

低雷诺数涡轮叶栅损失的实验与数值模拟^{*}

乔渭阳, 王占学, 伊进宝

(西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072)

摘 要: 发动机涡轮部件在高空低速飞行条件下工作雷诺数降低, 其损失显著增大、效率显著降低。应用实验分析与数值模拟相结合的方法, 深入认识高空低雷诺数条件下涡轮流动损失的特征和规律, 数值计算是基于 Jameson 中心差分法和 Runge-Kutta 时间推进的 N-S 方程计算的有限体积方法。研究表明, 随着雷诺数降低, 涡轮叶栅流动损失增大, 当雷诺数小于 42000 之后, 涡轮叶栅流动损失呈明显增大的趋势。数值计算结果表明在低雷诺数条件下, 涡轮叶栅吸力面后部流动产生了分离, 这是流动损失增大的主要原因。数值预测的结果与实验测量结果的趋势吻合得相当好。

关键词: 涡轮叶栅; 流动; 损失; 流动分布; 数值仿真

中图分类号: V235.113 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2004) 05-0426-04

Experimental and numerical investigation of loss in turbine cascade with low reynolds number

QIAO Wei-yang, WANG Zhan-xue, YI Jin-bao

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical Univ., Xi'an 710072, China)

Abstract: Low Reynolds number of turbine at high altitude results in the notable drop of efficiency of turbine. The objectives of the present work was to reveal the aerodynamic performance of low-pressure turbine blades at low Reynolds number. The airfoil being studied here is the mid-span section of the low-pressure turbine rotor blade of a turbofan. The Reynolds number, based on the cascade outlet velocity and blade chord, was varied from 10000 to 180000. A finite volume scheme for solving Reynolds averaged Navier-Stokes equations is used. The experiment was conducted on the low-speed linear cascade tunnel. Both the predicted and experimental results indicate increased cascade losses as the Reynolds number is reduced to the values associated with aircraft cruise conditions. Overall, the predicted aerodynamic and performance results exhibit fair agreement with experimental data.

Key words: Turbine cascade; Flow; Loss; Flow distribution; Numerical simulation

1 引 言

降低损失、提高效率是高空低速飞行器动力装置主要部件——涡轮必须解决的重要技术问题。长期以来, 研究涡轮内部流动结构、揭示涡轮流动损失机理、建立涡轮流动损失模型等一直是涡轮研究的主要课题^[1]。近年来, 高空无人作战飞机的兴起, 促使了对低雷诺数条件下涡轮流动损失及其控制技术的研究。其中美国空军 Wright 实验室在该领域作出了重要的贡献^[2~4]。

本研究的目的是应用实验分析与数值模拟相结合的方法, 深入认识高空低雷诺数条件下涡轮流动损失的特征和规律, 为在低雷诺数条件下, 保证新设计涡轮负荷提高或者在同等负荷条件下重量减轻、效率比常规设计提高的涡轮设计目标奠定基础。

2 实 验

2.1 实验设备与测量探针

实验是在西北工业大学吹气式低速涡轮平面叶栅风洞进行, 该叶栅风洞由气源、扩压段、整流段、收

^{*} 收稿日期: 2003-07-29; 修订日期: 2004-03-03。

基金项目: 航空基础科学基金资助项目 (01C53011)。

作者简介: 乔渭阳 (1963—), 男, 博士, 教授, 研究领域为航空燃气涡轮发动机气动热力学。

敛段、工作段等基本部件组成,气源是由一台交流电动机驱动的直径为 600mm 的轴流风扇构成,试验段为一个 $0.8\text{m} \times 0.35\text{m}$ 矩形段。

试验的平面叶栅模型是某型涡扇发动机低压涡轮转子叶片平均半径处的叶型,叶栅试验段叶片数目是 9,根据风洞实际气源的条件以及实验雷诺数的工作要求,实际加工的叶片是发动机中实际叶片的 7.5 倍弦长。为了改善叶片叶展中心处的二维流场,每个实验叶片在叶展方向上按 7 倍扩展到 350mm。叶片弦长为 125.3mm,栅距为 85.24mm,转折角是 79.3° 。

通过涡轮叶栅的流场参数应用圆柱型三孔压力探针进行测量,探针分别放置在叶栅前方一个弦长、叶栅后方一个弦长的位置用于测量叶栅进出口的气流参数,并分别在进出口一个栅距内布置 7 个测量点。探针的压力参数由微型压力计读取,气流温度和大气压力分别用温度计与大气压力表读取。

2.2 实验结果及分析

实验过程中,通过改变气源风扇的工作转速调节气流流量,从而达到改变涡轮叶栅流动速度以及雷诺数的目的。基于叶栅出口气流速度和叶片轴向弦长,实验测量的雷诺数分别为 32604, 57899, 87206, 104380, 115803。

