速度的计算方法与旋翼有所不同。认为风扇诱导速度的基频值 $\bar{v}_0$ 即为风扇等效诱导速度 $\bar{v}_{eq}$,即 $\bar{v}_0 = \bar{v}_{eq}$

$$\bar{v}_{eq} = \frac{C_{t,df}(1+f)}{4\sqrt{\mu^2 + \lambda_1^2}} \quad (5)$$

其中 $C_{t,df}$ 为风扇的拉力系数, f 为风扇拉力效率因子, $\lambda_1 = \mu_y + \bar{v}_{eq}$,由 Newton-Raphson 迭代法可求出 $\bar{v}_{eq}$ 。

风扇诱导速度的 1 阶谐波值由 Dress 线性入流模型给出

$$\begin{aligned} \bar{v}_c &= \frac{(4/3)\mu/\lambda}{1.2 + \mu/\lambda} \bar{v}_0 \\ \bar{v}_s &= -2\mu\bar{v}_0 \end{aligned} \quad (6)$$

其中 μ 为风扇前进比, λ 为风扇入流比。

机身气动力计算很复杂,并且理论模型的分析计算结果不太令人满意,一般通过风洞试验得到。本文通过对各状态下的试验数据^[21-22],采用插值法求解机身气动力。

由于样例直升机采用了旋翼风扇共轴布局,且风扇不能进行挥舞运动,故当机体有俯仰、滚转运动时,风扇会在机体上产生相应的陀螺力矩 $\mathbf{M}_{gyro}$,如式(7)所示

$$\begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{Bmatrix}_{gyro} = \begin{Bmatrix} \omega_z \\ 0 \\ -\omega_x \end{Bmatrix} L \quad (7)$$

式中 L 为风扇的动量矩, $L = I_{ydf}\Omega_{df}$, I_{ydf} 为风扇绕旋转轴的转动惯量, Ω_{df} 为风扇转速。

将 6 个机体运动微分方程,3 个机体姿态角微分方程,4 个旋翼挥舞运动微分方程,以及 3 个

旋翼诱导速度微分方程联立,构成一个包含有 16 个状态变量的微分方程组,如式(8)所示。式中 γ, ϑ, ψ 分别为机体的滚转角、俯仰角和偏航角; V_x, V_y, V_z 为飞行速度在体轴系中的 3 个分量; ω_y 为体轴系中偏航角速度; F_x, F_y, F_z 为直升机气动合力 3 个分量; M_x, M_y, M_z 为直升机外力矩 3 个分量; I_x, I_y, I_z 为直升机质量对体轴系各轴的惯性矩; I_{xy} 为直升机质量对体轴系 x 轴和 y 轴的惯性积。

$$\begin{aligned} \dot{V}_x &= V_y\omega_z - V_z\omega_y - g\sin\vartheta + F_x/m \\ \dot{V}_y &= V_z\omega_x - V_x\omega_z - g\cos\vartheta\cos\gamma + F_y/m \\ \dot{V}_z &= V_x\omega_y - V_y\omega_x + g\cos\vartheta\sin\gamma + F_z/m \\ \dot{\omega}_x &= \{I_y[(I_y - I_z)\omega_y\omega_z - I_{xy}\omega_z\omega_x + M_x] + I_{xy}[(I_z - I_x)\omega_z\omega_x + I_{xy}\omega_y\omega_z + M_y]\}/(I_xI_y - I_{xy}^2) \\ \dot{\omega}_y &= \{I_x[(I_z - I_x)\omega_z\omega_x + I_{xy}\omega_y\omega_z + M_y] + I_{xy}[(I_y - I_z)\omega_y\omega_z - I_{xy}\omega_z\omega_x + M_x]\}/(I_xI_y - I_{xy}^2) \\ \dot{\omega}_z &= [(I_x - I_y)\omega_x\omega_y + I_{xy}(\omega_x^2 - \omega_y^2) + M_z]/I_z \\ \dot{\gamma} &= \omega_x - \tan\vartheta(\omega_y\cos\gamma - \omega_z\sin\gamma) \\ \dot{\vartheta} &= \omega_y\sin\gamma + \omega_z\cos\gamma \\ \dot{\psi} &= \frac{1}{\cos\vartheta}(\omega_y\cos\gamma - \omega_z\sin\gamma) \\ \begin{Bmatrix} \ddot{\beta}_c \\ \ddot{\beta}_s \\ \ddot{\beta}_c \\ \ddot{\beta}_s \end{Bmatrix} &= \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 1 - \nu^2 & 0 & 0 & -2 \\ 0 & 1 - \nu^2 & 2 & 0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \beta_c \\ \beta_s \\ \dot{\beta}_c \\ \dot{\beta}_s \end{Bmatrix} + \\ &\frac{-2\gamma_b}{\sigma a_\infty} \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \\ C_m \end{Bmatrix} + \frac{1}{\Omega^2} \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\omega}_z \end{Bmatrix} + \frac{2}{\Omega} \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega_x \end{Bmatrix} \begin{Bmatrix} \dot{\bar{v}}_0 \\ \dot{\bar{v}}_s \\ \dot{\bar{v}}_c \end{Bmatrix} = \mathbf{A}_1 \begin{Bmatrix} \bar{v}_0 \\ \bar{v}_s \\ \bar{v}_c \end{Bmatrix} + \mathbf{B}_1 \begin{Bmatrix} C_t \\ C_l \\ C_m \end{Bmatrix} \end{aligned} \quad (8)$$

