

DOI:10.16356/j.1005-2615.2025.02.004

分布式推进旋翼飞行器回转颤振特性研究

程毅, 余智豪, 王司文, 赵金瑞

(中国直升机设计研究所, 景德镇 333001)

摘要: 针对高速前飞状态分布式推进旋翼飞行器存在的回转颤振动力学问题, 提出了一种通用性强且快速高效的分布式多旋翼/倾转机翼耦合气弹动力学分析方法。该方法基于中等变形梁理论, 考虑旋翼和机翼间弹性、惯性耦合, 采用基于 CFD 修正的片条理论, 建立分布式多旋翼/倾转机翼气弹动力学分析模型, 研究其前飞状态下的回转颤振特性。在证明了分析方法的准确性后, 同时研究了耦合系统动力学参数(机翼、短舱和旋翼等)对飞行器回转颤振临界速度的影响。结果表明: 系统先发生扭转失稳, 后发生面内弯曲失稳, 机翼扭转刚度对系统临界颤振速度影响程度最大; 其次是面外和面内弯曲刚度, 其颤振运动的三维效应十分明显, 呈现为机翼扭转和面内外弯曲模态耦合。在低速状态下将升力桨张开并提高旋翼数量能有效增加系统气弹稳定性, 无铰式桨叶挥舞刚度对系统临界颤振影响不大, 增大旋翼拉力和降低旋翼转速有利于提高系统临界颤振速度, 而增加旋翼和短舱高度则会降低系统临界颤振速度。

关键词: 分布式推进; 倾转机翼; 气弹特性; 大展弦比; 回转颤振

中图分类号: V214.1+1

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2025)02-0243-09

Research on Whirl-Flutter Characteristics of Distributed Propulsive Rotorcraft

CHENG Yi, YU Zhihao, WANG Siwen, ZHAO Jinrui

(China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen 333001, China)

Abstract: Aiming at the problem of whirl-flutter dynamics of distributed propulsion rotorcraft in high-speed forward flight state, this paper proposes a highly versatile, fast and efficient distributed multi-rotor/tilt-wing coupled aeroelastic dynamics analysis method. Based on the theory of moderately deformed beams, this method takes into account the elastic and inertial coupling between the rotors and the wings. By using the strip theory corrected by CFD, a distributed multi-rotor/tilt-wing aeroelastic dynamics analysis model is established to study its whirl-flutter characteristics in the forward flight state. After proving the accuracy of the analysis method, this paper also studies the influence of the dynamic parameters of the coupled system (such as the wings, nacelles and rotors, etc.) on the critical whirl-flutter speed of the aircraft. The results show that the system first experiences torsional instability and then in-plane bending instability. The torsional stiffness of the wings has the greatest influence on the critical flutter speed of the system, followed by the out-of-plane and in-plane bending stiffness. The three-dimensional effect of the flutter motion is obvious, presenting as the coupling of the torsional and in-plane and out-of-plane bending modes of the wings. Opening the lift rotors and increasing the number of rotors at low speeds can effectively increase the aeroelastic stability of the system. The flapping stiffness of the hinge-less blades has little influence on the critical flutter of the system. Increasing the rotor thrust and reducing the rotor speed are beneficial to increasing the critical flutter speed of the system, while increasing the height of the rotors and nacelles will reduce the critical flutter speed of the system.

基金项目: 直升机动力学全国重点实验室基金(2023-HA-LB-067-08)。

收稿日期: 2024-08-17; **修订日期:** 2024-10-08

通信作者: 程毅, 男, 工程师, E-mail: chengy012@avic.com。

引用格式: 程毅, 余智豪, 王司文, 等. 分布式推进旋翼飞行器回转颤振特性研究[J]. 南京航空航天大学学报(自然科学版), 2025, 57(2): 243-251. CHENG Yi, YU Zhihao, WANG Siwen, et al. Research on whirl-flutter characteristics of distributed propulsive rotorcraft[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics (Natural Science Edition), 2025, 57(2): 243-251.

Key words: distributed propulsion; tilting wings; aeroelastic characteristics; large aspect ratio; whirl-flutter

分布式推进旋翼飞行器^[1-2]作为电动垂直起降飞行器(Electric vertical take-off and landing, e-VTOL)中的一种,该构型的旋翼(升力桨和推力桨)分布于机翼前缘^[3-4],直升机悬停状态下所有旋翼单元均参与工作,前飞状态下升力桨停转折叠,倾转过渡过程^[5-6]旋翼将随机翼一起做大幅度倾转运动,可以高效利用分布式多旋翼和大展弦比机翼^[7-8],能够在低空领域实现垂直起降和高速巡航,使其在城市空中交通、区域物流运输、医疗急救、旅游观光等多个领域具有广泛的应用前景。同时该构型具备高安全冗余、低噪声、绿色低成本的显著优势,是未来低空经济发展中最具发展前景的“新质”构型之一。但高速前飞时该构型的分布式多旋翼与大展弦比柔性机翼间存在运动模态耦合,同时多旋翼间的气动干扰及其气动力、惯性力和陀螺力的相互作用,都使得分布式多旋翼/倾转机翼耦合系统存在复杂的气弹耦合动力学问题^[9-10]。

回转颤振现象的本质早已被解析法描述出来,但直到 Electra 坠机事件后该现象才得以重视。1984 年科研人员对 V-22 缩比模型^[11]进行风洞试验时发现其回转颤振临界速度较低,为此 Slaby 等通过优化旋翼短舱气动外形、调整安装部位等方法提高该构型回转颤振临界速度^[12]。对于分布式推进旋翼飞行器,通常使用大展弦比机翼以安装更多的旋翼,同时采取薄翼型设计以降低飞行器重量,这使得机翼的频率较低,在突风作用和分布式多旋翼脉动载荷影响下,极易发生回转颤振失稳,如 NASA 的 Helios 无人机^[13],就是在受到阵风扰动后发生回转颤振失稳,造成飞机破坏坠机^[14]。而对于分布式多旋翼/倾转机翼飞行器,NASA 早在 2016 年就开展了相关设计研究^[10,15],研发了 GL-10^[16]、LA-8^[17-18]等一系列技术验证机;Dede 等^[19]创建了一个基于修正片条理论和非正常模型的分布式多旋翼/倾转机翼耦合低阶气弹模型,能有效预测系统机翼颤振和回转颤振特性;其他研究团队也通过对 Joby^[20]、XH30^[21]等构型开展了气弹动力学分析研究。

