

压气机叶栅叶片表面附面层流态 变化影响因素探讨^①

刘 波 王掩刚

(西北工业大学航空动力与热力工程系, 西安, 710072)

肖 敏

(中国航空燃气涡轮研究院, 成都, 610500)

摘 要: 以平面叶栅中的二元叶栅模型为试验对象, 测量了在不同来流条件下叶片表面流场分布情况及栅后气流参数, 分析了不同来流条件下叶片表面附面层流动状态的变化。并借助数值模拟手段重点研究了在不同来流马赫数和冲角下, 叶片表面压力梯度对层流附面层向紊流附面层转捩过程的影响, 通过利用实验数据分析研究来流条件对转捩过程的影响, 为从机理上更深刻地认识叶片表面粘性附面层转捩机制提供了科学参考依据。

主题词: 压气机叶栅, 边界层流, 流动分布, 转捩流, 影响因素, 实验, 数值仿真

分类号: V232.4

EFFECTS OF INLET FLOW CONDITIONS ON BOUNDARY FLOW ON COMPRESSOR BLADE SURFACE

Liu Bo Wang Yangang

(Dept. of Aeroengine Engineering, Northwestern Polytechnical Univ., Xi'an, 710072)

Xiao Min

(Aero Gas Turbine Establishment of China, Chengdu, 610500)

Abstract: A compressor cascade was tested in a low speed two-dimensional cascade wind tunnel. The measurements of flow field on blade surface were made at the cascade inlet and exit. Boundary layer development was analyzed under different inlet flow conditions. The pressure gradient on blade surface and their effects on transition from laminar flow to turbulent flow was studied numerically at different inlet Mach numbers and incidences. By means of the experimental data, the viscous boundary layer transition on blade surface was studied in detail. It is very helpful for better understanding of the complex boundary layer transition mechanics.

Subject terms: Compressor cascade, Boundary layer flow, Flow distribution, Transition flow, Influence factor, Experimentation, Numerical simulation

^① 收稿日期: 1998-06-29, 修回日期: 1998-12-07, 本课题为国家自然科学基金资助项目

1 引言

叶栅通道内气体流动属于三维、非定常粘性流动过程,叶片表面附面层和端壁附面层及其相互干扰,使流动损失增大。来流进口马赫数和攻角等条件影响和制约着叶片表面附面层的发展过程,对层流附面层分离、层流到紊流的转捩、紊流附面层分离等有着十分重要的影响。近年来国外更倾向于充分利用实验与数值模拟相结合的手段,以便更准确地分析叶片表面附面层的发展过程,特别是层流到紊流的转捩^[1~4]。由于叶片表面附面层发展情况在一定程度上受到表面压力梯度的影响。通常引入一个对转捩或分离有非常重要影响的无量纲参数来判断,即 $\lambda = (\theta/\nu)(dv/dx)$,当逆压梯度达到一定程度时,附面层分离则可能发生。对层流附面层而言,即便是较小的逆压梯度也可能导致转捩或层流分离的发生^[5,6],而马赫数分布直接反映了叶片表面的逆压梯度分布。因此,可借助叶片表面马赫数分布来分析附面层发展情况。

鉴于叶片表面压力梯度的分析是研究附面层转捩或层流分离的有效途径,因此本文着重阐述了以平面叶栅中的二元叶栅模型为试验对象,采用流动测量所获取的实验数据和数值模拟技术来捕捉叶片表面附面层流场图象,重点研究来流条件对转捩的影响。特别是研究在不同来流马赫数和冲角下,叶片表面速度梯度对层流附面层向紊流附面层转捩的位置的影响,其中包括自然转捩和层流气泡分离的情况。分析研究来流条件对转捩过程的影响机制,为从机理上认识叶片表面粘性附面层转捩提出科学依据。并通过测量栅前、栅后及叶栅表面气流参数的对比来指导下一步叶片表面流场液晶显示图象的分析。