该微分方程组包含 16 个状态变量,分别为 $V_x, V_y, V_z, \omega_x, \omega_y, \omega_z, \gamma, \psi, \vartheta, \beta_c, \beta_s, \dot{\beta}_c, \dot{\beta}_s, \nu_0, \nu_s, \nu_c$, 4 个操纵量分别为旋翼总距 θ_0 ,旋翼横向周期变距 θ_s ,旋翼纵向周期变距 θ_c 以及风扇总距 θ_{odf} 。

2 运动方程的线化

前面得到的直升机全量方程式(8)是非线性微分方程组,难以用解析方法求解,也不便于用来分析直升机设计参数的影响和飞行品质方面参数的计算。本文运用小扰动假设将直升机运动方程线化。在扰动运动中,认为直升机是偏离平衡点

的扰动,即直升机状态在扰动过程中可表示为基准状态下的值加上一个小扰动增量

$$x = x_0 + \Delta x \tag{9}$$

将式(9)带入直升机运动方程,并按照小扰动假设,忽略 2 阶以上的小扰动增量,可得矩阵形式的直升机小扰动线化运动方程如下:

$$\dot{\mathbf{X}} = \mathbf{A}_2 \mathbf{X} + \mathbf{B}_2 \mathbf{U} \tag{10}$$

式中 $\mathbf{X} = [\Delta V_x, \Delta V_y, \Delta V_z, \Delta \omega_x, \Delta \omega_y, \Delta \omega_z, \Delta \gamma, \Delta \phi, \Delta \vartheta, \Delta \beta_c, \Delta \beta_s, \Delta \dot{\beta}_c, \Delta \dot{\beta}_s, \Delta v_0, \Delta v_s, \Delta v_c]^T$ 为状态变量, $\mathbf{U} = [\Delta \theta_0, \Delta \theta_c, \Delta \theta_s, \Delta \theta_{\text{odf}}]^T$ 为操纵输入增量, $\mathbf{A}_2$ 为状态系数矩阵, $\mathbf{B}_2$ 为操纵系数矩阵。利用该直升机线化运动方程可以研究直升机的稳定性和操纵响应。

3 飞行品质要求

国内外已经对有人驾驶直升机飞行品质做了大量研究,形成了诸多飞行品质评价标准,但对无人直升机飞行品质的研究很少。本文将以 ADS-33E-PRF 为基础对样例直升机进行飞行品质评价,国内外已有很多文献对 ADS-33E-PRF 做了详细简绍,这里不再赘述。

