

DOI:10.3969/j.issn.2095-509X.2018.06.024

# 核心机驱动风扇级可变弯度导叶的试验研究

王前<sup>1</sup>, 胡骏<sup>2</sup>, 江星星<sup>3</sup>

(1. 苏州大学文正学院, 江苏 苏州 215104)

(2. 南京航空航天大学能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

(3. 苏州大学轨道交通学院, 江苏 苏州 215131)

**摘要:**为获得核心机驱动风扇级可变弯度导叶在实际流场中的气动性能,开展了有效的叶栅试验。将试验结果与计算结果进行对比,一方面验证了设计方法的可靠性,另一方面为可变弯度导叶的优化设计提供了详实的试验数据支撑。试验结果表明:核心机驱动风扇级可变弯度导叶设计方法可靠,气动性能满足设计要求,远优于不变弯度导叶的性能,与形状自适应叶型性能相当。

**关键词:**可变弯度导叶;叶栅试验;叶栅性能;自适应叶型

中图分类号:V231.3

文献标识码:A

文章编号:2095-509X(2018)06-0099-03

先进航空发动机正向着高推重比、高效率、高可靠性方向发展,带有核心机驱动风扇级的双涵道变循环发动机是第四代航空发动机的典型代表之一。核心机驱动风扇级有单外涵和双外涵两种工作模式,工作模式的转换要求进口导叶出口气流角变化 $35^\circ$ 左右<sup>[1]</sup>,而级效率变化低于3%,因此必须采用可调进口导叶。可调进口导叶分为不变弯度和可变弯度<sup>[2]</sup>两种。不变弯度导叶通过调节安装角来调节出口气流角,安装角变化引起攻角的变化,从而带来较大的性能损失。可变弯度导叶有两种实现方案,一种是带有缝隙的可变弯度导叶,即将基础叶型从弦长的某处分开,中间留有缝隙,前段固定,后段可旋转;另外一种形状自适应叶型<sup>[3]</sup>,即把叶片分为若干部分,各部分之间由组合铰链连接,表层采用鱼鳞片形式。与带有缝隙的可变弯度导叶相比,形状自适应叶型不存在缝隙损失,但结构和驱动装置复杂,对叶片表层材料的要求也较高,成本和加工难度很大。因此带有缝隙的可变弯度导叶的设计是保证核心机驱动风扇级性能的关键技术之一。

本文开展了带有缝隙的可变弯度导叶的叶栅试验,详细分析了试验所得的总压损失系数、气流转折角等参数,并与数值计算结果以及典型的不变弯度导叶、形状自适应叶型的试验结果进行了对比分析,在验证核心机驱动风扇级可变弯度导叶设计

方法可靠性的同时,为进一步的优化设计提供试验数据支撑。

## 1 试验设备及方法

### 1.1 试验设备

平面叶栅风洞示意图如图1所示,主要由阀门、扩张段、稳定段、收敛段、试验段以及转动圆盘组成。风洞由一台功率为200kW的离心风机供气,由阀门控制试验段的进口马赫数,阀门全开时进口马赫数最大,可达到0.45。叶栅风洞内设有1个蜂窝器、2层阻尼网,以保障试验段进口气流的均匀性。试验段沿叶栅额线方向尺寸为300mm,沿叶片高度方向尺寸为100mm。图2给出了平面叶栅风洞照片,采用五孔探针进行流场测量。

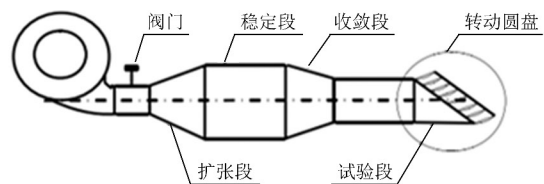


图1 平面叶栅风洞示意图

### 1.2 试验件介绍

试验件是在前期设计的基础上制造而成的,叶片的具体设计方法与过程参见文献[4],基础叶型参数选定为最大挠度相对位置 $\bar{a} = 0.45$ ,叶型弯

收稿日期:2018-02-01

基金项目:江苏省高校自然科学基金资助项目(17KJB460012)

作者简介:王前(1991—),女,安徽宿州人,苏州大学文正学院助教,硕士,主要从事叶轮机械气体动力学研究。

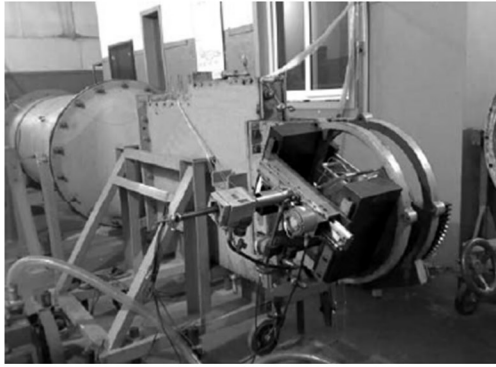


图2 平面叶栅风洞照片

角  $\theta = 30^\circ$ ，开缝位置选定为距前缘 30% 弦长处，缝隙形式设计中引入了 Coanda 效应的概念，缝隙型面光滑过渡，且与后段叶型壁面相切。叶片后段未旋转时，叶片弦长 60mm，叶栅栅距为 55mm。试验件叶片后段顶部设有定位孔，配合栅板上的定位螺丝，完成旋转角度的精确定位。图 3 给出了试验件叶型示意图，叶片前段固定，后段可绕旋转中心旋转。图 4 给出了叶片后段旋转示意图，逆时针旋转角度记为正，顺时针旋转角度记为负。

