

DOI:10.16356/j.1005-2615.2015.02.011

变直径旋翼直升机飞行性能研究

韩 东 张勇刚 黄东盛

(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:为了研究旋翼直径变化对直升机性能的提升作用,将旋翼动力学综合模型与机身模型相耦合,采用前飞配平方法计算稳态时旋翼操纵量和机身姿态角,从而计算直升机需用功率。通过研究直升机功率与旋翼半径、前飞速度、直升机起飞重量以及飞行高度之间的关系来确定直升机需用功率的降低幅度,同时也分析了旋翼桨距和机体倾斜角随旋翼半径和前飞速度的变化趋势。在中高速飞行时,特别是高速飞行时,旋翼半径的变化可以显著地提升直升机的性能。当飞行速度为 200 km/h、旋翼半径减小 20%,需用功率可降低 37.6%。随着飞行高度的不断增加,在低速到中速飞行时直升机功率减小幅度会减小,在高速时功率减小幅度会增大。旋翼总距和纵横向周期变距随旋翼半径减少而增加,机体纵横向倾斜角随半径减小而减小。

关键词:直升机;旋翼;变半径;性能;配平

中图分类号:V212.5

文献标志码:A

文章编号:1005-2615(2015)02-0252-07

Helicopter Flight Performance Improvement by Variable Rotor Diameter

Han Dong, Zhang Yonggang, Huang Dongsheng

(National Key Laboratory of Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China)

Abstract: To investigate the performance improvement of helicopters by varying rotor diameter, a comprehensive rotor model is combined with a fuselage model. A propulsive trim method is introduced to obtain the pitch controls and fuselage attitude in steady states and then the helicopter power required. The helicopter power with rotor radius, forward speed, helicopter weight and flight altitude is investigated to explore how much power reduction can be achieved. The pitch controls and the tilt of fuselage with rotor radius and forward speed are also addressed. Varying rotor radius can achieve significant helicopter performance improvement in medium to high forward flight, especially at high speed. 20% reduction of rotor radius can reduce the power by 37.6% at the speed 200 km/h. The power reduction decreases in low to medium forward flight and increases at high speed with increasing flight altitude. The collective and cyclic pitches increases with decreasing rotor radius, and the longitudinal and lateral tilt of the fuselage decreases.

Key words: helicopter; rotor; variable radius; performance; trim

直升机与固定翼飞机相比最显著的特征就是较小的前飞速度、较短的航程、较低的升限以及较短的续航时间,因此如何提高直升机的飞行性能是

一项非常具有挑战性但也非常有价值的研究。直升机飞行状态的改变(前飞速度、飞行高度和起飞重量),将使旋翼工作在不同的升阻比状态,而通过

基金项目:国家自然科学基金(11472129)资助项目;航空基金(2013ZA52014)资助项目;中央高校基本科研业务费(NS2014007)资助项目。

收稿日期:2015-01-15;**修订日期:**2015-02-15

通信作者:韩东,男,副教授,E-mail:donghan@nuaa.edu.cn。

本文已收编于2014年全国直升机年会内部交流论文集。

优化不同飞行状态时的升阻比,就可以降低直升机需用功率,进而提升直升机性能。依据旋翼变体技术,在不同飞行状态时,改变旋翼参数是一种可行且有效的提高直升机飞行性能的方法。如何确定选取哪个参数,并通过尽可能小的该参数变化以获得尽可能大的性能提升,是减小该技术实现难度的难题之一。通常我们习惯于将直升机需用功率表示为量纲为一的形式^[1],如将其表示为有量纲形式时,可看出旋翼参数中旋翼直径对直升机需用功率影响最大,旋翼型阻功率中一项与旋翼直径成4次方关系。也就是说,旋翼直径可能是用来提升直升机飞行性能最为合适的变化参数。

通过改变旋翼直径来提升旋翼飞行器的性能并不是一个新的概念。在19世纪60年代后期,Segel等人描述了伸缩旋翼飞机变直径旋翼概念^[2],并且阐述了其在高速以及低桨盘载荷垂直起降构型飞行器中对性能提升的益处。Scott比较了几种高速飞行旋翼飞行器构型^[3],结果表明变直径倾转旋翼是其中最好的构型之一。Fradenburgh等人指出^[4],可变直径旋翼的倾转旋翼飞行器对于更好地将直升机与飞机的优点结合起来有重要意义。Davis等人进行了变直径倾转旋翼飞行器的气动优化设计^[5],结果表明优化负扭转和弦长能显著地改善其性能。Prabhakar等人提出了运用离心力驱动的可变直径旋翼新概念^[6],当旋翼转速从0增加到245 r/min时,利用增加的离心力的作用,旋翼桨叶长度能够增加3.7英寸。Mistry等人研究了变直径旋翼和变转速旋翼对直升机性能的影响^[7],变转速旋翼与变直径旋翼结合起来比采用一种改变方式能获得更大的性能提升。Kang等人对中型通用直升机的巡航性能进行了分析并探究了几种旋翼变体技术^[8],这些旋翼变体概念均可用于提升直升机性能,从结论中可以看出,一些旋翼变体技术可获得比变直径旋翼更大的性能提升(大约3%),这似乎低估了旋翼变直径技术对直升机性能的提升作用。

