

文章编号: 1000-8055(2008)03-0527-07

静叶吸气对某轴流压气机裕度影响的研究

陈 迪, 桂幸民

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083)

摘 要: 运用 Numeca CFD 对某大弯度叶栅和某轴流压气机流动进行数值模拟, 为减小由于边界层分离而带来的损失, 拓宽稳定工作范围, 提出叶片吸力面表面开缝抽气方案. 综合研究开缝位置、开缝长度、及吸气量大小对流动分离结构和裕度的影响. 结果表明通过静子叶片上边界层抽气引出分离区域的低能量气流, 可以明显的改善气动性能, 分离得到很好的抑制, 稳定工作裕度得到了提高.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 大弯度叶型; 抽吸气; 轴流压气机; 数值模拟

中图分类号: V231. 3

文献标识码: A

Research of influence of stator blade suction on the stall margin of axial compressor

CHEN Di, GUI Xing-min

(School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Numeca CFD commercial software was used to simulate numerically the flow field of a high-turning cascade and axial compressor. In order to mitigate the loss from boundary layer separation and expand the working range, a proposal for slot suction on blade suction surface was presented. The influences of position of slots, length of slots and the mass flow of suction on the separation structure and stall margin were investigated. The results show that, the aerodynamic performance could be improved significantly through release of low-energy air current at upstream boundary layer of stator blade, and the flow separation could also be postponed with improved stall margin.

Key words: aerospace propulsion system; high-turning airfoil; boundary layer suction; axial compressor; numerical simulation

研究叶轮机机械的目的总的来说就是为了提高性能, 延长使用寿命, 降低成本, 减小尺寸, 降低噪声, 减轻重量^[1]. 目前压气机正朝着高性能、高负荷、高稳定性方向发展, 增加扭速能有效的提高压气机负荷, 然而扭速的增加在一定的进口速度范围内意味着气流折转角的增加, 在静子叶栅中大转折角意味着边界层的加厚甚至分离^[2], 而且由于粘性作用的存在, 吸力面在较大的逆压力梯度

下更容易产生分离, 引起发动机效率的下降. 采用边界层抽吸气可以将边界层分离处的低能量气流引出, 进而降低损失, 保证静子出口流场更加均匀, 提高压气机的性能和负荷.

国外对压气机内吸气控制的研究起步较早, Kerrebrock 最早提出了吸气式压气机这一设计概念^[3]. 众多的研究表明气流控制在压气机降噪^[4]和降低疲劳应力^[5]方面, 以及提高气动性能

收稿日期: 2007-02-06; 修订日期: 2007-06-20

基金项目: 国家自然科学基金(50136010, 50076001)

作者简介: 陈迪(1983-), 男, 江苏徐州人, 硕士, 研究方向: 叶轮机机械气体动力学.

方面^[6-7]都有着积极的效果.国内王仲奇院士带领的课题小组也对吸气式扩压叶栅进行了系统的研究;另外在转子抽气^[8]和级间抽气^[9]方面也有相关研究工作的开展.本课题组在研究风扇/压气机的低雷诺数效应时,通过边界层的吸气和尾缘的吹气能显著的降低叶栅出口尾迹的宽度和强度,降低叶栅损失.

本文首先数值模拟吸气对某大弯度叶栅性能的影响.接着选取某轴流压气机的风扇进口级进行吸气研究,该级是在90年代由中国燃气涡轮研究所和北京航空航天大学的研究人员联合设计出来的,在设计转速21 500 r/min下的级压比与效率使其达到当时的国际先进水平.本文仅在静子叶片吸力面表面开径向缝,研究抽吸对三维流动及裕度的改善,为更高性能的风扇和压气机设计提供思路和途径.

1 抽气对扩展叶栅攻角范围的影响

1.1 二维网格和边界条件

网格在 NUMECA 软件包 IGG 模块中手动生成,网格节点数为49(周向)×261(流向).采用定常 Navier-Stokes 方程求解,计算分别采用 S-A 和 $k-\varepsilon$ 湍流模型加壁面修正函数,进口条件给定总压、总温及速度方向,出口给定反压,开缝出口边界给定背压.