2 实验与结果分析

实验在西北工业大学平面叶栅风洞(低速风洞)中进行。试验叶型选取某压气机转子叶片尖头叶型,此尖前缘叶型在目前跨音速轴流压气机中经常采用。叶栅及叶型几何参数见表1。

Table 1 Geometric parameters of the cascade

Meanline	$\theta/ (^{\circ})$	$\chi_c/\%$	$\chi_t/\%$	$\bar{c}_{\max}/\%$	C/mm	σ	$\beta_{1k}/ (^{\circ})$	$\beta_{2k}/ (^{\circ})$	$\gamma/ (^{\circ})$
Symmetry hyperbola	28.6	50	50	7.02	55.56	2.05	44.5	72.7	58.4

对于选定的叶栅在来流进口马赫数 $Ma_1=0.20\sim 0.57$,来流冲角 $i=-15^{\circ}\sim 15^{\circ}$ 的范围内进行了风洞吹风实验,获取了叶栅进、出口和叶片表面压力分布的大量数据。

2.1 叶片表面马赫数分布实验数据分析

通过归纳总结叶片表面马赫数分布图可知:攻角一定时,其叶片表面马赫数呈现一定的相似性。对叶背而言,其表面马赫数分布从前缘开始上升,在某一点达到峰值并且此段上升趋势随进口马赫数 Ma_1 增加而变的愈剧烈。例如图1所示的在 $i=0^{\circ}$, $Ma_1=0.224\ 8$ 时,叶背马赫数 Ma_s 从 $X/C=0$ 开始上升,到 $X/C=6.56\%$ 达到小峰值,保持顺压梯度,其后维持一个近似平顶的马赫数分布直到 36% 处达到峰值($Ma_{s,\max}=0.28$)。从峰值点开始到达后缘一段处于下降段,出现逆压梯度,但比较平缓,因此附面层如有分离则可能发生在叶片后缘附近。对叶盆叶片表面马赫数分布受 Ma 影响相对变化不大。

结合其它马赫数分布曲线的分析表明,保持攻角不变,叶背的表面马赫数 Ma_s 无论前一

段上升过程中, 还是后一段下降过程中都随 Ma 的增大而剧烈变化。而在前一段上升过程中, 主要为减压增速过程, 其叶片表面为顺压梯度。在后一段下降过程中, Ma_1 增大, 逆压梯度增加, 附面层分离更易发生。

图2给出了 $Ma_1=0.2158$, 攻角为 -10° 时的叶片表面马赫数分布, 此时叶片表面马赫数分布曲线在 $X/C=21.1\%$ 处出现交叉点, 吸力面峰值点后移至约50%弦长处, 且平缓过渡到叶片后缘; 而叶盆表面马赫数分布则呈现较大的逆压梯度, 易导致附面层分离发生。当保持攻角不变而将进口马赫数增至 $Ma_1=0.3378$ 时, 从图3可以看出, 吸力面峰值增至 $Ma_{s,max}=0.45$, 叶盆后半段也有所增加。当 $Ma_1=0.2445$ 、 $i=-15^\circ$ 时, 如图4所示已出现涡轮状态。此时 $p_2/p_1=0.9942$, 叶盆表面马赫数分布更为恶化, 从 $X/C=0$ 到 $X/C=72.70\%$ 一段 Ma_p 变化不大。依据经验, 在此种情况下, 叶盆已经处于严重的分离状态。

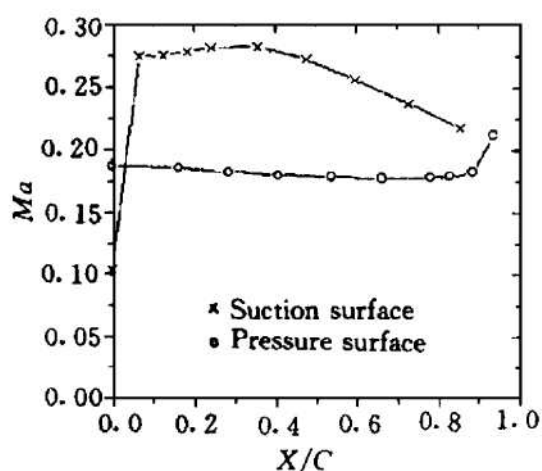


Fig. 1 Mach number distribution on test blade surface ($Ma_1=0.2248$, $i=0^\circ$)

