

文章编号: 1000-8055(2006)04-0700-6

# 跷跷板旋翼舰面瞬态气弹响应分析及抑制方法

韩 东<sup>1</sup>, 高 正<sup>1</sup>, 王浩文<sup>1</sup>, 李昕柏<sup>2</sup>

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

2. 哈尔滨地区军代室, 黑龙江 哈尔滨 150066 )

**摘 要:** 为了研究跷跷板旋翼在舰面起动和停转过程中的瞬态气弹响应问题, 本文在中等变形梁的基础上, 引入跷跷板旋翼整体挥舞有限转角广义坐标, 采用非线性准定常气动模型, 根据 Hamilton 原理建立了基于广义力的跷跷板旋翼动力学方程, 舰面流场采用试验测试数据。通过与国外试验数据及计算值的对比验证了本文计算模型的正确性。计算表明, 舰面跷跷板旋翼存在桨叶过大挥舞与机体相碰的问题。对于可能防止相碰的机械措施和操纵方式进行了分析。

**关 键 词:** 航空、航天推进系统; 跷跷板旋翼; 舰; 气弹响应; 抑制方法

中图分类号: V211.52

文献标识码: A

## Analysis and control of transient aero elastic response of teetering rotor on the shipboard

HAN Dong<sup>1</sup>, GAO Zheng<sup>1</sup>, WANG Hao wen<sup>1</sup>, Li Xin bai<sup>2</sup>

( 1. National Key Laboratory of Rotorcraft Aeromechanics, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China; 2. Army Office in Harbin, Harbin 150066, China)

**Abstract:** To investigate the problem of transient dynamic aero elastic response of teetering rotor engagement and disengagement during shipboard operations, finite rotation of teeter angle was introduced as generalized coordinate based on the moderate deflection beam model. Nonlinear quasisteady aerodynamic model was adopted and the flow field was determined by the test data. According to the Hamilton principle, dynamic equations were derived based on the generalized force formation. Calculation results are in good agreement with the test data and the data from other literatures. Result shows that teetering rotor blade tip has the danger of touching fuselage because of the excess flapping motion during shipboard operations. Some methods of controlling blade excess flapping are discussed. Installation of the blade flap restraint device can restrict the blade excess flapping. Increasing collective pitch has contrary effect. Cyclic pitch control has some effect on the blade flapping motion. The blade excess flapping motion can be evidently reduced by the control of the rotor speed.

**Key words:** aerospace propulsion system; teetering rotor; shipboard; aero-elastic response; control method

舰载直升机在舰面起动和停转过程中, 当旋翼受到较强的舰面来流影响时, 由于桨叶离心力

收稿日期: 2005-09-28; 修订日期: 2006-03-20

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研究。

较小且旋翼离心式限动块已经释放,可能出现桨叶在气流作用下,因过度挥舞导致桨尖位移过大与尾梁或者机身相碰撞的事故,轻则造成桨叶和机体的损伤,重则会导致桨叶、机体和传动系统的损坏,造成较大的经济损失。H-46 Sea Knight 纵列式直升机在 1964~1989 间就出现过 100 多次桨尖碰到机身事故<sup>[1]</sup>。

舰面旋翼瞬态气弹动力学研究涉及多方面难题,诸如:旋翼气弹动力学分析、舰面流场分析、桨叶碰撞动力学分析等,因而国内外此方面研究报告较少。近年来,由于舰载直升机的应用,尤其是舰载无人直升机的发展<sup>[2]</sup>,国内外学者相继进行了较为深入的研究。Newman<sup>[3]</sup>进行了试验和理论方面研究,其桨叶模型限于刚性桨叶。Geyer<sup>[4]</sup>则考虑了桨叶挥舞和扭转自由度的耦合。Keller<sup>[5]</sup>进行了较为全面和详细的研究,计算模型较为精细,但未考虑旋翼和舰之间的运动耦合。Hao Kang<sup>[6]</sup>基于多体动力学的方法研究了机舰耦合时的旋翼气弹响应。在国内,康浩<sup>[7]</sup>采用较为精细的结构和气动模型进行了理论上的探讨。

$$[T] = \begin{bmatrix} 1 - \frac{v'^2}{2} - \frac{w'^2}{2} & v' & w' \\ - (v' c\theta_1 + w' s\theta_1) & c\theta_1 \left( 1 - \frac{v'^2}{2} \right) - v' w' s\theta_1 & s\theta_1 \left( 1 - \frac{w'^2}{2} \right) \\ v' s\theta_1 - w' c\theta_1 & - s\theta_1 \left( 1 - \frac{v'^2}{2} \right) - v' w' c\theta_1 & c\theta_1 \left( 1 - \frac{w'^2}{2} \right) \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中:  $v$  为摆振方向位移;  $w$  为挥舞方向位移;  $\theta_1$  表示预扭角和弹性扭转角之和; “ $'$ ”表示对展向坐标的导数;  $s\theta_1$  表示  $\sin\theta_1$ ,  $c\theta_1$  表示  $\cos\theta_1$ 。