本文主要研究通过改变旋翼直径来提升直升机性能。先将旋翼综合动力学模型与机身模型相耦合,采用前飞配平方法获得稳态时旋翼操纵量和机身姿态角,进而得到直升机需用功率。然后探究旋翼直径变化对提高直升机性能的影响。最后,探讨直升机起飞重量、飞行高度和前飞速度等参数对直升机性能的提升作用。

1 直升机建模

本文的直升机模型包括旋翼动力学综合模型、

机体模型和前飞配平模型。旋翼模型包含中等变形梁模型、桨叶绕铰链的刚性旋转、非线性准定常空气动力学模型以及Drees入流模型等。机体模型考虑了其所受气动力和力矩,将其与旋翼动力学综合模型相耦合,通过前飞配平求得稳态飞行时旋翼操纵量和机体姿态角,从而得到直升机需用功率。

1.1 弹性桨叶模型

旋翼桨叶一般由复合材料制造,采用中等变形复合材料梁模型来描述复合材料梁的非均匀和各向异性的特点^[9],该模型基于小应变和剖面有限转动的假设^[10]。根据Hamilton原理,应变能可以表示为

$$\delta U = \sum_{i=1}^n Q_i^E \delta q_i = \int_l [F_x \delta u'_e + F_y 2\delta \epsilon_{12} + F_z 2\delta \epsilon_{13} + M_x \delta \phi' + M_y \delta \kappa_x + M_z \delta \kappa_z] dl \quad (1)$$

式中: u_e, κ_x, κ_y 和 κ_z 为轴向弹性位移及桨叶剖面绕三坐标轴方向曲率; Q 为广义自由度 q 所对应的广义力,上标 E 代表应变能。对于细长柔性旋翼桨叶,通常剪切应变 ϵ_{12} 和 ϵ_{13} 可以忽略不计。弹性位移以及曲率为

$$u'_e = u' + \frac{1}{2}(v'^2 + w'^2) \quad (2)$$

$$\mathbf{\kappa} = \begin{pmatrix} \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \phi' \\ -\cos\theta w'' + \sin\theta v'' \\ \sin\theta w'' + \cos\theta v'' \end{pmatrix} \quad (3)$$

式中 θ 等于弹性扭转角加上预扭角。考虑拉伸和扭转的非线性耦合项,剖面载荷可以表示为

$$\begin{Bmatrix} F_x \\ M_x \\ M_y \\ M_z \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{uu} & S_{u\phi} + \frac{1}{2}\phi' S_{uu} k_P^2 & S_{uw} & S_{uw} \\ S_{\phi u} + \phi' S_{uu} k_P^2 & S_{\phi\phi} & S_{\phi w} & S_{\phi w} \\ S_{uw} & S_{w\phi} & S_{ww} & S_{ww} \\ S_{wu} & S_{w\phi} & S_{ww} & S_{ww} \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} u'_e \\ \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_z \end{Bmatrix} \quad (4)$$

式中: S 表示刚度; k_P 表示剖面惯性矩;刚度矩阵可以通过显式的表达式或梁剖面分析软件计算得出^[9,11-12]。

1.2 动能

采用基于广义力形式计算动能的方法用于描

述旋翼桨叶弹性变形和刚性转动间非线性耦合特性^[13-14]。对于无铰式旋翼,必须考虑旋翼桨叶绕变距铰的转动。在非旋转坐标系中,桨叶上的任意点的位置矢量为

$$\mathbf{R}^T = \begin{bmatrix} d_{of} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}^T + \mathbf{T}_{rs} + \begin{bmatrix} x+u \\ v \\ w \end{bmatrix}^T + \mathbf{T}_{pl} \mathbf{T}_{rs} + \begin{bmatrix} 0 \\ \eta \\ \zeta \end{bmatrix}^T + \mathbf{T} \mathbf{T}_{pl} \mathbf{T}_{rs} \quad (5)$$

