

边界层吹吸气对高负荷扩压叶栅性能的影响^{*}

周 杨, 邹正平, 刘火星, 叶 建

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083)

摘 要: 采用边界层流动控制能够有效抑制扩压叶栅的流动分离。以某大弯折角低稠度扩压叶栅为研究对象, 利用数值模拟手段研究了原型、叶片表面边界层单独吹气以及吹吸气相结合等边界层控制手段下的流场和叶栅性能变化情况。结果表明, 无论是单独吹气还是吹吸气相结合的边界层控制方法, 都能有效控制扩压叶栅中的边界层分离, 从而较大幅度地增大叶栅负荷, 并降低气动损失; 计算表明, 吹气和吸气的效果不尽相同, 且吹吸气口位置及吹吸气流量对边界层的流动亦有较为明显的影响。其中采用 1.7% 的吹气流量, 结合 1.38% 的吸气量, 可以使静压增压比提高 15% 以上, 而损失系数降低至原型的 20% 以内。

关键词: 压气机, 吹吸气⁺, 流动控制, 扩压叶栅⁺, 边界层, 流动分离

中图分类号: 231.3 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2007) 06-0647-06

Effects of co-flow jets in boundary layer on highly-loaded compressor cascade performance

ZHOU Yang ZOU Zheng-ping LIU Huo-xing YE Jian

(Coll. of Energy and Power Engineering, Beijing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract Separated flow can be efficiently controlled by the flow control technique of using co-flow jets. Numerical simulation on a highly-loaded low-solidity compressor cascade indicates that this method can significantly improve the cascade performance and increase the cascade loading coefficient and static pressure ratio as well as decrease the loss coefficient. Meanwhile, blowing near leading edge on suction surface shows better performance than suction near trailing edge. Both the position of the slots and the flow rate of co-flow jets affect flow field obviously. The static pressure ratio increases by 15% and loss coefficient decreases by 20%, with a blowing fraction of 1.7% and a suction fraction of 1.38% of the inlet mass flow.

Key words Compressor; Blowing and suction⁺; Flow control; Compressor cascade⁺; Boundary layer; Separated flow

1 引 言

在压气机设计中, 随着单级压比越来越高, 气动负荷越来越大, 吸力面边界层在强逆压梯度情况下容易发生严重的分离, 从而使得流动损失急剧增加, 同时大面积的分离还将对发动机工作稳定性产生很大的影响。如何控制压气机中边界层的流动分离已成为提高发动机性能的关键技术之一。

流动控制在外流如机翼边界层分离的控制中得到了较为广泛的应用, 典型的方法包括: 前尾缘处加转动圆柱的方法, 前尾缘切向吹气吸气的控制环量的

方法, 多段翼型设计方法, 射流方法以及等离子体控制方法等。其中迈阿密大学的查戈成等在边界层吹吸气流动控制方面进行了卓有成效的工作, 他们以 NACA2415 叶型为研究对象, 对该叶型吸力面做切削处理, 并在靠近前缘的切口处吹气, 靠近尾缘的切口处吸取同量的气体, 以实现零流量的流入。研究发现, 该方法可以大幅度提高高亚声速飞机的气动性能, 在很大的攻角下 (20°攻角) 也可以很好地抑制流动分离, 从而保持很高的升力^[1]; 他们的数值模拟和实验研究还表明: 即使很小一部分射流也能够使来流攻角范围增大 100% 以上, 最大升力增加 113% 以上,

* 收稿日期: 2006-11-29 修订日期: 2007-05-16

基金项目: 国家自然科学基金 (50546013); 北京航空航天大学蓝天新星计划资助项目。

作者简介: 周 杨 (1982—), 男, 博士生, 研究领域为流体机械。Email: zhybuaa@163.com

最小阻力减小 30% 以上^[2]。

在风扇/压气机中,通过吸除边界层内的低速流体或者往边界层内注入高能流体的流动控制方法同样可以较大程度地提高风扇/压气机的负荷水平,近年来已成为国内外研究的热点问题之一。

