

低雷诺数涡轮流动损失控制技术*

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: 针对高空、低雷诺数条件下涡轮损失显著增大、效率显著降低的问题, 应用理论分析与数值计算相结合的方法, 从流动控制原理、设计方法、流场数值计算等多个方面研究了“微球窝”(Dimple)流动控制在航空燃气涡轮中应用的问题, 分析了“微球窝”表面处理控制流动分离的基本原理, 数值计算表明, 围绕球窝周围的气流参数具有明显的变化, 球窝对叶片表面流动过程的扰动, 使得流动分离点向后推移, 雷诺数在 12208~15611 范围的流动情况, 分离点分别向后推迟 3%~5% 的叶片弦长。

关键词: 涡轮喷气发动机; 涡轮叶片; 流动分布; 流动特性; 控制

中图分类号: V235.11 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2005) 01-0042-04

Control of separation losses on turbine blade with low Reynolds number

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

(Coll. of Propulsion and Energy, Northwestern Polytechnical Univ. Xi'an 710072, China)

Abstract The Reynolds number of turbine, especially the low-pressure turbine of turbofan engine is very low during the long loiters at high altitudes for the Unmanned Aerial Vehicles (UAVs), and this low Reynolds number results in the notable drop of efficiency of turbine. The objective of the present work was to explore the control method of flow separation on the turbine blades with the low Reynolds number. In the current investigation, the available and contemplated flow-control methods particularly suited for low-Reynolds number airfoils were first surveyed. Dimpled blade, which is one of the surface treatments based on the golfball dimple structure, was investigated in present study. The horseshoe vortices created behind the dimples are the main cause for the delay and elimination of flow separation. Numerical simulation results for the dimpled airfoil of the mid-span section of the low-pressure turbine rotor blade of a turbofan engine are inspiring.

Key words Turbojet engine; Turbine blade; Flow distribution; Flow characteristic; Control

1 引 言

国内外航空界围绕飞机外流的流动控制技术, 已经取得了显著的成果^[1,2], 航空燃气涡轮发动机内流空气动力学也取得了迅速的发展。

对于航空燃气涡轮发动机涡轮部件来讲, 在高高空工作状态, 低压涡轮的工作雷诺数可能接近 10^4 这个数量级, 流动的分离和流动损失显著增加, 因此, 开展低雷诺数条件下的涡轮部件流动控制技术成为当前航空燃气涡轮发动机领域的重要研究方向^[3~5]。

本文针对低雷诺数条件下涡轮叶片吸力面边界

层分离与流动损失增大的问题, 应用数值计算的方法, 研究了“微球窝”对低雷诺数下涡轮流动分离控制问题, 分析了“微球窝”表面处理控制流动分离的基本原理和结果。

2 “微球窝”流动控制原理

2.1 控制思想的来源

“微球窝”流动控制技术是 Beam an 和 Harvey 等人关于高尔夫球气动阻力的研究^[6]。Beam an 等对绕流球体的流动进行的研究表明, 按照雷诺数从小到大排列, 可以将绕流球体(或圆柱体)的流动划分为 4

* 收稿日期: 2004-05-12 修订日期: 2004-09-08

基金项目: 国家自然科学基金资助项目 (10377011)。

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, 叶轮机械气动热力学。

E-mail: Qiaowuy@nwpu.edu.cn

个不同的流动区域,即:亚临界流动区、临界流动区、超临界流动区和跨超临界流动区等。如图 1 所示,在不同流动区域,球体受到的空气阻力明显不同。

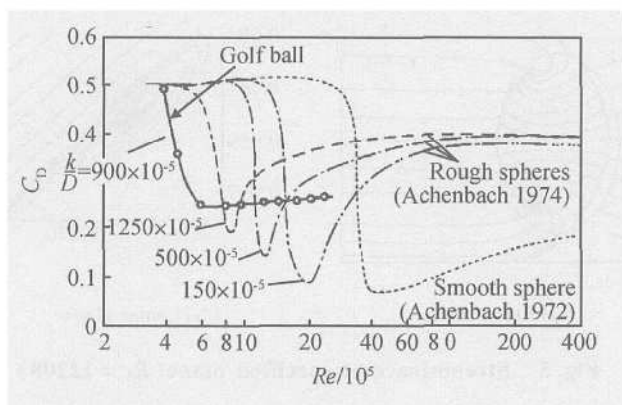


Fig 1 Variation of drag coefficient with Reynolds number for smooth and roughened spheres and a golf ball

