

三维桨尖旋翼桨叶表面压力测量试验

林永峰 刘平安 陈文轩 陈雪松 黄水林

(中国直升机设计研究所直升机旋翼动力学重点实验室, 景德镇, 333001)

摘要:研制了三维桨尖(抛物线后掠下反桨尖)4 m 直径模型旋翼,并在旋翼试验台和大型低速风洞中完成了该模型旋翼的气动特性试验。采用了新的桨叶表面压力传感器布埋技术,有效地开展了三维桨尖旋翼桨叶表面非定常压力测量风洞试验。试验结果表明,下反桨尖的压力系数随方位角变化幅值比非下反桨尖的小,桨尖下反可以减弱桨-涡干扰,且随前进比增大,压力系数的峰值也增大。

关键词:直升机;旋翼;三维桨尖;压力测量

中图分类号: V211.52

文献标识码: A

文章编号: 1005-2615(2011)03-0346-05

Measurement of Blade Pressure Distribution for Three-Dimensional Blade Tip

Lin Yongfeng, Liu Pingan, Chen Wenxuan, Chen Xuesong, Huang Shuilin

(Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics Laboratory, China Helicopter Research and Development Institute, Jingdezhen, 333001, China)

Abstract: A model rotor with sweptback parabolic anhedral tip is designed and tested both in rotor test rig and low speed wind-tunnel. The rotor blade pressure is surveyed by a new laying technology for pressure sensors. As a result, the extent of rotor blade pressure for anhedral tip is lower than that of non-anhedral tip and grows higher with the increase of forward velocity. The new type anhedral tip also may weaken the blade vortex interaction(BVI) on a certain extent.

Key words: helicopter; rotor; three-dimensional blade tip; pressure measure

直升机旋翼桨尖形状的改变会导致桨尖涡强度和运动轨迹的变化,从而影响桨叶表面压力分布以及旋翼性能。因此,采用合适的桨尖形状,能有效地改进旋翼的气动性能^[1-2]。

早期的桨尖形状一般都为矩形,自20世纪70年代以来,由于复合材料桨叶的出现,使桨尖形状的变化成为可能,于是美、英、法、德和俄国先后开始了各自的旋翼桨尖形状的研究^[3-5]。英国研制的BERP桨尖应用于“山猫”直升机,于1986年创造了400.87 km/h的世界直升机速度记录^[6]。

近年来,桨尖形状又向三维变化(下反桨尖)发展。下反桨尖可拉开先行桨叶的桨尖涡与后继桨叶相遇距离,有利于减弱旋翼涡-桨干扰,对后掠加下

反桨尖的研究表明,这种组合桨尖在前飞时更为有利^[7]。

欧洲的法国和德国在三维桨尖的理论分析和试验方面也开展了许多研究工作^[7-9],德国还在三维桨尖的气动机理方面开展了流场显示和表面测压试验研究。日本的Murashige采用ATIC模型旋翼在德国-荷兰风洞开展了气动特性和噪声试验^[9],包括桨叶动态压力测量,研究桨尖对噪声和性能的影响。国内对旋翼桨尖形状进行了初步研究,开展了三维桨尖对旋翼气动特性影响的试验研究^[10-11]。

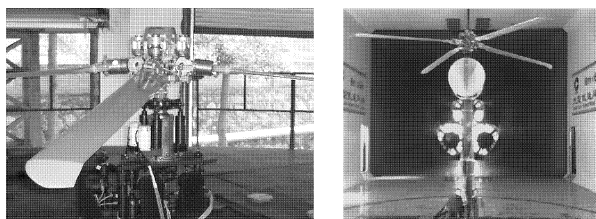
旋翼桨叶表面压力是非定常的,同时模型旋翼桨叶的尺寸较小,且高速旋转,这都给桨叶表面的

动态压力测量带来了难度。本文采用新的压力传感器布埋技术,针对所研制的抛物线后掠、抛物线后掠加下反桨尖的两副4 m直径的旋翼模型,有效地开展了桨叶表面压力测量风洞试验研究。

