

文章编号: 1000-8055(2009)09-2046-05

直升机旋翼桨叶的弹性碰撞动力学建模

王益锋¹, 王浩文², 高 正¹

(1. 南京航空航天大学 航空宇航学院 直升机旋翼动力学重点实验室, 南京 210016;
2. 清华大学 航天航空学院, 北京 100084)

摘 要: 建立了直升机旋翼桨叶弹性正碰撞的动力学模型, 采用有限转动梁理论处理桨叶的弹性变形, 利用 Hertz 接触理论处理局部弹性变形, 引入位移协调方程识别弹性碰撞载荷, 运用 Hamilton 原理建立了桨叶正碰撞的动力学方程. 通过与 Timoshenko 算例的对比表明了该方法的正确性, 且对集中质量与直升机桨叶的弹性正碰撞问题进行了研究.

关 键 词: 直升机; 有限转动; 弹性碰撞; 响应; 载荷

中图分类号: V214.1

文献标识码: A

Dynamic model of elastic impact of helicopter rotor blades

WANG Yi-feng¹, WANG Hao-wen², GAO Zheng¹

(1. National Key Laboratory of Rotorcraft Aeromechanics, College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. School of Aerospace, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

Abstract: A dynamic model was developed to investigate the elastic impact of helicopter rotor blades. General kinematical relations for a beam theory were established to treat the finite rotation. Hertz' theory of elasticity was presented to treat local elastic deformation. The compatibility equation of displacement was adopted to calculate the impact loads. Dynamic equations of elastic impact of rotor blades were derived by Hamilton principle. In comparison with Timoshenko's example, the validity of the results has been demonstrated. The impact response of helicopter blades under the impact of a lumped mass was also discussed.

Key words: helicopter; finite rotation; elastic impact; response; load

低空飞行是直升机的显著使用特点. 但是当直升机处于低空状态时, 会受到天气及周围环境的影响, 容易遭受冰雹袭击、与鸟类等发生碰撞. 而旋翼和尾桨是直升机的升力面、推力装置和操纵面, 是区别于固定翼飞机的主要特征, 会直接影响直升机的飞行安全. 由于直升机在飞行过程中旋翼和尾桨一直处于高速旋转的状态, 因此撞击能量要大大高于机身上的其他部件, 对旋翼和尾桨的强度以及飞行安全造成严重的威胁.

在碰撞问题的研究中, Timoshenko^[1]建立了

钢球中心冲击简支梁问题的非线性几何方程, 并用分段数值求积方法进行了求解. Ruan^[2]采用了质量-弹簧模型研究了梁与梁碰撞的问题. 邢誉峰^[3]采用模态叠加法求解了杆、梁的碰撞问题. 但是, 这些研究均使用了简单模型, 并不适用于直升机桨叶复杂构型的碰撞问题. 对于直升机桨叶碰撞问题, 美国西科斯基直升机公司对 S-92 直升机尾桨进行了鸟撞试验和仿真^[4], 而国内尚未对该问题进行任何具体的研究和试验.

本文采用有限转动梁理论和 Chopra 的 15 自

收稿日期: 2008-09-16; 修订日期: 2009-01-06

作者简介: 王益锋(1981-), 男, 江苏南通人, 博士生, 主要从事直升机动力学研究. E-mail: wyf10180@hotmail.com

由度有限元法^[5],考虑典型桨毂构型特点和撞击过程中挥舞、摆振和扭转耦合运动和非线性变形,结合位移协调方程,建立了直升机桨叶弹性正碰撞的动力学模型,运用 Hamilton 原理建立了桨叶弹性正碰撞的动力学方程,用隐式 Newmark 数值算法进行了求解.通过与 Timoshenko 算例^[1]的比较验证了本文方法的正确性,并以法国 SA349/2 直升机^[6]为例,对直升机桨叶的弹性正碰撞问题进行了初步分析,得出了一些有益的结论,为直升机桨叶碰撞问题的发展打下了一定的基础.

1 桨叶动力学建模

1.1 有限转动梁理论

对于传统的建模方法,在处理桨叶弹性变形时均采用了中等变形假设,这主要体现为在变形状态和未变形状态之间的转换矩阵推导中使用了阶次准则.但是,随着无铰、无轴承旋翼的广泛应用,各向异性及非均匀性引起的桨叶拉伸、弯曲、扭转和剪切变形之间的耦合现象使得中等变形梁理论面临一系列问题,且在一些特定状态下桨叶弹性变形已经超过了传统意义的中等变形范围.

