

文章编号: 1000-8055(2007)12-2036-07

吸附式压气机叶栅气动性能计算模拟研究

周正贵¹, 王传宝²

- (1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;
2. 中国航空工业第一集团公司 沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015)

摘 要: 为考察附面层吸附技术在压气机静子势流区叶型上的应用, 采用流场数值计算方法对吸气叶栅流场进行模拟. 结果表明: (1) 对于高亚声速压气机叶栅, 采用吸力面附面层吸除可提高叶栅的扩压度, 但不一定能减小流动损失. (2) 对于中亚声速压气机叶栅, 采用吸力面附面层吸除不仅可提高叶栅的扩压度而且能减小流动损失. (3) 如果叶片吸力面靠后缘处有流动分离, 吸气位置在分离区的上游较远处可抑制分离, 若在分离区附近可能不利于抑制流动分离.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 压气机; 叶栅; 吸附式; 附面层; 亚声速

中图分类号: V211.1+5

文献标识码: A

Investigation of aspirated compressor cascade flow fields using numerical simulation method

ZHOU Zheng gui¹, WANG Chuang bao²

- (1. College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. Shenyang Aeroengine Research Institute,
China Aviation Industry Corporation I, Shenyang 110015, China)

Abstract: To explore the application of boundary layer aspiration technology in compressor stator blade profiles of potential regions, the cascade flow fields were simulated numerically. The results indicate that: (1) for high subsonic inlet flow, the boundary layer in blade suction surface being aspirated can increase the cascade pressure rate and flow turning angle, but not always reduce flow loss; (2) for middle subsonic inlet flow, the boundary layer in blade suction surface being aspirated can increase the cascade pressure rate, flow turning angle and reduce flow loss; (3) if there is flow separation region in rear part of blade suction surface, the aspiration position located upstream far from the region can eliminate flow separation; but the separation region can not be eliminated if the aspiration position is near or within the region.

Key words: aerospace propulsion system; compressor; cascade; aspiration; boundary layer; subsonic

为了提高风扇/压气机性能可采取多种流动控制技术, 一种比较有效的途径是采用附面层吸附技术^[1]. 其方法是通过在转子叶片、静子叶片表

面以及上下环壁面开槽/孔, 从易发生分离区域(如转静子叶片叶背以及它们和上下环壁面构成的角区)将低动量气体吸出, 减薄附面层、抑制流

收稿日期: 2007-08-13; 修订日期: 2007-10-09

作者简介: 周正贵(1962), 男, 安徽无为, 副教授, 博士, 主要从事叶轮机气体力学研究.

动分离, 降低流动损失. 根据具体设计目标, 这项技术在风扇/ 压气机上应用主要有以下益处. (1) 保持风扇/ 压气机转速不变, 可提高叶片通道扩压度, 有效增加级压比. (2) 保持压比不变, 可加大叶片弯角, 降低转子转速. 转子转速降低可带来以下突出好处: (a) 大幅度降低气动噪声和转子振动; (b) 由于离心应力减小可降低结构强度要求. (3) 抑制喘振、扩大稳定工作范围.

Merchant 等^[2] 设计出单级风扇其转子压比达 3.4、级压比 3.0, 吸气量为进口流量的 3.5%; 通过试验和数值计算对该风扇气动性能进行了全面分析, 结果表明达到了设计目标、同时试验与计算吻合很好. Hubrich 等^[3] 在一跨声压气机叶片吸力面开吸气槽, 采用流场数值计算和环形叶栅实验研究表明, 当吸气量为压气机流量的 2% 时, 压气机压比和扩散因子增加约 10%, 并且稳定工作范围也相应增大; 同时表明在增压程度小激波前相对马赫数较大时, 吸气位置如果处于激波前超声区, 会增加激波前马赫数, 导致损失增加. Kirtley 等^[4] 为了达到低稠度设计, 对一低转速四级压气机试验器第三级静子叶片吸力面开吹气孔. 结果表明吹气量为压气机进口流量的 1% 时, 叶片数减少 30% 仍可保持压气机压比不变; 与同样叶片数不吹气比较, 吹气可明显提高压比、效率、增大压气机喘振裕度. Merchant^[5] 对吸附式控制扩散叶型压气机叶栅研究表明, 采用较少的吸气量(进口流量的 0.5% ~ 1.0%) 可达到扩散因子超过 0.7. 国内对吸附式压气机研究也做了大量卓有成效的工作, 如: 宋彦萍、陈浮等^[6] 对压气机叶栅的数值计算表明采用吸附技术可有效控制流动损失提高气动性能; 周海、李秋实^[7] 对