1.2 叶栅的攻角特性

计算了不同栅前来流速度下的流动情况.用公式 $\bar{\omega} = \frac{p_1^* - p_2^*}{p_1^* - p}$ 来定义总压损失系数,并作为衡量叶栅流动性能改善的一个重要参数.

图1和图2两者所反映出来的变化趋势基本一致,且 $k-\varepsilon$ 模型下的唯一攻角特性更加清晰.在相同的 Ma 数条件下,攻角从负值逐渐增加到正

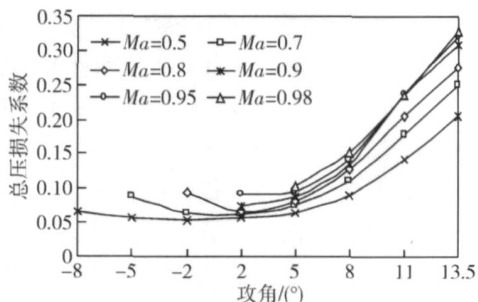


图1 S-A 模型下的叶栅攻角特性

Fig. 1 Attack angle characteristic of the cascade of S-A model

值的过程中,损失系数先降低后升高.随着 Ma 数的升高,平面叶栅的低损失攻角范围越来越小,而且损失系数的最低值也在增大,产生上述现象的原因是由于在叶栅通道中出现了局部超声区,激波出现,而且激波对边界层的干扰不可避免,它会加重气流的分离,导致叶栅损失增加,效率下降.在高 Ma 数条件下,叶栅对攻角变化更加敏感,在很小的正攻角或负攻角时损失开始急剧增加,因此,在进行压气机设计时,必须根据基元级的栅前来流马赫数选取适当的叶型.

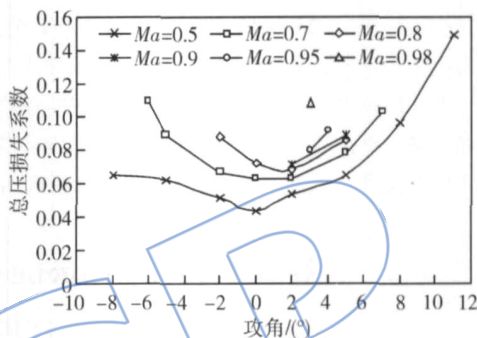


图2 $k-\varepsilon$ 模型下的叶栅攻角特性
Fig. 2 Attack angle characteristic of the cascade of $k-\varepsilon$ model

1.3 边界层抽吸气

本文的计算针对不同的分离状况采取不同的抽吸气控制方案.分别当来流 $Ma=0.9$, 攻角 $+5^\circ$ 时,在65%相对弦长处抽气,缝隙宽度 $\Delta=1.5$ mm,缝隙中心线与叶片表面的夹角分别为 45° ; 来流 $Ma=0.95$, 攻角 $+4^\circ$ 时,在62%相对弦长处抽气,缝隙宽度 $\Delta=1$ mm.来流 Ma 为0.98,攻角 $+3^\circ$ 时,在65%相对弦长处抽气,缝隙宽度 $\Delta=1$ mm,图3为计算的细部网格.

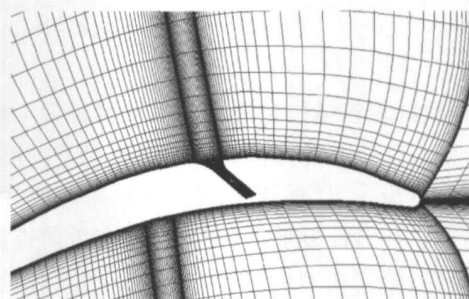


图3 叶片抽气缝隙细部网格示意图
Fig. 3 Sketch of the mesh of the suction slot within the blade

1.3.1 抽吸流量对流场的影响

在实际的计算过程中,抽吸流量(抽走的流量

与叶栅进口流量之比)由抽吸缝进口与出口压力的压差来决定,因此采取调整主流区出口和缝隙出口背压来调整抽气的流量.图 4 为来流速度 $Ma=0.9$ 时候的计算结果,不抽气时,总压损失系数为 0.086 23,当抽气流量达到 5.56 %时,总压损失系数从 0.086 23 降为 0.045 46,降幅达到 47.28 %.随着抽气流量的增加,当抽吸流量达到 3.66 %时,总压损失系数随抽气流量的变化逐渐缓慢.对于某一特定的流动,存在一个将边界层分离完全抽吸掉的流量,大于这个临界流量的抽气会影响主流区的流动,牺牲更多的有用功,因此在牺牲通道流量来提高流动性能的过程中,需要找到一个最佳的临界抽气流量.