国内外尚未形成无人机飞行品质评价标准, 本文将根据无人直升机自身的飞行操纵特点,对 ADS-33E-PRF 中有关稳定性、操纵性和轴间耦合的内容作一定的适应性剪裁^[18-19]。可以认为 ADS-33E-PRF 中有关稳定性、操纵性和轴间耦合的大部分评价方法都可用于无人直升机,只需要对其中一部分做一定的适应性剪裁。首先任何振荡模态的动稳定性要达到等级 1 的要求,其有效阻尼比不得少于 0.35。但对于无人直升机可以不考虑阻尼比限制,因为用姿态保持响应类型就可满足本要求;其次对于无人直升机,由于其一般在目标捕获和跟踪模式下,因此选用目标捕获及跟踪条件下的飞行品质要求来评价带宽、相位滞后和快捷性品质等级。

4 算 例

以样例“翼扇涵体”无人直升机为例,在 $K_\beta \approx mgh$ 的基础上取一系列刚度值 K ,并在前飞速度 $V_x = 20 \text{ m/s}$ 的条件下,首先研究弹性约束刚度对配平特性的影响,然后从稳定性、操纵响应、轴间耦合 3 方面对不同弹性约束刚度下的样例直升机进行飞行品质计算、评价和对比。

这里先定义刚度系数 k 如式(11)所示:

$$k = \frac{K}{K_\beta} \tag{11}$$

当 $k=0$ 时,即表示无弹性支承件的样例直升机。

4.1 配平特性

在配平特性的计算分析中,由于配平量较多,所以这里将以旋翼后倒角、旋翼侧倒角、俯仰角和能反映直升机飞行性能的旋翼需用功率为例来分析刚度变化对直升机配平特性的影响。在 $V_x = 20 \text{ m/s}$ 时,取刚度系数 k 在 0~6 的范围内,步长为 0.2,计算结果如图 1~图 4 所示。

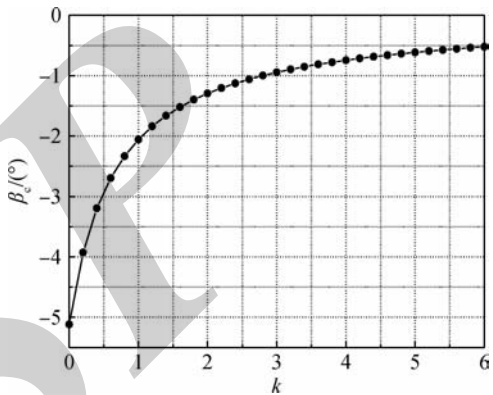


图 1 旋翼后倒角随刚度系数 k 的变化
Fig.1 Backward tilt angle of rotor vs. stiffness coefficient k

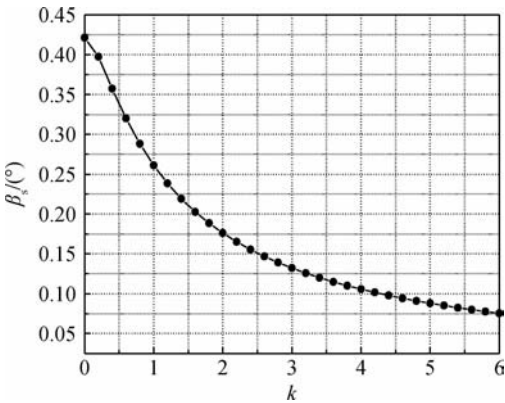


图 2 旋翼侧倒角随刚度系数 k 的变化
Fig.2 Sideways tilt angle of rotor vs. stiffness coefficient k

由图 1~图 4 可以看出随着刚度系数的增加旋翼后倒角、旋翼侧倒角和旋翼需用功率减小,而俯仰角增大,且变化率越来越小,原因是弹性支承件能提供额外的操纵力矩,所以由旋翼倾斜提供的力矩就可以减小,旋翼后倒角和旋翼侧倒角也就会减小。旋翼后倒角减小导致旋翼拉力的前向分力减小,为了保持前飞速度不变,机身俯仰角增