式中: d_{of} 为桨毂中心到变距铰距离; x 为桨叶上任意点到变距铰位置; u, v, w 为桨叶上任意点位移; \mathbf{T}_{rs} 为从旋转坐标系到桨毂坐标系的转换矩阵; \mathbf{T}_{pl} 为从变距坐标系到旋转坐标系的转换矩阵; \mathbf{T} 为从桨叶变形后坐标系到未变形坐标系(变距坐标系)的转换矩阵^[14]。桨叶的动能变分为

$$\delta T = \sum_{i=1}^n \mathbf{Q}_i^T \delta q_i = \sum_{i=1}^n \int_l \int \int_A -\rho \dot{\mathbf{R}} \cdot \frac{\partial \mathbf{R}}{\partial q_i} dA dl \delta q_i \quad (6)$$

由动能产生的第 i 个广义力为

$$\mathbf{Q}_i^T = \int_l \int \int_A -\rho \dot{\mathbf{R}} \cdot \frac{\partial \mathbf{R}}{\partial q_i} dA dl \quad (7)$$

依照动能引起的切线质量、阻尼以及刚度矩阵的定义,这些矩阵可表示为

$$\mathbf{M}_{ij}^T = \frac{\partial \mathbf{Q}_i^T}{\partial \dot{q}_j} = - \int_l \int \int_A \rho \frac{\partial \mathbf{R}}{\partial q_j} \cdot \frac{\partial \mathbf{R}}{\partial q_i} dA dl \quad (8)$$

$$\mathbf{C}_{ij}^T = \frac{\partial \mathbf{Q}_i^T}{\partial q_j} = - \int_l \int \int_A 2\rho \frac{\partial \dot{\mathbf{R}}}{\partial q_j} \cdot \frac{\partial \mathbf{R}}{\partial q_i} dA dl \quad (9)$$

$$\mathbf{K}_{ij}^T = \frac{\partial \mathbf{Q}_i^T}{\partial q_j} = - \int_l \int \int_A \rho \left(\frac{\partial \dot{\mathbf{R}}}{\partial q_j} \cdot \frac{\partial \mathbf{R}}{\partial q_i} + \dot{\mathbf{R}} \cdot \frac{\partial^2 \mathbf{R}}{\partial q_i \partial q_j} \right) dA dl \quad (10)$$

1.3 气动力

桨轴上任意点相对当地气流的速度由飞行状

态和桨叶运动共同确定。采用非线性准定常气动力模型,翼型的升力、阻力和力矩系数根据迎角和来流通过查表来确定。桨盘平面上诱导速度利用 Drees 入流模型用来确定^[11],诱导分布如下

$$\lambda_i = \lambda_0 (1 + k_x \bar{r} \cos \psi + k_y \bar{r} \sin \psi) \quad (11)$$

其中系数为

$$k_x = \frac{4}{3} \left(\frac{1 - \cos \chi - 1.8 \mu^2}{\sin \chi} \right) \quad (12)$$

$$k_y = -2\mu \quad (13)$$

式中: λ_0 为动量理论预测的平均诱导速度; χ 为旋翼尾迹倾斜角; ψ 为桨叶方位角; μ 为旋翼前进比; \bar{r} 代表 r/R ; r 为径向坐标; R 为旋翼半径。

1.4 运动方程

根据 Hamilton 原理,基于广义力形式的非线性动力学隐式方程由桨叶的弹性势能、桨叶的动能以及气动力所组成的,运动方程为

$$\mathbf{Q}_i^F(\mathbf{q}) + \mathbf{Q}_i^T(\mathbf{q}, \dot{\mathbf{q}}, \ddot{\mathbf{q}}, t) + \mathbf{Q}_i^A(\mathbf{q}, \dot{\mathbf{q}}, t) = 0 \quad (14)$$

$i = 1, \dots, n$

旋翼周期响应用隐式 Newmark 积分法来计算^[15],这种无条件稳定的隐式算法允许使用较大的时间步长,该步长由选取的精度所决定。本文建模的详细描述和验证过程见参考文献[14,16]。