美国 VAATE 计划也将该方法作为风扇/压气机部件研究的一个重要内容。MIT 燃气涡轮实验室 Kerrebrock 领导的团队对风扇/压气机采用吸气法进行流动控制的机理和效果进行了一系列的研究,并取得了较为显著的进展^[3-6]。其中, Schuler 等以某一叶尖马赫数为 0.7、压比为 1.6 的单级压气机为研究对象,对在转子吸力面、静子吸力面、转子叶尖和静子叶根处吸气的流动控制方法进行了数值模拟与实验研究,结果发现,在转子和静子叶片上吸气量各为 1%、总吸气量为 4.7% 时,转子的效率可以达到 96%,整级效率达到 90%^[3];随后的实验研究发现该压气机在设计点效率达到 90%,非设计点也有较好的性能^[4]; Merchant 等对某一压比为 3.5、叶尖速度为 475 m/s 的单级风扇进行研究,通过在转子和静子吸力面吸除来流流量的 4%,在轮毂机匣处吸除来流流量的 3% 可以使得总效率达到 86%^[5];而且该风扇在非设计状态下也能有较好的性能^[7];而 Syracuse 大学的 Dang TQ 等人利用三维反问题方法设计了一个吸附式压气机叶片,通过表面吸气和叶型优化找到了提升设计点和非设计点性能吸气量的最小值^[8]。

国内也有不少单位开展了这方面的研究。哈尔滨工业大学的陈浮等以某一中等稠度的压气机为研究对象,通过在不同的位置采用吸气方法进行流动控制的研究找到了确定最佳吸气位置的判定原则^[8],并且对不同稠度的情况做了比较,结果显示,低稠度下的总压损失系数更小^[9];接着他们对采取附面层吸除技术的扩压叶栅进行了变冲角性能研究,结果表明叶栅性能的提高与吸气量、吸气位置、叶栅稠度和冲角范围等有直接关系^[10]。北京航空航天大学的郑新前等以某二维扩压叶栅为研究对象,研究了叶片前缘点附近周期性射流对非定常分离流的控制^[11]。

然而,目前在风扇/压气机流动控制中,大多数研究仍然采取单纯吹气或者吸气的流动控制方法,以增大气动负荷水平。相对而言,有关吹气吸气组合边界层控制的研究还较为少见。本文以某扩压叶栅为研究对象,通过吹气孔和吸气孔内的气流流动与主流流动的耦合计算,来考虑吹气吸气组合控制对叶栅内部流动及性能的影响,以及对吹吸气口位置、不同的吹气量

等参数的影响,并尝试探讨有可能达到的极限负荷。

2 物理模型和计算方法

本文以 NACA0012 叶型为研究对象,中弧线采用圆弧。考虑到气动负荷分布、加工工艺、强度等因素,本文叶型厚度及其分布规律等与常规叶型有所不同,如叶型中后部的加厚处理等。叶片弦长为 113.2 mm,为了实现高负荷叶栅,叶型弯角为 60°,稠度为 0.87,在小稠度情况下实现大的气流转折角,其气动负荷已超出传统叶栅的能力。为了实现如此高的气动负荷,本文采用吹吸气边界层控制方法。在叶型设计方面,参照查戈成等在翼型边界层控制中采用的方法对叶型吸力面进行了少量的切削,改型前后叶型对比示意图如图 1 所示,其中虚线所示为原型,实线为切削后的叶型吸力面吹气开口位置在 8% 弦长处,开口宽度为 0.96% 倍弦长;吸气位置分别在 52%, 73% 和 90% 弦长处,开口宽度为 1.12% 倍弦长。

采用 Numeca 商用软件,求解定常粘性的雷诺平均 N-S 方程,数值方法采用时间追赶的有限体积法,空间离散采用中心差分,时间离散应用四阶龙格-库塔方法,并采用多重网格技术加速收敛。湍流模型采用 S-A 模型。计算中,进口处给定来流总温、总压和气流角,通过调节出口背压保证叶栅前缘处马赫数不变。计算域取 6 倍弦长,栅前 1.5 倍,栅后 3.5 倍,采用 HOH 型网格,即包含叶片采用 O 型网格,进出口段采用 H 型网格,前尾缘附近的网格在图 1 中示出。二维计算网格总数在 26 000 左右, y^+ 值在 10 以内。数值模拟中叶型弦长 Re 为 1.5×10^6 。