图 1 中 k 表示粗糙表面砂粒的直径, D 表示球体直径。可以看出,随着粗糙度的增加(即 k/D 值的增大),临界雷诺数减小,但是在达到最小阻力系数之后,在超临界区阻力系数增加速度加快,在超临界区阻力系数随粗糙度增加而增加的原因在于粗糙表面影响了湍流边界层发展,同光滑表面相比,粗糙表面引起边界层加厚,从而导致流动提前分离。

对于具有“微窝”结构的高尔夫球,应用 k 表示球窝的深度,则对应的 k/D 值是 $9/1000$ 如图所示,在相同的 k/D 情况下,“微窝”表面的球体的临界雷诺数更小,而且,“微窝”表面球体一个更重要的特征是在超临界区球体的阻力系数并不随雷诺数的增加而增加,反之,而是保持在最低的阻力系数量级。因此,对于具有“微窝”表面的高尔夫球体来讲,在超临界区流动的阻力系数保持较低的水平。

仔细观察图 1 中高尔夫球流动雷诺数的范围,可以看出,高尔夫球的工作雷诺数范围正好与高高空低马赫数情况下涡扇发动机低压涡轮工作雷诺数范围近似。

2.2 控制原理

“微窝”表面结构与粗糙表面一个重要的差别就是流动结构不相同,微窝在物体表面形成球窝形状的空腔,而正是在微窝中的空腔流动结构造成了在超临界区流动阻力系数不再随雷诺数增加,而粗糙表面由于引起边界层加厚,分离提前,因此在超临界区阻力系数随雷诺数增加而增加。但对于微窝表面,在很宽的雷诺数范围,它也不会改变流动形

式。反而,微窝处的空腔流动结构会使得流动分离向后移动。

如图 2 所示,定义球窝前边缘为空腔流动的前缘,后边缘为空腔流动的后缘。在前缘,边界层发生分离,由于在空腔处的环流不能够在空腔内封闭循环,涡线将会拖曳出来,从而在流场中形成一个马蹄涡结构,马蹄涡的形成,将把边界层外高能流体卷入到边界层内,从而延迟边界层分离。

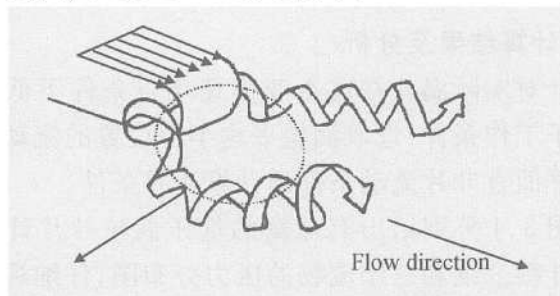


Fig 2 Dimple cavity flow schematic

3 “微球窝”流动控制的数值模拟研究

为了证实球窝结构对涡轮叶片流动的影响,应用数值模拟的方法,通过对二维叶栅粘性流场的数值计算,分析了球窝结构延迟流动分离的过程。

3.1 数值计算方法

数值计算采用了本课题组发展的一种基于 Jameson 中心差分法和 Runge-Kutta 时间推进的 N-S 方程计算程序^[3-7],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顺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^[8-11],本文目前采用的是两方程 $k-\epsilon$ 模型处理湍流问题,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广泛使用的方法。有关数值模拟方法见文献[3-7]。

