

文章编号: 1000-8055(2007)08-1365-06

吸附式跨声速压气机叶栅流场数值模拟

葛正威¹, 葛治美³, 朱俊强¹, 张宏武¹, 黄伟光¹, 杜 辉²

(1. 中国科学院 工程热物理研究所, 北京 100080;

2. 沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015;

3. 驻沈阳黎明发动机制造公司军事代表室, 沈阳 110043)

摘 要: 使用 MISES 程序数值模拟了跨声速吸附式压气机叶栅流场, 重点研究了吸气量和吸气位置对跨声速压气机叶栅气动性能的影响. 结果表明, 叶栅来流马赫数和方向一定时, 吸气位置和吸气量是相互关联的关键参数, 不同的吸气位置对应着不同的最佳吸气量, 且随着吸气位置向后缘远离激波, 最佳吸气量呈逐渐增大之势. 从吸气对叶片吸力面边界层的影响效果分析, 理想的吸气位置应该是在靠近激波后附面层发展到一局部极大值即将进入过渡段的位置附近.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 跨声速; 吸附式; 吸气量; 吸气位置; 叶栅

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Numerical investigation of boundary layer suction in an axial transonic compressor cascade

GE Zheng-wei¹, GE Zhi-mei³, ZHU Jun-qiang¹, ZHANG Hong-wu¹,
HUANG Wei-guang¹, DU Hui²

(1. Institute of Engineering Thermophysics,

Chinese Academy of Science, Beijing 100080, China;

2. Shenyang Aeroengine Research Institute, Shenyang 110015, China;

3. The Customer Representative of Liming Engine
Manufacturing Corporation, Shenyang 110043, China)

Abstract: Based on the numerical investigations on the performance of an axial transonic compressor cascade with different suction slot locations and suction mass-flow, it has been shown that for a given inlet Mach number and flow angle, there exist an optimal suction mass-flow corresponding to the suction slot location. And the optimal suction mass-flow increases as the suction slot moves far from the shock location towards the trailing edge. The perfect suction slot location should be at the beginning of the transition region where the boundary layer thickness has developed to a local maximum value downstream of the shock.

Key words: aerospace propulsion system; transonic; suction; suction mass-flow coefficient; suction slot location; cascade

高推重比航空燃气轮机的关键技术之一就是高效、高负荷压气机的设计. 由于高负荷压气机叶栅槽道内存在强的逆压力梯度, 易于导致叶片吸力面尾缘附面层的分离. 流动控制技术, 正成为空

气动力学发展的前沿技术, 为高效、高负荷压气机的设计带来了重大变革^[1]. 美国 IHPTET 计划在压气机设计方面的主要标志性成果之一, 就是由 MIT 的 Ali Merchant 为主完成的单级吸附式跨

收稿日期: 2006-07-19; 修订日期: 2006-10-12

作者简介: 葛正威(1982-), 男, 福建上杭人, 硕士生, 研究方向: 动力机械与工程, E-mail: zhgwge04@mails.gucas.ac.cn, 电话 010-82543084.

声速压气机.在设计点附近,实测总压比为 3.2,设计转速线上最高效率接近 88 %^[2].

MIT 的 Kerrebrock 于 1980 提出了用附面层吸气控制技术来提高轴流压气机叶片负荷的设计理念,其后 Reijnen 等人实验证实吸气能够提高气流的偏转角和静压升,延迟转子中旋转失速区域的形成^[3]. Schuler 和 Merchant 等人用 MISES 程序设计并实验验证了具有高性能和高负荷的吸附式压气机级,提出了一个较为系统的吸附式压气机叶型设计方法.在动叶叶尖速度 229 m/s 时,达到了 1.6 的总压比和 94 % 的效率;在动叶叶尖速度 457 m/s 时,达到了 3.4 的总压比和 89 % 的效率^[4].国内对吸附式压气机的研究尚处于起步阶段.在数值模拟计算方面,哈尔滨工业大学的宋彦萍和陈浮等人对某大转角亚声速吸附式压气机叶栅,采用 Fluent 软件进行了数值模拟^[5].通过对不同吸气位置和吸气量等吸气参数下压气机性能的数值分析,获得了在小吸气量下存在最佳吸气位置,大吸气量下气动参数变化对吸气位置不敏感的重要结论.北京航空航天大学的周海等人也对跨声速风扇转子叶片 ATS-2 进行了抽吸气数值模拟探索,结果表明在分离区即将扩大位置处进行吸气,效果是最理想的^[6].从已有的研究结果可看出,不同的吸气参数,尤其是吸气量和吸气位置,将影响着吸附式压气机的气动性能.在跨声速叶栅流场中,由于激波的存在,吸气参数对压气机气动性能的影响是和激波密切相关的.因此,本文将重点研究在跨声速压气机叶栅中,吸气位置与吸气量对叶栅性能的影响及其物理机制,为后续的吸附式跨声速压气机叶型设计提供必要的技术储备.

