

直升机模型桨叶颤振试验研究*

南京航空航天大学 夏品奇** 徐桂祺

【摘要】 提出了直升机模型桨叶颤振试验技术及试验方法。通过激桨叶的扭转频率、测桨叶的挥舞响应, 试验得到了桨叶颤振裕度与旋翼转速、桨叶弦向有效重心位置及桨叶扭转刚度之间的关系, 即桨叶颤振裕度随旋翼转速的提高而降低; 在相同转速下, 桨叶扭转刚度越低或桨叶弦向有效重心位置越后, 桨叶颤振裕度越小。

主题词: 螺旋桨桨叶 颤振试验 模型试验

分类号: O343.9 V216.24

直升机桨叶颤振是直升机动力力学设计中必须解决的一个问题。理论分析指出, 桨叶颤振主要与桨叶弦向有效重心位置、桨叶扭转刚度及旋翼转速有关, 桨叶弦向有效重心位置在变距轴之后及桨叶扭转刚度较低时, 旋翼旋转到一定转速就可能发生颤振。当桨叶发生颤振时, 旋翼在几秒钟时间内就会损坏, 导致机毁机亡事故。目前, 桨叶颤振理论计算已有较成熟的方法^[1], 但试验研究进行得非常有限。模型桨叶颤振试验研究在我国尚属首次, 国外在这方面的报导也很少见^[12]。本项试验研究是在南航旋翼动力学国防科技重点实验室完成的, 目的在于研究确定模型桨叶颤振裕度的试验方法, 找出颤振裕度与旋翼转速、桨叶弦向有效重心位置及桨叶扭转刚度之间的关系, 为今后型号直升机的桨叶颤振试验打下良好的基础, 并为直升机地面颤振试验提供准则。

1 试件设计

试件设计主要包括: 桨叶设计、桨叶弦向有效重心位置设计及刚性桨叶扭转刚度设计。

桨叶平面形状为矩形, 沿展向无扭转, 对称翼型 NACA0015, 其剖面组成为: 单向纤维组成的 C 型大梁, 主要承受离心力和弯矩; 外面包有 $\pm 45^\circ$ 玻璃布制成的蒙皮, 以承受扭转载荷; 内腔用低密度的泡沫塑料充填; 靠近前缘处放置一条圆形截面的铅配重, 用以配置桨叶的弦向重心; 后缘嵌设玻璃钢后缘条, 以提高摆振面弯曲刚度, 防止后缘失稳。

由于试验要确定转速裕度与桨叶弦向有效重心位置的关系, 所以要进行桨叶弦向有效重心调节的设计。设计方法是在桨叶的最大气动效应 $0.7R$ (R 为旋翼半径) 处后缘加配重, 使桨叶弦向有效重心位置后移, 配重不同, 后移量就不同。本次试验共设计了两个配重, 分别使桨叶弦向有效重心位置离前缘 55.5% 和 60.0%。

刚性桨叶的扭转刚度一般通过桨叶的操纵杆来设计。但试验发现, 由于轴向铰的摩擦力矩

1996 年 2 月收稿, 1996 年 4 月收到修改稿。 * 本文系“八五”直升机关键技术预研项目

** 南京航空航天大学飞行器系 210016

太大, 桨叶的振动能量全被摩擦力矩消耗掉了, 操纵杆的刚度几乎不起作用。为了消除摩擦力矩的影响, 在轴向铰与桨叶之间加一柔性片。柔性片的弹性扭转刚度设计得比操纵杆的拉伸刚度和桨叶的弹性扭转刚度都低得多。这样, 轴向铰仅起到操纵变距的作用而不参与桨叶的扭转振动, 这就消除了轴向铰摩擦力矩的影响。由于柔性片的弹性扭转刚度比桨叶的弹性扭转刚度低得多, 所以桨叶在扭转方向可认为是刚硬的, 桨叶的刚体扭转振动由柔性片的弹性扭转刚度来提供。本次试验共设计了两副柔性片, 提供的弹性扭转刚度分别为 $40.0\text{ N} \cdot \text{m}/\text{rad}$ 和 $68.0\text{ N} \cdot \text{m}/\text{rad}$ 。

