

文章编号: 1000-8055(2006)01-0036-05

直升机桨叶刚柔耦合特性及计算方法分析

韩东¹, 高正¹, 王浩文¹, 张虹秋²

(1. 南京航空航天大学直升机旋翼动力学国家级重点实验室, 江苏 南京 210016;

2. 中国试飞研究院, 陕西 西安 710089)

摘要: 为了研究桨叶刚柔耦合特性, 采用中等变形梁模型处理桨叶弹性变形, 分别采用小转角和有限转角两种方法处理桨叶绕铰的刚性运动。以桨叶扬起下坠碰撞问题为研究对象。计算分析表明: (1) 弹性桨叶存在较明显的刚性运动和弹性变形耦合; (2) 挥舞角较小时, 两种处理方法计算结果一致, 均与试验数据吻合较好; (3) 挥舞角较大时, 刚柔耦合增强, 两种处理方法的计算值差别较为明显; (4) 桨叶弯曲刚度对桨叶刚柔耦合特性有较明显影响, 刚度越小, 耦合越强; (5) 桨叶如果比较柔软, 小转角处理方法计算值相对有限转角处理方法, 相位滞后、幅值增加均较为明显, 计算桨叶动响应时需引起注意。

关键词: 航空、航天推进系统; 直升机; 桨叶; 刚柔耦合; 小转角; 有限转角

中图分类号: V 214. 37

文献标识码: A

Analysis of the Computational Method and the Helicopter Blade Characteristics with Coupled Rigid and Elastic Motions

HAN Dong¹, GAO Zheng¹, WANG Hao-wen¹, ZHANG Hong-qiu²

(1. National Key Laboratory of Rotorcraft Aeromechanics,

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

2. China Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

Abstract: In order to investigate the coupling characteristics between elastic deflections and rigid motions of the blades, the moderate deflection beam model was adopted to treat elastic deflections and two methods were adopted to treat rigid motions based on infinitesimal rotation and finite rotation. The impact problem of the blade droop stop was analyzed. Results show: (1) coupling of elastic deflections with rigid motions is distinctive; (2) computations of two methods are in good agreement with test data, when rotation angle is small; (3) when rotation angle is large, couplings increase distinctly and the differences between the results of the two computational methods increase; (4) the bending stiffness has evident effect on the coupling, and the coupling will increase with the decrease of bending stiffness; (5) in case of the blade is relatively soft, the calculated values of phase lag and amplitude augment based on infinitesimal rotation will exist. This phenomenon should be paid attention to, when blade dynamic response is calculated.

收稿日期: 2005-03-29; **修订日期:** 2005-08-07

联系人: 王浩文, 高正

作者简介: 韩东(1979-), 男, 湖北武汉人, 南京航空航天大学直升机旋翼动力学国家级重点实验室博士生, 主要从事直升机飞行动力学的研究

Key words: aerospace propulsion system; helicopter; blade;
coupling of elastic deflections with rigid motions; infinitesimal rotation;
finite rotation

直升机桨叶刚柔耦合问题一直是直升机动力学研究的难点之一。在直升机飞行动力学研究中,一般采用刚性桨叶模型加根部弹性约束的方法进行处理;在直升机结构动力学研究中,桨叶模型一般采用弹性梁模型。近来,Colin^[1]在研究直升机飞行动力学问题时,对桨叶的处理采用了中等变形梁模型;Keller^[2]在研究桨叶扬起下坠碰撞问题时,挥舞铰的描述采用了根部挥舞位移对展向坐标的一阶导数进行处理;Bottasso^[3]为了更好的描述桨叶刚柔耦合特性则采用了多体动力学的方法进行处理;王浩文^[4]为了描述铰接式旋翼桨叶绕铰的刚性运动,采用有限转角处理桨叶绕铰的刚性运动。

随着研究的不断深入,桨叶刚柔耦合特性研究提出了一些急待解决的问题——在怎样的情况下需考虑桨叶的刚柔耦合,常规处理刚柔耦合的方法是否适用等。为此,本文在中等变形梁模型的基础上,对桨叶刚性运动的描述采用了较常规的小转角和较精细的有限转角的处理方法,以桨叶扬起下坠碰撞问题为研究对象,讨论桨叶刚柔耦合问题,通过改变初始挥舞角和挥舞刚度,探讨参数变化对桨叶刚柔耦合特性的影响。