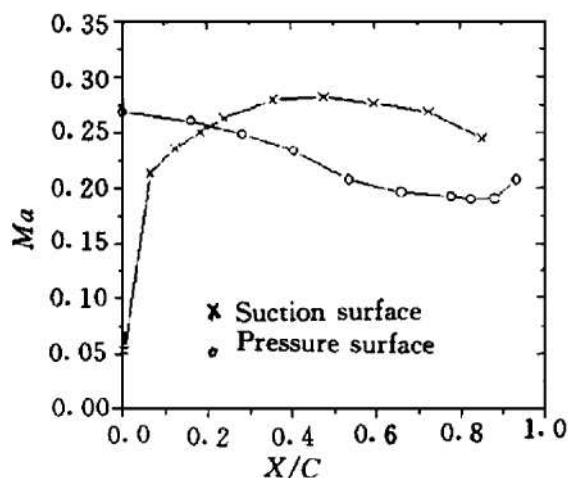


Fig. 2 Mach number distribution on test blade surface ($Ma_1=0.2158$, $i=-10^\circ$)

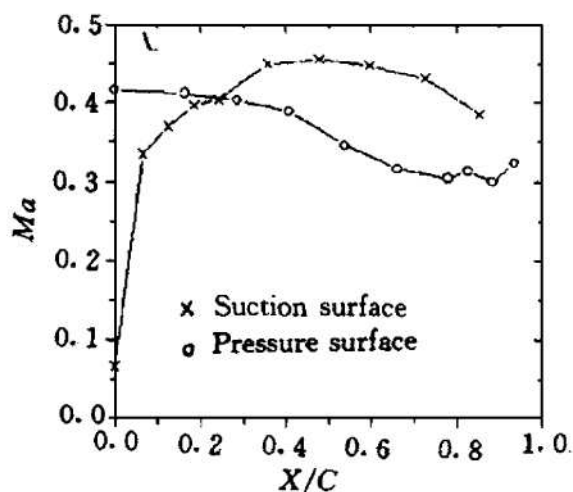


Fig. 3 Mach number distribution on test blade surface ($Ma_1=0.3378$, $i=-10^\circ$)

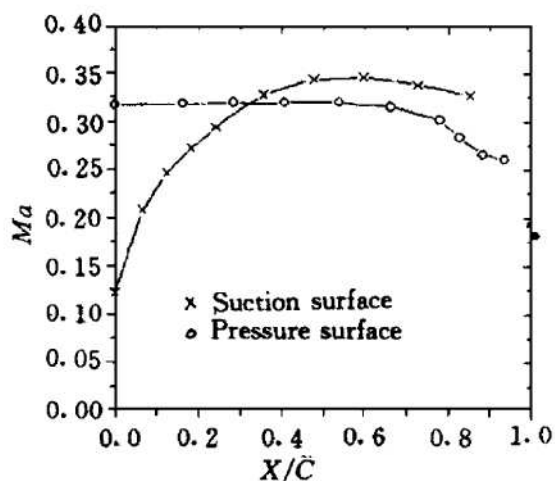


Fig. 4 Mach number distribution on test blade surface ($Ma_1=0.2445$, $i=-15^\circ$)

2.2 利用实验数据对叶片表面附面层转捩进行数值模拟分析

将实验所得的叶片表面马赫数分布作为数值模拟附面层流态的输入条件来模拟叶片表面附面层转捩, 进而研究在不同来流条件下马赫数和冲角对于叶片表面附面层转捩的影响。分析

如下:

图5中给出了在来流冲角分别为 $i = -15^\circ, -10^\circ, -5^\circ, +10^\circ$ 和 $+15^\circ$ 时, 叶片吸力表面附面层流态随来流马赫数的变化。由图可以看出, 当来流马赫数较低时, 转捩位置一般偏后, 如当 $Ma_1 = 0.218, i = 0^\circ$ 时, 其转捩在约43.6%弦长处发生; 对照图1中所示叶背表面马赫数分布来分析, 其转捩位置与进入逆压梯度的位置十分接近; 随着来流马赫数的增大, 转捩位置也不断提前, 当 $Ma_1 = 0.517, i = 0^\circ$ 时, 其转捩已提前至约28.0%弦长处发生; 对照图6中所示叶片压力表面附面层转捩位置随来流马赫数的变化趋势, 也可得出相似的结论。

在一定来流马赫数下, 冲角对于叶片吸力表面附面层转捩的影响也可从图5中看出, 一般来说, 随着来流冲角由负到正的变化, 附面层转捩位置也不断提前, 当 $Ma_1 = 0.250$ 、冲角由 -15° 变化到 0° 时, 转捩位置也从 $X/C = 0.59$ 变至 $X/C = 0.397$ 。这是因为当来流马赫数一定时, 由于来流冲角变化导致叶片表面当地临界雷诺数的变化, 因而转捩位置也发生改变。当冲角为 $+15^\circ$ 时, 由于叶片吸力表面附面层出现严重分离, 此时所用程序已不能有效模拟叶片表面附面层流态, 类似情况在 $i = +10^\circ$ 和来流马赫数较高时也会出现, 此时数值模拟的结果会出现偏差。

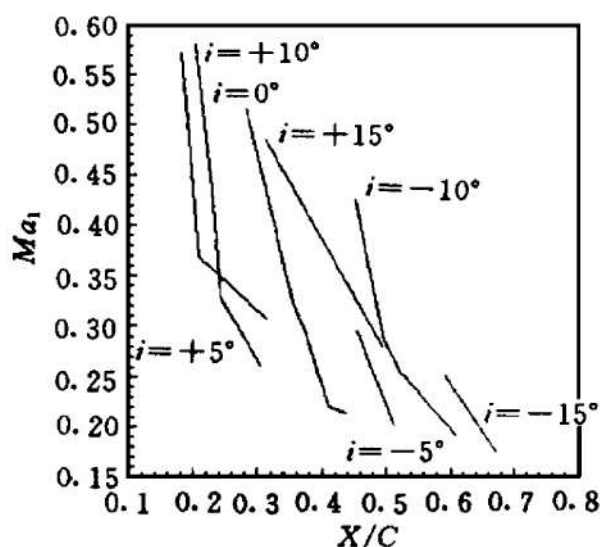


Fig. 5 Variations of transition location on blade suction surface with inlet Mach number at different incidences

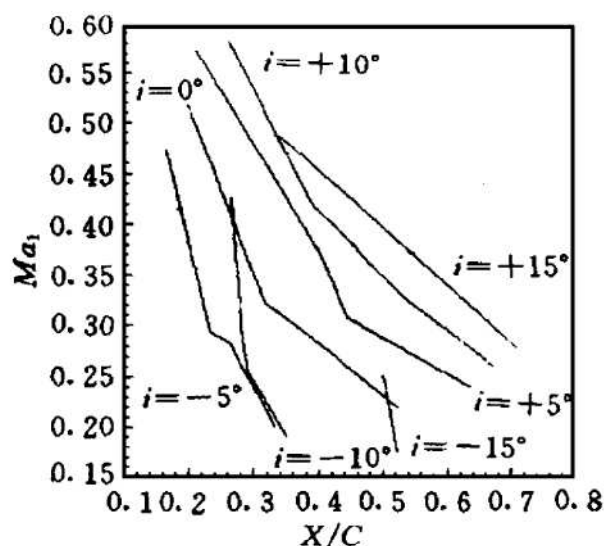


Fig. 6 Variations of transition location on blade pressure surface with inlet Mach number at different incidences

