

一种混合式电控旋翼操纵特性

田季声¹, 陆 洋¹, 王 鹏², 许细策¹

(1. 南京航空航天大学 直升机动力学全国重点实验室, 南京 210016;

2. 中国人民解放军 63898 部队, 河南 济源 459000)

摘 要: 提出了一种基于宏纤维复合材料(MFC)结合桨根作动器的混合式电控旋翼。为探索这种混合式电控旋翼基于 MFC 进行周期变距的可行性, 首先基于中等变形梁理论, 结合 MFC 压电本构方程, 建立了混合式电控旋翼气弹动力学分析模型。并通过与试验结果和 CFD 计算结果进行对比, 初步验证了该模型的正确性。之后基于该分析模型, 以 MFC 模型旋翼为对象, 仿真研究了混合式电控旋翼主要控制参数与设计参数对旋翼操纵响应的影响规律。并以 $\pm 12^\circ$ 的旋翼周期变距范围为设计目标, 分析了利用 MFC 实现混合式电控旋翼周期变距的可行性。仿真结果表明: 通过提高 MFC 驱动电压、增加 MFC 铺设量、降低桨叶扭转刚度等措施, 可有效提高该混合式电控旋翼的弹性扭转操纵量; 同时模型桨叶最大可产生约 $\pm 12^\circ$ 的 $1\ \Omega$ 扭转角, 达到了周期变距设计目标。

关键词: 电控旋翼; 宏纤维复合材料; 气弹耦合; 压电方程; 操纵特性

中图分类号: V215.3

文献标志码: A

Handling characteristics of a hybrid electronically controlled rotor

TIAN Jisheng¹, LU Yang¹, WANG Peng², XU Xice¹

(1. National Key Laboratory of Helicopter Aeromechanics,

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

2. Unit 63898 of the Chinese People's Liberation Army, Jiyuan Henan 459000, China)

Abstract: A hybrid electrically controlled rotor based on macro-fiber composite (MFC) was proposed. To explore the feasibility and control characteristics of this hybrid electrically controlled rotor, an aeroelastic dynamics analysis model was first established based on moderate deflection beam theory combined with the piezoelectric constitutive equations of MFC. Subsequently, using this analytical model and focusing on the MFC model rotor, simulation studies were conducted to investigate the influences of key control and design parameters on the rotor's control response. With a design target of achieving a cyclic pitch range of $\pm 12^\circ$, the feasibility of utilizing MFC for cyclic pitch control in the hybrid electrically controlled rotor was analyzed. The simulation results indicated that by increasing the MFC driving voltage, adding more MFC layers, and reducing blade torsional stiffness, the elastic torsional control authority of the hybrid electrically controlled rotor can be effectively enhanced. Meanwhile, the model rotor blade tip can achieve a maximum $1\ \Omega$ torsional angle of approximately $\pm 12^\circ$, meeting the initial cyclic pitch design objective.

收稿日期: 2025-09-22

基金项目: 国家自然科学基金(12404514); 航空科学基金(2024M009052002); 国家资助博士后研究人员计划(GZB20240969);

中国博士后科学基金(2024M754135); 江苏省自然科学基金(BK20241375); 江苏省卓越博士后计划

作者简介: 田季声(2001—), 男, 硕士生, 主要研究方向为直升机动力学。E-mail: sx2301189@nuaa.edu.cn

通信作者: 陆洋(1977—), 男, 教授, 博士, 主要研究方向为直升机动力学及其控制、直升机设计。E-mail: luyang@nuaa.edu.cn

引用格式: 田季声, 陆洋, 王鹏, 等. 一种混合式电控旋翼操纵特性[J]. 航空动力学报, 2027, 42(1): 20250437. TIAN Jisheng, LU Yang, WANG Peng, et al. Handling characteristics of a hybrid electronically controlled rotor[J]. Journal of Aerospace Power, 2027, 42(1): 20250437.

Keywords: electrically controlled rotor; macro fiber composite; aerodynamic/elastic coupling; piezoelectric equations; handling characteristics

电控旋翼(也称无自动倾斜器旋翼)是于 21 世纪初提出的一种新概念旋翼系统^[1],它用电缆取代机械操纵杆系及液压助力系统,利用位于桨叶根部或嵌入桨叶内的电作动器,直接或间接驱动桨叶进行变距,代替自动倾斜器实现旋翼的主操纵,在提升直升机气动效率方面具有显著优势。从桨叶变距的实现方式而言,电控旋翼有两种主要构型,即后缘伺服襟翼构型^[2-10]和桨根驱动构型^[11-15]。后缘伺服襟翼构型通过驱动位于桨叶高动压区的后缘襟翼偏转,使得桨叶在襟翼气动力矩作用下实现变距运动。该构型的优势是操纵襟翼偏转所需功率小,仅需较低的功耗即可实现桨叶变距;缺点是后缘襟翼系统较为复杂,工程实现难度高且可靠性、安全性不佳。桨根驱动构型则通过位于桨叶根部的电作动器直接施加变距力矩,控制整片桨叶变距。该构型的主要机构集中在桨叶根部,受离心力影响小,相较于后缘襟翼可靠性高,且易于工程实现;但由于需要从桨叶根部带动整片桨叶进行周期变距,需要的功耗大,对伺服控制要求也很高。

不难看出,上述两种电控旋翼操纵方式单独使用时均存在一定的局限。为提高旋翼系统的操纵余度和安全性,德国宇航中心和采埃孚公司提出了一种后缘襟翼与桨根电动机组合的混合式电控旋翼概念^[16],如图 1 所示。后缘襟翼主要用于实现旋翼周期变距操纵,而桨根作动器则主要用于实现总距操纵,且两者均可对方操纵提供余度,互为备份。然而,这一概念在提出后并没有得到更为深入的研究。事实上,后缘襟翼的存在,使得该系统仍无法避免结构复杂、可靠性较差的问题。

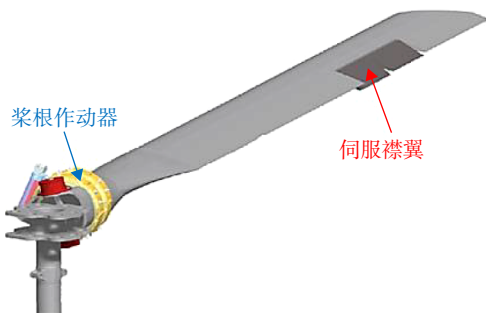


图 1 采埃孚公司混合式电控旋翼概念^[16]

Fig. 1 Hybrid electronically controlled rotor of ZFL^[16]

自 20 世纪 90 年代起,在旋翼主动控制领域出现了另一种新技术——主动扭转旋翼。这种旋翼通过在桨叶表面布置宏纤维复合材料(marco fiber composite, MFC)等压电智能材料^[17],不需要额外的机械结构即可控制桨叶整片扭转,其最大的特点是 MFC 与桨叶的一体化设计,工程实现也较为简单;同时,较多数量的 MFC 也为作动机构提供了冗余控制的可能。此前, MFC 主动扭转旋翼均用于实现频率较高的旋翼振动/噪声主动控制,通常针对 $2 \sim 5 \Omega$ 的谐波项进行控制。对于振动载荷控制,所需的桨叶扭转角幅值往往仅 1° 以内^[18-19];而对于噪声控制,则至少需要产生 2° 以上的扭转角才能达到一定的控制效果^[19-20],这一点明显高于振动控制。然而,近年来随着 MFC 驱动能力的不断快速提升,利用其驱动桨叶实现每转一次的周期变距也逐渐成为可能。基于此,本文提出了一种利用桨根电作动器实现旋翼总距操纵,利用 MFC 实现旋翼周期变距操纵的混合式电控旋翼,如图 2 所示。相较于采埃孚公司提出的混合式电控旋翼方案,本文方案结构更为简单,不仅能够保持原桨叶的结构完整性和气动特性,同时多片 MFC 可提升系统的整体可靠性和安全性。

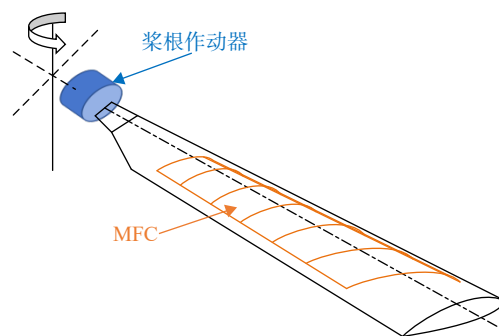


图 2 基于 MFC 的混合式电控旋翼示意图

Fig. 2 Hybrid electronically controlled rotor based on MFC

对于这种混合式电控旋翼而言,是否能够通过 MFC 实现旋翼周期变距是关键。资料表明:现代直升机周期变距操纵范围大多在 $\pm 8^\circ \sim \pm 15^\circ$ 之间^[21]。为此,本文选取 $\pm 12^\circ$ 周期变距范围作为设计目标,构建混合式电控旋翼的气弹动力学分析模型,对其操纵特性进行评估验证。

本文主要内容安排如下:第 1 章基于中等变形梁理论和压电驱动载荷比拟法建立了混合式电

控旋翼气弹动力学模型, 该模型引入 MFC 压电本构方程, 可考虑其对动力学方程中各能量项的影响; 第 2 章结合相关试验和 CFD 仿真数据, 对所建立的气弹模型进行了验证; 第 3 章通过参数仿真研究, 揭示混合式电控旋翼主要参数对旋翼操纵的影响规律, 验证了通过 MFC 实现混合式电控旋翼周期变距的可行性和有效性。

1 数学模型

与常规旋翼的周期变距不同, 混合式电控旋翼由于桨根电动机的存在, 使得桨毂扭转刚度很高^[15]; 要通过 MFC 实现周期变距, 需要桨叶产生足够大的弹性扭转角, 要求桨叶自身具有较低的扭转刚度, 也即所谓“柔性桨叶”。这种柔性桨叶类似美国 Kaman 公司的伺服襟翼旋翼桨叶, 两者的扭转边界条件均为悬臂梁边界条件^[22]。

本节首先基于 Hamilton 原理构建混合式电控旋翼的动力学方程, 结合有限单元法考虑 MFC 压电效应对方程中各项的影响; 进一步推导给出方程中涉及混合式电控旋翼的气动力载荷项与 MFC 驱动载荷项。最后采用 Newmark 数值积分法对混合式电控旋翼气弹动力学运动方程进行求解。

1.1 结构动力学模型

首先根据 Hamilton 原理建立混合式电控旋翼的系统运动方程:

$$\int_{t_1}^{t_2} [\delta(T - U) + \delta W] dt = 0 \quad (1)$$

式中 U 为混合式电控旋翼桨叶应变能, T 为桨叶动能, δW 为作用在桨叶上的所有非保守力的虚功之和, t 为时间。

基于中等变形梁理论构建桨叶动力学模型。由于桨根作动器与 MFC 对旋翼构型特征影响很小, 故采用全铰接式旋翼构型进行建模。每个桨叶单元设置 18 个单元自由度, 包含 15 个常规自

由度与 3 个刚体自由度(挥舞、摆振、变距)。忽略 MFC 的惯性作用, 保留由于其压电特性带来的应变影响。为表征弹性桨叶上的任意质点运动, 基于中等变形梁理论中的变形关系构建如图 3 所示的桨根坐标系与变形后坐标系, 桨叶在受到外力作用后将产生相应的弹性变形, 令其上质点在 x 、 y 、 z 轴正方向的位移分别为 u 、 v 、 w , 由外力引起的桨叶弹性扭转角为 ϕ 。图 4 给出了单个桨叶单元的节点与自由度布置, 其中 w' 、 v' 分别为桨叶单元弹性位移 w 、 v 对单元轴向坐标 ξ_e 的一阶导数。