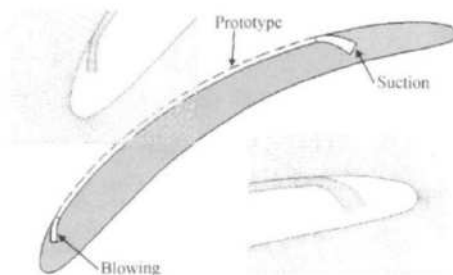


Fig 1 Schematic blade configuration and mesh near leading edge and trailing edge

3 计算结果和讨论

本文将从三个方面分析采用吹吸气流动控制方法对流场和扩压叶栅性能的影响,以探讨吸气量、吸气位置和吹气量对流场的影响以及吹吸气对叶栅工

作范围的影响。

3.1 吸气量和吸气位置的影响

首先对比分析了有无吹吸气, 以及不同吸气位置、不同吸气量下叶栅静压增压比、损失系数和叶栅抗分离能力的差异。计算了六种不同的情况, 它们分别为 Case1, 原型, 即没有采取任何流动控制, 叶型也没有做切削处理; Case2 前缘单独吹气; Case3 采用吹吸气并且吸气位置在 52% 弦长处; Case4 同 Case3, 只是吸气量不一样; Case5 采用吹吸气并且吸气位置在 73% 弦长处; Case6 采用吹吸气并且吸气位置在 90% 弦长处; 后五种情况下, 选择吹气位置都为 8% 弦长处。计算中, 不同情况下叶栅进口、吹气进口和吸气出口总温总压各自相同, 通过调节叶栅出口背压使得栅前马赫数一致。

表 1 给出了六种不同情况下吹气量吸气量占主流流量的百分比、叶栅的静压增压比 p_s , 气流总压损失系数 Y_p 以及扩散因子 D 的对比。在这六种情况下, 保持栅前马赫数基本不变, 约为 0.73 从表 1 中可以看到来流马赫数都在设计马赫数的 $\pm 0.2\%$ 以内。定义静压增压比为栅前静压与栅后静压之比, 总

压损失系数则定义为 $Y_p = \frac{p_{in}^* - p_{out}^*}{\frac{1}{2} \rho \cdot U_{ref}^2}$, 其中参考速度

取为栅前来流速度; 定义扩散因子为 $D = 1 - \frac{V_2}{V_1} + \frac{\Delta V_u}{2\tau \cdot V_1}$, 其中 V_1, V_2 分别为叶栅进出口速度, ΔV_u 为切向速度差, τ 为叶栅稠度。

从表 1 中可以看出, 在来流速度基本相同的情况下, 采取边界层吹吸气方法能够较大幅度地提高叶片负荷, 具体体现在叶栅静压比有较大幅度的提高, 最高可以增加 15%, 而扩散因子最大则可提高至 0.82 同时损失系数大幅度下降, 最高可以降至原型的 19%。采取边界层吹吸气方法能够较大幅度地提高扩压叶栅的性能主要在于, 沿与壁面平行的方向吹

气, 一方面能够增大叶型的环量, 另一方面在吹气的过程中输入的高能流体与主流边界层中的低能流体进行强烈的动量掺混, 使得吹气流中的能量能够较大部分地输入到主流边界层中, 提高了主流流体抵抗分离的能力, 从而提高叶栅性能。

总体上看, 采用单独吹气或者吹吸气相结合, 不同的吸气位置, 吸气流量都对叶栅性能有影响, 下面将具体分析各个不同的参数对提高叶栅性能的作用。

首先比较吸气量对流场和扩压叶栅性能的影响。对比 Case3 和 Case4 可以发现, 仅仅是吸气量从 1.38% 变化到 1.53% 的过程中, 静压增压比, 损失系数和扩散因子的变化幅度都很小; 而对比 Case4 和 Case5 可以发现, 在栅前马赫数、吹气量和吸气量基本一样的前提下, 不同的吸气位置对扩压叶栅的性能有较大幅度的影响。由此可以看到, 相对吸气量而言, 吸气位置对流动的控制作用更加明显。因而, 本节分析也将重点放在不同的吸气位置对流场性能影响的对比上, 下面重点分析吸气位置的影响。

