

文章编号: 1000-8055(2023)04-0949-06

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220645

旋转桨叶表面压力反演试验

卫 凯¹, 徐 琛², 燕 群¹, 徐 健¹, 王 龙¹

(1. 中国航空工业集团有限公司 中国飞机强度研究所
航空声学与振动航空科技重点实验室, 西安 710065;
2. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 为了验证旋转桨叶表面压力的反演计算方法, 搭建了旋转桨叶表面压力反演试验平台, 对一套二叶螺旋桨的表面压力开展了反演试验。通过传声器阵列测量螺旋桨的远场噪声, 利用 Kulite 压力传感器和离线式采集器测量桨叶表面的静压, 并与计算结果进行对比。结果表明: 在所研究的工况范围内, 计算结果与试验结果吻合较好, 趋势基本一致; 其中两个测点的试验结果与计算结果误差在 1% 以内, 精度很高; 另两个测点的对比差值较大, 主要是压力传感器安装工艺误差所导致的。

关 键 词: 旋转桨叶; 表面压力; 压力反演; 远场噪声; 试验测量

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Inversion test of rotating blade surface pressure

WEI Kai¹, XU Chen², YAN Qun¹, XU Jian¹, WANG Long¹

(1. Aviation Technology Key Laboratory of Aeroacoustic and Vibration,
Aircraft Strength Research Institute of China,
Aviation Industry Corporation of China, Limited, Xi'an 710065, China;
2. School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: In order to verify the inversion calculation method of the surface pressure of the rotating blade, an inversion test platform for the surface pressure of the rotating blade was built, and the inversion test for the surface pressure of a set of two-blade propellers was carried out. The far-field noise of the propeller was measured by a microphone array, and the static pressure on the blade surface was measured by a Kulite pressure sensor and an offline collector, and then compared with the calculated results. The results showed that under the working conditions studied, the calculated results were in good agreement with the experimental results, and the trend was basically the same; the error between the experimental results and the calculated results of two measuring points was within 1%, and the accuracy was very high; the contrast difference between the points was large, which was mainly caused by the installation process error of the pressure sensor.

Keywords: rotating blade; surface pressure; pressure inversion; far-field noise;
test measurement

旋转机械在动力工程中应用广泛, 如压气机
转子、风机叶片、螺旋桨等。这类旋转机械具有

转速高、叶尖区域空间薄、表面压力载荷大的特
点。叶尖区域的表面压力是该类旋转机械气动和

收稿日期: 2022-08-31

基金项目: 工业和信息化部资助项目(MJZ-2016-F-11)

作者简介: 卫凯(1990—), 男, 工程师, 硕士, 主要从事航空发动机噪声控制研究。

引用格式: 卫凯, 徐琛, 燕群, 等. 旋转桨叶表面压力反演试验[J]. 航空动力学报, 2023, 38(4): 949-954. WEI Kai, XU Chen, YAN Qun, et al. Inversion test of rotating blade surface pressure[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(4): 949-954.

结构设计不可或缺的参数,其准确性直接影响气动和结构的设计效果。目前,获取该类表面压力的手段主要为数值模拟和试验测量^[1-3]。

数值模拟方面,由于旋转叶片周围气流的非定常效应明显,想要获取精准的叶片表面压力,就需要更精细的网格,计算成本巨大,大多数湍流模型也存在一定局限性,模拟精度有限^[4-5]。试验测量方面,主要采用在叶片上布置微型压力传感器和压敏漆(PSP)的方法,国内外已经开展了诸多试验^[6-7]。王庆伟等^[8-9]采用 Kulite 动态压力传感器埋入叶片的方式,试验测量了压气机转子叶片表面静压,并与计算流体动力学(CFD)计算结果对比,结果表面除近失速点外,测量结果与计算结果吻合较好,此外还对该型动态压力传感器的校准和测量误差进行了分析。梁晨等^[10]利用五孔探针和取压管测量了涡轮叶片出口的流场,获取了不同叶型在不同冲角下的气动性能,有效评估了涡轮叶片的优化设计效果,但取压管会带来一定的压力损失。闫清东等^[11]在液力变矩器导轮叶片埋入微型动态压力传感器,对不同转速和速比工况的叶片表面典型部位的压力进行测试,并与数值模拟结果对比,两者吻合很好,较准确地描述了叶片表面压力场的变化趋势,此种测试方法可以有效获取叶片表面压力。江露生等^[12]采用微型压力传感器对直升机桨叶表面压力进行了测量,获取了桨叶表面的流动情况和压力特性,并与 CFD 计算结果进行了对比,两者吻合度良好,验证了 CFD 计算方法的有效性。林敬周等^[13]通过试验测试了 EC-PSP 型压敏漆在高超声速条件下的适用性和高温条件影响下数据处理方法的可行性,也发现压敏涂层对温度的影响十分敏感。埋入压力传感器和布置五孔探针又对叶片厚度或测量空间有所要求,在叶片上开孔也会影响叶片结构强度。李晓东、Luo 等^[14-16]提出了一种通过旋转叶片的辐射噪声来反演计算叶片表面载荷的方法,此方法已经经过数值验证^[17-18]。