1 桨叶动力学模型

为了描述桨叶挥舞、摆振和扭转弹性变形间的几何非线性耦合,国内外一般采用中等变形梁模型,本文采用改进后的中等变形梁模型^[5]。

由于桨叶刚柔耦合问题的复杂性,在中等变形梁基础上考虑桨叶刚性运动,一般采用基于小转角的处理方法,即桨叶根部位移对展向坐标的一阶导数来近似模拟,以挥舞铰为例^[2]:

$$\beta = \left. \frac{\partial w}{\partial x} \right|_{x=0} \tag{1}$$

式中: β 为桨叶根部挥舞角; w 为挥舞方向位移; x 为展向坐标, $x = 0$ 代表桨叶根部。

为了准确的描述桨叶刚柔耦合特性,采用文献[4]处理桨叶动能的方法,桨叶绕铰的刚性运动用有限转角处理,以挥舞运动为例,挥舞运动前后坐标系转换关系为:

$$T_{\beta} = \begin{bmatrix} \cos(\beta_0 + \beta) & 0 & \sin(\beta_0 + \beta) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin(\beta_0 + \beta) & 0 & \cos(\beta_0 + \beta) \end{bmatrix} \tag{2}$$

式中: β_0 为预锥角。
桨叶重力对桨叶产生外力功,一般情况下可不考虑,但本文将桨叶扬起下坠碰撞问题作为研究对象,需考虑桨叶的外力功,处理方法见文献[2]。

因为桨叶扬起下坠问题通常发生在旋翼启动和停转阶段,转速较低,气动力对桨叶碰撞响应的计算结果影响很小^[6],因此不考虑桨叶所受的气动力。

将上述弹性势能、动能和重力功各项集成,根据Hamilton原理,得出由广义力表达的桨叶隐式非线性微分方程^[4]:

$$Q_i^T(q, \dot{q}, \ddot{q}, t) = Q_i^F(q) + Q_i^G(q) = 0$$

(i = 1, \cdots, n) \tag{3}

式中: Q 为广义力,上标T、E和G分别表示动能、弹性势能和重力引起的广义力,下标代表自由度,共 n 个; q , $\dot{q}$ 和 $\ddot{q}$ 是集成的广义位移、速度和加速度向量。

2 计算模型验证

为了研究桨叶的刚柔耦合特性,本文采用两种方法进行计算,方法一是基于(1)式的小转角处理方法,方法二是基于(2)式的有限转角的处理方法。

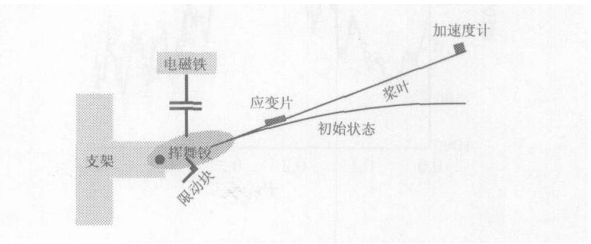


图1 桨叶扬起下坠试验示意图

Fig 1 Test configuration of blade droop stop impact

Keller采用与H-46纵列式直升机桨叶1/8弗洛德数相似的模型桨叶进行了桨叶扬起下坠碰撞试验^[7],试验方法如图1。桨叶长1.006m,重0.998kg,质量和刚度分布见文献[7]。初始状态时,桨叶根部固支,桨叶挥舞角为9.7°;在自重作用下桨叶有初始位移。突然释放根部挥舞铰约束,桨叶下坠,在挥舞限位角为0时,桨叶与挥舞限位块碰

撞。试验测试了桨尖位移和挥舞角随时间变化曲线及与桨叶根部距离 20%, 30% 和 40% 处桨叶上表面应变值。

为了将柔性桨叶运动规律与刚性桨叶运动规律相比较, 通过增大基本桨叶挥舞刚度值(50 倍)来模拟刚性桨叶运动规律。图 2 给出桨叶初始挥舞角为 9.7° 时, 挥舞角两种方法计算值与试验值和刚性桨叶计算值对比。图 3 给出距桨叶根部 20% 处桨叶上表面应变两种方法计算值和试验值对比。

