# 基于转捩模型的吸附式压气机正弯叶片数值研究\*

陈绍文1, 兰云鹤1, 王春雪2, 周治华1, 王松涛1

(1. 哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院,黑龙江 哈尔滨 150001;2. 北京动力机械研究所,北京 100074)

摘 要:采用三维数值方法研究了吸附式压气机扇形叶栅中正弯叶片的流场和气动性能,通过对比 分析三种不同的孔式抽吸方案,以探讨附面层抽吸抑制三维流动分离、减小损失的机理。首先通过与前 期实验数据的对比,校核了数值计算代码的可靠性,所得到的流场特性与实验数据有较好的一致性;其 次通过在常规直叶片和正弯叶片中采用孔式附面层抽吸方法,以对比不同叶片积迭形式时附面层抽吸的 效果,并探讨了通过改善抽吸设计方案提高抽吸效果的机理。结果表明,采用孔式抽吸可以较好地控制 直、弯叶栅内的三维流动分离,抽吸后的吸力面气泡式分离消失,每个抽吸孔下游形成了新的基于抽吸 孔特征的分离流动结构;抽吸策略的调整改善了角区的三维流动分离,尾迹旋涡的发展以及强度得到有 效抑制。

关键词:航空发动机;吸附式压气机;转捩模型;正弯叶片;数值研究
中图分类号: V231.3 文献标志码: A 文章编号: 1001-4055 (2014) 09-1188-06
DOI: 10.13675/j. cnki. tjjs. 2014. 09. 006

## Numerical Study of Positively Curved Blade in Aspirated Compressor Cascade Based on Transition Model

CHEN Shao-wen1, LAN Yun-he1, WANG Chun-xue2, ZHOU Zhi-hua1, WANG Song-tao1

Energy Science and Engineering School, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China;
 Beijing Power Machinery Institute, Beijing 100074, China)

Abstract: Three-dimensional numerical method is adopted to study the flow field and aerodynamic performance of an aspirated compressor cascade with positively curved blades. Through a comparative analysis of three different hole-type suction schemes, the mechanisms of boundary layer suction inhibiting the 3D flow separation and reducing the loss were discussed. Firstly, the reliability of numerical calculation code is checked against the experimental data available from literature. The numerical flow-field characteristics has good agreement with the experimental data. Then, the effects of blade stacking styles on boundary layer suction are analyzed by using hole-type aspiration in straight and positively curved cascade, respectively, and the mechanisms for increasing the aspiration effect by improving aspiration-hole design schemes are discussed. The results show that the holetype aspiration can control the three-dimensional flow separation well both in straight and positively curved cascades. With aspirated, the separation bubble on suction surface disappears and the new separation flow structures based on the aspiration-hole characteristics are generated at the downstream of the aspiration holes. The aspiration strategies are adjusting to improve the three-dimensional separation flow in the corner, therefore the de-

**基金项目**:国家自然科学基金项目(51206035);国家自然科学基金创新研究群体项目(51121004)。 作者简介:陈绍文(1979—),男,博士,副教授,研究领域为叶轮机械内流动。E-mail: cswemail@hit.edu.cn

<sup>\*</sup> 收稿日期: 2013-09-10; 修订日期: 2013-10-29。

velopment and intensity of wake vortex are restrained obviously.

Key words: Aircraft engine; Aspirated compressor; Transition model; Positively curved blade; Numerical investigation

#### 1 引 言

高气动负荷是现代航空发动机中压气机部件发展一直以来所追求的重要目标之一,而气动负荷的 增加将不可避免的增加流道内的三维流动分离,使 得部件性能下降,在恶劣工况条件下甚至会引起发 动机故障率提高。吸附式压气机通过附面层吸除流 动控制方法抑制流道内的三维流动分离,从而在保 证压气机具有较高气动负荷的情况下,仍然能够达 到较高的流动性能和运转效率<sup>[1~3]</sup>。