## 1.2 桨叶动能项

跷跷板旋翼有两片桨叶,通过中心挥舞铰相连。桨叶具有较大的绕中心铰的整体刚性角运动,一般弹性桨叶采用根部挥舞方向位移对展向坐标的一阶导数来处理<sup>[5]</sup>,这样处理一般仅限于小角度运动范围内。较为完备的方法是用有限转角进行描述。为此,本文在中等变形梁的基础上引入跷跷板旋翼整体挥舞的有限转角。

桨叶上任意一点在桨轴坐标系中的位置矢量为:

$$\mathbf{R} = \{(x + u \quad v \quad w)\} + (0 \quad \eta \quad \zeta)[T][T_\beta][T_{rs}] \begin{Bmatrix} i_s \\ j_s \\ k_s \end{Bmatrix} \quad (2)$$

式中:  $x$ 、 $\eta$ 、 $\zeta$  为桨叶剖面上任意一点变形前的坐标,桨叶变形前坐标系如图 1;  $[T_\beta]$  为变形前坐标

由于当代舰载直升机多为铰接式旋翼的直升机,旋翼与机体相碰较常发生在铰接式旋翼上,因而国内外的研究主要集中在铰接式旋翼上。但是,近年发展起来的中小型舰载无人直升机,不少采用了跷跷板型式旋翼。因此,本文主要以跷跷板旋翼作为研究对象,首先建立较为精细的动力学计算模型,然后通过与国外标准试验进行对比,验证其正确性,最后探讨抑制舰面跷跷板旋翼过大瞬态挥舞响应的方法,为工程应用提供理论上的指导。

## 1 计算模型

### 1.1 桨叶结构模型

由于跷跷板旋翼桨叶弹性变形较小,一般建模采用刚性桨叶或者线弹性桨叶模型。但是,现代先进的复合材料旋翼桨叶较为柔软,为了更精确的描述柔性桨叶几何非线性变形间耦合特性,本文采用改进后的中等变形梁模型描述桨叶弹性变形<sup>[8]</sup>。桨叶上任意一点的应变及应变能的变分见文献[8],其中桨叶上任意一点变形后到变形前的坐标转换矩阵为:<sup>[8]</sup>

系到旋转坐标系转换矩阵;  $[T_{rs}]$  为旋转坐标系到桨轴坐标系转换矩阵,  $i_s$ 、 $j_s$ 、 $k_s$  分别为桨轴坐标系中的三坐标轴单位矢量。  $[T_\beta]$  和  $[T_{rs}]$  为:

$$[T_\beta] = \begin{bmatrix} \cos(\beta_0 + \beta) & 0 & \sin(\beta_0 + \beta) \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin(\beta_0 + \beta) & 0 & \cos(\beta_0 + \beta) \end{bmatrix} \quad (3)$$

$$[T_{rs}] = \begin{bmatrix} -\cos\Psi & \sin\Psi & 0 \\ \sin\Psi & \cos\Psi & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中:  $\beta$  为挥舞角;  $\beta_0$  为预锥角;  $\Psi$  为桨叶方位角。

由(2)式,桨叶动能变分  $\delta T$ 、动能项产生的广义力  $Q_i^T$  及其在任意位形  $(q_i, \dot{q}_i, \ddot{q}_i)$  处产生的切线质量阵  $\mathbf{M}_{ij}^T$ 、切线阻尼阵  $\mathbf{C}_{ij}^T$  和切线刚度阵  $\mathbf{K}_{ij}^T$  见文献[10]。

跷跷板旋翼两片桨叶共用挥舞铰,方位角相差  $180^\circ$ ,假定两片桨叶挥舞角分别为  $\beta_1$  和  $\beta_2$ ,根据运动关系有:

$$\beta_2 = -\beta_1 \quad (5)$$

除两片桨叶共用挥舞铰外,其它广义坐标均



$(i = 1, \dots, n)$  (11)