本文在推导时采用了有限转动梁理论,相对于中等变形梁理论,它能更准确的计算桨叶的弹性变形,尤其当桨叶处于大变形状态的情况下,桨叶上任一点的应变及应变能详见文献^[7],其中桨叶上任意一点从变形坐标系到未变形坐标系的转换矩阵为

$$T_i = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\theta & \sin\theta \\ 0 & -\sin\theta & \cos\theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\beta & 0 & \sin\beta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin\beta & 0 & \cos\beta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\delta & \sin\delta & 0 \\ -\sin\delta & \cos\delta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} = X\theta Y-\beta Z\delta \quad (1)$$

式中 θ, β, δ 为欧拉角, β, δ 表示由于弯曲变形引起的截面转动角, θ 为变形后截面的扭转角,是 θ 和弹性扭转角 ϕ 之和.

当桨叶建模采用 Euler-Bernoulli 梁假设,忽略横向剪切的作用时, β, δ 可以从矩阵 (1) 中消去.变形坐标系原点在未变形坐标系中的位置坐标为

$$\omega = [x + u \quad v \quad w]^T \quad (2)$$

式中 x 为轴向坐标, u 为沿轴向的变形,包括弹性拉伸变形 u_e 以及由于弯曲变形引起的轴向变形.

v, w 为弯曲变形.桨叶中心轴的斜率为

$$t^b = \frac{d\omega}{dr} = \frac{1}{r} \frac{d\omega}{dx} = \frac{1}{r} (1 + u' \quad v' \quad w')^T \quad (3)$$

式中

$$r' = \sqrt{(1 + u')^2 + v'^2 + w'^2} \quad (4)$$

式中 $(\cdots)$ 表示对轴向坐标 x 的一阶导数.由于截面始终垂直于弹性中心轴,则 $Y-\beta Z\delta$ 的第一行与 t^b 相等, β, δ 的正弦余弦项可以表示为

$$\sin\beta = w/r', \cos\beta = \sqrt{1 - \sin^2\beta} \quad (5)$$

$$\sin\delta = v/(r' \sqrt{1 - w^2/r'^2}), \cos\delta = \sqrt{1 - \sin^2\delta} \quad (6)$$

1.2 位移场及动能项

根据递归算法^[8],桨叶上任意一点在系统第 i 个坐标系下的位置增广向量表示为

$$S^i = (S_x^i \quad S_y^i \quad S_z^i) = S^{i-1} H^{i-1} \quad (7)$$

$$H^{i-1} = \begin{bmatrix} T_{i-1} & 0 \\ \omega_{i-1} & 1 \end{bmatrix}$$

式中 T_{i-1} 为系统第 i 个坐标系到第 $i-1$ 个坐标系的坐标转换矩阵, ω_{i-1} 为第 $i-1$ 个坐标系的原点在第 i 个坐标系中的坐标.依此类推,桨叶上任意一点在惯性坐标系下的位置增广向量为

$$S^n = (S_x^n \quad S_y^n \quad S_z^n \quad 1) = S^{n-1} H^{n-1} = S^1 H^1 \cdots H^i \cdots H^{n-1} \quad (8)$$

式中 n 为系统坐标系总数,该点在惯性坐标系下的位置矢量可以写为

$$R_n = (S_x^n \quad S_y^n \quad S_z^n) \begin{bmatrix} i_0 \\ j_0 \\ k_0 \end{bmatrix} \quad (9)$$

式中 $[i_0 \quad j_0 \quad k_0]^T$ 为惯性坐标系的基矢量.