1 数值模拟方法

本文采用 MIT 的 MISES 程序,针对设计叶

型数值模拟了跨声速压气机叶栅内部的粘性流动.在 MISES 程序中,按照位移厚度,把流场分成边界层内粘性流场和边界层外无粘流场两个区域,进行耦合迭代计算.无粘流场区域按照网格设定要求生成流线型网格,求解无粘欧拉方程组;粘性流场区域通过边界层内的积分方程组及边界上的速度分布,求出位移厚度分布,从而按照此位移厚度重新划分无粘区域和粘性区域,迭代求解,直至收敛.所求解方程组具体为

$$\text{连续性方程: } \delta \dot{m} = 0 \quad (1)$$

$$\text{能量方程: } \delta I = 0 \quad (2)$$

$$\text{动量方程: } \oint_{\partial V} (\rho \mathbf{q}) \cdot \mathbf{n} dA = - \oint_V \mathbf{f} dV \quad (3)$$

$$\text{其中 } \mathbf{f} = \boldsymbol{\Omega} \times \boldsymbol{\Omega} \times (\boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{r}) + 2\boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{q}$$

卡门动量积分方程:

$$\frac{1}{\theta} \frac{d\theta}{ds} = \frac{1}{\theta} \frac{C_f}{2} - (H + 2 - Ma_e^2) \frac{1}{u_e} \frac{du_e}{ds} \quad (4)$$

能量积分方程:

$$\frac{1}{H^*} \frac{dH^*}{ds} = \frac{1}{\theta} \left(\frac{2C_D}{H^*} - \frac{C_f}{2} \right) - \left[\frac{2H^*}{H^*} + 1 - H \right] \frac{1}{u_e} \frac{du_e}{ds} \quad (5)$$

叶栅来流马赫数给定为 1.2,进气角 $\beta = \arctan(S_1) = 53.67^\circ$.在吸力面不同吸气位置处开设吸气槽,数值模拟多种吸气量下的流场情况,分析吸气位置和吸气量对流场的影响.网格总数为 396×24 .初始网格和收敛网格分别如图 1 所示.

初步的数值分析表明,吸气量为零(未吸气)时激波位置位于叶片吸力面表面弧长 $s/s'_{\text{side}} = 0.34$ 位置处.本文中具体讨论的吸气位置 $s'_{\text{beg}}/s'_{\text{side}} \sim s'_{\text{end}}/s'_{\text{side}}$ 包括以下几组:0.36~0.38,0.38~0.40,0.40~0.42,0.48~0.50,0.58~0.60.所讨论的吸气量 $C_q = \dot{m}_{\text{suct}}/\dot{m}$ 包括以下几组:0.005,0.01,0.015,0.02,0.025,0.03,0.035,0.04.

