

文章编号: 1000-8055(2005)04-0561-06

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

宋彦萍, 陈 浮, 赵桂杰, 陈开莹, 王仲奇
(哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 哈尔滨 150001)

摘要: 数值模拟了低速条件下附面层吸除对某大转角压气机叶栅气动性能的影响。结果表明, 叶栅进口马赫数一定时, 小吸气量下存在使叶栅总压损失降低最大的最佳吸气位置, 大吸气量时吸气位置对损失影响减弱; 随吸气量增加, 吸力面角区低能流体积聚明显减小, 气流折转能力加强, 叶栅负荷增加, 总压损失降低最高达 28.2%; 吸气导致的栅内扩压能力恢复和通道涡三维分离效应是确定最佳吸气位置及吸气量的判定原则。

关键词: 航空、航天推进系统; 附面层吸除; 吸气位置; 吸气量; 大转角压气机叶栅

中图分类号: V 231.3

文献标识码: A

Numerical Investigation of Boundary Layer Suction in Compressor Cascade with Large Turning Angles

SONG Yan-ping, CHEN Fu, ZHAO Gui-jie,

CHEN Kai-Ying WANG Zhong-qi

(School of Energy Science and Engineering,

Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: Numerical study of the effects of suction location and suction flow rate on performance of low-speed compressor cascade with large turning angles shows that with the same inlet Mach number, the optimal suction location, corresponding to the least cascade total loss, exists at a lower suction flow rate, and the decrease of total loss is not sensitive to the suction location at a higher level of suction flow rate. As suction flow rate increases, the accumulation of low energy fluid in the suction corner is alleviated, and the flow turning as well as the cascade load increases, therefore, total loss is reduced by 28.2% at most. The diffusion recovery due to the boundary layer suction and the separation of passage vortex are two main factors for the selection of the optimal suction location and suction flow rate.

Key words: aerospace propulsion system; boundary layer suction; suction location; suction flow rate; large turning angle cascade

M IT 的 Kerrebrock 等人于 1997 年最早提出了采用附面层吸除技术的压气机(aspirated com-

pressor) 这一概念^[1], 研究结果表明在吸力面激波前吸走附面层流体能够增强栅内气流折转能力,

收稿日期: 2004-06-03; **修订日期:** 2004-09-15

基金项目: 国家自然科学基金资助(50236020)