本文对一套二叶螺旋桨的表面压力开展反演试验,通过传声器阵列测量旋转桨叶的远场辐射噪声,计算桨叶表面的压力分布和4个典型测点的静压,验证反演计算方法的有效性。

1 反演计算方法

通过测量螺旋桨的远场噪声来反演桨叶表面载荷是一种非接触测量方法,这种由结果反求原

因的反问题,通称为数学物理反问题。任意运动物体声辐射的基本控制方程是 Ffowcs Williams-Hawkings(FW-H)方程^[19-20],具体如下:

$$\square^2 p = \frac{\partial}{\partial t} [\rho_0 v_n |\nabla f| \delta(f)] - \frac{\partial}{\partial x_i} [l_i |\nabla f| \delta(f)] + \frac{\partial^2 T_{ij}}{\partial x_i \partial x_j} \quad (1)$$

式中 $\square^2$ 为达朗贝尔波动算子, p 为声压, t 为噪声到达接收点的时间, ρ_0 和波动算子中的 c_0 分别为空气密度和声速, v_n 为桨叶表面的法向速度值, f 为旋转叶片的控制面函数, δ 为空间位置变量的函数。 T_{ij} 为 Lighthill 应力张量的分量, x_i 、 x_j 为笛卡儿坐标系的两个坐标轴, l_i 为桨叶表面的法向作用力于 x_i 轴上的分量。式(1)右边三项分别代表厚度噪声、载荷噪声和四极子噪声。只有当流场产生激波时,四极子噪声的影响才比较严重^[21]。本次试验的螺旋桨转速低于声速,可以忽略四极子噪声,那么旋转桨叶远场声压可写为

$$p'(\bar{x}, t) = p'_1(\bar{x}, t) + p'_t(\bar{x}, t) \quad (2)$$

式中 $\bar{x}$ 为噪声接收点的位置, $p'(\bar{x}, t)$ 为桨叶远场噪声声压, $p'_1(\bar{x}, t)$ 和 $p'_t(\bar{x}, t)$ 分别代表厚度噪声声压和载荷噪声声压。其中厚度噪声与叶片几何外形有关,载荷噪声与叶片表面压力相关。对式(2)进行整理如下,一项为速度相关项,一项为压力相关项:

$$4\pi p' = A p_b + B v_n \quad (3)$$

式中 p_b 为桨叶表面压力向量, A 为与表面压力相关的系数矩阵, B 为与叶片表面法向速度相关的系数矩阵, v_n 为桨叶表面的法向速度向量,于是,桨叶表面压力可表示为

$$p_b = A^{-1} (4\pi p' - B v_n) = A^{-1} (4\pi p'_1) \quad (4)$$

本试验还在桨叶表面布置了 Kulite 压力传感器获取桨叶表面压力。通过远场噪声反演的桨叶表面载荷与压力传感器实测的压力值对比,即可验证反演算法的有效性。

2 试验方案

2.1 试验平台

本次试验设计并搭建了旋转桨叶压力反演试验平台,试验平台由螺旋桨试验台、反演桨试验件、离线式采集器、传声器阵列组成。图1为反演试验现场照。其中螺旋桨试验台最大转速为3 500 r/min,额定功率为180 kW,可实时采集螺旋