在来流马赫数一定、吹气位置和吹气流量基本不变的情况下, 不同的吸气位置对流场的影响很大, 导致叶栅性能参数较大幅度的变化。对比三种不同的吸气位置 Case4, Case5, Case6 可以发现, 吸气口存在最佳位置, 该位置在流动分离点略微向后处 (即 73% 弦长处)。这是因为, 对于本文中的吹吸气口方向都是沿叶型切向的流动控制方法而言, 对叶型进行切削处理后, 吸气口与来流平行, 可以同时吸入边界层中一定厚度的低能流体, 这样吸气口开口位置在分离点稍靠后时, 一方面能够及时吸除主流边界层中的低能流体, 从而使得主流流体再附于壁面 (如图 2(a) 所示); 另一方面也可以使得吸气口后扩压段不至过长, 阻止流动再次分离。比较而言, 吸气口位置设置在分离区靠后的区域对流动的控制效果最差, 甚至与没有吸气相比性能没有太大提高, 负荷几乎没有增加。这一方面是由于在分离区中发生了回流 (见图 2

Table 1 Overall cascade performance

Case	Ma	p_s	Y_p	D	Blowing fraction	Suction fraction
1	0.731	1.158	0.0687	0.524	0	0
2	0.729	1.237	0.0425	0.666	1.74%	0
3	0.730	1.291	0.0192	0.773	1.72%	1.53%
4	0.731	1.287	0.0212	0.765	1.72%	1.38%
5	0.729	1.305	0.0128	0.820	1.73%	1.38%
6	0.729	1.246	0.0387	0.682	1.71%	1.00%

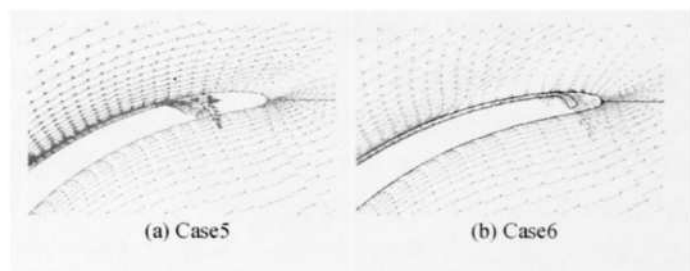


Fig 2 Vector line near trailing edge

(b)), 近壁处的流动方向与吸气口开口方向相反, 沿与流动相反的方向吸气, 损失增加, 吸气量减小; 另一方面, 分离区已经扩大, 控制流动并让流动再附变得困难。

表 1 给出的是不同情况下总体性能的对比, 现在对各种情况下的流动特点进行分析。图 3 中给出了五种不同情况下叶片表面等熵马赫数的分布 (对于 Case3 和 Case4 几何位置相同的情况没有都给出)。从图 3 中可以看出, 叶片前缘吸力峰较大, 最大马赫数都接近 1.4 这主要和前缘加速以及前缘喷气有关。对比全叶片表面的马赫数分布可以看到, 采取流动控制后, 马赫数的变化主要体现在两个方面:

其一是在全弦长范围内气动负荷上升。吸气位置不同, 压力面和吸力面压力值变化也有所差别, 当流动控制效果非常理想时, 叶栅的负荷水平提高的幅度最为显著, 其中负荷提升的主要原因之一是采取流动控制后气流能够折转的角度增大。

其二是叶片吸力面马赫数分布更为合理。原型吸力面中后部马赫数几乎为水平直线, 采取流动控制后, 吸力面马赫数在吸力峰后逐渐减小。主要原因是原型在吸力面中后部就发生了大尺度流动分离, 吸力面中后部叶栅扩压能力丧失, 在采取单独吹气或者吹吸气流动控制以后, 明显对叶栅吸力面的大尺度分离流动起到较好的抑制作用, 能够延缓甚至消除吸力面的大尺度分离。这一点从图 4 的流线条中也可以看出, 原型在吸力面中后部流动已经严重分离, 形成了大面积的低速区。采取吹吸气方法进行流动控制后,