3.2 球窝结构

为了仔细分析微球窝结构对涡轮叶片表面流场结构的影响,特别是观察微球窝周围流动细节,本文针对平面直叶片(即涡轮平面叶栅情况)中的微球窝结构展开数值计算研究。

针对某型低压涡轮转子叶片(平均半径处的叶型型面构成直叶片),设计了球窝结构,叶片参数以及球窝参数如表 1 所示。

Table 1 Details of turbine blade and dimple

Blade parameters	Value	Dimple parameters	Value
Chord/mm	16	Depth/mm	0.14
Stagger/(°)	19	Diameter/mm	4.38
Pitch/mm	12	Spacing/mm	1.91
Inlet angle/(°)	30	Streamwise length/mm	1.54
Outlet angle/(°)	45	Spanwise width/mm	1.48
		Position	60% chord

3.3 计算结果及分析

针对实际涡轮在高空亚声速飞行条件下低压涡轮转子工作条件,选取涡轮平均半径位置的流动条件作为平面直叶片流动条件的计算边界条件。

图 3、4 分别给出有球窝的低压涡轮叶片计算得到的叶栅二维和三维流场的压力分布图,仔细观察叶片吸力面压力变化,可以看出围绕球窝周围的气流参数具有明显的变化,在球窝后缘的静压减小,因而速度加快,这样必然引起流动分离的推迟。

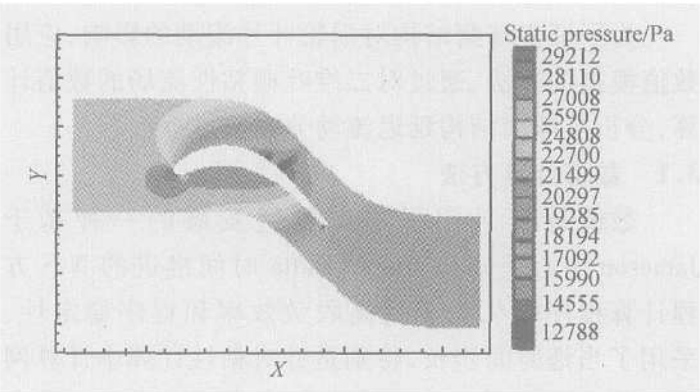


Fig 3 Static pressure contours in 2D-cascade

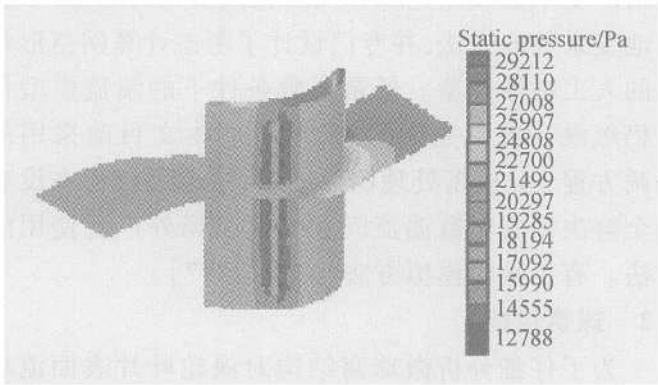


Fig 4 Static pressure contours in 3D-blade

首先分析单个微窝周围三维流场结构,图 5(a)表示在微球窝所在叶片表面上流线,图 5(b)表示在球窝中心对称面上流线。可以看出,在微球窝底表面存在反向旋转流动旋涡,而在对称中心面上,微窝中

存在一个大的旋涡,涡核位于微窝的后部位置。图 5 结果说明,由于微球窝结构存在,在流场中形成了一对马蹄涡,该旋涡将把边界层外高能流体卷入到边界层内,使边界层内流动动能增加,延迟边界层分离。

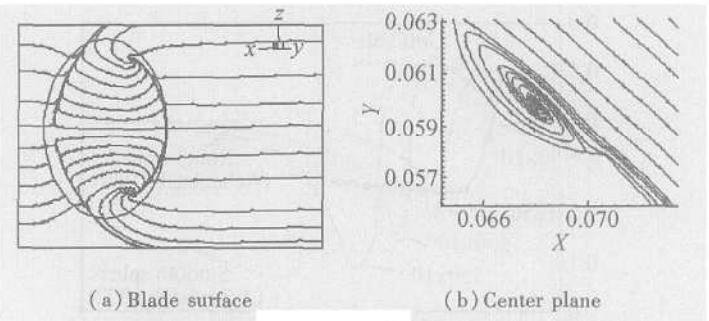


Fig 5 Stream trace at specified plane(Re= 12208)