AST-2 跨声风扇转子叶片流场采用数值计算方法, 研究叶片表面开缝对其气动性能影响, 计算表明: 吸气量很小即可对转子的气动性能产生明显的正效果.

本文着重于吸附式技术在压气机/ 风扇静子势流区叶型上的应用研究. 根据工程实际中压气机/ 风扇静子进口气流速度范围并且考虑到势流区流动可近似看成二维, 针对中亚声速和高亚声速来流常规稠度和低稠度平面叶栅, 采用数值计算方法模拟吸力面附面层吸气叶栅流场, 研究吸气孔位置、吸气量对叶栅气动性能和流场的影响.

1 流场计算方法

计算采用任意曲线坐标系下的 N-S 方程; 有限体积法空间离散; 四步龙格- 库塔法时间推进求定常解; 紊流粘性系数采用 Baldwin Lomax 双层代数模型. 为了加快迭代过程收敛速度, 采用局部时间步长和残值光顺技术. 计算采用壁面正交 H 型网格(见图 1), 由于该网格型式在壁面处网格线有较好的正交性, 可提高计算精度, 同时便于代数紊流模型的应用.

本文计算在叶片表面吸气孔处边界条件处理参照文献[2-3] 方法确定. 具体实现过程如下: 吸气孔所在位置节点气体密度、压力和温度采用内点值线性外插求得; 近似假设流入小孔气流速度均匀分布, 根据给定的孔宽度、吸气方向和吸气量, 求出吸气孔处每个网格节点 x, y 方向分速度. 为了考查吸气孔处边界条件设置对计算结果的影响, 在吸气量一定时, 对吸气方向从 -60° (与壁面法线夹角) 到 60° 、吸气孔宽度从 0.5 mm 到 2.5 mm, 以及孔进口气流速度不均匀分布与均匀

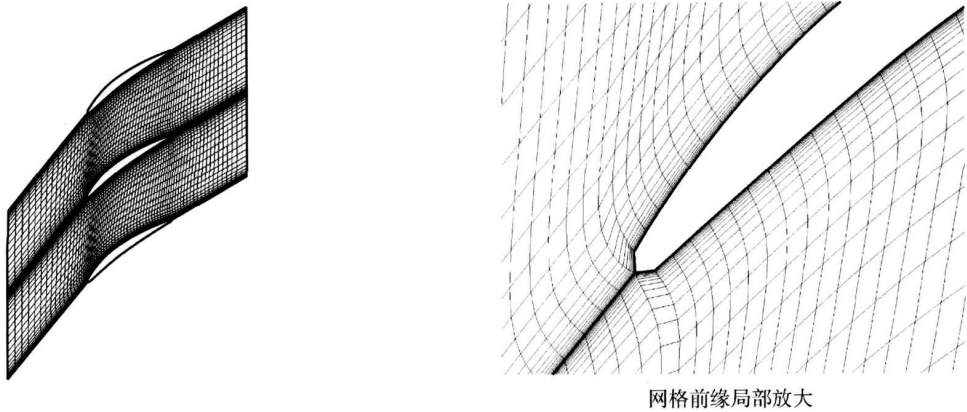


图 1 壁面正交 H 型网格

Fig. 1 H-type grid of orthogonally intersect at blade surfaces

表 1 叶栅主要几何和气动性能参数

Table 1 Main algebraic and aerodynamic parameters

叶栅编号	叶栅类型	叶栅稠度	进口马赫数	静压比/ 气流转角	总压损失系数
No. 1	常规稠度高亚声速	1.25	0.85±0.02	1.20/13.5°	0.062 0
No. 2	低稠度高亚声速	0.95	0.85±0.02	1.18/11.7°	0.072 9
No. 3	常规稠度中亚声速	1.25	0.50±0.02	1.07/17.5°	0.047 5
No. 4	低稠度中亚声速	0.95	0.50±0.02	1.05/15.5°	0.056 1

分布进行计算. 计算表明: 由于孔宽度小、吸气流量小, 以上吸气孔边界条件变化只对孔附近的局部流动有影响, 对叶栅总体性能参数(总压损失系数、压比、气流转角)的影响可忽略.