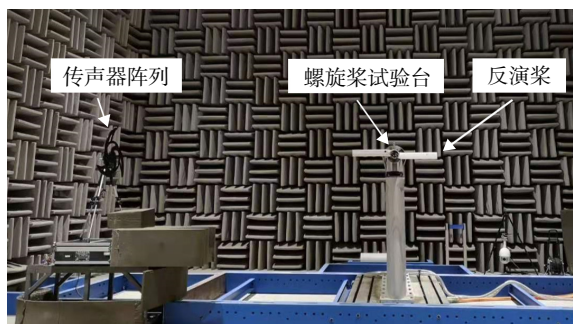


图1 试验现场照
Fig. 1 Test site photo

桨拉力、扭矩等气动性能参数,实时监控振动、温度等试验台关键参数。

2.2 试验项目

本次试验在 $10\text{ m} \times 10\text{ m} \times 8\text{ m}$ 的半消声室内进行,测试项目分为远场噪声测试和桨叶表面压力测试。噪声测试的目的是获取反演桨的远场噪声时域结果,为桨叶表面压力反演提供输入。桨叶表面压力测试的目的是获取反演桨叶尖区域的压力结果,为反演计算结果提供参照。试验件为一套反演用二叶螺旋桨(以下简称反演桨),直径为 990 mm ,桨叶为复合材料,选用 NACA0012 翼型,弦长为 80 mm ,厚度为 12.8 mm ,安装角为 4° 。反演桨通过转接盘安装在螺旋桨试验台上,转接盘如图2所示。试验包含 2000 r/min 和 2350 r/min 两个转速工况,均无来流速度。



图2 反演桨转接盘局部照
Fig. 2 Photo of adapter for inversion propeller

2.3 测试方法

2.3.1 远场噪声测试

采用传声器阵列进行远场噪声测试,阵列是多臂对数螺旋结构,共包含 1#~24#共 24 支传声器,传声器坐标位置如图3所示。传声器布置在 $0^\circ \sim 360^\circ$ 的环形支架上,环形支架设置 4 个半径为 0.1 m 、 0.2 m 、 0.3 m 、 0.4 m 的定位圆来给传声器定位。

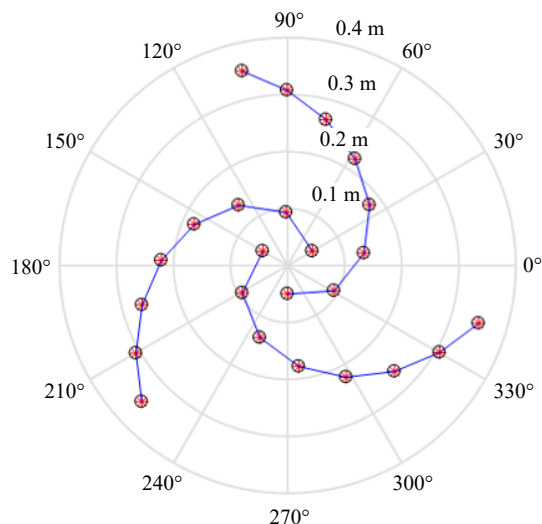


图3 传声器阵列空间布局示意图
Fig. 3 Schematic diagram of microphone array layout

试验时,传声器阵列由三角架支撑垂直立于地面,支架周围布置吸声尖劈,阵列平面垂直于反演桨旋转平面,两者距离为 3.5 m 。每个转速工况测试 3 次,传声器采样率设为 16384 Hz ,频率分辨率为 0.5 Hz 。本次试验使用的传声器为 BK4954 型自由场传声器,灵敏度为 2.8 mV/Pa ,声压级测量范围为 $40 \sim 159\text{ dB}$ 。传声器均经过计量校准。

2.3.2 桨叶表面压力测试

本次试验选用的压力传感器为美国 Kulite 薄片压力传感器,型号为 LQ-062,其本体长约为 4.7 mm ,宽约为 1.4 mm ,厚度约为 0.76 mm ,量程为 $35 \sim 7000\text{ kPa}$ 。该型压力传感器测量稳定性好,测试精度小于等于 $0.1\%\text{FS}$ (full scale),适合高速旋转状态下的压力测量。在其中一个桨叶的压力面 94% 叶高处选取 4 个测点,从桨叶前缘至尾缘,沿弦长 8%、17%、85%、90% 分别记为 4#、3#、2#、1#测点,如图4所示。在 4 个测点采用专用黏结剂黏结固定 4 个 Kulite 传感器,直接测量桨叶表面压力。压力传感器及其线缆的安装对压力面的流动有一定影响,应确保线缆在预留走线槽中平整铺设,避免在桨叶表面产生凸台。为了减少桨叶表面过多开槽对桨叶强度和气动的影响,4 个压力传感器的线缆沿走线槽向叶根铺设 1 倍弦长后,汇聚在一个走线槽中引向桨根的离线式采集器。

