

直升机桨距主动控制对旋翼性能的影响

王 超, 陆 洋, 陈仁良

(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: 为摸索直升机桨距主动控制对旋翼性能的影响规律并揭示其机理, 首先建立能够考虑 2 阶谐波桨距控制影响的旋翼气动力模型, 进一步建立相应的直升机飞行动力学模型, 将旋翼需用功率作为性能评估的依据, 在全机配平状态下开展 2 阶谐波桨距控制对旋翼性能的影响研究. 对于样例直升机, 前进比为 0.2 时, 施加任何 2 阶谐波桨距控制均使旋翼需用功率增加; 前进比为 0.35 时, 施加幅值为 1.5° 、初相位为 90° 的 2 阶谐波桨距控制使旋翼需用功率降低约 5%. 通过分析样例直升机桨盘平面迎角分布和阻力系数分布, 总结出利用 2 阶谐波桨距控制提升旋翼性能的物理本质: 当直升机处于高速、大载荷飞行状态时, 施加适当的 2 阶谐波桨距控制可以改善桨盘平面迎角分布, 推迟后行边桨叶失速, 从而降低旋翼需用功率, 有效提升旋翼性能.

关 键 词: 旋翼性能; 气动特性; 飞行力学; 动态入流; 主动控制

中图分类号: V211.1

文献标志码: A

Effect of active blade pitch control on helicopter rotor performance

WANG Chao, LU Yang, CHEN Ren-liang

(National Key Laboratory of Rotorcraft Aeromechanics,

College of Aerospace Engineering,

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

Abstract: In order to find out the influence rule and the essence of the effect of active blade pitch control on helicopter rotor performance, a rotor aerodynamic model was built firstly in consideration of the impact of second order harmonic blade pitch control, and then corresponding helicopter flight dynamic model was established. Rotor power was taken as the evaluation basis to investigate the effect of second order harmonic blade pitch control on rotor performance in trimming conditions. For the sample helicopter, the rotor power obtained with any second order harmonic blade pitch control increases when advance ratio is 0.2; 5% rotor power reduction can be achieved by second order harmonic blade pitch control with amplitude of 1.5° and initial phase of 90° when advance ratio is 0.35. By analyzing the distribution of angle of attack and drag coefficient on rotor disc of sample helicopter, the essence of using second order harmonic blade pitch control to improve rotor performance was summarized: in the high speed and high load status, an appropriate second order harmonic blade pitch control can improve the distribution of angle of attack on rotor disc, and delay the occurrence of retreating blade stall, thus decreasing the rotor power eventually and improving the rotor performance effectively.

Key words: rotor performance; aerodynamic characteristic; flight dynamics; dynamic inflow; active control

收稿日期: 2013-05-10

基金项目: 南京航空航天大学基本科研业务费(56XAA13002); 江苏高校优势学科建设工程

作者简介: 王超(1985—), 男, 山东菏泽人, 博士生, 研究方向为直升机飞行动力学. E-mail: wangchao-101@163.com

通讯作者: 陆洋(1977—), 男, 江苏大丰人, 教授, 博士, 研究方向为直升机动力学及其控制. E-mail: luyang@nuaa.edu.cn

符号表

θ_0	总距(rad)	β_{lc}	纵向挥舞角(rad)
Γ	广义力矩阵	β_{ls}	横向挥舞角(rad)
θ_{lc}	横向周期变距(rad)	β_c, β_s	挥舞 2 阶项(rad)
M	质量矩阵	V	直升机地轴系前飞速度(m/s)
θ_{ls}	纵向周期变距(rad)	ν_β	桨叶挥舞固有频率
L	影响系数矩阵	μ	前进比, $\mu=V/(\Omega R)$
ψ	方位角(rad)	γ	桨叶洛克数
ρ	空气密度(kg/m ³)	$\omega_x, \omega_y, \omega_z$	直升机角速度体轴系三分量(rad/s)
A_2	2Ω 桨距控制幅值(rad)	V_x, V_y, V_z	直升机线速度体轴系三分量(m/s)
Ω	旋翼转速(rad/s)	M_x, M_y, M_z	直升机气动力矩三分量(N·m)
Δ	2Ω 桨距控制初相位(rad)	F_x, F_y, F_z	直升机气动力三分量(N)
R	旋翼半径(m)	I_x, I_y, I_z	绕机体轴线的全机惯性矩(kg·m ²)
$\alpha(t), \beta(t)$	入流状态变量	Φ	机体滚转角(rad)
B	桨叶片数	I_{xy}, I_{yz}, I_{zx}	对机体轴线的全机惯性积(kg·m ²)
I_β	桨叶挥舞惯性矩(kg·m ²)	Ψ	机体偏航角(rad)
N_e	桨叶径向分段数	Θ	机体俯仰角(rad)
β_0	锥度角(rad)		

与早期直升机相比,现代直升机的飞行性能已获得很大提升,但性能的进一步提升仍受到诸多因素的困扰。如,直升机在大速度飞行时过大的功率消耗限制了直升机的最大航程、最大载荷以及最大前飞速度等性能指标。为此,人们采用新型旋翼翼型、优化翼型配置、选用先进桨尖等方法^[1-3],一定程度地提升了旋翼性能。上述方法属于被动措施,若要进一步提升旋翼性能,可考虑采用主动控制技术。近年来,一些学者开始研究利用桨距主动控制提升旋翼性能的技术^[4-5]。