因此,针对分布式多旋翼与倾转机翼间存在的复杂气动/弹性/惯性耦合问题,本文提出了一种基于模块化思维的适用于分布式推进旋翼飞行器的隐式气弹响应分析方法,对分布式多旋翼/倾转机翼耦合系统进行气弹动力学分析和回转颤振特性研究,掌握其高速前飞状态下耦合系统气弹稳定性特别是回转颤振特性,研究不同动力学参数对系统临界颤振速度的影响规律^[22],分析结论可为分布式多旋翼/倾转机翼飞行器飞回转颤振设计提供理论支撑。

1 分析方法

分布式推进旋翼飞行器如图 1 所示,大展弦比机翼上同时布置了多个旋翼。

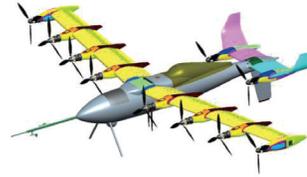


图1 分布式推进旋翼飞行器

Fig.1 Distributed propulsion rotorcraft

本文采用 Hamilton 原理对分布式多旋翼/倾转机翼耦合动力学方程进行推导,其表达式如下

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

式中: δU 为应变能变分; δT 为动能变分; δW 为外力虚功。它的组成如下

$$\begin{cases} \delta U = \sum_{m=1}^{N_r} \left[\sum_{n=1}^{N_b} \delta U_{bn} \right] + \delta U_w \\ \delta T = \sum_{m=1}^{N_r} \left[\sum_{n=1}^{N_b} \delta T_{bn} \right] + \sum_{m=1}^{N_r} \delta T_p + \delta T_w \\ \delta W = \sum_{m=1}^{N_r} \left[\sum_{n=1}^{N_b} \delta W_{bn} \right] + \delta W_w \end{cases} \quad (2)$$

式中:下标 W、P、b 分别表示机翼、短舱、桨叶; N_b 、 N_r 分别为桨叶和旋翼个数。假定短舱为刚体,忽略其气动力影响。

1.1 坐标系定义

图 2 为本文建立的分布式多旋翼/倾转机翼耦合系统坐标系。图中, x_w 、 y_w 、 z_w 为机翼变形系, x_H 、 y_H 、 z_H 为桨毂不旋转系, P 为短舱与机翼连接点, h 为短舱高度, ψ 为桨叶方位角, V 为来流风速。后续依次建立机翼未变形系和变形系 $X_1 Y_1 Z_1$ 、 $X_w Y_w Z_w$,短舱系 $X_P Y_P Z_P$,桨毂不旋转系和旋转系 $X_H Y_H Z_H$ 、 $X_R Y_R Z_R$,桨毂平面系 $X_U Y_U Z_U$,桨叶未变形和变形系 $X_B Y_B Z_B$ 、 $\xi_D \eta_D \zeta_D$ 。

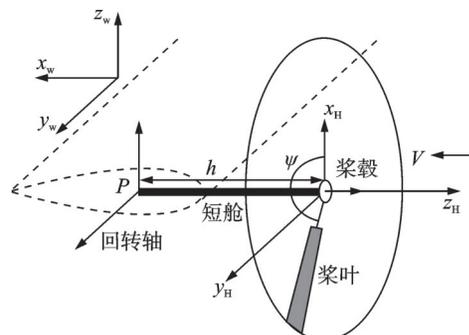


图2 坐标系示意图

Fig.2 Schematic diagram of the coordinate system

1.2 结构模型

基于中等变形梁理论,通过积分求得桨叶、机翼应变能 δU_b 、 δU_w 表达式为

$$\begin{aligned} \delta U_b = \delta U_w = & \int_0^L \iint_A (\sigma_{xx} \delta \varepsilon_{xx} + \sigma_{x\eta} \delta \varepsilon_{x\eta} + \sigma_{x\zeta} \delta \varepsilon_{x\zeta}) \cdot \\ & d\eta d\zeta dx = \int_0^L \left\{ U_u \delta u' + U_v \delta v' + U_w \delta w' + U_{v''} \delta v'' + \right. \\ & \left. U_{w''} \delta w'' + U_\phi \delta \hat{\phi} + U_{\hat{\phi}} \delta \hat{\phi}' \right\} dx \end{aligned} \quad (3)$$

式中: σ 、 ε 分别为梁(机翼或桨叶)剖面应力与应变; η 、 ζ 为剖面上任意点的坐标; L 代表梁长度; u 、 v 、 w 、 ϕ 为梁的自由度。

惯性坐标系中桨叶剖面上任意点的位移矢径为

$$\begin{aligned} \mathbf{r}_b = & [x_{wh} \quad R_{wp} + y_{wh} \quad z_{wh}] + [x_{hp} \quad y_{hp} \quad z_{hp}] T_{PI} + \\ & [x + u \quad v \quad w] T_{UI} + [0 \quad \eta \quad \zeta] T_{DI} \end{aligned} \quad (4)$$

式中: x_{wh} 、 y_{wh} 、 z_{wh} 为短舱与机翼连接点 P 处的变形位移; R_{wp} 为 P 点到机翼根部的距离; x_{hp} 、 y_{hp} 、 z_{hp} 为 P 点到桨毂中心的位移坐标; η 、 ζ 为桨叶剖面上任意点到变距轴线的位移坐标; x 为桨叶上任意点展向位置; T_{PI} 、 T_{UI} 、 T_{DI} 为惯性系与短舱系、桨毂平面系和桨叶变形系间的转换矩阵。

对桨叶位移矢径求导即可得到桨叶运动速度,即 $\mathbf{V}_b = \dot{\mathbf{r}}_b = d\mathbf{r}_b/dt$,考虑机翼运动影响,桨叶动能变分表达式 δT_b 为

$$\begin{aligned} \delta T_b = & \int_0^R \left(\iint_A \rho V_b \delta V_b d\eta d\zeta \right) dx = \{ T_u \delta u + T_v \delta v + \\ & T_w \delta w + T_\phi \delta \hat{\phi} + T_{v'} \delta v' + T_{w'} \delta w' + T_F + T_{x_h} \delta x_h + \\ & T_{y_h} \delta y_h + T_{z_h} \delta z_h + T_{\phi_h} \delta \phi_h + T_{\alpha_h} \delta \alpha_h + T_{\phi_h} \delta \phi_h \} dx \end{aligned} \quad (5)$$