式中,  $Q$  表示广义力, 上标  $T, E, G, A$  分别表示动能、弹性势能、重力和气动力引起的广义力。下标  $i$  代表自由度数, 共  $n$  个。方程(11)的求解采用隐式 Newmark 数值积分方法, 参见文献[12]。

1.6 桨叶挥舞限动块碰撞模型

桨叶与挥舞限动块相碰, 碰撞后桨叶根部的约束由铰支式变为悬臂式, 碰撞的处理, 一般是在挥舞铰上附加一较大约束刚度, 具体处理方法见文献[1]。

2 计算模型验证

Newman<sup>[3]</sup> 为了研究舰面旋翼瞬态气弹响应问题, 将 2 m 直径模型跷跷板旋翼放在模型舰面上, 上下挥舞限动角分别为 23° 和 -11°, 横向风速大小为 5 m/s, 进行了舰面流场和旋翼气弹响应测试, 模型旋翼参数见文献[3]。模型旋翼刚性的放置在舰面, 旋翼转速从 0 r/min 开始, 经过 42 s, 线性增加到 600 r/min, 模拟旋翼起动阶段; 然后以 600 r/min 的转速保持 6 s, 模拟稳态阶段; 最后在 10 s 的时间内, 线性减小为 0 r/min, 模拟停转阶段。分别测试了舰面甲板上 5 处(A、B、C、D、E) 旋翼直径范围内的旋翼挥舞角随时间变化曲线。

文献[6] 计算了旋翼在 C、D 两点处挥舞角随时间变化曲线, 为了便于对比, 本文同样给出 C、D 的计算值, 见图 4 和图 5。

从图 4~ 图 5 对比可看出:

- 1) 本文的计算值和文献[6] 的计算值较为一致, 均与试验值吻合较好;
- 2) 桨叶与挥舞限动块在旋翼起动和停转过程才会发生碰撞;
- 3) D 点处旋翼气弹响应随机性较为明显, 可看出舰面流场紊流的影响较为明显;
- 4) C 点处旋翼气弹响应, 与试验值吻合较好, 紊流虽然有影响, 但是并不显著。

3 预防措施分析

跷跷板旋翼桨叶与机体相碰主要原因是在起动和停转过程中旋翼挥舞过大。要避免此事故, 须减小起动和停转过程中的旋翼低转速阶段桨叶向下挥舞幅值。

3.1 挥舞限动块

一般跷跷板式旋翼不安装挥舞限动装置。其它条件不变, 在不安装限动装置的情况下, 挥舞角响应计算结果为图 6。由于文献[3] 中试验桨叶刚度很大, 为此本文采用挥舞角大小来衡量桨尖