为了分析球窝结构对流动分离的控制结果,分别计算了无球窝结构和有球窝结构的涡轮叶栅叶片表面摩擦系数变化情况,图 6 分别给出了三种情况下涡轮叶栅的计算结果,其中图 6(a)表示雷诺数为 12208 的计算结果、图 6(b)表示雷诺数为 14272 的计算结果、图 6(c)表示雷诺数为 15611 的计算结果。其中,雷诺数是基于叶片进口参数和叶片弦长为特征长度进行计算,图中的纵坐标表示叶片表面摩擦系数(其中微球窝部分的摩擦系数是微球窝底部的摩擦系数) $C_f = \tau / (0.5 \rho U_2^2)$, 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 6 同时给出了无球窝结构情况下涡轮叶片表面摩擦系数的计算结果。根据流动分离的判定标准(当摩擦系数 $C_f < 0$ 时,流动发生分离),由图 6 可以看出,在上述三个雷诺数条件下,涡轮叶片吸力面后部位置均发生了流动分离,雷诺数为 12208 时,分离发生在 70% 轴向弦长位置;当雷诺数为 14272 时,流动分离发生在 74% 轴向弦长位置;雷诺数为 15611 时,流动分离发生在 79% 位置。随着雷诺数的增加,叶片吸力面流动分离点向后移动。

再来观察有球窝结构的涡轮叶片表面摩擦系数分布,可以看出,在球窝位置叶片表面的摩擦系数发生了显著的变化,在球窝前缘位置,由于流动的加速,摩擦系数显著增大,而在球窝处,由于回流和流动速度的减慢,摩擦系数又显著的降低,但是,在球窝的后缘,由于流动的加速,摩擦系数明显增大。由于涡轮流动为亚声速流动,微球窝结构流动不仅引起球窝附近叶片表面流动参数的变化,同时对叶片表面整个流动参数分布也造成了小的影响,叶片表面其他位置摩擦系数分布发生了微小变化。