式中 x_h 、 y_h 、 z_h 、 ϕ_h 、 α_h 、 ϕ_h 为 P 点自由度。

短舱动能变分 δT_p 用质点体积分得到,而机翼不用计及其他部件运动影响,其动能变分表达式 δT_w 为

$$\begin{cases} \delta T_p = \iiint_V (T_{x_h} \delta x_h + T_{y_h} \delta y_h + T_{z_h} \delta z_h + T_{\phi_h} \delta \phi_h + \\ \quad T_{\alpha_h} \delta \alpha_h + T_{\phi_h} \delta \phi_h) dx dy dz \\ \delta T_w = \int_0^L (T_u \delta u + T_v \delta v + T_w \delta w + T_\phi \delta \hat{\phi} + \\ \quad T_{v'} \delta v' + T_{w'} \delta w') dx \end{cases} \quad (6)$$

1.3 气动模型

桨叶气动力虚功为广义气动力 L_u 、 L_v 、 L_w 、 L_ϕ 做的功,桨叶剖面相对气流速度 \mathbf{V}_B 分为来流速度 \mathbf{V}_i 和桨叶运动速度 \mathbf{V}_b ,其表达式为

$$\mathbf{V}_B = -\mathbf{V}_i + \mathbf{V}_b = [U_R \quad U_T \quad U_P] \quad (7)$$

式中: U_R 、 U_T 、 U_P 分别为桨叶剖面气流速度在垂直于桨盘平面方向、桨盘平面切向方向、桨盘平面径

向方向的分量。

基于片条理论,剖面气动力为准定常环量(下标C)和非环量(下标NC)气动力的叠加,即

$$\begin{cases} L_u = (L_u)_C \\ L_v = (L_v)_C \\ L_w = (L_w)_C + (L_w)_{NC} \\ M_{\hat{\phi}} = (M_{\hat{\phi}})_C + (M_{\hat{\phi}})_{NC} \end{cases} \quad (8)$$

桨叶气动力虚功变分表达式为

$$\delta W_b = \int_0^L [L_u \delta u + L_v \delta v + L_w \delta w + M_{\hat{\phi}} \delta \hat{\phi}] dx \quad (9)$$

由于构型原因,旋翼随机翼一起倾转,旋翼尾流始终会对机翼部分区域(滑流区)产生影响,剩余区域为自由流区。机翼自由流区气流速度 \mathbf{V}_{w1} 只受到来流风速 \mathbf{V}_i 和机翼运动速度 \mathbf{V}_w 影响,而滑溜区可以看作处于旋翼尾流收缩的圆柱形气流中,忽略柱形气流的周向速度,桨其似为柱形均匀流,圆柱气流的半径收缩公式为

$$R_h = R \cdot (0.78 + 0.22 \cdot e^{-0.3 - 2h \cdot \sqrt{C_T} - 60 \sqrt{C_T}}) \quad (10)$$

式中: R 为桨叶半径; C_T 为拉力系数; h 为短舱高度; R_h 为滑流区柱形气流半径。

如图3所示,滑流区柱形气流流量通过气体连续性方程计算得到,满足以下表达式

$$(U_{T_w} + v_1) \cdot 2\pi R^2 = (U_{T_w} + v_1) \cdot 2\pi R_h^2 \quad (11)$$

式中: U_{T_w} 为机翼剖面气流速度在桨盘平面切向方向的分量; v_1 为诱导入流平均值; v_1 为尾流对滑流区气流速度的弦向增量。

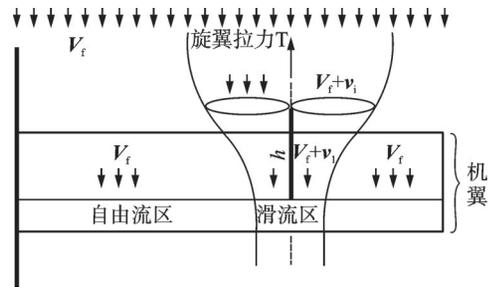


图3 机翼来流区分

Fig.3 Division of the inflow area of wing

滑流区气流速度 \mathbf{V}_{w2} 为

$$\mathbf{V}_{w2} = -(\mathbf{V}_i + \mathbf{v}_1) + \mathbf{V}_w \quad (12)$$

机翼气动力虚功变分表达式 δW_w 为

$$\delta W_w = \int_0^L [L_u \delta u + L_v \delta v + L_w \delta w + M_{\hat{\phi}} \delta \hat{\phi}] dx \quad (13)$$

1.4 气弹动力学方程

对系统 δU 、 δT 、 δW 进行线性化和有限元离散,通过多桨叶坐标转换建立旋翼整体矩阵,将模态缩减后的旋翼、短舱和机翼矩阵进行组集,进而推导得到分布式多旋翼/倾转机翼耦合动力学方程,其表达式如下

$$M^S(t)\ddot{q}(t) + C^S(t)\dot{q}(t) + K^S(t)q(t) = F(t) + F(q, \dot{q}, \ddot{q}, t) \quad (14)$$

式中:角标 S 表示结构矩阵; $q(t)$ 为广义自由度; $F(t)$ 为常量项力; $F(q, \dot{q}, \ddot{q}, t)$ 为结构非线性力和气动项力。

式(14)的稳态解为 $q^n(t), \dot{q}^n(t), \ddot{q}^n(t)$, 在稳态平衡位置进行有限差分,求得系统气动 M, C, K 阵,用角标 A 表示,其表达式如下

$$\begin{cases} M^A(t) = \frac{\partial F^n(q, \dot{q}, \ddot{q}, t)}{\partial q^n} \\ C^A(t) = \frac{\partial F^n(q, \dot{q}, \ddot{q}, t)}{\partial \dot{q}^n} \\ K^A(t) = \frac{\partial F^n(q, \dot{q}, \ddot{q}, t)}{\partial \ddot{q}^n} \end{cases} \quad (15)$$

则由式(14)有

$$M(t)\ddot{q}(t) + C(t)\dot{q}(t) + K(t)q(t) = F(t) \quad (16)$$

式中: $M(t) = M^S(t) - M^A(t), C(t) = C^S(t) - C^A(t), K(t) = K^S(t) - K^A(t)$, 则式(16)可以写为

$$\begin{bmatrix} I & 0 \\ 0 & M(t) \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \dot{q}(t) \\ \ddot{q}(t) \end{Bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 & I \\ -K(t) & -C(t) \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} q(t) \\ \dot{q}(t) \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 0 \\ F(t) \end{Bmatrix} \quad (17)$$

