

文章编号: 1000-8055(2007)07-1093-07

超声速压气机转子叶片吸力面抽气抑制 附面层分离的机理

南向谊, 刘波, 靳军, 陈云永, 侯为民
(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 针对压气机叶片在高负荷及非设计工况下经常出现的附面层分离状况, 采用数值方法研究了叶片吸力面不同位置、不同吸气量时附面层抽吸对压气机转子气动性能的影响。数值结果表明: 抽吸位置对抽吸效果有重要的影响, 通过在分离区下游一定位置处抽吸, 能够很好的抑制附面层分离, 改善气流在大分离点处的剧烈变化, 减少流动损失, 使得级效率和压比均有显著的提高; 而在分离区上游或者分离区下游的较远处开缝抽吸, 则效果不理想。吸气量对抽吸效果也有一定影响, 存在一个最佳吸气量, 吸气量过大或者过小都会对结果产生不利影响。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 压气机转子; 附面层抽吸; 吸气位置; 吸气量

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Study of suppression boundary layer separation on the suction surface of supersonic compressor rotor

NAN Xiang-yi, LIU Bo, JIN Jun, CHEN Yun-yong, HOU Wei-min

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: To provide a further prospective of the boundary layer separation of compressor rotor under high load and off-design working conditions, numerical method was used to study the effects of boundary layer suction of compressor rotor at different suction positions and suction flow rates on the aerodynamic performance of rotor. The results show that the suction position has great effect on the suction result. The boundary layer separation on the suction surface can be suppressed effectively through suction in proper downstream separation section. And, the dramatic change of gas flow at the separation point could be improved with lower flow loss, while the stage efficiency and pressure ratio can be improved remarkably. The effect is unsatisfactory in the event of slotted suction far away from the upstream or downstream of separation point. As suction flow rate also has a certain influence upon the suction effect, either bigger or lower suction flow rate has adverse effect on the result.

Key words: aerospace propulsion system; compressor rotor; boundary layer suction; suction position; suction flow rate

在现代先进航空动力装置迅猛发展的今天, 发动机推重比逐年提高, 对航空发动机设计提出了更高的要求。压气机作为发动机的关键部件之

一, 在发动机轴向尺寸和重量上都占有较大比重, 因此, 改善压气机的性能对航空发动机的进一步改进起着举足轻重的作用。

收稿日期: 2006-06-12; 修订日期: 2006-11-18

作者简介: 南向谊, 男(1979), 陕西兴平人, 博士生, 主要从事叶轮机内流气动热力学方面研究, ly_oly_sj@mail.nwpu.edu.cn.

从1993年开始,美国空军科研局在麻省理工学院实施一项相关的叶轮机械研究项目,即进行先进的流动控制技术研究。NASA 格林研究中心与麻省理工学院合作,针对这一技术开展了系列研究工作,提出了吸附式风扇/压气机的概念,并进行了流动机理、设计技术和应用研究,并借助吸附式压气机试验件对这一设计技术进行了试验验证,结果表明在分离区吸除低能流体能够减小分离损失,提高流通能力及整个级的效率和压比。并设计了级压比高达3.5的单级压气机,通过计算分析证明方案是可行的^[1];同时还设计了压比为27的3级压气机。据文献[2]披露:吸附式压气机在F414发动机改进型中得到了应用,美国多用途经济可承受的先进涡轮发动机(versatile affordable advanced turbine engines (VAATE))计划中将吸附式压气机技术作为多用途核心机的关键技术之一。

1997年Reijnen在麻省理工学院完成了吸附式转子的抽吸试验研究^[3]。试验的结果是:进行附面层抽吸的叶片有更大的转折角和更高的总压比,相应的下游区有更高的效率。1998年,MIT进行了吸附式风扇的大尺寸模型验证^[4]。2002年12月Glenn研究中心成功的进行了一次吸附式风扇级的试验^[5],试验时转速的变化范围为:设计转速的0%~100%,流量的变化范围为:设计流量的0%~100%,级压比和流量与一个叶轮机械分析程序的预测结果吻合的很好,在相同的转速下,风扇级的压比比传统的高出50%。在叶片的气动设计和复杂的槽道抽吸孔位置确定方面是一个重大进展。