根据式 (9),动能的变分写为

$$\delta T_b = \iiint_V R_n \cdot \delta R_n dV \quad (10)$$

1.3 位移协调方程

根据两碰撞物体相对速度方向与接触面公法线方向是否一致,可将碰撞分为正碰撞和斜碰撞.本文的研究对象为正碰撞振动,考虑撞击处的弹性变形,则位移协调方程可以写为

$$d = \alpha + w \quad (11)$$

式中 d 为撞击物体在撞击方向的位移,可以写为

$$d = v_0 t - \frac{1}{m} \int_0^t \tau \int_0^\tau P d\tau \quad (12)$$

式中 v_0 为撞击速度, m 为撞击物体的质量, P 为撞击载荷, w 为桨叶挥舞方向的位移, α 为撞击处的局部弹性变形, 可通过 Hertz 弹性接触理论^[9] 求解, 可得

$$\alpha = k P^{2/3} \quad (13)$$

式中

$$k = \left[\frac{3}{4} \cdot \frac{1}{\sqrt{R}} \cdot \frac{k_1 + k_2}{k_1 k_2} \right]^{\frac{2}{3}} \quad (14)$$

$$k_i = \frac{E_i}{1 - \nu_i^2} \quad i = 1, 2 \quad (15)$$

$E_i, \nu_i (i = 1, 2)$ 分别为两碰撞物体的弹性模量、泊松比, R 为撞击物体的半径。

将时间 t 分为 N 个间隔, 假设 $P_1, P_2, \dots, P_{n-1}$ 已经求出, 对于第 n 步, 方程(13)可以写为

$$X_n P_n + Y_n P_n^{2/3} + Z_n = 0 \quad (16)$$

式中

$$X_n = \frac{1}{2m} \Delta t^2 \quad (17)$$

$$Y_n = k \quad (18)$$

$$Z_n = -v_0 \cdot n \Delta t + \frac{1}{m} \sum_{k=1}^{n-1} P_k \left(n - k + \frac{1}{2} \right) \cdot \Delta t^2 + w_n \quad (19)$$

1.4 桨叶动力学方程

根据 Hamilton 原理, 引入 Chopra^[5] 有限元法对桨叶单元进行离散, 组集动能、应变能、空气动力及撞击载荷产生的虚功^[10], 得到基于广义力形式的桨叶非线性动力学隐式微分方程

$$Q_i^E(q) + Q_i^T(q, \dot{q}, \ddot{q}, t) + Q_i^A(q, \dot{q}, t) + Q_i^P(q, t) = 0, \quad (i = 1, 2, \dots, n) \quad (20)$$

式中 n 为方程总数; $q, \dot{q}, \ddot{q}$ 为广义位移、速度、加速度向量; Q 表示广义力; 右上标 T, E, A, P 分别表示动能、应变能、气动力以及撞击载荷引起的广义力, 气动力计算采用二维非线性准定常模型, 同时引入 Glauert 模型计算入流, 由于撞击过程时间持续较短, 因此假设撞击过程中入流和桨叶迎角没有发生变化。

联立式(16)和式(20), 利用 Newmark 算法即可求得撞击载荷及桨叶弹性碰撞的响应。

2 计算模型验证

为验证模型的可行性和有效性, 文中选取 Timoshenko 的杆横向碰撞问题^[1]为数值算例。

杆两端简支, 一钢球以速度 $v_0 = 0.01 \text{ m/s}$ 撞击在杆的中点上, 钢球半径为 0.02 m , 杆长 0.307 m , 横截面为 $0.01 \times 0.01 \text{ m}^2$, 球体和杆的弹性模量均为 $2.156 \times 10^{11} \text{ N/m}^2$, 泊松比为 0.26 , 密度为 $7.96 \times 10^3 \text{ kg/m}^3$, 取时间步长 Δt 为 $5 \times 10^{-4} / 180 \text{ s}$ 。

图 1 和图 2 分别给出了碰撞载荷、杆中点位移及钢球位移与 Timoshenko 计算值的对比图。可以看出, 本文的计算值与 Timoshenko 计算值吻合较好。在撞击初始阶段, 碰撞载荷迅速增大, 当 $t = 35\Delta t$ 时, 载荷峰值达到 8.82 N , 此时局部弹性变形也达到最大, 图 2 中 d 和 w 间的差值即为由于结构弹性引起的球与杆之间的局部弹性变形; 随后随着应力波的扩散, 碰撞载荷逐渐减小, 当 $t = 95\Delta t$ 时, 载荷发生阶跃, 发生二次碰撞; 当 $t = 132\Delta t$ 时, 载荷第二峰值达到 3.6 N ; 当 $t = 158\Delta t$ 时, 球与杆发生分离, 碰撞过程结束。