式中: I 为单位矩阵; 0 为零矩阵。

令 $y(t) = \{q(t) \quad \dot{q}(t)\}^T, F(t) = 0$, 则式(17)可写为

$$\dot{y}(t) = Ay(t) + G \quad (18)$$

$$A = \begin{bmatrix} 0 & I \\ -[M(t)]^{-1}K(t) & -[M(t)]^{-1}C(t) \end{bmatrix}$$

$$G = \begin{Bmatrix} 0 \\ [M(t)]^{-1}F(t) \end{Bmatrix}$$

基于 Floquet 理论,式(18)在 t 时刻响应解可以由零时刻响应解通过线性组合表达为

$$\dot{y}(t) = \phi(t, t_0)y(t) \quad (19)$$

将式(19)代入式(18),有

$$\dot{\phi} = A\phi \quad (20)$$

由式(19)和式(20)通过龙格库塔法可以求解得到 t 时刻的系统转换矩阵 $\Phi(t, 0)$, 其表达式为

$$\begin{cases} \phi_{N+1} = \phi_N + \frac{1}{6}(K_1 + 2K_2 + 2K_3 + K_4) \\ K_1 = A_N\phi_N \\ K_2 = A\left(t_n + \frac{h}{2}\right)\left(\phi_N + \frac{h}{2}K_1\right) \\ K_3 = A\left(t_n + \frac{h}{2}\right)\left(\phi_N + \frac{h}{2}K_2\right) \\ K_4 = A(t_n + h)(\phi_N + hK_3) \end{cases} \quad (21)$$

式中: h 为时间求解步长,则矩阵 Φ 的特征值矩阵

表达式为

$$\Lambda = \frac{1}{T} \ln \Theta \quad (22)$$

式中: Λ 为对角阵; T 为系统周期; Θ 为矩阵 Φ 的特征矩阵,其实部和虚部分别为系统的模态阻尼和频率,通过分析特征矩阵 Θ 即可得到系统气弹稳定性和回转颤振特性。

2 计算结果

2.1 XV-15 倾转旋翼机

以 XV-15 倾转旋翼机为验证模型,通过分析其在风车状态下系统气弹稳定性来验证本文分析方法的准确性,倾转系统主要参数如表 1 所示。

表 1 XV-15 倾斜旋翼机主要参数

Table 1 Main parameters of XV-15 tiltrotor aircraft

旋翼参数				
片数	洛克数	半径/m	预锥角/(°)	转速/(r·min ⁻¹)
3	3.83	3.82	2.5	458
机翼/短舱耦合频率/Hz				
一阶面外弯曲频率 q_1		一阶面内弯曲频率 q_2		一阶扭转频率 p_1
2.4		5.1		5.9

对 XV-15 回转颤振特性进行计算,结果如图 4 所示。由图 4(a)可知,随着速度增加,机翼面内弯曲和扭转模态频率随之降低,但面外弯曲模态频率基本不变;由图 4(b)可知,随着速度增加,机翼面内、外弯曲阻尼随之降低,而扭转阻尼有所提高;机翼面外和面内弯曲的模态阻尼分别在 165、183 m/s 时变为负数,系统依次发生面外和面内颤振失稳。本文计算的 XV-15 机翼模态频率与文献[23]基本吻合,阻尼变化趋势也是一样的,仅在高速前飞时

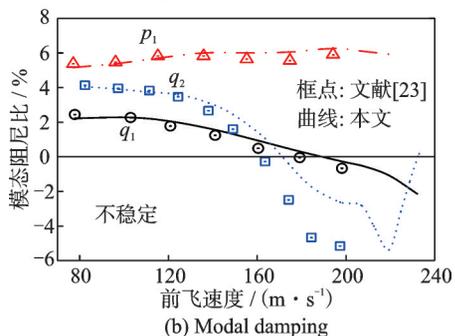
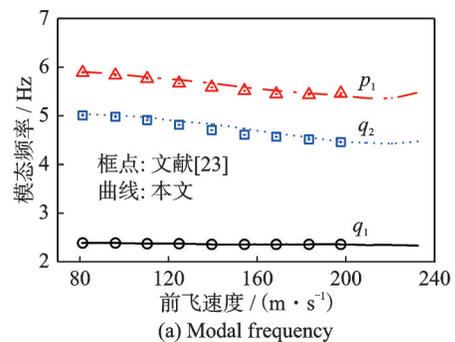


图 4 机翼模态频率和阻尼

Fig.4 Modal frequencies and damping of the wing

面内弯曲阻尼有一定误差,这说明本文建立分析方法准确。

2.2 分布式推进旋翼飞行器

利用本文提出的分析方法,对分布式多旋翼/倾转机翼耦合系统的前飞状态下的回转颤振特性进行研究分析,系统主要参数见表 2。如图 5 所示,在张开机翼前缘上布置多个旋翼,分析旋翼数量(n_1, n_2, n_3 表示有 1、2、3 个旋翼)、升力桨收放(用 n_{2Z}, n_{3Z} 表示桨叶张开)、旋翼短舱质量和高度、桨叶总距和旋翼转速、机翼倾转中心和刚度等参数对耦合系统气弹动特性特别是系统回转颤振特性的影响规律。

表 2 半展系统主要参数

Table 2 Main parameters of the semi-span system

旋翼	
桨毂构型	无铰式
半径 R/m	0.5
旋翼片数	4
额定转速/($r \cdot \min^{-1}$)	2 700
推进桨一阶挥舞频率 β_1/Hz	61.25
升力桨一阶挥舞频率 β_1^*/Hz	77.3
旋翼短舱	
质量 m_p/kg	3.4
短舱高度 h/m	0.45
机翼	
半展长 R_w/m	4
翼尖弦长/m	0.528
翼根弦长/m	0.752
倾转轴位置 $c_w/\%$	37
机翼/短舱耦合频率/ Hz	
一阶面外弯曲频率 q_1	5.93
一阶面内弯曲频率 q_2	18.98
二阶面外弯曲频率 q_3	33.39
一阶扭转频率 p_1	60.94