2 计算结果分析

为了对常规稠度和低稠度叶栅叶片吸力面吸气进行研究, 采用叶型自动优化设计软件^[8]分别设计出中亚声速和高亚声速叶栅. 在上述叶栅设计时, 对于中亚声速流, 设计目标为给定气流转角, 流动损失最小; 对于高亚声速叶栅, 由于流道内可能存在局部激波叶栅扩压由流道扩张和激波两方面形成, 设计目标为给定叶栅静压比、流动损失最小. 对所设计的中亚声速和高亚声速叶栅再减小叶栅稠度(稠度减小为原数值的 76%), 构成对应的低稠度叶栅. 四套叶栅主要几何和气动参数如表 1. 表 1 中进口马赫数通过出口反压调节得到, 因而难以达到完全等于给定值, 但保证其数值与给定值差不大于 0.02. 本文研究中以总压损失系数 ω 衡量流过叶栅流动损失.

$$\omega = \frac{p_1^* - p_2^*}{\frac{1}{2}\rho v_1^2} \tag{1}$$

上式中 p_1^* , $\overline{p_2^*}$, $\frac{1}{2}\rho v_1^2$ 分别为叶栅进口总压、出口平均总压和进口动压头. 由于抽气量占总流量小, 因此不考虑被抽走气流的能量对总压损失系数的影响.

图 2 为 No. 1 叶栅(常规稠度高亚声速), 吸气位置 $(X/B)_s = 0.1 \sim 0.9$ (弦长百分比) 范围内; 吸气量为 $C_m = 0.005, 0.01, 0.015$ (与叶栅进口流量比值) 时, 叶栅气动性能的关系曲线. 由图 2, 吸气量 C_m 越大, 总压损失系数 ω 越高、叶栅静压升 p_2/p_1 越大、气流转角 $\Delta\beta$ 越大. 因此对于高亚声速来流叶栅, 吸气不一定能使流动损失下降(见图 2(a)); 但可提高叶栅扩压度(见图 2(b)) 和气流转角(见图 2(c)). 由叶片表面等熵马赫数分布(图 3)可看出: 与没有吸气比较, 吸力面附面层吸