综上所述可以了解,吸附式风扇/压气机的研究具有非常重要的价值。同国外相比^[6,7],国内在这方面起步较晚,叶片表面抽吸气研究尚处于起步阶段^[8,9]。因此,需要在这方面进行更多的探索和试验。通过研究吸气位置、吸气量等因素对流场以及效率、压比的影响,探明抽吸气的机理,为设计更高性能风扇/压气机提供一条有益的途径。

1 附面层抽吸控制分离的机理

吸附式压气机的设计思想是:对限制一般非吸附式压气机性能的叶片和壁面附面层进行了控制。而且是对限制级性能的所有附面层进行控制,因此第一步就是要理解附面层吸除对叶片通道流动的影响。众所周知,附面层的严重分离会导致严重的流动损失,降低叶片通道的流通能力,使得气

流的偏转角变小,若附面层很好的附着在叶片表面上并且很薄,则气流的损失降低,气流偏转角增大,相应的压比会升高。

图1(a)所示的流动情况中,黑实线表示的是没有进行抽吸时边界层的发展情况,在 s_1 和 s_2 点应用抽吸,在下游导致了边界层动量厚度的下降。可以看到在抽吸孔下游,两种情况所对应的动量厚度的变化是不同的。在图1(b)所示的情况时,附面层附着和分离两种流动情况下抽吸孔后动量厚度的区别被放大了,此时,在分离区只需小量的低能流体吸除就可以很好的控制下游边界层的发展。

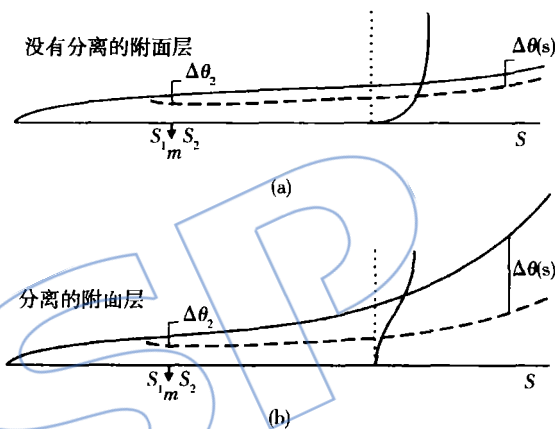


图1 抽吸对附面层发展的影响

Fig. 1 Effect of suction on boundary layer growth

2 数值算法及算例计算

采用商业软件 NUMECA 作为数值模拟工具,计算域网格由 AUTOGRID 生成。叶栅区域网格为O型结构网格,前后缘延长段网格为H型结构网格。径向、周向和轴向网格数分别为61,33和225。湍流模型采用B-L模型。研究对象为NASA-Rotor37。

计算中,相对进口马赫数1.3,进口总压101 325 Pa,进口总温288.2 K,轴向进气;出口给定平均静压110 000 Pa,此时叶片吸力面产生严重分离。为了便于对比抽吸和未抽吸的数值计算结果,两者采用相同的边界条件。

根据分离情况,附面层吸除采用在叶片吸力面中间至叶顶部分径向位置开缝,缝的宽度为两个网格宽度,占弦长的4.1%。将开缝区域作为出口边界对待,采用这种开缝方式虽与实际的情况有所区别,但是完全可以满足探索抽吸机理的要求。数值分析过程中取缝的径向位置从叶高的20%~75%,缝的轴向位置变化从弦长的40%~

90%, 吸气量由给定流量控制, 为了表示简便, 定义抽吸系数 S_c (Suction Coefficient) 为吸气量与总流量的比值.