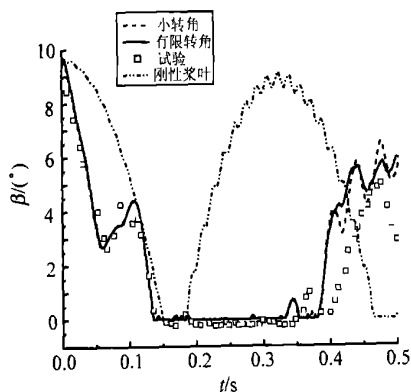


图 2 挥舞角计算值与试验值对比

Fig 2 Comparisons between computation and test for flap hinge angle

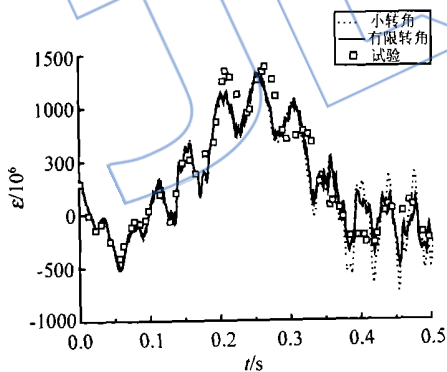


图 3 桨叶 20% 处应变计算值与试验值对比

Fig 3 Comparisons between computation and test for the strain at $x/L = 0.20$

从图 2 和图 3 可看出: 在初始挥舞角为 9.7° 时, 两种方法计算值基本一致, 只有在碰撞后略有差别; 两种方法计算值均与试验值吻合较好, 验证了两种处理方法的正确性; 从挥舞角随时间变化曲线可明显看出, 0.05 s 后桨叶挥舞角从下坠状态改出, 上扬后再下落, 明显不同于刚性桨叶的运动规律, 可见桨叶刚性运动和弹性变形间耦合较

为明显。

3 桨叶刚柔耦合参数分析

3.1 大幅度刚性运动影响分析

为了研究大幅度刚性运动对桨叶刚柔耦合特性的影响, 将初始挥舞角增至 45° ; 边界条件按上述两种方法处理, 桨叶在初始状态同样有初始弹性变形。图 4 和图 5 分别给出桨叶初始挥舞角为 45° 时, 挥舞角和 20% 处桨叶上表面应变两种方法计算值对比。

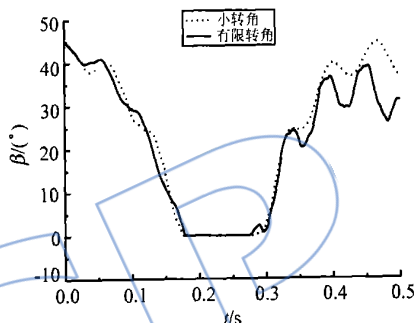


图 4 挥舞角计算值 ($\beta = 45^\circ$)

Fig 4 Time history of flap hinge angle when $\beta = 45^\circ$

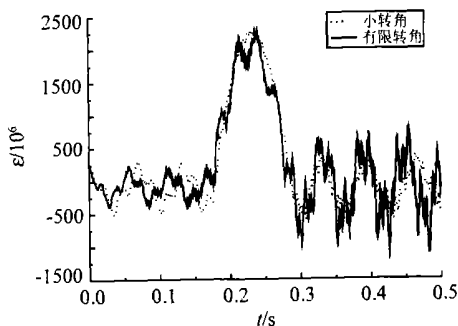


图 5 20% 处应变计算值 ($\beta = 45^\circ$)

Fig 5 Time history of the strain at $x/L = 0.20$ when $\beta = 45^\circ$

从图 4 和图 5 可明显看出: 桨叶在大角度时桨叶刚柔耦合特性明显增强; 在 0.6 s 附近, 有限转角的处理方法明显扑捉到挥舞角小角度的变化, 而小角度的处理方法则没有; 采用小角度的处理方法在响应后期挥舞角计算值明显偏大, 应变值明显偏小, 两种计算方法计算值差别较为明显。

3.2 桨叶刚度影响

将桨叶挥舞方向刚度 $E I_f$ 增加到基本桨叶挥舞刚度 $E I_{f0}$ 的 10 倍, 图 6 和图 7 分别给出桨叶挥舞

角为45 时, 挥舞角和20% 处桨叶上表面应变两种方法计算值对比。

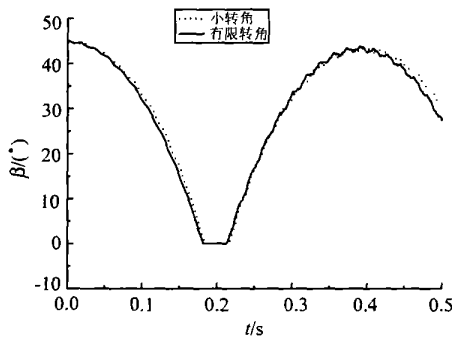


图6 挥舞角计算值 ($E I_f = 10 E I_{f0}$)

Fig 6 Time history of flap hinge angle when $E I_f = 10 E I_{f0}$

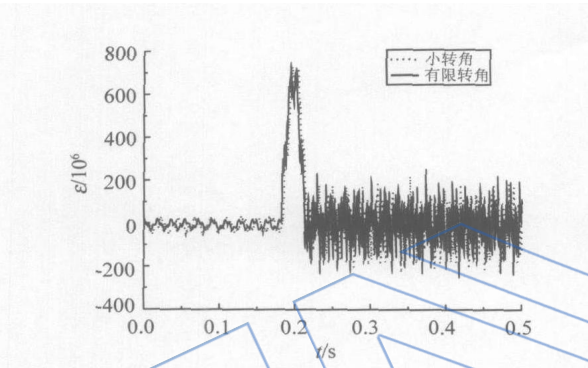


图7 20% 处应变计算值 ($E I_f = 10 E I_{f0}$)

