

旋翼变体技术对直升机性能的提升

韩 东, 林长亮, 李建波

(南京航空航天大学 航空宇航学院

直升机旋翼动力学国家级重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 为研究旋翼变体技术对直升机性能的提升作用, 先建立旋翼模型, 然后耦合机体模型, 从而建立直升机需用功率计算模型. 主要对比了几种不同旋翼变体技术, 包括旋翼变直径、旋翼变转速、桨叶变弦长和桨叶变负扭转角在不同飞行状态时对直升机需用功率的影响. 前飞速度为 130 km/h 时, 10% 旋翼转速减小、10% 旋翼直径减小、10% 桨叶弦长减小和桨叶负扭转角由 -12° 变为 -6° 时, 需用功率分别降低了 15.7%, 14.6%, 5.8% 和 3.1%; 前飞速度为 250 km/h 时, 10% 旋翼转速减小和 10% 旋翼直径减小可分别降低 14.5% 和 23.9% 需用功率. 结果表明, 旋翼变转速明显优于桨叶变弦长和桨叶变负扭转角所取得的性能提升, 高速前飞时旋翼变直径降低的需用功率大于旋翼变转速技术.

关 键 词: 直升机; 旋翼; 变体技术; 功率; 配平

中图分类号: V211.52

文献标志码: A

Helicopter performance improvement by rotor morphing technologies

HAN Dong, LIN Chang-liang, LI Jian-bo

(National Key Laboratory of Rotorcraft Aeromechanics,

College of Aerospace Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: To investigate the effect of rotor morphing technologies on helicopter performance improvement, a rotor model was derived. A fuselage model was coupled with this rotor model to establish the computational model of helicopter power. Several rotor morphing technologies, including varying rotor diameter, varying rotor speed, varying blade chord length and varying blade twist angle, were compared to investigate the influence on the helicopter power at different flight states. At the forward speed of 130 km/h, 10% reduction of the rotor speed, 10% reduction of the rotor diameter, 10% reduction of the blade chord length and the blade twist angle variation from -12° to -6° , the power can reduce by 15.7%, 14.6%, 5.8% and 3.1%, respectively. At the forward speed of 250 km/h, 10% reduction of the rotor speed and 10% reduction of the rotor diameter, can reduce the power by 14.5% and 23.9%, respectively. The results indicate varying rotor speed can achieve better performance improvement than varying blade chord length or varying blade twist angle. In high forward speed, varying rotor diameter can achieve better rotor power saving than varying rotor speed.

Key words: helicopter; rotor; morphing technology; power; trim

收稿日期: 2013-05-28

基金项目: 航空科学基金(2011ZA52004); 中央高校基本科研业务费专项资金(NS2012003);

国家自然科学基金(11202097); 江苏高校优势学科建设工程

作者简介: 韩东(1979—), 男, 湖北武汉人, 副教授, 博士, 主要从事旋翼动力学及其控制研究.

直升机由于具有独特的垂直起降及良好的低速和机动特性而用途广泛。如何提升直升机航时、航程、速度和升限等性能指标一直是直升机界的一个难题。许多早期的想法受限于当时的科学技术水平而没有实现,随着科学技术的不断进步,这些想法逐渐成为现实。比如,倾转旋翼机就是其中一个较好的例子,为了兼顾良好的前飞性能,倾转旋翼机桨盘载荷较大,悬停性能较差。因此,如何保持直升机固有的良好悬停及低速性能,同时又能兼顾其他性能指标,就成为直升机领域研究的难点和热点问题之一。

旋翼变体技术根据直升机飞行状态的变化,比如起飞质量、前飞速度和飞行高度等,改变桨叶负扭转角(以下简称负扭)、桨叶弦长、旋翼直径和旋翼转速等参数,以提升直升机的性能。从 20 世纪 60 年代末开始,研究人员开始将旋翼变直径技术应用于倾转旋翼机上,以兼顾其前飞和悬停性能^[1-5]。Prabhakar 和 Gandhi 等人提出了利用旋翼离心力驱动弹性元件以增加旋翼直径的方法^[5]。Mistry 和 Gandhi 研究了旋翼变转速和旋翼变直径对直升机性能的提升作用,研究表明同时采用旋翼变转速和旋翼变直径的方式提升直升机性能比采用单一方式好^[6]。旋翼变转速技术已经在多个旋翼飞行器上采用,比如 XV-15、V-22、A160、X2 和 NASA 研究的下一代重型运输旋翼飞行器^[7-14]。多位学者的研究表明通过降低旋翼转速可以明显降低直升机需用功率,是一种非常有效的提升直升机性能的旋翼变体技术^[15-16]。改变桨叶弦长以提升直升机性能也是近些年提出的概念,通过改变桨叶弦长的办法可用于提升直升机性能,研究表明此方法可以提升直升机最大前飞速度、飞行高度和起飞质量等性能指标^[17-18]。加大桨叶负扭可提升直升机悬停性能,但又会降低直升机前飞性能,为兼顾悬停和前飞性能,研究人员开展了桨叶主动负扭技术研究^[19-20],研究工作主要集中在使桨叶能产生足够大的负扭以尽量提升直升机性能。Kang 等人对比研究了几种旋翼变体技术对直升机性能的影响^[21],研究表明旋翼变体技术可明显提升直升机巡航时性能,当然不同方式提升的幅度不尽相同。国内对直升机旋翼变体技术的研究较少。

