

文章编号:1000-6893(2007)01-0058-06

低雷诺数下尾迹与分离边界层的相互作用研究

杨 琳¹, 邹正平¹, 李 维²

(1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 航空发动机气动热力重点实验室, 北京 100083)

(2. 株洲航空动力研究所, 湖南 株洲 412002)

Investigation of the Interaction Between Wake and Separated Boundary Layer at Low Reynolds Numbers

YANG Lin¹, ZOU Zheng-ping¹, LI Wei²

(1. National Key Laboratory of Aircraft Engine, School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

(2. Zhuzhou Aviation Powerplant Research Institute, Zhuzhou 412002, China)

摘 要: 用有压力梯度平板模拟典型后加载负荷分布形式下低压涡轮吸力面边界层的发展, 研究尾迹与分离边界层的相互作用, 并对比了雷诺数变化的影响, 还分析了在很低雷诺数下尾缘脱落旋涡和分离区的相互作用。结果表明, 在相同出口马赫数下, 随着雷诺数降低, 壁面等熵马赫数发生变化, 峰值马赫数有所降低。尾迹与分离区的相互作用通过在分离区诱导卷起的旋涡, 产生湍流以及 Calmed 区, 抑制边界层分离。当雷诺数很低时, 分离区与尾缘脱落旋涡的非定常现象需要在涡轮设计中给予关注。

关键词: 涡轮; 数值模拟; 尾迹; 非定常; 分离; 边界层

中图分类号: V231.3 **文献标识码:** A

Abstract: The suction boundary layer development of typical aft-loading low pressure turbine was modeled by flat plate with proper pressure gradient. Interaction between the wake and the separated boundary layer was investigated. The effect of Reynolds number was studied and the interaction of separated region with trailing edge vortex shedding at very low Reynolds number was analyzed. The results show that at the same exit Mach number, the isentropic Mach number of the wall changes and the peak Mach number decreases with decreasing Reynolds number. The interaction of the wake and the separated region can suppress the boundary layer separation by turbulent and the calmed region produced by the breakdown of rollup vortices induced by wake in the separated boundary layer. The unsteadiness of the separated region and trailing edge vortex shedding should be paid attention in turbine design process at very low Reynolds number.

Key words: turbine; simulation; wake; unsteady; separation; boundary layer

当常规设计的低压涡轮工作在低雷诺数下时, 叶片吸力面边界层很可能发生大面积层流分离, 导致涡轮效率急剧下降。AE3007H 在高空 19 800 m 巡航状态工作时与常规飞行相比低压涡轮效率下降 6%^[1]。因此, 必须对低雷诺数下工作的涡轮进行新的设计。

Hodson 和 Addison 证明, 尾迹可以抑止层流分离泡^[2]。因此, 将叶轮机内这种固有的非定常尾迹作用引入到设计过程中, 在几乎不改变性能的条件下, 叶片负荷可以有很大的提高。Curtis 以及 Haselbach 等人的研究显示, 利用这种方法, 可以比传统负荷减小 20% 的叶片数目, 而进一步发展的超高负荷叶型, 又进一步减小了 11% 的叶片, 大幅度的减轻了重量^[3,4]。该方法也为

低雷诺数涡轮设计提供了方向。

为了更好地将非定常的方法纳入到涡轮设计体系中来, 就必须对非定常尾迹与分离边界层的相互作用机理进行必要的研究。Stieger 等人在低速下对存在尾迹影响的涡轮叶栅分离边界层进行研究, 给出了尾迹诱导分离边界层转捩的机制, 指出在尾迹作用下, 分离剪切层内会卷起旋涡, 随后旋涡破裂形成湍流, 在湍流以及 Calmed 区的作用下分离区得到了抑制^[5]。

虽然实验以及应用都取得了一定的成果, 但必要的数值模拟工作仍然需要, 一方面为了更好的理解物理机制, 另一方面也为设计提供必要的数值工具。因此, 本文针对一典型后加载负荷分布形式低压涡轮的吸力面边界层, 用数值模拟的方法研究尾迹与分离边界层的相互作用, 并研究了雷诺数对这种作用的影响。