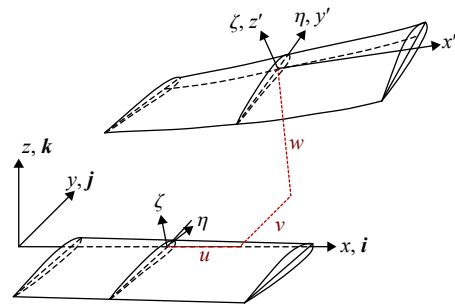


图 3 桨根坐标系与变形后坐标系

Fig. 3 Blade root coordinate system and deformed coordinate system

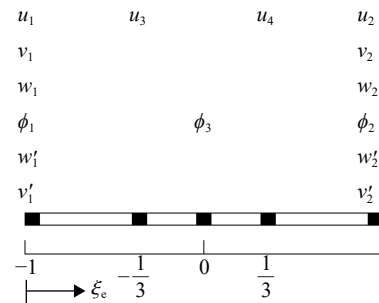


图 4 单元节点与自由度配置

Fig. 4 Configuration of unit nodes and degrees of freedom

针对动力学方程中的每一项, 结合有限元方法, 桨叶的应变能(U)变分可写为:

$$\begin{aligned} \delta U = \int_r^R \delta \bar{U} dx = \int_r^R \left\{ \bar{V}_x (\delta u' + v' \delta v' + w' \delta w') + M_z (\delta v'' + w'' \delta \phi) - M_y (\delta w'' - v'' \delta \phi) + \right. \\ \left. \left[\frac{E_b (1 - \nu_b) \left(u' + \frac{v'^2}{2} + \frac{w'^2}{2} \right)}{(1 + \nu_b) (1 - 2\nu_b)} + G_b \right] J \phi' \delta \phi' \right\} dx = \int_r^R \left(\sum_{i=1}^{15} Q_i^e \delta q_i \right) dx \end{aligned} \quad (2)$$

式中 $\bar{U}$ 为桨叶剖面应变能, r 为桨叶有效翼型起始处坐标, R 为旋翼半径。 $\bar{V}_x$ 、 M_y 、 M_z 分别为对应方向上的截面合力/合力矩。 v'' 、 w'' 为对应方向弹性位移对轴向坐标的二阶导数。 E_b 和 G_b 分别

为桨叶拉伸和剪切弹性模量, ν_b 为桨叶泊松比, J 为桨叶剖面极惯性矩。 q_i 为构造出的有限单元的 15 个广义坐标, 排列顺序参考图 4。 Q_i^e 为各广义坐标所对应的由结构弹性引起的广义弹性力。

在混合式电控旋翼系统中, 桨根电作动器主要负责总距操纵。如前所述, 电作动器会带来很大的桨毂扭转刚度, 限制了桨叶根部的扭转变形, 可将桨根驱动结构简化为固定端约束。即从桨叶根部开始, 第一个桨叶单元的前六个自由度受到约束, 可表示为:

$$q_i = 0, \quad i = 1 \sim 6 \quad (3)$$

混合式电控旋翼的周期变距主要通过桨叶表面整体铺设的 MFC 来实现, 此时旋翼周期变距不再是桨叶的整体刚性扭转, 而是桨叶沿径向的弹性扭转变形, 主要对广义坐标 q_4 、 q_8 和 q_{13} 产生影响。故可将桨叶的桨距表示为:

$$\varphi(r) = \theta + \theta_0 + \phi = (\theta_p + \theta_c \cos \psi + \theta_s \sin \psi) + \theta_0 + \left[\phi_a + \phi_{\text{MFC}}(r, \psi) - \int_0^x w' v'' dx \right] \quad (4)$$

式中 θ 为桨根驱动操纵, 包括总距 θ_p 与横纵向周期变距 θ_c 、 θ_s 两部分, θ_0 为桨叶预扭角, ϕ 为桨叶的总弹性扭转变形, ψ 为旋翼方位角, ϕ_{MFC} 为 MFC 带来的整体弹性变距操纵, 它是桨叶径向长度以及方位角的函数, ϕ_a 为气动力引起的弹性扭转变形, $\int_0^x w' v'' dx$ 为弹性弯曲引起的非线性项。需要说明的是, 虽然桨根驱动电动机也具有周期变距的能力, 但如前文所述, 本文主要聚焦于验证 MFC 实现旋翼周期变距的有效性, 因此后续研究默认设置 $\theta_c=0$, $\theta_s=0$ 。

桨叶动能项包括桨叶挥摆扭运动及弹性振动引起的惯性力虚功, 其变分表达式为:

$$\delta T = - \int_{t_1}^{t_2} \int_r^R dx \iint_A \rho dA \sum_{i=1}^{18} Q_i^i \delta q_i dt \quad (5)$$

式中 ρ 为桨叶密度, A 为剖面面积, Q_i^i 为动能引起的广义力, 引入的广义坐标 q_{16} 、 q_{17} 、 q_{18} 分别代表挥舞、摆振、变距刚体位移 β 、 ξ 、 θ_p 。

非保守力引起的虚功表达式写为:

$$\begin{aligned} \delta W = \delta W_i + \delta W_p = & \iiint_V \mathbf{F}_i \delta \mathbf{r}_p \rho dV + \\ & \int_l [\mathbf{F}_a \delta \mathbf{r}_e + (\mathbf{M}_a + \mathbf{M}_{\text{MFC}}) \delta \alpha] dx = \\ & \iiint_V \sum_{i=1}^{18} Q_i^i \delta q_i \rho dV + \int_l \sum_{i=1}^{18} Q_i^p \delta q_i dx \end{aligned} \quad (6)$$

式中 δW_i 为牵连惯性力 $\mathbf{F}_i$ 在虚位移 $\mathbf{r}_p$ 上所做的虚功, δW_p 为作用在翼型截面上的空气动力以及压电驱动力的虚功。 $\mathbf{F}_a$ 和 $\mathbf{M}_a$ 为桨叶上的气动力和

气动力矩, $\delta \mathbf{r}_e$ 为桨叶截面 x 处弹性轴的矢径, α 为剖面迎角, V 为体积。 $\mathbf{M}_{\text{MFC}}$ 为 MFC 压电效应引起的分布驱动力矩。 Q_i^i 、 Q_i^p 分别为牵连惯性广义力和气动/压电广义力。气动载荷与 MFC 驱动载荷的具体计算方法将在后文中给出。

1.2 空气动力学模型

气动载荷 $\mathbf{F}_a$ 和 $\mathbf{M}_a$ 表达式如下^[22]:

$$\mathbf{F}_a = \frac{1}{2} \rho_a v_a^2 c \begin{bmatrix} 0 & -C_c & C_N \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{i}_x \\ \mathbf{j}_\eta \\ \mathbf{k}_\zeta \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$\mathbf{M}_a = \frac{1}{2} \rho_a v_a^2 c^2 C_M \quad (8)$$

式中 ρ_a 为空气密度, $[\mathbf{i}_x \quad \mathbf{j}_\eta \quad \mathbf{k}_\zeta]^T$ 为翼型坐标系下的基矢量, c 为翼型弦长, C_N 是垂直力系数、 C_c 是弦向力系数, C_M 是变距力矩系数, v_a 为桨叶参考轴向上的点相对于气流的速度, 表达式为^[23]:

$$\begin{aligned} \mathbf{v}_a = \dot{\mathbf{R}}_p(\eta=0, \zeta=0) - v_f [\cos \alpha_r \quad 0 \quad -\sin \alpha_r] \begin{bmatrix} \mathbf{i}_{h0} \\ \mathbf{j}_{h0} \\ \mathbf{k}_{h0} \end{bmatrix} + \\ [0 \quad 0 \quad v_{in}] \begin{bmatrix} \mathbf{i}_h \\ \mathbf{j}_h \\ \mathbf{k}_h \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (9)$$

式中 $\dot{\mathbf{R}}_p(\eta=0, \zeta=0)$ 是桨叶参考轴线相对惯性坐标系的运动速度, v_f 为直升机前飞速度, α_r 为旋翼桨盘倾角, $[\mathbf{i}_{h0} \quad \mathbf{j}_{h0} \quad \mathbf{k}_{h0}]^T$ 为不旋转坐标系下的基矢量, $[\mathbf{i}_h \quad \mathbf{j}_h \quad \mathbf{k}_h]^T$ 为旋转坐标系下的基矢量, v_{in} 为桨叶剖面位置的诱导速度。

根据上述表达式, 气动载荷项主要涉及气动力系数和旋翼诱导速度的计算, 分别由气动力模型和入流模型给出。

1.2.1 气动力模型

由于桨叶表面粘贴的 MFC 厚度很小, 基本不影响桨叶外形, 故此处忽略其对翼型流场的影响。针对旋翼非定常气动载荷建模需求, 引入 Leishman-Beddoes 非定常气动力模型^[24-27]。该模型由附着流计算与动态失速两部分组成。

附着流部分依据试验数据建立迎角与变距速率阶跃激励的指数响应函数, 采用离散 Duhamel 积分构造递归算法, 可实现时域下任意运动引起的翼型气动力求解。附着流情况下的总垂直力系数和俯仰力矩系数为:

$$C_N^p = C_N^c + C_N^i + C_N^q \quad (10)$$

$$C_M^p = C_M^c + C_M^i + C_M^q \quad (11)$$

式中上标 c 代表环量气动力系数, i 代表非环量气动力系数, q 代表翼型变距率阶跃激励下的气动力系数。

动态失速部分基于试验结果确定了气流分离判据, 将动态失速视为前、后缘分离的耦合作用。此半经验方法具备参数精简、时域兼容性好等特性, 便于与旋翼结构动力学模型集成。动态失速下的总垂直力系数和俯仰力矩系数为:

$$C_N(t) = C_N^f(t) + C_N^v(t) \quad (12)$$

$$C_M(t) = C_M^f(t) + C_M^v(t) \quad (13)$$

式中上标 f 代表由于后缘分离引起环量损失状态下的非线性气动力系数, v 代表翼型表面环量积累时的尾迹诱导气动力系数。

各计算模块的具体递推表达式此处不再赘述, 可参见文献 [24-27]。

1.2.2 入流模型

如前所述, 完整的气动力计算还需获取气流与翼型弹性中心的相对速度。确定旋翼桨盘平面的诱导速度是该过程的关键环节。基于计算需求, 引入自由尾迹模型计算诱导速度^[28]。该模型综合考虑自由流与自诱导流场, 通过迭代求解实现。

为逐点求解涡元端点诱导速度, 针对涡龄 ϑ 构建外层循环, 计算所有涡元在特定涡龄 ϑ 与方位角 ψ 下的诱导速度 $v_{in}(\psi)$, 获取桨尖涡的畸变尾迹几何:

$$D(\psi, \vartheta) = D(\psi, \vartheta - \Delta\vartheta) + \Delta\vartheta v_{in}(\psi) \quad (14)$$

运用 Biot-Savart 原理计算各涡元的影响系数。线涡元诱导速度表达式为:

$$\Delta v_l = -\frac{1}{4\pi} \int \frac{\Gamma \mathbf{r} \times d\boldsymbol{\sigma}}{r_0^3} \quad (15)$$

式中 Γ 为桨叶微段环量, $\mathbf{r}$ 为线涡元上的微元位置, $r_0 = |\mathbf{r}|$, $\boldsymbol{\sigma}$ 为线元长度变化量。

面涡元诱导速度表达式为:

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{31} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} s_{11} & s_{12} & s_{13} & 0 & 0 & 0 \\ s_{21} & s_{22} & s_{23} & 0 & 0 & 0 \\ s_{31} & s_{32} & s_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & s_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & s_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & s_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{31} \\ \tau_{12} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & d_{31} \\ 0 & 0 & d_{31} \\ 0 & 0 & d_{33} \\ 0 & d_{15} & 0 \\ d_{15} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ E_3 \end{bmatrix} \quad (18)$$