旋翼变体技术较多,如能较大幅度地提升直升机性能,同时又能减少自身参数的变化范围,这样有利于旋翼变体技术的实现。因而,如何选择较好的旋翼变体方式,以较大幅度地提升直升机性

能是本文研究的重点。为研究旋翼变体技术对直升机性能的提升作用,本文将旋翼模型与机体模型相耦合,以求得稳态飞行时的直升机需用功率,重点对比旋翼直径、旋翼转速、桨叶弦长和桨叶负扭变化对直升机需用功率的影响,进而分析各旋翼变体技术对直升机性能的提升程度,寻找较优的旋翼变体技术,从而为选择合适的旋翼变体技术以提升直升机性能打下坚实的理论基础。

1 直升机需用功率计算模型

直升机需用功率计算模型主要包括两部分:旋翼模型和机体模型。旋翼模型包括桨叶结构模型、桨叶运动学模型、桨叶气动模型和旋翼诱导速度模型等。

由中等变形梁模型^[22],桨叶应变能 U 的变分为

$$\delta U = \sum_{i=1}^n Q_i \delta q_i = \int_l (F_x \delta u'_e + M_x \delta \kappa_x + M_y \delta \kappa_y + M_z \delta \kappa_z) dl \quad (1)$$

式中 u_e, κ_x, κ_y 和 κ_z 为轴向弹性位移及桨叶剖面绕 3 个坐标轴方向曲率, Q 为广义自由度 q 所对应的广义力, n 为系统广义自由度数,上标 e 代表应变能, F_x 表示轴向力, M_x, M_y, M_z 表示 3 个坐标轴方向的力矩。桨叶剖面载荷按如下关系计算:

$$\begin{bmatrix} F_x \\ M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{uu} & S_{u\phi} & S_{uw} & S_{uv} \\ S_{\phi u} & S_{\phi\phi} & S_{\phi w} & S_{\phi v} \\ S_{wu} & S_{w\phi} & S_{ww} & S_{wv} \\ S_{vu} & S_{v\phi} & S_{vw} & S_{vv} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u'_e \\ \kappa_x \\ \kappa_y \\ \kappa_z \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中各符号的含义及表达式见文献^[22]。

根据桨叶变形前后关系,桨轴上任意点变形后位置矢量 $\mathbf{R}_0$ 与变形前坐标 $[x \ \eta \ \zeta]^T$ 有如下关系:

$$\begin{bmatrix} \mathbf{R}_0 \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{C} & x+u \\ & v \\ & w \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ \eta \\ \zeta \\ 1 \end{bmatrix} = \mathbf{T}_0 \begin{bmatrix} \mathbf{r}_0 \\ 1 \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中 $\mathbf{C}$ 表示桨叶变形后坐标系到变形前坐标系转换矩阵, u, v 和 w 分别为该点 3 个方向位移。由于直升机动力学研究中涉及多个转动及平动坐标系之间转换,本文按如下方式统一处理坐标系间转换关系。任意矢量 $\mathbf{r}$ 绕矢量 $\mathbf{v}$ 旋转角度 θ 并平动 $\mathbf{d}$ 后,如图 1 所示,所得矢量 $\mathbf{R}$ 为

$$\mathbf{R} = \mathbf{d} + \mathbf{A}\mathbf{r} \quad (4)$$

引入 4×4 转换矩阵 $\mathbf{T}_{4 \times 4}$, 上述表达式可表示为

$$\begin{bmatrix} \mathbf{R} \\ 1 \end{bmatrix} = \mathbf{T}_{4 \times 4} \begin{bmatrix} \mathbf{r} \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{A} & \mathbf{d} \\ \mathbf{0}_{3 \times 1}^T & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{r} \\ 1 \end{bmatrix} \quad (5)$$