作者简介: 宋彦萍(1970-), 女, 黑龙江哈尔滨人, 哈尔滨工业大学能源科学与工程学院副教授, 主要从事叶轮机械气体动力学研究

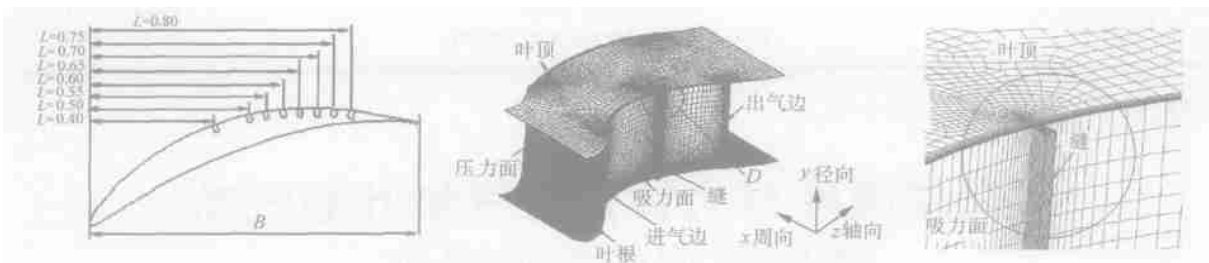


图 1 叶栅及其计算网格

Fig 1 The cascade and the numerical mesh

显著提高通流能力和效率。随后的研究^[2]进一步证明,与常规压气机相比,采用附面层吸除能使压气机扩压能力提高近两倍。Schuler^[3]和Merchant^[4]分别设计并验证了具有较高性能和负荷的采用附面层吸除的压气机级,前者叶尖切向马赫数为 0.7 时压比达到 1.6,动叶和级效率分别为 96% 和 90%;后者叶尖速度为 457 m/s 时压比达到 3.4,动叶和级效率分别为 93% 和 86%。目前采用附面层吸除的高负荷压气机设计特点有两个,其一是随负荷水平提高,吸走的附面层流量可高达进口流量的 7%,在相同叶尖速度条件下单级压比由 2.0 提高到 3.5^[4];其二是吸气位置包括动/静叶吸力面及上、下端壁,对某具有多种吸气位置组合的风扇级实验结果表明,在叶尖速度 229 m/s 条件下,压比达到 1.6,绝热效率为 89%^[5]。附面层吸除可以显著提高压气机性能,但发动机总体性能参数(推重比、耗油率)的改善,将取决于被吸走的部分流体所蕴含能量在整个装置中的回收和再利用^[1],吸气(能)量及位置是采用附面层吸除技术的压气机设计中极为重要的参数^[6]。因此,研究如何选择最佳吸气位置,并以最小吸气量设计出具有超高负荷和较高性能的压气机将是一个极具前途的研究方向。

本文利用数值方法模拟了低速条件下,从吸力面不同位置($L = 40\%, 50\%, 55\%, 60\%, 65\%, 70\%, 75\%, 80\%$ 轴向弦长处分别吸气)以不同吸气量(吸气量与叶栅进口流量之比 $\beta = 0.5\%, 1.0\%, 1.5\%$)吸除附面层流体对某大转角压气机叶栅气动性能的影响,研究重点在于叶栅性能变化与吸气位置、吸气量这两个参数之间的对应关系,为随后的低速风洞实验设计提供理论依据。

1 数值方法和计算算例

采用商业 CFD 软件 FLUENT 模拟了大转角矩形压气机叶栅内部粘性流动。计算域网格由

前处理软件 GAMBIT 生成,叶栅区域网格为非结构化六面体网格,如图 1 所示,叶栅前后延长段为 H 型结构化网格,径向、周向和轴向网格数分别为 120, 24 和 204,离开叶片表面第一层网格的距离为 $5 \times 10^{-5} \text{ m}$, $y^+ \leq 5$ 。半结构化网格总数约为 79 万,沿轴向吸气位置不同造成网格总数略有差别。湍流模型采用带增强壁面处理的 $k-\epsilon$ 模型,边界条件按低速风洞实验给定,叶栅入口马赫数为 0.2,出口背压为大气条件。附面层流体吸除通过在吸力面表面叶型法线方向开缝实现,设计为全叶高开缝,缝宽为 1.5 mm,缝深 2 mm,缝系尺寸的选取主要取决于对叶片强度的考虑。吸气量由在缝内沿叶高均匀给定背压控制。叶栅几何参数和吸气参数的选取如下:弦长 b 为 100 mm,展弦比 h/b 为 1.0,几何进气角为 41.81° ,稠度 b/t 为 1.36,安装角为 18.18° ,几何出气角为 101.81° ,吸气位置(相对轴向弦长) L 分别为 0.4, 0.5, 0.55, 0.6, 0.65, 0.7, 0.75, 0.8;吸气量(相对于进口流量) β 分别为 0.5%, 1.0%, 1.5%。

2 数值模拟结果与分析

不同吸气量下,在叶栅出口都存在着对应叶栅总压损失降低最大的最佳吸气位置。文中总压损失的定义为: $\xi = (P_0 - P)/P_{v0}$,其中, P_0 为叶栅入口总压, P 为当地总压, P_{v0} 为叶栅入口动压, ξ 表示节距平均总压损失系数, ξ_m 表示截面质量平均总压损失系数。图 2 所示为不考虑计算误差时吸气位置与叶栅出口质量平均总压损失的关系。对于本文算例而言,最佳吸气位置在 70% 轴向弦长附近,叶栅出口损失降低最高达 28.2% ($\beta = 1.5\%$)。在小吸气量时 ($\beta = 0.5\%$),不同吸气位置下叶栅总损失分布差别较大,相对于大吸气量 ($\beta = 1.0\%$ 和 1.5%) 更易于确定最佳吸气位置。这意味着,吸气量较小时,为达到最佳的降低叶栅损失效果必须慎重选择吸气位置,吸气量较大时,