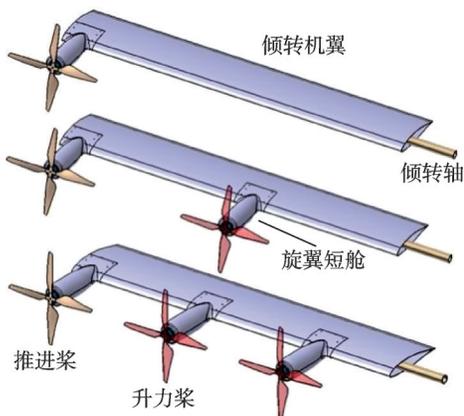
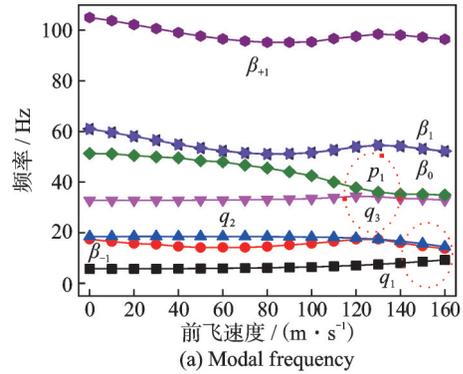


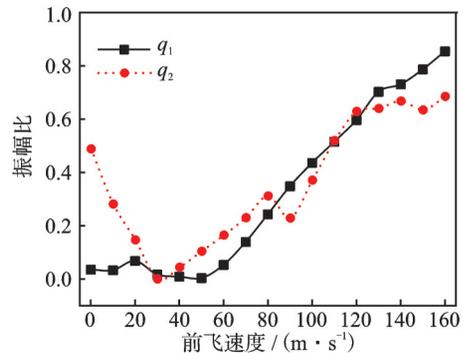
图 5 分布式推进旋翼飞行器半展系统

Fig.5 Semi-span system of the distributed propulsion rotorcraft

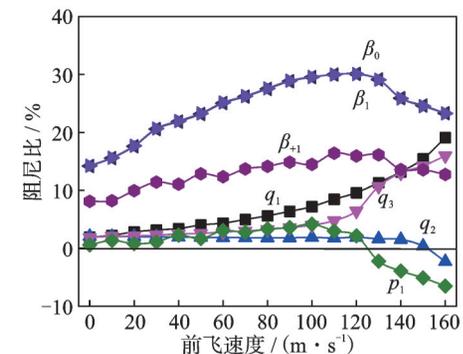
将桨叶 6° 总距、机翼 3° 迎角作为初始状态,在保证旋翼拉力一定的情况下,分析不同前飞速度下 n_1 系统气弹稳定性。系统模态阻尼、频率振型如图 6 所示。由图 6 可以得出:(1)随着速度逐渐增加,机翼一、二阶面外弯曲模态 q_1 和 q_3 的频率和阻尼均逐渐增加,而面内弯曲和扭转模态 q_2, p_1 的频率和阻尼逐渐降低;(2)随着速度增加, q_3 和 p_1 频率渐渐接近,到 127 m/s 时系统发生 p_1 阻尼由正变负,系



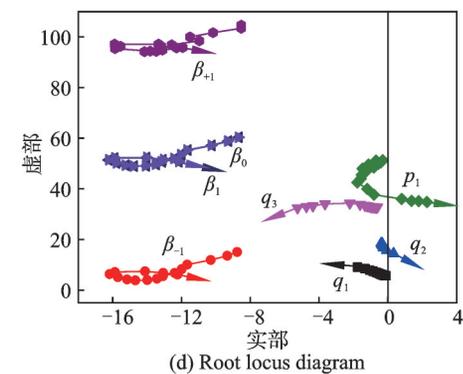
(a) Modal frequency



(b) Relative vibration mode of the first-order torsion p_1



(c) Damping curves



(d) Root locus diagram

图 6 系统稳定性和机翼振型

Fig.6 System stability and wing vibration modes

统发生扭转颤振失稳,且由图 6(b)可知此时机翼面、内外弯曲模态和扭转模态的耦合程度均在增加,随速度继续增加, q_1 和 q_2 频率也渐渐接近,到 151 m/s 时 q_2 阻尼也转为负,系统同时出现面内外弯曲失稳;(3)推进桨桨叶挥舞频率(集合型 β_1 、无反作用型 β_0 、前进型 β_{+1} 和后退型 β_{-1})均随速度增加先减后增,而其模态阻尼则均是先增后减。

在低速(小于 60 m/s)时,升力桨张开可提供一部分向前飞行的动力,当速度逐渐提高,升力桨拉力减小甚至变为负拉力,此时可将升力桨收起以减少向前飞行的阻力。分析可知: p_1 模态阻尼对升力桨收放和旋翼数量极为敏感, p_1 阻尼随速度变化趋势如图 7 所示,通过提高旋翼数量并张开升力桨(n_{2z} 、 n_{3z})能显著提高 p_1 模态阻尼,这是因为旋翼数量的提高使得机翼上载荷和质量分布更加均匀,同时扩大了滑流区范围,大大增加了系统气弹稳定性,但提高速度会相应地减小升力桨拉力,滑溜区气流受尾流加速影响被削弱,使得升力桨的增稳作用也随之减弱, p_1 模态阻尼也随之减小。

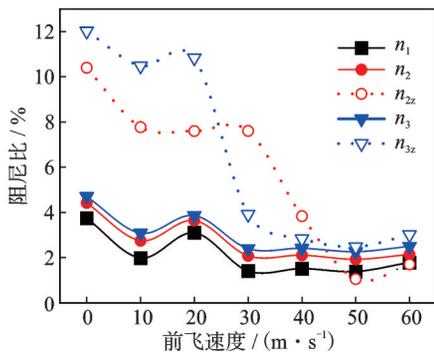


图 7 旋翼数量和升力桨收放对一阶扭转模态阻尼的影响
Fig.7 Influence of the number of rotors and the deployment/retraction of the lift rotors on the first-order torsional mode damping of wing