矢量 $\mathbf{v}$ 和转换矩阵 $\mathbf{A}$ 可表示为

$$\mathbf{v} = [v_1 \quad v_2 \quad v_3]^T \quad (6)$$

$$\mathbf{A} = \mathbf{I} + \tilde{\mathbf{v}} \sin \theta + \tilde{\mathbf{v}}^2 (1 - \cos \theta) \quad (7)$$

其中 $\tilde{\mathbf{v}}$ 为

$$\tilde{\mathbf{v}} = \begin{bmatrix} 0 & -v_3 & v_2 \\ v_3 & 0 & -v_1 \\ -v_2 & v_1 & 0 \end{bmatrix} \quad (8)$$

如涉及多个坐标转换可进行多次上述坐标转换,最终可得桨轴上任意点的位置矢量 $\mathbf{R}$ 在惯性坐标系中的表达式. 如桨叶绕桨轴、挥舞铰、摆振铰和变距铰转换矩阵依次为 $\mathbf{T}_s, \mathbf{T}_f, \mathbf{T}_l$ 和 $\mathbf{T}_t$, 那么桨轴上任意点按上述坐标变换后的坐标可表示为

$$\begin{bmatrix} \mathbf{R} \\ 1 \end{bmatrix} = \mathbf{T}_s \mathbf{T}_f \mathbf{T}_l \mathbf{T}_t \begin{bmatrix} \mathbf{r}_0 \\ 1 \end{bmatrix} \quad (9)$$

由文献[23]中桨叶动能变分表达式,可得桨叶动能变分

$$\delta T = \sum_{i=1}^n \mathbf{Q}_i^k \delta q_i = \sum_{i=1}^n \left(\iint_A -\rho \ddot{\mathbf{R}} \cdot \frac{\partial \mathbf{R}}{\partial q_i} dAdl \right) \delta q_i \quad (10)$$

式中 ρ 为桨叶密度, A 为桨叶剖面面积, l 为桨叶长度. 动能产生的切线质量、阻尼和刚度为

$$\mathbf{M}_{ij}^t = \frac{\partial \mathbf{Q}_i^k}{\partial \dot{q}_j} = - \iint_A \rho \frac{\partial \mathbf{R}}{\partial q_j} \cdot \frac{\partial \mathbf{R}}{\partial q_i} dAdl \quad (11)$$

$$\mathbf{C}_{ij}^t = \frac{\partial \mathbf{Q}_i^k}{\partial \dot{q}_j} = - \iint_A \rho \frac{\partial \dot{\mathbf{R}}}{\partial q_j} \cdot \frac{\partial \mathbf{R}}{\partial q_i} dAdl \quad (12)$$

$$\mathbf{K}_{ij}^t = \frac{\partial \mathbf{Q}_i^k}{\partial q_j} = - \iint_A \rho \left[\frac{\partial \ddot{\mathbf{R}}}{\partial q_j} \cdot \frac{\partial \mathbf{R}}{\partial q_i} + \ddot{\mathbf{R}} \cdot \frac{\partial^2 \mathbf{R}}{\partial q_i \partial q_j} \right] dAdl \quad (13)$$

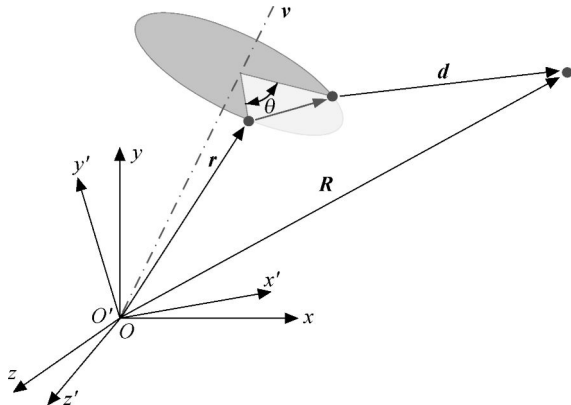


图1 坐标系转换示意图

Fig. 1 Sketch of coordinate frames for transformation

由桨轴上任意点的位置矢量可得到该点在惯性坐标系下的速度,根据旋翼来流可得该点相对当地气流的速度分量以及当地马赫数和桨叶剖面迎角,由桨叶剖面迎角及当地马赫数查表可得翼型剖面气动力和力矩系数,进而由非线性准定常气动模型得到气动力做功的变分

$$\delta W = \sum_{i=1}^n \mathbf{Q}_i^a \delta q_i = \int_l \left[\mathbf{F}_a \cdot \frac{\partial \mathbf{R}}{\partial q_i} + \mathbf{M}_a \cdot \frac{\partial \mathbf{a}_a}{\partial q_i} \right] \delta q_i dl \quad (14)$$

