

带后缘小翼的旋翼振动载荷计算

刘士明¹, 杨卫东¹, 虞志浩¹, 吴杰²

(1. 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;

2. 江苏科技大学 船舶与海洋工程学院, 江苏 镇江 212000)

摘 要: 建立了考虑弹性桨叶、刚性小翼的旋翼气动弹性分析模型和旋翼载荷计算方法. 以广义质量和广义力的形式描述小翼惯性力和气动力对系统的影响, 以非定常/动态失速模型计算剖面气动力, 结合基于实验数据修正的组合气动模型计算带小翼部分的剖面气动力, 集成大变形桨叶模型考虑弹性变形的非线性, 以力积分法计算桨叶剖面振动载荷. 通过计算分析与实验结果相比较, 验证了建立的气动弹性模型和载荷计算方法. 结果表明: 建立的桨叶结构模型精度很高, 气弹模型能够准确预测旋翼的振动载荷, 挥舞弯矩平均误差控制在 9.1%, 使用修正的小翼气动模型能有效提高小翼运动时桨叶振动载荷的计算精度.

关 键 词: 载荷; 旋翼; 气动弹性; 后缘小翼; 直升机

中图分类号: V211.47

文献标志码: A

Vibratory loads prediction of rotor with trailing edge flaps

LIU Shi-ming¹, YANG Wei-dong¹, YU Zhi-hao¹, WU Jie²

(1. National Key Laboratory of Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics,
College of Aerospace Engineering,

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

2. School of Naval Architecture and Ocean Engineering,

Jiangsu University of Science and Technology, Zhenjiang Jiangsu 212000, China)

Abstract: A rotor aeroelastic model with elastic blade and rigid trailing edge flap and its load calculation method were developed. The inertial forces and aerodynamic forces of flap were described as generalized mass and generalized forces. The aerodynamic forces of the common airfoil were calculated with the unsteady/dynamic stall model, and those of the flapped airfoil were got from a coupled aerodynamic model corrected with experimental data. The nonlinear elastic deformation was considered by a large deformation blade model. The force integration method was used to predict the vibratory structural loads. The predicted results and the test results were compared to verify the aeroelastic model and the load calculation method. The results show the accuracy of the blade structure model is quite high. Vibratory loads of rotor can be calculated well with the aeroelastic model, the average error of flapwise moment is 9.1%. Prediction in the vibratory loads of blade with flap motion is implemented with corrected flapped airfoil aerodynamic model.

Key words: load; rotor; aeroelasticity; trailing edge flap; helicopter

收稿日期: 2014-10-24

基金项目: 国家自然科学基金(11272148); 直升机旋翼动力学国家级重点实验室基金(9140C400401140C40183);
江苏高校优势学科建设工程资助

作者简介: 刘士明(1991-), 男, 江苏灌南人, 博士生, 主要从事旋翼动力学研究.

直升机由于其特有的悬停、垂直起降和低速飞行能力,在搜救、维和等任务中体现出空前的能力.但由于直升机旋翼工作的气动环境异常复杂,直升机振动水平较高,严重影响部件寿命、维护成本及乘客舒适度.人们对直升机振动水平的要求越来越高,被动式减振技术已经不能很好的适应直升机的发展,为进一步降低振动水平,众多专家学者开始关注直升机振动主动控制技术^[1].作为直升机振动主动控制的一种重要手段,后缘小翼成为直升机减振技术研究的热点.

后缘小翼(TEF)型智能旋翼通过控制安装在桨叶后缘的小翼偏转改变旋翼桨盘局部气动力和力矩,利用桨叶自由度间的耦合影响桨叶运动,实现振动或噪声控制^[2-3].基于压电材料的驱动机构^[4-5]结构紧凑、响应速度快,被广泛用于后缘小翼型智能旋翼的试验研究^[6].国外对后缘小翼的试验研究较多,已在真实直升机上完成了试飞^[7],Boeing公司基于MD900旋翼平台的风洞试验^[8]测量了一套振动、噪声、性能等数据,被用于验证带后缘小翼的旋翼综合分析模型的准确性^[9].后缘小翼对旋翼振动^[10]、噪声^[11]以及后行桨叶动态失速^[12-13]的控制效果已得以验证.但准确预测小翼运动情况下旋翼振动载荷依旧是旋翼气动弹性研究的难点,精确的载荷计算不仅要求旋翼动力学模型^[14-15]具有足够的精度,能够在模型中体现小翼运动产生的惯性力对系统的影响,而且要求模型能够可靠地计算小翼运动后桨叶剖面的气动力^[16],将动力学模型与气动力分析耦合求解.

本文建立了带后缘小翼的旋翼气动弹性分析模型,使用大变形桨叶模型考虑桨叶弹性变形的非线性,考虑小翼刚体运动产生的惯性力和气动力对系统的影响,集成了修正的小翼模型计算带小翼的桨叶剖面气动力,使用力积分法计算桨叶剖面的振动载荷.比较了本模型对固支梁的计算结果和NASTRAN软件的计算值,验证桨叶结构模型的准确性.计算了BO105直升机前飞状态的振动载荷,通过与试验测试值以及CAMRAD/JA计算结果比较,分析本文建立的旋翼气弹模型的精度.通过比较小翼模型修正前后桨叶根部挥舞弯矩的计算值,分析了小翼模型的正确性和对小翼运动时旋翼气弹载荷计算精度的提高.