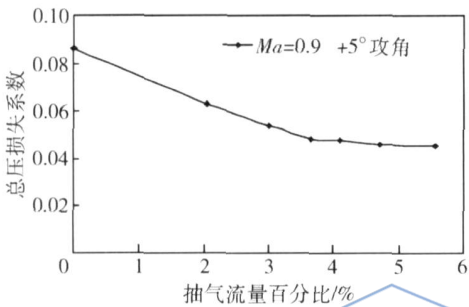


图 4 总压损失随吸气量的变化
Fig. 4 Total pressure loss coefficient versus bls massflow

图 5,图 6 分别是未采取抽气方案和抽气流量 5.56 %时的 Ma 等值线图,在抽吸缝隙之前,

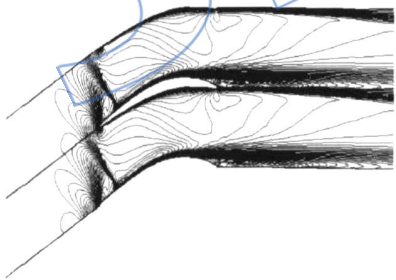


图 5 未抽气时 Ma 等值线图
Fig. 5 Mach isolines of the archetypal cascade

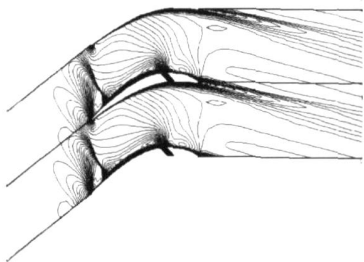


图 6 5.56 %抽气量 Ma 等值线图
Fig. 6 Mach isolines of the suction massflow of 5.56 %

边界层的厚度基本不受抽吸的影响,而是沿着流动方向不断发展增大,抽气缝隙之后边界层内分离明显变弱.图 7 中,随着抽气流量的增加,吸力面尾缘部分的分离明显得到了改善,同时减弱了尾迹的宽度和强度,且尾迹的中心线从吸力面向压力面偏转.

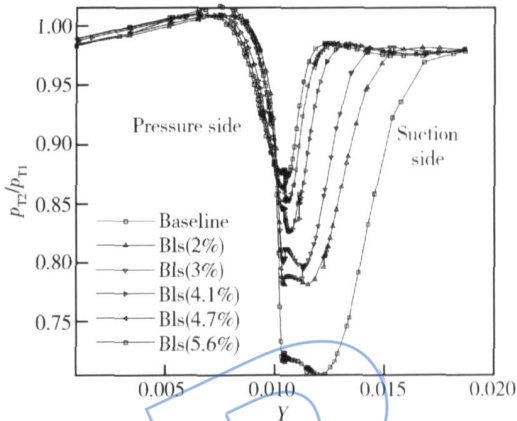


图 7 不同吸气流量下的尾迹损失图
Fig. 7 Flow control pressure results of the different massflow

1.3.2 抽气对攻角特性的影响

抽吸气能将吸力面表面低能量流动抽走,必然也会对叶栅的稳定工作范围产生影响.如图 8、图 9 所示,与原型相比抽气后的损失显著减小,而

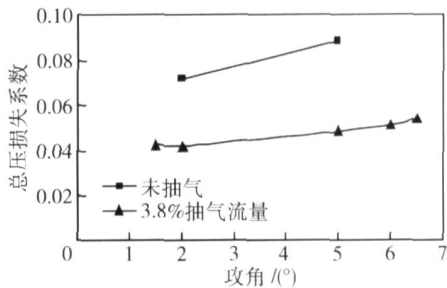


图 8 $Ma=0.9$ 抽气前后攻角范围及损失变化
Fig. 8 Total pressure loss coefficient versus attack angle ($Ma=0.9$)