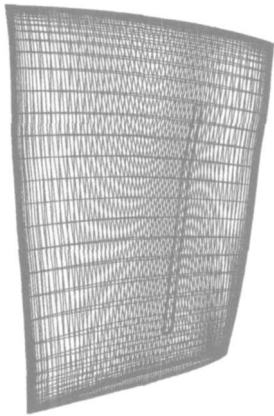


图 2 计算网格及表面开缝示意图

Fig. 2 Computed grid and suction slot



图 3 不同弦长位置开缝示意图

Fig. 3 Suction slot in different chord wise

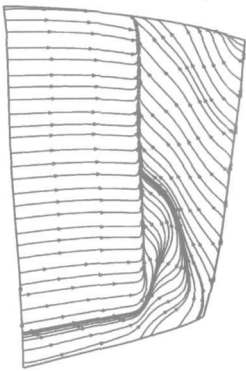
3 计算结果分析

本文通过在上述进出口边界条件下对 NASA Rotor37 进行了数值计算, 在没有进行抽吸的情况下计算结果为: 绝对总压比 1.992 9, 等熵效率 0.851 98.

3.1 叶片表面流动分析

图 4(a) 所示的是没有抽吸时叶片近吸力面极限流线. 从图中可以看到从近根部开始直到叶顶存在较大的分离区, 存在大范围的径向流动, 大约占整个叶片弦长的一半左右, 这必然会造成与端壁附面层的相互干扰而造成更大的分离损失和端壁损失; 同时在靠近根部的尾缘区域流动更为混乱. 从图 4(b) 可以看到, 在分离前后, 压力梯度较大, 造成流场变化比较剧烈, 导致很大的分离损失. 综合两幅图来看, 整个气流的流动情况比较

差, 这必然导致整个级效率下降、损失增大以及压比下降.



(a) 未抽吸时近吸力面极限流线



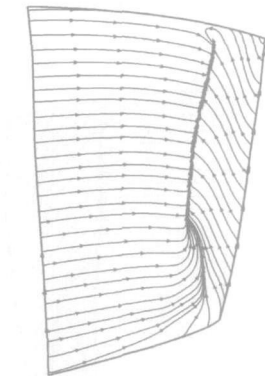
(b) 未抽吸时近吸力面压力等值线图

图 4 未抽吸时近吸力面极限流线及压力等值线分布
Fig. 4 Limiting lines and pressure contour distribution near the suction surface without aspirate

图 5(a) 所示的是 $S_c = 0.01$, 抽吸缝宽为弦长的 4.1%, 抽吸缝位于 80% 弦长处进行附面层抽吸后的叶片近吸力面极限流线分布. 与图 4(a) 相比, 整个叶片表面气流的径向流动得到了明显的改善, 气流径向流动的范围变得更小, 尤其是从叶中到叶根部分, 流动的改善很显著. 分离区域变小这一点从图 5(b) 也可以直观的看到, 同时气流在分离点前后的跳动幅度变小, 流场变化更为缓和. 综合两幅图可以看到, 通过附面层抽吸, 整个叶片表面的气流流动情况变得更趋合理, 流场改善相当明显.

通过上面四幅图的分析对比, 可以知道, 附面层抽吸对叶片表面附面层分离能够起到很好的抑制作用, 可以有效的控制附面层分离, 这对提高叶片通道的流通能力, 提高级效率和压比都有很大的正面效应, 是改善压气机性能的一项切实可行的措施.

下面详细讨论在叶片表面实施附面层抽吸后



(a) 抽吸后近吸力面极限流线



(b) 抽吸后近吸力面压力等值线图

图 5 抽吸后近吸力面极限流线及压力等值线分布

Fig.5 Limiting lines and pressure contour distribution near the suction surface with aspirate

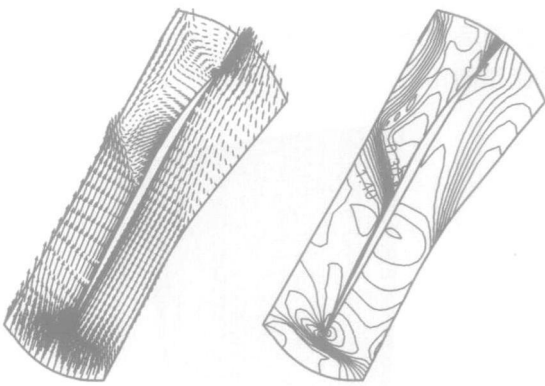
的结果,只取径向 83.3% 叶高截面为例,因为此截面处的分离比较大,能够直观清晰的观察到流场的细微流动结构,足以说明抽吸情况。