事实上,将桨距主动控制用于直升机性能提升的研究可以追溯至 1952 年,英国人 Steward 提出了此概念^[6],并进行了初步的理论研究,其主要研究目的是通过施加适当的 2 阶谐波(以下简称 2Ω 桨距主动控制(以下简称桨距控制)改变桨盘升力分布,以提高直升机最大前飞速度。受限于当时的计算条件,计算分析模型均作了较大程度的简化。其研究表明,通过施加适当的 2Ω 控制,可将样例直升机的前进比提高约 0.1。随着人们对桨距控制研究逐渐深入,研究人员发现,桨距控制可使旋翼性能有所改进主要得益于施加控制后,后行边桨叶失速情况可得到一定程度的缓解^[7-8]。另外,与其他高阶次谐波相比, 2Ω 最接近旋翼 1 阶主控制谐波, 2Ω 桨距控制对旋翼气动特性的影响最为明显^[9],因此应用于旋翼性能改进的桨距控制研究集中在 2Ω 桨距控制上。本文也将主要讨论 2Ω 桨距控制对旋翼性能的影响。

自 20 世纪 60 年代以后,桨距控制用于直升

机旋翼性能提升的研究逐渐减少,大量研究转向桨距的高阶谐波控制用于直升机减振和降噪上。直到 21 世纪初,桨距控制用于直升机旋翼性能提升的研究才再次兴起。2000 年,美国马里兰大学的 Cheng 等^[10]通过建立理论分析模型,研究了对 UH-60 直升机施加 2Ω 桨距控制引起的旋翼需用功率变化。研究表明,前进比为 0.32 时施加适当的 2Ω 桨距控制可使旋翼需用功率降低 16%。在试验研究方面,2003 年,德国 ZF Luftfahrttechnik 公司利用 CH-53G 进行飞行测试^[11],前飞速度为 231.5 km/h 时,施加幅值为 0.67° (为表述方便,下文中 2Ω 桨距控制幅值和相位角用 $(^\circ)$ 表示)的 2Ω 桨距控制最多可减少旋翼需用功率 6%。2009 年,为评估桨距控制在旋翼性能提升、振动控制和噪声控制方面的综合能力,美国军方联合 NASA、西科斯基公司等在美国全尺寸试验风洞中对带单片桨叶控制的黑鹰直升机旋翼系统进行了吹风试验^[12]。试验结果表明,前进比为 0.4 时,施加幅值为 2.0° 的 2Ω 桨距控制可使旋翼需用功率降低约 5.1%。

国内在该领域的研究还很少。需要指出的是,尽管国外针对 2Ω 桨距控制用于旋翼性能提升的研究已开展多年,但鲜有文献对其机理进行详细研究。本文将开展 2Ω 桨距控制对旋翼性能的影响研究,通过剖析 2Ω 桨距控制对旋翼气动特性的影响,掌握其规律并揭示其机理。为此,首先建立能够计入 2Ω 桨距控制的旋翼气动力模型,进一步建立相应的直升机飞行动力学模型,以某轻

型直升机为样例,将旋翼需用功率作为性能评估的依据,在全机配平状态下开展 2Ω 桨距控制对旋翼性能的影响研究.通过分析样例直升机在不同飞行速度下旋翼需用功率变化、桨盘平面迎角分布和阻力系数分布情况,总结出 2Ω 桨距控制影响旋翼需用功率的规律,并阐释其机理.

1 旋翼气动力建模

为计算施加 2Ω 桨距控制后旋翼气动力变化,本节给出能够考虑 2Ω 桨距控制影响的翼型气动力模型、动态尾迹模型和桨叶挥舞运动模型.

需要说明的是,当旋翼控制输入中叠加了 2Ω 桨距控制后,桨距值不仅包括总距和纵、横向周期变距,还包括 2Ω 桨距控制.总的桨距如式(1)所示

$$\theta = \theta_0 + \theta_{1c} \cos \psi + \theta_{1s} \sin \psi + A_2 \cos(2\psi - \Delta) \quad (1)$$

1.1 翼型气动力模型

如前所述, 2Ω 桨距控制是通过调整后行边桨叶失速情况对旋翼性能产生影响,因此,翼型气动力模型必须能够较为准确地反映桨叶失速后的气动力非线性变化.此外,桨叶后行边出现失速主要出现在直升机大速度前飞情况,为准确计算气动力,有必要考虑马赫数对翼型气动力的影响,以期较为准确地计算出 2Ω 桨距控制对桨叶失速的影响.基于上述考虑,本文通过 CFD 方法计算获得马赫数为 $0.3 \sim 0.7$ 和迎角为 $-5^\circ \sim 15^\circ$ 的翼型的气动力数据,作为后续计算分析的基础.

1.2 动态尾迹模型

施加 2Ω 桨距控制后,旋翼气动力变化将改变旋翼桨盘平面诱导速度分布,为此在动态尾迹模型中需考虑 2Ω 桨距控制的影响.根据 Peters-He 广义动态尾迹理论^[13-14],旋翼桨盘平面诱导速度分布与压力分布均可用任意谐波次数和任意阶次径向型函数组成的级数形式来表示.在实际应用中,诱导速度分布 $\hat{u}(\hat{r}, \psi, \hat{t})$ 与压力分布 $p(\hat{r}, \psi, \hat{t})$ 的表达式可根据需要的谐波次数 N 及每个谐波次数需要的径向型函数个数 S_r 改写为截断形式

$$\hat{u}(\hat{r}, \psi, \hat{t}) = \sum_{m=0}^N \sum_{n=m+1, m+3, \dots}^{2S_r+m-1} \phi_n^m(v) \cdot [\alpha_n^m(\hat{t}) \cos(m\psi) + \beta_n^m(\hat{t}) \sin(m\psi)] \quad (2)$$

$$p(\hat{r}, \psi, \hat{t}) = \sum_{m=0}^N \sum_{n=m+1, m+3, \dots}^{2S_r+m-1} \hat{p}_n^m(v) \cdot [\tau_n^{mc}(\hat{t}) \cos(m\psi) + \tau_n^{ms}(\hat{t}) \sin(m\psi)] \quad (3)$$

式中 $\phi_n^m(v)$ 为径向型函数, $\hat{p}_n^m(v)$ 为第 1 类 Leg-

endre 函数.