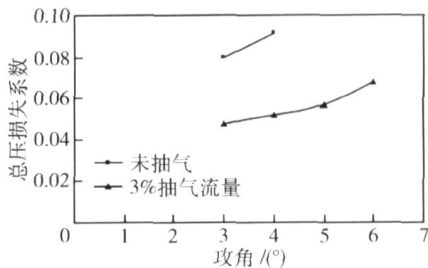


图 9 $Ma=0.95$ 抽气前后攻角变化
Fig. 9 Total pressure loss coefficient versus attack angle with the Mach number of 0.95

且叶栅可以在更大的攻角范围内稳定工作。

2 抽气对扩展跨声单级风扇转子失速裕度的影响

2.1 几何及网格生成

本文所选的某轴流压气机的进口级风扇转子由一级进口导叶(12片),转子(14片),静子(34片)组成,我们采取在静子叶片吸力面表面开径向缝进行抽吸的方案,缝隙的几何操作在UG软件中完成,在计算过程中,对该风扇转子整级进行数值模拟,以考察吸气对整级压气机性能的影响。

主体部分采用 NUMECA 软件包下的 Auto-grid 模块生成计算网格,单通道网格总数 983 757 左右,为准确的捕捉边界层的流动,在固壁面第一层网格节点处严格保证 y^+ 的合适范围,同时利用分块网格的操作,在主流区与抽吸缝的交接区域采取三个方向上的局部加密,缝隙的入口与主流区吸力面固壁采用完全非匹配(Full-Non-Matching)方式连接,下图是抽气单通道网格示意图和静子尖部局部放大图。

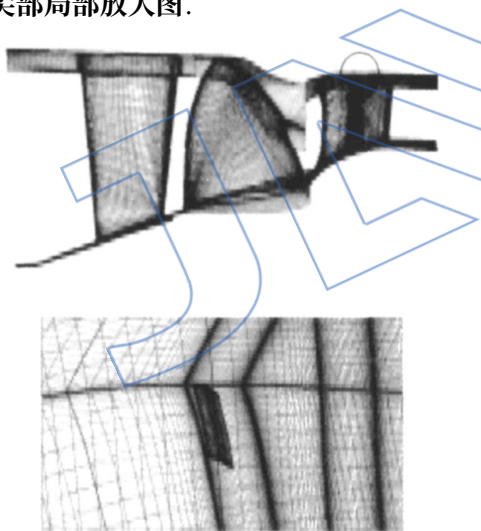


图10 网格示意图和静子尖部网格局部放大图

Fig. 10 Sketch of the mesh

2.2 计算模型和边界条件

本算例采用带壁面函数的 $k-\epsilon$ 模型计算特性曲线。边界条件的设置如下。主体部分:风扇进口给定总压、总温、进口气流角的分布采取轴向进气;出口给定轮毂半径处的静压,其他径向压力由径向平衡方程插值而得;固壁采用绝热无滑移条件;动叶给定转速 21 500 r/min。抽气模块网格出口给定平均静压,给定主流区背压和缝隙出口静压决定抽吸流量。

2.3 计算结果分析

2.3.1 不同叶高范围内的抽吸效果分析

考虑到抽吸效果以及叶片强度的要求,本文尝试了在静子叶片 65 % 弦向位置,全叶高开双排缝隙的工作,抽吸缝的长度为 5 mm,宽度为 0.5 mm,缝隙中心线与当地曲面切线方向成 30° 。图 11 是静子的几何模型图,右下角视图采取根、尖部抽吸的方案,缝隙长度为相对叶高的 15 % (约 9 mm)。

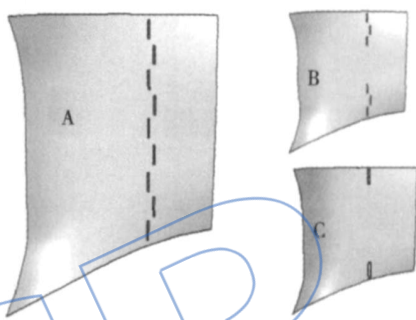


图11 65%弦向位置处沿展向高度不同抽吸缝

Fig. 11 Different slots of the spanwise at the chordwise of 65 %

图 12、图 13 的特性线(该部分所有特性线均以设计流量、效率、压比为参考,经过处理得到的相对值)可以看出,吸气可以推迟失速的发生,和原型(1.017 964)相比失速在更小的流量(1.008 612)下发生,吸气效果最好的 B 方式裕度比原型提高了 1.1 %;A 次之,裕度提高了 0.8 %;C 提高了 0.4 %。总之不管以何种方式吸气,其裕度和原型相比,都有所提高。