压力传感器与离线式采集器有线连接,离线式采集器安装在桨毂上,与反演桨同步旋转。试验时,到达目标转速时,可通过遥控启动或停止离线式采集器采集试验数据,采集器自动存储试

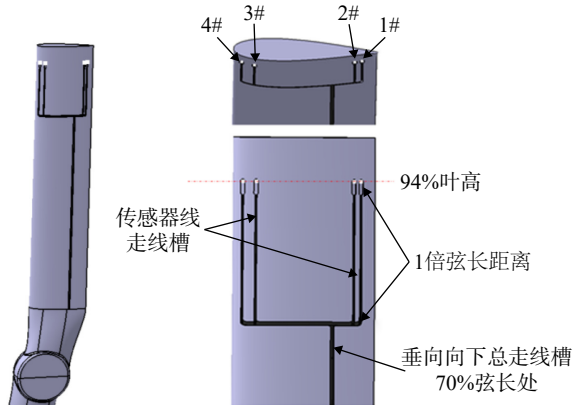


图 4 桨叶表面压力测点位置示意图

Fig. 4 Schematic diagram of position of pressure measurement points on blade

验数据, 试验结束后, 试验数据可通过数据线导出。试验前, 压力传感器和离线式采集器均经过计量校准。

由于一天中不同时间段的大气压力变化较大, 因此试验应选取一天当中外界环境压力、温度比较稳定的时间段来进行测量, 且每个工况下, 桨叶各个测点的压力均需测量 3 次求平均值。

试验结果的可靠性可由以下几方面来说明: 第一, Kulite 压力传感器是目前叶轮机械叶片压力测量领域应用最广泛的传感器之一, 具有稳定性好、测量精度高等优点; 第二, 本文采用的离线式采集器可直接记录存储试验数据, 无需经过滑环等转接处理, 避免了信号损失与外界干扰, 提高了测量精度; 第三, 试验前对整个测试系统进行了静态标定, 保证了采集精度, 很大程度上消除了系统误差。

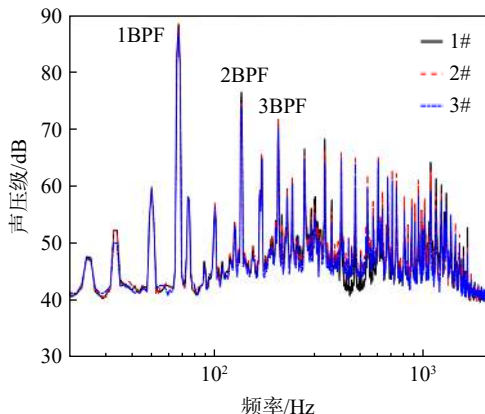
3 结果与分析

试验结果包括反演桨远场噪声测试结果和桨叶表面压力测试结果。螺旋桨叶片通过频率 (blade passing frequency, BPF) 为

$$f_{\text{BPF}} = N \frac{nK}{60} \quad (5)$$

式中 N 为通过频率的阶数, 取正整数; n 为转速, 单位为 r/min ; K 为桨叶数量, 单位为个。本文主要对反演桨叶片通过频率处的噪声进行分析。

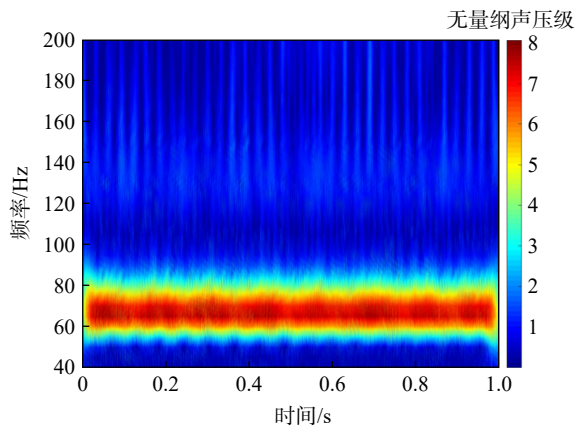
图 5 为反演桨转速为 2000 r/min 工况时, 1#~3# 传声器测得的噪声频谱结果, 从图中可以看出, 噪声频谱中出现了很多纯音, 其中包含了 1 阶叶片通过频率 (1BPF)、2 阶叶片通过频率 (2BPF) 和 3 阶叶片通过频率 (3BPF), 这符合螺旋