式中 $\mathbf{Q}_i^a$ 为气动引起的广义力, $\mathbf{F}_a$ 为气动力矢量, $\mathbf{M}_a$ 为气动力矩矢量, $\mathbf{a}_a$ 为翼型剖面转角矢量,均定义在惯性坐标系中. 为描述旋翼诱导速度随前飞速度变化,旋翼入流采用 Drees 入流模型,旋翼桨盘上方诱导速度分布为

$$\lambda_i = \lambda_0 (1 + k_x r \cos \psi + k_y r \sin \psi) \quad (15)$$

其中

$$k_x = \frac{4}{3} \left(\frac{1 - \cos \chi - 1.8 \mu^2}{\sin \chi} \right) \quad (16)$$

$$k_y = -2\mu \quad (17)$$

式中 λ_0 是动量理论给出的均匀入流值, χ 是旋翼尾迹倾斜角, μ 为前进比, r 为径向坐标, ψ 为方位角.

根据 Hamilton 原理,考虑旋翼结构、运动、气动和控制等方面的强非线性影响,建立基于广义力形式的动力学非线性隐式方程

$$\mathbf{Q}_i^e(\mathbf{q}) + \mathbf{Q}_i^e(\mathbf{q}, \dot{\mathbf{q}}, \ddot{\mathbf{q}}) + \mathbf{Q}_i^e(\mathbf{q}, \dot{\mathbf{q}}, t) = 0 \quad (18)$$

$i = 1, \dots, n$

该建模方法及其验证见文献[24-25].

机体模型主要考虑机体所受到的气动力和气动力矩,以体现前飞时机体模型对机身废阻功率和配平的影响. 直升机前飞时的力和力矩如图2所示. 由旋翼模型计算出旋翼桨毂力和力矩,再将桨毂力和力矩代入直升机整机的平衡方程

$$C_t - C_w = 0 \quad (19)$$

$$C_d + C_h - C_t \alpha_s = 0 \quad (20)$$

$$C_Y + C_{Y_f} + C_t \phi_s = 0 \quad (21)$$

$$C_{M_Y} + C_{M_{Y_f}} + C_w (\bar{h} \alpha_s - \bar{x}_{cg}) - \bar{h} C_d = 0 \quad (22)$$

$$C_{M_X} + C_{M_{X_f}} + C_w (\bar{h} \phi_s - \bar{y}_{cg}) + \bar{h} C_{Y_f} = 0 \quad (23)$$

式中 C_t 为旋翼拉力系数; C_w 为质量系数; C_d 为

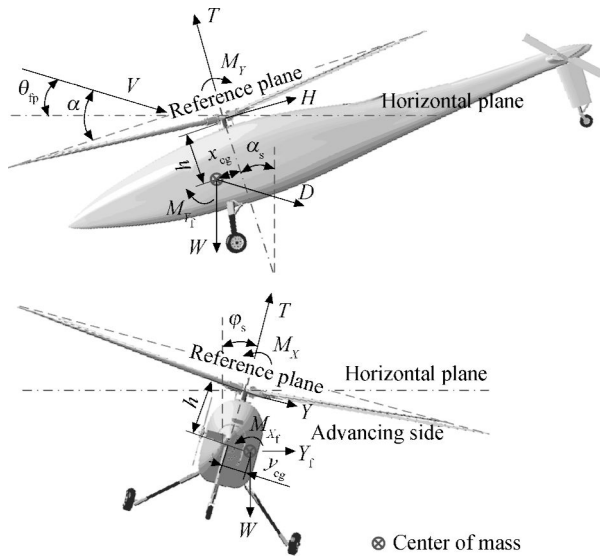


图 2 直升机前飞时的力和力矩

Fig. 2 Forces and moments of helicopter forward

机身阻力系数; C_h 为旋翼后向力系数; α_s 为桨轴纵向倾斜角, 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 为桨轴横向倾斜角, 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质心垂向距离与旋翼半径的比值; $\bar{x}_{cg}$ 和 $\bar{y}_{cg}$ 为直升机质心分别到旋翼轴线纵向和横向的距离与旋翼半径的比值, 如图 2 所示. 图中 T 为旋翼拉力, W 为直升机重力, D 为机身阻力, H 为旋翼后向力, Y 为旋翼侧向力, Y_f 为机身侧向力, M_Y 为旋翼俯仰力矩, M_{Y_f} 为机身俯仰力矩, M_X 为旋翼滚转力矩, M_{X_f} 为机身滚转力矩, h 为桨毂中心到直升机质心垂向距离, x_{cg} 和 y_{cg} 为直升机质心分别到旋翼轴线纵向和横向的距离, V 为直升机前飞速度. 由整机平衡方程可求解出机身姿态角和旋翼操纵量, 将这些量再回带到旋翼模型中, 这样不断地迭代直至收敛, 就可得到各个状态量, 从而得到旋翼的需用功率. 尾桨拉力自动平衡旋翼的反扭矩.