1 坐标系描述

引入3个刚体自由度来模拟铰和轴承的运动,分别是刚体挥舞 $\theta_0 + \theta_1$,刚体摆振 θ_2 和刚体

变距 $\theta_0 + \theta_3$,如图1. I 为惯性坐标系, H 为桨毂旋转坐标系, F 为挥舞坐标系, L 为摆振坐标系, B 为桨叶变形前坐标系.刚体坐标系是相对定义的,它们间的转换矩阵为

$$\begin{aligned} \mathbf{C}^{BH} &= \mathbf{C}^{BL} \mathbf{C}^{LF} \mathbf{C}^{FH} = \\ &\begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\theta_0 + \theta_3) & \sin(\theta_0 + \theta_3) \\ 0 & -\sin(\theta_0 + \theta_3) & \cos(\theta_0 + \theta_3) \end{bmatrix} \cdot \\ &\begin{bmatrix} \cos \theta_2 & \sin \theta_2 & 0 \\ -\sin \theta_2 & \cos \theta_2 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \\ &\begin{bmatrix} \cos(\beta_p + \theta_1) & 0 & \sin(\beta_p + \theta_1) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin(\beta_p + \theta_1) & 0 & \cos(\beta_p + \theta_1) \end{bmatrix} \quad (1) \end{aligned}$$

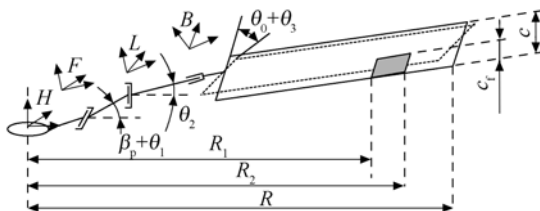


图1 桨叶刚体坐标系

Fig. 1 Rigid blade coordinate

带预扭的桨叶的参考剖面坐标系 e 由桨根坐标系 B 预扭形成,转换矩阵为

$$\mathbf{C}^{eb} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \theta_t & \sin \theta_t \\ 0 & -\sin \theta_t & \cos \theta_t \end{bmatrix} \quad (2)$$

桨叶剖面上任一点的弹性运动由参考剖面的线运动 u, v, w 和角运动 ξ, β, θ 叠加而成,如图2,角运动采用 Euler 角描述.变形前坐标系 B 到变形后坐标系 E 的转换矩阵为

$$\mathbf{C}^{EB} = \begin{bmatrix} \cos \beta \cos \xi & \cos \beta \sin \xi & \sin \beta \\ c_{21} & c_{22} & \cos \beta \sin \theta \\ c_{31} & c_{32} & \cos \beta \cos \theta \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中

$$\begin{aligned} c_{21} &= -\sin \theta \sin \beta \cos \xi - \cos \theta \sin \xi \\ c_{22} &= \cos \theta \cos \xi - \sin \theta \sin \beta \sin \xi \\ c_{31} &= -\cos \theta \sin \beta \cos \xi + \sin \theta \sin \xi \\ c_{32} &= -\sin \theta \cos \xi - \cos \theta \sin \beta \sin \xi \end{aligned}$$

变形后剖面坐标系 E 如图3,为描述小翼的运动,带小翼部分的剖面还定义了小翼坐标系 C , C 系原点位于小翼转轴处, y_c 正方向朝小翼前缘, x_c 方向同 x_E , z_c 向由右手定则确定.

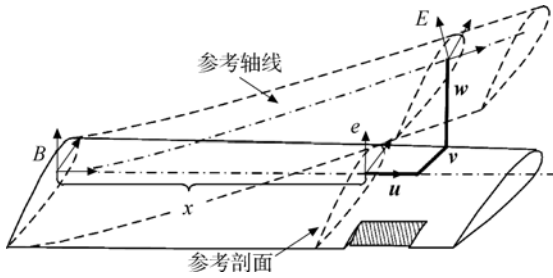


图2 桨叶弹性变形描述

Fig. 2 Elastic deformation of blade

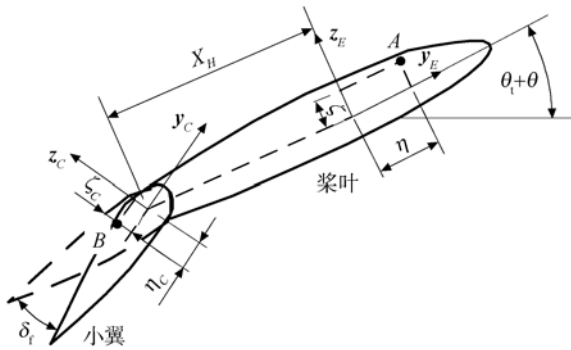


图3 剖面坐标系

Fig. 3 Coordinate of blade section

2 旋翼动力学方程

2.1 质点运动与动能

桨叶上任一质点 A 经刚体运动和弹性变形后,在桨毂旋转坐标系 H 中的坐标为

$$\mathbf{R}_H^{AH} = \mathbf{r}_e + \mathbf{u} + \mathbf{v} + \mathbf{w} + \mathbf{C}^{BE}(0, \eta, \zeta)^T = \mathbf{R}_H^{QAH} + (\mathbf{C}^{EB})^{-1}(0, \eta, \zeta)^T \quad (4)$$