式中 ε 和 σ 分别代表正应变和正应力, γ 和 τ 分别代表切应变和切应力, s 代表柔度系数, d 代表

$$\Delta v_m = -\frac{1}{4\pi} \int \frac{\Gamma \mathbf{r} \times \boldsymbol{\omega}}{r_0^3} dA \quad (16)$$

式中 $\boldsymbol{\omega}$ 为面元环量, dA 为面积分。

综合尾迹中各涡元作用, 由桨叶上的附着环量乘以相应的影响系数得到桨盘上各站点的诱导速度 $v_{in,ij}(r_i, \psi_j)$:

$$v_{in,ij}(r_i, \psi_j) = \sum_{j=1}^J \Gamma_j C_j + \sum_{j=l-k_{nw}}^l \sum_{i=1}^M \Gamma_{ij} C_{ij} \quad (17)$$

式中 Γ_{ij} 为第 i 径向站、第 j 方位站的附着环量, Γ_j 为第 j 方位站的最大附着环量, C_{ij} 和 C_j 是相应的由各涡元引起的影响系数。方程的第 2 项来自桨叶后方紧随的近尾迹(涡龄从 $\vartheta = 0$ 到 $\vartheta = k_{nw}\Delta\psi$, k_{nw} 为近尾迹处的尾迹几何数目)。

1.3 MFC 驱动力模型

MFC 的作动原理源于其逆压电效应: 当结构件表面或内部嵌入的 MFC 在电场作用下产生伸缩变形时, 受基体约束将产生反向作用力。该反作用力即为驱动基体变形的有效作动力。此时, 基体对 MFC 的反向载荷与驱动力构成平衡关系。基于此, 结合压电本构方程, 建立 MFC 驱动力计算模型。定义 MFC 的极化方向沿压电纤维长度方向为 3 轴, 厚度方向为 2 轴, 垂直纤维方向为 1 轴^[29], 如图 5 所示。

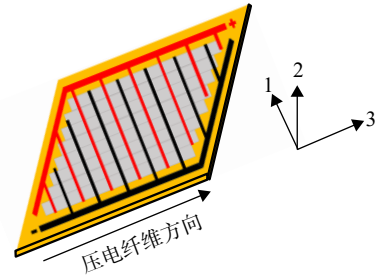


图 5 MFC 材料方向定义

Fig. 5 Definition of MFC material orientation

根据材料对称特性与压电方程, 可以得到 MFC 三维本构关系:

压电应变常数, E_3 为 3 轴方向电场强度。

鉴于 MFC 中的电极在纤维轴向呈正负交替

排布,且厚度方向尺寸显著小于其他方向,可认为 MFC 主要受纤维轴向电场 E_3 激励。其工作状态满足平面应力假设,可忽略宽度与厚度方向的电场强度分量以及厚度方向正应力和横向剪应力分量。经简化处理,推导得到 MFC 在 1、3 方向的驱动应力公式如下:

$$\sigma_1 = \frac{E_{\text{MFC1}}}{1-\nu_{\text{MFC}}^2} [(v_{\text{MFC}}\varepsilon_3 + \varepsilon_1) - (d_{33}v_{\text{MFC}} + d_{31})E_3] \quad (19)$$

$$\sigma_3 = \frac{E_{\text{MFC3}}}{1-\nu_{\text{MFC}}^2} [(v_{\text{MFC}}\varepsilon_1 + \varepsilon_3) - (d_{31}v_{\text{MFC}} + d_{33})E_3] \quad (20)$$

式中 ν_{MFC} 为 MFC 的泊松比, E_{MFC1} 和 E_{MFC3} 分别为 MFC 在 1 方向和 3 方向的弹性模量。 $(d_{33}v_{\text{MFC}} + d_{31})E_3$ 与 $(d_{31}v_{\text{MFC}} + d_{33})E_3$ 分别为材料坐标系下 MFC 在 1 方向与 3 方向产生的压电应变; ε_1 、 ε_3 则分别为对应方向上 MFC 的总应变。由于 MFC 粘贴于桨叶表面,此时的桨叶应变与 MFC 的总应变相等,可通过 Green 应变公式结合坐标变换获得。基于中等变形梁理论中桨叶上任意点的应变位移关系,得到 Green 应变张量在桨叶变形坐标系下精确到 2 阶的应变表达式:

$$\begin{aligned} \varepsilon_{11} = & u' + \frac{1}{2}(v'^2 + w'^2) + \\ & v''[\zeta \sin(\theta_0 + \phi) - \eta \cos(\theta_0 + \phi)] - \\ & w''[\eta \sin(\theta_0 + \phi) + \zeta \cos(\theta_0 + \phi)] + \\ & (\eta^2 + \zeta^2) \left(\theta_0' \phi' + \frac{\phi'^2}{2} \right) \end{aligned} \quad (21)$$

$$\varepsilon_{12} = -\frac{1}{2}\phi'\zeta \quad (22)$$

$$\varepsilon_{13} = \frac{1}{2}\phi'\eta \quad (23)$$

式中 η 为弦向坐标, ζ 为法向坐标, θ_0 和 ϕ' 分别为桨叶预扭角和弹性扭转角对轴向坐标的一阶导数。

式(19)和式(20)是在 MFC 材料坐标系下计算得到的应力,利用“莫尔圆”可计算出在旋翼变形坐标系下的驱动应力 σ_x 、 σ_η 和 $\tau_{x\eta}$:

$$\begin{aligned} M_t = & \frac{\partial}{\partial r} \int_{l_u} \left[(\eta - \eta_t) \sin \mu_u + \left(\zeta + \frac{h_u}{2} \right) \cos \mu_u \right] \tau_{x\eta} h_u dl_u + \frac{\partial}{\partial r} \int_{l_d} \left[(\eta - \eta_t) \sin \mu_d + \left(\zeta - \frac{h_d}{2} \right) \cos \mu_d \right] \tau_{x\eta} h_d dl_d = \\ & \frac{\partial}{\partial r} \sum_{i_u} \left[(\eta_i - \eta_t) \sin \mu_{ui} + \left(\zeta_i + \frac{h_u}{2} \right) \cos \mu_{ui} \right] \tau_{x\eta} h_u \Delta l_{i_u} + \frac{\partial}{\partial r} \sum_{i_d} \left[(\eta_i - \eta_t) \sin \mu_{di} + \left(\zeta_i - \frac{h_d}{2} \right) \cos \mu_{di} \right] \tau_{x\eta} h_d \Delta l_{i_d} \end{aligned} \quad (27)$$

$$\sigma_x = \frac{\sigma_1 + \sigma_3}{2} + \frac{\sigma_1 - \sigma_3}{2} \cos(2\theta_{\text{MFC}}) \quad (24)$$

$$\sigma_\eta = \frac{\sigma_1 + \sigma_3}{2} - \frac{\sigma_1 - \sigma_3}{2} \cos(2\theta_{\text{MFC}}) \quad (25)$$

$$\tau_{x\eta} = \frac{\sigma_1 - \sigma_3}{2} \sin(2\theta_{\text{MFC}}) \quad (26)$$

式中 θ_{MFC} 为 MFC 的纤维铺设角度。

文献 [30] 给出了简化机翼的 MFC 扭矩计算方法,该方法适用于横截面为矩形的板梁结构。由于旋翼桨叶多采用流线型翼型剖面,需进行差异化处理。针对典型翼型特征,沿上下翼面对桨叶表面铺设的 MFC 进行微元分割。图 6 给出了 MFC 的铺设示意以及用于计算 MFC 驱动力矩的翼型坐标系。采用上下翼面反对称连续铺设模式,并施加同向驱动电场,该配置可确保最优驱动效果^[31];坐标原点位于翼型的气动中心, x 轴垂直于翼型截面指向桨尖, η 轴位于翼型弦线位置,指向机头, ζ 轴垂直于弦线,指向上方。 dl_u 和 dl_d 分别表示翼型上下表面微元段长度。 μ_u 和 μ_d 分别表示翼型上下表面微元段与 η 轴的夹角。

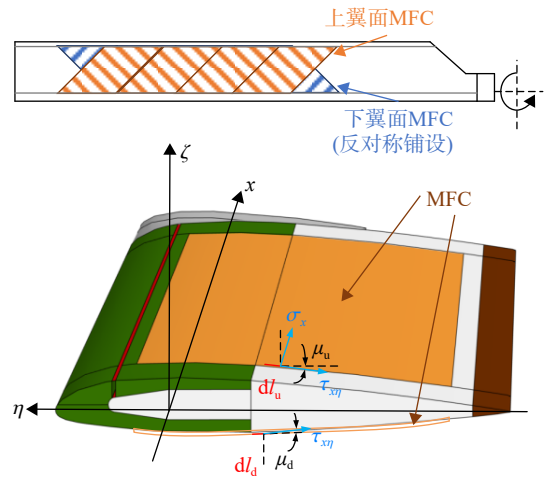


图 6 MFC 铺设示意与翼型表面 MFC 微元上的驱动应力
Fig. 6 Placement of MFC and actuation stress on the MFC element over the airfoil

基于翼型数据库提取翼型几何参数,进而得到 MFC 微元的坐标分布。由 MFC 微元上的驱动应力对翼型气动中心取力矩,沿翼型上下表面进行积分,得到 MFC 的驱动力矩表达式:

$$M_b = \frac{\partial}{\partial r} \left(\int_{l_u} \sigma_{x_u} h_u \zeta dl_u + \int_{l_d} \sigma_{x_d} h_d \zeta dl_d \right) = \frac{\partial}{\partial r} \left(\sum_{i_u} \sigma_{x_i} h_u \zeta_i \Delta l_{i_u} + \sum_{i_d} \sigma_{x_i} h_d \zeta_i \Delta l_{i_d} \right) \quad (28)$$

式中 η_t 为翼型气动中心弦向坐标, η_i 和 ζ_i 轴分别代表翼型微元段的弦向和法向坐标, 下标 u、d 分别代表上下翼面, h_u 、 h_d 分别为上下翼面所粘贴 MFC 的厚度, M_t 、 M_b 分别为 MFC 的扭转、挥舞驱动力矩, 对应式(6)中的 M_{MFC} 项。

1.4 运动方程求解

文中第 1.1 节已在旋转参考系下建立了混合式电控旋翼动力学模型。通过引入刚体运动(挥舞/摆振/变距)与有限元离散下的弹性变形两种广义坐标, 得到混合式电控旋翼的弹性势能 δU 、动能 δT 及空气动力、MFC 驱动力等非保守力的虚功 δW 。基于 Hamilton 原理整合能量项贡献, 构造出混合式电控旋翼系统运动方程。组集单元弹性势能、动能、非惯性载荷与气动载荷/压电驱动载荷虚功, 获得桨叶在旋转系下由广义力表示的隐式非线性方程:

$$Q_t^i(\ddot{q}, \dot{q}, q, t) + Q_i^e(q) + Q_i^i(\dot{q}, q, t) + Q_i^p(\dot{q}, q, t) = 0 \quad (29)$$

式中 q 、 $\dot{q}$ 和 $\ddot{q}$ 分别为组集后的广义位移、速度、加速度向量。上标 t、e、i、p 分别表示来自动能、弹性势能、非惯性力、空气动力组合压电驱动力的贡献项。