则应该从易于布置吸气缝隙的角度设计吸气位置。

图 3 为不同吸气量和吸气位置时叶栅总压损失沿流向分布。可以发现, 相对于常规叶栅, 由于

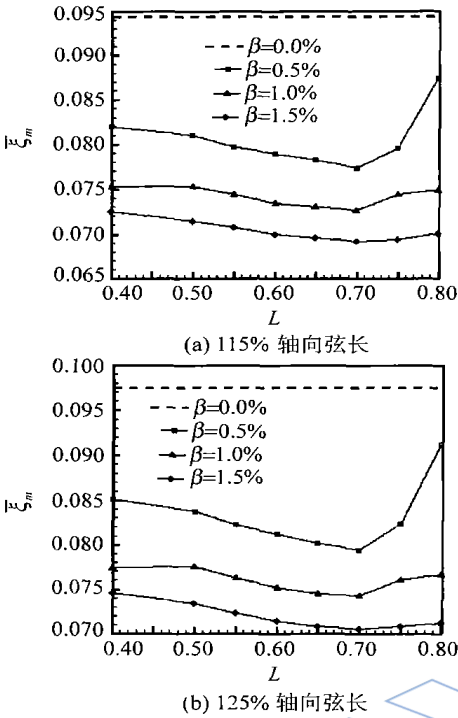


图 2 叶栅出口质量平均总压损失与吸气位置关系
Fig. 2 The variation of the total loss at the cascade exit with the suction positions

吸力面表面吸气只是对吸气位置前吸力面附近流体的流动速度有较大影响, 所以对吸气位置前的栅内损失影响不大; 吸气位置处, 被抽吸低能流体的变向流动造成损失略有增加, 而吸气位置后, 由于低能流体被吸走, 所以损失降低显著, 且损失降低程度与吸气量、吸气位置均有关。相同吸气位置时, 随吸气量增加, 被抽吸的附面层内低能流体越多, 降低叶栅总压损失效果越好。

如图 4 所示, 与常规叶片相比, 随吸气量增加, 吸气位置前吸力面附近气流速度明显加快, 显著加大了叶片负荷; 吸气位置后则出现一个较强烈的“二次扩压段”, 叶栅出口静压加大, 表明由于吸力面吸气减轻了吸力面附近的流动分离, 与常规叶片相比, 叶栅通道后部的扩压能力得以恢复。这种型面静压分布带来 3 个益处, 其一是增加了吸气位置前附面层内低能流体的动能, 有助于避免低能流体过早分离, 提高了气动性能; 其二是在流道内部构造了较常规叶片更长的持续扩压过程, 使压比得以进一步增加; 其三是显著加大了叶栅负荷。因此在大转角压气机叶栅设计中采用附面层吸除的方法是降低损失、提高压比、增加负荷的有效手段。图 5 表明, 大吸气量下 ($\beta=1.5\%$) 吸气位置前负荷在不同吸气位置下基本不变, 即对吸气位置前叶片负荷增加起主要作用的是吸气量, 而非吸气位置。

