

来流条件对叶片表面附面层转捩影响的数值模拟研究*

西北工业大学 刘波** 王掩刚 高丽敏

【摘要】 通过对二维压气机叶栅叶片表面附面层流态的数值模拟分析,研究了在不同来流马赫数和冲角下,叶片表面层流附面层向紊流附面层的转捩过程,转捩区域的大小等。归纳分析了部分来流条件对转捩过程的影响机制。结果表明:来流马赫数和冲角对转捩起始点和结束点的位置,即转捩所占区域的大小具有重要影响。研究工作取得的进展不仅为进一步从机理上深刻认识来流条件对叶片表面附面层流态的影响机理提供了一定的科学依据,而且对今后指导叶片表面附面层流态模拟实验工作的开展具有重要参考价值。

主题词: 叶片 附面层 流场模拟

分类号: V231.3

1 引言

对压气机叶片表面附面层转捩现象的探索已引起国内外专家学者的普遍关注,并进行了卓有成效的计算与实验研究。就压气机叶片表面附面层转捩的过程而言,许多学者认为可通过层流气泡分离和直接转捩两种方式进行,对于前者,一旦分离发生,位于分离起始点和重新附着点之间的分离气泡长度约占弦长的 10%,并且其长度在很大程度上取决于来流紊流度、雷诺数、叶片表面压力分布的影响,因而来流马赫数和冲角的变化也起着重要的作用^[1-3]。

Narasimha^[4]和 Walker^[5]的实验表明:在直接转捩过程中,叶片吸力面转捩起始点随冲角增加而向后移动,压力面则恰恰相反。为了更深入地探索来流条件对叶片表面附面层流态变化的影响规律,有必要借助较先进的计算流体力学手段,通过数值模拟计算分析不同来流条件下叶片表面附面层流态的变化规律,研究来流条件对叶片表面附面层转捩变化的影响机制。特别是来流马赫数、冲角对叶片表面层流附面层发展、转捩、紊流附面层分离的影响。

本文应用二维叶栅流场分析程序与叶片表面附面层计算程序,对选定的叶型叶栅,进行了多种工况下的数值模拟计算,获取了大量计算数据。同时较深入地研究了叶片表面附面层流态在不同来流条件下的变化规律,主要是来流马赫数、来流进气角的影响。初步总结归纳了不同来流条件对层流到紊流的转捩、转捩起始点及转捩区域大小的影响情况。

2 叶栅流场和叶片表面附面层流态模拟计算程序及计算叶栅选择

在确定叶栅进、出口相关边界条件后,首先进行二维叶栅流场计算、获取叶片吸力面和压

力面上马赫数分布,作为叶片表面附面层流态模拟计算的输入数据。本研究采用 S_1 流面数值求解方法来计算二维叶栅流场^[6]。求解时叶栅进、出口边界条件除指定的外,余者参照二维叶栅实验数据并结合进、出口流量方程及尾缘库塔条件来确定。

本研究采用了一种积分附面层计算程序^[7],该程序具有以下特点:(1)能够在给定进口条件和叶片表面气流参数分布后,计算叶片表面二维定常流动的附面层流态,其中包括:层流附面层、转捩、紊流附面层及分离;(2)叶片表面紊流附面层分离后,可转为反方法计算分离后的流动;(3)可考虑叶片曲率的影响;(4)程序可预测转捩起始与终结位置^[8]:转捩起始位置 $R_{0s} = 163 + \exp[(6.91 - Tu)F(\lambda)]$,转捩终结位置 $R_{0e} = 540 + 183.5(10^{-5}R_L - 1.5)(1 - 1.4\lambda)$ 。其中: $R_L = VL/\nu = 16.8(R_{0s})^{0.8}$, L 为转捩区长度,下标 XS 表示前缘至转捩起始点的距离。 $F(\lambda)$ 为压力梯度函数,且其取值范围为:零压力梯度 $F(\lambda) = 1$;负压力梯度 $F(\lambda) = 1 + 1.84\lambda + 9.21\lambda^2$;正压力梯度 $F(\lambda) = 1 + 0.36\lambda + 1.78\lambda^2$ 。