其中 $\mathbf{r}_e = x_1 \mathbf{e}_{xH} + x_2 \mathbf{e}_{xP} + x_3 \mathbf{e}_{xL} + x \mathbf{e}_{xB}$, 是变形前 A 所在参考剖面坐标原点在桨毂旋转坐标系中的坐标, $x_i (i=1, 2, 3)$ 表示挥舞铰、摆振铰、变距轴承的偏置量, $(0, \eta, \zeta)^T$ 是 A 点在变形后坐标系中的位置. 小翼的运动预先给定, 不作为自由度, 与桨叶上 A 点处于同一参考剖面上的小翼上任一点 B 在桨毂旋转坐标系 H 中的变形后坐标为

$$\mathbf{R}_H^{BH} = \mathbf{R}_H^{QAH} - X_H \begin{bmatrix} 0 \\ \cos(\theta_i + \theta) \\ \sin(\theta_i + \theta) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ \cos(\theta_i + \theta + \delta_i) & -\sin(\theta_i + \theta + \delta_i) \\ \sin(\theta_i + \theta + \delta_i) & \cos(\theta_i + \theta + \delta_i) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \eta_C \\ \zeta_C \end{bmatrix} \quad (5)$$

式中 $(\eta_C, \zeta_C)^T$ 为 B 点在小翼坐标系中的坐标. 质点 B 相对于惯性系在桨毂坐标系中的加速度为

$$\ddot{\mathbf{R}}_H^{BH} = \ddot{\mathbf{R}}_H^{BH} + \tilde{\Omega} \tilde{\Omega} \mathbf{R}_H^{BH} + 2\tilde{\Omega} \dot{\mathbf{R}}_H^{BH} \quad (6)$$

式中上标 “ $\cdot, \ddot{\cdot}$ ” 分别表示 $\mathbf{R}$ 的速度和加速度; 算符 $\tilde{\Omega}$ 表示 Ω 对应的反对称张量; Ω 为桨毂旋转角速度矢量. 根据 d'Alembert 原理, 以惯性力虚功的形式表示后缘小翼的动能变分

$$\delta T_f = - \int (\delta \mathbf{R}_H^{BH})^T \ddot{\mathbf{R}}_H^{BH} dm \quad (7)$$

动能表达式积分后, 从中分离出质量矩阵 $\mathbf{M}_f$ 和非线性广义力向量 $\mathbf{F}_{Mf}$

$$\delta T_f = - \delta \mathbf{q}^T (\mathbf{M}_f \ddot{\mathbf{q}} + \mathbf{F}_{Mf}) \quad (8)$$

用相同方法得到桨叶的动能变分

$$\delta T_b = - \delta \mathbf{q}^T (\mathbf{M}_b \ddot{\mathbf{q}} + \mathbf{F}_{Mb}) \quad (9)$$

在方程建立时将带小翼的单元中小翼的广义质量矩阵和非线性广义力向量加到对应位置.

2.2 桨叶应变能

忽略小翼的弹性变形, 基于几何精确的大变形梁模型推导桨叶应变能^[17], 考虑预扭产生的坐标系基矢量的非正交性, 采用有限变形的 Green 应变分析桨叶应变能. 桨叶应变能表达式为

$$\delta U = \iint (\delta \boldsymbol{\varepsilon}^T \mathbf{Q} \boldsymbol{\varepsilon}) dA dx \quad (10)$$

应用大变形梁模型的应变表示形式, 将式 (10) 中的应变 $\boldsymbol{\varepsilon}$ 用广义应变 $\boldsymbol{\gamma}$ 和 $\boldsymbol{\kappa}$ 表示为

$$\boldsymbol{\varepsilon} = \mathbf{H}_1 \begin{bmatrix} \boldsymbol{\gamma} \\ \boldsymbol{\kappa} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & \theta'_i \zeta & -\theta'_i \eta & H_{14} & \zeta & -\eta \\ 0 & 1 & 0 & \lambda_\eta - \zeta & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & \lambda_\zeta + \zeta & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \boldsymbol{\gamma} \\ \boldsymbol{\kappa} \end{bmatrix} \quad (11)$$

其中 $\boldsymbol{\varepsilon} = (\varepsilon_1, \varepsilon_2, \varepsilon_3)^T$, λ_η 和 λ_ζ 为翘曲函数 λ 对 η 与 ζ 的偏导数, H_{14} 的表达式为

$$H_{14} = \theta'_i (\zeta \lambda_\eta - \eta \lambda_\zeta) + \boldsymbol{\kappa}'(1) (\eta^2 + \zeta^2) / 2 \quad (12)$$

2.3 外载荷做功

非线性气动载荷、重力等分布载荷对桨叶做功由虚位移和外载荷点乘得到

$$\delta W_a = \int_0^L [(\delta \mathbf{R}_f^{EI})^T \mathbf{C}^{IE} \mathbf{F}_a + (\delta \boldsymbol{\psi}_E^{EI})^T \mathbf{M}_a] dx = \delta \mathbf{q}_b^T \int_0^L \begin{bmatrix} \mathbf{F}_a \\ \mathbf{M}_a \end{bmatrix} dx = \delta \mathbf{q}_b^T \mathbf{F}_{air} \quad (13)$$

其中 $\delta \mathbf{R}_f^{EI}$, $\delta \boldsymbol{\psi}_E^{EI}$ 为线位移、角位移变分; $\mathbf{F}_a$, $\mathbf{M}_a$ 为变形后坐标系中的气动力、气动力矩; $\mathbf{F}_{air}$ 为气动力虚功引起的广义力; $\mathbf{G}_b$ 为广义力系数矩阵^[15].