气可提高吸力面等熵马赫数, 即提高吸力面附近气流速度, 但对压力面流动影响较小. 实际上对于该叶栅流动, 吸力面吸气有两方面作用, 其一是

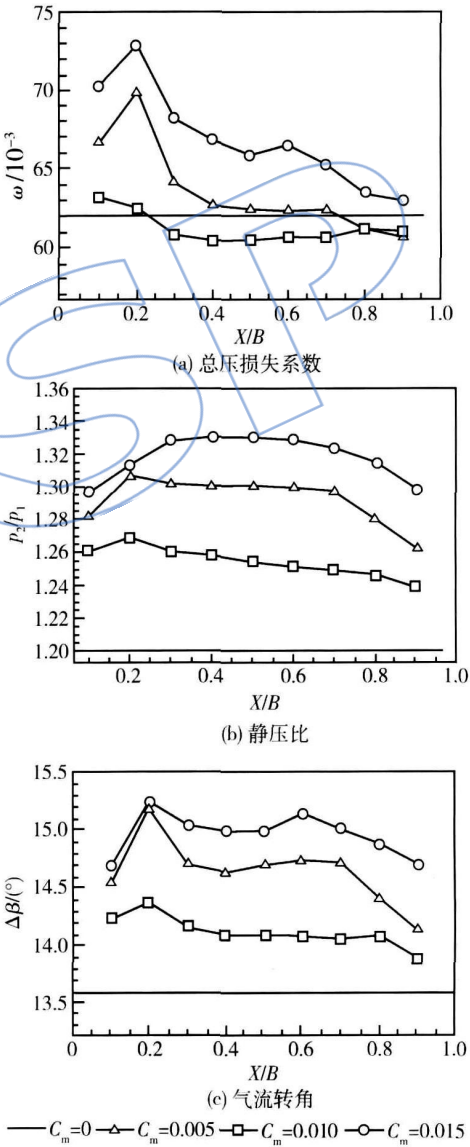


图 2 No. 1 叶栅吸气位置和吸气量对叶栅性能影响
Fig. 2 Cascade performance variation with location and mass rate of suction flow

增加吸力面局部激波强度增加压比同时增加流动损失(图 4 表明无吸气时, 叶片吸力面不存在激波, 但吸气后叶片吸力面产生局部激波); 其二是

将附面层低动量气体吸走,抑制附面层增厚减小流动损失和落后角进而增加气流转角. 因此吸气量增大,叶栅压比一定增大、气流转角也一定增大;但流动损失不一定减小. 对于 No. 1 叶栅,吸力面附面层吸气由于激波增强产生的流动损失增大大于附面层减薄流动损失的减小,因而在吸气位置一定时,吸气量越大损失越大.

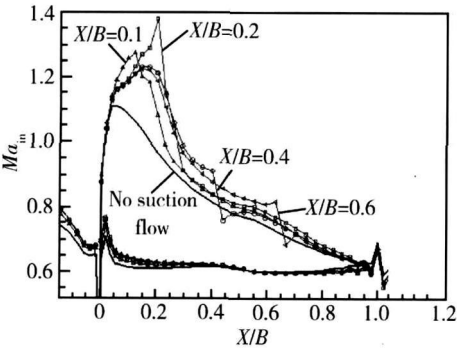


图 3 No. 1 叶栅叶片 $C_m = 0.01$ 表面等熵马赫数分布
Fig. 3 Mach number distribution of cascade No. 1 at $C_m = 0.01$

由图 2 还可看出: 对于一定的吸气量,总压损失系数在 $(X/B)_s < 0.3$ 时较高、在 $(X/B)_s > 0.3$ 时较低;叶栅静压升 p_2/p_1 先增大后减小. 对于该叶栅综合考虑流动损失和压升,吸气位置取在 $(X/B)_s = 0.4 \sim 0.6$ 较好. 由图 4(b) 和 (c),吸气位置在 $(X/B)_s = 0.1$ 和 0.4 时,激波位置 $(X/B)_{sw}$

大约都为 0.25 . 与吸气位置在激波后(图 4(c))相比,吸气位置在激波前(图 4(b))由于吸气对激波前气流加速作用大,激波强度增加幅度大;并且激波前附面层薄,所吸走的部份气体是势流区高动量气体,不能有效控制附面层增长. 因此有图 2(a) 和 (b) 结果: 吸气位置在激波前,总压损失系数较大压比较小. 但如果吸气位置过于靠后,由于附面层发展已近完成,吸气产生的对附面层抑制效果减小^[5]. 因此由图 2(b) 和 (c) 可看出在靠近后缘处,随吸气位置向后移,气流转角减小、增压比下降;而吸气位置偏后,流动损失略有下降(图 2(a)) 是因为产生的激波强度减弱.

图 5 为 No. 2 叶栅(低稠度高亚声速),无吸气和吸气量 $C_m = 0.01$ 、吸气位置在 $(X/B)_s = 0.2, 0.4, 0.7$ 时对应的流线和马赫数等值线图. 由图 5(a),由于叶栅稠度较大程度降低,叶片吸力面靠尾缘处产生流动分离. 图 5(b) 表明在远离分离区的上游吸气可消除下游流动分离;但在分离区附近和分离区内吸气不一定能消除流动分离(图 5(c) 和 (d)),关于吸气对流动分离的影响下面再作专门说明. 由图 6,对于该叶栅在任一位置吸气叶栅的损失都大于不吸气,但吸气也使叶栅气流转角增大、压比明显提高;由于靠叶片后部有流动分离,在激波后抽气不能有效控制分离,这样造成吸气量以及吸气位置的变化对总压损失系