作为叶片表面附面层流态分析计算的第一步,选择合适的,具有代表性的叶栅进行计算分析是十分重要的。本研究选择一套靠近根部的轴流压气机静子截面叶型叶栅作为计算分析对象。该叶型设计进气角为 $\beta_1 = 36.7^\circ$;设计来流马赫数 $Ma_1 = 0.60$,设计出气角 $\beta_2 = 10^\circ$;叶栅转折角为 $\Delta\beta = 26.7^\circ$;叶栅稠度 $C/t = 1.79$,弦长 $C = 4.107$ cm。该叶栅属多级轴流压气机静子典型截面,具有一定的代表性,其叶片型面分布也很有特点,最大厚度约位于 50% 弦长处,并具有厚尾缘结构。以吸力面型面为例,叶型的曲率变化主要集中前半部,后半部基本为平直段。该叶型叶栅形状及几何参数说明如图 1 所示。

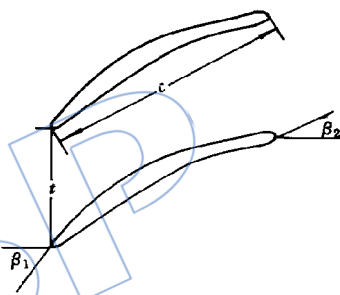


图 1 叶型叶栅几何示意图

3 叶片表面典型马赫数分布特点的分析

在来流马赫数 $Ma_1 = 0.20 \sim 0.80$, $\beta_1 = 33.0^\circ \sim 36.7^\circ$ 的范围内,用二维叶栅流场计算程序可获得各状态下的流场参数分布,其中计算的设计状态下叶型表面马赫数分布示于图 2 中。由于叶片表面沿流向的压力梯度分布是决定叶片表面附面层流动状态变化的重要因素,因此在计算叶片表面附面层流动之前,有必要对图 2 中的叶片表面马赫数分布特点进行分析。

对于设计状态($Ma_1 = 0.60$, $\beta_1 = 36.7^\circ$)可以看出,其设计状态下叶片表面马赫数分布具有以下特点:(1)气流从叶片前缘起迅速加速至吸力面峰值点($Ms = 0.79$, $X/C = 0.05$)。随后下降并维持一段马赫数变化很小的平顶区域,约从 30% 弦长后,气流缓慢减速至 80% 弦长处,又略有上升至小峰值 $Ms = 0.624$ 处,最后减速至尾缘点。造成近尾缘处小峰值点出现的主要原因,在于厚尾缘及后半段型面的平直分布。

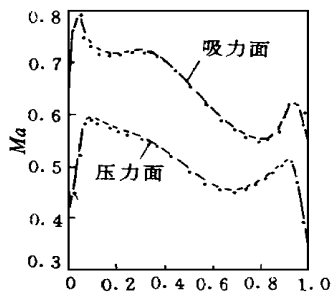


图 2 叶片表面马赫数分布
($Ma_1 = 0.70$, $\beta = 36.7^\circ$)

(2)压力面上马赫数分布的变化趋势基本与吸力面类似,但峰值点过后,气流一直缓慢减速至最低点,并无平顶区域出现,这是最主要的差别。

依据设计状态下的叶片表面马赫数分布,可以初步判定此类分布对叶片表面附面层发展

是比较有利的, 气流从前缘起至峰值处的加速、以及吸力面峰值点后的平顶区域分布都比较有利于维持层流附面层的存在; 平顶区域后的气流缓慢减速, 又可避免紊流附面层过早分离。因此, 此种类型的分布有利于尽量将紊流附面层的分离推迟发生。随后的附面层计算分析结果也证实了此点。同时, 在非设计状态下, 来流马赫数和冲角的变化会导致叶片表面马赫数分布改变, 进而对叶片表面附面层流态产生重要影响。

4 来流条件对叶片表面附面层转捩位置及转捩区域大小的影响

4.1 来流马赫数的影响

给定来流进气角 $\beta_1 = 36.7^\circ$, 来流紊流度 $T_u = 2.1\%$, 分别计算了 $Ma_1 = 0.20, 0.30, 0.40, 0.50, 0.60, 0.70, 0.80$ 时的叶片表面附面层流态。叶片吸力表面上转捩起始及结束位置随来流马赫数的变化如图 3(a) 所示, 由图中可以看出, 来流马赫数的变化对转捩起始位置及转捩区域大小均有一定影响。当来流马赫数较低时, 转捩起始位置比较靠后, 转捩区域较大; 随着来流马赫数的增大, 转捩起始位置前移, 转捩区域也变小。分别以 $Ma_1 = 0.20$ 和 $Ma_1 = 0.80$ 为例, 当 $Ma_1 = 0.20$ 时转捩起始位置在 $X/C = 0.4173$ 处, 结束位置为 $X/C = 0.6135$ 处, 转捩区域约占了 20% 的弦长; 当 $Ma_1 = 0.80$ 时, 转捩起始位置前移至 $X/C = 0.3951$ 处, 结束位置前移至 $X/C = 0.4511$ 处, 转捩区域只约占 5.6% 弦长。