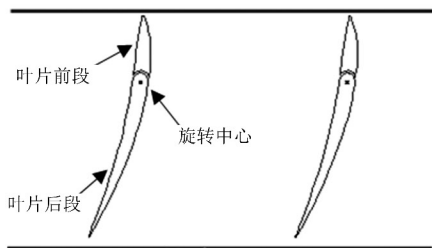


图3 试验件叶型示意图

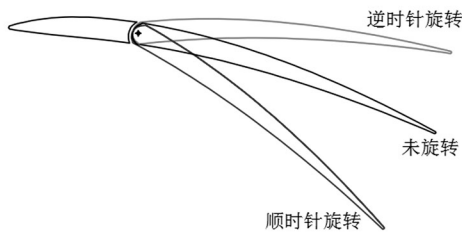


图4 叶片后段旋转示意图

## 2 试验结果对比与分析

图 5 给出了试验所得叶栅正常特性与数值计算结果(计算模型及计算方法参见文献 [4]) 的对比，图中横坐标  $i$  为攻角，左纵坐标为总压损失系数  $\omega$ ，

$$\omega = \frac{P_0^* - P_1^*}{P_0^* - P_0}$$

其中  $P_0^*$  为进口总压， $P_1^*$  为出口总压， $P_0$  为进口静压， $\omega$  表征损失的大小；右纵坐标  $\Delta\beta$  为气流转折角，为进、出口气流角的差值。图标中  $(r - 18^\circ)$  表示叶片后段顺时针旋转  $18^\circ$ ， $(r + 14.5^\circ)$  表示叶片后段逆时针旋转  $14.5^\circ$ ；test 表示试

验结果；CFD 表示计算结果。从图中可以看出，叶片后段逆时针旋转  $14.5^\circ$  的叶栅试验结果和计算结果基本相符；叶片后段顺时针旋转  $18^\circ$  的叶栅试验所得气流转折角的值大于 CFD 计算值，但差值不大于  $4^\circ$ ；总压损失系数在小于  $-6^\circ$  的攻角范围内，试验值和计算值基本相符，在大于  $-6^\circ$  的攻角范围内，试验值和计算值之间的差值随攻角增大而增大，这是因为攻角过大，叶片后段顺时针旋转  $18^\circ$  的叶栅叶背出现了较大的分离，目前的数值计算方法对分离区的模拟还不够准确。从图 5 中还可以看出，试验结果表明，在基础叶型设计 [5] 的基础上选择合适的设计点，并在缝隙形式设计中引入 Coanda 效应的可变弯度导叶可以在小损失 ( $\omega \leq 0.046$ ) 范围内提供  $0^\circ \sim 38^\circ$  的气流转折角，再次验证了文献 [6] 中带缝隙的可变弯度导叶设计方法的可靠性。叶栅试验的结果也为可变弯度导叶的后续优化设计提供了详实的试验数据支撑。

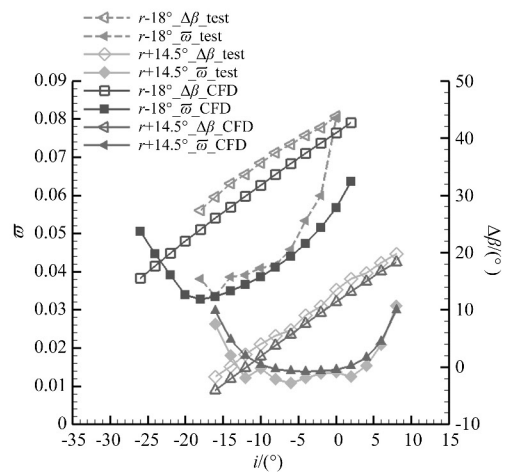


图5 叶片后段旋转  $-18^\circ$ 、 $+14.5^\circ$  叶栅正常特性试验结果与计算结果对比

将试验所得的带缝隙的可变弯度导叶尾迹流场与形状自适应叶型及不变弯度导叶的尾迹流场进行对比，形状自适应叶型参见文献 [3]，不变弯度导叶采用经典的 NACA0012 系列叶型。图 6 给出带缝隙的可变弯度导叶、形状自适应叶型、不变弯度导叶在提供  $0^\circ$  气流转折角时，叶栅出口的尾迹。横坐标为无量纲栅距，纵坐标为总压损失系数，从图中可以看出，在  $0^\circ$  气流转折角工况下，不变弯度导叶的高损失区域最小，形状自适应叶型因其表面的鱼鳞片形式，叶型损失较大，尾迹区的最大总压损失系数略高于不变弯度导叶。带缝隙的可变弯度导叶因后段旋转后中弧线不再连续，且存在缝隙损失，高损失区域略大于其他两种叶片，但总体上 3 种叶片在  $0^\circ$  气流转折角工况下的损失都不大。