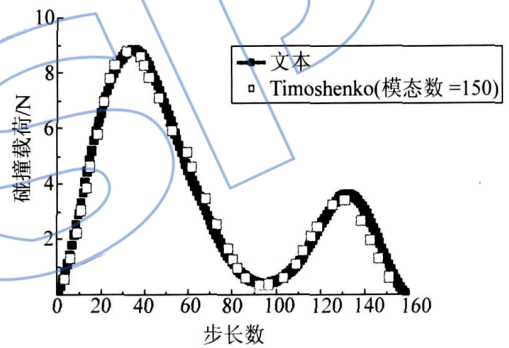


图 1 碰撞载荷变化曲线

Fig. 1 Impact force versus time step

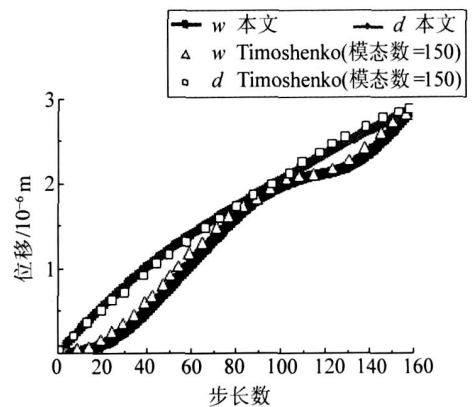


图 2 杆中点位移、钢球位移变化曲线

Fig. 2 d and w versus time step

图 3 给出了不同撞击速度下(其它条件不变)碰撞载荷的对比曲线。可以看出, 当速度为 0.1 m/s 时, 两种方法吻合程度较好; 但是当速度增大时, 两者出现了较大的差别。主要原因是: ① 当速度逐渐增大时, 碰撞载荷增大, 杆弹性变形逐

渐呈现非线性特性, Timoshenko 建模方法在处理非线性弹性变形时出现了较大的误差; ② Timoshenko 建模方法的求解精度依赖于所取模态数。

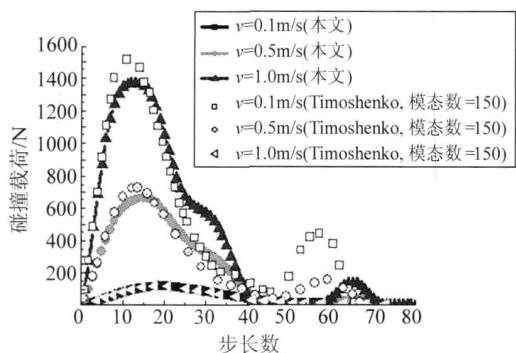


图 3 不同撞击速度的碰撞载荷对比曲线

Fig. 3 Effect of impact speed on impact force response

3 桨叶弹性正碰撞分析

本文以法国 SA349/2 小羚羊直升机为例,对集中质量与桨叶弹性正碰撞问题进行了分析。

SA349/2 直升机共有 3 片桨叶,桨叶采用 OA209 翼型,长 4.775 m,弦长为 0.35 m,重 39.64 kg,挥舞铰外伸量为 0.11 m,摆振铰外伸量为 0.475 m,质量和刚度分布见文献[6]。集中质量块直径为 0.01 m,质量为 0.004 kg,以相对速度 $v_0 = 1.0 \text{ m/s}$ 沿垂直桨叶剖面法向方向与桨叶发生正碰撞,撞击位置位于桨叶弹性轴 $x/L = 0.78$ 处,取时间步长 Δt 为 $1.0 \times 10^{-6} \text{ s}$ 。

图 4 和图 5 给出了当桨叶不旋转时撞击点对应位置在桨叶径向 $x/L = 0.78$ 处的碰撞载荷、位移变化曲线。从零时刻开始,集中质量块与桨叶发生碰撞,载荷逐渐增大,质量块与桨叶撞击点位移也逐渐增大,当 $t = 17\Delta t$ 时,碰撞载荷到达峰值,达到了 365.7 N。此时局部弹性变形也达到最大,即质量块与桨叶撞击点位移差达到最大。随后载荷开始衰减,当 $t = 34\Delta t$ 时,载荷衰减为零,碰撞结束。