从图 6 给出的不同吸气量和吸气位置时叶栅

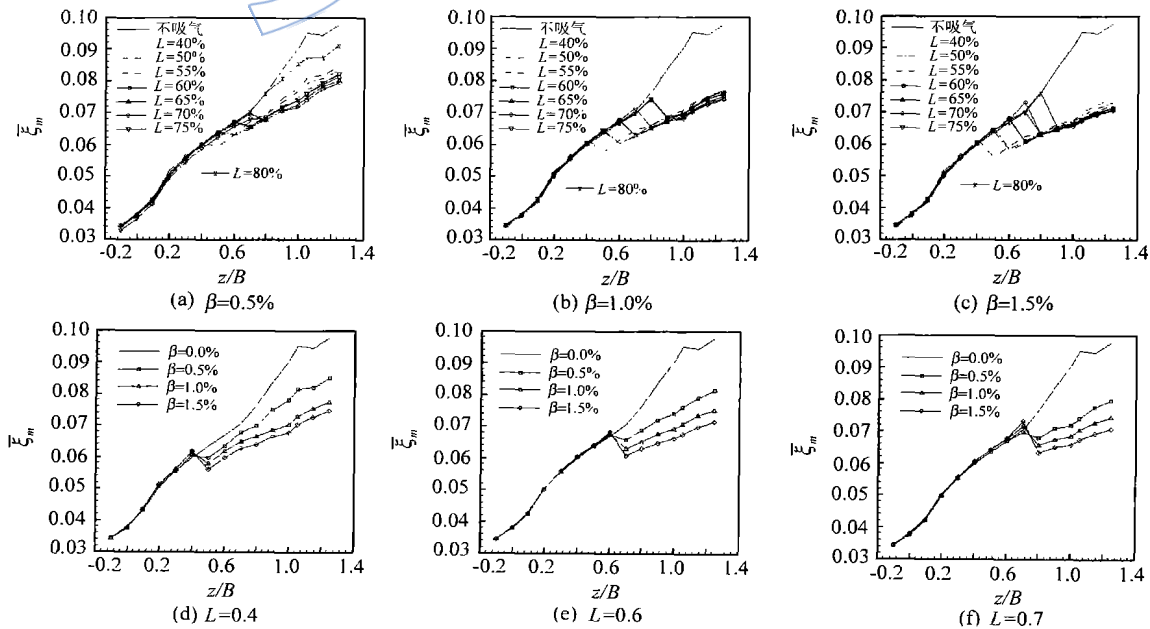


图 3 不同吸气量、吸气位置下叶栅总压损失沿流向分布
Fig. 3 The axial distribution of the total loss with different suction flow rates and positions

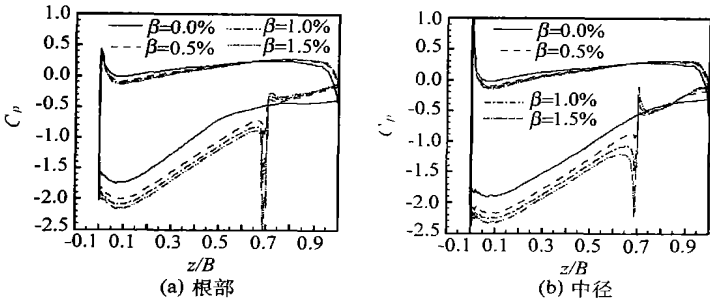


图 4 $L = 0.7$ 时根、中部型面压力分布
Fig 4 Static pressure distribution when $L = 0.7$

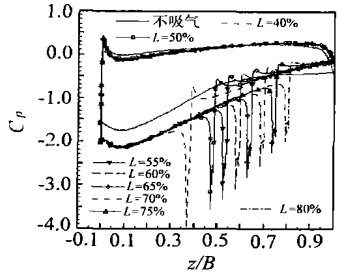


图 5 $\beta = 1.5\%$ 时根部型面压力分布
Fig 5 Static pressure distribution at the hub when $\beta = 1.5\%$