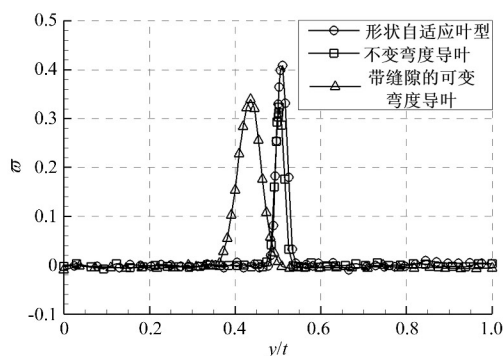
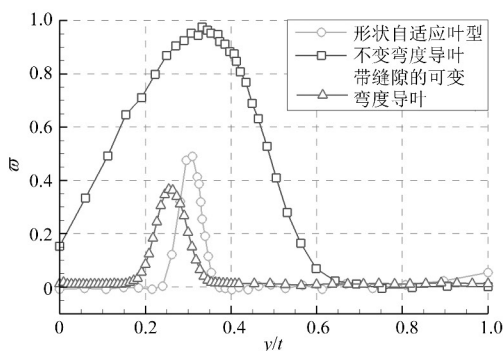
图6 3种叶片的尾迹流场对比(气流转折角 $0^\circ$ )

图7给出带缝隙的可变弯度导叶、形状自适应叶型导叶、不变弯度导叶在提供 $36^\circ$ 气流转折角时,叶栅出口的尾迹。从图中可以看出,不变弯度导叶依靠调节安装角来调节出口气流角,攻角变化过大,造成叶背出现大范围的分离区,造成很大的性能损失,高损失区占栅距的一半以上。可变弯度导叶在调节出口气流角时,攻角不变,在较大气流转折角工况下优势明显。形状自适应叶型在大弯角下,依然可以保持中弧线和叶片表面的光滑,大损失区域最小;带缝隙的可变弯度导叶大损失区域较自形状适应叶型稍大,但最大总压损失系数低于

图7 3种叶片的尾迹流场对比(气流转折角 $36^\circ$ )

形状自适应叶型,总体上,两种可变弯度导叶的性能相当,都可以在较小的损失范围内提供较大的气流转折角范围,而相比于形状自适应叶型,带缝隙的可变弯度导叶结构和驱动装置简单,对材料的要求低,运行更加可靠。

### 3 结论

针对核心机驱动风扇级可变弯度导叶,通过叶栅试验研究了带缝隙可变弯度导叶的性能,总结出如下结论:

1) 试验结果与数值计算结果基本相符,证明在基础叶型设计的基础上选择合适的设计点,并在缝隙形式设计中引入 Coanda 效应的概念,可设计出满足核心机驱动风扇级性能要求的带缝隙的可变弯度导叶,设计方法可靠。

2) 不变弯度导叶在较大攻角下,叶背分离明显,流场损失较大,核心机驱动风扇级需采用可变弯度导叶进行工作模式的转换。

3) 带缝隙的可变弯度导叶与形状自适应叶型性能相当,而结构和驱动装置更加简单、成本低、运行可靠,是核心机驱动风扇级进口导叶的最佳选择。

### 参考文献:

- [1] 张鑫,刘宝杰.紧凑布局核心机驱动风扇级设计参数影响分析[J].推进技术,2011,32(1):47-53.
- [2] 楚武利,朱俊强.变几何叶片对压气机特性影响的实验研究及分析[J].应用力学学报,2003,20(1):78-80.
- [3] MULLER Tobias, LAWRENZ Martin. Experimental investigation of shape - adaptive for inlet guide vanes in turbocompressors [R]. [S. l.]: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2005: 1-8.
- [4] 王前. CDFS 可变弯度导叶设计方法及叶尖射流扩稳研究[D].南京:南京航空航天大学,2016.
- [5] 王前,胡骏,王爽.可变弯度导向器的基础叶型设计[J].机械设计与制造工程,2015,44(9):1-3.

## Research on the test of the variable camber guide vanes for core driven fan stage

WANG Qian<sup>1</sup>, HU Jun<sup>2</sup>, JIANG Xingxing<sup>3</sup>

(1. Wenzheng College, Soochow University, Jiangsu Suzhou, 215104, China)

(2. College of Energy & Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Jiangsu Nanjing, 210016, China)

(3. School of Rail Transportation, Soochow University, Jiangsu Suzhou, 215131, China)

**Abstract:** An effective cascade experiment is performed to illustrate aerodynamic performance of variable camber vanes in the core driven fan stage under the practical flow field. Then, it compares the test results with the calculated results and verifies the reliability of the design method, provides the detailed test data support for the optimal design of variable camber vanes. Experimental results show that the design method of variable camber vanes in the core driven fan stage is reliable, the performance of variable camber vanes is well agreement with the design result, the outperform is better than that the non - camber guide vanes, and similar with the shape - adaptive airfoils.

**Key words:** variable camber vanes; cascade test; cascade performance; shape - adaptive airfoils