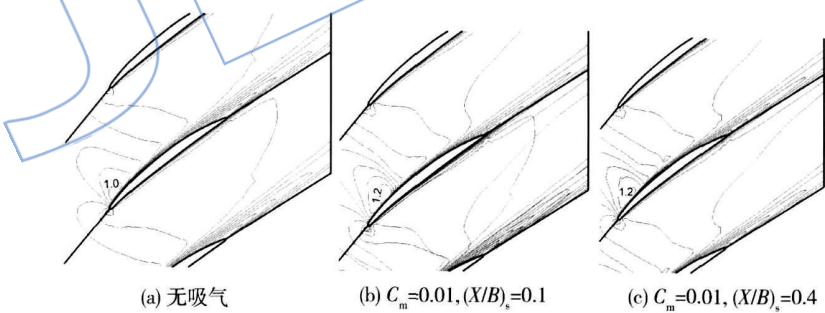


图 4 No. 1 叶栅马赫数等值线
Fig. 4 Mach number contour of cascade No. 1

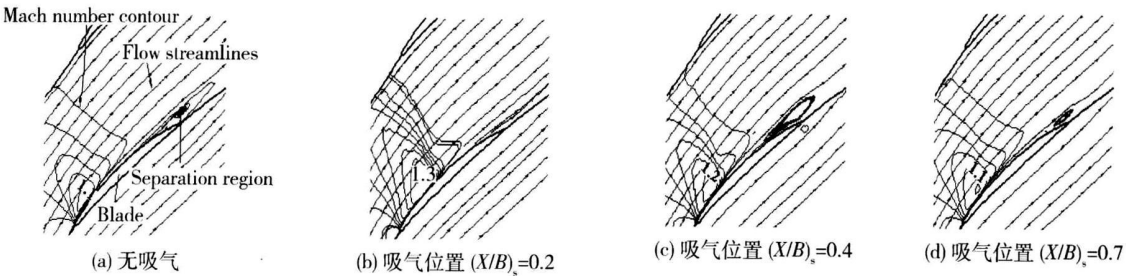


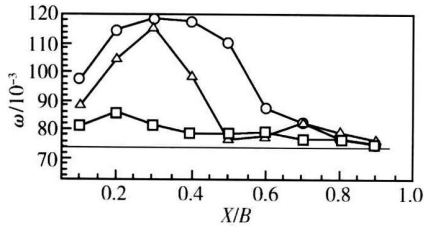
图 5 No. 1 叶栅流线和马赫数等值线图
Fig. 5 Streamlines and Mach number contours of cascade No. 1

数、静压比和气流转角影响较小。

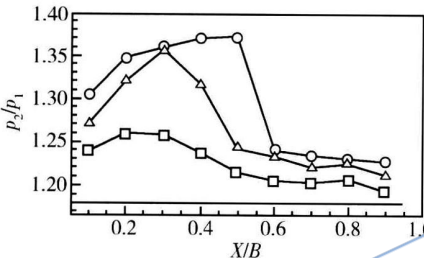
图 7 为 No. 3 叶栅(常规稠度中亚声速)叶片吸力面吸气量、吸气位置与叶栅总压损失系数、压比、气流转角关系曲线。对于该叶栅由于吸气使吸力面附近气流加速达不到局部超声,因而吸气量越大,附面层越薄,损失越小、气流转角越大、压比越大。但对于一定的吸气量,存在一损失最小的吸气位置,在此称为最佳位置 $(X/B)_{opt}$ 。这是因为沿

流程附面层厚度增加,吸气量较大吸气位置偏上游时有可能吸除一部份势流区气体;而吸气位置过于靠后,附面层发展已近完成,上述两种情况吸气均不能有效抑制附面层。

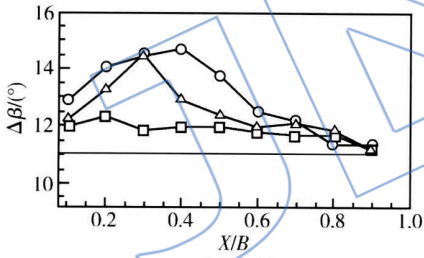
图 8 为 No. 4 叶栅(低稠度中亚声速)叶片吸力面吸气量、吸气位置与叶栅总压损失系数、压比、气流转角关系曲线。比较图 7 和图 8,吸气对 No. 3 和 No. 4 叶栅影响趋势一样,但影响程度有