2 样例直升机参数

为有效地研究旋翼变体技术对直升机性能的提升作用, 本文采用的样例直升机以 A160 长航时无人直升机为参考, 表 1 列出了样例直升机参数. 在本文计算中, 假定机身只受气动阻力的影响, 不考虑机身其他力和力矩影响. 机身气动阻力系数取为较小值 0.004.

表 1 样例直升机参数

Table 1 Parameters of sample helicopter

参数	数值
直升机质量/kg	2000
旋翼转速/(r/min)	350
旋翼直径/m	11.0
桨叶片数	4
翼型	NACA0012
桨叶负扭/(°)	-12
桨叶弦长/m	0.35
桨叶质量/kg	23.1
桨叶挥舞刚度/ 10^5 (kg · m ²)	2.2
桨叶摆振刚度/ 10^5 (kg · m ²)	7.45
桨叶扭转刚度/ 10^5 (kg · m ²)	3.0

3 不同前飞速度时需用功率对比

当直升机的起飞质量、旋翼几何参数及旋翼转速给定时, 在一定飞行高度上, 直升机需用功率主要由旋翼诱导功率、旋翼型阻功率和机身废阻功率组成, 当然还包括尾桨需用功率和传动损失等. 本文主要对比飞行过程中直升机的需用功率, 包括旋翼诱导功率、旋翼型阻功率和机身废阻功率 3 部分.

图 3 给出了样例直升机在飞行高度为 0 km、起飞质量为 2000 kg、不同旋翼直径 (取原始直径的 100%, 90% 和 80%, 图中 R 为原始半径) 时, 需用功率随前飞速度的变化. 整个需用功率曲线呈“马鞍形”. 悬停时, 旋翼直径减小到 90%, 需用功率减小; 旋翼直径减小到 80% 后, 需用功率反而增加. 旋翼直径降到 80%, 前飞速度大于 200 km/h 时, 无法配平. 前飞速度为 250 km/h 时, 旋翼直径减少 10%, 需用功率减少 23.9%. 旋翼直径减小, 桨盘载荷增加, 旋翼诱导速度增大, 旋翼诱导功率增加, 由于旋翼桨尖速度增大, 旋翼型阻功率增加, 旋翼整个需用功率的增减由两者的合效应决定. 因而, 悬停时较大旋翼直径较为有利. 随着前飞速度增加, 效果越来越弱, 高速飞行时, 较小旋翼直径可明显降低需用功率. 旋翼直径减小, 桨尖速度降低, 有利于提高直升机最大前飞速度. 旋翼直径减小 20%, 旋翼拉力系数将增加 107.4%, 很明显, 减小旋翼直径将明显降低旋翼的承载能力, 对高速飞行时直升机最大前飞速度有所限制.

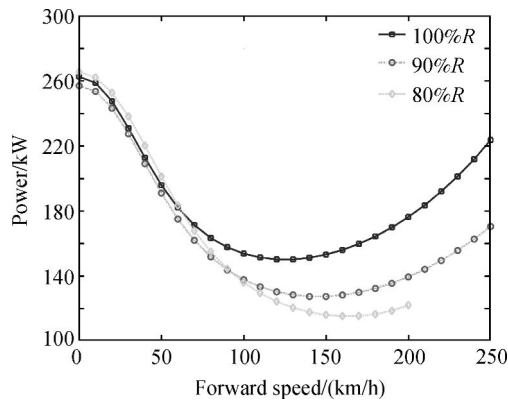


图3 旋翼变直径直升机需用功率随前飞速度的变化
Fig. 3 Helicopter power with varying rotor diameter vs. forward speed

图4给出了样例直升机在飞行高度为0 km、起飞质量为2000 kg、不同旋翼转速(取原始转速 Ω 的100%,90%和80%)时,需用功率随前飞速度的变化.从整个需用功率曲线可看出,减少旋翼转速可明显降低整个速度范围内需用功率,尤其是经济速度附近的需用功率,较为有利地提升直升机航时和航程等性能指标.前飞速度为250 km/h时,旋翼转速减少10%,需用功率降低14.5%,小于旋翼直径减少10%所带来的需用功率降低(降低23.9%).降低旋翼转速,减小了旋翼桨尖速度,并未改变桨盘载荷,对旋翼诱导功率和机身废阻功率影响不大,但可明显降低旋翼型阻功率.