3.2 抽吸位置对抽吸效果的影响分析

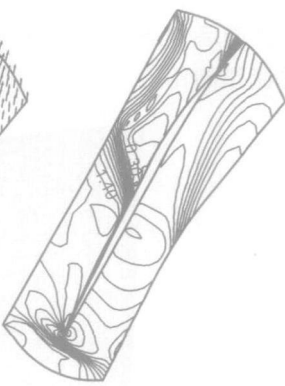
图 6 为未抽吸时计算的结果,图 7~ 图 9 均为 83.3% 叶高截面处, $Sc = 0.01$, 缝宽为弦长的 4.1%, 进行附面层抽吸的结果,下面详细分析抽吸位置对抽吸效果的影响:

图 6(a) 为未抽吸时 83.3% 叶高截面处 S_1 面的相对速度矢量图。从图中可看到在约 50% 弦长处附面层发生了严重的分离,叶片吸力面表面出现大范围倒流,这种倒流的情况一直延续到靠近尾缘处,同时通道激波从叶片前缘延伸到 50% 弦长处,附面层分离的发生导致马赫数从 1.46 降到了 0.3 左右,由图 6(b) 可观察到。同时由于分离产生大量低能流体,则会导致气流做功能力下降;激波与附面层相互干扰也必然会导致流动损失增加,而且激波的存在会使得流道的流通能力下降。

图 7(a) 为分离点前进行附面层抽吸后 83.3% 叶高处 S_1 面的相对速度矢量图。抽吸位置



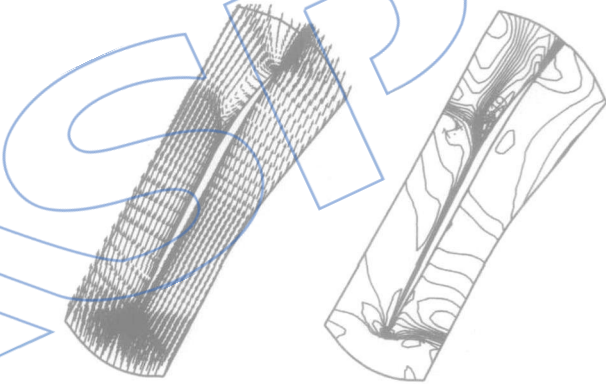
(a) 相对速度矢量图



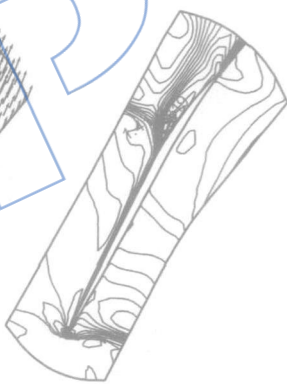
(b) 相对马赫数等值线图

图 6 未抽吸时 S_1 面相对速度矢量和马赫数分布

Fig.6 Relative velocity vectors and Mach number contour distribution on the S_1 stream surface without aspirate



(a) 相对速度矢量图



(b) 相对马赫数等值线图

图 7 分离前抽吸后 S_1 面相对速度矢量和马赫数分布

Fig.7 Relative velocity vectors and Mach number contour distribution on the S_1 stream surface as the suction position ahead of the separation

位于 40% 弦长位置。从图中可以看到在此位置进行抽吸后,分离点向叶片尾缘移动,分离区变小,大约占整个弦长的 1/3 左右,流动得到了一定改善,但是对分离没有起到很好的抑制,计算结果表明效率略有上升,压比下降。从图 7(b) 来看,在分离点附近流场变化剧烈。同时由于抽吸使得激波的位置随后移至 76% 弦长处。

图 8(a) 为近分离点前进行附面层抽吸后 83.3% 叶高处 S_1 面的相对速度矢量图。抽吸位置位于 55% 弦长位置。可以看到抽吸后的效果与在分离前进行抽吸的效果类似,在一定程度上改善了流动情况,但是并不令人满意,图 8(b) 所示的情况也说明了这一点。抽吸使得激波位置后移至

76% 弦长处, 但是激波强度没有太大变化.