系统颤振速度随推力桨挥舞刚度变化趋势如图 8 所示,因为飞行器采用分布式多旋翼构型,每

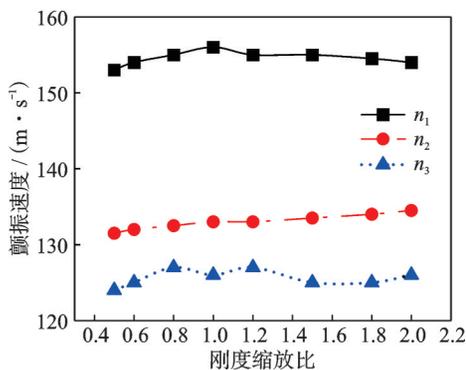
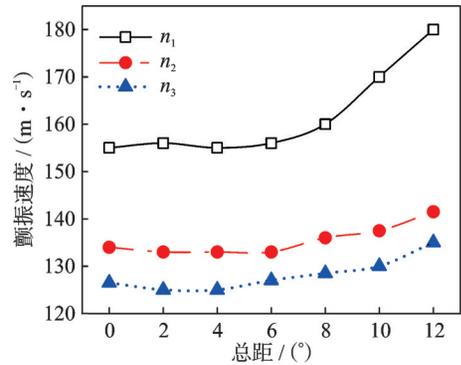


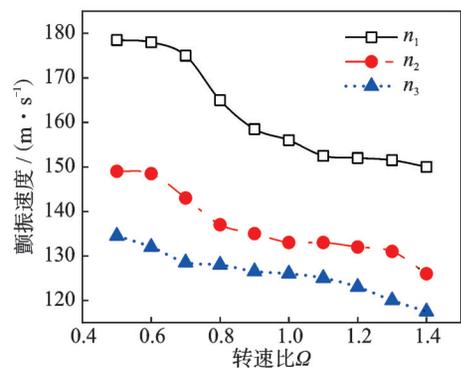
图 8 系统颤振速度随桨叶挥舞刚度变化
Fig.8 Variation of the system flutter speed with the flapping stiffness of the blades

个旋翼直径不大且旋翼振动载荷也比较低,因此旋翼采用无铰式桨毂构型,这使得推力桨挥舞频率 β_1 较大,造成推力桨挥舞后退型 β_{-1} 和 q_1 、 q_2 频率相隔较远,所以相比倾转旋翼构型,多桨构型的 β_{-1} 和 q_1 、 q_2 间模态耦合程度较低,使得系统颤振速度受推力桨挥舞刚度影响较小。

系统颤振速度随桨叶总距变化趋势如图 9(a)所示,系统颤振速度随总距提高也随之提高,这是由于总距提高旋翼拉力也一起增大,进而提高了旋翼尾流增稳作用,说明旋翼带动力工作能提高系统稳定性;但当旋翼数量增加,提高桨叶总距的增稳作用也会随之减小; n_1 系统的颤振失稳模式为 q_2 模态失稳,而 n_2 和 n_3 为 q_1 模态失稳。系统颤振速度随旋翼转速变化趋势如图 9(b)所示,颤振速度随转速提高反而降低,说明转速增加反而更易造成系统失稳,此时 n_1 系统的颤振失稳模式仍为 q_2 模态失稳, n_2 和 n_3 仍为 q_1 模态失稳。



(a) Influence of the collective pitch of blades



(b) Influence of rotor speed

图 9 系统颤振速度随桨叶总距和旋翼转速变化

Fig.9 Variation of the system flutter speed with the collective pitch of blades and the rotor speed

系统颤振特性随机翼刚度变化趋势如图 10~12 所示。由图可知:(1)对系统临界颤振速度影响程度最大的是机翼扭转刚度,其余依次是面外以及面内弯曲刚度。(2)当机翼面外弯曲刚度比为 1.3 时(刚度比处于 1.1~1.5 范围内),如图 11(a,b)所

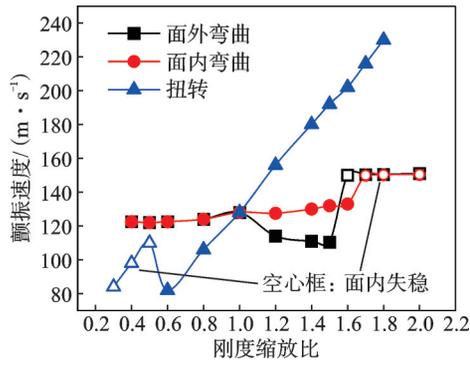
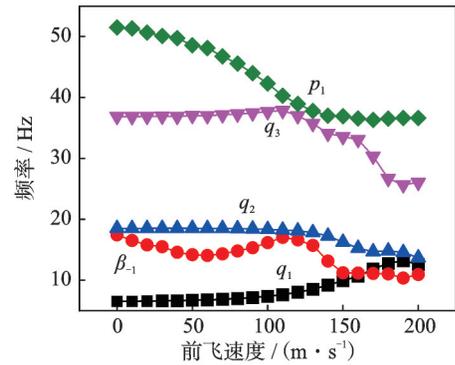


图 10 系统颤振速度随机翼刚度变化

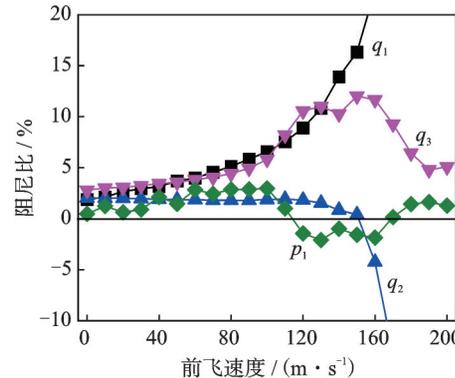
Fig.10 Variation of the system flutter speed with the wing stiffness

示,此时由于面外弯曲刚度增加 q_3 频率随之增加, q_3 与 p_1 频率更加靠近更易发生模态耦合,使得系统提前出现 q_3 与 p_1 耦合造成的扭转失稳现象,系统颤振速度也随之降低(110 m/s),为此应尽可能将 q_3 、 p_1 两者频率拉开以避免其出现模态耦合,从而增加系统颤振速度;随着速度持续提高, q_1 、 q_2 频率逐渐靠近,发生模态耦合,系统开始发生面内弯曲失稳(151 m/s),且当 q_3 频率随 q_2 一起下降直至与 p_1 频率相远离时, q_3 与 p_1 耦合造成的扭转失稳也随之消失,系统此时仅出现面内弯曲失稳现象。(3)当机翼面外弯曲刚度比提高至1.5以上时,机翼三维耦合效应会因为机翼刚度太高而大大削弱, q_3 与 p_1 频率相距太远很难发生耦合,系统反而会先发生面内弯曲失稳,造成颤振速度呈现出阶跃性提高;同样,当机翼面内弯曲刚度比提高到1.6以上时,系统一样先发生面内弯曲失稳,进而颤振速度呈现类似的阶跃性提高。(4)当扭转刚度比减小到0.6以下时,如图11(c,d)和图12所示,当系统发生颤振时, q_1 模态主振型下的面内和扭转振型都很大,机翼出现面内、外和扭转模态同时耦合现象,机翼运动的三维耦合效应明显加剧,且面内、外弯曲模态更易耦合,使得 q_1 、 q_2 频率更易靠近,造成 q_3 频率随 q_2 一起下降并与 p_1 远离,系统先出现面内弯曲失稳。