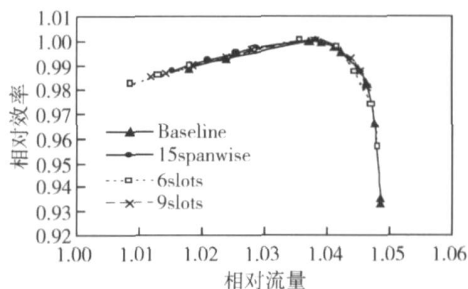


图12 不同展向吸气的相对效率流量特性

Fig. 12 Characteristic of the efficiency and massflow with differently spanwise suction slots

同时从图 14 的各种吸气方式下的近失速点吸力面的流线看出,其失速状态的流场结构基本一致,从而保证吸气后压气机在更小的失速流量下达到失速状态,基本上达到了延缓失速的目的,其中 A 方式还因为叶展中部的缝隙的存在,把主

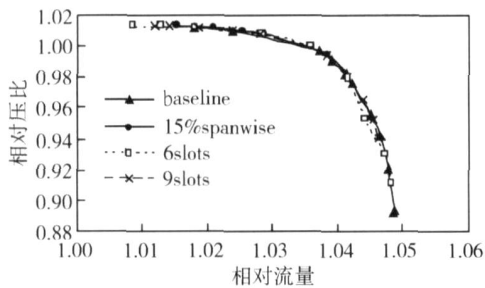


图 13 不同展向吸气的相对压比流量特性
Fig. 13 Characteristic of the pressure ratio and massflow with differently spanwise suction slots

流的流动略微吸走. 因此我们自然想到减少展向缝隙的个数, 把叶展中部缝隙去掉(即 B 方式), 进而在改为根、尖部抽气(C 方式).

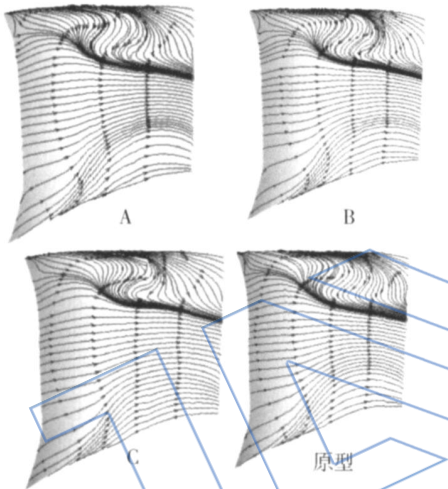


图 14 近失速点吸力面极限流线
Fig. 14 Stream lines of the surface near the suction surface at the stall point

图 15 中, (a) 图为原型的近失速点流动, (b) 图为 B 方式吸气后的大约同一流量下的流动显示, 70 %叶高以上范围内回流明显变弱.

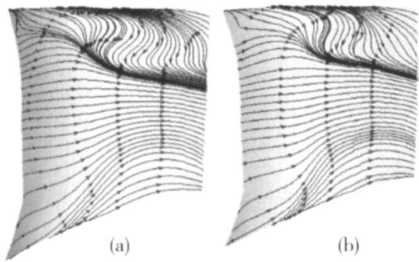


图 15 原型的近失速点吸气前后效果
Fig. 15 Stream lines of the surface near the suction surface at the stall point

下图 16 为设计点的吸气前后对比, 通过吸气将尖部的分离区内低能量的流体抽走, 通道内的

流动在更广的叶高范围内更加顺畅.

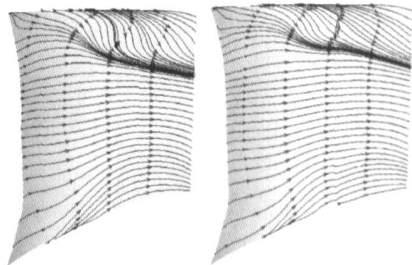


图 16 原型的近设计点吸气前后效果
Fig. 16 Suction and No Suction Comparison

2.3.2 吸气缝弦向位置对抽吸效果的影响

为了考察沿轴向不同的位置抽气对流场结构的改善, 本文分别在吸力面 36 %, 53 %, 65 % 相对弦长处(为了便于表述, 吸气方式沿弦向分别被命为 D, E, C), 叶根、尖部开 15 % 相对叶高长度的缝隙, 几何示意图 17.