图 5 2000 r/min 远场噪声频谱Fig. 5 Spectra of far-field noise with 2000 r/min

桨的噪声频谱基本规律。其中 1BPF 处的声压级接近 90 dB , 由于本次试验旨在研究桨叶的表面压力, 为了方便安装 Kulite 压力传感器, 特选取没有扭转角的直叶片为研究对象, 安装角也较小, 因此远场噪声声压级较小。

图 6 为 2000 r/min 时, 1# 传声器测点的时频分布结果, 可以明显看出, 在所分析的时间段内, 相比其他频率, 1 阶叶片通过频率明显占据主导地位。图 5 和图 6 也说明, 反演桨在通过频率处的噪声为主要噪声, 这为其噪声研究提供了方向。

图 7 和表 1 展示了 4 个测点在 2000 r/min 转速工况时的桨叶表面压力反演计算结果与试验结果。图 7 中的横坐标为 4 个测点的相对弦长位置, 纵坐标为表面压力。从图 7 可以看到, 4#、2# 测点的试验结果和计算结果吻合很好; 3# 测点的试验结果比计算结果略小, 从表 1 可以看到, 试验结果比计算结果小 1.3% , 换算成压力为 1.304 kPa 。1# 测点的试验结果比计算结果略大, 试验结果比

图 6 2000 r/min 1# 传声器的噪声时频分布Fig. 6 Time-frequency distribution of 1# microphone with 2000 r/min

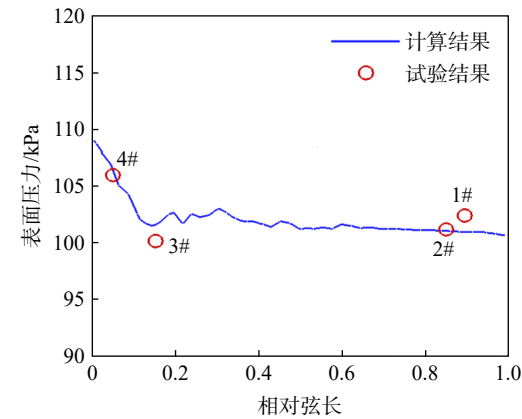


图 7 2 000 r/min 桨叶表面压力计算结果与试验结果对比
Fig. 7 Comparison of calculation results and test results of blade surface pressure with 2 000 r/min

表 1 2 000 r/min 桨叶表面压力计算结果与试验结果数据
Table 1 Data of calculation results and test results of blade surface pressure with 2 000 r/min

测点	表面压力/kPa		误差/%
	试验结果	计算结果	
1#	102.106	101.013	1.07
2#	101.068	101.185	0.12
3#	100.285	101.589	1.3
4#	106.371	105.936	0.41

计算结果大 1.07%，换算成压力为 1.093 kPa。
图 8 和表 2 为 4 个压力测点在 2 350 r/min 转速工况时的桨叶表面压力试验结果与计算结果。从图 8 可以看出，4#、2#测点的试验结果和计算结果吻合很好；3#测点的试验结果比计算结果略小，从表 2 可以看到，误差是试验结果的 1.65%，换算成压力为 1.638 kPa；1#测点的试验结果比计算结果略大，误差是试验结果的 1.85%，换算成压

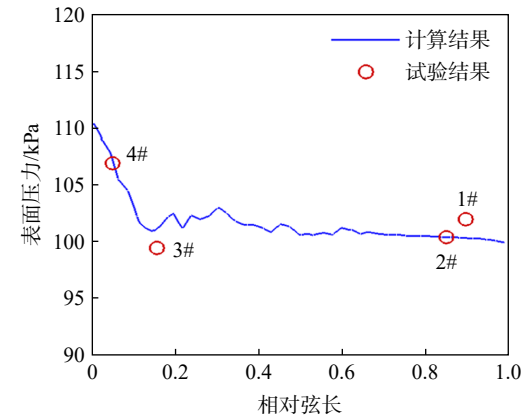


图 8 2 350 r/min 桨叶表面压力计算结果与试验结果对比
Fig. 8 Comparison of calculation results and test results of blade surface pressure with 2 350 r/min