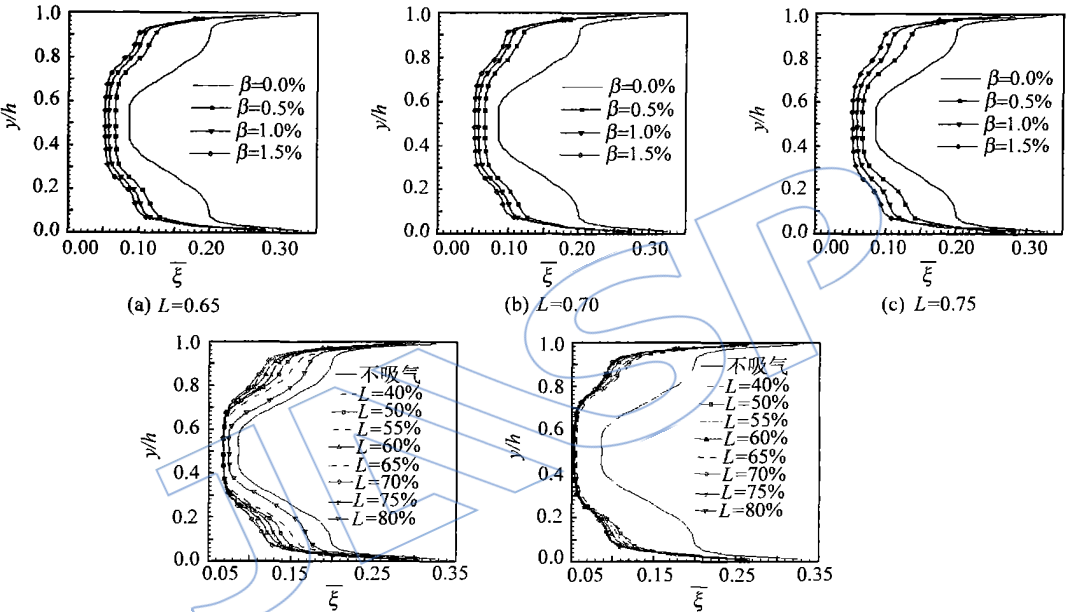


图 6 不同吸气量、吸气位置下叶栅出口总压损失径向分布(125% 轴向弦长)
Fig 6 The radial distribution of the total loss with different suction flow rates and positions (125% of the axial chord)

出口总压损失沿径向分布可以看出, 吸力面吸气显著降低了叶栅端部区域损失。在高负荷压气机叶栅中, 端部损失将占总损失的主要部分, 因此采用吸力面吸气是改善端部附近流动状况, 降低端部损失的有效手段。不同吸气量下损失沿叶高分布表明, 小吸气量下, 吸气位置对损失沿叶高的分布影响较大, 大吸气量下, 损失沿叶高分布对吸气位置不敏感。计算结果还表明, 不同吸气量下, 吸力面前部吸气控制端部区域损失分布能力比后部吸气要差一些, 且 70% 轴向弦长处吸气具有最小的端部损失。根据图 7 给出的流线分布情况可以得出如下结论, 对大转角压气机而言, 在本文计算条件下, 尽管吸力面吸气使得吸气位置前的低能

流体动能增加, 有助于避免流动过早分离, 但吸气位置后的附面层内部低能流体则因吸气缝隙的干扰和回流效应产生了分离, 吸气位置越靠前, 分离区越长, 这种分离势必抵消一部分因吸气所带来的损失降低效应; 吸气位置过于靠后, 充分发展的附面层在“二次扩压段”作用下, 将引起严重的流动分离, 也将导致吸气所带来的损失降低效应减弱。因此, 最佳吸气位置的选择对于采用附面层吸除技术的压气机设计而言是极为重要的。

附面层吸除的另一有益作用是增加了气流在叶栅内的折转能力, 加大叶片的负荷水平。如图 8 给出的不同吸气位置、吸气量下叶栅出口节距平均气流角分布所示, 随着吸气量的增加, 在叶片吸

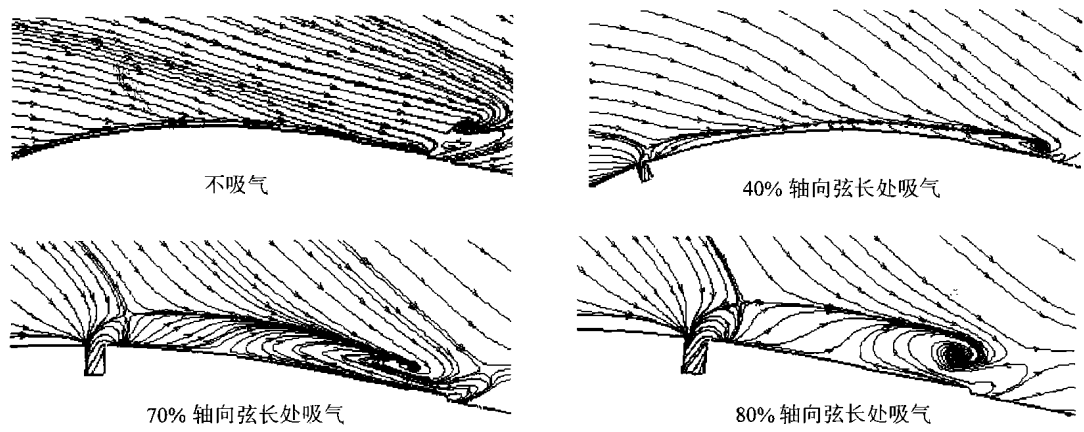


图 7 吸气($\beta=1.5\%$)与不吸气时根部附近流线放大图

Fig 7 Comparison of the hub limiting stream lines with ($\beta=1.5\%$) and without suction