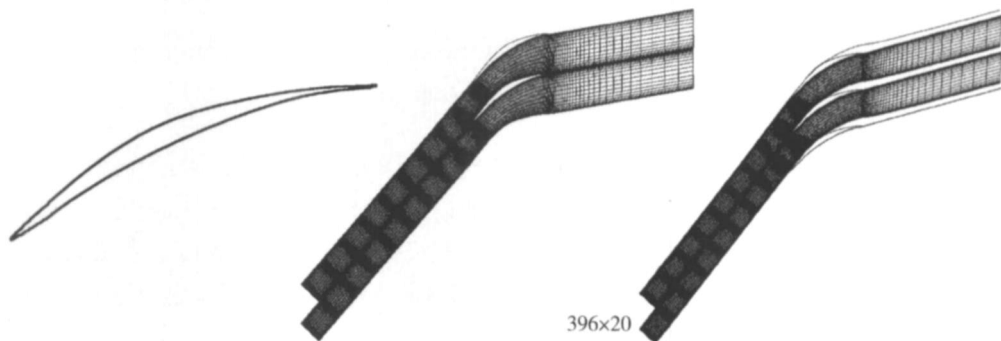


图1 叶型、初始计算网格和不吸气计算收敛后网格

Fig. 1 Blade, initialized mesh and converged state mesh without suction

2 数值模拟结果及分析

叶型损失系数 (profile loss coefficient) 定义为 $\omega = \frac{p_{02}^{isen} - \bar{p}_{02}}{p_{01} - p_1}$; 流动偏转角 (flow turning angle) 定义为 $\Delta\beta = \beta - \beta_2$, 其中进气角 $\beta = \arctan(S_1)$, 出气角 $\beta_2 = \arctan(S_2)$.

从图 2 和图 3 可以看出, 随着吸气量增加, 叶型损失在 0.015 吸气量下达到最小值, 此时对应的气流偏转角和静压升达到最大值; 此后随着吸气量进一步增大, 叶型损失增大, 而气流偏转角和压升减小. 这表明, 在某一吸气位置下, 存在一个最佳的吸气量. 该吸气量对应着最大压升, 最小叶型损失以及最大气流偏转角. 超过该值, 再增加吸气量, 并不能达到理想的流动控制效果.

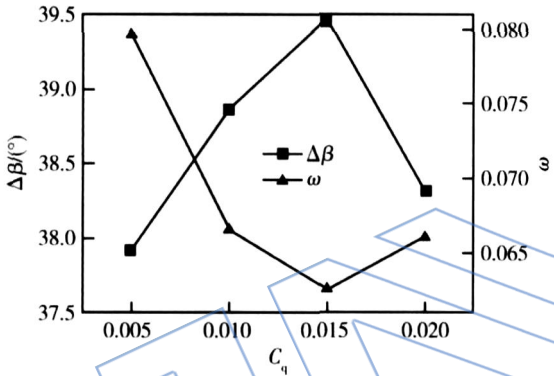


图 2 不同吸气量下总压损失与气流偏转角分布 (吸气位置 0.38~0.40)

Fig. 2 Distribution of profile loss coefficient and flow turning angle with different suction mass-flow coefficients (slot location 0.38~0.40)

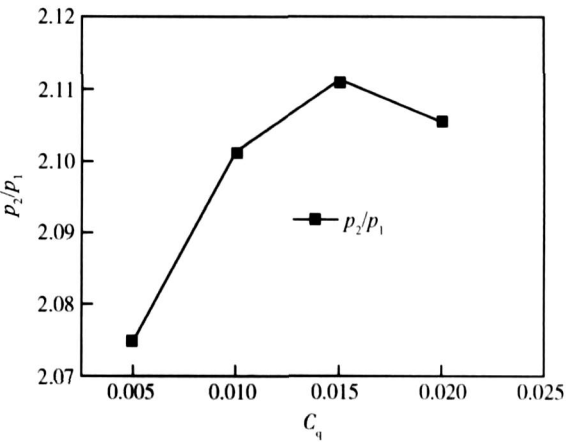
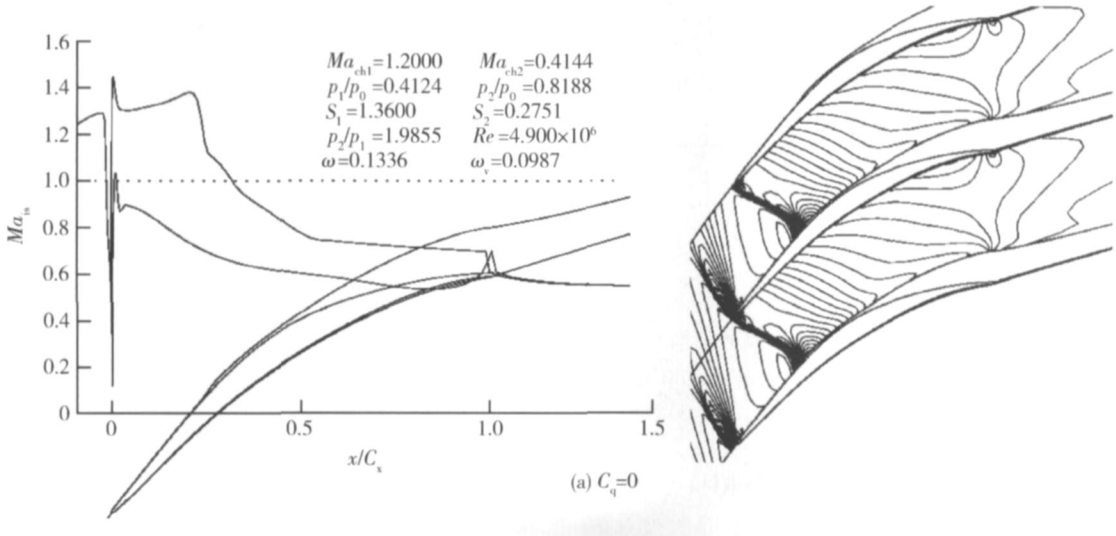