采用基于 Newmark 方法的隐式数值积分法对式(29)求解以获得稳态周期解。首先, 将气动载荷与压电驱动载荷组合的广义力单独分离, 其他部分组合在一起, 分成式(30)中的两部分, 并对方程左边的组合项在 t 时刻进行 1 阶 Taylor 展开, 得到式(31)。

$$Q(\ddot{q}, \dot{q}, q, t) = -Q^p(\dot{q}, q, t) \quad (30)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial Q}{\partial \ddot{q}}(\ddot{q}_n, \dot{q}_n, q_n) \Delta \ddot{q}_n + \frac{\partial Q}{\partial \dot{q}}(\ddot{q}_n, \dot{q}_n, q_n) \Delta \dot{q}_n + \frac{\partial Q}{\partial q}(\ddot{q}_n, \dot{q}_n, q_n) \Delta q_n = -Q(\ddot{q}_n, \dot{q}_n, q_n, t) \\ - Q^p(\dot{q}_n, q_n, t) \end{aligned} \quad (31)$$

递推公式为:

$$\begin{cases} q_{n+1}(t) = q_n(t) + \Delta q_n(t) \\ \dot{q}_{n+1}(t) = \dot{q}_n(t) + \Delta \dot{q}_n(t) \\ \ddot{q}_{n+1}(t) = \ddot{q}_n(t) + \Delta \ddot{q}_n(t) \end{cases} \quad (32)$$

$$\begin{cases} \Delta q_n(t) = \Delta t^2 \kappa_1 \Delta \ddot{q}_n(t) \\ \Delta \dot{q}_n(t) = \Delta t \kappa_2 \Delta \ddot{q}_n(t) \end{cases} \quad (33)$$

式中 κ_1 、 κ_2 为 Newmark 积分常数。

基于求解出的结果, 结合式(4)即可获得 MFC 引起的弹性变距操纵输出 $\phi_{MFC}(r, \psi)$ 。

2 模型验证

文中第 1.1~1.4 节建立了混合式电控旋翼的气弹动力学模型。为验证该模型的正确性, 结合目前可获得的相关试验与计算数据, 利用自制模型桨叶从两个层面进行验证。首先基于已开展的 MFC 桨叶扭转试验^[32], 利用试验结果进行模型桨叶静止状态下的扭转特性对比, 验证气弹模型中的 MFC 驱动力模型。在此基础上, 利用文献^[33]中的 CFD 计算结果进行模型旋翼旋转状态下的升力特性对比, 验证气弹分析模型气动载荷计算的准确性。

图 7 给出了验证用模型桨叶外形示意图。桨叶翼型为 NACA23012 翼型, 弦长为 0.121 m。桨叶具体组成材料与参数见文献^[32]。

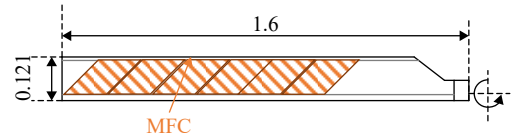


图 7 主动扭转模型桨叶示意图(单位: m)

Fig. 7 Active-torsional model blade (unit: m)

2.1 静止状态下桨叶扭转特性验证

项目组前期开展了 MFC 模型桨叶扭转试验^[32], 图 8 示出了试验所用的 MFC 桨叶实物。该试验平台由激励系统、MFC 桨叶以及位移采集/分析系统组成。通过信号发生器产生电压信号, 经高压放大器放大后施加到 MFC 阵列上, MFC 受电压激励后发生变形进而驱动桨叶扭转。位移采集/分析系统用于采集记录桨叶自由端横截面产生的位移, 获得的位移数据做进一步计算处理得到桨叶的桨尖扭转角。

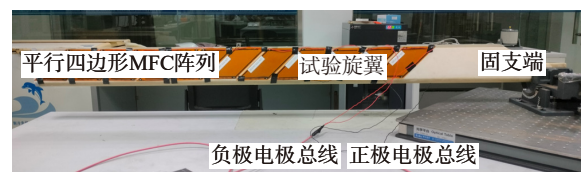


图 8 扭转试验用 MFC 模型桨叶^[32]

Fig. 8 Model blade for torsional testing^[32]

本节利用该试验结果验证前文所建立的MFC驱动力模型的正确性。图9给出了桨叶静止状态下, 16片和22片MFC阵列, 不同MFC驱动电压(包括电压峰峰值 U_{pp} 和驱动频率 f)下的桨尖扭转角计算值和试验值的对比。从图中可以看出, 静止状态桨尖扭转角计算值与试验值吻合良好, 最大误差约为8%, 表明MFC驱动力模型具有较高的预测精度。

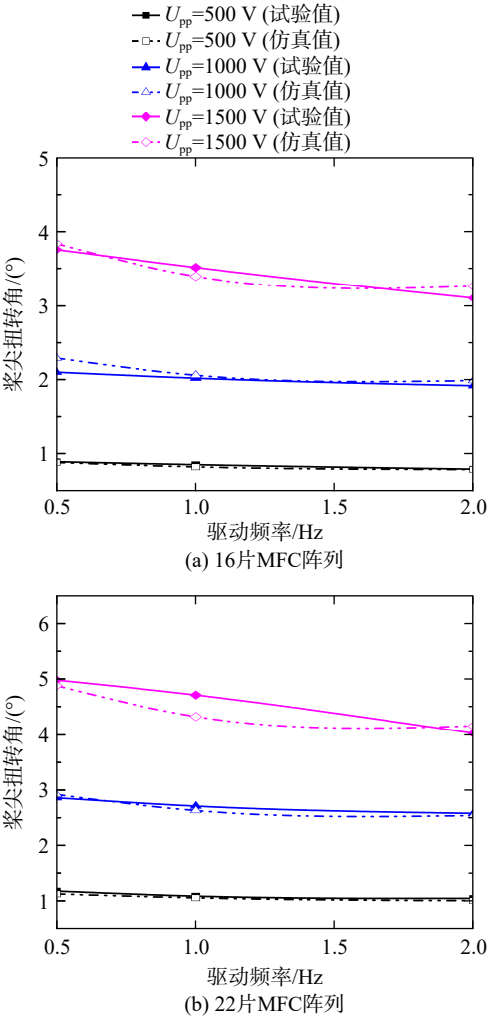


图9 静止状态下桨尖扭转角计算验证

Fig. 9 Computational validation of blade tip torsional angle in stationary state

2.2 旋转状态下旋翼气动载荷特性验证

进一步基于文献[33]的CFD计算结果验证混合式电控旋翼的气弹动力学模型。表1给出了仿真中模型旋翼的主要物理参数, 旋翼为悬停状态。

文献[33]中采用了正弦扭转变形控制, 桨叶的主动扭转角在周向呈简谐变化, 在径向呈线性变化。本文则通过在桨尖布置MFC实现与文献[33]等效的扭转效果。图10展示了MFC驱动引

表 1 模型旋翼主要物理参数	
Table 1 Main physical parameters of the model rotor	
参数	数值
直径/m	2.8
弦长/m	0.121
根切半径/m	0.2
转速/(r/min)	600
桨叶片数	2
总距/(°)	2

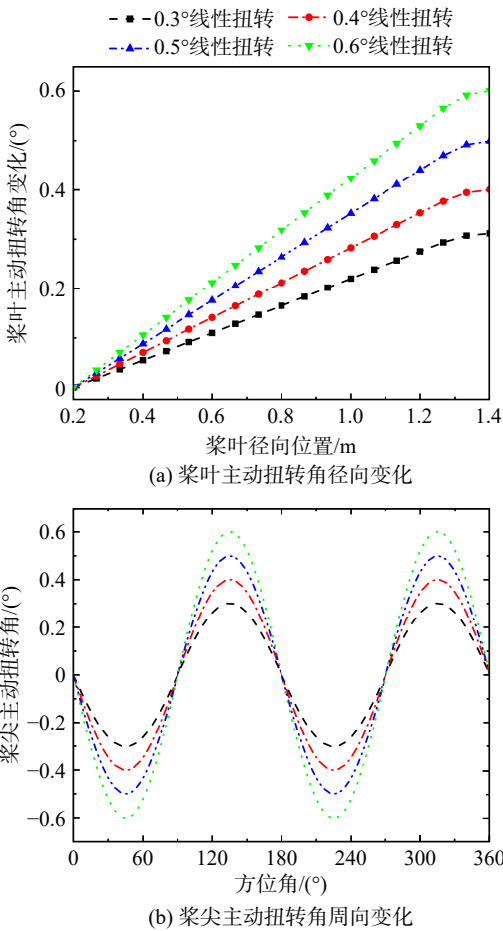


图10 MFC驱动下的主动扭转角变化

Fig. 10 Active-torsional angle variation under MFC actuation

起的线性扭转角以及桨叶最大径向扭转角变化, 径向变形基本保持线性扭转, 与文献[33]一致, 可用于气动力对比分析。

图11给出了单片桨叶在主动扭转作用下的升力变化计算结果。从图中可以看出, 气弹模型计算结果与CFD计算结果在升力变化规律上一致, 气弹模型计算值略高于CFD计算值, 最大误差约为6%。此外, 两种计算方法在升力峰值所在方位角处有少许差异, 认为是由于主动扭转角施加方式不同造成的。文献[33]是直接

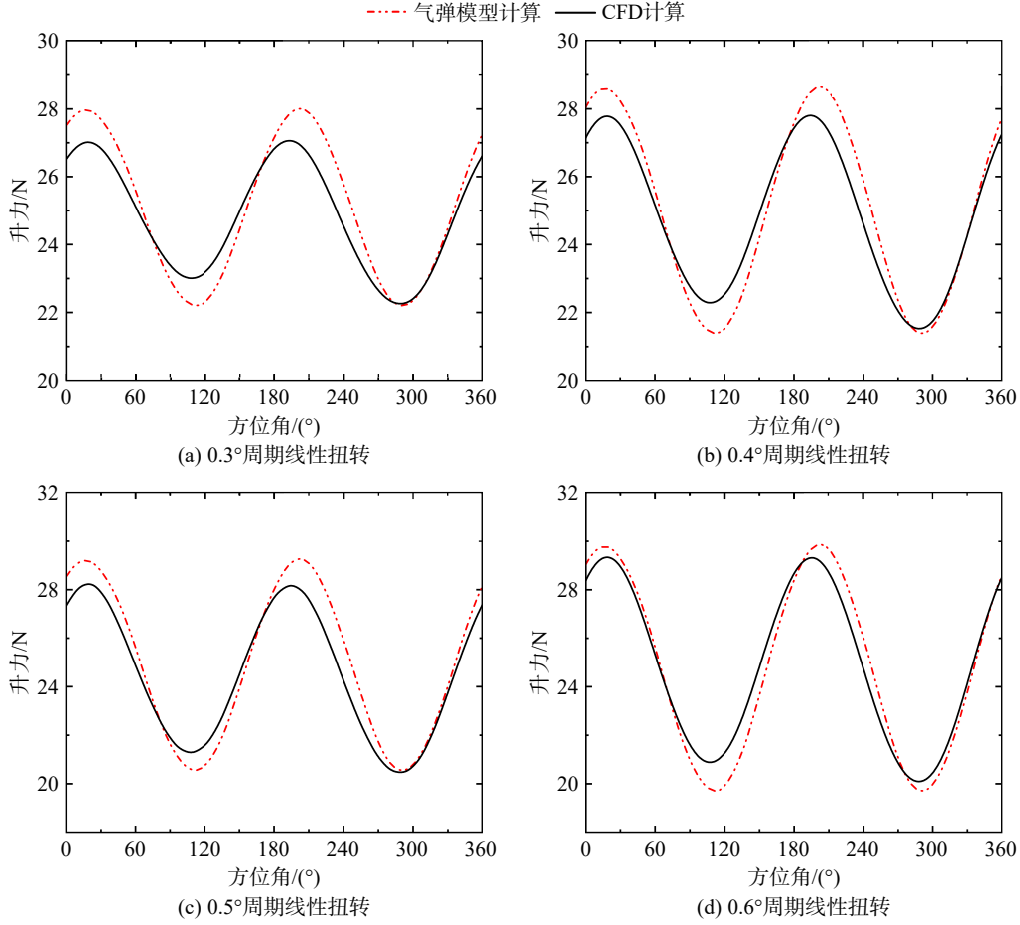


图 11 旋转状态下桨叶升力验证

Fig. 11 Lift validation of rotor blades in rotating state

应位置设置所需主动扭转角;而本文是通过 MFC 产生作用在桨叶上的周期交变扭转力矩,从而引起桨叶扭转角,更为符合真实情况。

上述对比结果初步验证了本文所构建的气弹分析模型的正确性,并具有较好的预测精度,可用于研究混合式电控旋翼的气弹响应特性。

3 参数仿真研究

此处针对混合式电控旋翼的主要控制参数与设计参数开展仿真研究,分析各参数对旋翼操纵特性的影响规律。

图 12 给出了 MFC 旋翼的参数定义及铺设示意图。图中定义了两个几何参数来量化 MFC 铺设范围:参数 L_t 表征 MFC 铺设位置与桨尖的最小间距;参数 λ 定义为 MFC 铺设长度 L_m 与桨叶有效长度 L_b 的比值, $\lambda = L_m / L_b$ 。仿真所用电控旋翼基本参数如表 2 所示。