2 颤振试验

试验在旋翼试验台上进行, 有关试验设备见文献[3]。采用两片桨叶进行试验, 试件安装如图 1 所示。由于柔性片的弹性扭转刚度较小, 所以桨叶会绕柔性片的中性轴作刚体扭转振动。

试验时, 以桨叶刚体扭转频率对自动倾斜器进行激励并通过操纵杆传到轴向铰上, 产生对桨叶的基础激励, 于是桨叶绕柔性片的中性轴作刚体扭转振动。桨叶扭转会改变桨叶上气动力的大小, 因而会改变桨叶挥舞运动的大小。在柔性片上贴有应变片可测量桨叶挥舞弯曲振动信号。当桨叶振动达到稳定值时, 立即停激, 记录下桨叶的瞬态响应历程。如果瞬态响应历程是衰减的, 则说明桨叶没有发生颤振, 衰减越快, 颤振裕度越大; 如果瞬态响应历程是发散的, 则说明桨叶发生了颤振, 发散越快, 颤振越严重。颤振裕度可用桨叶瞬态运动时的模态阻尼来衡量, 如果模态阻尼是负值并且绝对值越大, 颤振裕度就越大。分析桨叶瞬态响应的模态阻尼就可确定桨叶的颤振裕度。

根据试件设计, 本次试验共分 4 组参数进行, 见表 1。对每组参数又在不同转速下进行试验, 见表 2。

表 1 试验参数

参 数	一	二	三	四
柔性片扭转刚度 $K(\text{N} \cdot \text{m}/\text{rad})$	40.0	40.0	68.0	68.0
桨叶弦向有效重心位置 $c(\%)$	55.5	60.0	60.0	55.5

表 2 试验转速

参数		转速(r/min)				
一	200	240	300	360		
二	200	240	300	360		
三	200	240	300	360	400	460
四	200	240	300	360	400	460 500

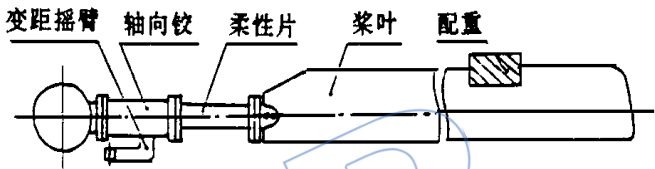


图 1 试件安装图

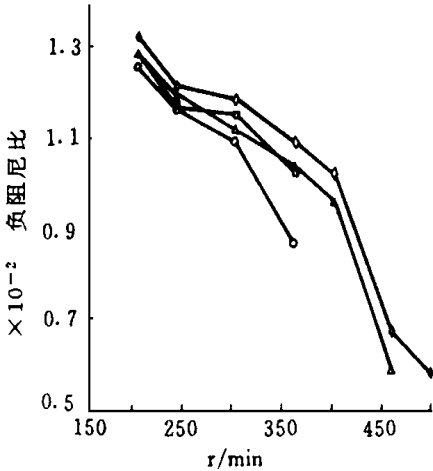


图 2 各转速下桨叶阻尼比

在动态信号分析仪上对得到的各种瞬态响应历程进行分析可得各模态阻尼。图 2 为试验得到的 4 组参数在不同转速下桨叶的模态阻尼比(图 2 中◇ $c=60\%$, $K=68$; □ $c=55.5\%$, $K=40$; △ $c=60\%$, $K=68$; ○ $c=60\%$, $K=40$), 从图 2 可以看出, 对任何一组参数, 随着转速的提高, 阻尼比的绝对值总是下降, 这说明转速越高, 桨叶颤振裕度越低。当转速提高到一定程度, 桨叶会达到颤振临界状态, 此时的转速称为临界转速。直升机的工作转速必须小于临界转速, 而且还要有一定的转速裕度。为了安全, 本次试验没有做到颤振临界状态。从图 2 还可以看出, 即使在同一转速, 对应不同的参数, 桨叶的颤振裕度也是不一样的, 当桨叶扭转刚度相同时, 桨叶弦向有效重心位置越后, 颤振裕度越小; 当桨叶弦向有效重心位置相同时, 桨叶扭转刚度越低, 颤振裕度越小。