1 数值方法

本文的数值模拟工具是由宁方飞的非定常 MAP 程序^[6]发展而来,计算中求解三维非定常雷诺平均的 N-S 方程,采用空间离散的有限体积法,时间离散的隐式离散方法,对流通量采用 AUSMD/V 格式,离散的线化方程组采用 GMRES 算法求解,非定常计算应用双重时间步方法。

湍流模型为改进的 Spalart-Allmaras 一方程模型,并在模型中引入间歇因子修正湍流黏性以考虑转捩的影响。对于附着边界层,判断转捩的方法应用 Abu-Ghannam 和 Shaw 的模型^[7],而对于分离泡转捩形式,则应用 Davis 等人的模型^[8]。文献^[9]应用该方法对平板和涡轮叶栅进行了数值模拟并与实验结果进行了比较,图 1 给出了数值模拟结果与实验结果的对比,结果证明加入转捩模型后的程序能够较准确地预测转捩的发生和发展,以反映低雷诺数条件下的边界层发展过程。

另外,为了排除其他因素的影响而单独研究吸力面边界层的发展,本文对有压力梯度的平板边界层进行研究。图 2 给出了非定常计算条件下的模型。通过控制平板上、下的曲板形状,控制平板表面的压力分布。为了避免曲板表面的流动分离,其边界条件设置为无黏壁面。网格为多块结构的 H 型网格。整个流场的网格比较均匀,并在考虑黏性的壁面处有足够的加密,在各种计算条件下,离开壁面第一个网格线处的 Y^+ 都小于 5。流向总的网格数为 305,周向网格总数为 145,展向只计算 2 个网格,网格总数为 88 450。

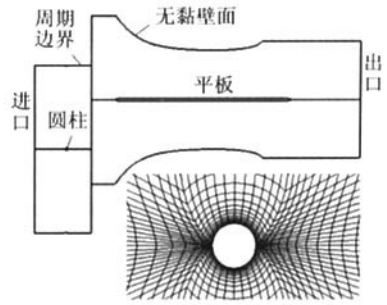


图 2 计算模型

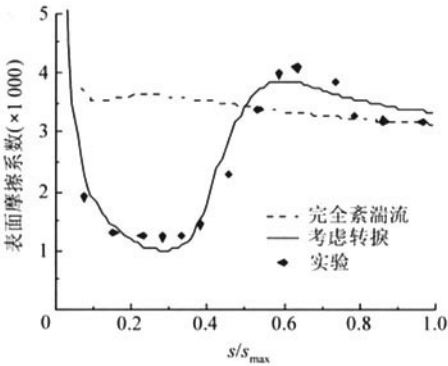
Fig. 2 Simulation model

计算的自由流湍流速度给定 2.5%, 圆柱的运动速度为 100 m/s, 计算中保证了尾迹的折合频率为 0.8, 以模拟真实涡轮中的情况。本文共对 4 个雷诺数进行了模拟, 分别为 2.5×10^5 , 2×10^5 , 0.5×10^5 和 0.2×10^5 。

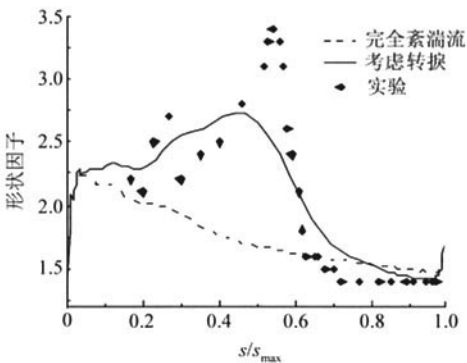
2 计算结果

(1) 雷诺数变化对流场的影响

图 3 给出了在不同雷诺数下非定常时间平均的平板表面等熵马赫数分布, 该分布为一典型后加载涡轮叶型吸力面的负荷分布。当雷诺数发生变化时, 等熵马赫数分布也发生明显变化。随着雷诺数的降低, 尾缘附近的曲线出现平台, 并且峰值马赫数也有所下降。对于雷诺数变化引起吸力



(a) 平板转捩模拟结果表面摩擦系数



(b) 涡轮转捩模拟结果的形状因子

图 1 转捩模拟与实验的对比^[9]