1.5 前飞配平

旋翼总距、纵横向周期变距以及 2 个机体姿态角是求解直升机 3 个力和 2 个力矩平衡方程的 5 个输入变量,如图 1 所示,输入控制向量为 $\mathbf{x} = \{\theta_0, \theta_{1c}, \theta_{1s}, \alpha_s, \phi_s\}^T$,目标向量为 $\mathbf{y} = \mathbf{0}$ 。平衡方程的无量纲化形式为

$$y_1 = C_T - C_W \quad (15)$$

$$y_2 = C_D + C_H - C_T \alpha_s \quad (16)$$

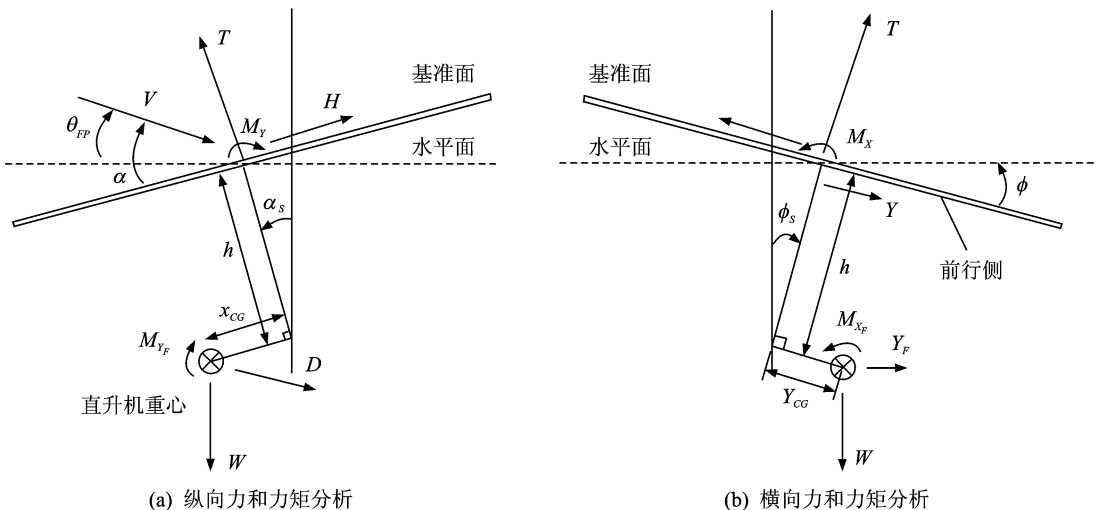


图 1 旋翼和机身上的力和力矩示意图

Fig. 1 Forces and moments on the rotor and fuselage

$$y_3 = C_Y + C_{Y_F} + C_T \phi_s \quad (17)$$

$$y_4 = C_{M_Y} + C_{M_{Y_F}} + C_W(\bar{h}\alpha_s - \bar{x}_{CG}) - \bar{h}C_D \quad (18)$$

$$y_5 = C_{M_X} + C_{M_{X_F}} + C_W(\bar{h}\phi_s - \bar{y}_{CG}) + \bar{h}C_{Y_F} \quad (19)$$

式中: C_T 为旋翼拉力系数; C_W 为重量系数; C_D 为机身阻力系数; C_H 为旋翼后向力系数; α_s 为机体纵向倾斜角, 机身低头为正; C_Y 为旋翼侧向力系数, 向右为正; C_{Y_F} 为机身侧向力系数, 包含尾桨侧向力; ϕ_s 为机体横向倾斜角, 右倾为正; C_{M_Y} 为旋翼俯仰力矩系数; $C_{M_{Y_F}}$ 为机身俯仰力矩系数; C_{M_X} 为旋翼滚转力矩系数; $C_{M_{X_F}}$ 为机身滚转力矩系数; \bar{h} 为桨毂中心到直升机重心垂向距离与旋翼半径的比值; \bar{x}_{CG} 和 \bar{y}_{CG} 为直升机重心分别到旋翼轴线纵向和横向的距离与旋翼半径的比值。当旋翼的周期性气动弹性响应收敛后, 将得到的旋翼桨毂力和力矩代入平衡方程, 从而求解出桨距操纵量和机体的姿态角, 用得到的数值重新计算旋翼的气动响应, 直至当旋翼响应和输入变量收敛时, 就可以得到旋翼所消耗的功率。

2 性能分析

旋翼变体技术可以改变旋翼的诱导功率和(或)型阻功率。在本文的研究中, 尾桨自动平衡主旋翼扭矩, 尾桨功率并未包含在直升机需用功率中。直升机需用功率包含旋翼诱导功率、旋翼型阻功率和整机废阻功率。

2.1 基准旋翼参数

采用4片桨叶的基准旋翼来研究旋翼变直径对直升机性能的提升。旋翼速度、旋翼半径、平均桨叶弦长和起飞重量与参考文献[17]所列基本一致, 样例直升机参数如表1所示。作为性能分析, 在机身模型中考虑气动阻力, 在以下的分析中 f/A (机身阻力等效面积与桨盘面积比) 取为 0.004。