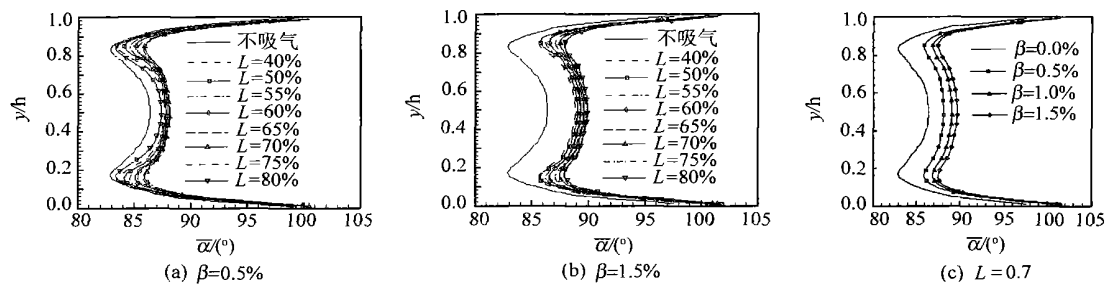


图 8 不同吸气量, 吸气位置下叶栅出口气流角分布(125% 轴向弦长)

Fig 8 The radial distribution of the exit flow angle with different suction flow rates and positions (125% of the axial chord)

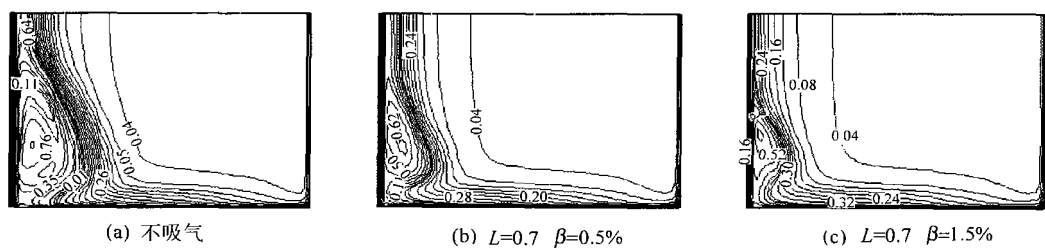


图 9 叶栅出口总压损失等值线分布(125% 轴向弦长)

Fig 9 Contours of the loss at the cascade exit (125% of the axial chord)

力面吸除附面层使得栅后气流更趋近于轴向出气, 叶片端部的落后角也明显减小, 吸气量为 1.5% 时叶展中部气流角达到 90°。从图 9 所示的叶栅出口总压损失等值线分布可以明显看出, 附面层吸除具有较强的控制角区低能流体积聚能力, 当吸气位置不变时, 随吸气量增加, 更多的低能流体被吸走, 叶栅流道内低能流体阻塞减弱, 通流能力得以加强, 吸力面角区高损失核心明显减小。

与常规叶片吸力面表面极限流线分布相比, 如图 10 所示, 相同吸气量条件下, 在不同轴向弦长处吸走附面层内低能流体均不同程度减缓了角隅失速。当吸气位置过于靠前时, 由于此时低能流体的分离并不严重, 通道涡还没有充分发展, 吸力面附面层吸除未能阻止一个强的、径向尺度较大的通道涡产生; 当吸气位置过于靠后时, 虽然吸走部分附面层流体减轻了吸气位置后的分离流动, 但由于此时通道涡已得到较为充分的发展, 吸气位置