图 1 表示涡轮叶栅流动损失系数的实验测量结果。图中的流动损失系数的定义为

$$\zeta = \frac{p_{t1} - p_{t2}}{0.5\rho U_2^2} \quad (1)$$

式中 p_{t1} 表示叶栅进口气流总压, p_{t2} 表示叶栅出口气流平均总压, $0.5\rho U_2^2$ 表示叶栅出口平均动压头。

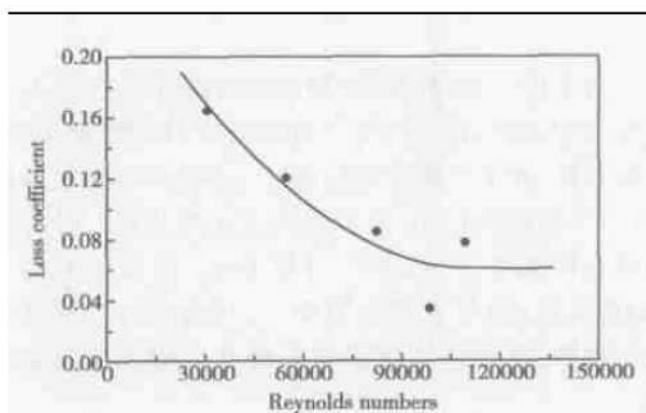


Fig. 1 Variation of loss coefficient with Reynolds number

由图 1 可以看出,随着雷诺数的减小,涡轮叶栅的流动损失显著增大,雷诺数从 100000 减小到 30000 量级,流动损失增大了一个数量级。

3 数值模拟研究

3.1 数值计算方法

本研究数值计算采用了本课题组发展的一种基于 Jameson 中心差分和 Runge-Kutta 时间推进的 N-S 方程计算程序^[5],为了提高收敛效率和程序稳定性,采用了当地时间步长,特别是针对粘性计算中计算网格形状比高的特点,根据 Radespiel 和 Swanson 等人提出的变系数残差光滑和人工粘性模型的思想,采用当地变系数的方法,并专门设计了考虑计算网格形状比的人工粘性模型。

低雷诺数条件下的湍流模型目前仍然没有得到完全的解决^[3,4,6],作为初步的研究,本研究目前采用的是两方程 $k-\varepsilon$ 模型和层流计算两种方法处理湍流问题,这也是目前在没有完全解决低雷诺数湍流问题情况下国外许多研究者广泛使用的方法^[4]。

3.2 计算结果与试验测量结果的比较

为了考核计算结果,针对实验叶栅,应用 CFD 程序计算了叶栅流动损失系数随雷诺数的变化,并与实验测量结果进行了比较,如图 2 所示。由图 2 可以看出,除了雷诺数是 100000 点数值计算结果与实验结果有较大偏差外,其它点的计算结果与实验结果有比较好的一致性。在雷诺数 100000 点计算结果与实验结果有较大偏差的原因目前还不能确定,可能有试验测量的原因,也可能数值计算湍流模型的选择有不恰当的方面。

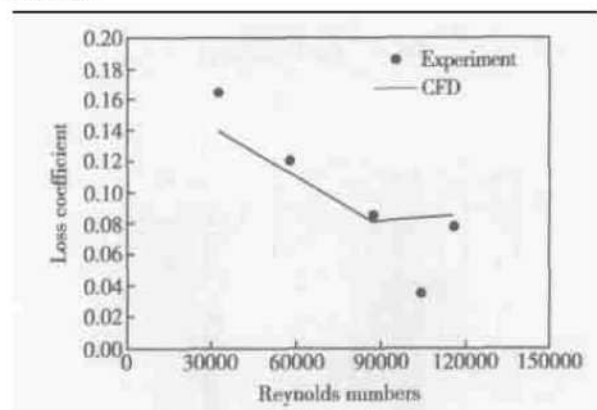


Fig. 2 Comparison of the results of computation and measurement

3.3 不同雷诺数下平面叶栅流场的计算结果

针对实际发动机低压涡轮转子叶排,计算了叶片平均半径位置处叶片对应的叶栅的流场随雷诺数变化的情况。

图 3, 4, 5 分别表示雷诺数为 14771 时涡轮叶栅

流场的静压分布、速度分布和总压分布的计算结果,由这三个图可以看出,围绕涡轮叶栅流动的主要细节,如尾迹、滞止点、吸力面的前部增速减压和后部的减速增压等物理过程都得到了反应。