3.1 控制参数研究

通过改变 MFC 的相关控制参数,在不同的驱动电压/驱动频率/初始相位下,获取旋翼由 MFC

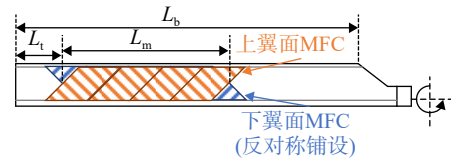


图 12 部分参数定义与 MFC 铺设示意图

Fig. 12 Schematic diagram of MFC layout and parameter definitions

产生的弹性周期变距操纵输出,分析桨根挥舞角和 $0.75R$ 处翼型升力系数的时间历程。仿真分析中,旋翼工作状态为:悬停,旋翼转速为 600 r/min,总距为 5° ; MFC 设计参数为: $L_t=0$ m, $\lambda=2/3$ 。式(34)给出了 MFC 驱动电压表达式:

$$U(\psi) = U_0 + \frac{U_{pp}}{2} \sin(2\pi f t + \varphi_0) \quad (34)$$

式中 U_0 为偏置电压, φ_0 为初始相位。

由于混合式电控旋翼的弹性变距操纵输出 $\phi_{MFC}(r, \psi)$ 是桨叶径向长度及方位角的函数,为此,借助单个旋转周期内桨叶沿径向的最大扭转角变化以及桨尖扭转角的时间历程来描述其周期性的

表 2 混合式电控旋翼基本参数

Table 2 Fundamental parameters of the hybrid electrically controlled rotor

参数	数值
直径/m	2.8
弦长/m	0.121
根切半径/m	0.2
转速/(r/min)	600
桨叶片数	2
总距/(°)	5
翼型	NACA23012
MFC 沿弦向长度/m	0.08
MFC 压电常数 $d_{33}/(\text{pC/N})$	487.9
MFC 压电常数 $d_{31}/(\text{pC/N})$	-195.8

弹性变距操纵输出。

以下针对 MFC 驱动电压峰峰值、驱动频率以及驱动初始相位, 分别进行混合式电控旋翼操纵特性仿真分析。

3.1.1 驱动电压峰峰值

图 13 给出了不同驱动电压峰峰值下的混合式电控旋翼变距操纵输出, 驱动电压峰峰值步进间隔为 500 V, 驱动频率为 10 Hz, 无相位差。从图中可以看出, 随着电压峰峰值的增大, 旋翼 MFC 弹性扭转引起的变距操纵量有明显提升。在时间历程上, MFC 引起的变距操纵量并不完全呈现正弦变化, 结合式(4)和式(28)可知, 这是由于 MFC 额外的挥舞力矩所引起的桨叶非线性弹性变形。

在上述变距操纵下, 旋翼的操纵响应如图 14 所示。从图中可以看出, 随着驱动电压峰峰值的逐渐增大, 桨根挥舞角、0.75R 处升力系数(C_L)的幅值均有所增大, 同时升力系数的变化相较于变距操纵的变化滞后约 90°。

3.1.2 驱动频率

图 15 给出了不同驱动频率下的混合式电控

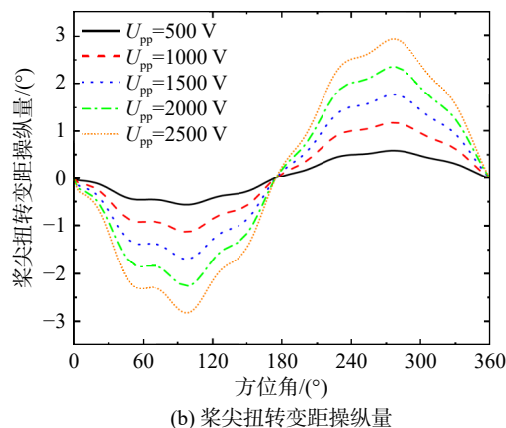
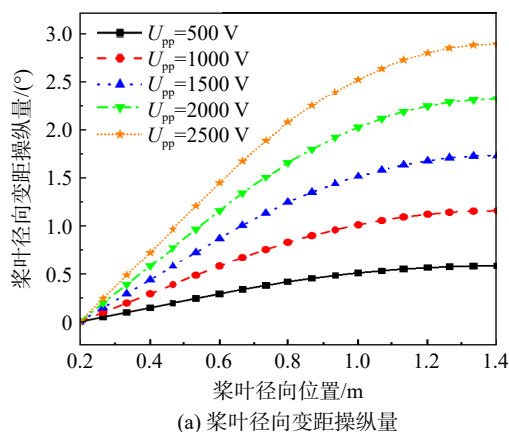


图 13 不同驱动电压下的 MFC 弹性扭转变距操纵量

Fig. 13 Pitch control from MFC-induced elastic torsion under varying actuation voltages

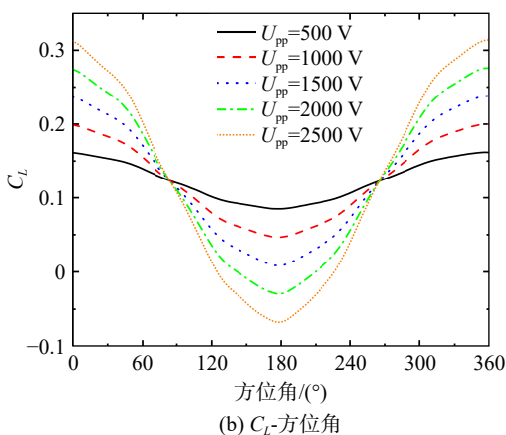
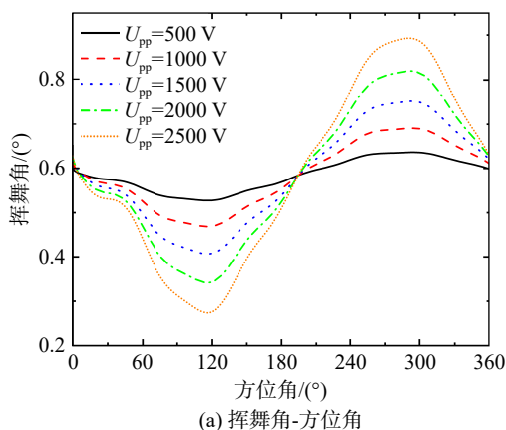
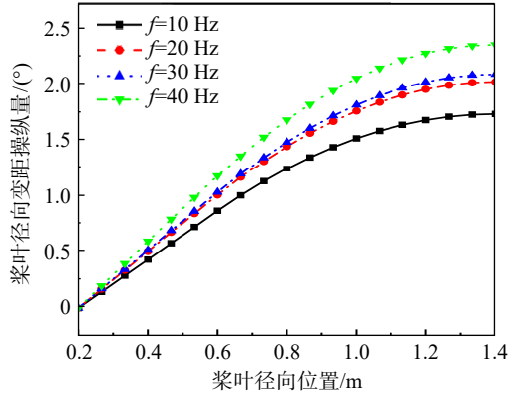


图 14 不同驱动电压峰峰值下的操纵响应

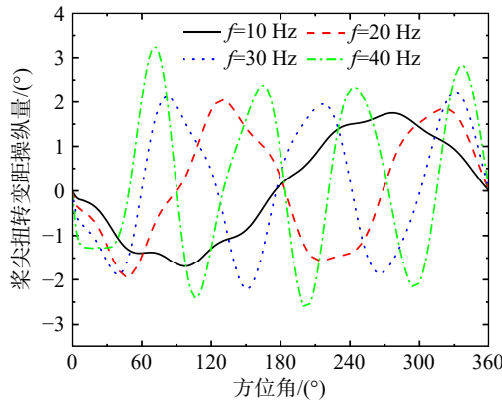
Fig. 14 Control response under varying peak-to-peak driving voltages

旋翼变距操纵量。图 16 则为对应操纵量下的旋翼操纵响应, 驱动电压峰峰值为 1 500 V, 无相位差。

图 15 与图 16 均表示出在电压峰峰值一定的情况下, 驱动频率的改变也会带来操纵量、桨叶弹性变形以及升力系数的幅值变化。由图 16(b) 可知, 高频驱动会诱发升力系数的高阶谐波成分;



(a) 桨叶径向变距操纵量



(b) 桨尖扭转变距操纵量

图 15 不同驱动频率下的 MFC 弹性扭转变距操纵量

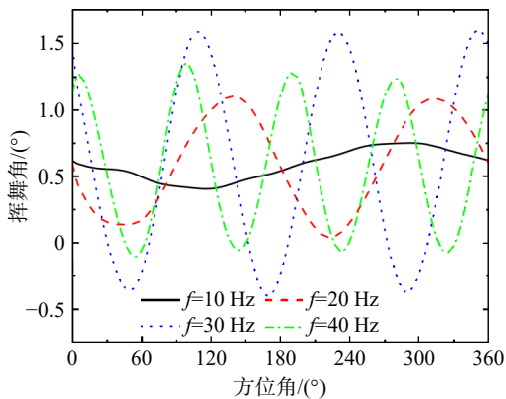
Fig. 15 Pitch control from MFC-induced elastic torsion under varying driving frequencies

同时由于能量守恒, 10 Hz 驱动下的桨叶升力系数变化幅值更大。

3.1.3 初始相位

图 17 给出了混合式电控旋翼在 MFC 不同初始相位下, 引起的变距操纵量。图 18 为对应操纵输出下的操纵响应, 驱动电压峰峰值为 1 500 V, 驱动频率为 20 Hz。