尽管分离区依然存在, 但是分离点明显后移, 低速区范围明显减小。在吸气位置位于 73% 弦长处时, 流动控制基本达到了理想状态, 低速区仅在尾缘附近存在 (见图 4(d)), 这主要是由于尾缘太厚造成的。

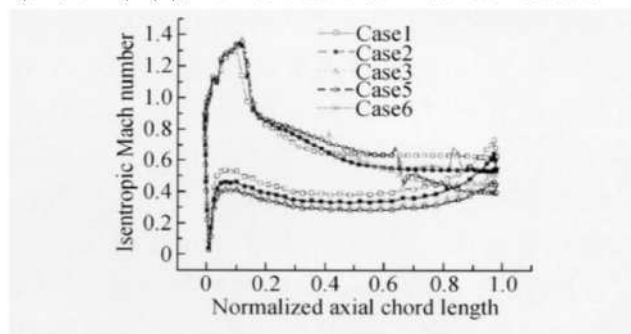


Fig 3 Isentropic Mach number distribution around blade surface

3.2 吹气量的影响

对比分析了在不同位置处吸气对流场和扩压叶栅性能的影响之后, 可以得出: 最佳吸气位置位于分离点稍偏后处 (约在 73% 弦长处), 并且吸气位置相对吸气量而言, 对流场分离的控制作用更为明显。下面将要分析在最佳位置处, 不同吹气量对流场和性能的影响。

图 5 给出了吸气口位置为 73% 弦长处时不同的吹气流量下静压增压比和损失系数的变化关系。从图中可以看到, 在来流速度和几何形状一定 (即吹气吸气位置一定) 的情况下, 吹气量存在着一个临界值 (本算例中吹气量为 1.61%), 当吹气量小于此值时, 吹气量的增大能够使得流动控制效果明显改善, 表现为静压增压比大幅提高, 损失系数大幅降低; 而当吹气流量达到临界值后, 吹气量的增大对流动性能的改善则非常有限, 如吹气流量从 1.61% 增加至 1.73% 时, 静压增压比仅增大 0.4%, 损失系数仅由原型损失系数的 16.6% 变化到 14.3%, 变化范围很小, 即意味着叶栅加功能力已经接近其极限负荷。

为了更好地了解不同吹气量造成的流场突变的

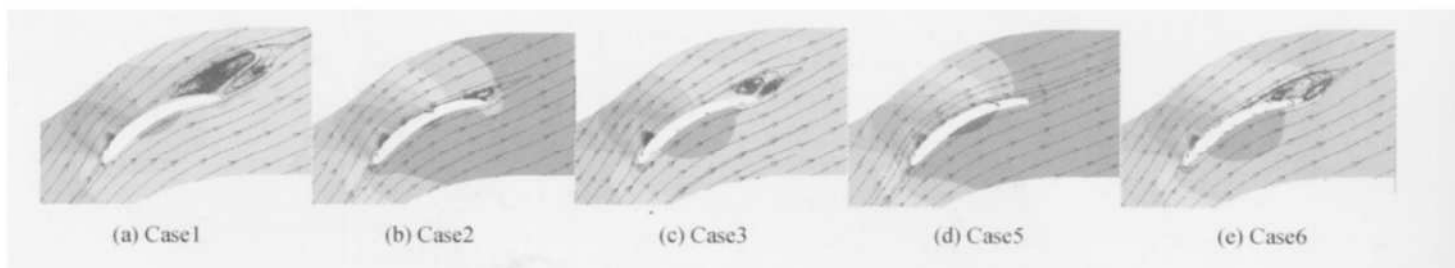


Fig 4 Stream line and Mach number contour

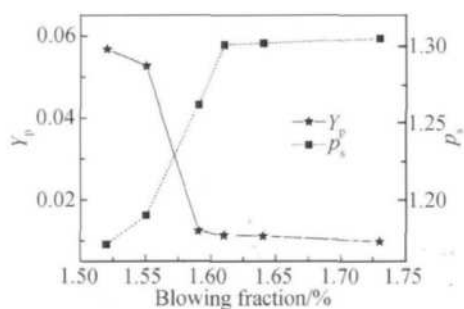


Fig 5 Static pressure ratio and loss coefficient due to different blowing fraction

