

悬停状态下无铰旋翼模型气弹稳定性试验

南京航空航天大学 夏品奇** 徐桂祺

【摘要】 通过悬停状态下 $2m$ 直径旋翼模型试验,研究了旋翼结构参数及动力学参数对无铰旋翼桨叶气弹稳定性的影响,参数包括桨叶总距角、预锥角、预掠角、摆振频率和旋翼转速。桨叶为挥—摆—扭耦合结构,并能构成面内柔软和面内刚硬旋翼。试验采用在垂直方向以摆振后退型频率进行周期变距激励的新方法,得到了与理论相一致的结论。

主题词: 悬停 旋翼 刚接式旋翼 气弹性稳定性 试验

分类号: V 275.1 V 224

1 引言

目前,悬停状态下无铰旋翼桨叶气弹稳定性理论研究已取得很大进展,相比之下试验研究开展得非常有限。Bousman^[1]研究了悬停状态下面内柔软无铰旋翼增加前摆阻尼的试验技术;Shape^[2]进行了悬停状态下小型无铰旋翼挥—摆—扭耦合的气弹稳定性试验;Dawson^[3]做了悬停状态下无轴承旋翼的气弹稳定性试验。此外还有悬停状态下旋翼与机体耦合的气弹稳定性试验^[4,5]。以上孤立旋翼的气弹稳定性试验都采用了相同的试验方法,即用激振器在水平方向激励桨毂以产生桨叶的前摆振动,当摆振运动达到稳态时,突然终止激励,并用气钳夹住桨毂以消除旋翼与机体之间的弹性耦合,然后记录摆振运动的瞬态衰减历程,分析出摆振模态的频率和阻尼。这种试验技术在原理上比较直观,但为了激出水平方向的振动,桨毂在水平方向必须可动,这就造成了旋翼与台体之间的弹性耦合,为了消除由这种耦合带来的误差,气钳必须夹得很紧。本次试验在我国尚属首次,是在南航直升机技术研究所的旋翼试验台上进行的,采用了与上述不同的试验方法,技术上更加简便可靠。桨毂在水平方向设计成固定,这就完全消除了旋翼与台体之间的耦合,符合孤立旋翼的情况。试验时在垂直方向以摆振后退型频率对自动倾斜器进行周期变距激励,通过结构之间的弹性耦合和由挥舞引起的摆振方向的哥氏力来产生桨叶摆振。目的是验证悬停状态下无铰旋翼桨叶气弹稳定性理论,研究旋翼结构参数及动力学参数对无铰旋翼桨叶气弹稳定性的影响,包括桨叶总距角、预锥角、预掠角、摆振频率和旋翼转速。

2 试验方法与模型

试验时由液压作动筒以摆振后退型频率对自动倾斜器进行周期变距激励,使桨叶安装角产生相同频率的变化,桨叶上的气动力和哥氏力就有相同频率的变化。桨叶在变距—摆振和挥舞—摆振之间的结构耦合以及摆振方向的哥氏力将使桨叶产生摆振振动。激励幅值以激起桨

叶摆振为宜。在摆振振动达到稳态后,立即停激,并记录桨根柔性片上摆振应变的瞬态响应历程。如果响应历程是衰减的,则说明桨叶气弹稳定,衰减越快,稳定性越好;如果响应历程是发散的,则说明桨叶气弹不稳定,发散越快,越不稳定。将记录的响应历程在动态信号分析仪上进行分析,便可获得桨叶摆振模态的频率和阻尼。

桨叶模型由复合材料制成,平面形状为矩形,无扭转,翼型为 NACA 0015,桨叶剖面特性为:挥舞弯曲刚度 $1.1152\text{kg}\cdot\text{m}^2$ 、摆振弯曲刚度 $14.699\text{kg}\cdot\text{m}^2$ 、单位长度质量 0.255192kg/m 、桨叶弦长 60.0mm 、弦向重心位置 2.45mm (距轴向铰轴线)、拉心位置 11.15mm (距前缘)、质量中心位置 2.45mm (距变距轴)、桨叶实度 0.0764 。