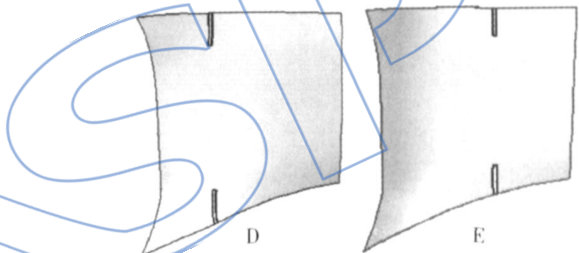


图 17 36 %和 53 %相对弦长开缝的几何示意图
Fig. 17 Sketch of the slot of 36 % and 53 % chordwise

如图 18 和图 19 所示, 原型的相对失速流量为 1.017 964, 吸气效果最好的 D 方式裕度比原型提高了 1.4 %, 失速流量下降到 1.006 556; E 次之, 裕度提高了 0.9 %; C 稍有改善, 提高了 0.4 %; 其效果都要优于原型.

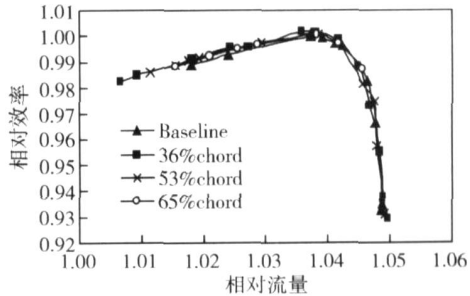


图 18 不同弦向位置吸气的相对效率-流量特性
Fig. 18 Characteristic of the efficiency and massflow with differently chordwise suction slots

图 20 表示在原型的失速点流动和在此失速流量下的各种吸气方式的效果, (a) 图为 36 %弦长, (b) 图是 53 %弦长, (c) 图为 65 %弦长位置吸

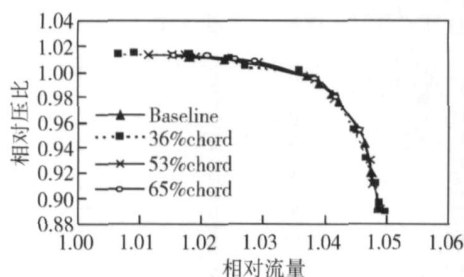


图 19 不同弦向位置吸气的相对压比-流量特性

Fig. 19 Characteristic of the pressure ratio and massflow with differently chordwise suction slots

气,与 d(图)的原型失速流动相比,吸气缝之前的流动几乎不受影响,在缝隙与叶背的交接面上,被抽掉的低能量流体变向流动以及掺混造成损失略有增加,但缝隙之后尖部流动得到明显改善,大部分叶高范围内的流动趋近于平缓.由于该静子叶片的最大弯度大致位于 35 %弦长处,这样在流经最大弯度以后更多的低能量流动被吸出,避免了低能流体的积聚,因此 D 效果最好,把失速点向小流量方向推迟,以达到了拓稳的目的,而 53 %和 65 %相对弦长的吸气,因其位置相对靠后,分离已经充分发展,此流量下的吸气作用已经不明显.和前部分研究的叶栅的吸气效果相似,即在流动即将分离的地方吸气效果最明显.