自从美国 MIT 的 Kerrebrock 教授<sup>[1]</sup>提出吸附式压 气机(Aspirated Compressor)概念以来,附面层吸除流 动控制技术在压气机中的应用和机理研究也逐渐得 到开展,其中对于附面层吸除设计方案的优化和合 理选取方面的研究相对较多,特别对于抽吸位置、抽 吸量和组合抽吸形式的设计和研究对于吸附式压气 机的发展有着重要的意义。美国MIT燃机实验室研 制的一台单级压比达到 3.4 的压气机<sup>[4]</sup>,在动叶和静 叶叶片表面、机匣和轮毂表面同时应用了附面层吸 除进行控制,在不同的位置设计了相应型式(孔或者 槽)的抽吸方案,尝试通过精细的抽吸布局实现最佳 的流动控制,而相关详细设计准则和控制策略等机 理研究并未公开发表。SIEMENS叶轮机械公司的 Gbadebo<sup>[5]</sup>研究了角区附近的吸力面不同位置吸气槽 对压气机三维流场的影响,指出附面层吸除设计中 吸气位置和吸气方式对角区极限流线和鞍点等流谱 特征影响较大,发现实现最佳控制的抽吸槽道布置 特点。Rolls-Royce公司的Gummer<sup>[6]</sup>研究了在机匣 关键区域布置周向抽吸槽和抽吸孔对压气机性能的 影响,结果表明,抽吸方案的位置布置以及形状设计 都将影响压气机的整体性能,改进的设计可以有效 抑制端壁角区的分离,从而获得更大的收益。此外, 国内研究人员也做了大量的研究工作[7~10],掌握了基 本的抽吸方案设计思路和抑制三维流动分离的机 理。

多数的抽吸设计方案研究都是以直叶片为研究 对象,以弯叶片或者具有复杂三维外形叶片作为研 究对象的还不多见。附面层抽吸方案设计与叶片三 维成型技术必须有效结合,文献[7]将附面层抽吸应 用到两种不同积迭形式的弯叶片中,验证了该方法 在弯叶片中的有效应用,同时也指出在吸力面上抽 吸槽道布置的特点以及高效流动控制的思路。

本文所采用的孔式抽吸方式相比槽道抽吸方式 在布置随意性和加工设计应用等方面具有一定的优势,在前期的研究也得到了验证<sup>[11]</sup>。本文拟采用基 于转捩模型的数值计算方法,尝试将孔式抽吸方式 应用到不同积迭形式的低速扇形正弯叶栅中,通过 对三维流场和气动参数分布的对比分析,探讨孔式 抽吸对流场和转捩流动特征的影响。

#### 2 数值方法与研究方案

数值计算模型采用了文献[12]中的低速高负荷 压气机叶栅实验模型,该叶栅中叶型为NACA65-24A10-10系列,叶型折转角为40°,其中正弯叶片弯角 为15°,弯高为距离端壁20%相对叶高,叶栅的几何 模型示意图见图1,机匣和轮毂半径分别为575mm和 475mm, 详细的几何和气动参数可参考文献[11]。 在常规直、弯叶片的基础上,尝试采用吸力面孔式抽 吸的流动控制方法来抑制叶栅流道内的三维流动分 离,抽吸孔的直径为2mm,直叶片仅采用了抽吸方案 1, 弯叶片采用了三种抽吸方案, 分别为方案1 (Case1)、方案 2(Case2)和方案 3(Case3),不抽吸时 方案为Case0,抽吸孔的弦向位置均在吸力面角区分 离起始点附近,具体的布置形式见图2。通过调整不 同的抽吸孔背压来控制抽吸量,背压 phole 分别为-10kPa,-20kPa,-40kPa和-60kPa,对应的抽吸量 *M*, 分别约为进口流量的0.7%、1.1%、1.5%和1.7%。



根据文献[12]中的实验叶栅数据,采用UG NX6.0中对叶栅流道内的流体域进行实体建模。网 格生成采用的是 ANSYS ICEM CFD 12.1 网格处理软件,采用 H-O-H型结构化网格,叶型和抽吸孔周围 采用 O型结构化网格,并进行了局部加密,网格点总 数约 180 万。叶栅整体平均 y<sup>+</sup>值小于 10,其中叶片表 面 y<sup>+</sup>值小于 1,计算网格如图 3 所示。