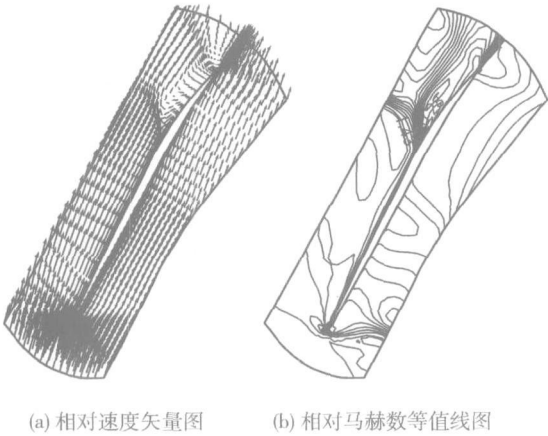


图 8 近分离点抽吸后 S_1 面相对速度矢量和马赫数分布

Fig. 8 Relative velocity vectors and Mach number contour distribution on the S_1 stream surface as the suction position near the separation

图 9(a) 所示的是在分离区 80% 弦长处进行附面层抽吸后 83.3% 叶高截面处的 S_1 面相对速度矢量图. 从图中可以直观的看到, 经过抽吸后靠近叶片吸力面的气流很好的附着在了叶片表面上, 如图 6 所示的大分离区基本消失, 消除了未抽吸前分离点附近的气流剧烈变化, 从图 9(b) 可以直观的看到, 这对减小流动损失极其有益. 抽吸后尾缘处的漩涡变的很小, 几乎消失, 气流流动性能得到了很大的改善. 激波结构改变使得大分离区得到有效控制, 这一点也从流场计算收敛后的结果得到了证实, 整个级的压比上升了近 1.3%, 效率上升了近 1.9%.

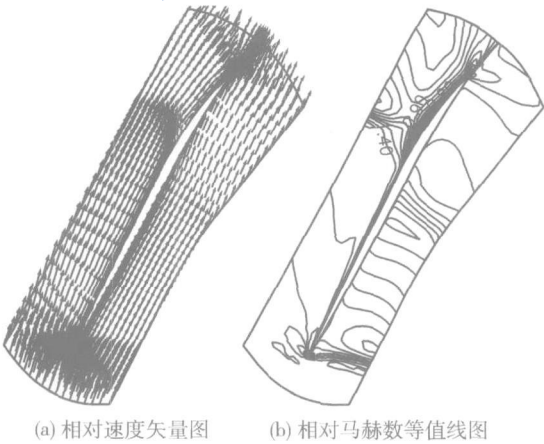


图 9 分离区抽吸后 S_1 面相对速度矢量和马赫数分布

Fig. 9 Relative velocity vectors and Mach number contour distribution on the S_1 stream surface as the suction position after the separation

通过分析, 抽吸缝位于 80% 弦长处时能够取得最佳抽吸效果, 此时压比和效率均有最大幅度的提高, 下面给出不同弦长处抽吸后级效率和压比的具体值及变化趋势 ($Sc = 0.01$):

图 10, 图 11 所示的是分别在 40%, 50%, 60%, 70%, 80% 及 90% 弦长位置处进行抽吸, 流场计算收敛后效率和压比的最终结果. 未抽吸时的效率和压比分别为 0.851 98 和 1.992 9, 即图中直线所示. 从图 10 中给出的计算结果来看, 存在大分离时, 只要在叶片表面进行附面层抽吸均能够使得效率有所增大, 但是在不同的位置抽吸, 效率增大的幅度不同. 而抽吸对压比的影响与效率不同, 在不合适的位置抽吸则会导致压比下降, 在分离点前或者近分离点后抽吸, 压比有所下降, 在距分离较远处进行抽吸压比会渐渐上升, 但是距离太远时, 则压比呈现下降的趋势. 综合来看存在一个最佳抽吸位置, 此时对效率及压比能够起到最大的正效果.