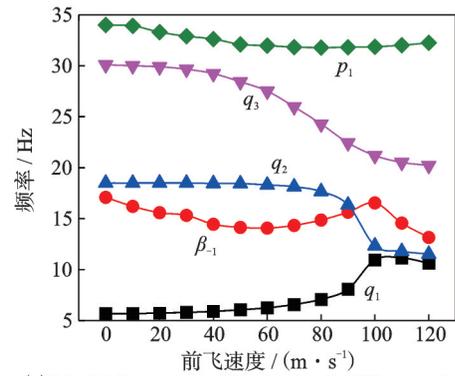
基准参数下不同旋翼和短舱高度的颤振速度影响如图13所示,由于 n_2 和 n_3 系统模态 p_1 频率相较于 n_1 更低,系统更易发生 q_3 和 p_1 耦合的扭转失稳,而由于 n_1 系统 p_1 频率较高,则发生的是 q_1 、 q_2 耦合的面内弯曲失稳,随着高度增加系统重心向前缘移动,造成 p_1 频率降低,系统颤振稳定性一同减小;但当 n_2 和 n_3 系统短舱高度大于0.65倍基准舱高度时,由于短舱惯量载荷和旋翼的气动和惯性力矩增大,机翼扭转变形增大,进而造成机翼面外和面内形变也随之增大,机翼面内、外和扭转模态三维耦合效应增大,使得系统反而先发生面内、外模态耦



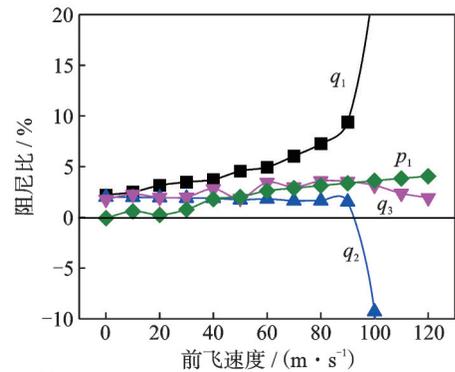
(a) Modal frequency with an out-of-plane bending stiffness ratio of 1.3



(b) Damping ratio with an out-of-plane bending stiffness ratio of 1.3



(c) Modal frequency with a torsional stiffness ratio of 0.6



(d) Damping ratio with a torsional stiffness ratio of 0.6

图 11 不同机翼刚度下系统稳定性

Fig.11 System stability under different wing stiffnesses

合的颤振失稳,而由于面内、外模态耦合的失稳临界颤振速度更大,使得系统临界颤振速度出现了阶跃增加,造成临界颤振速度出现阶跃增加后再减小。

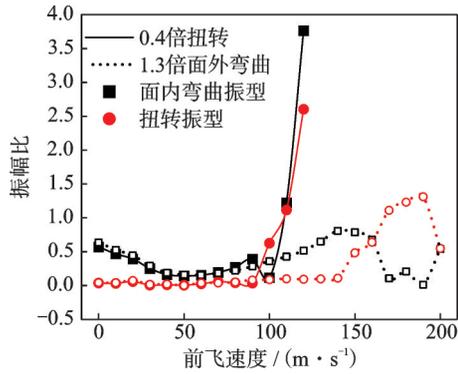


图 12 不同刚度下机翼面外弯曲振型

Fig.12 Out-of-plane bending vibration modes of the wing under different stiffnesses

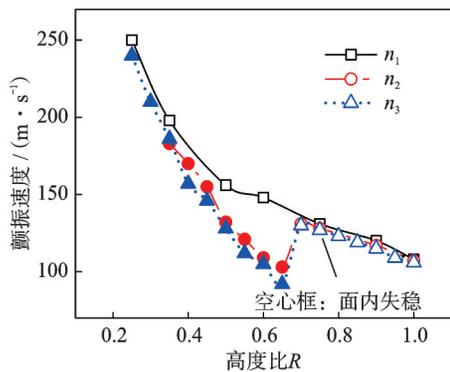


图 13 系统颤振速度随旋翼和短舱高度变化

Fig.13 Variation of the system flutter speed with the height of the rotors and nacelles

3 结 论

针对分布式推进旋翼飞行器高速前飞状态下分布式多旋翼与倾转机翼间存在的复杂气动/弹性/惯性耦合现象,以及其引起的回转颤振问题,本文提出了一种适用于分布式多旋翼/倾转机翼耦合系统的气弹动力学分析方法,研究旋翼/短舱/机翼等部件的动力学参数对系统临界颤振速度的影响规律,并得到以下结论:

(1) 随着速度增加,机翼一、二阶面外弯曲模态 q_1 和 q_3 的频率和阻尼均逐渐增加,而面内弯曲和扭转模态 q_2 、 p_1 的频率和阻尼逐渐降低;随着速度增加,系统先发生二阶垂向弯曲 q_3 和一阶扭转 p_1 耦合的扭转颤振失稳,后发生一阶垂向弯曲 q_1 和一阶弦向弯曲 q_1 耦合的面内颤振失稳,桨叶挥舞均随速度增加先减后增,而其模态阻尼则均先增后减。

(2) 增加旋翼数量并张开升力桨能扩大滑流区范围,从而显著提高机翼扭转模态 p_1 阻尼;无铰式桨毂构型旋翼桨叶挥舞刚度较大,使得系统颤振速度受推力桨挥舞刚度影响较小;随着桨叶总距增加,旋翼拉力提高,旋翼尾流增稳作用显著提高,进而提高系统稳定性;但当旋翼数量增加,提高桨叶