从图 17 和图 18 可以看出: 随着初始相位的改变, 桨叶变距操纵量、桨根挥舞角, 以及 0.75R



(a) 挥舞角-方位角

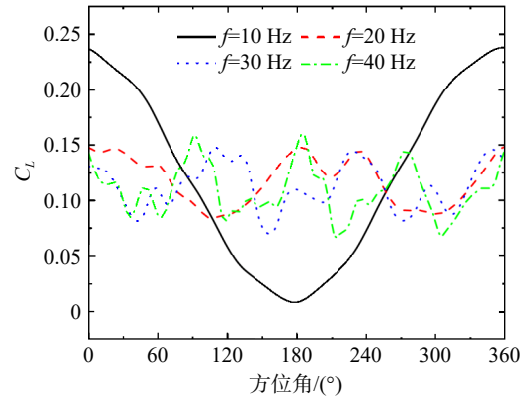
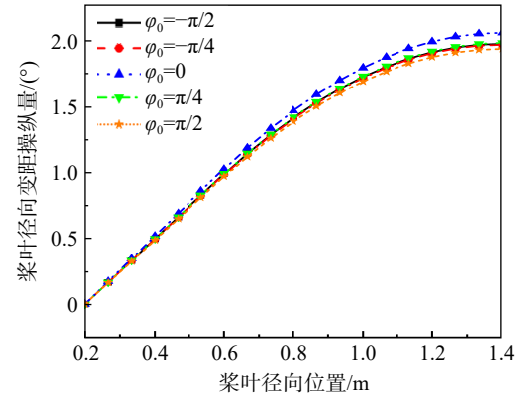
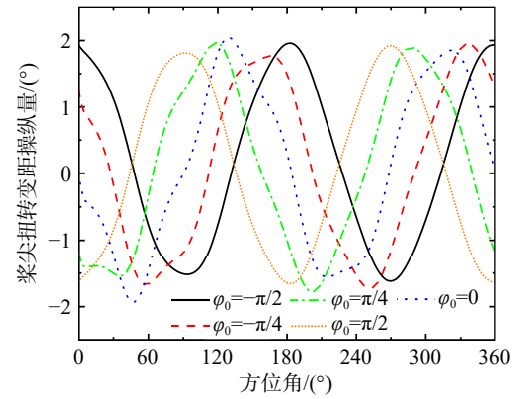
(b) C_L -方位角

图 16 不同驱动频率下的操纵响应

Fig. 16 Control response under varying driving frequencies



(a) 桨叶径向变距操纵量



(b) 桨尖扭转变距操纵量

图 17 不同初始相位下的 MFC 弹性扭转变距操纵量

Fig. 17 Pitch control from MFC-induced elastic torsion under varying initial phases

处升力系数均呈现与 MFC 驱动电压相匹配的变化过程, 且幅值差异相较于之前不同频率下的操纵响应基本可以忽略不计。

3.2 设计参数研究

本节进一步对混合式电控旋翼的主要设计参数进行仿真研究, 以揭示这些参数对旋翼变距操

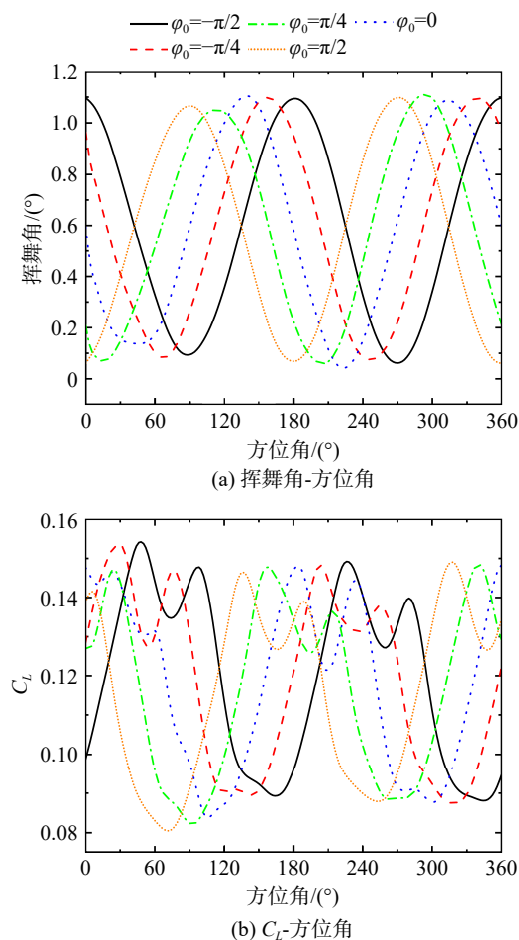


图 18 不同初始相位下的操纵响应

Fig. 18 Control response under varying initial phases

纵量、弹性变形响应以及 $0.75R$ 处翼型升力系数的影响规律。旋翼工作状态为: 悬停, 旋翼转速为 600 r/min , 总距为 5° ; MFC 驱动电压峰峰值为 1500 V , 频率为 10 Hz , 无相位差。

以下针对 MFC 铺设范围、铺设位置、纤维铺设角度以及桨叶扭转刚度, 分别进行混合式电控旋翼操纵特性仿真分析。

3.2.1 MFC 铺设范围

图 19 给出了不同 MFC 铺设范围下的混合式电控旋翼变距操纵量, 图 20 为对应变距操纵下的操纵响应, $L_t=0 \text{ m}$ 。

从图 19 和图 20 可以看出: 随着 MFC 铺设范围的增大, 驱动性能得到提升, 变距操纵量、桨根挥舞角以及升力系数的幅值均会增大。当 λ 越接近 1 时, 各幅值提升的幅度越小, 这是桨根驱动控制等效固支产生的结果。

3.2.2 MFC 铺设位置

图 21 给出了不同 MFC 铺设位置下的混合式电控旋翼变距操纵量, 图 22 为对应操纵输出下的

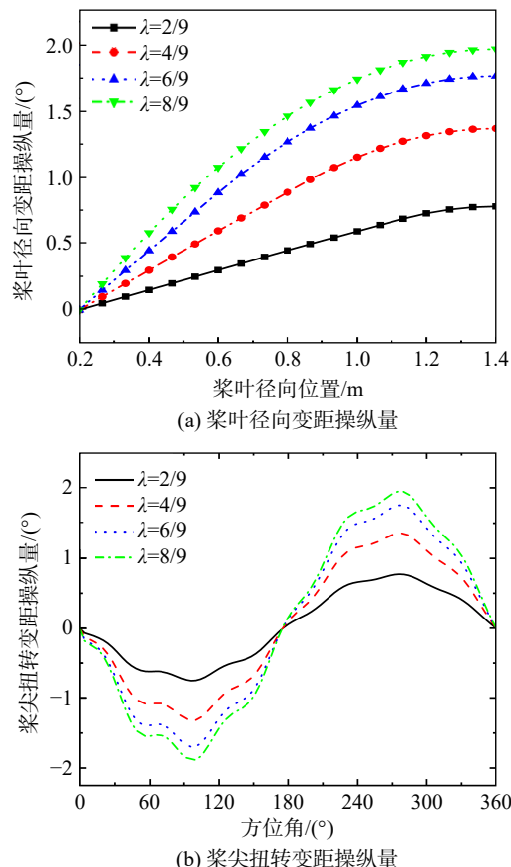
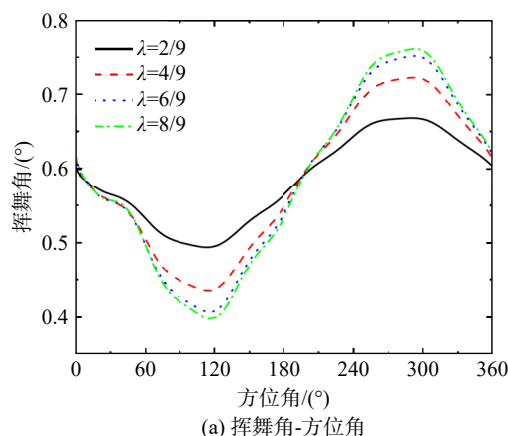


图 19 不同 MFC 铺设范围下的弹性扭转变距操纵量

Fig. 19 Pitch control from MFC-induced elastic torsion under varying MFC coverage ranges

操纵响应。MFC 铺设长度与桨叶长度之比 $\lambda=2/3$, MFC 的铺设位置与桨尖的最小距离 L_t 分别为 0 、 $2R/9$ 、 $4R/9$, 分别对应铺设位置为桨叶尖部、中部、根部。

从图 21 与图 22 可以看出: 当 MFC 铺设范围不变时, 铺设位置越靠近桨尖, 变距操纵输出越多, 桨叶弹性变形以及升力系数的幅值越大。当铺设位置靠近桨根时, 桨叶的整体扭转更加平缓, 但相对的扭转效果会有所降低, 最大扭转角较小。



(a) 挥舞角-方位角

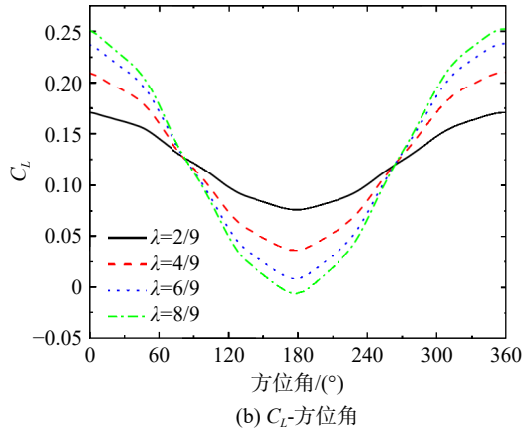


图 20 不同 MFC 铺设范围下的操纵响应

Fig. 20 Control response under varying MFC coverage ranges

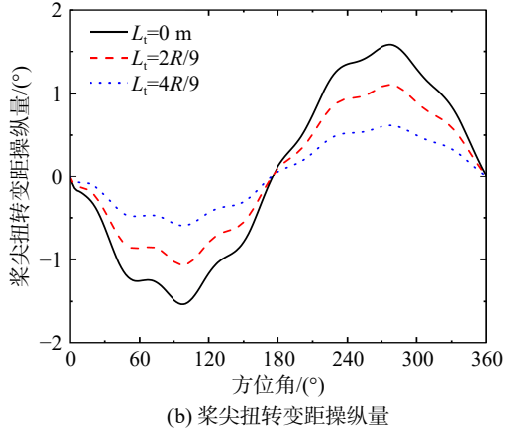
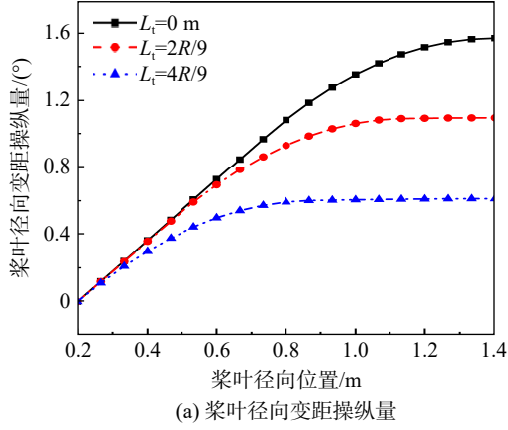


图 21 不同 MFC 铺设位置下的弹性扭转变距操纵量

Fig. 21 Pitch control from MFC-induced elastic torsional under varying MFC placement positions

3.2.3 MFC 纤维铺设角度

图 23 给出了不同 MFC 纤维铺设角度 θ_{MFC} 下的混合式电控旋翼变距操纵输出。图 24 为对应操纵输出下的操纵响应, MFC 铺设长度与桨叶长度之比 $\lambda=2/3$, MFC 的铺设位置与桨尖的最小距离 $L_t=0$ m。