1 试验模型研制及试验设备

1.1 试验模型研制及压力传感器布置

模型旋翼桨叶的桨尖形状为抛物线后掠和抛物线后掠加下反(图1),表1给出了该新型桨尖模型旋翼的基本参数。



(a) 模型旋翼试验台 (b) 低速风洞

图1 三维桨尖模型旋翼及试验设备

表1 模型旋翼基本参数

| 基本参数 | 数值 | 基本参数 | 数值 |
|--------|-----|---------------|------------------|
| 桨毂型式 | 铰接式 | 旋翼实度 | 0.104 |
| 桨叶片数 | 4片 | 桨叶扭转角/ (°) | -12(桨尖至 旋转中心) |
| 旋翼半径/m | 2 | 桨叶基本 弦长/mm | 163.5 |

在传感器布置粘贴方面,充分考虑传感器对旋翼结构和气动特性的影响,改进了以往传感器直接粘贴在桨叶表面的传统方法,而是进行预埋,在桨叶展向留有压力传感器导线通过的压槽,使供电和信号导线都布置在桨叶的内部(图2),布好压力传感器后可以更好地维持桨叶的气动外形(图3),使测量结果更真实可靠。

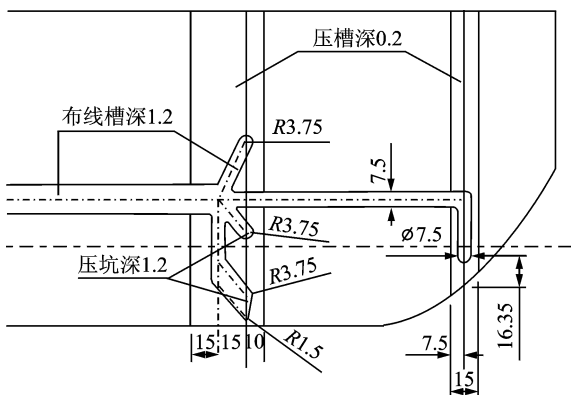


图2 信号传输导线的布置图

模型桨叶分别在不同剖面($r/R=0.65, 0.7, 0.75, 0.915, 0.975$)上布有压力传感器。由于桨尖附近的特殊性,采用了国外kulite的高精度微型压力传感器(图4),布置在桨尖附近剖面($r/R=0.915, 0.975$)和桨叶剖面前缘。

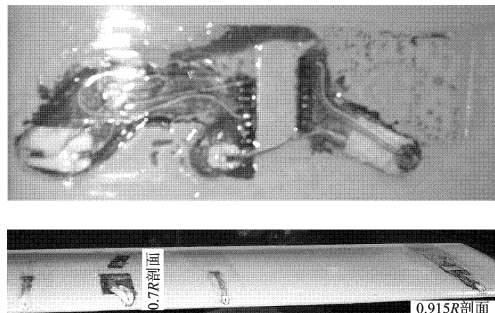


图3 桨叶表面压力传感器安装情况
(上图为局部放大)

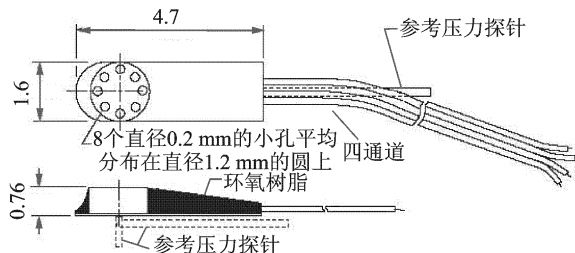


图4 微型压力传感器LQ-062外形图

1.2 试验设备

试验设备包括中国空气动力研究与发展中心低速所的直升机旋翼试验台、8 m×6 m大型低速风洞和测量控制系统,如图1(b)所示。测量系统包括旋翼天平、扭矩天平、变距拉杆天平和动态压力传感器。试验时还配备了监视报警系统和振动监视系统,方便实时监视旋翼模型及台体的运行情况,确保试验设备和模型的安全。