进一步,将入流状态变量和广义力表示为状态空间形式,利用谐波平衡法,可得到关于各入流状态变量的微分方程

$$\mathbf{M}^c \begin{bmatrix} \vdots \\ \alpha_n^m \\ \vdots \end{bmatrix} + \mathbf{L}^{c-1} \begin{bmatrix} \vdots \\ \alpha_n^m \\ \vdots \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} \vdots \\ \tau_n^{mc} \\ \vdots \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$\mathbf{M}^s \begin{bmatrix} \vdots \\ \beta_n^m \\ \vdots \end{bmatrix} + \mathbf{L}^{s-1} \begin{bmatrix} \vdots \\ \beta_n^m \\ \vdots \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} \vdots \\ \tau_n^{ms} \\ \vdots \end{bmatrix} \quad (5)$$

在相同飞行状态下,桨盘平面诱导速度分布主要与广义力分布相关.施加 2Ω 桨距控制后,广义力函数可表示为

$$\tau_n^{mc} = \frac{1}{\pi \rho \Omega^2 R^4} \sum_{q=1}^B \left[\sum_{i=1}^{N_e} (L_i^q + \Delta L_i^q) \phi_n^m(\hat{r}_i) \right] \cos(m\psi) \quad (6)$$

$$\tau_n^{ms} = \frac{1}{\pi \rho \Omega^2 R^4} \sum_{q=1}^B \left[\sum_{i=1}^{N_e} (L_i^q + \Delta L_i^q) \phi_n^m(\hat{r}_i) \right] \sin(m\psi) \quad (7)$$

式中 L_i^q 为旋翼主控制提供的微元拉力, ΔL_i^q 为 2Ω 桨距控制引起的微元拉力增量, ϕ_n^m 为型函数.

1.3 桨叶挥舞运动模型

若桨距控制仅包含旋翼主控制,一般认为可忽略桨叶挥舞高阶项对旋翼配平的影响^[15].由于本文桨距控制中包含 2Ω 桨距控制,此时仅考虑桨叶 1 阶挥舞项已不能反映实际情况.为此,此处给出桨叶的 2 阶挥舞运动方程.根据桨叶惯性力、离心力、气动力对挥舞铰的力矩平衡,同时考虑机体俯仰、滚转运动引起的随动挥舞,可建立带挥舞铰偏置量的铰接式刚体桨叶挥舞运动方程,如式(8)所示.

$$\begin{aligned} \ddot{\beta}_0 &= -v_\beta^2 \Omega^2 \beta_0 + \frac{M_0}{I_\beta} + \frac{\mu \Omega \omega_x \gamma}{6} \\ \ddot{\beta}_{1c} &= -(v_\beta^2 - 1) \Omega^2 \beta_{1c} - 2\Omega \dot{\beta}_{1s} + \frac{M_{1c}}{I_\beta} + 2\omega_x \Omega + \frac{\omega_x \Omega \gamma}{4} \\ \ddot{\beta}_{1s} &= -(v_\beta^2 - 1) \Omega^2 \beta_{1s} + 2\Omega \dot{\beta}_{1c} + \frac{M_{1s}}{I_\beta} - 2\omega_x \Omega + \frac{\omega_x \Omega \gamma}{4} \\ \ddot{\beta}_{2c} &= -(v_\beta^2 - 4) \Omega^2 \beta_{2c} - 4\Omega \dot{\beta}_{2s} + \frac{M_{2c}}{I_\beta} - \frac{\mu \omega_x \Omega \gamma}{6} \\ \ddot{\beta}_{2s} &= -(v_\beta^2 - 4) \Omega^2 \beta_{2s} + 4\Omega \dot{\beta}_{2c} + \frac{M_{2s}}{I_\beta} + \frac{\mu \omega_x \Omega \gamma}{6} \end{aligned} \quad (8)$$

2 直升机飞行动力学模型

在机体坐标系下,单旋翼带尾桨直升机非定常六自由度欧拉运动微分方程如式(9)所示.

$$\begin{aligned}\dot{V}_x &= V_y \omega_z - V_z \omega_y - g \sin \Theta + F_x / m \\ \dot{V}_y &= V_z \omega_x - V_x \omega_z - g \cos \Theta \cos \Phi + F_y / m \\ \dot{V}_z &= V_x \omega_y - V_y \omega_x + g \cos \Theta \sin \Phi + F_z / m \\ \dot{\omega}_x &= \\ &[(I_y - I_z) \omega_y \omega_z + I_{xy}(\dot{\omega}_y - \omega_z \omega_x) + M_x] / I_x \\ \dot{\omega}_y &= \\ &[(I_z - I_x) \omega_z \omega_x + I_{xy}(\dot{\omega}_x + \omega_y \omega_z) + M_y] / I_y \\ \dot{\omega}_z &= \\ &[(I_x - I_y) \omega_x \omega_y + I_{xy}(\omega_x^2 - \omega_y^2) + M_z] / I_z\end{aligned}\quad (9)$$

根据前述旋翼气动模型,获取桨叶叶素在桨盘不同位置处气动力,沿桨叶径向和桨盘周向积分即可得到旋翼气动力.尾桨气动力采用相对简单且具有较好精度的修正贝利模型计算.机体气动力基于风洞试验结果通过插值获得.垂尾和平尾的气动力采用薄翼型升力线理论计算获得.