图 3 不同吸气量下压比分布 (吸气位置 0.38~0.40)

Fig. 3 Distribution of static pressure ratio with different suction mass-flow coefficients (slot location 0.38~0.40)

从图 4 中可见, 随着吸气量的增加, 边界层逐步被重新吸附到叶型表面. 在最佳吸气量 0.015 情况下, 边界层基本完全贴附到叶型表面, 而吸气量大于最佳吸气量时, 吸气位置及其后边界层区域有较长一段已经进入到叶型内部了, 表明此时吸气量过大, 使得叶栅槽道内主流冲击到叶型表面, 此时虽然吸气改善了激波与附面层干扰引起的流场掺混, 但流体对叶面的冲击造成了吸气位置后新的流场干扰, 从而使得吸气的效果减弱了.

从图 5 中可以更清楚看出, 不同的吸气位置都存在着最佳的吸气量, 且随着吸气位置向叶片后缘逐渐远离激波, 不同吸气位置对应的最佳吸气量逐渐增大. 也就是说, 当吸气位置离激波较远



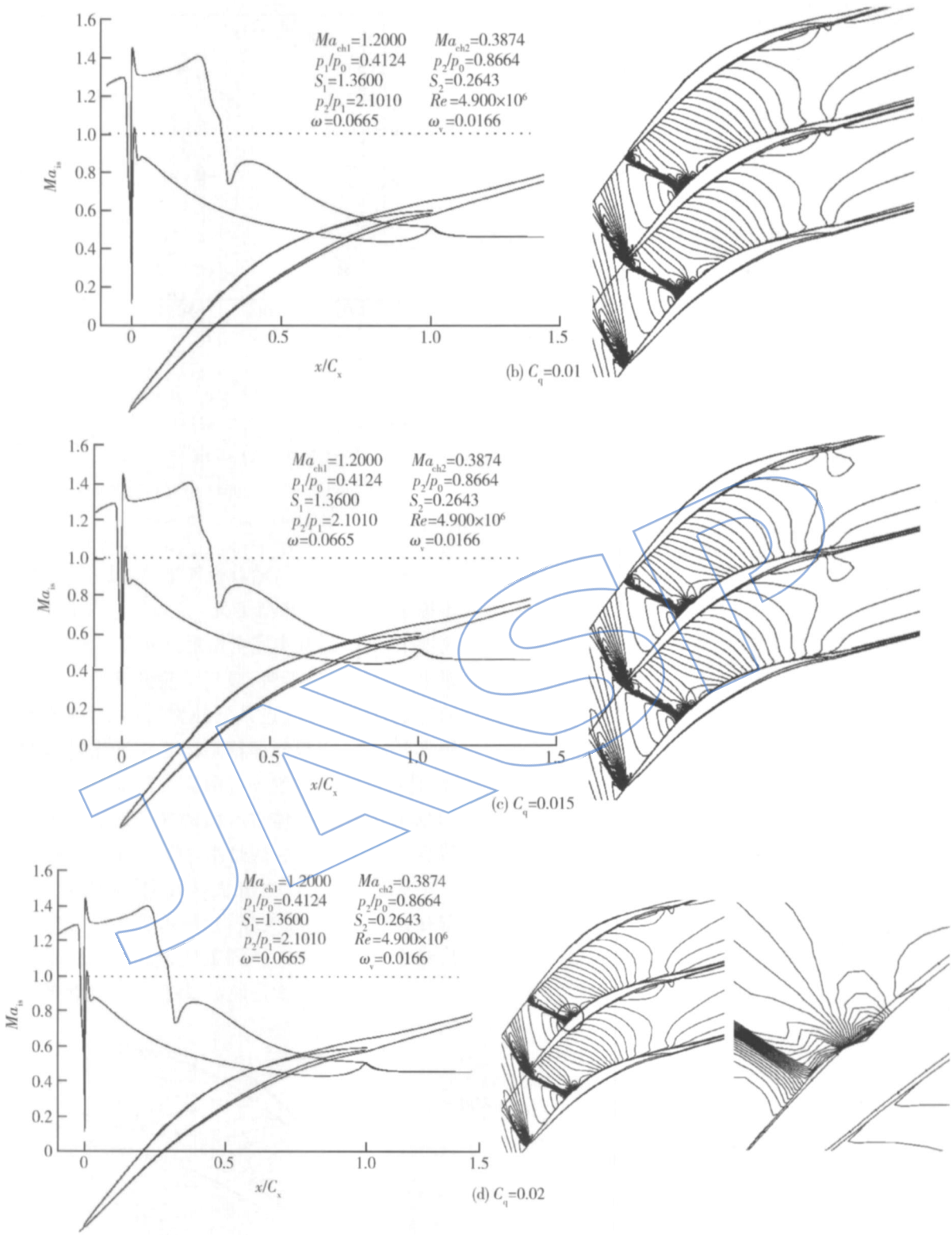


图 4 不同吸气量下叶型表面马赫数分布和流场等马赫线图(吸气位置 0.38~0.40)

Fig. 4 Blade surface mach distribution and contours with different suction mass-flow coefficients

时,需要较大的吸气量才能够控制住附面层的分离流动.另一方面,当吸气位置过于靠近激波(位于 0.34 位置处)时,在最佳吸气量下叶栅总压损失系数较大,表明吸气位置过于贴近激波效果也

不好.如吸气位置位于 0.34~0.36 位置时,最佳吸气量约为 0.004,此时总压损失系数为 0.0869,分离区域未能完全控制住;而吸气位置位于 0.38~0.40 位置时,最佳吸气量约为 0.015,此时总压

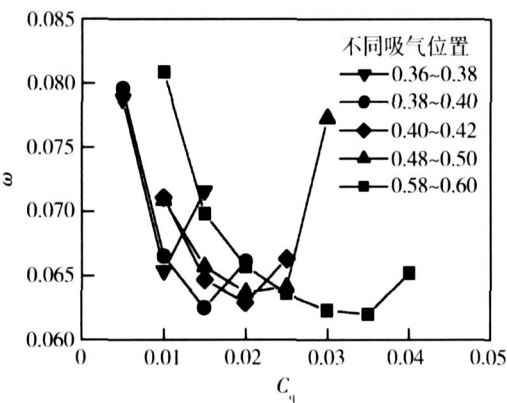
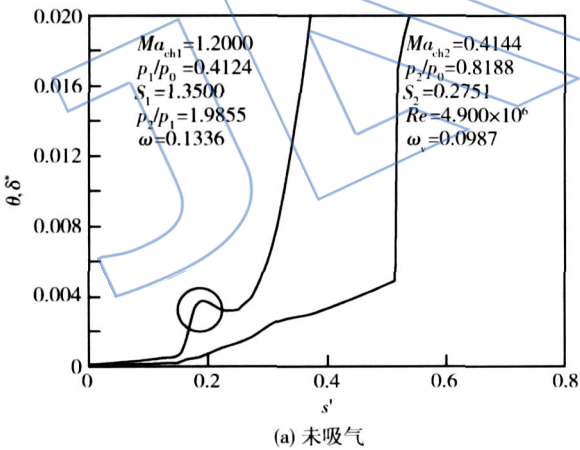