表1 样例直升机参数

Tab.1 Rotor parameters

参数	数值
起飞重量/kg	2 000
旋翼半径最大值/m	5.5
叶片数	4
翼型	NACA 0012
桨叶预扭角/(°)	-12
桨叶弦长/m	0.35
旋翼转速/(r·min ⁻¹)	350
桨叶线密度/(kg·m ⁻¹)	4.2
桨叶挥舞刚度/(N·m ²)	2.1×10 ⁵
桨叶摆振刚度/(N·m ²)	7.1×10 ⁶
桨叶扭转刚度/(N·m ²)	3.5×10 ⁵

2.2 性能分析

为了阐明旋翼变直径技术在降低直升机需用功率中的作用, 将全长度直径的旋翼作为基准旋翼, 与不同直径的旋翼比较其性能的变化, 功率的减少比例定义为

$$\eta = \frac{P_v - P_c}{P_c} \quad (20)$$

式中: P_v 为直径变化旋翼对应的需用功率, P_c 为基准旋翼对应的需用功率, 负值意味着直升机需用功率的减少和性能的提升。

图2给出了起飞重量为1 500 kg、在海平面上飞行、直升机旋翼采用不同半径时, 旋翼总距随前飞速度的变化趋势。该图表明了旋翼总距随前飞速度变化总的趋势, 悬停时总距很大, 随着前飞速度的增大, 总距不断减小, 到一定速度时总距达到最小值, 之后速度继续增加, 总距也将增大。很明显, 随着旋翼半径的减小总距不断增加, 旋翼半径的减小使旋翼桨尖速度降低, 且用来产生旋翼拉力的桨叶面积减小, 为了保持整机的平衡, 旋翼必须通过增加总距来增大迎角保持升力。

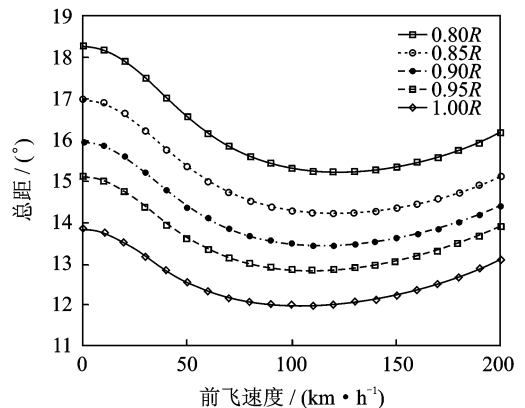


图2 不同半径的旋翼总距随前飞速度的变化趋势

Fig.2 Collective pitches with forward speed for different radius rotors

图3,4给出了旋翼纵向和横向周期变距随前飞速度的变化关系, 周期变距随着旋翼半径的减小而增大, 旋翼半径的减小带来旋翼前进比的增加, 这加重了前后行桨叶之间的气动力的不平衡, 从而导致了周期变距随着旋翼半径的减小而增加。

图5,6给出了不同旋翼半径时, 机体纵向和横向的倾斜角随飞行速度的变化趋势。从中可以很明显地看出, 随着旋翼半径的减小, 机体纵向和横向的倾斜角不断减小。旋翼周期变距的增加带来旋翼纵向和横向挥舞幅值的增加, 挥舞幅值的增加引发旋翼拉力更加倾斜, 从而导致旋翼拉力在纵向