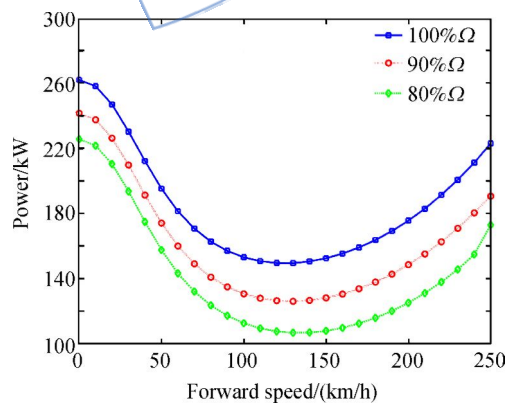


图4 旋翼变转速直升机需用功率随前飞速度的变化
Fig. 4 Helicopter power with varying rotor speed vs. forward speed

图5给出了样例直升机在飞行高度为0 km、起飞质量为2000 kg、不同桨叶弦长时(取原始弦长 c 的100%,90%和80%),需用功率随前飞速度的变化.类似于变转速旋翼,改变桨叶弦长可以

在整个速度范围内减小需用功率.前飞速度为250 km/h时,桨叶弦长减少10%,需用功率降低6.3%,明显小于变转速或者变直径旋翼在此速度时的需用功率降低.改变桨叶弦长所带来的需用功率降低较为有限,相比而言,改变旋翼转速更为有效.

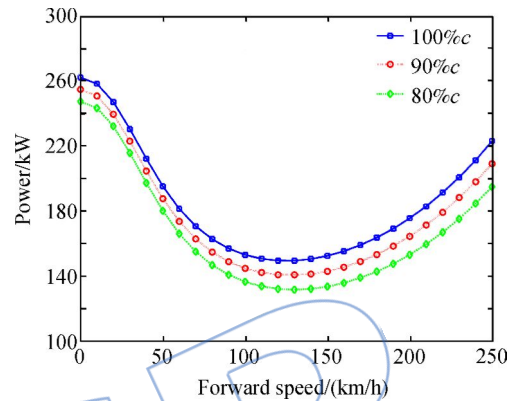


图5 桨叶变弦长直升机需用功率随前飞速度的变化
Fig. 5 Helicopter power with varying blade chord length vs. forward speed

图6给出了样例直升机在飞行高度为0 km、起飞质量为2000 kg、不同桨叶负扭时(-12° , -6° 和 0°),需用功率随前飞速度的变化.减小桨叶负扭导致悬停时需用功率有所增加,但增加幅度有限.当前飞速度增加到250 km/h时,需用功率反而降低9.1%.因而可知,减小桨叶负扭将导致直升机悬停性能降低,同时会提升直升机的前飞性能,但效果较为有限.与旋翼变转速和旋翼变直径相比,桨叶变负扭对需用功率的影响较为有限.

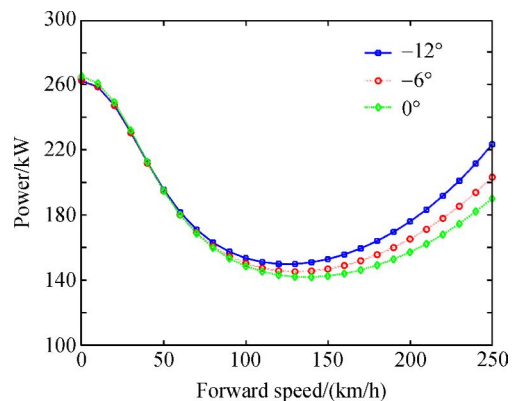


图6 桨叶变负扭直升机需用功率随前飞速度的变化
Fig. 6 Helicopter power with varying blade twist angle vs. forward speed

通过以上各图的研究,可以看出,减少旋翼转速和桨叶弦长可以降低整个速度范围内的需用功率,改变旋翼转速更为有效;改变旋翼直径,在低速和高速时呈现不同的特性,可大幅降低高速前飞时需用功率;改变桨叶负扭与改变旋翼直径类似,悬停和前飞时特性不尽相同.从需用功率改变的幅度可以看出,旋翼变直径或变转速对需用功率的提升更为有效,将是较为有前途的旋翼变体技术.

4 需用功率提升对比

旋翼变体技术适用于直升机飞行状态变化较大情况,如飞行状态变化太小,所取得的直升机性能提升将难以弥补旋翼变体技术所带来的对质量、强度、制造等方面的副作用.因此,需根据直升机的飞行状态(起飞质量、前飞速度和飞行高度)变化,对各旋翼变体技术所取得的直升机性能提升进行探讨,以选择较优的旋翼变体技术.