图 5 不同吸气位置处总损失随吸气量的变化
Fig. 5 Profile loss coefficient distribution with different suction slot locations

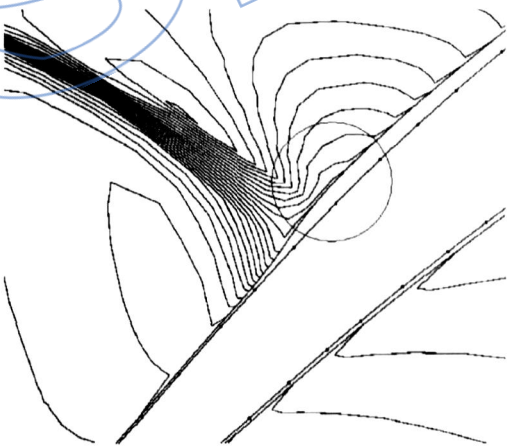
损失系数降低到 0.0625, 附面层基本贴附到叶型表面, 分离区域基本消除. 可见, 在叶型吸力面存在一个最佳的吸气位置.

图 6(a) 显示了吸气量为零时的叶型吸力面边界层厚度分布. 图中 δ^* 为边界层位移厚度, θ 为边界层动量厚度. 吸力面表面弧长 S_{side} 约为 0.51 (m' - θ 坐标系), 激波位置约在 $s' = 0.17$ 位置处.

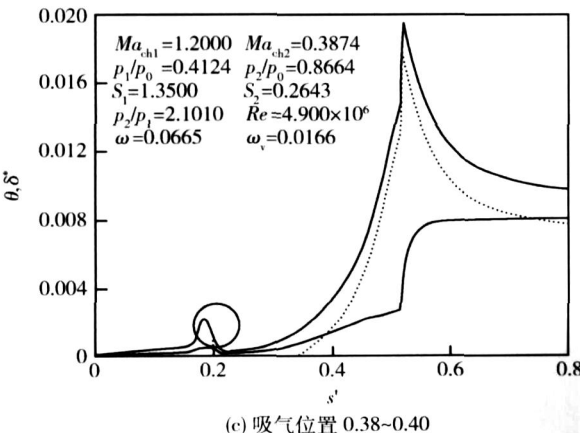
激波位置后边界层逐渐发展, 在 $s' = 0.19$ 左右达到一个极大值, 如图 6(b) 所示. 此后边界层有一个较为平缓的过渡, 接着便迅速增长, 表明在吸力面产生了强烈的分离现象. 如果在 $s' = 0.19$ 位置之前吸气, 由于边界层还未得到充分发展, 此时只要很小的吸气量就可以很好地控制吸气位置处的边界层厚度, 但由于吸气量小, 则对吸气位置之后边界层的控制效果有限; 此时增大吸气量, 容易造成主流冲击叶型表面而引发新的扰动, 使得增加吸气量也无法达到控制分离的效果, 如图 6(e) 所示. 在极大值位置处吸气, 此时最佳吸气量既能避免附面层的分离, 又不至于造成主流流体冲击叶型表面, 如图 6(c), (d) 所示. 如果在过渡位置之后吸气, 则在相同的吸气量下, 无法很好地控制住激波与吸气位置之间的边界层厚度, 此时需要更大的吸气量值才能控制住两者之间的边界层发展, 如图 6(f) 所示. 可见, 最佳的吸气位置应该在激波后边界层刚发展起来的局部极大值处, 该位置使得吸气既能较好地控制住下游边界层发展, 又不会造成主流流体对叶型表面的冲击, 同时所需要的吸气量最小.