机体姿态微分方程如式(10)所示.

$$\begin{aligned}\dot{\Phi} &= \omega_x - \tan \Theta (\omega_y \cos \Phi - \omega_z \sin \Phi) \\ \dot{\Theta} &= \omega_y \sin \Phi + \omega_z \cos \Phi \\ \dot{\Psi} &= \frac{1}{\cos \Theta} (\omega_y \cos \Phi - \omega_z \sin \Phi)\end{aligned}\quad (10)$$

联立上述式(4)、式(5)、式(8)、式(9)和式(10),即可建立直升机飞行动力学微分方程组.

对于配平状态,上述系统微分方程组中所有导数项变为 0,微分方程组转化为代数方程组,配平过程变为多变量非线性代数方程组的最优值求解过程.在配平计算时,将 2Ω 桨距控制作为预设输入值,4 个配平量分别为桨叶总距 θ_0 、横向周期变距 θ_c 、纵向周期变距 θ_s 和尾桨距 θ_{tr} .

3 算例与分析

本节基于上述直升机飞行动力学模型,分别研究直升机悬停($\mu=0$)、中等速度($\mu=0.2$)和大速度($\mu=0.35$)前飞 3 种情况下施加 2Ω 桨距控制前后旋翼需用功率的变化情况.其中 2Ω 桨距控制幅值分别为 0.5° 、 1.0° 、 1.5° ,初相位则以 30° 为步长进行变化.

旋翼需用功率计算公式如下:

$$P_r = \frac{\Omega}{2\pi} \int_0^{2\pi} M_r(\psi) d\psi \quad (11)$$

式中 M_r 为旋翼扭矩.

由于旋翼需用功率直接与旋翼扭矩相关,相同飞行状态下旋翼扭矩的变化实质上是由桨盘平面阻力系数分布变化引起的,故通过对桨盘平面阻力系数分布的分析阐述 2Ω 桨距控制引起旋翼需用功率变化的物理本质.其中, 2Ω 桨距控制作为预设输入量,且每次改变 2Ω 桨距控制的幅值和初相位时,均重新对直升机进行配平.

表 1 给出了样例直升机的主要参数.除特殊说明外,直升机总质量均为 2000 kg.

表 1 样例直升机主要参数

Table 1 Major parameters of sample helicopter

参数	数值或说明
桨叶翼型	OA212
旋翼半径/m	5.345
旋翼转速/(rad/s)	40.42
桨叶扭转角/(°)	-12
尾桨半径/m	0.93
尾桨转速/(rad/s)	213.94
直升机总质量/kg	2000

图 1 和图 2 分别给出本文通过 CFD 计算得到的 OA212 翼型在不同马赫数下的升力系数 C_l 和阻力系数 C_d ,作为后续分析的基础.

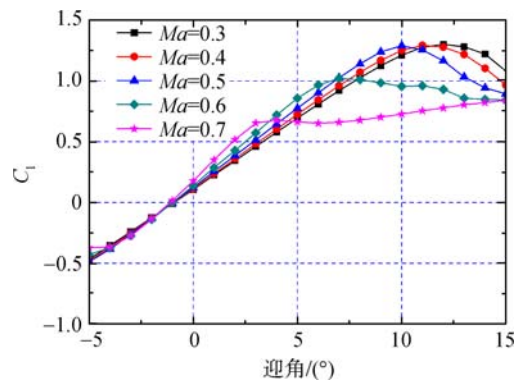


图 1 OA212 翼型升力系数计算值

Fig. 1 Calculated value of OA212 airfoil lift coefficient

3.1 悬停与中等速度前飞

图 3 给出悬停状态施加 2Ω 桨距控制前后旋翼需用功率变化情况.

由图 3 可知,悬停状态施加 2Ω 桨距控制是不利的, 2Ω 桨距控制幅值越大,旋翼需用功率

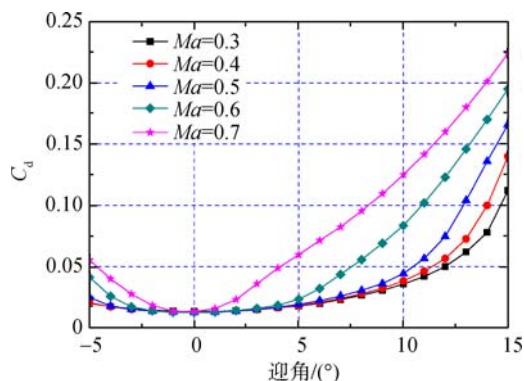


图2 OA212翼阻力系数力系数计算值

Fig. 2 Calculated value of OA212 airfoil drag coefficient

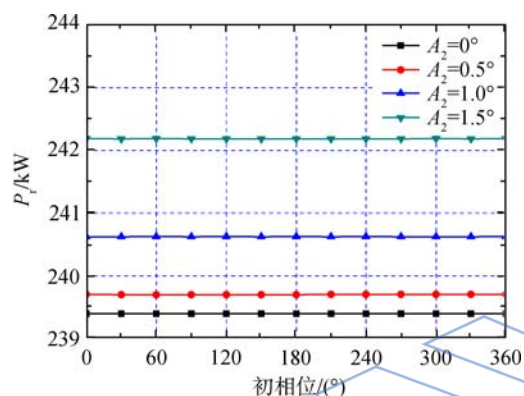


图3 旋翼需用功率变化情况(悬停)