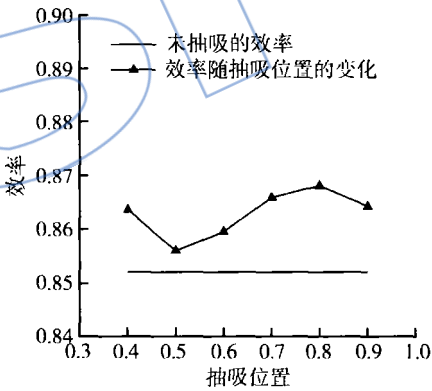


图 10 抽吸位置对效率的影响

Fig. 10 Effects of suction position on efficiency

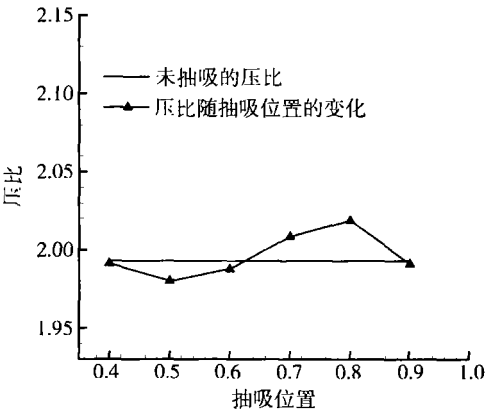


图 11 抽吸位置对压比的影响

Fig. 11 Effects of suction position on pressure ratio

3.3 吸气量对抽吸效果的影响分析

经过数值验算, 在同一抽吸位置处进行抽吸时, 不同的吸气量会导致不同的抽吸结果, 下面给出吸气量改变时效率和压比的变化趋势进行分析, 在此只列举抽吸位置在 80% 弦长处时吸气量对效率和压比的影响.

图 12, 图 13 所示的是在 80% 弦长位置处给定不同的吸气量时效率和压比的变化情况, 对应的抽吸系数分别为: 0.000, 0.003, 0.005, 0.006, 0.008, 0.009, 0.010, 0.020 及 0.030. 因为上面两图给定的都是在本算例计算条件下的最佳抽吸位

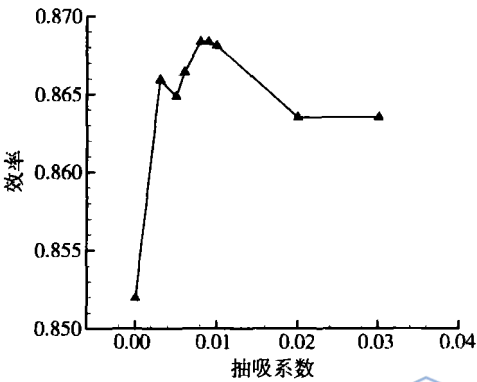


图 12 吸气量对效率的影响

Fig. 12 Effect of the suction flow rate on efficiency

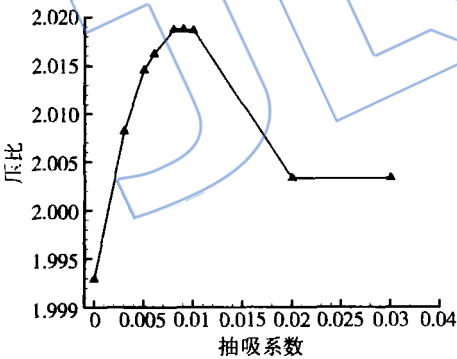


图 13 吸气量对压比的影响

Fig. 13 Effect of the suction flow rate on pressure ratio

置处抽吸后的效率和压比变化, 所以不管吸气量大小, 效率和压比均增大. 从图中可以观察到, 当吸气量较小时效率和压比也有所上升, 增大吸气量时, 效率和压比有更大程度的增加, 但是当吸气量增大到一定程度后, 效率和压比反而略有降低. 效率变化表现为在抽吸系数为: 0.008 和 0.009 时达到了最大, 当抽吸系数为 0.010 时开始下降, 继续增大吸气量, 效率下降的幅度变大, 吸气量增

加到一定程度时, 对效率不再有影响; 压比的变化表现为: 在抽吸系数为 0.008, 0.009 及 0.010 时达到了最大, 再增大时压比开始有所下降, 也是吸气量增大到一定值时压比不再变化. 两者达到峰值所对应的吸气量一致.