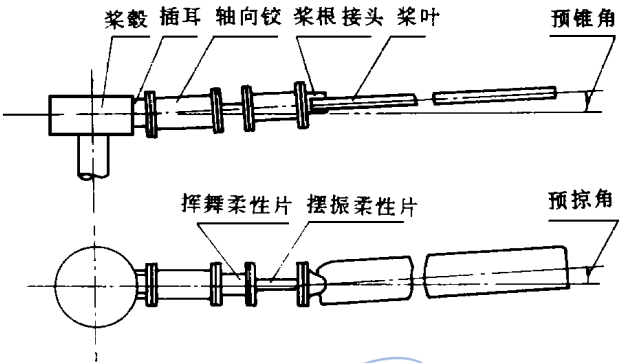


图 1 旋翼模型简图

旋翼模型由 4 片桨叶组成,结构简图如图 1 所示。桨毂结构可按不同要求变化以获得不同组合的结构参数,预锥角通过两组插耳改变,分别为 0 和 5° ;预掠角通过 3 组桨根接头改变,分别为 -2° 、 0° 、 2° ;两付柔性片为矩形截面,承受弯曲变形,尺寸分别为长 30mm 、宽 30mm 、厚 2.5mm 和长 90mm 、宽 30mm 、厚 2.9mm ,两付柔性片的径向位置和挥舞形式可以互换,以改变挥舞和摆振频率。轴向铰始终在柔性片的内侧以构成桨叶的挥—摆—扭结构耦合。柔性片上贴有应变片,用来测量挥舞和摆振应变的大小。

3 试验结果

3.1 总距角影响试验

试验的挥舞片位于摆振片的内侧,挥舞片长 30mm ,旋翼转速 600r/min ,两种试验状态为: (1) 预锥角 0° ;预掠角 0° ;总距角分别为 2° 、 4° 、 6° ; (2) 预锥角 0° ;预掠角 2° ;总距角分别为 2° 、 4° 、 6° 。试验结果见表 1。

表 1 总距角影响试验结果

状 态	1			2		
总距角($^\circ$)	2	4	6	2	4	6
摆振频率与转速比 $\bar{\omega}$	0.894	0.896	0.894	0.896	0.894	0.892
摆振阻尼比($\times 10^{-3}$)	2.086	2.346	3.090	1.901	2.188	2.638

$\bar{\omega} < 1$,旋翼为摆振柔软。总距角从 $2^\circ \sim 4^\circ$ 和从 $4^\circ \sim 6^\circ$;摆振阻尼比分别增加了状态 1 为 12.5% 和 43.9% ,状态 2 为 15.1% 和 20.6% 。这说明桨叶摆振阻尼受总距角影响较大,随总距角增大而增大。这是由于随着总距角增大,桨叶挥—摆耦合增大,挥舞面内气动阻尼在摆振面内的分量呈非线性增加。因此,总距角增大,无铰旋翼桨叶气弹稳定性增加。

3 2 预锥角影响试验

试验的挥舞片和摆振片的位置和尺寸均与试验 1 相同, 两种试验状态为: (1) 预掠角 0° ; 总距角 4° ; 旋翼转速 300r/m in , 预锥角分别为 0 和 5° ; (2) 预掠角 0° ; 总距角 4° ; 旋翼转速 600r/m in , 预锥角分别为 0 和 5° 。试验结果见表 2。

表 2 预锥角影响试验结果

状 态	1		2	
预锥角($^{\circ}$)	0	5	0	5
摆振频率与转速比 $\overline{\omega}$	1.464	1.456	1.164	1.167
摆振阻尼比($\times 10^{-3}$)	3.074	9.589	1.832	8.950

$\overline{\omega} > 1$, 旋翼为面内刚硬。状态 1 和 2, 预锥角 5 时的摆振阻尼比分别是预锥角 0 时的 3.1 倍和 4.8 倍, 这说明预锥角增加, 桨叶摆振阻尼增加较明显。这是由于预锥角变化将引起桨叶平稳状态弹性变形的变化, 预锥角增加, 桨叶变距—摆振耦合系数减小, 对摆振刚硬旋翼, 这将对桨叶稳定产生有利的影响。因此, 对摆振刚硬旋翼, 无铰旋翼桨叶气弹稳定性随预锥角增加而增加。