和横向上的分力增加,为了整体上的平衡,机体纵向和横向的倾斜角度须减小。

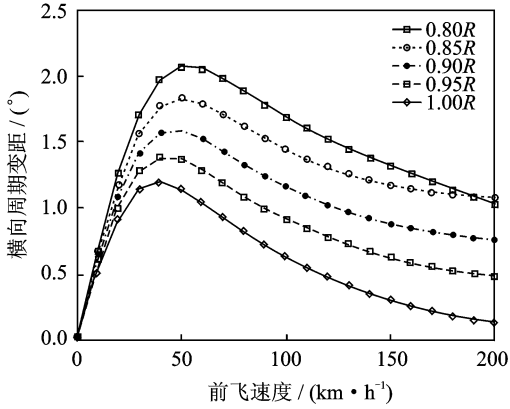


图3 不同半径旋翼横向往周期变距随前飞速度的变化趋势

Fig. 3 Lateral cyclic pitches with forward speed for different radius rotors

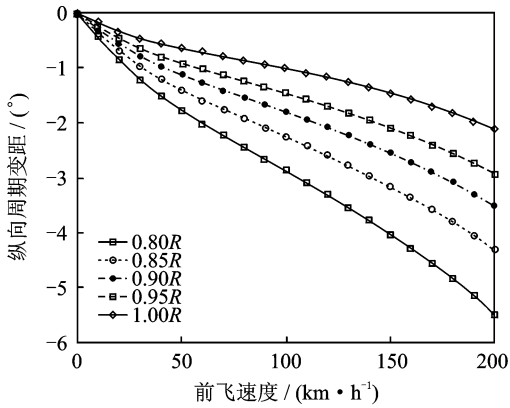


图4 不同半径旋翼纵向往周期变距随前飞速度的变化趋势

Fig. 4 Longitudinal cyclic pitches with forward speed for different radius rotor

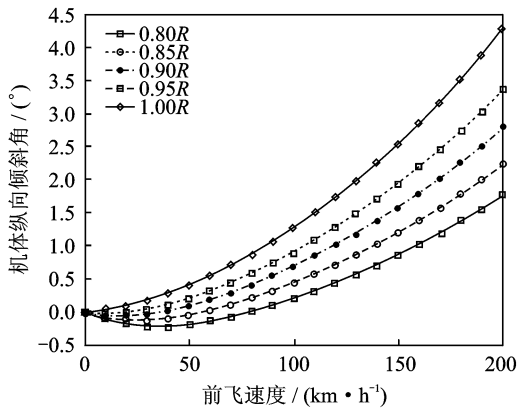


图5 不同半径旋翼的机体纵向倾斜角随前飞速度的变化趋势

Fig. 5 Longitudinal tilt of rotor shaft with forward speed for different radius rotors

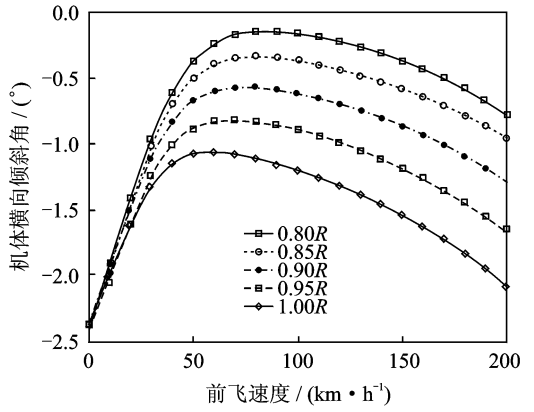


图6 不同半径旋翼的机体横向倾斜角随前飞速度的变化趋势

Fig. 6 Lateral tilt of rotor shaft with forward speed for different radius rotors

旋翼半径减小,旋翼的型阻功率降低,同时使旋翼诱导功率增加,所以直升机功率是否增加要看两部分叠加的结果。在悬停状态,旋翼的诱导功率一般要比旋翼型阻功率大很多,旋翼半径减小较大可能使直升机需用功率的增加。在高速前飞状态,旋翼型阻功率通常要比旋翼诱导功率大,减小旋翼半径可以降低高速飞行时直升机需用功率。减小旋翼半径的另外一个好处是降低了在高速飞行时旋翼桨尖速度,这意味着桨尖马赫数的降低,它可用于提高直升机最大前飞速度。

图7给出了不同旋翼半径时的直升机需用功率随前飞速度的变化趋势。随着前飞速度的增加,需用功率先减小,然后增加。很明显,旋翼半径的减小使直升机在中高速飞行时的需用功率降低,尤其是在高速飞行时。

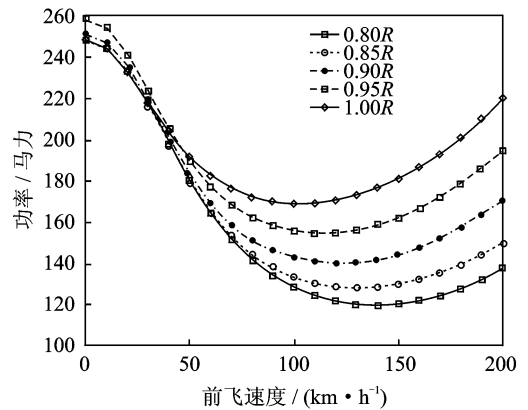


图7 旋翼功率随前飞速度的变化趋势

Fig. 7 Rotor power with forward speed

图8给出了不同旋翼半径时对应的功率减少比例随前飞速度的变化趋势。很显然,随着前飞速度

度的增加,旋翼需用功率降低,这意味着在高速飞行状态,减小旋翼半径是降低直升机需用功率的一种有效方法。当速度为 200 km/h,对应 0.95R, 0.90R, 0.85R 和 0.80R 时的功率减小比值分别为 11.5%, 22.6%, 32.0% 和 37.6%, 当旋翼半径依次递减 5% 时,功率的减小比值分别为 11.5%, 11.1%, 9.4% 和 5.6%, 这表明随着旋翼半径的不断减小,直升机性能的提升幅值越来越小。因此,没有必要使旋翼半径变化幅度过大。