为了研究集中质量初始参数对碰撞载荷的影响,在上述具体条件的基础上,①单独改变集中质量块的初始撞击速度,分别减小为原先的 1/2 和 1/10,②单独改变质量块直径,求出了碰撞载荷。图 6 为桨叶径向 $x/L = 0.78$ 处不同撞击速度对碰撞载荷影响的比较图。可以看出,当初始撞击速度为原先的 1/2 时,碰撞载荷峰值减小为原先的 44.1%,碰撞作用时间增加为 $40\Delta t$;当初始撞击速度为原先的 1/10 时,碰撞载荷峰值减小为原先

的 6.8%,碰撞作用时间增加为 $56\Delta t$ 。

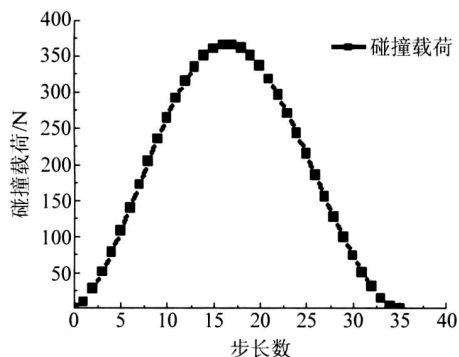


图 4 碰撞载荷变化曲线($x/L = 0.78$)

Fig. 4 Impact force versus time step($x/L = 0.78$)

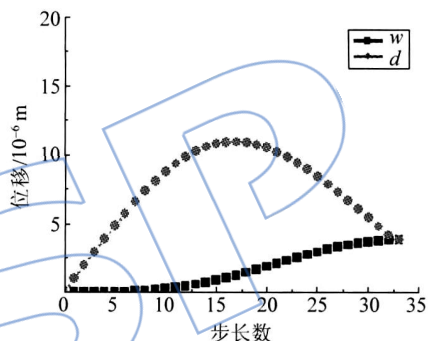


图 5 桨叶撞击点与质量块位移变化曲线($x/L = 0.78$)

Fig. 5 D and w versus time step($x/L = 0.78$)

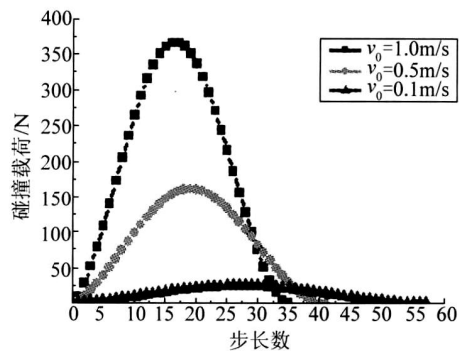


图 6 撞击速度对碰撞载荷的影响($x/L = 0.78$)

Fig. 6 Effect of impact speed on impact force response
($x/L = 0.78$)

图 7 分析了集中质量直径对碰撞载荷的影响。当直径增加 20% 时,碰撞载荷峰值增大了 41.1%,碰撞作用时间增加为 $44\Delta t$;当直径减小 20% 时,碰撞载荷峰值减小了 33.7%。

图 8 显示了当桨叶不旋转时(其它条件不变)不同撞击位置对碰撞载荷的影响。当撞击点位置越靠近桨根时,碰撞载荷峰值越大。图 9 分析了当旋翼悬停时($C_T = 0.0041$, $\Omega = 40.4 \text{ rad/s}$)桨叶轴向不同撞击位置对碰撞载荷的影响。可以看出,与

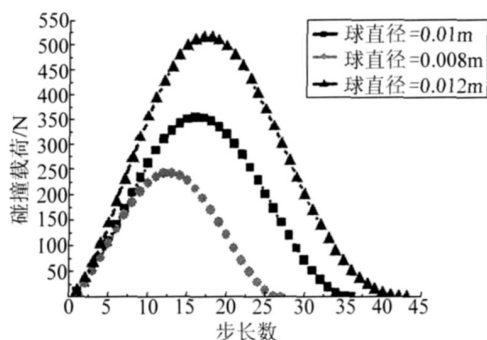


图7 集中质量半径对碰撞载荷的影响($x/L=0.78$)

Fig.7 Effect of the radius of lumped mass on impact force response($x/L=0.78$)

不旋转状态相比,撞击位置对载荷的影响规律一致,载荷变化相对较小。

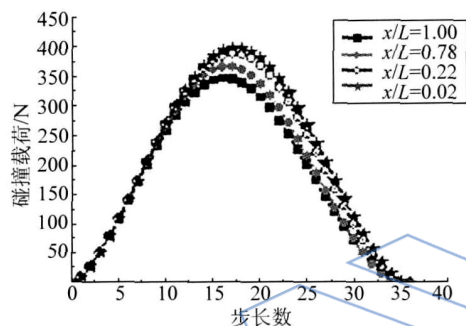


图8 撞击位置对碰撞载荷的影响($\Omega=0$ rad/s)