Fig. 3 Variation of rotor required power (hover)

(P_r)越高,当 2Ω 桨距控制幅值为 1.5° 时,旋翼需用功率增加约1%;由于悬停状态各相位角处的旋翼气动特性相同,初相位对旋翼需用功率并无影响。

图4给出了悬停状态施加幅值为 1.0° 、初相位为 90° 的 2Ω 桨距控制后桨盘平面阻力系数变

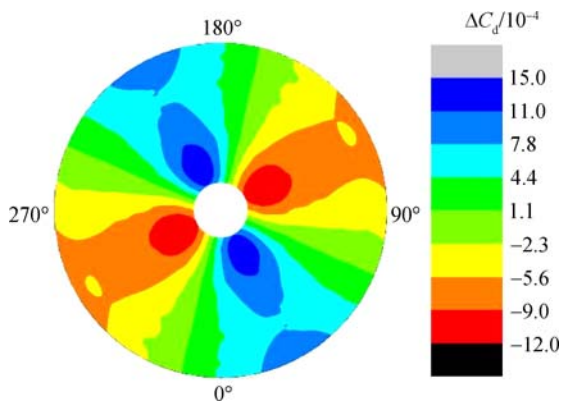


图4 桨盘平面阻力系数变化量分布情况

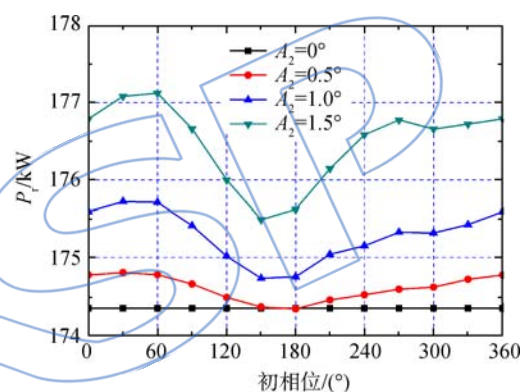
(悬停, $A_2 = 1.0^\circ$, $\Delta = 90^\circ$)

Fig. 4 Distribution of variation of drag coefficient on rotor disc (hover, $A_2 = 1.0^\circ$, $\Delta = 90^\circ$)

化量 ΔC_d 的分布情况。

从图4中可以看出,施加初相位为 90° 的 2Ω 桨距控制时,靠近 45° 和 225° 方位角处桨叶剖面阻力系数略有增加,而靠近 135° 和 315° 方位角处桨叶剖面阻力系数略有降低,这是因为叠加 2Ω 桨距控制后,第1象限和第3象限桨距增加,第2象限和第4象限桨距减小,引起了相应的阻力系数变化。悬停状态桨叶剖面迎角较小,且阻力变化较大处集中于马赫数较低的桨根区域,该区域对旋翼扭矩的贡献较小,因此 2Ω 桨距控制对旋翼需用功率的影响并不明显。

图5给出了前进比为0.2时,施加 2Ω 桨距控制前后旋翼需用功率变化情况。

图5 旋翼需用功率变化情况($\mu=0.2$)Fig. 5 Variation of rotor required power ($\mu=0.2$)

从图5可以看出,前进比为0.2时, 2Ω 桨距控制对旋翼需用功率的影响总体而言是不利的, 2Ω 桨距控制幅值越大,对需用功率的影响越明显。只有当幅值为 0.5° 、初相位在 $150^\circ \sim 180^\circ$ 时,旋翼需用功率基本无变化。

图6给出前进比为0.2时,施加幅值为 1.0° 、初相位为 60° 的 2Ω 桨距控制后桨盘平面阻力系数变化量 ΔC_d 的分布情况。

从图6可以看出,施加 2Ω 桨距控制后,桨叶剖面阻力系数变化幅值小于0.002,与悬停状态类似,此时桨叶剖面迎角处于正常工作范围内,阻力系数并没有剧烈变化。在马赫数较高的桨盘前侧、后侧及右侧阻力系数略有增加,在马赫数较低的桨盘左侧阻力系数略有减小,旋翼需用功率总体略有增加,这与图5的结果是一致的。

从上述分析可知,当直升机在中等前飞速度以内飞行时,由于桨叶剖面迎角仍处于正常工作范围内,阻力系数并未急剧发散,因此 2Ω 桨距控制对旋翼需用功率影响不大,而且基本上是不利的。

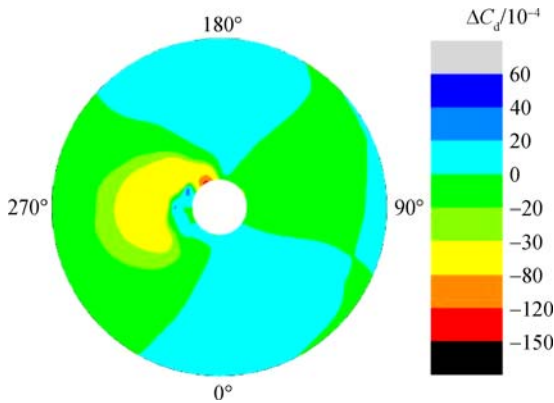


图 6 桨盘平面阻力系数变化量分布情况
($\mu=0.2, A_2=1.0^\circ, \Delta=60^\circ$)