(a) 总压损失系数

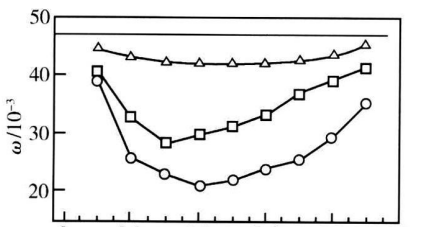


(b) 静压比

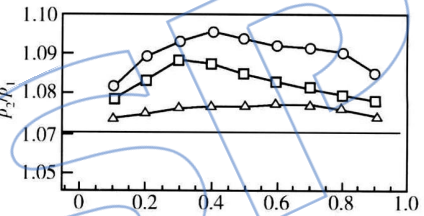


(c) 气流转角

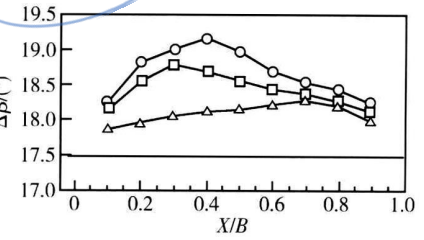
— $C_m=0$ — $C_m=0.010$
— $C_m=0.005$ — $C_m=0.015$



(a) 总压损失系数



(b) 静压比



(c) 气流转角

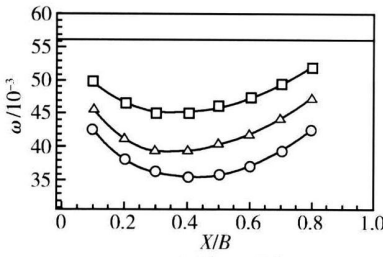
— $C_m=0$ — $C_m=0.01$
— $C_m=0.005$ — $C_m=0.015$

图 6 No. 2 叶栅吸气位置和吸气量对叶栅性能影响

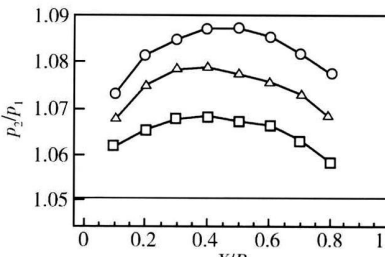
Fig. 6 Performance variation of cascade No. 2 with location and mass rate of suction flow

图 7 No. 3 叶栅吸气位置和吸气量对叶栅性能影响

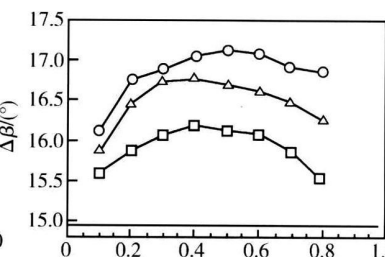
Fig. 7 Performance variation of cascade No. 3 with location and mass rate of suction flow



(a) 总压损失系数



(b) 静压比



(c) 气流转角

— $C_m=0$ — $C_m=0.010$ — $C_m=0.005$ — $C_m=0.015$

图 8 No. 4 叶栅吸气位置和吸气量对叶栅性能影响

Fig. 8 Performance variation of cascade No. 4 with location and mass rate of suction flow

区别. 如果以最佳吸气位置 $(X/B)_{opt}$ 性能参数比较, 可得表 2. 由该表可看出: 在小吸气量时 ($C_m = 0.005$), No. 4 叶栅吸气性能改善 (损失下降和气流转角增加) 好于 No. 3 叶栅; 但在吸气量较大时 ($C_m = 0.010, 0.015$) No. 4 叶栅损失下降幅度较小, 但气流转角增加幅度较大.