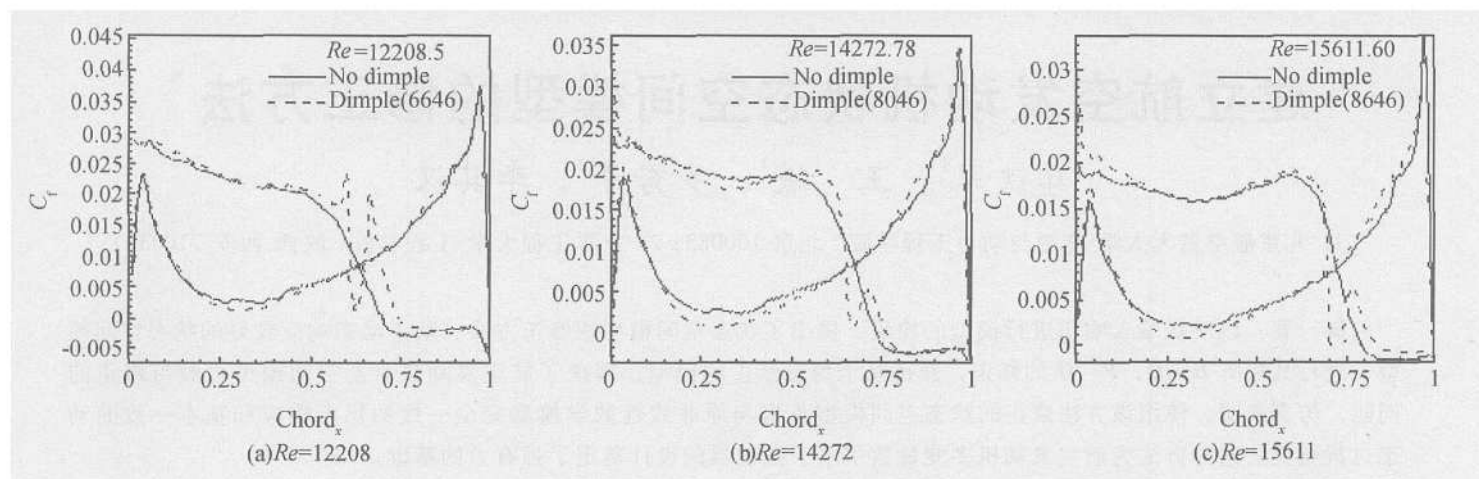


Fig 6 Skin friction coefficient

由图 6 可以看出, 球窝对叶片表面流动过程的扰动, 使得流动分离点向后推移, 对于雷诺数为 12208 情况, 分离点从 70% 轴向弦长位置推迟到 75% 轴向弦长位置; 而对于雷诺数为 14272 情况, 分离点从 74% 轴向弦长位置推迟到 77% 轴向弦长位置; 对于雷诺数为 15611 情况, 分离点从 79% 轴向弦长位置推迟到 82% 轴向弦长位置。

根据前面对球窝流动的分析, 球窝处的流动发生了回流现象, 由此判断, 在球窝位置流动摩擦系数应该为负值, 但是图 5 计算的球窝处摩擦系数结果并未达到负值, 这说明设计的球窝深度可能还不是在最佳状态。尽管如此, 球窝结构已经将上述三种流动条件下的叶片吸力面流动分离向后推迟。如果通过对球窝结构参数的优化设计, 以及对球窝位置的优化选择, 可以预计, 球窝结构对涡轮叶片的流动分离具有更好的控制作用。

4 结 论

(1) 针对某型发动机低压涡轮叶片, 应用粘性流场数值模拟的 CFD 计算程序, 研究了具有球窝结构涡轮叶栅流场, 并与无球窝结构涡轮叶栅流场的计算结果进行了比较, 结果比较满意。

(2) 如果通过对球窝结构参数的优化处理, 以及对球窝位置的优化选择, 可以预计, 球窝结构对涡轮叶片的流动分离具有更好的控制作用。这也是下一步研究工作的重点。

参考文献:

- [1] Mohamed Gad-el-Hak. Control of low speed airfoil aerodynamics[J]. *AAA Journal*, 1990, 28(9).
- [2] Lin J C, Howard F G, Bushnell D M, et al Investigation

of several passive and active methods of turbulent flow separation control[R]. *AAA* 90-1598, 1990

- [3] 乔渭阳, 王占学, 伊进宝. 低雷诺数涡轮叶栅损失的实验与数值模拟[J]. 推进技术, 2004, 25(5). (QIAO Weiyang WANG Zhan-xue YI Jin-bao Experimental and numerical investigation of loss in turbine cascade with low-Reynolds numbers[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2004, 25(5).)
- [4] Lake J P, King P I, Rivir R B. Reduction of separation losses on turbine blade with low Reynolds number[R]. *AAA* 99-0242, 1999
- [5] Bons J P, Sondergaard R, Rivir R B. Turbine separation control using pulsed vortex generator jets[J]. *ASME Journal of Turbomachinery*, 2001, 123
- [6] Beam an P W, Harvey J K. Golf ball aerodynamics[J]. *Aeronautical Quarterly*, 1976, 112~122
- [7] Qiao Weiyang Wang Zhan-xue. Efficient cell-centered multigrid scheme for the three dimensional Navier-Stokes equations[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2002, 15(4): 193~199
- [8] Langtry R B, Spjlander S A. Prediction of transition for attached and separated shear layers in turbomachinery[R]. *AAA* 2002-3641, 2002
- [9] Henry F S, Pearcey H H. Numerical model of boundary layer control using air-jet generated vortices[J]. *AAA Journal*, 1994, 32(12).
- [10] Domey D J, Lake J P, King P I et al. Experimental and numerical investigation of losses in low-pressure turbine blade rows[R]. *AAA* 2000-0737, 2000
- [11] Domey 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)