2 试验状态及测量方法

2.1 试验状态

对抛物后掠桨尖旋翼进行了悬停和前飞试验,悬停时测量了不同总距角时的桨叶表面压力分布。前飞试验状态见表2,前飞试验时对旋翼进行了配平操纵:在给定拉力系数、旋翼轴倾角、风速和转速条件下,操纵总距和周期变距到配平状态(一阶挥舞角为零度或桨毂力矩为零),试验风速与旋翼轴倾角(抬头为正)的组合见表2。

2.2 压力传感器标定

采用动态压力传感器进行桨叶表面动态压力

表2 试验风速与旋翼轴倾角组合表

| 试验风速/(m·s ⁻¹) | -1° | -2° | -4° | -6° | -8° | -10° |
|---------------------------|-----|-----|-----|-----|-----|------|
| 21.6($\mu=0.10$) | ☆ | ☆ | ☆ | | | |
| 43.2($\mu=0.20$) | | ☆ | ☆ | ☆ | | |
| 54.0($\mu=0.25$) | | | ☆ | ☆ | ☆ | |
| 64.8($\mu=0.30$) | | | | ☆ | ☆ | ☆ |

测量,最好是对压力传感器进行动态标定,但难度很大,本文采用静态标定的方法进行。标定使用一个密闭容器,通过一只气泵对容器进行加压,测量容器的压力得到传感器的压力,然后通过测量系统测量传感器的电压。压力测量采用FLUKE720过程测量仪。原理如图5所示。

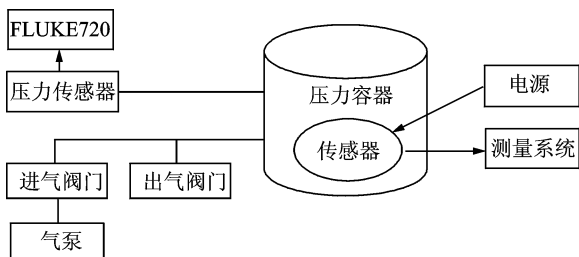


图5 标定原理图

2.3 数据采集及处理

在进行试验数据采集时,采用动态信号的采集方法,压力传感器供电由精密稳压电源通过引电器滑环传输到传感器,压力传感器输出信号未放大,通过引电器滑环传输到数采系统。试验台的PXI数据采集系统具有96个通道同步采集的功能。试验时采样的触发信号采用旋翼模型的方位角信号,每转采集64个点,采样频率为 $f_s=64 \times n/60$ 。保存平均后的8圈的原始数据,并处理计算其中5圈的时间历程数据。

翼型的压力系数定义如下

$$C_{PR} = \frac{p - p_0}{\frac{1}{2} \rho_0 (\omega R)^2} \quad (1)$$

式中: p 为桨叶测压通道测得的压力; p_0 为环境气压; ρ_0 为空气密度; ω 为旋翼旋转角速度; R 为旋翼半径。

3 结果分析与讨论

图6为试验风速 $v=64.8$ m/s,转速 $n=1032$ r/min,主轴倾角 $\alpha=-9.97^\circ$,拉力系数 $C_T=0.012$ 时,抛物线后掠桨尖旋翼桨叶1,2(相位差 180°)的压力系数时间历程的对比,图中的结果对零点漂移和相位差进行了处理。从图中可以看出,桨叶1,2的试验结果曲线相当吻合,表明压力系数