总距的增稳作用也会随之减小;转速增加反而更易造成系统失稳,使系统回转颤振稳定性下降。

(3) 对系统临界颤振速度影响程度最大的是机翼扭转刚度,其余依次是面外以及面内弯曲刚度;当增大面外弯曲刚度时,会先让 q_3 与 p_1 频率更易靠近发生扭转失稳,使得颤振速度降低;但当面外和面内刚度过大时三维效应减弱,系统会先发生面内弯曲失稳,颤振速度出现阶跃增加;当扭转刚度较小时,机翼发生面内、外弯曲和扭转模态耦合,三维耦合效应显著,系统先发生面内弯曲失稳,随着刚度增大,三维效应减弱,系统由面内弯曲失稳变为扭转失稳,颤振速度先减小后变大。

(4) 增加短舱高度质心前移,扭转频率降低,更易发生扭转失稳,颤振速度随之降低;但当高度过大时, n_2 和 n_3 系统机翼三维耦合效应显著,系统先发生面内弯曲失稳,故颤振速度阶跃增加后再减小。

参考文献:

- [1] MURPHY P C, HATKE D B, AUBUCHON V V, et al. Preliminary steps in developing rapid aero modeling technology[C]//Proceedings of the AIAA Sci-Tech 2020 Forum. [S.l.]: AIAA, 2020.
- [2] MURPHY P C, SIMMONS B M, HATKE D B. Rapid aero modeling for urban air mobility aircraft in wind-tunnel tests[C]//Proceedings of the AIAA Sci-Tech 2021 Forum. [S.l.]: AIAA, 2021.
- [3] BORER N K, PATTERSON M D, VIKEN J K. Design and performance of the NASA sceptor distributed electric propulsion flight demonstrator[J]. AIAA Journal, 2016, 30(1): 3920-3939.
- [4] PATTERSON M D, DASKILEWICZ M J, GERMAN B J. Conceptual design of electric aircraft with distributed propellers: Multidisciplinary analysis needs and aerodynamic modeling development[C]//Proceedings of the 52nd Aerospace Sciences Meeting. National Harbor, Maryland: AIAA, 2014.
- [5] DROANDI G, ZANOTTI A, GIBERTINI G. Experimental investigation of the rotor-wing aerodynamic interaction in a tiltwing aircraft in hover[J]. Aeronautical Journal, 2015, 119(1215): 591-612.
- [6] MISIOROWSKI M, GANDHI F, ANUSONTI IN-THRA P. Computational analysis of rotor-blown-wing for electric rotorcraft applications[J]. AIAA Journal, 2020, 58(5): 1-12.
- [7] DAVID G P, PATRICIA V D, JASIM A. A comparison of rotor disk modeling and blade-resolved CFD simulations for NASA's tiltwing air taxi[C]//Pro-

- ceedings of the Vertical Flight Society's 79th Annual Forum & Technology Display. West Palm Beach, FL: The Vertical Flight Society, 2023.
- [8] JOHNSON W, SILVA C. NASA concept vehicles and the engineering of advanced air mobility aircraft[J]. *The Aeronautical Journal*, 2022, 126(1295): 59-91.
- [9] HARTMANN P, MEYER C, MOORMANN D. Unified approach for velocity control and flight state process of unmanned tiltwing aircraft[C]//Proceedings of the AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. [S.l.]: AIAA, 2016.
- [10] CHAUHAN S S, MARTINS J R. Tilt-wing eVTOL takeoff trajectory optimization[J]. *Journal of Aircraft*, 2019, 57(1): 1-20.
- [11] SETTLE T B, KIDD D L. Evolution and test history of the V-22 0.2-scale aeroelastic model[C]//Proceedings of the American Helicopter Society National Specialists' Meeting on Rotorcraft Dynamics. Arlington, Texas: AHS, 1989.
- [12] SLABY J, SMITH E. Aeroelastic stability of folding tiltrotor aircraft in cruise flight with composite wings [C]//Proceedings of the 52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. [S.l.]: AIAA, 2011.
- [13] NOLL T E, BROWN J M, PEREZ M E. Investigation of the helios prototype aircraft mishap[R]. [S.l.]: NASA, 2004.
- [14] 杨龙. 大展弦比太阳能无人机结构动力学研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2013.
YANG Long. Study on structural dynamic of high aspect ratio solar unmanned aerial vehicle[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2013.
- [15] ROTHHAAR P M, MURPHY P C, BACON B J. NASA langley distributed propulsion VTOL tilt-wing aircraft testing, modeling, simulation, control, and flight test development[C]//Proceedings of the AIAA Aviation Technology, Integration and Operations Conference. [S.l.]: AIAA, 2014.
- [16] MURPHY P C. Experiment design for complex VTOL aircraft with distributed propulsion and tilt wing [C]//Proceedings of the AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference. Kissimmee, Florida: AIAA, 2015.
- [17] GEUTHER S C, NORTH D D, BUSAN R C. Investigation of a tandem tilt-wing VTOL aircraft in the NASA Langley 12-Foot Low-Speed Tunnel; NASA-TM—2020-5003178[R]. [S.l.]: NASA, 2020.
- [18] SIMMONS B M, MURPHY P C. Aero-propulsive modeling for tilt-wing, distributed propulsion aircraft using wind tunnel data[J]. *Journal of Aircraft*, 2022, 59(9): 1-17.
- [19] DEDE S T, TATAR A, REZGUI D, et al. Aeroelastic analysis of distributed electric propulsion flexible wings[C]//Proceedings of the International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics. Hague, Netherlands: [s.n.], 2024.
- [20] STOLL A, MIKIÉ G V. Transition performance of tilt propeller aircraft[C]//Proceedings of the Vertical Flight Society's 78th Annual Forum and Technology Display. Ft. Worth, Texas, USA: [s.n.], 2022.
- [21] LIU J F, MA D L, LUO J. Wind-tunnel testing on tilting flight mode characteristics of a small distributed propulsion VTOL tilt-wing aircraft[J]. *Helicopter Technique*, 2023, 215(1): 29-33.
- [22] 付志超, 陈占军, 刘子强. 大展弦比机翼气动弹性的几何非线性效应[J]. *工程力学*, 2017, 34(4): 231-240.
FU Zhichao, CHEN Zhanjun, LIU Ziqiang. Geometric nonlinear aeroelastic behavior of high aspect ratio wings[J]. *Engineering Mechanics*, 2017, 34(4): 231-240.
- [23] ACREE C W, PEYRAN R J. Rotor design options for improving XV-15 whirl-flutter stability margins: NASA TP—2004-212262[R]. California: AMES Research Center, 2004.

(编辑:孙静)