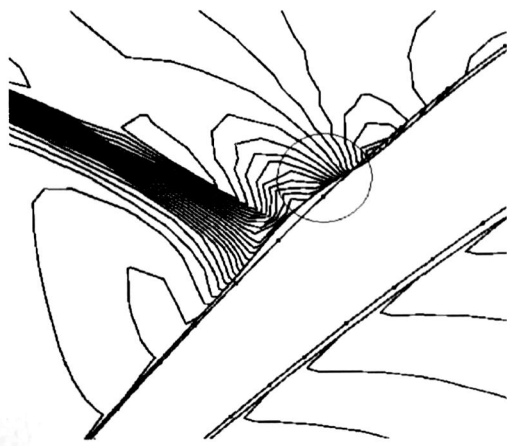
(a) 未吸气



(b) 未吸气



(c) 吸气位置 0.38~0.40



(d) 吸气位置 0.38~0.40

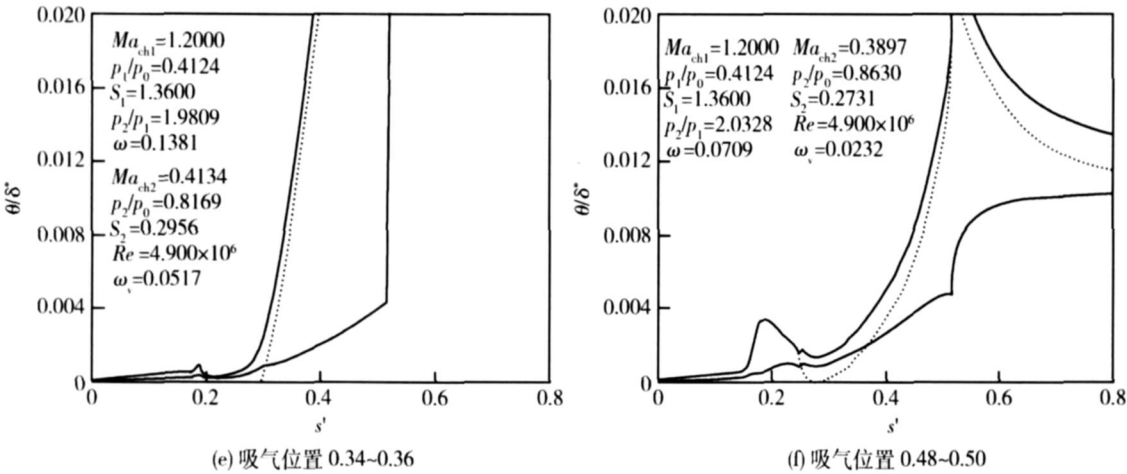


图 6 边界层厚度分布图(虚线为 $\delta^* - \dot{m}_{suct}/(\rho_e v_e) C_q = 0.01$)
Fig. 6 Boundary layer profiles. Dashed line is $\delta^* - \dot{m}_{suct}/(\rho_e v_e) C_q = 0.01$.

3 结 论

通过上述分析可以得出如下结论：

- (1) 在叶型吸力面设置吸气槽进行附面层吸气,可以显著地改善压气机叶栅的气动性能,控制附面层分离流动,减小损失,增大气流偏转角,提高压升.
- (2) 在叶型吸力面某一吸气位置处,存在着该吸气位置下的最佳吸气量.随着吸气量逐步增大到最佳值,吸气对边界层的控制效果越来越好.进一步增大吸气量,将造成主流流体冲击叶型表面,引起吸气位置后新的扰动,导致损失增大.
- (3) 吸气位置离激波太近,边界层还未得到充分发展,较小的吸气量就容易造成主流冲击叶型表面,而吸气量太小则不能很好地控制下游的边界层发展;如果吸气位置离激波较远,由于边界层得到充分发展,虽然也能控制住下游边界层的分离,且不造成主流冲击叶型表面,但需要较大的吸气量才能控制住激波与吸气位置之间的边界层厚度.研究表明,理想的吸气位置应处于激波后边界层刚发展起来的极大值位置处,该位置使得吸气既能较好地控制下游边界层的发展,又不会造成主流对叶型表面的冲击,同时所需要的吸气量也最小.

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 aero turbine propulsion system[J]. Gas Turbine Experiment and Research. 2003,16(2):1-6.
[2] Merchant A A. Design and analysis of axial aspirated compressor stages [D]. PhD Thesis, MIT, Cambridge, MA: 1999.
[3] Reijnen D P. Experimental study of boundary layer suction in a transonic compressor [D]. PhD Thesis, MIT, Cambridge, MA:January 1997.
[4] Schuler B J, Kerrebrock J L, Merchant A A, et al. Experimental investigation of an aspirated fan stage [R]. ASME 2000- GT-618, 2000.
[5] 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.
[6] 周海,李秋实,陆亚钧. 跨音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.