在飞行高度为0 km、起飞质量为1500 kg时,各旋翼变体技术对应直升机功率比随前飞速度变化对比如图7所示.功率比(power ratio)定义为采用变体技术后的直升机需用功率与未采用变体技术时的直升机需用功率比值.非常明显, -12° 的桨叶负扭 θ_{tw} 减少会导致悬停及低速时的需用功率增加,而旋翼转速或者桨叶弦长的减少仍然在全局范围内使需用功率降低.桨叶变弦长和桨叶变负扭在全局范围内取得的需用功率降低较为有限.降低旋翼转速可大幅降低需用功率,10%的减少量可带来约18%中等前飞速度时的需用功率降低.旋翼变直径技术在高速时效果明显,所取

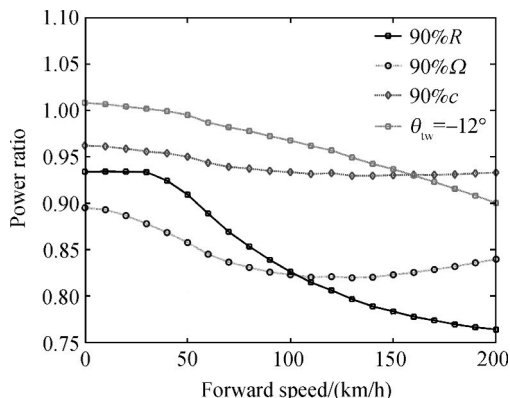


图7 不同变体技术直升机功率比随前飞速度变化对比(不同起飞质量)

Fig. 7 Comparison of helicopter power ratio vs. forward speed for different morphing technologies (different takeoff masses)

得的需用功率降低明显大于其他几种方式,适用于高速前飞.因而,旋翼变直径和旋翼变转速是两种较为有效的变体技术,如结合两者的优点,可达到全局范围内更优的直升机性能提升.

随着直升机飞行高度的增加,大气密度变化较大,对直升机需用功率影响较大.直升机飞行高度由0 km增加到4 km,大气密度下降33.1%,而旋翼拉力系数则增加49.5%,直升机飞行状态变化较大,为旋翼变体技术的应用提供了广阔的应用空间.图8给出在飞行高度为4 km、起飞质量为1500 kg时功率比随前飞速度变化对比.从图中可以明显看出,各变体技术所取得的功率比变化趋势与图7基本类似.桨叶变负扭和桨叶变弦长的影响进一步减弱,对直升机性能的提升作用降低.旋翼变转速仍在全局范围内降低需用功率,但是效果有所减弱.旋翼变直径对需用功率降低的影响不同,在悬停和低速时,反而使得需用功率增加,但随着前飞速度的增加,需用功率降低的效果持续增加,高速时,需用功率降低效果明显高于低速时情况.由此可见,飞行状态的改变为旋翼变体技术的应用提供了广阔的空间,旋翼变转速技术适宜于全局范围内需用功率降低,而旋翼变直径在直升机高速飞行时提升性能的效果非常明显.

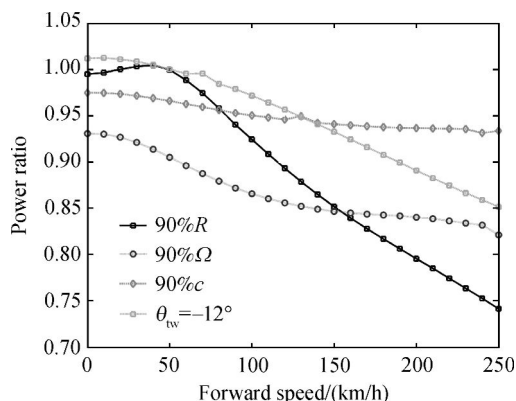


图8 不同变体技术直升机功率比随前飞速度变化对比(不同飞行高度)

Fig. 8 Comparison of helicopter power ratio vs. forward speed for different morphing technologies (different flight altitudes)

5 结论

为研究旋翼变体技术对直升机性能的提升作用,本文以旋翼模型耦合机体模型为分析手段,对比了旋翼变直径、旋翼变转速、桨叶变弦长、桨叶

变负扭对直升机性能的提升作用,并讨论了直升机起飞质量、前飞速度和飞行高度对需用功率降低的影响。高速前飞时,旋翼变直径可大幅降低直升机需用功率。旋翼变转速和桨叶变弦长在所研究速度范围内能提升直升机性能,90%旋翼变转速所取得的需用功率降低明显优于90%桨叶变弦长所取得的需用功率降低。桨叶变负扭对需用功率的降低效果有限。不同起飞质量和飞行高度时,旋翼变体技术对功率比影响的对比分析表明,旋翼变转速明显优于桨叶变弦长或桨叶变负扭所取得的性能提升,高速时旋翼变直径降低的需用功率大于旋翼变转速技术。