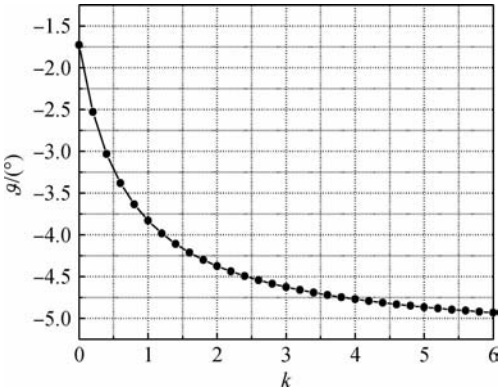


图 3 俯仰角随刚度系数 k 的变化

Fig. 3 Pitch angle vs. stiffness coefficient k

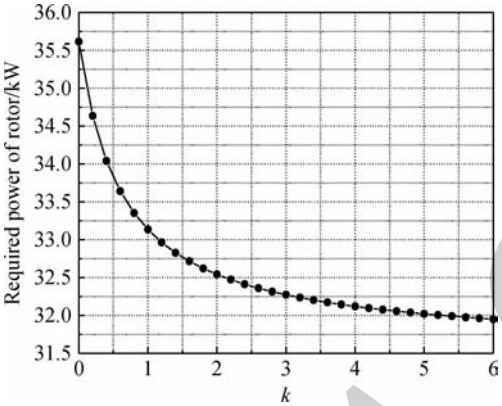


图 4 旋翼需用功率随刚度系数 k 的变化

Fig. 4 Required power of rotor vs. stiffness coefficient k

大,拉力的前向分量增大。机身俯仰角增大使得涵道风扇系统升力增大^[21-22],而直升机重力不变,从而导致旋翼所提供的升力减小,所以旋翼总距也就减小了。旋翼总距减小导致旋翼扭矩减小,而旋翼转速不变,所以旋翼需用功率减小。并且刚度系数越大,弹性支承件能提供的额外力矩越大,旋翼后倒角、侧倒角和需用功率就越小,俯仰角就越大。刚度系数大约在 0~2 的范围内各量变化率比较大,而 2 之后变化率比较平缓,刚度增加所带来的效果已不太明显,所以下面的分析讨论将只在刚度系数范围为 0~2 内进行。

4.2 稳定性计算分析

在 $V_x = 20\text{m/s}$ 时,取刚度系数 k 在 0~2 的范围内,步长为 0.2,计算特征根,绘制纵横向根轨迹图,如图 5 和图 6 所示。

由图 5 和图 6 可知,随着刚度系数 k 的增加,长周期模态 (λ_3, λ_4) 和螺旋模态 (λ_8) 稳定性增强,而短周期模态 (λ_1, λ_2),荷兰滚模态 (λ_5, λ_6) 和滚转收敛模态 (λ_7) 稳定性下降。刚度系数较小时特征值变化较大,随着刚度系数 k 的增加,特