当 MFC 纤维铺设角度为 45° , 桨叶可以达到

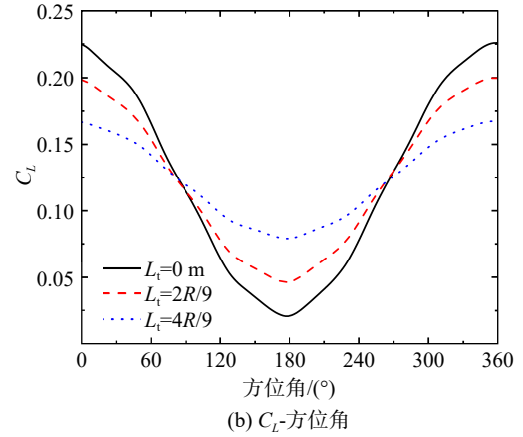
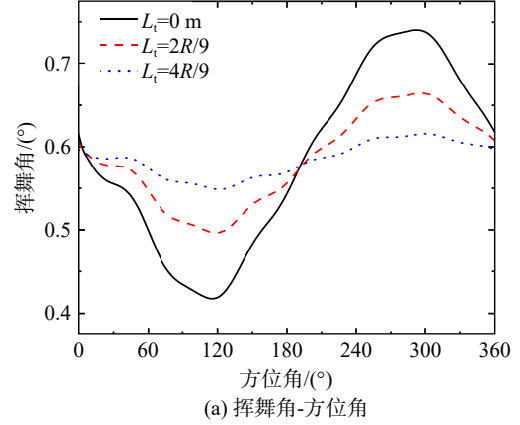


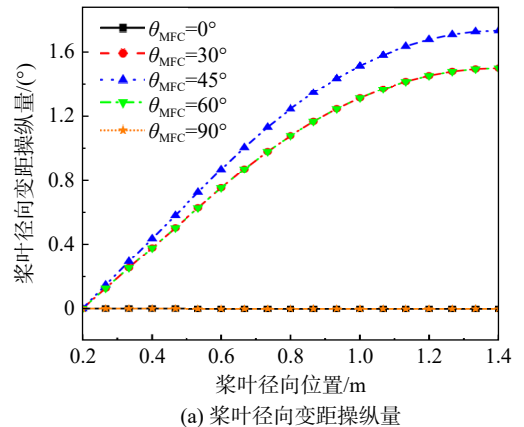
图 22 不同 MFC 铺设位置下的操纵响应

Fig. 22 Control response under varying MFC placement positions

最佳扭转效果; 而当纤维角度为 0° 或 90° 时, MFC 的扭转驱动应力为 0, 此时不会产生扭转, 也就没有对应的变距操纵量, 如图 23 所示。图 24(a) 给出了挥舞角的时间历程。当纤维铺设角度为 0° 或 90° 时, 虽然扭转驱动应力为 0, 但由于仿真用桨叶翼型为非对称翼型, 故 MFC 仍会产生一定的挥舞弯曲应力, 因而挥舞角不为常数。

3.2.4 桨叶扭转刚度

以基准桨叶的扭转刚度值 K_0 为 100%, 图 25



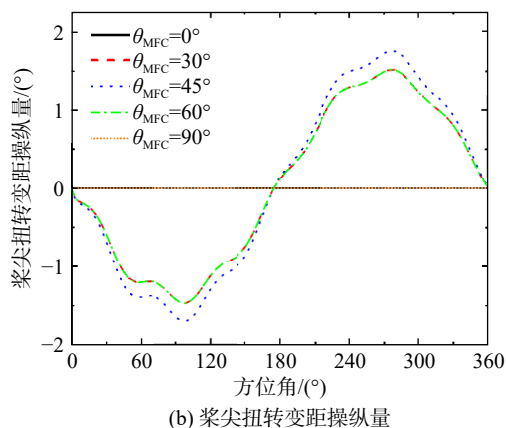


图 23 不同 MFC 纤维铺设角度下的弹性扭转变距操纵量
Fig. 23 Pitch control from MFC-induced elastic torsional under varying MFC fiber orientation angles

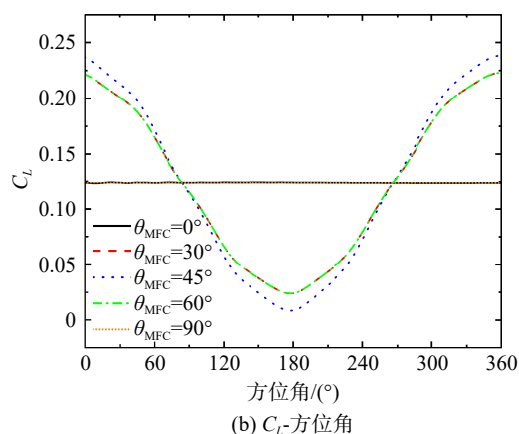
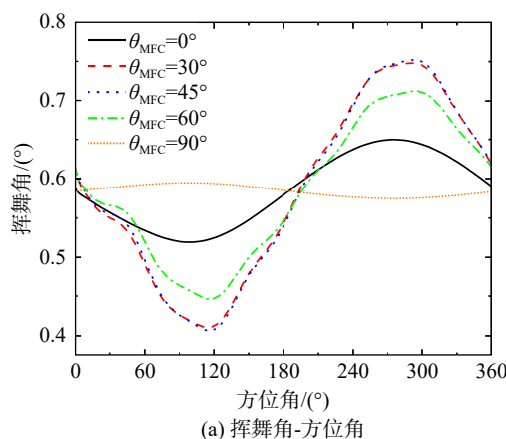


图 24 不同 MFC 纤维铺设角度下的操纵响应
Fig. 24 Control response under varying MFC fiber orientation angles

给出了不同桨叶扭转刚度 K 下混合式电控旋翼的变距操纵量。图 26 则为对应操纵量下的操纵响应。MFC 铺设长度与桨叶长度之比 $\lambda=2/3$, MFC 的铺设位置与桨尖的最小距离 $L_t=0$ m。在图 26 中, 还给出了桨尖扭转角随方位角的变化关系, 以及桨叶弹性扭转角的径向分布。

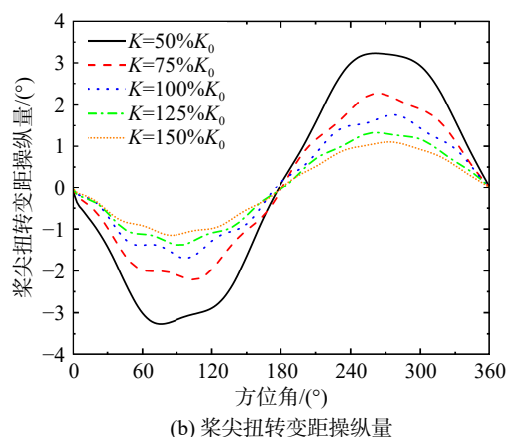
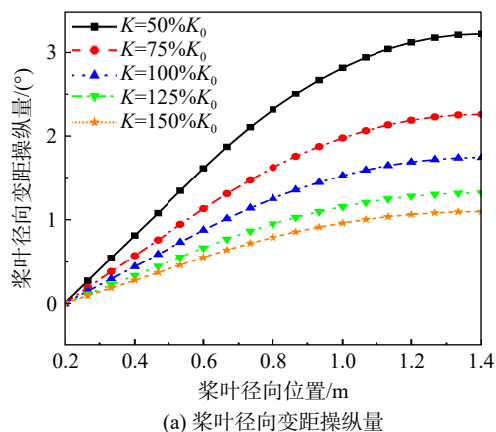
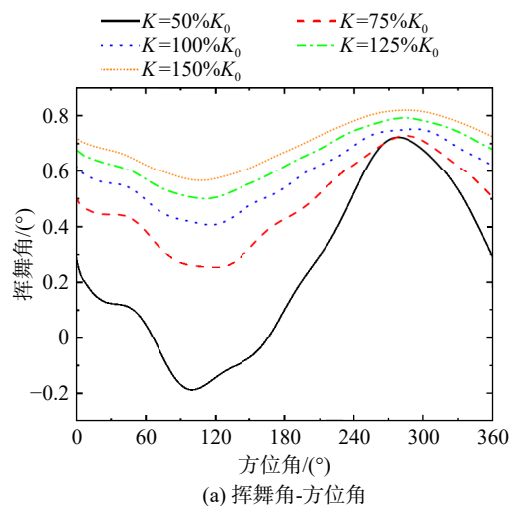


图 25 不同桨叶扭转刚度下的弹性扭转变距操纵量
Fig. 25 Pitch control from MFC-induced elastic torsional under varying blade torsional stiffness

从图 25 可以看出, 桨叶扭转刚度越小, 桨叶的弹性变距操纵量越大。图 26(b)~图 26(d) 则表明, 桨叶扭转刚度越小, 桨叶弹性变形幅值越大, 但同时也会导致由气动力引起的常值负扭转角减小, 从而导致升力系数整体减小。

3.3 操纵性能仿真验证

根据前述参数仿真研究获得的规律, 此处



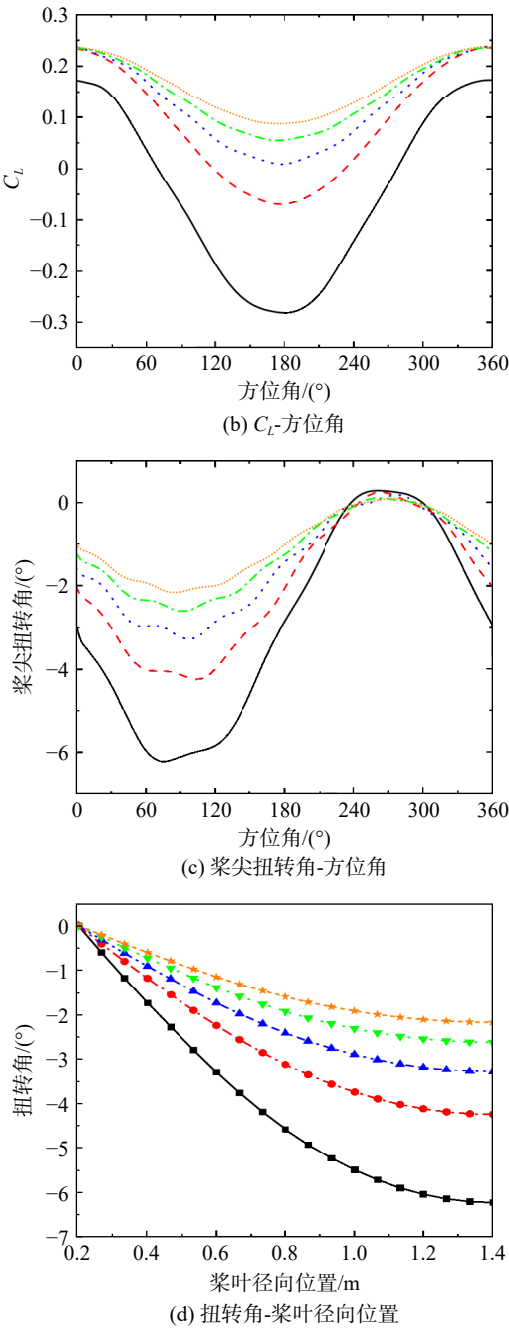


图 26 不同桨叶扭转刚度下的操纵响应

Fig. 26 Control response under varying blade torsional stiffness

选取以下优化参数组合配置, 即: MFC 电压峰峰值 $U_{pp}=2\,500\text{ V}$, 驱动频率为 10 Hz (旋翼转速为 600 r/min), MFC 满桨叶铺设, 即 $\lambda=1$, $L_t=0\text{ m}$, 桨叶扭转刚度为原基准值的 50% 。为取得更佳的扭转驱动效果选取单晶 MFC 作为驱动器, 其材料参数见表 3。在此条件下, 通过仿真可得到桨叶沿不同径向位置、不同方位角处的弹性扭转角, 如图 27 所示。

观察图 27 中 0° 以及 360° 方位角处的扭转角可知, 由于该桨叶扭转刚度较低, 气动力引起的

表 3 单晶 MFC 材料特性^[34]

Table 3 Material properties of single crystal MFC^[34]

参数	数值
弹性模量 E_3/GPa	6.23
弹性模量 E_1/GPa	11.08
切变模量 G_{31}/GPa	2.01
泊松比 ν_{31}	0.229
压电常数 $d_{33}/(\text{pC/N})$	1 896.52
压电常数 $d_{31}/(\text{pC/N})$	-861.20