的时间历程是可信的。

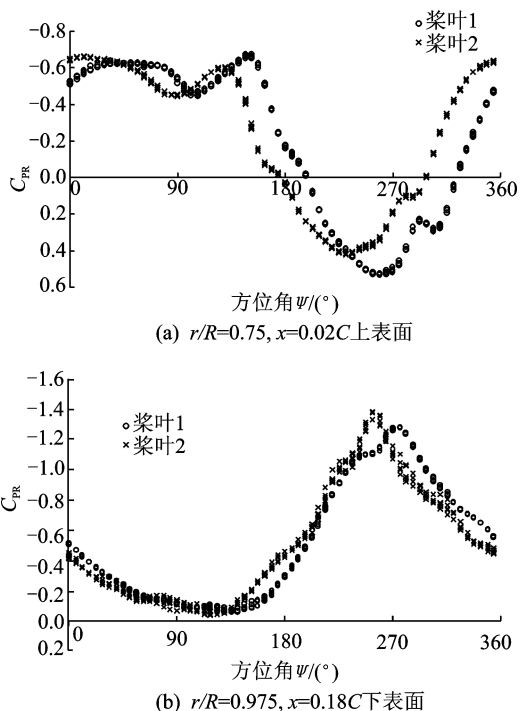
图6 旋翼中两片桨叶表面压力系数 C_{PR} 时间历程比较

图7给出了 $0.7R$ 剖面的压力系数随前进比变化的测量结果。图中“0.010-2”指拉力系数为0.010,2为第二个旋翼轴倾角(随前进比 μ 变化,见表2)。上表面4个测压点(0.03C,0.10C,0.3C,0.58C)的规律均较好,其中C表示弦长。压力系数 C_{PR} 随前进比 μ 接近线性变化,前进比、拉力系数越大,压力系数 C_{PR} (负值)也越大;旋翼轴倾角的影响则较小。在所测量的上表面4个点中,0.10C处的压力系数 C_{PR} (负值)最大,符合常规翼剖面上表面压力沿弦向的分布规律。下表面只有0.18C处的压力系数 C_{PR} 数据点规律较好,压力系数 C_{PR} (负值)随前进比增加而增大;拉力系数越大则压力系数 C_{PR} (负值)越小。

图8给出了前进比对抛物线后掠桨尖桨叶测点($r/R=0.75$ 剖面,上表面 $x=0.02C$)压力系数 C_{PR} 的影响,可以看到,该点的压力系数在前行侧大部分为正,而后行侧大多为负。随着风速的增大压力系数的峰-峰值也增大。

图9为拉力系数对抛物线后掠桨尖桨叶测点($r/R=0.75$ 剖面,上表面 $x=0.02C$)压力系数 C_{PR} 的影响,可以看出,随着拉力系数的增加,压力系数时间历程曲线向上(负的压力系数方向)移动。