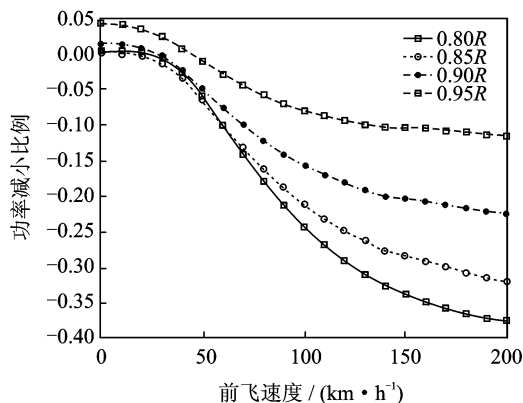


图8 旋翼功率减少比例随前飞速度的变化趋势

Fig. 8 Rotor power reduction ratios with forward speed

2.3 参数研究

图9给出不同起飞重量和旋翼半径时,直升机需用功率减少比值随前飞速度的变化趋势。在直升机悬停和低速前飞状态下,当起飞重量为 2 000 kg 时,直升机需用功率增加,当起飞重量为 1 500 kg 时,功率变化不大。很显然,直升机起飞重量对变直径旋翼提升直升机性能有重要影响。低速前飞时,直升机功率的减少比值比较小,在中高速飞行时,功率减小的幅度明显增大。当旋翼半

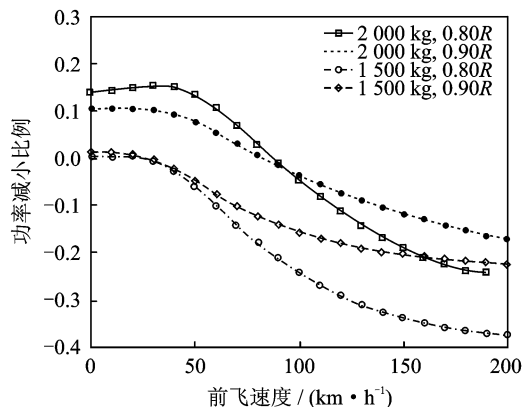


图9 不同重量的直升机功率减少比例随前飞速度的变化趋势

Fig. 9 Power reduction ratios with forward speed for different helicopter weight

径是基准尺寸的 80%, 前飞速度达到 200 km/h 时,桨叶气动弹性响应将开始发散,旋翼半径减小得太多将会使直升机无法提供足够的力和力矩来维持平衡。当速度为 200 km/h,当旋翼半径减为基准尺寸的 90% 时,需用功率减小 17.2%, 而当直升机重量为 1 500 kg 时,该值为 22.6%。由此可见,通过变旋翼直径来降低直升机功率时,直升机起飞重量越小,功率减小比值越大。

图10给出不同飞行高度时直升机功率减少比值随前飞速度的变化曲线,当旋翼半径为基准值的 90% 且直升机悬停时,随着飞行高度的增加,功率增加比例明显增加,这不利于直升机性能的提升。当直升机在低中速飞行时,随着高度的增加功率减小幅度降低。很明显,直升机最大前飞速度随着飞行高度的增加而增加。当直升机高速前飞时,减小旋翼半径能够显著改善直升机性能,不仅能降低直升机需用功率,也有利于提升直升机最大前飞速度。

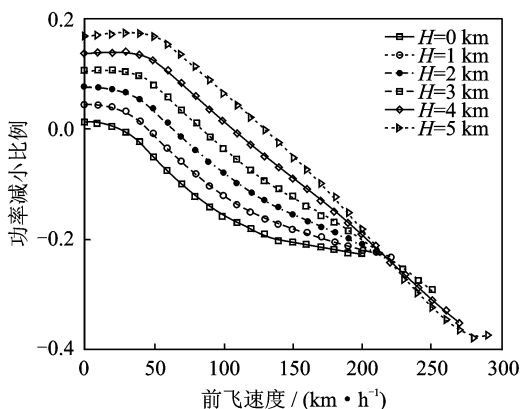


图10 不同飞行高度下功率减少比例随前飞速度的变化趋势

Fig. 10 Power reduction ratios with forward speed at different flight altitude

3 结论

为了研究通过改变旋翼直径来提升直升机性能,建立了基于广义力形式的系统动力学方程,旋翼模型包括中等变形复合材料梁模型、刚体转动动力学模型、准定常空气动力学模型和 Drees 入流模型,旋翼动力学模型与机体模型相耦合,以获得前飞配平时的稳态气动弹性响应。通过研究,得到了以下结论:

(1) 改变旋翼直径可显著地降低中高速飞行时直升机需用功率,尤其是高速飞行时。当直升机重量为 1 500 kg、前飞速度为 200 km/h、旋翼直径减小 20% 时,直升机需用功率可降低 37.6%。

(2)直升机起飞重量越小,通过减小旋翼直径来获得的直升机性能提升幅度会越大。

(3)对算例旋翼来讲,当直升机旋翼直径减小,直升机需用功率随前飞速度先增加后降低,在高速飞行时功率降低幅度增大显著。直升机飞行高度增加,旋翼直径减小,需用功率随前飞速度先增加后降低,功率的增加和降低幅度随高度增加而加大。

(4)随着直升机旋翼直径的减小,旋翼总距和周期变距都会增加,机体的纵向和横向倾斜角度将减小。

旋翼改变直径可用于提升直升机飞行性能,特别是在直升机高速前飞时。当然,旋翼变直径技术的实现关键在于设计并实现高效的桨叶直径变化驱动机构,并降低附加结构重量以及减轻对桨叶结构强度、刚度以及疲劳等特性的影响。总之,旋翼变直径技术将是一种可行且有前途的旋翼变体技术。

参考文献:

- [1] Leishman J G. Principles of helicopter aerodynamics [M]. 2nd ed. New York: Cambridge Univ Press, 2006.
- [2] Segel R M, Fradenburgh E A. Development of the TRAC variable diameter rotor concept[C]//AIAA/AHS VTOL Research, Design, and Operations Meeting, Georgia: Georgia Institute of Technology, 1969.
- [3] Scott M W. Summary of technology needs for high speed rotorcraft study [R]. AIAA-91-2148-CP, 1991.
- [4] Fradenburgh E A, Matuska D G. Advancing tiltrotor state-of-the-art with variable diameter rotors[C]//48th Annual Forum Proceedings of the American Helicopter Society. Washington: [s. n.], 1992: 1115-1136.
- [5] Davis S J, Moffitt R, Quackenbush T R, et al. Aerodynamic design optimization of a variable diameter tilt rotor[C]//51st Annual Forum Proceedings of the American Helicopter Society. Fort Wroth: [s. n.], 1995:101-111.
- [6] Prabhakar T, Gandhi F, Steiner J, et al. A centrifugal force actuated variable span morphing helicopter rotor[C]//63rd Annual Forum Proceedings of the American Helicopter Society, Virginia Beach: [s. n.], 2007:163-177.
- [7] Mistry M, Gandhi F. Performance improvement with variable rotor span and RPM[C]//66th Annual Forum Proceedings of the American Helicopter Society. Phoenix: [s. n.], 2010:1961-1980.
- [8] Kang H, Saberi H, Gandhli F. Dynamic blade shape for improved helicopter rotor performance[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2010,55(3): 0320081-03200811.
- [9] Johnson W. Rotorcraft dynamics models for a comprehensive analysis[C]//Helicopter Society 54th Annual Forum. Washington:[s. n.], 1998:1184-1206.
- [10] Hodges D H, Dowell E H. Nonlinear equations of motion for the elastic bending and torsion of twisted non-uniform Blades[R]. NASA TN D-7818, Washington:[s. n.], 1974.
- [11] Cesnik C E S, Hodges D H. VABS: a new concept for composite rotor blade cross-sectional modeling [J]. Journal of the American Helicopter Society, 1997,42(1):27-38.
- [12] Yu W, Volovoi V V, Hodges D H, et al. Validation of the variational asymptotic beam sectional analysis (VABS) [C]//42nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Seattle:[s. n.], 2001:2105-2113.
- [13] Zheng Z C, Ren G, Cheng Y M. Aeroelastic response of a coupled rotor/fuselage system in hovering and forward flight[J]. Archive of Applied Mechanics, 1999,69(1):68-82.
- [14] Han D, Wang H W, Gao Z. Aeroelastic analysis of a shipboard helicopter rotor with ship motions during engagement and disengagement operations[J]. Aerospace Science and Technology, 2012,16(1):1-9.
- [15] Owen D R J, Hinton E. Finite elements in plasticity: theory and practice[M]. Swansea Wales: Pineridge Press, 1980:431-436.
- [16] Han D, Smith E C. Lagwise loads analysis of a rotor blade with an embedded chordwise absorber [J]. Journal of Aircraft, 2009,46(4):1280-1290.
- [17] Karem A E. Optimum speed rotor [P]. US, 6007298, 1999.