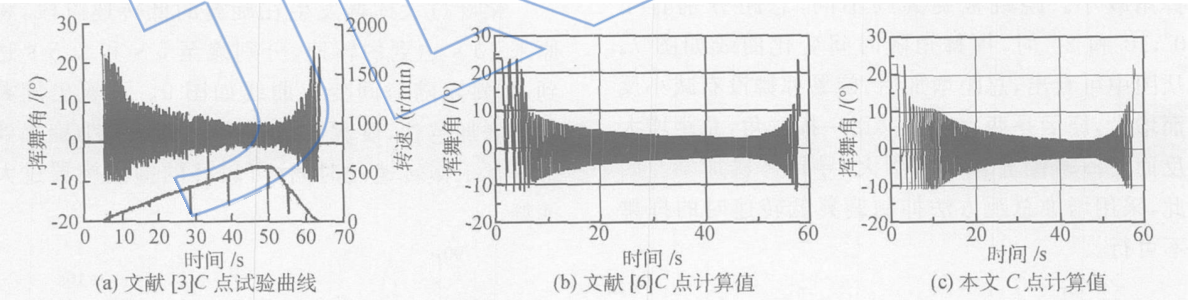


图 4 C 点试验与计算值对比

Fig. 4 Comparisons between test and computations of C

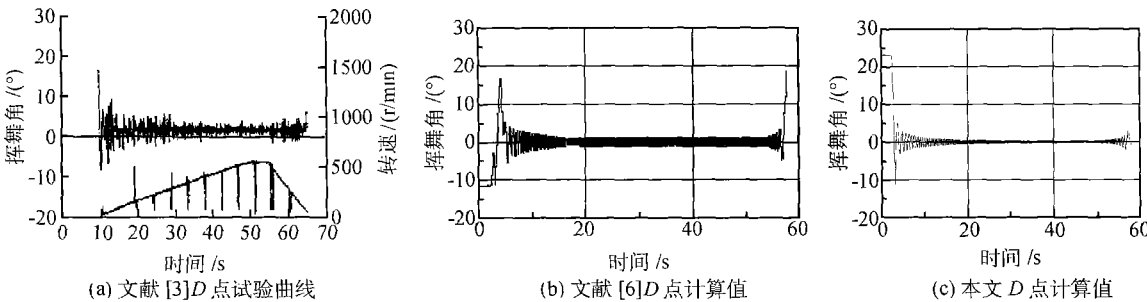


图 5 D 点试验与计算值对比

Fig. 5 Comparisons between test and computations of D

位移大小。由图 6 可明显看出: 旋翼起动过程中旋翼挥舞相当大, 存在桨叶挥舞过大与机体相碰的问题。文献[3]中来流速度仅 5 m/s, 但是舰面气象条件远比试验恶劣<sup>[2]</sup>, 因此须重视舰面跷跷板旋翼桨叶与机体相碰问题。安装了挥舞限动装置后, 如图 4, 可以明显抑制旋翼挥舞, 但是须注意挥舞限动装置的安装不能限制旋翼正常工作下的挥舞, 须结合具体机型考虑。

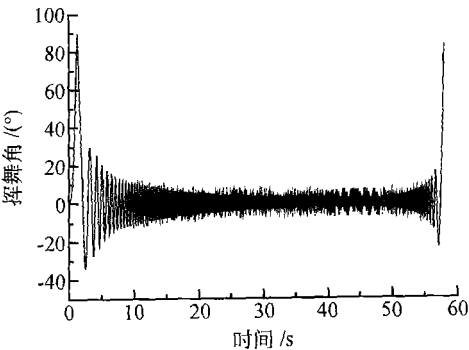


图 6 不限制挥舞本文 C 点计算值

3.3 周期变距操纵

周期变距的施加方向需根据舰面来流来定, 计算中来流在桨盘方位角 180° 处, 为了抑制旋翼挥舞, 在纵向施加周期变距。在纵向周期变距分别为 0°, 10° 和 20° 时, 挥舞角随时间变化如图 8。由图 8 可明显看出: 增加纵向周期变距能明显抑制旋翼挥舞; 3 s 以后, 采用 10° 纵向周期变距能明显的抑制旋翼挥舞, 而采用 20° 时, 虽然能抑制, 但是幅值较 10° 大。须指出的是, 文中采用的来流速度较小, 而周期变距操纵范围有限, 因此抑制的范围受周期变距操纵的限制。

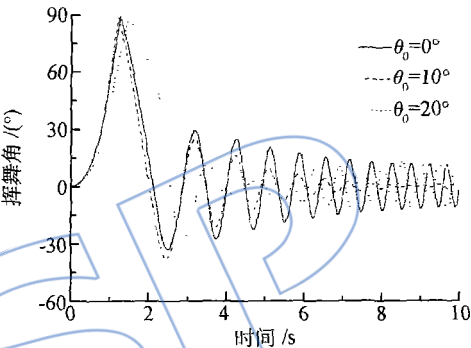


图 8 周期变距对旋翼挥舞的影响

Fig. 8 Influence of cyclic pitch on blade flap angle

3.2 总距操纵

舰载直升机起动和停转时, 一般将总距置于较小值, 避免桨叶过大挥舞。对于铰接式直升机来说, 增加总距会增加旋翼升力, 上挥角增大, 下挥角减小。跷跷板旋翼则不同, 总距分别置于 0°, 10° 和 20° 时, 挥舞角随时间变化曲线如图 7。从图中可看出, 总距增加后, 旋翼挥舞没有减小反而增大, 原因是两片桨叶共用一挥舞角, 总距增大反而使挥舞铰上合力矩增大, 导致挥舞加剧。因此, 采用增加总距方法抑制旋翼低转速时的挥舞不可行。