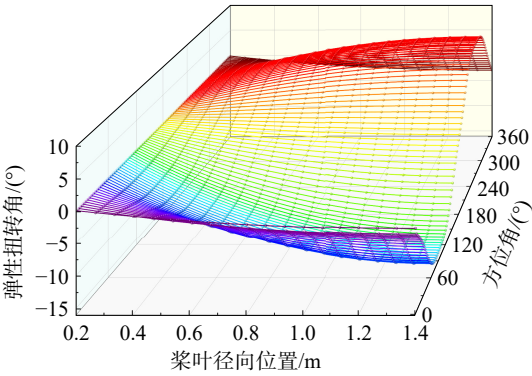


图 27 参数优化配置下的桨叶弹性扭转角时间历程

Fig. 27 Time history of blade elastic torsion angle under optimized parameter configuration

桨叶弹性扭转角约为 -3° , 在扭转角总量中占有一定比重, 但鉴于该扭转角在仿真工况中基本保持为常量, 可通过对 MFC 施加一定量的偏置电压 (-320 V), 产生反向扭转角来抵消其影响, 见图 28。

从图 28 中可以看出, 通过对 MFC 施加合适的偏置电压, 可抵消气动力引起的稳态负扭转角, 表明 MFC 在混合式电控旋翼中具备补充总距操纵的能力。在当前优化参数组合下, 桨叶可产生

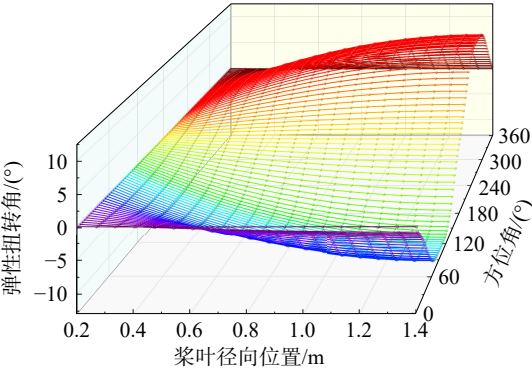


图 28 施加偏置电压后的弹性扭转角时间历程

Fig. 28 Time history of blade elastic torsion angle after applying bias voltage

约 $\pm 12.8^\circ$ 的周期变距操纵量, 由于前文中提到理论模型存在的最大预测误差为 8%, 考虑误差后该混合式电控旋翼仍可以达到预设的 $\pm 12^\circ$ 周期变距操纵范围的目标, 证明了利用 MFC 实现电控旋翼周期变距的可行性与有效性。

4 结 论

本文提出了一种基于 MFC 进行周期变距操纵、根部作动器进行总距操纵的混合式电控旋翼, 重点针对 MFC 的周期变距操纵进行了气弹动力学理论建模、参数仿真研究以及操纵可行性分析。研究结论如下:

1) 基于中等变形梁理论及 MFC 压电本构方程构建的混合式电控旋翼气弹分析模型, 具有良好的 MFC 旋翼操纵响应预测精度。

2) 通过提高 MFC 驱动电压、增加 MFC 铺设量、降低桨叶扭转刚度等措施, 可有效提高混合式电控旋翼的弹性扭转操纵量。

3) 尽管 MFC 的周期变距操纵与常规旋翼周期变距有所不同, 但通过仿真分析与验证, 在本文设置模型桨叶参数配置下, 由于理论模型最大的预测误差控制在 8% 以内, 考虑误差后模型桨叶可产生 $\pm 12^\circ$ 的周期操纵量, 达到了预设的周期变距操纵范围, 验证了这种混合式电控旋翼利用 MFC 进行周期变距的有效性。

参考文献:

- [1] AIKEN E, ORMISTON R, YOUN L A. Future directions in rotorcraft technology at AMES Research Center[C]//Proceedings of 56th Annual Forum of the AHS. Virginia Beach, US: American Helicopter Society International, 2000: 10-30.
- [2] SAXENA A. Primary control of a Mach scale swashplateless rotor using brushless DC motor actuated trailing edge flaps [D]. College Park, US: University of Maryland, 2015.
- [3] SAXENA A, CHOPRA I. Design, development, and hover testing of a Mach-scale swashplateless rotor using brushless DC motor-actuated trailing edge flaps for rotor primary control[J]. Journal of the American Helicopter Society, 2017, 62(2): 1-12.
- [4] 陆洋. 电控旋翼系统研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2004.
LU Yang. Research on the electrically controlled rotor system[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2004. (in Chinese)
- [5] 夏鹤鸣, 陆洋. 悬停状态电控旋翼桨距控制[J]. 航空动力学报, 2009, 24(10): 2213-2220.
XIA Heming, LU Yang. Study on the blade pitch control of electrically controlled rotor in hover[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(10): 2213-2220. (in Chinese)
- [6] 王伟. 电控旋翼综合试验系统设计技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.
WANG Wei. Study on the design technology of the synthetical test system of electrically controlled rotor[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)
- [7] 王超. 电控旋翼直升机气动特性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.
WANG Chao. Research on the aerodynamics characteristics of the helicopter with electrically controlled rotor[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014. (in Chinese)
- [8] 马锦超. 电控旋翼主操纵/主动振动耦合控制研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.
MA Jinchao. Research on coupling control of main control and active vibration of electronically controlled rotor[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014. (in Chinese)
- [9] 董祥见. 电控旋翼噪声主动控制试验研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2017.
DONG Xiangjian. Experimental study on the active noise control of electronically controlled rotor [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017. (in Chinese)
- [10] 冯剑波, 陆洋, 卫瑞智. 电控旋翼低频面内谐波噪声主动控制试验[J]. 航空动力学报, 2018, 33(12): 2950-2957.
FENG Jianbo, LU Yang, WEI Ruizhi. Experiment on active control of low frequency in-plane harmonic noise for electrically controlled rotor[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(12): 2950-2957. (in Chinese)
- [11] ARNOLD U, FUERST D, NEUHEUSER T, et al. Development of an integrated electrical swashplateless primary and individual blade control system[C]//Proceedings of 32nd European Rotorcraft Forum. Maastricht, Netherlands: Eurocopter Deutschland GmbH, 2006: 1051-1063.
- [12] RNOLD U, AUSPITZER T, FUERST D, et al. Preparation for a wind tunnel demonstration of a pure-electric, swashplateless individual blade control system for a high speed rotor[R]. AIAA-2019-1369, 2019.
- [13] AUSPITZER T, HAAR J, ARNOLD U, et al. Development of a pure-electric, swashplate-less individual blade control system for a high speed rotor configuration-research program update[R]. AIAA-2022-0326, 2022.
- [14] WANG Jian, WANG Haowen, WU Chao. Development of swashplateless helicopter blade pitch control system using the limited angle direct-drive motor (LADDM)[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2015, 28(5): 1416-1425.
- [15] 叶绵鸿. 桨根驱动电控旋翼设计及试验研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2024.
YE Mianhong. Design and test research of the root-driven electrically controlled rotor [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2024. (in Chinese)
- [16] CH K. Active rotor control for helicopters: individual blade control and swashplateless rotor designs[J]. CEAS Aeronautical Journal, 2011, 1(1): 23-54.
- [17] WILLIAMS R B, PARK G, INMAN D J, et al. An overview of composite actuators with piezoceramic fibers[C]//Proceedings of IMAC-XX: A Conference on Structural Dynamics. Los Angeles, US: The International Society for Optical Engineering, 2002: 421-427.
- [18] 张啸迟, 万志强, 严德. 主动扭转旋翼振动载荷减缓控制优化[J]. 北京航空航天大学学报, 2023, 49(12): 3397-3408.
ZHANG Xiaochi, WAN Zhiqiang, YAN De. Optimal active torsional control for rotor vibration reduction[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2023, 49(12): 3397-

3408. (in Chinese)
- [19] MONNER H P, RIEMENSCHNEIDER J, OPITZ S, et al. Development of active torsional rotors at the German aerospace center (DLR)[R]. AIAA-2011-1824, 2011.
- [20] LIM J W, BOYD D D, KIM D H, et al. Aeromechanical evaluation of smart-torsional active rotor[C]//Proceedings of 40th European Rotorcraft forum. Southampton, UK: Langley Research Center, 2014: 567-584.
- [21] PROUTY R W. Helicopter performance, stability, and control[M]. Boston, US: PWS Engineering, 1986.
- [22] WEI F S. Design of soft torsion rotor systems at Kaman Aerospace Corporation[C]//Proceedings of 58th Annual Forum of the AHS. Montreal, US: American Helicopter Society International, 2002: 561-570.
- [23] 王浩文, 高正. 采用综合气弹分析方法的旋翼非定常气动载荷计算[J]. *南京航空航天大学学报*, 2003, 35(3): 268-272.
WANG Haowen, GAO Zheng. Unsteady rotor airload prediction using a comprehensive aeroelastic analysis[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*, 2003, 35(3): 268-272. (in Chinese)
- [24] BEDDOES T S. Practical computation of unsteady lift[J]. *Vertica (International Journal of Rotorcraft and Powered Lift Aircraft)*, 1984, 8(1): 55-71.
- [25] LEISHMAN J G, BEDDOES T S. A generalized model for airfoil unsteady aerodynamic behavior and dynamic stall using the indicial method[C]//Proceedings of 42nd Annual Forum of the AHS. Washington DC: American Helicopter Society International, 1986: 243-265.
- [26] LEISHMAN J G, BEDDOES T S. A semi-empirical model for dynamic stall[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 1989, 34(3): 3-17.
- [27] LEISHMAN J G. Two-dimensional model for airfoil unsteady drag below stall[J]. *Journal of Aircraft*, 1988, 25(7): 665-666.
- [28] BAGAI A. Contributions to the mathematical modeling of rotor flow fields using a pseudo-implicit free-wake analysis[D]. College Park, US: University of Maryland, 1995.
- [29] 渠娇, 杜月敏, 季宏丽, 等. 柔性压电纤维复合材料驱动器的驱动特性研究[J]. *振动工程学报*, 2023, 36(6): 1695-1705.
QU Jiao, DU Yuemin, JI Hongli, et al. Actuation characteristics of flexible piezoelectric fiber composite actuator device[J]. *Journal of Vibration Engineering*, 2023, 36(6): 1695-1705. (in Chinese)
- [30] 王晓明, 周文雅, 吴志刚. 压电纤维复合材料驱动的机翼动态形状控制[J]. *航空学报*, 2017, 38(1): 220313.
WANG Xiaoming, ZHOU Wenya, WU Zhigang. Dynamic shape control of wings using piezoelectric fiber composite materials[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2017, 38(1): 220313. (in Chinese).
- [31] 李敏, 陈伟民, 贾丽杰. 压电纤维复合材料铺层用于翼面设计的驱动特性与刚度影响[J]. *航空学报*, 2010, 31(2): 418-425.
LI Min, CHEN Weimin, JIA Lijie. Drive characteristics and stiffness influence with piezoelectric fiber composite actuators on airfoil surface[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2010, 31(2): 418-425. (in Chinese)
- [32] 赵于航. 平行四边形 MFC 驱动的主动扭转旋翼研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2025.
ZHAO Yuhang. Research on active torsional rotor driven by parallelogram MFC [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2025. (in Chinese)
- [33] 张军. 基于流固耦合的主动扭转旋翼流场数值模拟与噪声控制研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2025.
ZHANG Jun. Numerical simulation and noise control study of active torsional rotor based on fluid-structure coupling [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2025. (in Chinese)
- [34] PARK J S, KIM J H. Analytical development of single crystal Macro Fiber Composite actuators for active torsional rotor blades[J]. *Smart Materials and Structures*, 2005, 14(4): 745-753.

(编辑: 陈 越)