Fig.8 Effect of impact position on impact force response($\Omega=0$ rad/s)

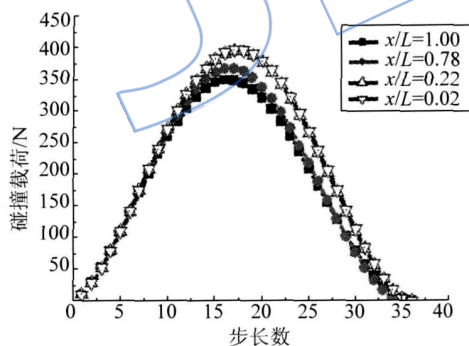


图9 撞击位置对碰撞载荷的影响($\Omega=40.4$ rad/s)

Fig.9 Effect of impact position on impact force response $\Omega=40.4$ rad/s)

4 结束语

1) 在有限转动梁理论的基础上引入位移协调方程,结合有限元法,运用 Hamilton 原理建立了桨叶弹性碰撞的动力学方程。

2) 以 Timoshenko 的杆横向碰撞为数值算例,通过与 Timoshenko 的建模方法的比较验证了本文方法的有效性,且发现本文方法更适合处

理弹性碰撞的非线性问题。

3) 以 SA349/2 直升机为例,对直升机桨叶的弹性正碰撞问题进行了分析。初始撞击速度和集中质量大小对碰撞有较大的影响:单独增加撞击速度或集中质量直径时,将使碰撞载荷峰值增大;轴向撞击位置对碰撞也有明显的影响:保持其他参数不变,当旋翼处于悬停或不旋转状态时,撞击点越靠近根部,碰撞载荷峰值越大。

参考文献:

- [1] 铁摩辛柯,谷地尔. 弹性理论[M]. 徐芝纶,译. 北京:高等教育出版社,1990.
- [2] Ruan H H, Yu T X. Collision between mass-spring systems [J]. International Journal of Impact Engineering, 2005, 31(3):267-288.
- [3] 邢誉峰,诸德超. 用模态法识别结构弹性撞击载荷的可行性[J]. 力学学报,1995,27(5):560-566.
XING Yufeng, ZHU Dechao. The feasibility of the determination of bird/elastic impact loads between structures with the method of mode superposition[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 1995, 27(5):560-566. (in Chinese)
- [4] Dobyns A, Federici F, Young R. Bird strike analysis and test of a spinning S-92 tail rotor [C]// The 57th Annual National Forum of the American Helicopter Society. Washington D C: AHS International, 2001:41-49.
- [5] Gunjit B, Chopra I, Nguyen K. Development of UMARC [C]// The 46th Annual National Forum of the American Helicopter Society. Washington D C: AHS International, 1990:55-78.
- [6] Heffernan R M, Gaubert M. Structural and aerodynamic loads and performance measurements of an SA349/2 helicopter with an advanced geometry rotor [R]. NASA TM-88370, 1986.
- [7] 王益锋,王浩文,高正. 一种复合材料柔性梁的响应计算方法[J]. 南京航空航天大学学报,2008,40(2):180-184.
WANG Yifeng, WANG Haowen, GAO Zheng. Method for calculating response of composite flexible beams[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008, 40(2):180-184. (in Chinese)
- [8] 王益锋,王浩文,高正. 基于多体系统动力学的旋翼桨叶响应计算方法 [C]// 第二十三届全国直升机年会学术论文文集. 成都:中国航空学会直升机分会,2007:822-828.
- [9] 杜庆华,余寿文,姚振汉. 弹性理论[M]. 北京:科学出版社,1986.
- [10] 王浩文,高正,郑兆昌. 前飞状态下直升机旋翼系统气弹响应及稳定性分析[J]. 振动工程学报,1999,12(4):521-528.
WANG Haowen, GAO Zheng, ZHENG Zhaochang. Aeroelastic response and stability of helicopter rotor blades in forward flight [J]. Journal of Vibration Engineering, 1999, 12(4):521-528. (in Chinese)