2.4 空气动力学模型

计算气动力时需要的剖面气流速度包括来流速度和桨叶速度

$$\begin{bmatrix} U_r \\ U_t \\ U_p \end{bmatrix} = \mathbf{C}^{EH} \left[\dot{\mathbf{R}}_H^{AH} \Big|_{3/4c} - \mathbf{C}^{HI} \begin{bmatrix} \mu \boldsymbol{\Omega} \mathbf{R} \\ 0 \\ \lambda \boldsymbol{\Omega} \mathbf{R} \end{bmatrix} \right] \quad (14)$$

式中 $\dot{\mathbf{R}}_H^{AH} \Big|_{3/4c}$ 为该剖面气动参考点在 H 系中的运动速度, μ 和 λ 分别为前进比和该点处的入流比, 翼型迎角为

$$\alpha = -\arctan(U_p/U_t) \quad (15)$$

直升机桨叶剖面迎角随方位角动态变化, 选用 Leishman-Beddoes 非定常/动态失速模型^[18] 计算翼型气动力. 带小翼的翼型气动力由依据实验数据修正的组合气动模型计算得到, 表示为

$$\begin{cases} C_l = C_{l,us} + k_l \Delta C_{l,thin} \\ C_m = C_{m,us} + k_m \Delta C_{m,thin} \end{cases} \quad (16)$$

其中 $C_{l,us}, C_{m,us}$ 为非定常气动模型计算得到的翼型升力与力矩系数; $\Delta C_{l,thin}, \Delta C_{m,thin}$ 为用薄翼型理论计算得到的小翼运动前后的升力、力矩系数增量; k_l, k_m 是小翼部分升力、力矩的修正系数, 与小翼弦长、展弦比、缝隙等有关, 依据实验数据修正得到. 小翼运动对阻力的影响以增量的形式近似表示为

$$\Delta C_{d,flap} = (1.5 - 2X_H/c) \cdot 0.00245 |\delta_i| \quad (17)$$

计算迎角所需的桨盘平面诱导速度由自由尾迹模型^[19] 得到.

2.5 动力学方程及求解

在得到桨叶与小翼的应变能与动能变分、外力虚功后, 以形函数离散成广义节点自由度 $\mathbf{q}$ 的形式, 依据 Hamilton 原理建立桨叶非线性动力学微分方程

$$\int_{t_1}^{t_2} (\delta T - \delta U + \delta W) dt = 0 \quad (18)$$

旋翼动力学方程最终可隐式地表示为

$$\mathbf{M} \ddot{\mathbf{q}}_b = \mathbf{F} \quad (19)$$

式中 $\mathbf{M} = \mathbf{M}_b + \mathbf{M}_f$ 为非线性广义质量阵, 由动能变分导出; $\mathbf{F} = (\mathbf{F}_g + \mathbf{F}_{air} + \mathbf{F}_d) - (\mathbf{F}_{Mb} + \mathbf{F}_{Mf}) - \mathbf{F}_{Ub}$ 为广义力向量, 包含外力虚功、动能变分中的非线性项以及应变能变分; $\mathbf{F}_g, \mathbf{F}_d$ 分别为重力和阻尼器的广义力.

由于高频弹性扭转及离心力的刚化作用, 旋翼动力学微分方程通常是刚性的, 本文采用隐式梯形公式与牛顿迭代算法在位形空间中求解方程^[20]. 求解气弹耦合动力学方程得到桨叶的刚体运动和弹性响应, 使用力积分法计算桨叶结构载荷^[20], 将从待求载荷的径向位置到桨尖的剖面载荷积分得到参考点处的结构载荷. 结构载荷、惯性

力、外力形成平衡力系, 因此得到剖面惯性力和气动力后, 剖面结构载荷可写成

$$\begin{cases} \mathbf{F}_{str}(x_0) = \int_{x_0}^R \left(\mathbf{F}_a - \int_A \dot{\mathbf{R}}_H^A dm \right) dx \\ \mathbf{M}_{str}(x_0) = \int_{x_0}^R \left(\mathbf{M}_a - \int_A \tilde{s} \dot{\mathbf{R}}_H^A dm \right) dx \end{cases} \quad (20)$$

其中 $\mathbf{F}_{str}, \mathbf{M}_{str}$ 是剖面结构力和力矩; $\dot{\mathbf{R}}_H^A$ 表示质点相对惯性坐标系在桨毂坐标系中的加速度坐标; s 为剖面力在剖面坐标系中的坐标.

3 结构模型验证

使用 NASTRAN 软件的直接瞬态响应分析法 (solution sequence: 109) 验证均值悬臂梁弹性响应结果. 梁长度为 5 m, 一端固支、一端自由, 在自由端施加周期交变的垂向激励 $F = 10 \sin(20t)$ (单位为 N) 的作用下的剖面载荷, 本模型及 NASTRAN 软件中皆将梁均匀分为 10 段, 计算步长皆为 0.01 s, 结构参数如表 1 所示.