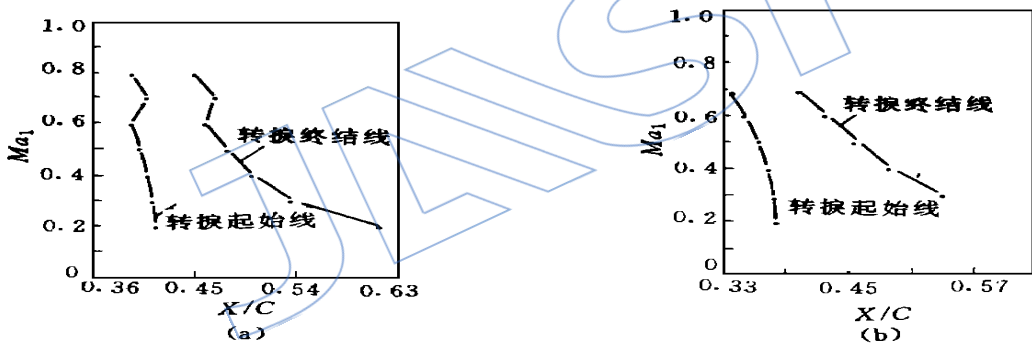


图 3 来流马赫数对吸力面转捩、压力面转捩的影响($\beta_1 = 36.7^\circ, T_u = 2.1\%$)

至于叶片压力面上的转捩受来流马赫数的影响见图 3(b), 基本与吸力表面相似, 只不过与吸力面相比, 在低马赫数来流时, 转捩起始位置更靠前, 结束位置更靠后, 转捩所占区域更大一些, 分别以 $Ma_1 = 0.20$ 和 $Ma_1 = 0.70$ 为例。 $Ma_1 = 0.20$ 时, 转捩起始位置为 $X/C = 0.3826$, 结束位置为 $X/C = 0.6376$, 转捩区约占弦长的 25.5% 左右; $Ma_1 = 0.70$ 时, 转捩起始位置前移至 $X/C = 0.3315$, 结束位置前移至 $X/C = 0.4041$, 转捩区仅占弦长的 6.7% 左右。

4.2 来流进气角 β 变化的影响

当来流马赫数 $Ma_1 = 0.40$, 来流紊流度 $T_u = 2.1\%$ 时, 来流进气角变化对叶片吸力面转捩的影响示于图 4 中。由图 4 可见, 当来流进气角增大时 (即来流冲角减小时), 转捩起始位置提前, 结束位置也略有前移; 当 β_1 由 33° 增至 41° 时, 转捩起始位置由 $X/C = 0.4209$ 前移至 $X/C = 0.3960$, 结束位置由 $X/C = 0.5107$ 前移至 $X/C = 0.5061$, 转捩区大小占整个弦长的比例也由 9% 弦长增至 11%。这与文献 [5] 中 Walker 的实验结果趋势是完全一致的。

由图 5 可见, 来流冲角变化对叶片压力面转捩的影响效果恰好相反, 当进口 β_1 从 33 增至 41 时, 转捩起始位置由 $X/C=0.3653$ 后移至 $X/C=0.3865$, 结束位置从 $X/C=0.4751$ 后

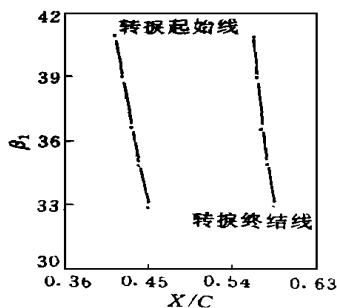


图 4 来流进气角对吸力面转捩的影响

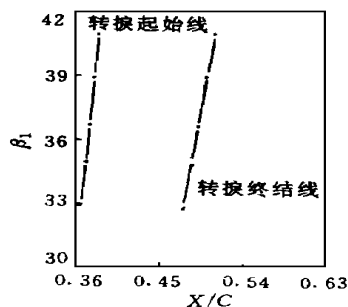


图 5 来流进气角对压力面转捩的影响

($Ma_1=0.4, Tu=2.1\%$)