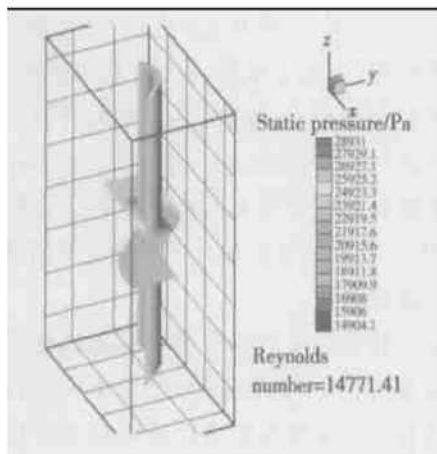


Fig. 3 Static pressure contours

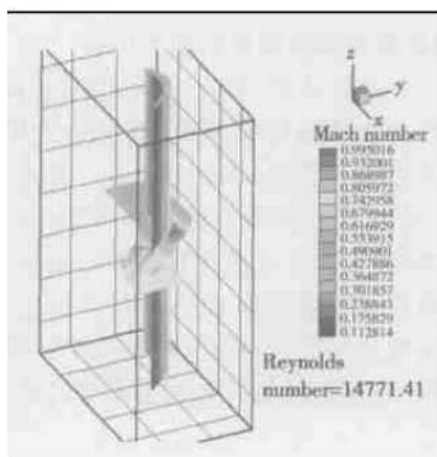


Fig. 4 Mach contours

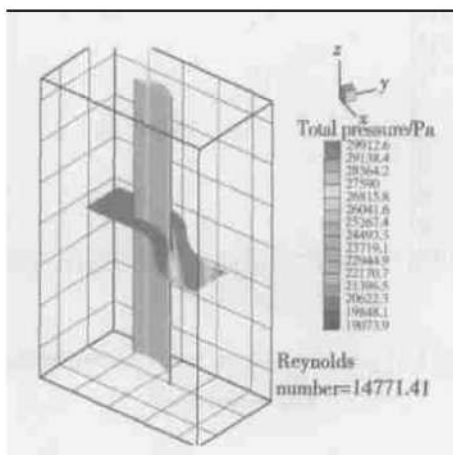
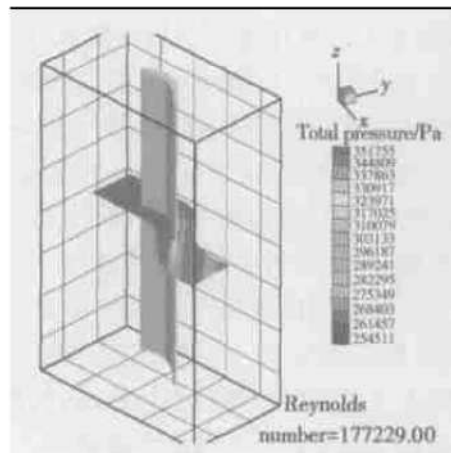


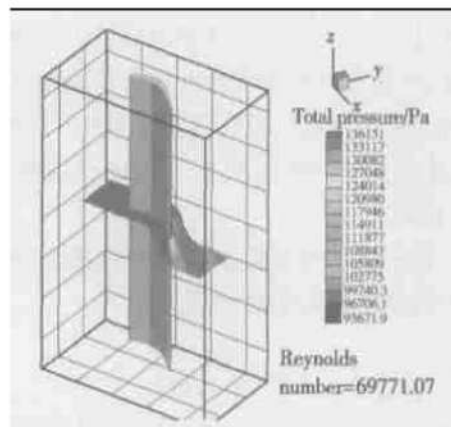
Fig. 5 Total pressure contours

图 6 表示两种不同雷诺数条件下计算得到的叶栅流场的总压分布,图 6(a) 对应的雷诺数是 177229,

图 6(b) 对应的雷诺数是 69771。仔细分析图 5, 6, 可以发现,低雷诺数状态下涡轮叶栅吸力面边界层厚度和尾迹宽度明显大于高雷诺数状态下涡轮叶栅吸力面边界层厚度与尾迹宽度,因此,低雷诺数条件下涡轮流动损失必然大于高雷诺数情况下的流动损失。



(a) $Re = 177229$



(b) $Re = 69771$

Fig. 6 Total pressure contours

为了进一步说明流动损失随雷诺数的变化,与二维计算相类似,我们计算了雷诺数从 180000 到 10000 之间共计 10 个不同雷诺数条件下涡轮叶栅的流动损失(对应发动机在 10 个不同高度工作情况),计算结果表示在图 7 中,由图 7 可以看出,当雷诺数小于 40000 以后,随着雷诺数的减小,叶栅损失呈明显增大的趋势,这个计算结果与前面介绍的试验测量相似。

美国空军技术研究所 Dorney 等人的实验计算结果表明^[4],雷诺数 43000 是涡轮叶栅流动损失显著变化分界点,如果仔细将本论文计算试验结果与文献[4]的实验计算结果进行比较,可以看出本研究的结果与文献[4]的结果也是非常吻合的。