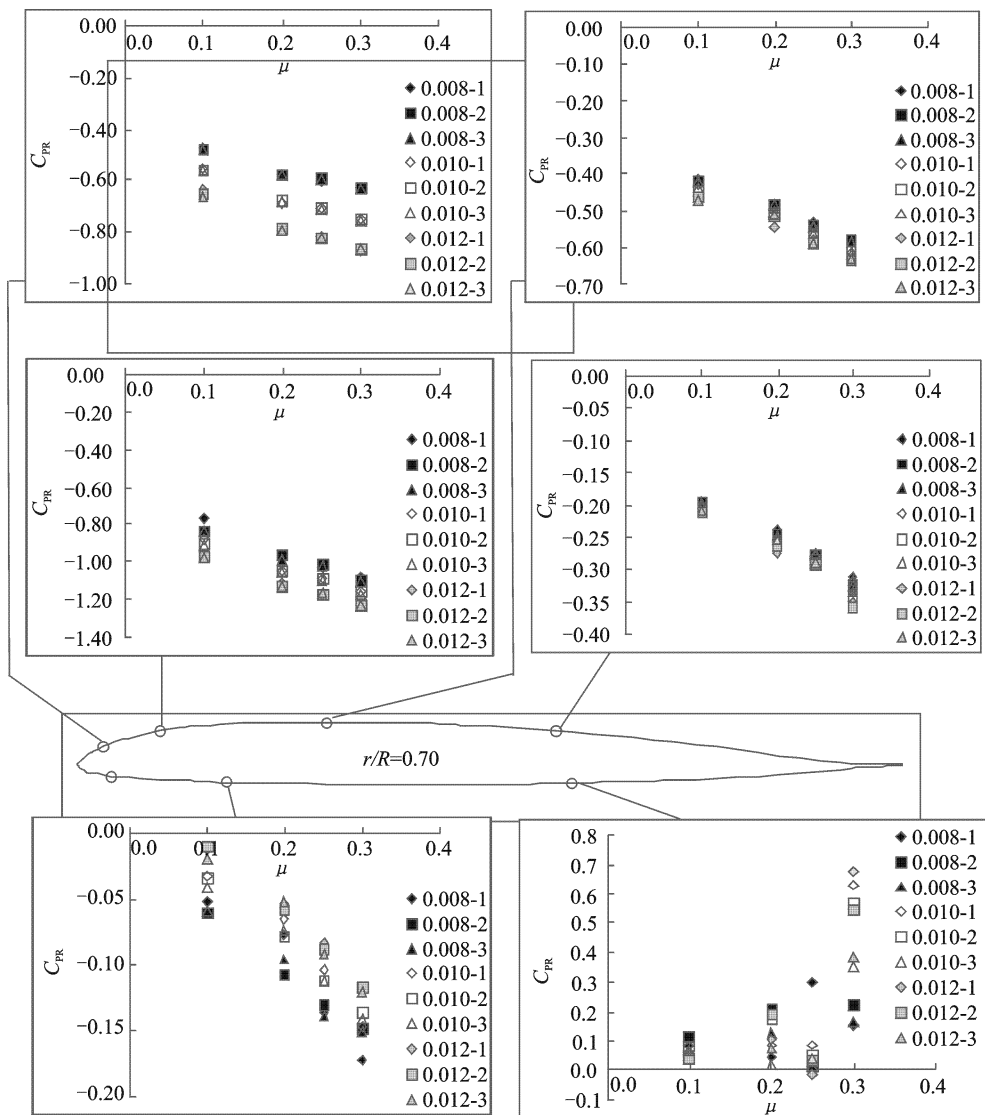


图7 前飞时表面压力时均值随前进比的变化(0.70R剖面)

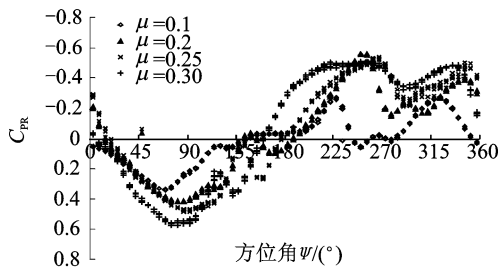


图8 不同前进比对压力系数的影响

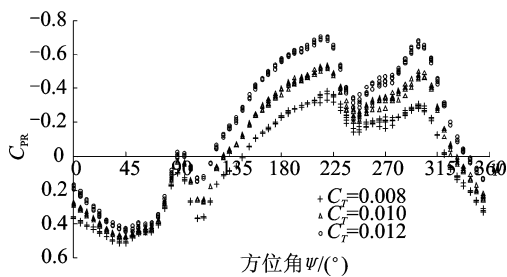
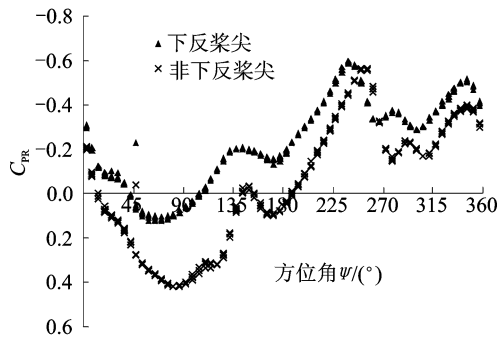


图9 拉力系数对压力系数的影响

图10给出了抛物线后掠和抛物线后掠加下反桨尖旋翼特征剖面($r/R=0.75$ 剖面,上表面 $x=0.02C$)压力系数的时间历程对比,由图可知,其时间历程曲线非常相似,且从图中可以明显看出,下反桨尖的压力随方位角变化幅值比非下反桨尖的小,说明下反桨尖时的桨涡干扰有所减弱。