Fig. 3 Computation mesh

本文采用商业 CFD 软件 ANSYS CFX 12.1 进行 数值模拟,采用高分辨率格式求解连续方程、动量方 程和能量方程,迎风格式求解湍流动能和湍流动能 耗散率方程,计算为定常的,湍流模型采用 SST *k*-ω 模型<sup>[13]</sup>。目前使用的转捩模型大都是基于实验数据 的相关模型,它通过湍流强度和动量厚度雷诺数之 间的关联判断转捩的猝发,并建立由间歇因子和动 量厚度雷诺数判断准则构成的两个输运方程,在 CFX 中也就是所谓的γ-θ模型,即本文计算所采用的 湍流模型。CFX 中采用的γ-θ模型是基于 Langtry-Menter<sup>[14-16]</sup>新开发的经验关联式,其中包含了标准的 旁路转捩,可以与 SST 湍流模型有效匹配,应用于宽 广范围湍流场的模拟。为了方便和实验结果对比, 进口边界条件给定进口总压和出口背压,进口总压 相对压力为2376Pa,背压为大气压,总温为300K,湍 流度 5%。此外,实验和计算都是在零攻角的工况下 进行的。

#### 3 计算结果与讨论

为了校核数值计算方法对于转捩流动捕捉的可 行性,图4给出了无附面层抽吸时直、弯叶片吸力面 极限流线的数值模拟和实验结果对比图。该数值结 果网格采用 ANSYS CFX Turbo Grid 12.1 生成, 网格 总数约为120万, y<sup>+</sup>值小于1, 边界条件设定与有抽吸 时一致。这种无抽吸孔的叶片模型仅用于实验与计 算结果的对比校核中,在对有抽吸和无抽吸的影响 进行对比分析的过程中,由于有抽吸孔的叶片网格 布置和无抽吸孔的叶片无法避免地会存在一定差 别,因此为了尽可能去除网格对结果对比的影响,本 文对比选取的无抽吸模型均为带抽吸孔而不抽吸的 情况,即将抽吸孔的边界条件设定为壁面。通过对 比可以看到,计算结果可以较为准确地捕捉到叶片 吸力面上的转捩现象,分离气泡的起始位置及其在 叶展和流向方向的作用区域都有与实验结果吻合得 较好,此外,对于角区分离区的捕捉也与实验结果保 持较好的一致性,可以认为所采用的计算方法对于 压气机叶栅内转捩流动特征的捕捉是可行的。

ANSYS CFX 中采用一种基于局部参数修正的间 歇因子输运方程来触发当地的转捩, γ-θ模型选项能 够控制转捩起始的动量厚度雷诺数方程,从而捕捉 非当地湍流强度的影响,通过经验公式与SST湍流模 型结合来模拟流动的转捩现象。叶片表面的湍流间 歇现象可以较好的反映流态的变化和发展情况,图5 给出了叶片吸力面湍流间歇因子(Turbulence Intermittent,简写成*TI*)的云图,清晰地表现了间歇区随抽 吸方案改变而变化的过程。在直叶片中,采用抽吸 后的间隙因子高值区范围明显减小,主要表现在端 部角区和叶展中部抽吸孔下游的区域,角区分离线 与尾缘相交的局部区域的间歇因子峰值显著降低, 抽吸孔下游的间歇因子高值区明显减小;沿展向方 向,同时可以发现抽吸孔和中部抽吸孔之间、叶展中部 的孔与孔之间都存在着作用盲区,从而导致该区域 流动控制效果减弱;在沿流向方向,无论是端区还是 叶展中部的抽吸孔有效控制的范围也是局部的,在 靠近尾缘的区域,角区和叶展中部的高间隙因子区 域仍然存在。此外,抽吸量的增加对增强抽吸孔的 控制力具有一定效果。









Case 1  $M_t$  =0.7% Case 1  $M_t$  =1.7% (a) Straight blade



(b) Positively curved blade( $M_t = 1.7\%$ )