原因,图 6给出了吹气流量分别为 1.61% 和 1.55% 时的马赫数等值线图。从图中可以明显地看到,吹气流量低时,通道中存在着一个较大的低速区,并且该低速区在 50% 弦长左右就开始产生,大面积的低速区主要是由于流动过早分离造成的,该低速区使气流转折角减小,叶栅中后部的扩压能力丧失;而在吹气流量高时低速区范围很小,只在靠近尾缘的地方出现,此时改变吹气量的大小仅对该低速区有一定的影响,叶栅的静压增压比和损失系数几乎没有变化(见图 5),这时叶栅负荷基本接近极限负荷。由此可见,在来流速度和几何一定的情况下,可以通过改变吹气量的大小控制分离点发生的位置。由于对一定的来流速度存在着最佳的吸气位置,因此,当几何固定时,在不同的来流速度下,可以通过改变吹气量来改变边界层分离的位置,从而使吸气口处于最佳位置处,达到最好的控制效果。

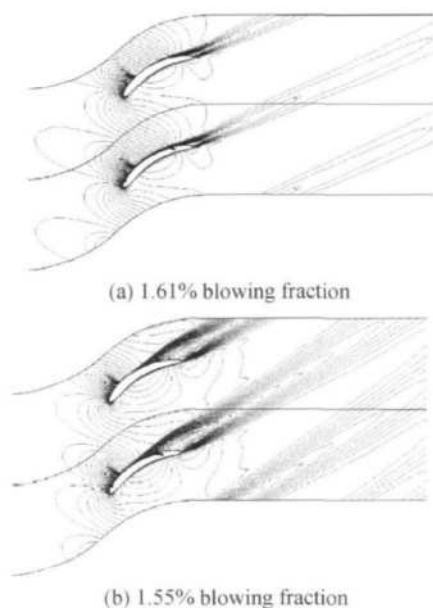


Fig 6 Mach number contours

3.3 吹吸气对叶栅工作范围的影响

采取吹吸气的流动控制方法不仅能够在栅前马

赫数相同时提高叶栅的静压增压比和降低损失系数,而且能够扩大叶栅的工作范围和提高叶栅在允许最大马赫数下的性能。表 2 给出了原型和采取吹吸气方法并且吸气口在 52% 弦长处两种情况下栅前能达到的最高马赫数以及叶栅在该马赫数下的静压增压比、损失系数和扩散因子的对比。由表 2 可知,在采取了吹吸气法进行流动控制后,可以允许来流具有更高的栅前马赫数,这样的优点即允许叶片具有更大的加功能力。

Table 2 Performance comparison at limiting inlet Mach number

	Ma	p_s	Y_p	D
Prototype	0.766	1.09	0.091	0.382
Blowing and suction	0.829	1.36	0.049	0.761

本文算例中在损失系数减小了 40% 的情况下静压比提高了 20% 以上,扩散因子更是由低于 0.4 提高至 0.76 气动负荷得到了大幅度的提高。马赫数的提高主要是由于采取流动控制以后大大减小了分离区的大小,对比图 7 中的两种情况可以明显看到原型的低速区从最大厚度处开始逐渐增大,直到扩展到吸力面的大部分通道,这主要是原型吸力面处出现了局部超音区,并且形成了激波,吸力面处的激波和边界层相互作用导致了激波-附面层干涉,并且形成了