3 3 预掠角影响试验

试验的挥舞片和摆振片的位置和尺寸均与试验 1 相同, 两种试验状态为: (1) 预锥角 0° ; 总距角 4° ; 旋翼转速 600r/m in , 预掠角分别为 -2° 、 0° 、 2° ; (2) 预锥角 5° ; 总距角 4° ; 旋翼转速 400r/m in , 预掠角分别为 -2° 、 0° 、 2° 。试验结果见表 3。

表 3 预掠角影响试验结果

状 态	1			2		
预掠角($^{\circ}$)	- 2	0	2	- 2	0	2
摆振频率与转速比 $\overline{\omega}$	0.900	0.896	0.894	1.158	1.167	1.164
摆振阻尼比($\times 10^{-3}$)	2.150	2.146	2.188	8.772	8.950	8.662

状态 1, $\overline{\omega} < 1$, 旋翼为面内柔软, 预掠角从 $-2^{\circ} \sim 0^{\circ}$ 、 $0^{\circ} \sim 2^{\circ}$ 和 $-2^{\circ} \sim 2^{\circ}$; 摆振阻尼比的变化率分别为 -0.1% 、 1.9% 和 1.7% ; 状态 2, $\overline{\omega} > 1$, 旋翼为面内刚硬, 预掠角从 $-2^{\circ} \sim 0^{\circ}$ 、 $0^{\circ} \sim 2^{\circ}$ 和 $-2^{\circ} \sim 2^{\circ}$; 摆振阻尼比的变化率分别为 2.0% 、 -3.2% 和 -1.2% , 说明预掠角对桨叶摆振阻尼影响较小, 这是由于预掠角变化不会对结构阻尼和气动阻尼产生明显影响。

3 4 摆振频率影响试验

试验通过改变挥舞片和摆振片的位置和尺寸来改变桨叶的摆振频率。在保持预锥角 0° 、预掠角 0° 、总距角 4° 和挥舞片长度 30mm 不变时, 两种试验状态为: (1) 旋翼转速 700r/m in , 挥舞片分别在摆振片的外侧和内侧; (2) 旋翼转速 800r/m in , 挥舞片和摆振片的位置和尺寸与 (1) 相同。试验结果见表 4。

表 4 摆振频率影响试验结果

状 态	1		2	
摆振频率(Hz)	9.00	9.58	8.98	10.30
摆振频率与转速比 $\overline{\omega}$	0.771	0.821	0.674	0.773
摆振阻尼比($\times 10^{-3}$)	2.462	2.897	2.735	4.305

$\overline{\omega}_c < 1$, 旋翼为摆振柔软。状态 1, $\overline{\omega}_c$ 增加 6.4%, 摆振阻尼比增加 17.7%; 状态 2, $\overline{\omega}_c$ 增加 14.7%, 摆振阻尼比增加 57.4%, 这说明桨叶摆振阻尼受摆振频率影响较大, 随摆振频率增加而增加。因此, 对摆振柔软旋翼, 摆振频率增加, 无铰旋翼桨叶气弹稳定性增加较明显。

3 5 旋翼转速影响试验

试验的挥舞片和摆振片的位置和尺寸均与试验 1 相同, 两种试验状态为: (1) 预锥角 0°, 预掠角 0°, 总距角 6°; 旋翼转速分别为 200、300、400r/m in; (2) 预锥角 0°, 预掠角 2°, 总距角 4°, 旋翼转速(r/m in) 分别为 600、700、800。试验结果见表 5。

表 5 旋翼转速影响试验结果

状 态	1			2		
转 速(r/m in)	200	300	400	600	700	800
摆振频率与转速比 $\overline{\omega}_c$	2.088	1.452	1.164	0.894	0.801	0.774
摆振阻尼比($\times 10^{-3}$)	2.502	2.792	2.432	2.188	2.104	2.299