综上所述可以了解到, 在最佳抽吸位置对应着一个最佳吸气量, 此时对附面层分离的抑制效果最好, 损失减小最多, 效率和压比均有最大幅度的提高.

4 结 论

以 NASArot37 为研究对象, 大分离情况下在其吸力面上进行了开缝抽吸, 通过从贴近吸力面分离区下游合适位置吸除适量的低能流体, 有效改善了流动状况, 效率得到明显提高, 而压比的改善与否受抽吸位置影响很大.

(1) 抽吸的位置对抽吸效果有很大的影响, 只有在分离区下游一定位置处开缝抽吸, 才能够很好的抑制附面层分离, 从而改善大分离点附近的流场的剧烈变化, 附面层抽吸可以改变激波位置, 避免激波与附面层的相互干扰, 大幅度的减少流动损失. 在分离区上游或者分离区下游较远处开缝抽吸, 激波位置后移, 由激波引起的附面层分离得到一定的控制, 但不十分理想. 因此存在一个相对最佳抽吸位置. 同时, 缝的径向高度只需选取一合适高度即可达到良好的抽吸效果.

(2) 在最佳吸气位置对应着一个最佳吸气量, 此时分离得到很好的控制, 损失最小, 压比和效率均有很大提升. 吸气量过小, 对附面层的影响较小, 压比和效率的上升幅度较小; 增大吸气量, 能够取得更好的效果; 但是过大的吸气量并不会产生更好的抽吸效果, 此时效率和压比反而略有降低. 因为当附面层附着在叶片表面后, 附面层的动量厚度的发展主要由表面摩擦来主导, 因此应根据具体情况给定合适的吸气量.

参考文献:

[1] 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.

[2] Bolln G W Jr, Field K J, Burnes R. F414 Engine today and growth potential for 21st century fighter mission challenges[R]. ISABE 99 7113.

[3] Kerrebrock J L, Reijnen D P, Ziminsky W S, et al. Aspirated Compressors[R]. ASME 97-GT-525.

[4] Kerrebrock J L, Drela M, Merchant A, et al. A Family of

Design for Aspirated Compressors[R] . ASME 98 GT-198.

[5] Merchant A A. Aerodynamic design and performance of aspirated airfoil[R] . ASME Paper 2002-GT-30369.

[6] Schuler B J, Kerrebrock J L, Merchant A A. Experimental investigation of an aspirated fan stage[R] . ASME Paper 2002-GT-3370.

[7] Hubrich K, Bolcs A, Ott P. Boundary layer suction via a slot in a transonic compressor numerical parameter study and first experiments[R] . ASME Paper, GT2004-53758.

[8] 周海, 李秋实, 陆亚钧. 跨声风扇转子叶片抽吸气数值试验探索[J] . 航空动力学报, 2004, 19(3): 408-412.

ZHOU Hai, LI Qiushi, LU Yajun. Prospects of numerical analysis of an aspirated transonic fan rotor[J] . Journal of Aerospace Power, 2004, 19(3): 408-412.

[9] 宋彦萍, 陈浮, 赵桂杰, 等. 附面层吸除对大转角压气机叶栅气动性能影响的数值研究[J] . 航空动力学报, 2005, 20(4): 561-566.

SONG Yanping, CHEN Fu, ZHAO Guijie, et al. Numerical investigation of boundary layer suction in compressor cascade with large turning angles[J] . Journal of Aerospace Power, 2005, 20(4): 561-566.