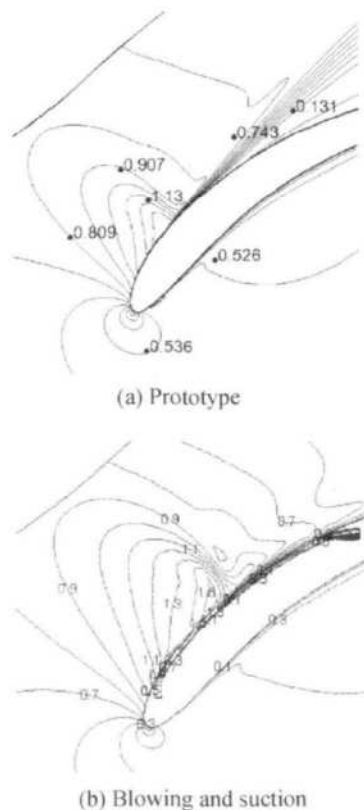


Fig 7 Comparison for Mach number

不可再附的边界层分离。采取流动控制后,虽然也有激波-附面层的干涉问题,但是输入的高能流体可以阻止边界层发生分离,低速区基本消除,这样就使得流通面积得以增加,从而提高栅前马赫数。但是栅前马赫数的提高也有一定的限度,一方面,吹气量超过临界值时,对流动的控制效果不再明显增强;另一方面,如图7所示,采取吹吸气流动控制措施后,在前缘吸力面处主流流动出现了较大面积的超声区域,在距前缘约30%处出现了较强的激波,激波强度若再增大,即使增大吹气量也不能控制住激波-附面层干涉引起的不可再附的流动分离。

4 结 论

本文以某一高负荷低稠度扩压叶栅为研究对象,对比分析了吸力面不同位置处吹吸气对流场的影响,得出如下结论:

(1)采用单独吹气或者吹吸气相结合的方法都能有效地延缓或者抑制吸力面发生的大尺度流动分离,较大程度地提高叶片的负荷并减小损失系数。在栅前马赫数相同的情况下,采取吹吸气方法可以使得静压增压比提高15%以上,扩散因子最大提高到0.82,损失系数降低至原型的20%以内。

(2)在吹气位置和吹气流量固定的情况下,吸气位置存在最佳位置,一般而言,在分离点稍偏后处吸气能达到最好的吸气效果。

(3)在吹气位置和吸气位置固定的情况下,不同的吹气量对流场的控制效果不同,吹气量存在临界值。当吹气量小于临界值时,吹气量的增加使得流场性能有较大的提高;而超过临界流量时,吹气量的增加对流场的控制效果不明显,叶栅性能提升的范围很小,加功能力接近极限能力。

(4)边界层的吹吸气法还能够有效地扩大叶栅的工作范围,使得允许通过的栅前来流马赫数提高,并且保持良好的叶栅性能。在本算例中,即使静压增压比提高20%左右,叶栅仍然保持较低的损失系数。

参考文献:

- [1] Zha G C, Paxton C. A novel airfoil circulation augment flow control method using co-flow jet [R]. *AAA* 2004-2208
- [2] Zha G C, Carroll B F, Paxton C D, et al. High performance airfoil using co-flow jet flow control [R]. *AAA* 2005-1260
- [3] Schuler B J, Kerrebrock J L, Merchant A A, et al. Design analysis fabrication and test of an aspirated fan stage [R]. *ASME* 2000-GT-618
- [4] Schuler B J, Kerrebrock J L, Merchant A A. Experimental investigation of a transonic aspirated compressor [J]. *Journal of Turbomachinery, Transactions of ASME*, 2005, 127(2): 340~348
- [5] Merchant A A., Drela M, Kerrebrock J L, et al. Design and analysis of a high pressure ratio aspirated compressor stage [R]. *ASME* 2000-GT-619
- [6] 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
- [7] Dang T Q, Van Rooij M P C, Larosiliere L M. Design of aspirated compressor blades using three-dimensional inverse method [R]. *ASME* 2004-GT-53679
- [8] 陈 浮, 宋彦萍, 赵桂杰, 等. BLS对压气机叶栅稠度特性影响之一: 吸气量及位置变化 [C]. 中国工程热物理学会, 热机气动热力学, 2004
- [9] 宋彦萍, 陈 浮, 赵桂杰, 等. BLS对压气机叶栅稠度特性影响之二: 稠度变化 [C]. 中国工程热物理学会, 热机气动热力学, 2004
- [10] 宋彦萍, 陈 浮, 刘 军, 等. 采用附面层吸除的扩压叶栅变冲角性能 [J]. *工程热物理学报*, 2006, 27(4).
- [11] 郑新前, 侯安平, 周 盛. 二维扩压叶栅非定常分离流控制途径探索 [J]. *力学学报*, 35(5).

(编辑: 郭振伶)