表 1 悬臂梁参数

Table 1 Cantilever beam parameter

参数	数值
质量密度/(kg/m)	0.3
挥舞、摆振惯量/(g·m)	0.0025
拉伸刚度/(N)	7
扭转刚度/(N·m ²)	98.56
挥舞、摆振刚度/(N·m ²)	58.31

周期激励下自由端位移响应如图 4, 本模型计算的挥舞位移 (w) 在 2 s 内随时间变化情况与 NASTRAN 计算结果几乎完全一致. 图 5 和图 6 给出了 0R (旋翼的半径) 和 0.5R 两个位置处垂向剪力 F_z 随时间的变化情况, 从图中可以看

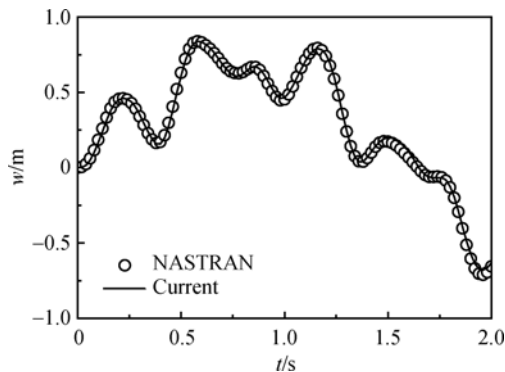


图 4 悬臂梁响应验证 (1.0R)

Fig. 4 Validation of cantilever beam response (1.0R)

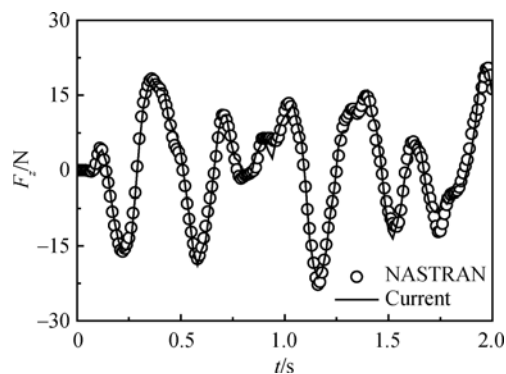


图5 垂向力比较(0R)

Fig. 5 Vertical shear force (0R)

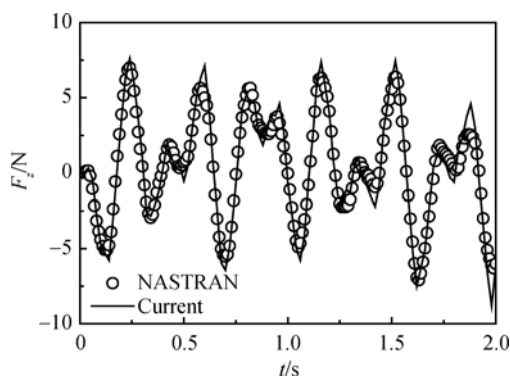


图6 垂向力比较(0.5R)

Fig. 6 Vertical shear force (0.5R)

出,本模型计算得到的结构载荷与 NASTRAN 计算结果吻合很好,本模型能精确捕捉到不同位置处的振动载荷。

4 旋翼载荷验证

以全尺寸的无铰式 BO105 旋翼的风洞实验结果和 CAMRAD/JA 计算结果^[21]验证本旋翼模型,BO105 旋翼基本参数如表 2 所示,桨叶结构参数见文献[22]. 计算状态为 $\mu = 0.197$, $\alpha_s = -4.8^\circ$, $C_t/\sigma = 0.071$.

表2 模型旋翼参数

Table 2 Model rotor parameter

参数	数值	参数	数值
桨叶片数	4	预锥角/(°)	2.5
半径/m	4.91	负扭转/(°)	8
转速/(r/min)	425	实度	0.07
弦长/m	0.27		

从图 7~图 9 可以看出,本文建立的计算模型能够很好地预测桨叶中段与根部的挥舞弯矩与摆振弯矩,CAMRAD/JA 计算挥舞弯矩的峰-峰

值平均误差为 19.4%,本文平均误差为 9.1%. 总体上,本文精度优于使用准定常气动模型计算的 CAMRAD/JA. 0.144R 处方位角(ψ) 150° 附近的挥舞弯矩预测结果比 CAMRAD/JA 更接近试验值,如图 7,很好地捕捉到了 0.57R 处后行边挥舞弯矩的变化情况,如图 8. BO105 旋翼桨毂部件少,没有阻尼器约束,降低了摆振方向振动载荷的计算难度,本文很好地捕捉到了 0.57R 处摆振弯矩总体变化趋势,比 CAMRAD/JA 结果更可靠,如图 9.

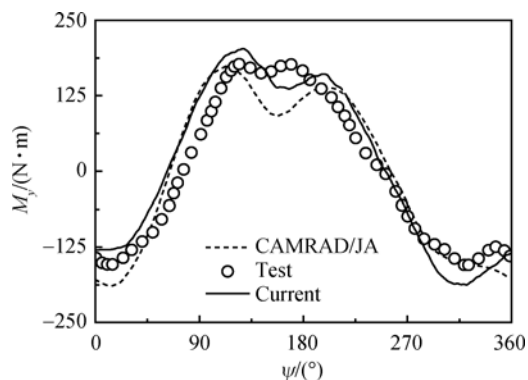


图7 挥舞弯矩验证(0.144R)

Fig. 7 Validation of flapwise bending moment (0.144R)

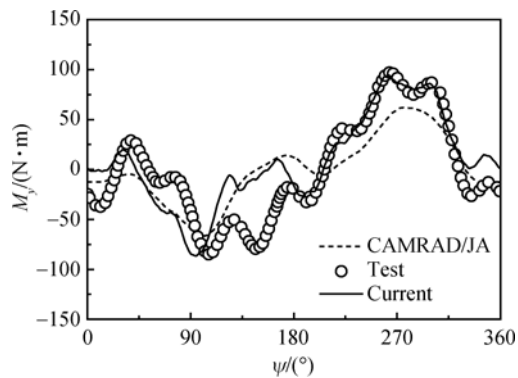


图8 挥舞弯矩验证(0.57R)