Fig. 6 Distribution of variation of drag coefficient on rotor disc ($\mu=0.2, A_2=1.0^\circ, \Delta=60^\circ$)

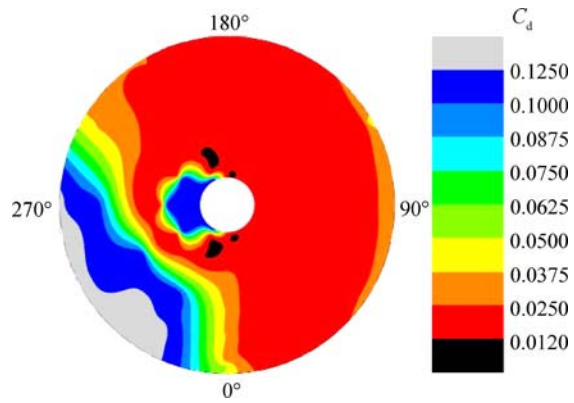


图 8 桨盘平面阻力系数分布情况
($\mu=0.35, A_2=0^\circ$)

Fig. 8 Distribution of drag coefficient on rotor disc
($\mu=0.35, A_2=0^\circ$)

3.2 大速度前飞

图 7 给出前进比为 0.35 时,施加 2Ω 桨距控制前后旋翼需用功率变化情况.

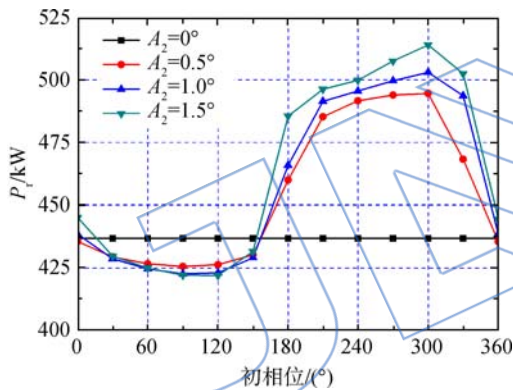


图 7 旋翼需用功率变化情况($\mu=0.35$)

Fig. 7 Variation of rotor required power ($\mu=0.35$)

从图 7 可以看出,前进比为 0.35 时, 2Ω 桨距控制对旋翼需用功率的影响十分明显. 当施加初相位在 $30^\circ \sim 150^\circ$ 的 2Ω 桨距控制时,旋翼需用功率小于基准值,最多可降低约 5% (初相位约为 90° 时). 另外, 2Ω 桨距控制幅值由 1.0° 增加至 1.5° 时,旋翼需用功率并没有继续降低,说明幅值为 1.0° 的 2Ω 桨距控制是合适的,继续增加幅值并不能有所获益.

为深入了解 2Ω 桨距控制引起旋翼需用功率变化的本质,下面进一步分析 2Ω 桨距控制对桨盘平面阻力系数分布及相应的桨盘平面迎角分布的影响规律.

图 8 和图 9 分别给出前进比为 0.35 时,施加幅值为 1.0° 、初相位为 90° 的 2Ω 桨距控制前后桨

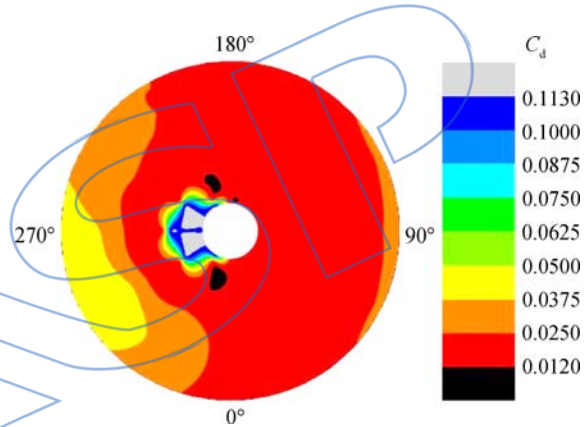


图 9 桨盘平面阻力系数分布情况
($\mu=0.35, A_2=1.0^\circ, \Delta=90^\circ$)

Fig. 9 Distribution of drag coefficient on rotor disc
($\mu=0.35, A_2=1.0^\circ, \Delta=90^\circ$)

盘平面阻力系数 C_d 分布情况.

从图 8 和图 9 可以看出,施加 2Ω 桨距控制后,前行边桨叶一侧阻力系数变化不大,后行边桨叶一侧阻力系数大幅减小,且方位角为 $240^\circ \sim 360^\circ$ 区域靠近桨尖处变化最为明显,阻力系数最大值由 0.125 降至 0.050 以下. 由于桨尖区域远离桨毂中心,且马赫数较大,该区域扭矩对旋翼扭矩的贡献较大,该区域阻力系数大幅减小必然导致旋翼需用功率大幅降低.

桨盘平面阻力系数的变化实质上是与桨盘平面迎角变化密切相关的. 图 10 和图 11 分别给出施加幅值为 1.0° 、初相位为 90° 的 2Ω 桨距控制前后桨盘平面迎角分布情况.