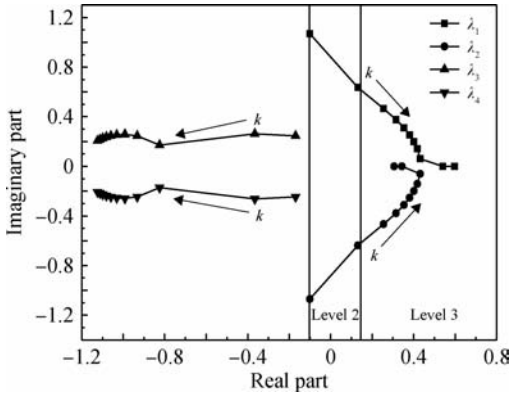


图 5 纵向特征根随刚度系数 k 的变化

Fig. 5 Longitudinal eigenvalue vs. stiffness coefficient k

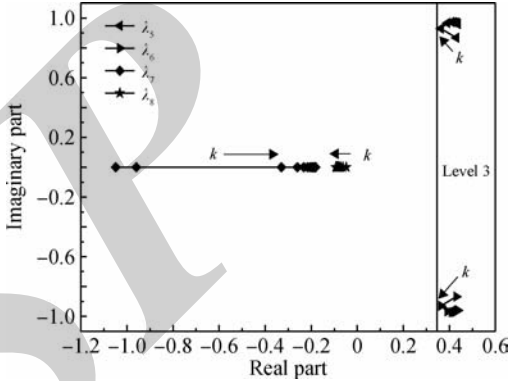


图 6 横航向特征根随刚度系数 k 的变化

Fig. 6 Lateral and yaw eigenvalue vs. stiffness coefficient k

征值变化减小,纵向短周期模态由等级 2 降为等级 3,荷兰滚模态始终为等级 3。

4.3 操纵性计算分析

本小节以纵向快捷性、横向快捷性和航向快捷性为代表讨论不同的桨根弹性约束刚度条件下,样例直升机的操作性。在 $V_x = 20\text{m/s}$ 时,取刚度系数 k 在 0~2 的范围内,步长为 0.2,计算样例直升机的纵向快捷性、横向快捷性和航向快捷性,并绘制相应的曲线图,如图 7~图 9 所示,图中 $\omega_x^{pk}, \omega_y^{pk}, \omega_z^{pk}$ 表示滚转角速度、偏航角速度和俯仰角速度峰值, $\Delta\gamma_{pk}, \Delta\phi_{pk}, \Delta\theta_{pk}$ 表示最大滚转角变化量、最大偏航角变化量和最大俯仰角变化量。

由图 7 可以看出样例直升机纵向快捷性对于目标捕捉及追踪在 k 小于 0.4 的范围内达到了等级 2 的要求,在 k 大于 0.4 的范围内达到了等级 1。样例直升机纵向快捷性随刚度系数 k 的增大而增大,在 $k=1$ 以后其变化已不大。

由图 8 可以看出样例直升机横向快捷性对于目标捕捉及追踪,在 $k=0\sim 2$ 的范围内都只达到了等级 3 的要求。样例直升机横向快捷性随刚度

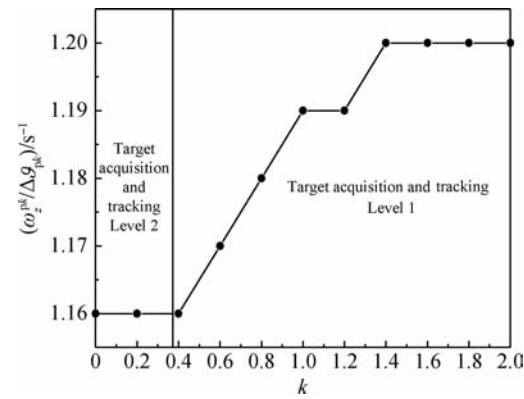


图 7 纵向快捷性随刚度系数 k 的变化

Fig. 7 Longitudinal quickness vs. stiffness coefficient k

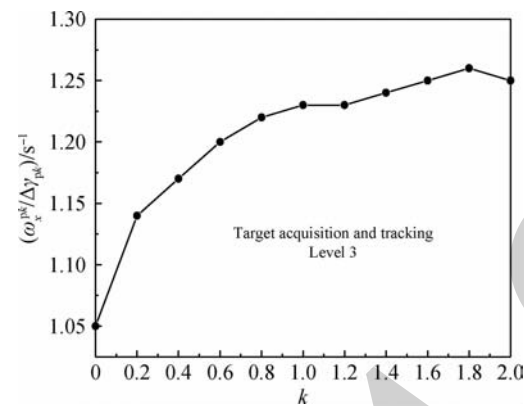


图 8 横向快捷性随刚度系数 k 的变化

Fig. 8 Lateral quickness vs. stiffness coefficient k

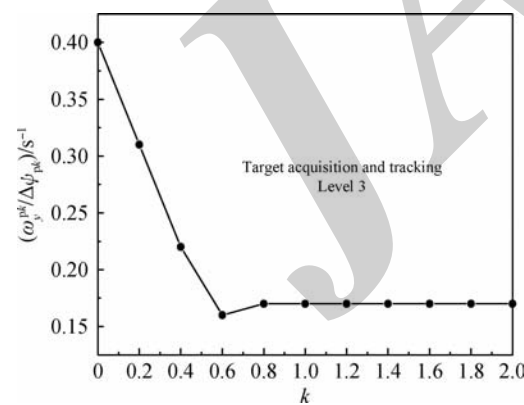


图 9 航向快捷性随刚度系数 k 的变化

Fig. 9 Yaw quickness vs. stiffness coefficient k

系数 k 的增大而增大,在 $k = 1$ 以后其变化已不大。

由图 9 可以看出样例直升机航向快捷性对于目标捕捉及追踪,在 $k = 0 \sim 2$ 的范围内都只达到了等级 3 的要求。样例直升机航向快捷性随刚度系数 k 的增大而减小,在 $k = 0.6$ 以后其变化已不大。