Fig. 8 Validation of flapwise bending moment (0.57R)

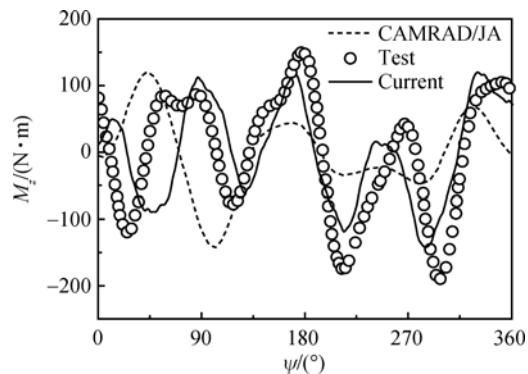


图9 摆振弯矩验证(0.57R)

Fig. 9 Validation of chordwise bending moment (0.57R)

5 小翼模型验证

选用 Fulton 的两片桨叶无铰式模型旋翼^[23-24]验证本文建立的带小翼的旋翼模型,半径为 1.143 m,弦长为 0.086 m,额定转速 $\Omega=760\text{ r/min}$,小翼位于 $0.69R\sim0.81R$,小翼弦长 0.008 6 m,桨叶无预扭,翼型为 NACA0012,旋翼结构参数^[25]见表 3,其中 1 号段为柔性段,4 号段为小翼段。

表 4 列出了不旋转状态桨叶挥舞(β)、摆振(ζ)和扭转(ϕ)1 阶模态频率,计算值与测量值误

差范围在 6% 之内。旋翼频率随转速关系如图 10 所示(图中数字 1~9 代表倍频),使用上述结构参数计算得到的不同转速对应的挥舞与扭转固有频率与测量值(总距为 3.5° 状态)吻合较好。额定转速状态桨尖速度为 91 m/s,而常规旋翼桨尖速度约为 220 m/s,且小翼驱动机构给桨叶带来附加的质量,所以额定转速状态某些模态的固有频率与常规旋翼有所不同,如挥舞 2 阶固有频率 $\beta_2=3.48\Omega$,大于常规频率。

表 3 模型旋翼结构参数
Table 3 Structural parameter of rotor model

分段编号	起止位置/ mm	挥舞刚度/ (N·m ²)	摆振刚度/ (N·m ²)	扭转刚度/ (N·m ²)	质量/ (kg/m)	挥舞惯量/ (g·m)	摆振惯量/ (g·m)
1	120.64~243.32	332.25	1 858.4	176.93	4.4525	0.0111	0.2109
2	243.32~359.87	445.04	3 709.8	353.86	7.6925	0.1879	3.5733
3	359.87~786.92	252.42	8 550.2	170.41	5.0278	0.1846	3.5142
4	786.92~927.58	353.31	4 557.8	121.89	11.162	0.2398	4.5586
5	927.58~1 143.0	252.42	8 550.2	170.41	4.7764	0.1682	3.2055

表 4 不旋转状态固有频率
Table 4 Nonrotating natural frequencies

参数	计算值/Hz	测量值/Hz	误差/%
β_1	3.861	3.66	5.4
ζ_1	11.805	12.0	1.625
ϕ_1	55.275	55.6	0.585

模型中的小翼力矩系数。如图 11 所示,使用薄翼型理论计算得到的小翼扭转效率要明显大于试验值,小翼力矩修正系数 $k_m=0.63$ 时,计算值略有改善,但依然偏大,修正系数 k_m 取 0.33 时计算得到的小翼扭转效率与试验值吻合得很好。

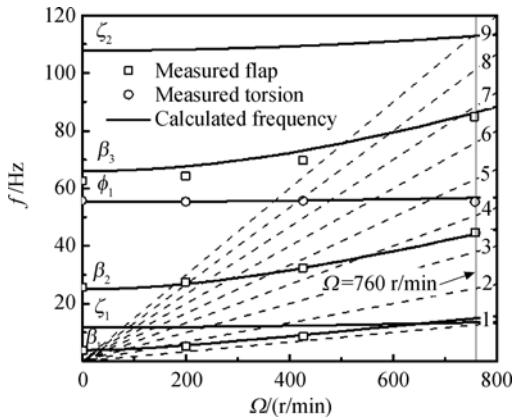


图 10 旋翼固有频率
Fig. 10 Rotor natural frequencies

定义小翼偏转产生的根部($0.128R$)扭矩与小翼偏角的比值为小翼扭转效率,使用不同转速对应的扭矩效率悬停试验结果^[23]修正小翼气动

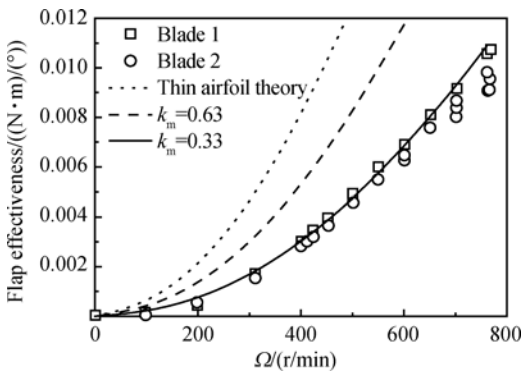


图 11 小翼扭矩效率
Fig. 11 Flap torsion moment effectiveness

此时计算 760 r/min 时不同小翼偏角(δ_t)对应的根部扭矩,如图 12,在 $0^\circ\sim8^\circ$ 的计算范围内,根部扭转力矩与小翼偏角基本为线性关系,与桨叶 1 的试验值一致。桨叶 2 可能由于外形不对称^[23],在小翼偏角较小时,扭矩与偏角的线性度较差,下文验证挥舞弯矩时皆选用桨叶 1 的试验值。