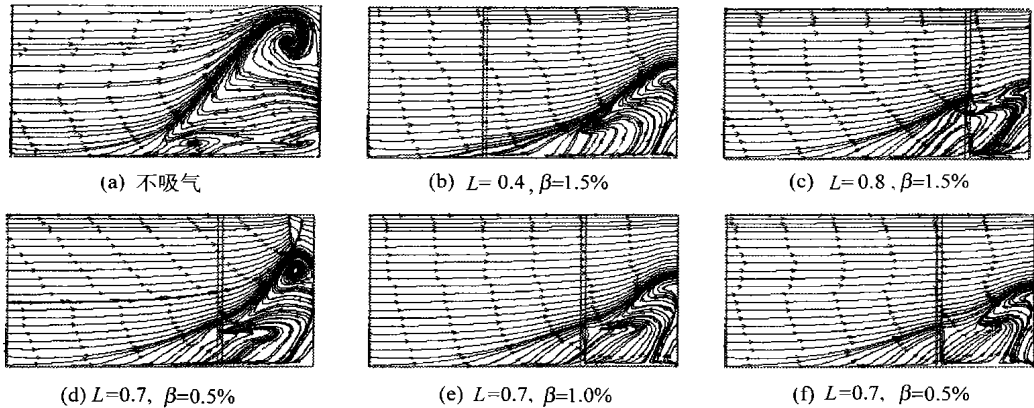


图 10 不同吸氧量、吸气位置下吸力面表面极限流线分布

Fig 10 Limiting stream lines on the suction surface with different suction flow rates and positions

前仍存在较为强烈的低能流体分离。因此, 吸气位置靠前或靠后都会削弱附面层吸除带来的损失降低效应。比较而言 在 70% 轴向弦长位置吸气时, 通道涡还未获得充分发展, 流动分离不严重, 同时通过吸气, 又改善了吸气位置后低能流体的流动状况, 具有最小的叶栅总损失。图中还表明, 随吸氧量增加, 在吸气位置相同条件下, 吸力面角区流动分离减轻, 流动状况得到改善, 叶栅总损失进一步降低。

3 结 论

(1) 附面层吸除将显著改善大转角压气机叶栅气动性能, 随吸氧量增加, 吸力面角区低能流体积聚减弱, 阻塞作用减轻, 气流折转加大, 负荷增加, 总压损失降低最高达 28.2%。

(2) 吸气位置前附面层内流体动能增加, 有助于避免低能流体过早分离, 吸气位置后由于流动分离减轻, 扩压能力得以恢复, 在叶栅内部构造了比常规叶片更长的持续扩压段, 进一步增加压比。

(3) 吸气位置对气动参数影响与吸氧量有关, 在小吸氧量下存在对应最小总压损失的最佳吸气位置, 大吸氧量下气动参数变化对吸气位置不敏感。

(4) 当吸气位置过于靠近叶片前部时, 吸气

缝隙干扰和回流效应使得吸气位置后部存在较长的分离区, 且吸气不能阻止尺度较大的通道涡产生; 吸气位置过于靠后时, 通道涡在吸气位置前发展较充分, 附面层分离并远离叶片表面, 吸气效果减弱, 因此最佳吸气位置的选择在采用附面层吸除技术的压气机设计中占有重要地位。

参考文献

- [1] Kerrebrock J L, Reijnen, Ziminsky W S, Smilg L M. A spirated Compressors[R]. ASME Paper 97- GT- 525, 1997.
- [2] Kerrebrock J L, M. Drela, A. A. Merchant, B. J. Schuler. A Family of Designs for Aspirated Compressors [R]. ASME Paper 98- GT- 196, 1998.
- [3] Schuler B J, Kerrebrock J L, Merchant A A, Drela M, Adamczyk J. Design, Analysis, Fabrication and Test of an Aspirated Fan Stage[R]. ASME Paper 2000- GT- 618, 2000.
- [4] Merchant A A, Drela M, Kerrebrock J L, Adamczyk J J, Celestina M. Aerodynamic Design and Analysis of a High Pressure Ratio Aspirated Compressor Stage [R]. ASME Paper 2000- GT- 619, 2000.
- [5] Schuler B J, Kerrebrock J L, Merchant A. Experimental Investigation of an Aspirated Fan Stage [R]. ASME Paper GT- 2002- 30370, 2002.
- [6] Merchant A. Aerodynamic Design and Performance of Aspirated Airfoils [R]. ASME Paper GT- 2002- 30369, 2002.