4.4 轴间耦合计算分析

在 $V_x = 20 \text{ m/s}$ 时,取刚度系数 k 在 $0 \sim 2$ 的范围内,步长为 0.2 ,计算样例直升机轴间耦合相关参数,并绘制相应的曲线图,如图 10~图 12 所示,图中 ω_{y1} 和 ω_{y3} 表示第 1 s 及第 3 s 时的偏航角速度; V_{y3} 表示第 3 s 时的垂向速度; $\gamma_{pk}, \vartheta_{pk}$ 表示响应开始 4 s 内的滚转角和俯仰角峰值; γ_4, ϑ_4 表示第 4 s 时的滚转角和俯仰角响应值。

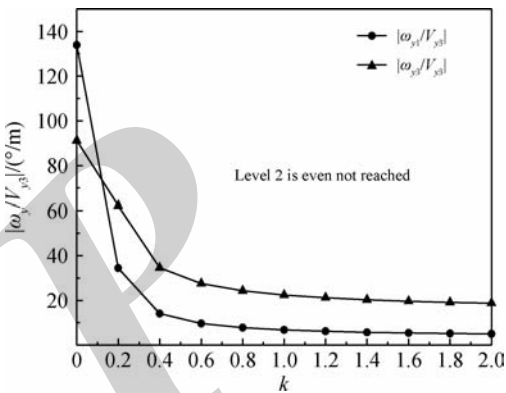


图 10 总距操纵引起的偏航随刚度系数 k 的变化

Fig. 10 Yaw due to collective pitch vs. stiffness coefficient k

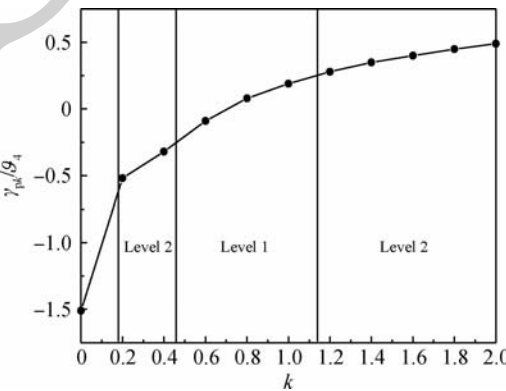


图 11 俯仰引起的滚转耦合随刚度系数 k 的变化

Fig. 11 Roll due to pitch coupling vs. stiffness coefficient k

由图 10 可以看出样例直升机总距操纵引起的偏航在 $k = 0 \sim 2$ 的范围内等级 2 的要求都未达到。样例直升机总距操纵引起的偏航耦合随刚度系数 k 的增大而减小,在 $k = 0.6$ 以后其变化已不大。

由图 11 可以看出样例直升机纵向周期变距阶跃操纵引起的俯仰与滚转之间的耦合在 $k = 0.46 \sim 1.14$ 的范围内达到了等级 1 的要求,在 $k = 0.18 \sim 0.46$ 和 $k = 1.14 \sim 2$ 的范围内达到了

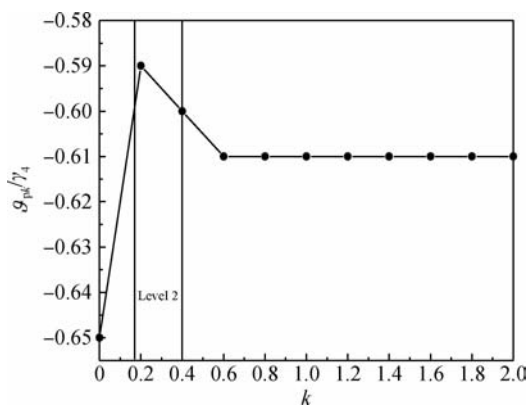


图12 滚转引起的俯仰耦合随刚度系数 k 的变化曲线

Fig. 12 Pitch due to roll coupling vs. stiffness coefficient k

等级2的要求,在 $k=0\sim 0.18$ 的范围内等级2的要求都未达到。

由图12可以看出样例直升机横向周期变距阶跃操纵引起的滚转与俯仰之间的耦合在 $k=0.17\sim 0.4$ 的范围内达到了等级2的要求,在 $k=0\sim 0.17$ 和 $k=0.4\sim 2$ 的范围内等级2的要求都未达到,但是已经非常接近等级2的要求。