3 结 论

(1) 模型桨叶颤振试验时, 克服或消除轴向铰摩擦力矩的影响是试验中必须解决的一个问题。(2) 颤振试验时, 对桨叶激励的频率是桨叶的扭转频率, 测量的信号是桨叶的挥舞瞬态响应。(3) 桨叶颤振裕度随旋翼转速的提高而降低, 转速提高到一定程度, 桨叶将达到颤振临界状态或发生颤振。(4) 在相同转速下, 桨叶扭转刚度越低或桨叶弦向有效重心位置越后, 桨叶颤振裕度越小。(5) 对真实的直升机而言, 当旋翼临界转速偏低或工作转速裕度不大时, 可通过增加桨叶扭转刚度或使桨叶弦向有效重心位置前移来提高旋翼临界转速或使工作转速裕度增大。

参 考 文 献

- 1 夏品奇, 徐桂祺. 旋翼动力学. 南京航空航天大学教材, 1995
- 2 Bousman W G, Dawson S. Experimentally Determined Flutter from Two- and Three- Bladed Model Bearingless Rotors in Hover. Journal of the American Helicopter Society, 1986
- 3 夏品奇, 徐桂祺. 悬停状态下无铰旋翼模型气弹稳定性试验. 航空动力学报, 1994, 9(4)

(责任编辑 魏星禄)

FULL- LENGTH PAPERS

A STUDY ON MECHANISM OF ACOUSTIC CONTROL OVER AIRFOIL FLOW IN UNIFORM INCOMING FLOW

Zhong Fangyuan, Dong Guoping, Ju Hongbin

(Dept. of power, Shanghai Jiaotong University, Shanghai 200030)

ABSTRACT

An experimental study on the acoustic control of separated flow on a 2- dimensional airfoil at low speed ($Re=3-6\times 10^5$) and high angle of attack was completed at the Turbine " Aero- Acoustics Laboratory, SJTU. Based on the comparison of test results with or without the acoustic control in uniform incoming flow, the benefits of the acoustic control (improvement of lift and drag coefficients), the effects of the parameters of exciting sound (sound pressure level SPL and frequency f_s) and the variation of flow parameters in the boundary layer on the suction side of airfoil (mean flow velocity, turbulence and the spectrum of fluctuating velocity) have been investigated, and some valuable conclusions have been obtained for exploring the mechanism and exploiting the acoustic control. Two threshold values of SPL for the exciting sound have been defined. There is only one optimum frequency, corresponding to the fundamental frequency of acoustic cross- resonance of the testing tube, at which the SPL of exciting sound and the enhancement of lift coefficient will approach maximum value simultaneously. It is evident that the optimum frequency of exciting sound depends not only on the cross- resonance of the testing tube, but also on the dimension of Large Scale Organized Structure Vorticity (LSOSV) induced by the exciting sound. Finally, a tentative idea on the non- linear analysis of sound- turbulence interaction in the separated boundary layer has been proposed.

Key Words Acoustics Flow separation Control problems

AN EXPERIMENTAL INVESTIGATION ON FLUTTER OF A HELICOPTER BLADE MODEL

Xia Pinqi and Xu Guiqi

(1st Dept. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016)

ABSTRACT

An experimental technique and method for flutter research of helicopter blade model are proposed. In the result of a series of experiments the relationships of blade flutter margin with rotor rotational speed, effective CG position of blade in chord and torsional stiffness of blade have been obtained. Some important conclusions have been reached.

Key Words Propeller blades Flutter tests Model tests

FLOW MEASUREMENTS AND ANALYSIS OF ROTATING STALL IN AN AXIAL FLOW FAN

Ge Ning

(2nd Dept. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016)

ABSTRACT

The flow measurements of part- span stall were accomplished in an axial flow fan test. The measurements include laser anemometer measurement of the stall