对于叶片压力表面附面层转捩而言 (见图6), 当来流马赫数一定时, 冲角对于附面层转捩的影响与叶片吸力表面恰好相反。同时在大的负冲角情况下, 如 $i = -15^\circ, i = -10^\circ$ 时, 该压气机叶栅已出现涡轮状态, 叶盆表面已经处于严重的分离状态, 程序已不适用。

3 结 论

由于转捩受多重因素的影响, 其过程也相当复杂, 因此还需进一步计算与实验分析才能确定其规律。由本文实验和计算结果分析可初步归纳结论如下:

(1) 叶片表面马赫数分布, 尤其是分布曲线的梯度变化对分析附面层流态变化起重要的参考作用。

(2) 来流条件中进口马赫数和攻角的变化对转捩位置有较大影响, 来流马赫数的增大会导致转捩提前发生。而攻角对叶片吸力表面和叶片压力表面附面层转捩位置的影响恰好相反。

(3) 借助实验数据对叶片表面层流附面层转换的分析可较为准确地确定叶片表面附面层流态变化提供科学依据, 也可为用其它手段测量与捕捉压气机叶栅叶片表面附面层流态变化提供指导。

致谢: 在本文实验过程中, 得到了朱柱国高级工程师和董曼红硕士的大力协助, 在此谨致谢意。

参 考 文 献

- 1 Schlichting H. Boundary layers. 7th ed. McGraw-Hill, 1979.
- 2 Schaffler A. Experimental and analytical investigation of the effects of Reynolds number and blade surface roughness on multistage axial flow compressors. Trans ASME Journal of Engineering for Power, 1980, 102
- 3 Reshotko E. Progress, accomplishments and issues in transition research. AIAA 97-1815
- 4 Reshotko E. Boundary layer instability, transition and control. AIAA 94-0001
- 5 Zhong X. Direct numerical simulation of hypersonic boundary layer transition over blunt leading edges. AIAA 97-0756
- 6 Morkovin M V. Bypass transition to turbulence and research desiderata, in transition in turbines. NASA CP-2386: 161~204

(上接第55页)

已知最大剪切应力 $\tau_{\max}$ 与粘接强度 $[\tau]$ 的均值与方差, 按正态分布参数的一次二阶矩法, 即可计算柔性接头老化前后粘接面破坏的概率。

柔性接头的有关参数同3.2节, 粘接强度为 $[\tau] = 3.8 \text{ MPa}$, 变异系数为0.12, 可计算到贮存前后的可靠性指标分别为 $\beta = 4.30$, $\beta' = 4.05$ 。柔性接头粘接界面破坏的概率分别为 $P_{f3} = 8.54 \times 10^{-6}$, $P'_{f3} = 2.56 \times 10^{-5}$ 。

由于计算时没有考虑粘接强度随贮存时间下降, 故计算的失效概率偏低。

3.4 贮存老化可靠性

以上三种失效均为串联模式, 可认为不相关, 则总失效概率为:

$$P_f = 1 - \prod (1 - P_{fi}) \quad (5)$$

将各模式的失效概率代入上式得到: 贮存前柔性接头不满足使用要求或破坏的概率为 $P_f = 5.667 \times 10^{-4}$; 贮存10年后柔性接头不满足使用要求或破坏的概率为 $P_f = 1.427 \times 10^{-3}$ 。

4 结 论

计算结果表明, 由于柔性接头弹性件(橡胶)的老化, 贮存后的柔性喷管的结构可靠性呈下降趋势。在发动机柔性喷管设计时应予以考虑。

参 考 文 献

- 1 陈汝训主编. 固体火箭发动机设计与研究(下册). 北京: 宇航出版社, 1992.
- 2 佚名. Solid rocket thrust vector control. N 76-17194
- 3 费久金 Д.И. 著. 橡胶的技术性能和工艺性能. 刘约翰译. 北京: 中国石化出版社, 1990.
- 4 何水清, 王 善编著. 结构可靠性分析与设计. 北京: 国防工业出版社, 1993.