Fig 7 Time history of the stain at $x/L = 0.20$ when $E I_f = 10 E I_{f0}$

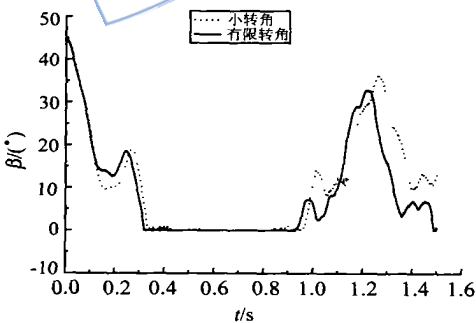


图8 挥舞角计算值 ($E I_f = 0.2 E I_{f0}$)

Fig 8 Time history of flap hinge angle when $E I_f = 0.2 E I_{f0}$

从图6 和图7 可以看出挥舞刚度增加后, 刚柔耦合明显减弱, 两种方法计算挥舞角和 20% 应变值较为吻合; 需注意的是越刚硬的桨叶, 碰撞前后应变幅值变化越剧烈, 初始挥舞角为 45 时, 应变幅值变化从刚度增加前的 5.99 倍变为刚度增加

后的 19.34 倍。
将桨叶挥舞方向刚度减小到原来的 1/5, 图 8 和图 9 分别给出桨叶挥舞角为 45 时, 挥舞角和 20% 处桨叶上表面应变两种方法计算值对比。

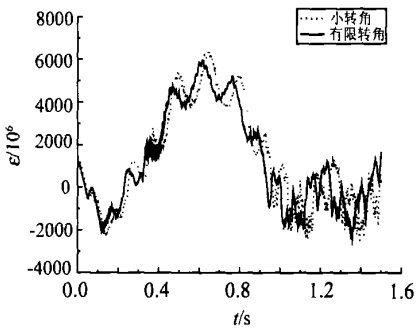


图9 20% 处应变计算值 ($E I_f = 0.2 E I_{f0}$)

Fig 9 Time history of the stain at $x/L = 0.20$ when $E I_f = 0.2 E I_{f0}$

从图 8 和图 9 可以看出: 刚度减小, 刚柔耦合明显增加, 挥舞角和 20% 处应变两种方法计算值差别较为明显, 小角度的处理方法计算值明显偏大, 计算较为保守, 同时计算值相位有较明显滞后, 在计算较柔软桨叶动响应时需引起注意。

4 结 论

本文采用采用中等变形梁模型处理桨叶的弹性变形, 分别采用基于常规的小转角和较精细的有限转角两种方法处理桨叶绕铰的刚性运动, 以桨叶扬起下坠碰撞问题为研究对象, 通过分析计算, 得到以下结论:

- (1) 桨叶刚性运动和弹性变形间存在明显的刚柔耦合。
- (2) 挥舞角较小时, 两种处理方法计算结果保持一致, 均与试验数据吻合较好。
- (3) 挥舞角较大时, 刚柔耦合增强, 两种处理方法的计算值差别较为明显, 有限转角方法较精确。
- (4) 刚度对桨叶刚柔耦合有较明显影响, 刚度越小, 耦合越强。
- (5) 桨叶如果比较柔软, 小转角处理方法计算值相对有限转角处理方法的计算值相位有较明显滞后, 幅值有较明显增大, 计算桨叶动响应时需引起注意。

参考文献:

[1] Colin R T. Helicopter Flight Dynamics Simulation with Re-

- fin ed Aerodyn am ics M odel ing [D]. *Un in v er sity of M a r y-land*: 2000
- [2] Keller J A. A n alysis and C on trol of the T ransient A eroelastic Response of Rotors During Shipboard Engagem ent and Disengagem ent Operations[D]. *Pennsy lvania S tate Univer-sity*: 2001.
- [3] Bottasso C L, Bauchau O A. M ultibody M odel ing of Engage and Disengage Operations of Helicopter Rotors[J]. *Journal of the A m erican H elicopter S ociety*, 2001, 46(4): 290~ 300
- [4] Wang Hao-wen, Gao Zheng. Rotor V ibratory Load Predic-tion Based on Generalized Forces[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2004, 17(1): 28~ 33
- [5] Straub F K, Sangha K B, Panda B. A dvanced Finite Element M odel ing of Rotor Blade A eroelasticity[J]. *Journal of the A m erican H elicopter S ociety*, 1994, 39(2): 56~ 68
- [6] Keller J A. Experiment and Theoretical Correlation of Helicopter rotor Blade/Droop Stop Impacts[J]. *Journal of A ir-craft*, 1999, 36(2): 443~ 450
- [7] Keller J A, Smith E C. Experiment/Theoretical Correlation of A nalysis for Helicopter Rotor Blade/Droop Stop Impacts [R]. *A IAA - 97- 1094*, 1997.