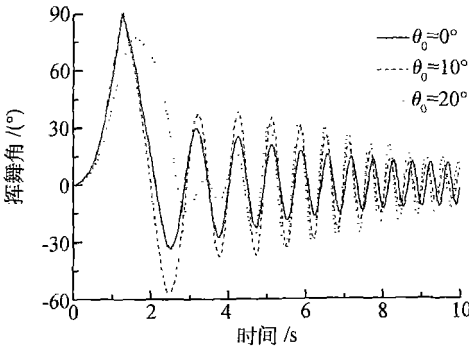


图 7 总距对旋翼挥舞角的影响

Fig. 7 Influence of collective pitch on blade flap angle

3.4 转速控制

桨叶过大挥舞发生在旋翼的低转速阶段, 将原来 10 s 达到的转速, 分别减至 5 s 和 2.5 s 达到, 挥舞角随时间变化曲线如图 9。可看出旋翼转速增加越快, 旋翼挥舞越小。通过减小旋翼到达正常工作转速的时间, 可较好的抑制旋翼过大挥舞。

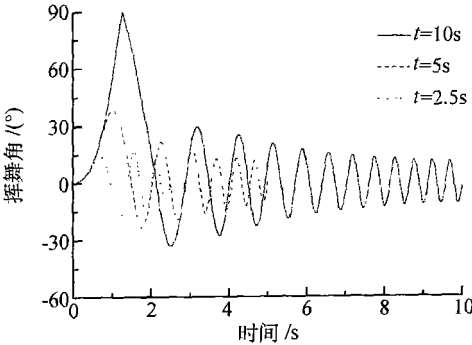


图 9 转速控制对旋翼挥舞角影响

Fig. 9 Influence of rotor speed control on blade flap angle

## 4 结 论

本文在中等变形梁的基础上, 引入跷跷板旋翼整体挥舞有限转角广义坐标, 采用非线性准定常气动模型, 根据 Hamilton 原理建立了基于广义力的跷跷板旋翼动力学方程, 舰面流场采用试验测试数据。通过与国外试验数据及计算值的对比验证了本文计算模型的正确性。计算表明, 舰面跷跷板旋翼存在桨叶过大挥舞与机体相碰的问题。对于可能防止相碰的机械措施和操纵方式进行了分析, 结论是: 安装挥舞限位装置能较好地抑制桨叶过大挥舞; 增加总距操纵的效果适得其反; 周期变距能在一定范围内抑制旋翼挥舞; 转速控制能较显著地抑制旋翼挥舞, 应采用加大角加速度的起动加速过程, 尽快使旋翼达到工作转速。

## 参考文献:

- [1] Keller J A. Experiment and theoretical correlation of helicopter rotor blade droop stop impacts[J]. *Journal of Aircraft*, 1999, 36(2): 443-450.
- [2] 韩东, 高正. 舰载无人直升机的应用和发展预测[A]. 第二届全国直升机年会论文集[C]. 四川宜宾, 2004: 27-33.
- [3] Newman S J. The verification of a theoretical helicopter rotor blade sailing method by means of windtunnel testing[J]. *Aeronautical Journal*, 1995, 99(982): 41-51.
- [4] Geyer W P, Smith E C, Keller J A. Aeroelastic analysis of transient blade dynamics during shipboard engage/disengage operations[J]. *Journal of Aircraft*, 1998, 35(3): 445-453.
- [5] Keller J A. Analysis and control of the transient aeroelastic response of rotors during shipboard engagement and disengagement operations[D]. *Pennsylvania State University*: 2001.
- [6] Hao Kang, Chengjian He. Modeling and simulation of rotor engagement and disengagement during shipboard operations[C]. *Proceedings of the American Helicopter Society 60th Annual Forum, Maryland: Baltimore*, 2004.
- [7] 高正. 直升机空气动力学的新成果[M]. 北京: 航空工业出版社, 1999, 205-210.  
Gao Zheng. Recent achievements in the Field of helicopter aerodynamics[M]. *Beijing: Aviation Industry Press*, 1999, 233-243.
- [8] Straub F K, Sangha K B, Panda B. Advanced finite element modeling of rotor blade aeroelasticity[J]. *Journal of the American Helicopter Society*, 1994, 39(2): 56-68.
- [9] 顾蕴松, 明晓. 舰船飞行甲板真实流场特性试验研究[J]. 航空学报, 2001, 22(6): 500-504.  
Gu Yunsong, Ming Xiao. Experimental investigation on flow field properties around aft-deck of destroyer[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2001, 22(6): 500-504.
- [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.
- [11] Colin R H. Helicopter flight dynamics simulation with refined aerodynamics modeling[D]. *University of Maryland*, 2000.
- [12] Wang Haowen, Gao Zheng. Rotor vibratory load prediction based on generalized forces[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2004, 17(1): 28-33.