5 结论

本文基于 ADS-33E-PRF 研究了桨根弹性约束刚度对“翼扇涵体”无人直升机飞行品质的影响,通过改变弹性支承件的支承刚度计算得出不同弹性约束刚度下的飞行品质参数,并比较分析得出以下结论:

1) 桨根弹性约束刚度对配平特性有影响。随着刚度系数的增加,样例无人直升机的配平量在一定刚度系数范围内变化较大,之后变化比较平缓,弹性约束刚度进一步增加所带来的效果已不太明显;

2) 桨根弹性约束刚度对稳定性有影响。样例无人直升机刚度系数较小时,稳定性变化较大,随着刚度系数的增加,稳定性变化减小,纵向短周期模态的飞行品质等级下降,荷兰滚模态飞行品质等级不变;

3) 桨根弹性约束刚度对操纵性有影响。样例无人直升机纵向快捷性随着刚度系数的增加先增加后变化不大,飞行品质等级上升。横向快捷性随着刚度系数的增加先增加后变化不大,飞行品质等级不变。航向快捷性随着刚度系数 k 的增加先减小后变化不大,飞行品质等级不变;

4) 桨根弹性约束刚度对轴间耦合有影响。样例无人直升机总距引起的偏航随着刚度系数的

增加先减小后变化不大。样例直升机俯仰和滚转的轴间耦合飞行品质在一定的弹性刚度范围内比较好,在这个范围外飞行品质会变差;

5) 由上面针对飞行品质的分析结论做各方面的妥协和折衷,可以看出刚度系数 k 在1左右比较合适。选择刚度系数 k 为1左右,前飞速度 $V_x=20\text{ m/s}$ 时,相对于无弹性支承件的样例直升机,其优点是旋翼需用功率下降了6.79%左右;纵向长周期模态稳定性和螺旋模态稳定性增强;纵向快捷性对于目标捕捉及追踪由等级2提升为等级1;横向快捷性增加;总距操纵引起的偏航耦合和横向周期变距阶跃操纵引起的滚转与俯仰之间的耦合减弱;纵向周期变距阶跃操纵引起的俯仰与滚转之间的耦合由达不到等级2提升为等级1。缺点是短周期模态稳定性由等级2降低为等级3,滚转收敛模态稳定性下降;航向快捷性变差。

参考文献:

- [1] 计宏伟,李建波,朱吉军. 桨根弹性约束刚度对直升机配平特性的影响[C]//中国航空学会直升机专业分会第31届全国直升机年会论文集. 北京:中国航空学会,2015:11-16.
- [2] United States Army Aviation and Missile Command. ADS-33E-PRF Aeronautical design standard performance specification handling qualities requirements for military rotorcraft[S]. Redstone Arsenal Alabama: Aviation Engineering Directorate,2000:10-21.
- [3] Padfield G D. Helicopter flight dynamics; the theory and application of flying qualities and simulation modeling, second edition[M]. Washington DC: Blackwell Publishing,2007.
- [4] 高正,陈仁良. 直升机飞行动力学[M]. 北京:科学出版社,2003.
- [5] NICOLL T K, MITCHELL D G. ADS-33 handling qualities specification development for externally loaded cargo/utility helicopters[R]. AIAA-2009-6059,2009.
- [6] LUSARDI J A, BLANKEN C L, BRADDOM S R. UH-60 external load handling qualities evaluation[R]. Hamburg, Germany: The 35th European Rotorcraft Forum,2009.
- [7] LABOWS S J, BLANKEN C L. UH-60 black hawk disturbance rejection study for hover/low speed handling qualities criteria and turbulence modeling[R]. Alexandria, Virginia: The American Helicopter Society International 56th Annual Forum,2000.
- [8] MALPICA C A, DECKER W A, THEODORE C R, et al. An investigation of large tilt-rotor short-term attitude response handling qualities requirements in hover[R]. Phoenix: The American Helicopter Society 66th Annual Forum,2010.
- [9] LAWRENCE B, MALPICA C A, THEODORE C R, et al.