表 2 2 350 r/min 桨叶表面压力计算结果与试验结果数据
Table 2 Data of calculation results and test results of blade surface pressure with 2 350 r/min

测点	表面压力/kPa		误差/%
	试验结果	计算结果	
1#	102.005	100.115	1.85
2#	100.349	100.321	0.02
3#	99.258	100.897	1.65
4#	106.065	106.826	0.22

力为 1.887 kPa。总体来说，桨叶表面压力的试验结果与计算结果吻合较好，压力分布走向和趋势基本一致。从桨叶前缘至后缘，计算结果与试验结果的走势均符合空气动力学基本规律。

压力传感器的安装平整度会影响测量结果，微小的安装凸起都会对气流产生扰动。安装压力传感器后，通过千分尺测量 4 个测点的法线方向的高度，通过水平尺测量 4 个测点的切平面。4#测点的压力传感器与其切平面保持一致，3#测点的压力传感器低于其切平面 0.2 mm，2#测点的压力传感器高度与其切平面保持一致，1#测点的压力传感器高于其切平面 0.3 mm。由于 3#测点的压力传感器安装高度偏低，没有与切平面保持水平，产生凹坑，气流在凹坑处产生了压力损失，导致 3#测点的压力测量值偏小。1#测点的压力传感器的安装偏高高于其切平面，在桨叶表面形成了微小的凸台，产生气流集聚，导致 1#测点压力测量值偏大。这说明压力传感器的安装平整度会对测量结果带来明显误差，这也为后期同类安装积累了经验。

此外，试验过程中，试验台的振动和压力传感器的零点漂移也会引起测量结果的波动。再者，反演计算时需要带入空气密度和声速，这两个环境参数与试验环境条件很难完全相同，这会给计算结果带来一定的误差。此外，压力传感器虽然体积很小，其安装之前与之后对反演桨的远场噪声产生的影响没有经过测量比较，这是本试验后期值得改进的地方。

4 结 论

1) 在不同转速工况下，桨叶表面压力的测量结果与反演计算结果差量在 0.12%~1.85%，表面压力分布走向趋势一致，验证了反演计算方法的有效性。

2) 试验测得的反演桨的远场噪声主要在叶片通过频率处,且1阶叶片通过频率占据主导,符合空气动力学基本理论。

3) 压力传感器的安装平整度会影响测量结果,微小的凹凸不平都会引起明显的试验误差。

参考文献:

- [1] 胡骏. 航空叶片机原理[M]. 北京: 国防工业出版社, 2014.
- [2] 张帅, 张强波, 董江, 等. 考虑流固耦合效应的航空发动机风扇叶片应力数值模拟与试验测量研究[J]. *推进技术*, 2022, 43(2): 331-340.
ZHANG Shuai, ZHANG Qiangbo, DONG Jiang, et al. Numerical simulation and experimental measurement of aero-engine fan blades stress considering influence of fluid-structure interaction[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(2): 331-340. (in Chinese)
- [3] 李萍, 乔宝英, 汪洋. 桨叶表面压力测量技术综述[J]. *直升机技术*, 2006, 146(2): 58-61.
LI Ping, QIAO Baoying, WANG Yang. Overview of blade surface pressure measurement technology[J]. *Helicopter Technique*, 2006, 146(2): 58-61. (in Chinese)
- [4] 阎超, 于剑, 徐磊. CFD模拟方法的发展成就与展望[J]. *力学进展*, 2011, 41(5): 562-589.
YAN Chao, YU Jian, XU Jinglei. On the achievements and prospects for the methods of computational fluid dynamics[J]. *Advances In Mechanics*, 2011, 41(5): 562-589. (in Chinese)
- [5] 王维, 杨永, 夏贞锋. 不同螺旋桨滑流数值模拟方法对比研究[J]. *航空计算技术*, 2012, 42(5): 80-86.
WANG Wei, YANG Yong, XIA Zhenfeng. Study on comparison of different numerical simulation methods concerning propeller slipstream[J]. *Aeronautical Computing Technique*, 2012, 42(5): 80-86. (in Chinese)
- [6] 战培国, 杨炯. 国外风洞试验的新机制、新概念、新技术[J]. *流体力学实验与测量*, 2004, 18(4): 1-6.
ZHAN Peiguo, YANG Jiong. New systems, concepts and techniques in the area of foreign wind tunnel test[J]. *Experiments and Measurements in Fluid Mechanics*, 2004, 18(4): 1-6. (in Chinese)
- [7] TAKAO M, HIDEYUKI K. Surface pressure measurement on a rotating blade of field horizontal axial wind turbine in yawed condition[J]. *Mechanical Systems Machine Elements and Manufacturing*, 2005, 48(1): 156-163.
- [8] 王庆伟, 刘波, 薄相峰. 轴流压气机转子叶片表面静压分布实验[J]. *推进技术*, 2011, 32(5): 611-616.
WANG Qingwei, LIU Bo, BO Xiangfeng. Experiment of the static pressure on the rotating blade surface in an axial compressor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2011, 32(5): 611-616. (in Chinese)
- [9] 王庆伟, 刘波, 侯为民. 压气机转子叶片表面动态压力测量的探索[J]. *航空动力学报*, 2010, 25(10): 2327-2332.
WANG Qingwei, LIU Bo, HOU Weimin. Tentative research about pressure measurement on one point of compressor rotor blade surface[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2010, 25(10): 2327-2332. (in Chinese)
- [10] 梁晨, 牛夕莹, 林枫, 等. 某型涡轮动叶气动性能的实验研究[J]. *热能与动力工程*, 2012, 27(4): 405-410.
LIANG Chen, NIU Xiying, LIN Feng, et al. Tentative research about pressure measurement on one point of compressor rotor blade surface[J]. *Journal of Engineering for Thermal Energy and Power*, 2012, 27(4): 405-410. (in Chinese)
- [11] 闫清东, 宋泽民, 魏巍. 液力变矩器导轮叶片表面压力测量与分析[J]. *机械工程学报*, 2019, 55(10): 115-121.
YAN Qingdong, SONG Zeming, WEI Wei. Pressure measurement and analysis of stator blade surface of hydrodynamic torque converter[J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2019, 55(10): 115-121. (in Chinese)
- [12] 江露生, 曹亚雄, 刘婷. 共轴刚性旋翼悬停状态桨叶表面压力测量试验与计算研究[J]. *北京航空航天大学学报*, 2021, 47(12): 2484-2493.
JIANG Lusheng, CAO Yaxiong, LIU Ting. Experiment and computational study on blade surface pressure measurement of coaxial rigid rotor in hovering state[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2021, 47(12): 2484-2493. (in Chinese)
- [13] 林敬周, 解福田, 钟俊. 高超声速风洞压敏漆试验技术[J]. *航空学报*, 2017, 38(7): 120890.1-120890.9.
LIN Jingzhou, XIE Futian, ZHONG Jun. Pressure sensitive paint test technique in hypersonic wind tunnel[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2017, 38(7): 120890.1-120890.9. (in Chinese)
- [14] LI X D, ZHOU S. An inversion model for subsonic moving sound source reconstruction[R]. AIAA 95-0120, 1995.
- [15] LI X D, ZHOU S. Spatial transformation of the discrete sound field from a propeller[J]. *AIAA Journal*, 1996, 34(6): 1097-1102.
- [16] LUO J, LI X D. An inverse aeroacoustic problem on rotor wake/stator interaction[J]. *Journal of Sound and Vibration*, 2002, 254(2): 219-229.
- [17] 罗俊, 李晓东. 转子/静子干涉气动声学反问题研究[J]. *航空动力学报*, 2001, 16(2): 279-282.
LUO Jun, LI Xiaodong. An inverse aeroacoustic problem on rotor/stator interaction[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2001, 16(2): 279-282. (in Chinese)
- [18] 赵庆贺, 李晓东. 悬停状态下旋翼噪声声源反演的正则化方法[J]. *航空动力学报*, 2019, 34(4): 838-846.
ZHAO Qinghe, LI Xiaodong. Regularization method for subsonic hovering rotor sound source reconstruction[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2019, 34(4): 838-846. (in Chinese)
- [19] 乔渭阳, 王良锋. 航空发动机气动声学[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2016.
- [20] WILLIAMS F J E, HAWKINGS D I. Sound generated by turbulence and surface in arbitrary motion[J]. *Philosophical Transactions of the Royal Society of London*, 1969, 264(5): 321-342.
- [21] FARASSAT F. Linear acoustic formulas for calculation of rotating blade noise[J]. *AIAA Journal*, 1981, 19(9): 1122-1130.

(编辑: 秦理曼)