为了研究大正攻角有分离情况下吸气对叶栅气动性能影响, 对 No. 4 叶栅在吸气量 $C_m = 0.01$, 5° 攻角下给出叶栅流线图 (图 9). 由图 9 (a), 该叶栅在 5° 攻角下无吸气时叶片吸力面靠近尾缘处有小的局部分离, 分离起始于约 60% 弦长

处; 由图 9 (b), 吸气位于 $(X/B)_s = 0.2$ 处, 可使分离区消除; 由图 9 (c), 吸气位于 $(X/B)_s = 0.6$ 处, 分离区增大. 吸气位置在分离起始位置上游较远处时, 由于吸气使附面层减薄可抑制下游的流动分离. 但吸气处是一低压区, 对上游流动起加速作用, 对下游流动起减速作用, 因此在分离起始点附近和分离区吸气, 会增加分离区回流速度, 有可能使流动损失增加. 图 10 给出该叶栅无吸气和吸气位于 $(X/B)_s = 0.8$ 处, 局部流线比较. 此图清楚表明: 与图 10 (a) 无吸气相比, 由于吸气使下游分离区气流产生流向吸气孔的回流增加了分离范围 (图 10 (b)). 由图 11 (b) 可看出 $(X/B)_s > 0.4$, 吸气使总压损失系数不降反升; 由图 11 (a), 这时对应的气流转角也较小. 对三维压气机叶片通道角区分离, 较多研究结果表明, 在分离区上游靠近分离处吸气效果较好^[6]. 以上二维和三维流动关于吸气位置对控制分离效果差异表明, 本文针对势流区二维平面叶栅流动研究结果, 仅适用于对势流区流动分离控制; 不适用于压气机叶片通道上下环壁附面层区域的分离流动控制.

表 2 最佳吸气位置吸气效果比较

Table 2 Comparison of effects of suction at optimal location

吸气量	总压损失系数下降量/ %		气流转角增加量/ %	
	No. 3 叶栅	No. 4 叶栅	No. 3 叶栅	No. 4 叶栅
0.005	11.1	19.6	3.4	8.3
0.010	40.0	30.0	7.4	11.7
0.015	47.1	37.0	9.7	14.4