The development of a large civil tilt-rotor simulation for hover and low-speed handling qualities investigations[R]. Paris; The 36th European Rotorcraft Forum, 2010.

[10] MALPICA C A, DECKER W A, THEODORE C R, et al. An investigation of large tilt-rotor hover and low speed handling qualities requirements[R]. Alexandria, Virginia; The American Helicopter Society 67th Annual Forum, 2011.

[11] LAWRENCE B, MALPICA C A, THEODORE C R, et al. Flight dynamics aspects of a large civil tilt-rotor simulation using translational rate command[R]. Alexandria, Virginia; The American Helicopter Society 67th Annual Forum, 2011.

[12] MALPICA C A, THEODORE C R, LAWRENCE B, et al. Handling qualities of a large civil tiltrotor in hover using translational rate command[R]. Fort Worth, Texas; The American Helicopter Society 68th Annual Forum, 2012.

[13] CELI R. Design sensitivity analysis and optimization for helicopter handling qualities improvement[D]. Washington DC; University of Maryland, 2002.

[14] 孙传伟. 直升机飞行动力学模型与飞行品质评估[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2001.

SUN Chuanwei. The flight dynamic model of helicopter and flying qualities evaluation[D]. Nanjing; Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2001. (in Chinese)

[15] 荣泉录. 直升机飞行品质设计方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2007.

RONG Xiaolu. The design methods research of helicopter flight quality[D]. Nanjing; Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007. (in Chinese)

[16] 曹嘉旻. 基于控制的直升机飞行品质设计研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.

CAO Jiamin. The research of helicopter flight quality based on the control[D]. Nanjing; Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)

[17] 李国知, 曹义华. 纵列式直升机悬停飞行品质研究[J]. 航空动力学报, 2009, 24(5): 1055-1060.

LI Guozhi, CAO Yihua. Studies on flying qualities of a tandem at hover[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(5): 1055-1060. (in Chinese)

[18] 裴少俊, 刘宝, 顾冬雷. 某型无人直升机悬停状态飞行动力学模型分析[J]. 直升机技术, 2013(3): 6-10.

PEI Shaojun, LIU Bao, GU Donglei. Analysis of an unmanned helicopter flight dynamic model in hover[J]. Helicopter Technique, 2013(3): 6-10. (in Chinese)

[19] 裴少俊, 顾冬雷, 刘宝. 基于 ADS-33 的无人飞行器悬停低速飞行品质特性研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2014(2): 48-51.

PEI Shaojun, GU Donglei, LIU Bao. Research on flying qualities of unmanned vehicle in hover and low speed based on ADS-33 requirements[J]. Missiles and Space Vehicles, 2014(2): 48-51. (in Chinese)

[20] 陈南宇, 蒙志君, 黄俊. 无人直升机飞行品质要求探讨[J]. 北京航空航天大学学报, 2016, 42(2): 337-344.

CHEN Nanyu, MENG Zhijun, HUANG Jun. Research on flying qualities of the unmanned helicopter[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2016, 42(2): 337-344. (in Chinese)

[21] 李建波, 高正, 唐正飞, 等. 涵道风扇升力系统的升阻特性试验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2004, 36(2): 164-168.

LI Jianbo, GAO Zheng, TANG Zhengfei, et al. Experimental investigation on lift and drag of ducted fan system[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2004, 36(2): 164-168. (in Chinese)

[22] 李建波, 高正. 涵道风扇空气动力学特性研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2005, 37(6): 680-684.

LI Jianbo, GAO Zheng. Aerodynamical characteristics analysis of ducted fan[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 37(6): 680-684. (in Chinese)

(编辑: 王碧琚)