从图 10 和图 11 可以看出,施加 2Ω 桨距控制后,前行边桨叶桨尖处负迎角略有增加,后行边桨叶桨尖处迎角大幅降低. 未施加 2Ω 桨距控制

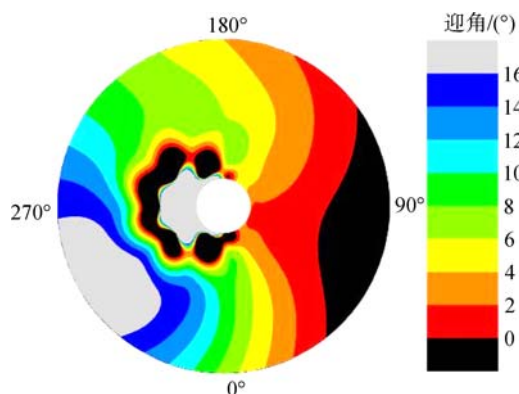


图 10 桨盘平面迎角分布情况 ($\mu=0.35, A_2=0^\circ$)
Fig. 10 Distribution of angle of attack on rotor disc
($\mu=0.35, A_2=0^\circ$)

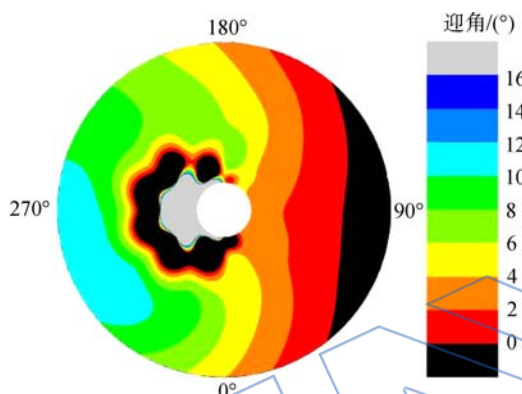


图 11 桨盘平面迎角分布情况
($\mu=0.35, A_2=1.0^\circ, \Delta=90^\circ$)
Fig. 11 Distribution of angle of attack on rotor disc
($\mu=0.35, A_2=1.0^\circ, \Delta=90^\circ$)

时,方位角为 300° 左右处靠近桨尖区域的桨叶剖面迎角最大值在 16° 以上,此处马赫数约为 0.4. 由图 2 可知,该翼型马赫数为 0.4 时阻力发散迎角为 12° ,说明该处发生了严重的气流分离,故阻力系数很大. 施加 2Ω 桨距控制后,该处迎角明显降低,最大值低于 12° ,因此阻力系数也显著降低.

需要说明的是, 2Ω 桨距控制对旋翼需用功率的影响与直升机总质量也是密切相关的. 图 12 给出前进比仍为 0.35, 直升机总质量 m 为 1800 kg 时,施加 2Ω 桨距控制前后旋翼需用功率变化情况.

从图 12 可以看出,当直升机总质量为 1800 kg 时,施加 2Ω 桨距控制后,旋翼需用功率降低并不十分明显, 2Ω 桨距控制幅值变化带来的性能改进很小,旋翼需用功率最多降低约 0.5% (初相位约为 120° 时).

考虑到施加 2Ω 桨距控制引起旋翼需用功率

变化的根源在于桨盘平面迎角分布的变化,图 13 和图 14 分别给出了施加幅值为 1.0° 、初相位为

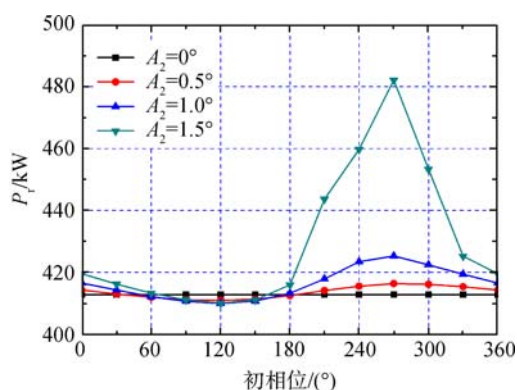


图 12 旋翼需用功率变化情况 ($\mu=0.35, m=1800 \text{ kg}$)
Fig. 12 Variation of rotor required power
($\mu=0.35, m=1800 \text{ kg}$)

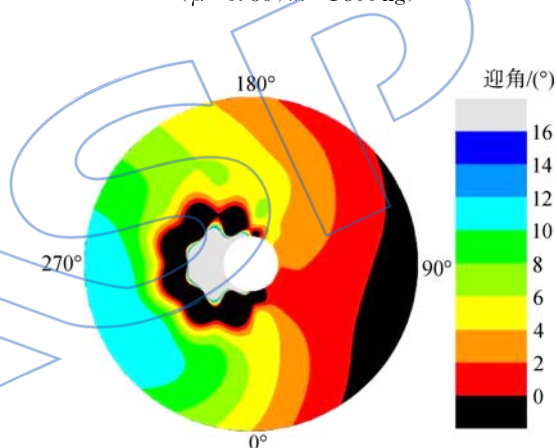


图 13 桨盘平面迎角分布情况
($\mu=0.35, A_2=0^\circ, m=1800 \text{ kg}$)
Fig. 13 Distribution of angle of attack on rotor disc
($\mu=0.35, A_2=0^\circ, m=1800 \text{ kg}$)

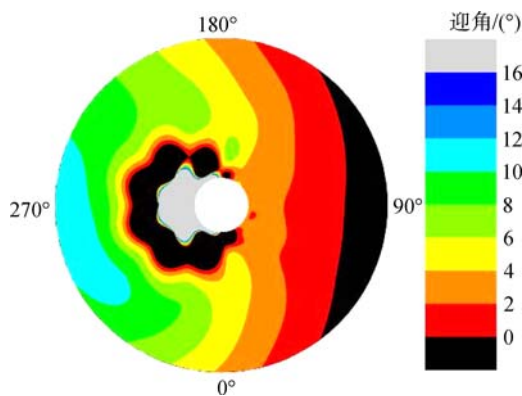


图 14 桨盘平面迎角分布情况
($\mu=0.35, A_2=1.0^\circ, \Delta=120^\circ, m=1800 \text{ kg}$)
Fig. 14 Distribution of angle of attack on rotor disc
($\mu=0.35, A_2=1.0^\circ, \Delta=120^\circ, m=1800 \text{ kg}$)