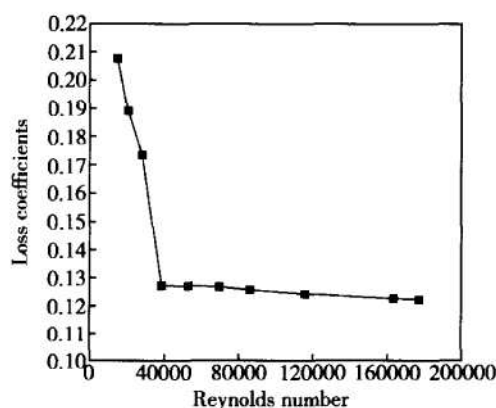


Fig. 7 Variation of loss coefficient with Reynolds number by calculation

4 低雷诺数涡轮叶栅损失增大原因分析

为了进一步分析低雷诺数条件下涡轮叶栅的流动特征,图8给出在低雷诺数情况下叶片表面的摩擦系数分布,图中同时给出用层流计算与湍流计算的结果。表面摩擦系数的定义为

$$C_f = \frac{\tau}{0.5 \rho U_2^2} \quad (2)$$

式中 τ 表示叶片表面摩擦力, $0.5 \rho U_2^2$ 表示叶栅出口气流的动压头。

图8表示的叶片表面摩擦系数分布说明了低雷诺数情况下发生了流动分离现象,如图所示,应用层流计算得到的结果表明,在轴向弦长 67% 位置开始,吸力面摩擦系数变为负值,说明在这个位置流动发生了分离,之后,摩擦系数一直为负值。但是,湍流计算结果表明分离位置是在轴向弦长 80% 位置,而且,在 93% 位置摩擦系数又变为正值,因此,在这个位置流动分离出现重附。

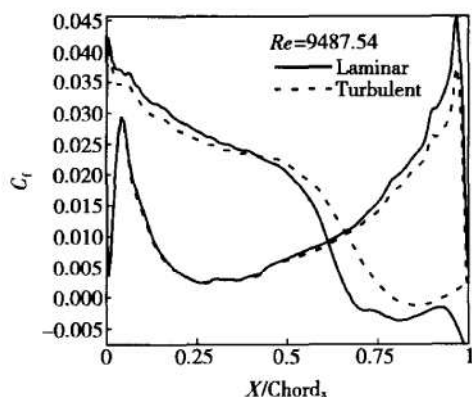


Fig. 8 Skin friction coefficient

需要指出,将涡轮叶栅流场完全看作层流是不准确的,因此完全的层流计算结果肯定与实际流动过程有差别,另一方面,目前的湍流计算也有两个缺陷,一是将整个流场都按照湍流计算,这是不准确的,另外,计算中采用的湍流模型采用的是高雷诺数条件下的湍流模型。因此,进一步发展能够反映流动转捩过程的低雷诺数条件下的湍流模型,对于进行高空低雷诺数条件下的航空燃气涡轮发动机流动损失及其控制研究是必要的。

5 结 论

(1) 对雷诺数变化情况下的涡轮叶栅流动损失进行了实验测试分析和数值模拟研究,数值预测结果与实验测量结果的趋势吻合得相当好。研究表明,随雷诺数降低,涡轮叶栅流动损失增大,当雷诺数小于 42000 之后,涡轮叶栅流动损失呈明显增大的趋势。

(2) 数值计算结果表明在低雷诺数条件下,涡轮叶栅吸力面后部流动产生了分离,这是流动损失增大的主要原因。

(3) 应用层流计算和应用完全湍流计算低雷诺数下的涡轮流场都是不恰当的。进一步发展能够反映流动转捩过程的低雷诺数条件下的湍流模型,对于进行低雷诺数条件下的航空燃气涡轮发动机流动损失及其控制研究是必要的。

参考文献:

- [1] 乔渭阳,王占学. 考虑冷气喷射的涡轮叶栅尾缘损失理论分析[J]. 航空学报, 2003, 24(3).
- [2] Lake J P, King P I, Rivir R B. Reduction of separation losses on turbine blad with low Reynolds number[R]. AIAA 99-0242.
- [3] Langtry R B, Sjolander S A. Prediction of transition for attached and separated shear layers in turbomachinery[R]. AIAA 2002-3641.
- [4] Dorney D J, Lake J P, King P I, et al. Experimental and numerical investigation of losses in low-pressure turbine blade rows[R]. AIAA 2000-0737.
- [5] Qiao Wei-yang, Wang Zhan-xue. Efficient cell-centered multi-grid scheme for the three dimensional Navier-Stokes equations [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2002, 15 (4).
- [6] Dorney D J, Ashpis D. Study of low Reynolds number effects on the losses in low pressure turbine blade rows[J]. International Journal of Turbo and Jet Engines, 1999, 16(2).

(编辑: 梅 瑛)