(a) $\mu=0.2$ $\alpha_s=-4$

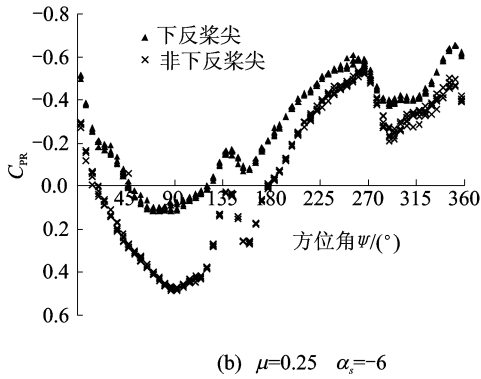


图10 下反和非下反桨叶压力系数的时间历程对比($C_T=0.01$),其中 α_s 表示攻角。

4 结 论

(1)采用新的桨叶表面压力传感器布埋方法和测量技术,能较好地测出桨叶表面的动态压力,压力系数的时间历程是可信的。

(2)前进比、总距对桨叶表面压力有影响,前进比增大,压力系数的峰值也增大,拉力系数增加,压力系数时间历程曲线向上(负的压力系数方向)移动。

(3)下反桨尖的压力系数随方位角变化幅值比非下反桨尖的小,桨尖下反可以减弱桨-涡干扰。

致 谢 本次试验是在中国空气动力研究与发展中心低速所完成。作者对参与本次试验的严军、李新民、邓建军、刘正江、吉军鹏、杨永东、袁红刚、彭先敏、兰波、章贵川、王天虹、常景丽等表示感谢!

参考文献:

[1] Zhao Q J, Xu G H. A study on aerodynamic and acoustic characteristics of advanced tip-shape rotors [J]. Journal of the American Helicopter Society, 2007, 52(3): 201-213.

[2] 徐国华,王适存.具有后掠桨尖的旋翼气动特性计算方法[J].空气动力学学报,1999,17(3):356-361.

[3] Antoine D, Arnaud L, Jacques P, et al. Aerodynamic shape optimization of hovering rotors using a discrete adjoint of the RANS equations [C] // The 65th Annual Forum of the American Helicopter Society. Texas: [s. n.], 2009: 27-29.

[4] Pape Le A, Beaumier P. Numerical optimization of helicopter rotor aerodynamics performance in hover [J]. Journal of Aerospace Science and Technology, 2005, 9(3): 191-201.

[5] Yen J G. Effects of blade tip shape on dynamics, cost, weight, aerodynamic performance and aero elastic response [J]. Journal of the American Helicopter Society, 1994, 39(4): 37-45.

[6] Perry F J. Aerodynamics of the helicopter world speed record [C] // American Helicopter Society 43th Annual Forum. Louis, MO: [s. n.], 1987: 3-15.

[7] Joncheray P H, Aerodynamics of helicopter rotor in hover; the lifting-vortex line method applied to dihedral tip blades [J]. Aerospace Science and Technology, 1997, 1(1): 17-25.

[8] Desopper A, Lafon P, Geroni P, et al. The years of rotor flow studies at ONERA [J]. Journal of the American Helicopter Society, 1989, 34(1): 34-41.

[9] Murashige A, Noboru K, Akihiko T. et al. Final report of ATIC model rotor test at DNW [C] // American Helicopter Society 57th Annual Forum. Washington DC: [s. n.], 2001: 555-574.

[10] 王华明,张呈林.三维桨尖对旋翼气动特性影响的试验研究 [C] // 第十七届全国直升机年会.成都: [s. n.], 2001: 581-585.

[11] 徐广,招启军,王博,等.先进直升机旋翼悬停状态气动性能计算 [J].航空学报, 2010, 31(9): 1723-1732.