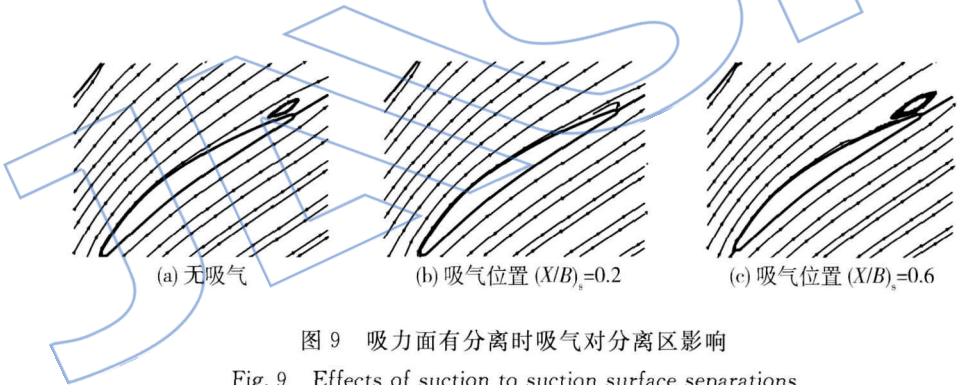


图 9 吸力面有分离时吸气对分离区影响
Fig. 9 Effects of suction to suction surface separations

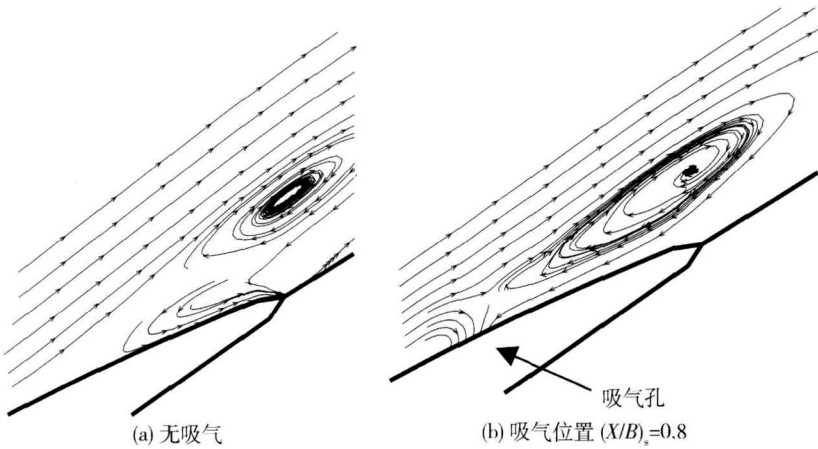


图 10 分离区附近局部流线图
Fig. 10 Streamlines near flow separation region

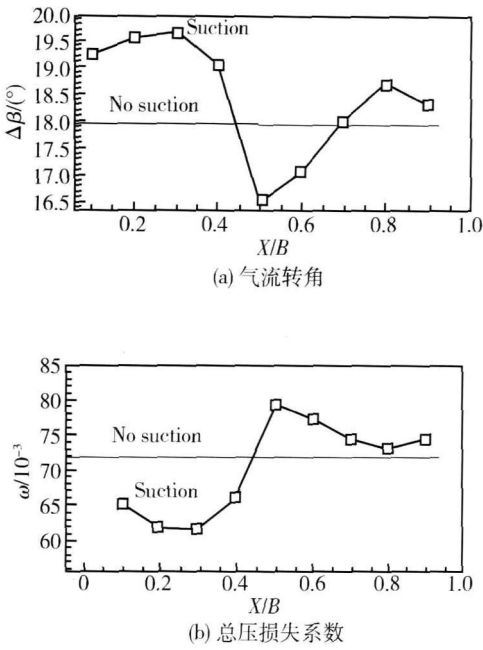


图 11 吸力面有分离时吸气对气动性能影响
Fig. 11 Effects of suction to performances when
there are separations in suction surface

3 结 论

- (1) 对于高亚声速压气机叶栅,采用吸力面附面层吸除可提高叶栅的扩压度,但不一定能减小流动损失;对于吸力面没有流动分离,吸气位置在激波后对降低流动损失提高扩压度有利;对于吸力面靠后缘处有流动分离,为抑制流动分离吸气位置应位于激波前.
- (2) 对于中亚声速压气机叶栅,无论是低稠度还是高稠度,采用吸力面附面层吸除都可提高叶栅的扩压度减小流动损失.
- (3) 对于二维叶栅流动,不论吸力面有无局部激波区,如果叶片吸力面靠后缘处有流动分离,吸气位置在分离区的较远上游可抑制分离,若在

分离区附近或在分离区内有可能不利于抑制流动分离.

参考文献:

- [1] 方昌德. 流动控制技术在航空涡轮推进系统上的应用 [J]. 燃气涡轮试验与研究, 2003, 16(2): 1-6.
FANG Changde. Application of flow control technology in aerengine propulsion system [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2003, 16(2): 1-6.
- [2] Merchant A, Kerrbrock J L. Experimental investigation of a high pressure ratio aspirated fan stage [J]. Journal of Turbomachinery, 2005, 127: 43-50.
- [3] Hubrich K, Bolcs P O. Boundary layer suction via a slot in a transonic compressor numerical parameter study and first experiments [R]. ASME GT 2004 53758, 2004.
- [4] Kirtley P G , Graziosi P, Wood P, et al. Design and test of an ultralow solidity flow-controlled compressor stator [J]. Journal of Turbomachinery, 2005, 27: 689-698.
- [5] Merchant A. Aerodynamic design and performance of aspirated airfoils [J]. Journal of Turbomachinery, 2003, 125: 141-148.
- [6] 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): 562-566.
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): 562-566.
- [7] 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): 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.
- [8] 周正贵. 高亚声速压气机叶片优化设计 [J]. 推进技术, 2004, 25(1): 58-61.
ZHOU Zhenggui. Optimization of high subsonic axial compressor blades [J]. Journal of Propulsion and Technology, 2004, 25(1): 58-61.