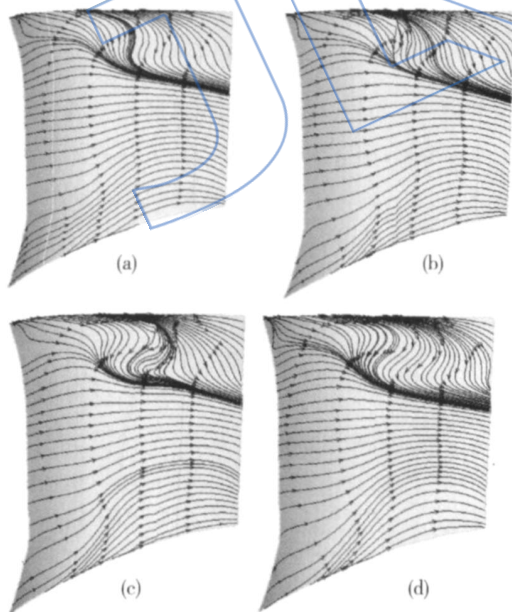


图 20 原型的近失速点吸气前后吸力面流线

Fig. 20 Stream lines near the suction surface at the stall

在近设计点,如图 21,流动的改善更加明显.对于本文所选的某轴流压气机而言,由于其在根部分离情况不是很严重,因此在以上的吸气计算

中,根部的吸气几乎不发挥作用,反而由于压差的存在,必然会导致部分的主流被排走,影响做功能力,因此在后续工作中,还可以尝试去掉根部的吸气装置.总之通过以上的数值研究,吸气对于裕度的提高或者分离的改善还是能够体现出其正效果的.

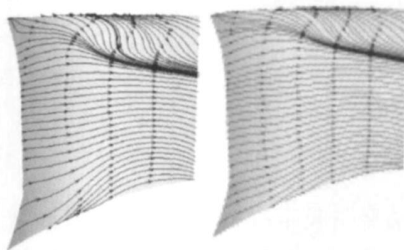


图 21 原型的近设计点 D 方式吸气前后效果

Fig. 21 Suction stream lines the results at the design point

3 结 论

通过对大弯度叶栅和某型号轴流压气机的吸气控制的数值模拟,进一步认识了抽吸气对流场结构和气动性能的影响,总结如下:

- 1) 吸力面边界层开缝吸气可将分离区域的低速流抽掉,降低了边界层分离带来的损失,同时降低尾迹的宽度和强度,使出口流场更加均匀,拓宽叶栅的稳定工作范围;
- 2) 针对该轴流压气机吸气研究表明,静子叶片吸气可以明显地改善失速点吸力面角区的流动状况;
- 3) 吸气效果受吸气的位置、缝隙宽度、长度及吸气量大小等因素的综合影响,针对压气机内部不同的流动状况,提出了不同的吸气措施,进而提高了压气机的失速裕度.

参考文献:

- [1] Carter C J. Aerodynamic performance of a high-turning compressor stator with flow control [C] // AIAA-2001-3973 37th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion-Conference & Exhibit Conference, Salt Lake City: Utah July 2001.
- [2] 王松涛,潜纪儒,冯国泰,等. 壁面吸气抑制分离减少流动损失的研究 [C] // 中国工程热物理学会 2004 年学术会议. 西安:中国工程热物理学会, 2004.
- [3] Schuler B J, Kerrebrock J L, Merchant A A, et al. Design, analysis, fabrication and test of an aspirated fan stage [R]. International Gas Turbine & Aeroengine Congress & Exhibition Munich, Germany May 8-11, 2000.
- [4] Rao N M, Feng Jinwei, Burdisso R A. Active flow control

- to reduce fan blade vibration and noise [R]. AIAA-99-1806, 1999 American Institute of Aeronautics & Astronautics
- [5] Bailie S T, Burdisso R A, Ng W F. Wake filling and reduction of rotor HCF using stator trailing edge blowing [R]. AIAA-2000-3101, 38th AIAA/ ASME/ SAE/ ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit Conference, Huntsville, AL : July 2000.
- [6] Vandeputte T W. Effects of flow control on the aerodynamics of a tandem inlet guide vane [D]. MS Thesis, Virginia Polytechnic Institute and State University, Blacksburg, VA : January, 2000.
- [7] Steinert W, Eisenberg B. Design and testing of a controlled diffusion airfoil cascade for industrial axial flow compressor application [J]. Trans. of ASME (A), J. of Turbomachinery, 1991, 113: 583-590.
- [8] 周海, 李秋实, 陆亚钧. 跨声风扇转子叶片抽吸气数值实验探索 [J]. 航空动力学报, 2004, 19 (3) : 409-412
ZHOU Hai, LI Qiushi, LU Yajun. Prospects of numerical analysis of an aspirated transonic fan rotor [J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19 (3) : 409-412.
- [9] 邓嵘, 顾春伟. 压气机级间抽气的数值模拟 [C] // 中国工程热物理学会 2006 年学术会议. 重庆: 中国工程热物理学会, 2006.