总之,旋翼变体技术可用于提高直升机的性能指标,旋翼变直径或者旋翼变转速对需用功率影响较大,将是较为有前途的直升机旋翼变体技术。

参考文献:

- [1] Segel R M, Fradenburgh E A. Development of the TRAC variable diameter rotor concept[R]. AIAA 69-221, 1969.
- [2] Sott M W. Summary of technology needs for high speed rotorcraft study[R]. AIAA 91-2148-CP, 1991.
- [3] Fradenburgh E A, Matuska D G. Advancing tiltrotor state-of-the-art with variable diameter rotors[R]. Washington: 48th Annual Forum of the American Helicopter Society, 1992.
- [4] Davis S J, Moffitt R, Quackenbush T R, et al. Aerodynamic design optimization of a variable diameter tilt rotor[R]. Fort Worth: 51st Annual Forum of the American Helicopter Society, 1995.
- [5] Prabhakar T, Gandhi F, Steiner J, et al. A centrifugal force actuated variable span morphing helicopter rotor[R]. Beach: 63rd Annual Forum of the American Helicopter Society, 2007.
- [6] Mistry M, Gandhi F. Performance improvement with variable rotor span and RPM[R]. Phoenix: 66th Annual Forum of the American Helicopter Society, 2010.
- [7] Maisel M D, Giulianetti D, Dugan D. The history of the XV-15 tilt rotor research aircraft: from concept to flight[R]. NASA SP-2000-4517, 2000.
- [8] Karem A E. Optimum speed rotor: US, 6007298[P]. 1999-12-28.
- [9] Karem A E. Optimum speed tiltrotor: US, 6641365[P]. 2003-11-04.
- [10] Johnson W, Yamauchi G K. NASA heavy lift rotorcraft systems investigations[R]. NASA TP-2005-213467, 2005.
- [11] Germanowski P J, Stille B L, Strauss M P. Technology assessment for large vertical-lift transport tiltrotors[R]. NASA CR-2010-216484, 2010.
- [12] Diottavio J, Friedmann D. Operational benefits of an optimal widely variable speed rotor[R]. Phoenix: 66th Annual Forum of the American Helicopter Society, 2010.
- [13] Blackwell R, Millott T. Dynamics design of the sikorsky X2 technology™ demonstrator aircraft[R]. Montreal: 64th Annual Forum of the American Helicopter Society, 2008.
- [14] Bagai A. Aerodynamic design of the X2 technology demonstrator™ main rotor blade[R]. Montreal: 64th Annual Forum of the American Helicopter Society, 2008.
- [15] Prouty R W. Should we consider variable rotor speeds[J]. Vertiflite, 2004, 50(4): 24-27.
- [16] Steiner J, Gandhi F, Yoshizaki Y. An investigation of variable rotor RPM on performance and trim[R]. Montreal: 64th Annual Forum of the American Helicopter Society, 2008.
- [17] Léon O, Hayden E, Gandhi F. Rotorcraft operating envelope expansion using extendable chord sections[R]. Grapevine: 65th Annual Forum of the American Helicopter Society, 2009.
- [18] Khoshlahjeh M, Gandhi F, Webster S. Extendable chord rotors for helicopter envelope expansion and performance improvement[R]. Beach: 67th Annual Forum of the American Helicopter Society, 2011.
- [19] Wilbru M L, Yeager W T, Wilkie W K, et al. Hover testing of the NASA/ARMY/MIT active twist rotor prototype blade[R]. Beach: 56th Annual Forum of the American Helicopter Society, 2000.
- [20] Riemenschneider J, Opitz S. Measurement of twist deflection in active twist rotor[J]. Aerospace Science and Technology, 2011, 15(3): 216-223.
- [21] Kang H, Saberi H, Grandhi F. Dynamic blade shape for improved helicopter rotor performance[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2010, 55(3): 032008. 1-032008. 11.
- [22] Johnson W. Rotorcraft dynamics models for a comprehensive analysis[R]. Washington: 54th Annual Forum of the American Helicopter Society, 1998.
- [23] 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.
- [24] 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.
- [25] Han D, Wang H W, Gao Z. Aeroelastic analysis of a ship-board helicopter rotor with ship motions during engagement and disengagement operations[J]. Aerospace Science and Technology, 2012, 16(1): 1-9.