Fig. 5 Contours of turbulence intermittent on suction surface

叶片正弯产生了从两端指向叶展中部的压力梯 度,在其作用下两端区的低能流体向叶展中部迁移, 方案1的抽吸孔布置特点是端区孔和叶展中部孔之 间的距离最大,此时由于低能流体恰好向这一区域 迁移(低能流体迁移区),从而导致在弯叶片中方案1 的流动控制效果较直叶片中要差,从图5(b)中可以 看到方案1在距离端壁30%附近区域的间歇因子高 值区增加,因此有必要对抽吸孔进行重新布置,以实 现对该区域更好的控制。在不改变总的抽吸孔数量 的前提下,方案2将叶展中部的孔间隔增大以扩大影 响区域,此外还将端区的抽吸孔向尾缘方向移动以 增强对角区以及迁移区流体的控制;方案3则在方案 2的基础上,将端区抽吸孔进一步向尾缘移动,试图 再次增加对角区和迁移区的控制。从图 5(b)中的结 果对比可以发现,方案2和方案3的改进措施有效增 加了对流场的有效控制区域,角区和迁移区的间隙 因子高值区范围明显减小,也验证了抽吸方案改善 思路的合理性。

图 6 所示为抽吸方案 3 对弯叶片吸力面极限流 线的影响,如图所示,孔式抽吸改变了原有分离泡式 的分离特征,每个孔的下游都分别形成了不同程度 的分离形态,要了解这种分离形态改变对流场的影 响还需要在后续的工作中继续开展。 图 7 给出了弯叶片中方案 1 和方案 3 在抽吸量为 1.7%时的吸力面静压系数等值线对比图,方案 3 端区 抽吸孔的后移使得端壁附近抽吸孔后的逆压力梯度 较方案 1 明显缩减,这可以减缓抽吸后角区的再次发 展;叶展中部抽吸孔在叶展方向的扩展,有效缩短了 端区抽吸孔和叶展中部孔的距离,使得迁移区的拟 压力梯度区域缩减,从而有效改善该区域的流动状 况;此外,方案 3 也增强了"C"型压力分布趋势,两端 指向叶展中部的压力梯度也显著增强,具有进一步 改善端区流动的潜力。



Case 0 Case 3  $M_1 = 1.7\%$ Fig. 6 Limited streamline on suction surface of positively curved blade



Fig. 7 Contours of static pressure coefficient on suction surface of positively curved blade ( $M_1 = 1.7\%$ )

流动控制的效果体现在对损失的有效减小方面, 图 8 为叶栅出口截面的总压损失系数云图("*C<sub>p</sub>*"表示 总压损失系数),出口界面距离前缘 120%轴向弦长, 由图可见,由于端区和迁移区的流动控制效果较差, 使得方案 1 在相应局部区域的损失也较大,而方案 2 和方案 3 经过合理的移动抽吸位置后,损失得到明显 降低。此外,各方案尽管在叶展中部的抽吸孔间隔距 离不同,但是叶展中部的损失变化并不明显。

叶栅内三维流动分离的对比结果如图9所示,三 维流线为近吸力面和下端壁的速度流线,并给出了 出口截面的旋涡粘度(Eddy Viscosity)等值线云图, 采用抽吸方案2时,吸力面中部抽吸孔和端区抽吸孔 之间存在较大范围的低速区,而该区域相对应的尾迹 区形成了明显的旋涡流动,这是引起损失得不到更好 控制的原因之一,而对比方案3发现,通过增大抽吸孔 的作用范围,该区域的流动得到改善,出口尾迹的旋涡 流动被抑制,且损失降低。此外,端区抽吸孔向下游移 动也使得旋涡在吸力面角区的卷起被推迟,尾迹的旋 涡流动强度被削弱,从而使得流动性能得到改善。



Fig. 8 Contours of total pressure loss coefficient at exit of positively curved blade ( $M_1 = 1.7\%$ )

Eddy viscosity/(Pa s) Velocity/(m/s) 





#### 第35卷 第9期

### 4 结 论

采用基于γ-θ转捩模型的 SST k-ω湍流模型,对 高负荷压气机环形叶栅内三维流场进行了数值模拟 研究,通过在直、弯叶片中分别采用不同的抽吸方 案,对比分析了不同积迭形式时的附面层抽吸对叶 栅流动及气动性能的影响,得到以下结论:

(1)采用孔式抽吸可以较好的控制直、弯叶栅内的三维流动分离,吸力面间歇因子高值区范围明显减小,且幅值降低,流动性能和损失得到改善。

(2)无论直、弯叶栅,采用孔式抽吸后的吸力面 叶展中部的气泡式分离消失,每个抽吸孔下游形成 了新的基于抽吸孔特征的分离流动结构。

(3)通过改变抽吸孔的位置可以对流场抽吸策 略进行调整,端区抽吸孔向下游的移动增加了对角 区流动的控制,而叶展中部抽吸孔间距的增加则有 效改善了正弯叶片低能流体迁移区的流动,尾迹旋 涡的发展以及强度得到有效抑制。

#### 参考文献:

- [1] Kerrebrock J L, Reijnan D P, Ziminsky W S, et al. Aspirated Compressors [R]. ASME 97-GT-52.
- [2] Kerrebrock J L, Drela M, Merchant A A, et al. A Family of Designs for Aspirated Compressors [R]. ASME 98-GT-196.
- [3] Merchant A A, Drela M, Kerrebrock J L, et al. Aerodynamic Design and Analysis of a High Pressure Ratio Aspirated Compressor Stage [R]. ASME 2000-GT-619.
- [4] Merchant A A, Kerrebrock J L, Adamczyk J J, et al. Experimental Investigation of a High Pressure Ratio Aspirated Fan Stage [R]. ASME 2004-GT-53679.
- [5] Gbadebo S A, Cumpsty N A, Hynes T P. Control of Three-Dimensional Separations in Axial Compressors by Tailored Boundary Layer Suction [J]. Journal of Turbomachinery, 2007, 130(1): 8.
- [6] Gummer V, Goller M, Swoboda M. Numerical Investigation of Endwall Boundary Layer Removal on Highly-loaded Axial Compressor Stator [R]. ASME 2005-GT-68699.

- [7] Song Y P, Chen F, Yang J, et al. A Numerical Investigation of Boundary Layer Suction in Compound Lead Compressor Cascades [R]. ASME 2005-GT-68441.
- [8] 张华良,谭春青,张新敬,等.采用附面层抽吸控制流动 分离的数值模拟[J].推进技术,2009,30(2):192~
  196. (ZHANG Hua-liang, TAN Chun-qing, ZHANG Xinjing, et al. Numerical Investigation on Application of Boundary Layer Suction to Control the Flow Separations
  [J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30 (2): 192~196.)
- [9] Guo S, Chen S W, Lu H W, et al. Enhancing Aerodynamic Performances of a High-Turning Compressor Cascade via Boundary Layer Suction [J]. Science in China Series E, 2010, 53(10): 2748-2755.
- [10] 刘 波,项效镕,南向谊,等. 附面层抽吸对叶栅表面分 离流动控制的实验研究 [J]. 推进技术, 2009, 30(6): 703-708. (LIU Bo, XIAO Xiao-rong, NAN Xiang-yi, et al. Experimental Investigation for Suppression Boundary Layer Separation on Cascade Surface by BLS [J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(6): 703~708.)
- [11] Ding J, Chen S W, Xu H, et al. Control of Flow Separations in Compressor Cascade by Boundary Layer Suction Holes in Suction Surface [R]. ASME 2013-GT-94723.
- [12] 陈绍文,陈 浮,王可立,等.采用弯叶片的不同折转角 压气机叶栅流场气动性能.推进技术,2007,28(2):
  170~175. (CHEN Shao-wen, CHEN Fu, WANG Ke-li, et al. Aerodynamic Performance Study of Curved Compressor Cascades with Different Camber Angles [J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(2): 170~175.)
- [13] ANSYS CFX-Solver, Version 12. 1: Theory [M]. USA: AN-SYS, Inc. Pennsylvania, 2009.
- [14] Menter F R, Langtry R B, Likki S R, et al. A Correlation Based Transition Model Using Local Variables Part 1–Model Formulation [R]. ASME 2004–GT–53452.
- Langtry R B, Menter F R, Likki S R, et al. Völker. A Correlation Based Transition Model Using Local Variables Part 2–Test Cases and Industrial Applications [R]. ASME 2004– GT-53454.
- [16] Langtry R B, Menter F R. Transition Modeling for General CFD Applications in Aeronautics[R]. AIAA 2005-522. (编辑:张荣莉)