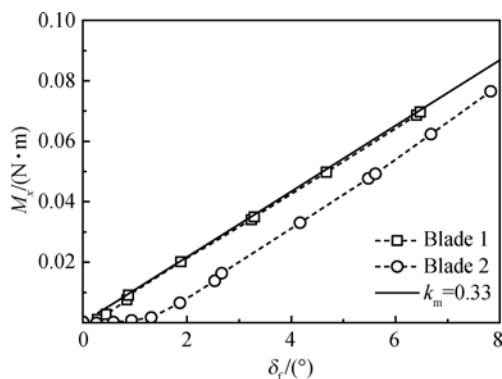
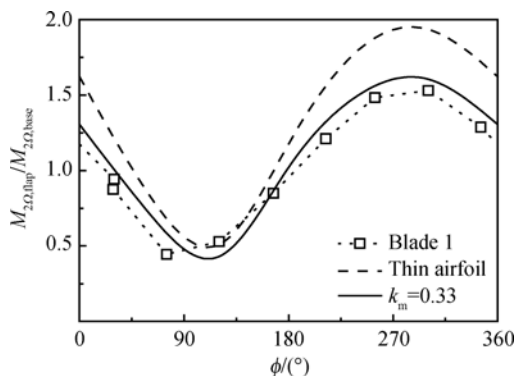
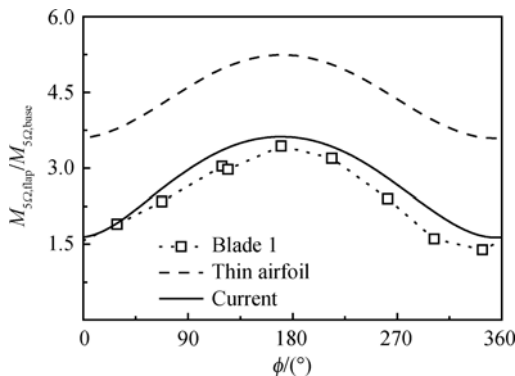


图12 根部扭转力矩

Fig. 12 Blade root torsion moment

使用小翼力矩修正系数 $k_m = 0.33$ 及文献[23]中使用的升力修正系数 $k_l = 0.57$, 计算小翼简谐运动时桨叶根部(0.114R)挥舞弯矩, 风洞试验及计算中旋翼状态为 $\mu = 0.2$, $\alpha_s = 0$, $\theta_0 = 4^\circ$, 小翼运动规律为 $\delta_i = 4.3^\circ \sin(i\psi + \phi)$, $i = 1, 2$. 如图13和图14, 横坐标为小翼运动相位角 ϕ , 纵坐标是小翼运动后挥舞弯矩幅值与小翼不偏转状态挥舞弯矩幅值的比值. 图13、图14分别为 2Ω 和

图13 $M_{2\Omega, \text{flap}}/M_{2\Omega, \text{base}}$ 随相位变化(2Ω 小翼运动)Fig. 13 Variation of $M_{2\Omega, \text{flap}}/M_{2\Omega, \text{base}}$ with phase (2Ω flap motion)图14 $M_{5\Omega, \text{flap}}/M_{5\Omega, \text{base}}$ 随相位变化(5Ω 小翼运动)Fig. 14 Variation of $M_{5\Omega, \text{flap}}/M_{5\Omega, \text{base}}$ with phase (5Ω flap motion)

5Ω 小翼运动时, 2Ω 和 5Ω 挥舞弯矩幅值随小翼相位的变化规律. 由于薄翼型理论计算的小翼升力和力矩系数比实际情况偏大, 过度预测了小翼运动对桨叶根部挥舞弯矩的影响, 如图13中虚线所示, 使用修正后的小翼气动力模型能较好地计算小翼气动载荷, 计算结果与试验值吻合得很好.

6 结 论

1) 无气动力的情况下, 本模型的桨叶结构载荷计算精度与 NASTRAN 软件相当.

2) 经验证, 本模型计算的旋翼振动载荷在时域上与试验值基本一致, 本旋翼气动弹性模型与振动载荷计算方法是准确的.

3) 使用薄翼型理论会过度预测小翼气动力对振动载荷的影响, 修正后的小翼气动模型计算结果更接近试验值, 计算精度比修正前显著提高.

参考文献:

- [1] Gagliardi A, Barakos G N. Analysis and design of a flap-equipped low-twist rotor for hover[J]. Journal of Aircraft, 2009, 46(1): 74-84.
- [2] Dalli U, Yüksel S. Identification of flap motion parameters for vibration reduction in helicopter rotors with multiple active trailing edge flaps[J]. Shock and Vibration, 2011, 18(5): 727-745.
- [3] Maurice J B, King F A, Fichter W. Derivation and validation of a helicopter rotor model with trailing-edge flaps[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2013, 36(5): 1375-1387.
- [4] Lee T, Chopra I. Development of a smart trailing-edge flap actuator with multistage stroke amplifier for a rotor blade[C] // SPIE's 7th Annual International Symposium on Smart Structures and Materials. Bellingham: International Society for Optics and Photonics, 2000: 11-25.
- [5] Szefti J T, Mockensturm E, Smith E C, et al. Development of a novel high authority piezoelectric actuator for rotor blades with trailing edge flaps[C] // Proceedings of the AHS 62th Annual Forum. Phoenix, Arizona, USA: Curran Associates Incorporated, 2006: 839-849.
- [6] 张柱, 黄文俊, 杨卫东. 后缘小翼型智能旋翼桨叶模型设计分析与试验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2011, 43(3): 296-301.
ZHANG Zhu, HUANG Wenjun, YANG Weidong. Design analysis and test of smart rotor blades model with trailing edge flaps[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 43(3): 296-301. (in Chinese)
- [7] Dieterich O, Enenkl B, Roth D. Trailing edge flaps for active rotor control aeroelastic characteristics of the ADA-SYS rotor system[C] // Proceedings of the AHS 62th Annual Forum. Phoenix, Arizona, USA: Curran Associates

- Incorporated, 2006; 964-985.
- [8] Brandon H, Sesi K. Boeing SMART rotor full-scale wind tunnel test[R]. NASA TM 2012-216048, 2012.
- [9] Potsdam M, Fulton M V, Dimanlig A. Multidisciplinary CFD/CSD analysis of the SMART active flap rotor[C]// Proceedings of the AHS 66th Annual Forum. Washington DC: AHS International, 2010; 1991-2012.
- [10] Gennaretti M, Molica Colella M, Bernardini G. Analysis of helicopter vibratory hub loads alleviation by cyclic trailing-edge blade flap actuation[J]. *Aeronautical Journal*, 2009, 113(1146): 549-556.
- [11] Patt D, Liu L, Friedmann P P. Rotorcraft vibration reduction and noise prediction using a unified aeroelastic response simulation[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 2005, 50(1): 95-106.
- [12] 王荣, 夏品奇. 多片后缘小翼对直升机旋翼桨叶动态失速及桨毂振动载荷的控制[J]. *航空学报*, 2013, 34(5): 1083-1091.
- WANG Rong, XIA Pinqi. Control of helicopter rotor blade dynamic stall and hub vibration loads by multiple trailing edge flaps[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2013, 34(5): 1083-1091. (in Chinese)
- [13] Green R B, Gillies E A, Wang Y. Trailing-edge flap flow control for dynamic stall[J]. *Aeronautical Journal*, 2011, 115(1170): 493-503.
- [14] 杨卫东, 张呈林, 王适存, 等. 带受控振荡附翼的新概念旋翼气动弹性分析[J]. *航空学报*, 1999, 20(2): 161-163.
- YANG Weidong, ZHANG Chenglin, WANG Shicun, et al. Aeroelastic analysis of new concept rotor blade with controlled oscillating trailing edge flap[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 1999, 20(2): 161-163. (in Chinese)
- [15] 虞志浩, 杨卫东, 邓景辉, 等. 基于多体动力学的旋翼模型与气弹稳定性[J]. *航空动力学报*, 2012, 27(5): 1122-1130.
- YU Zhihao, YANG Weidong, DENG Jinghui, et al. Model of rotor aeroelastic stability using dynamics of flexible multibody systems[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2012, 27(5): 1122-1130. (in Chinese)
- [16] 陆洋, 王浩文, 高正. 电控旋翼气弹动力学建模研究[J]. *航空动力学报*, 2006, 21(6): 1021-1026.
- LU Yang, WANG Haowen, GAO Zheng. Aeroelastic dynamic modeling of the electrically controlled rotor[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2006, 21(6): 1021-1026. (in Chinese)
- [17] 虞志浩, 杨卫东, 张呈林. 基于 Broyden 法的旋翼多体系统气动弹性分析[J]. *航空学报*, 2012, 33(12): 2171-2182.
- YU Zhihao, YANG Weidong, ZHANG Chenglin. Aeroelasticity analysis of rotor multibody system based on Broyden method[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2012, 33(12): 2171-2182. (in Chinese)
- [18] 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.
- [19] Bagai A, Leishman J G. Rotor free-wake modeling using a pseudo-implicit algorithm[J]. *Journal of Aircraft*, 1995, 32(6): 1276-1285.
- [20] 吴杰, 杨卫东, 虞志浩. 旋翼桨叶结构载荷计算方法比较研究[J]. *振动与冲击*, 2014, 33(7): 210-214.
- WU Jie, YANG Weidong, YU Zhihao. Comparison among rotor blade structural load calculation methods[J]. *Journal of Vibration and Shock*, 2014, 33(7): 210-214. (in Chinese)
- [21] Peterson R L, Maier T, Langer H J, et al. Correlation of wind tunnel and flight test results of a full-scale hingeless rotor[R]. San Francisco, California, USA: AHS Aeromechanics Specialists Conference, 1994.
- [22] Staley J A. Validation of rotorcraft flight simulation program through correlation with flight data for soft-in-plane hingeless rotors[R]. AMRDL-TR-75-50, 1976.
- [23] Fulton M V, Ormiston R A. Hover testing of a small-scale rotor with on-blade elevons[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 2001, 46(2): 96-106.
- [24] Fulton M V, Ormiston R A. Small-scale rotor experiments with on-blade elevons to reduce blade vibratory loads in forward flight[C]// Proceedings of the AHS 54th Annual Forum. Washington DC: AHS International, 1998: 433-451.
- [25] Terlizzi M D. Blade vortex interaction and its alleviation using passive and active control approaches[D]. Los Angeles: University of California, 1999.

(编辑: 叶青)