状态 1, $\overline{\omega}_c > 1$, 旋翼为面内刚硬, 转速从 200~ 300r/m in、300~ 400r/m in 和 200~ 400r/m in, 摆振阻尼比的变化率分别为 7.5%、- 9.6% 和 - 2.8%; 状态 2, $\overline{\omega}_c < 1$, 旋翼为面内柔软, 转速从 600~ 700r/m in、700~ 800r/m in 和 600~ 800r/m in, 摆振阻尼比的变化率分别为 - 3.8%、9.2% 和 5.0%, 两种状态桨叶摆振阻尼随转速变化较小。

4 结 论

(1) 旋翼转速和桨叶预掠角对无铰翼桨叶气弹稳定性影响较小。(2) 无铰旋翼桨叶气弹稳定性受桨叶预锥角、总距角和摆振频率影响较大, 并随这些参数的增大而增加。(3) 以上结论与理论结果一致, 可为直升机型号设计提供分析依据。(4) 在垂直方向以摆振后退型频率对自动倾斜器进行周期变距激振, 是一种简便可靠的无铰旋翼桨叶气弹稳定性试验技术。

参 考 文 献

1 Bousman W G, Sharpe D L, Ommiston R A. An Experimental Study of Techniques for Increasing the Lead- Lag Damping of Soft Inplane Hingeless Rotor. 32nd Ann. Forum Am. Helicopt. Soc., 1976

2 Sharpe D L. An Experimental Investigation of the Flap- Lap- Torsion Aeroelastic Stability of a Small- Scale Hingeless Helicopter Rotor in Hover. NASA TP- 2546, 1986

3 Dawson S. An Experimental Investigation of a Bearingless Rotor in Hover. 38th Ann. Forum Am. Helicopt. Soc., 1982

4 Bousman W G, Hodges D H. An Experimental Study of Coupled Rotor Body Aeromechanical Instability of Hingeless Rotor in Hover. Vertical, 1979, 3: 221- 224

5 Bousman W G. An Experimental Investigation of the Effects of Aeroelastic Couplings on Aeromechanical Stability of a Hingeless Rotor Helicopter. J. Am. Helicopt. Soc., 1968, 26(1)

(责任编辑 魏星禄)

from it, and the rebound angle is less than the impact angle. (3) The velocities of the particles on the pressure side is lower, while those on the suction side is higher relatively.

Key words Fans High-speed photography Gas-solid flow Experiment

AN EXPERIMENT ON AEROELASTIC STABILITY OF A HINGELESS ROTOR MODEL IN HOVER

Xia Ping and Xu Guiqi

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

ABSTRACT A 2 m diameter, soft-inplane or stiff-inplane, isolated hingeless rotor model in hover has been tested to investigate its aeroelastic stability. The hingeless rotor blade is constructed with flap-lag-torsion coupling. The investigation aims at effects of structural and dynamic parameters, such as the collective pitch, precone, sweep, blade lag frequency and rotor rotational speed on the aeroelastic stability. A new and simple technique is applied to the tests so that the excitation of cyclic pitch is accomplished at the blade lag regressing frequency in vertical direction. The experiment shows that the aeroelastic stability of the hingeless rotor blade in hover is slightly influenced by the rotor rotational speed and the blade sweep, but strongly influenced by the collective pitch, precone and blade lag frequency.

Key words Hovering Rotor wings Rigid rotors Stability tests Elastic stability

A NEW INDEX FOR EVALUATING EFFECTS OF CIRCUMFERENTIAL GROOVED CASING TREATMENT ON EXTENDING STABILITY

Du Zhaohui

(2nd Dept., Shanghai Jiaotong University, Shanghai 200030)

Liu Zhiwei

(7th Dept., Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072)

ABSTRACT Based on the analysis of structural features of the circumferential grooved casing treatment, 3-D incompressible, steady, time-averaged N-S equation, continuity and $k-\epsilon$ two equation turbulence model equations are successfully applied to the flow field calculation in the cascade with the circumferential grooved casing treatment. The flux of the gas through the treatment groove is proposed as a new index which can quantitatively evaluate the effectiveness and the capability of extending stability by circumferential grooved casing treatment. The effects of structural parameters and treatment positions on the effectiveness of extending stability are analysed and discussed. The conclusions are proved by a great deal of testing results. The method and technique can be applied to analysis and design of the casing treatments in a compressor.

Key words Slots Cases Axial flow compressors Numerical computation