120°的2 Ω 桨距控制前后桨盘平面迎角分布情况。

从图13和图14可以看出,施加2 Ω 桨距控制后,后行边桨叶靠近桨尖附近迎角降低1°~2°。未施加2 Ω 桨距控制时,方位角为300°的桨尖区域,桨叶剖面迎角最大值约为12°,接近阻力发散迎角。施加2 Ω 桨距控制后,桨叶剖面最大迎角仍为12°,故此时2 Ω 桨距控制引起桨盘平面阻力系数变化并不是十分剧烈,相应的旋翼需用功率变化亦不及直升机总质量为2000 kg时那么明显。

由此可见,当直升机处于高速、大载荷飞行状态下,通过施加适当的2 Ω 桨距控制可明显延缓后行边桨叶失速的出现,从而有效减小旋翼需用功率的消耗,显著提升旋翼性能。

4 结 论

本文建立了考虑2 Ω 桨距控制的旋翼气动力模型和直升机飞行动力学模型,通过分析样例直升机在不同飞行速度下旋翼需用功率变化、桨盘平面迎角分布和阻力分布情况,总结得到了2 Ω 桨距控制影响旋翼需用功率的规律:

1) 当直升机在中等前飞速度以内飞行时,2 Ω 桨距控制略增加旋翼需用功率。对于样例直升机,前进比为0.2时,施加幅值为1.5°、初相位为60°的2 Ω 桨距控制后旋翼需用功率增加约2%。

2) 当直升机高速飞行时,不同的2 Ω 桨距控制对旋翼需用功率影响明显。适当的2 Ω 桨距控制可以降低旋翼需用功率,反之则大幅增加旋翼需用功率,该规律在大载荷下更为明显。对于样例直升机,前进比为0.35时,施加幅值为1.5°、初相位为90°的2 Ω 桨距控制后旋翼需用功率降低约5%。

在此基础上,进一步归纳得出利用2 Ω 桨距控制提升旋翼性能的物理本质:当直升机处于高速、大载荷飞行状态时,施加适当幅值和初相位的2 Ω 桨距控制可以改善桨盘平面迎角分布,使后行边桨叶迎角小于阻力发散迎角,推迟了后行边桨叶失速,从而降低了旋翼需用功率,有效提升了旋翼性能。

参考文献:

- [1] Dadone L U. Design and analytical study of a rotor airfoil [R]. NASA CR 2988, 1978.
- [2] Harrison R, Stacey S, Hansford B. Berp IV: the design, de-

velopment and testing of an advanced rotor blade [C] // Proceedings of American Helicopter Society 64th Annual Forum. New York: Curran Associates Inc, 2008: 2524-2543.

- [3] 王博,徐国华,招启军.翼型对旋翼悬停气动性能影响的CFD模拟分析[J].南京航空航天大学学报,2012,44(4): 478-484.
WANG Bo, XU Guohua, ZHAO Qijun. CFD simulation of airfoil effect on hovering rotor aerodynamic performance [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012, 44(4): 478-484. (in Chinese)
- [4] Kessler C. Active rotor control for helicopters: motivation and survey on higher harmonic control [J]. Council of European Aerospace Societies Aeronautical Journal, 2011, 1(1/2/3/4): 3-22.
- [5] Kessler C. Active rotor control for helicopters: individual blade control and swashplateless rotor designs [J]. Council of European Aerospace Societies Aeronautical Journal, 2011, 1(1/2/3/4): 23-54.
- [6] Steward W. Second harmonic control on the helicopter rotor [R]. [S. l.]: Aeronautical Research Council Reports and Memoranda, Nr 2997, 1952.
- [7] Nguyen K, Chopra I. Effects of higher harmonic control on rotor performance and control loads [R]. AIAA 90-1158, 1990.
- [8] Jacklin S A, Lau B H, Nguyen K. Full scale wind tunnel test of the McDonnell Douglas five bladed advanced bearingless rotor: performance, stability, loads, control power, vibration and HHC data [R]. NASA TM 112094, 1994.
- [9] Yeo H. Assessment of active controls for rotor performance enhancement [J]. Journal of American Helicopter Society, 2008, 53(2): 152-163.
- [10] Cheng R P, Celi R. Optimum 2/rev inputs for improved rotor performance [J]. Journal of Aircraft, 2005, 42(6): 1409-1417.
- [11] Arnold U T P, Fuerst D. Closed loop IBC results from CH-53G flight tests [J]. Aerospace Science and Technology, 2005, 9(5): 421-435.
- [12] Yeo H, Romander E A, Norman T R. Investigation of rotor performance and loads of a UH-60A individual blade control system [J]. Journal of American Helicopter Society, 2011, 56(4): 1-18.
- [13] He C J. Development and application of a generalized dynamic wake theory for lifting rotors [D]. Atlanta: Georgia Institute of Technology, 1989.
- [14] Peters D A, Boyd D D, He C J. Finite state induced flow model for rotors in hover and forward flight [J]. Journal of American Helicopter Society, 1989, 34(4): 5-17.
- [15] Lishman J G. Principles of helicopter aerodynamics [M]. Cambridge: Cambridge University Press, 2006.