移至 $X/C=0.5138$, 相应地转捩区域占弦长比例也略有增加。

结束语 借助先进的计算流体力学手段。采用数值模拟技术分析叶片表面附面层流态变化具有重要价值, 从计算结果中分析归纳的一些具有规律性的现象, 不仅有助于更好地认识叶片表面附面层流态变化的规律、而且可为今后采用流动显示技术再现来流条件对附面层流态的影响提供一定的指导。

应当指出的是: 叶片表面附面层的发展过程是十分复杂的, 受多种因素影响, 而数值模拟计算本身也受到转捩与分离模型的制约。因此, 本文的研究只是初步的, 还需实验验证和不断改进, 特别是在寻求更好的转捩与分离模型方面, 仍有大量的、艰巨的工作要做。只有不断改进数值模拟手段, 才能更准确的预测叶片表面附面层流态的变化, 为实验研究提供指导, 这也正是本文今后努力的方向。

参 考 文 献

- 1 DU NHAM J. Prediction of Boundary Layer Transition on Turbomachinery Blades. AGARD AG164, 1972
- 2 ROBERTS W B. Calculation of Laminar Separation Bubbles and Their Effect on Airfoil Performance. AIAA Journal 1980, 18: 25- 31
- 3 STEPHEN C SMITH. Use of Sensitive Liquid Crystals for Surface Flow Visualization. Journal of Aircraft, 1992, 29 (2): 289- 293
- 4 NARASIMHA R. The Laminar- Turbulent Transition Zone in the Boundary Layer. Progress in Aeroautical Science 1985, 22: 29- 80
- 5 WALKER G J. Transitional Flow on Axial Turbomachine Blading. AIAA 25th Aerospace Science Meeting, Reno, AIAA - 87- 0010, 1987
- 6 马铁犹编. 计算流体力学. 北京: 北京航空学院出版社, 1986
- 7 DONG Y. Boundary Layer on Compressor Blades. Ph. D Dissertation, University of Cambridge, 1988
- 8 ABU- GHANNAM B J, SHAW R. Natural Transition of Boundary Layer—The Effects of Turbulence, Pressure Gradient and Flow History. Journal of Mechanical Engineering Science 1980, 22(5): 213- 228

PREDICTION OF INTERNAL FLOW FIELD IN A HIGH SPEED IMPELLER WITH VISCOUS BODY FORCE TECHNIQUE

Yang Ce, Suo Yisheng, Jiang Zikang, Zhu Wei

(Department of Thermal Engineering, Tsinghua University, Beijing 100084)

Lao Dazhong *(Beijing University of Technology, Beijing 100081)*

ABSTRACT

It is very important of understanding the internal flow field in high speed centrifugal compressor in order to design an impeller with higher efficiency and high pressure ratio. In this paper, a three- dimensional viscous code has been developed to solve simplified Reynolds- averaged Navier- Stokes equations . The viscosity is simulated with viscous body force method. The governing equations are spatially discretized in the cell- vertex finite volume scheme on a simple H mesh and temporally integrated by an explicit two- step Runge- Kutta scheme. The turbulence closure is made by using Baldwin- Lomax model. This code is demonstrated for predicting the internal flow field of a high speed impeller. Some laser measure data are also illustrated to testify the calculated results.

Key Words Centrifugal comperssors Three- dimensional flow Calculation

A MODIFIED MODEL OF SUPERSONIC/TRANSONIC FAN AERODYNAMIC DESIGN SYSTEM

Zhao Yongjun, Xing Xiuqing, Zhou Sheng

(4th Dept. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

ABSTRACT

The two- dimensional aerodynamic design and the three- dimensional flowfield analysis, which are two of the three main parts of supersonic/transonic fan aerodynamic design system, do not match in flow model. Therefore, a triangular model of aerodynamic design system is put forward to improve the design system. As a part of its implementation a quantitative indicator is provided which uses the inner flow deviation angle and its deviation to evaluate quantitatively the designed flow field and to guide the next design iteration. The possibility of developing the indicator into a criteria is also discussed.

Key Words Transonic flow Fans Aerodynamic characteristics Modelling

NUMERICAL SIMULATION OF BOUNDARY LAYER ON BLADE SURFACE UNDER DIFFERENT INLET FLOW CONDITIONS

Liu Bo and Wang Yangang

(7th Dept. Northwestern Polytechnic University, Xian 710072)

ABSTRACT

The boundary layer flow pattern on the blade surface of a two dimensional cascade is simulated numerically to investigate the transition process from laminar to turbulent flow and the length scale of transition region under different inlet Mach number and incidence. The influence mechanism of some inlet flow conditions on the transition is also