Fig. 1 Comparison of computational and experimental results

本文工作主要服务于低压涡轮设计。低压涡轮具有展弦比大的特点, 二次流影响较弱, 因此吸力面的叶型损失成为流动损失的主要部分^[10], 在不考虑端壁附近二次流影响的情况下, 流动基本可以认为是二维的, 由此, 本文也只进行二维研

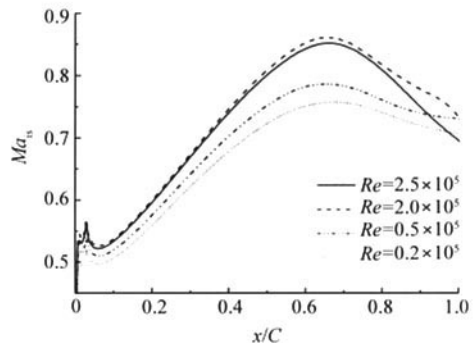


图 3 不同雷诺数下非定常时间平均的壁面等熵马赫数

Fig. 3 Time mean Mach number distributions

面峰值马赫数变化的问题,Boyle 等人对一涡轮导叶叶栅在不同马赫数和雷诺数范围内的实验也发现,在同样出口马赫数条件下,峰值马赫数随雷诺数下降而下降^[11],但文献中并没有指出该变化的原因。

图 4 给出了雷诺数为 2×10^5 和 0.2×10^5 下非定常的时间平均流场。雷诺数反映了惯性力和黏性力的典型值之比。从 2×10^5 到 0.2×10^5 ,雷诺数降低了一个量级后,黏性作用相对明显增强,而惯性作用则明显减弱,其对流场的影响表现为,壁面的黏性作用影响增大,最明显的可以看出边界层的厚度显著增大,而流体的惯性更难抵抗尾缘的逆压梯度,发生较大的分离,分离以及黏性作用的相对增强导致流场达到新的平衡,由此最终带来壁面峰值马赫数的降低以及尾缘等熵马赫数曲线平台的出现。

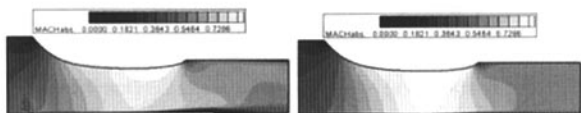
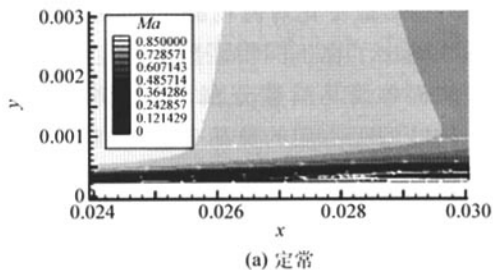


图 4 2 个雷诺数下流场的马赫数分布(左图为 2×10^5 ,右图为 0.2×10^5)

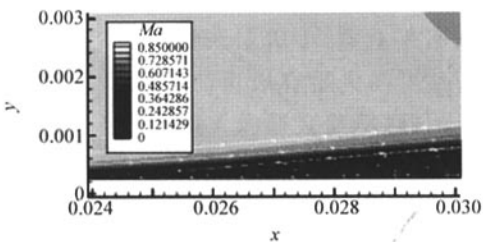
Fig.4 Mach number distributions at Reynolds number of 2×10^5 (left) and 0.2×10^5 (right)

(2) 尾迹与边界层分离的相互作用

在雷诺数 2×10^5 时,从时间平均的流场只能看到比较小的分离泡,而此时的定常流场却存在较大的分离。图 5 给出了该雷诺数下定常和非定



(a) 定常



(b) 非定常

图 5 2×10^5 雷诺数下定常和非定常马赫数云图及流线比较
Fig.5 Mach number distributions of steady and unsteady conditions

常流场的比较,由此看出,尾迹与分离边界层的相互作用,能够抑止分离。

图 6 给出了雷诺数 2×10^5 下,1 个尾迹扫过的不同时刻的扰动速度场和瞬时绝对速度场以及流线,其中扰动速度定义为瞬时的绝对速度与时间平均的速度之差。扰动速度场中的黑色线代表尾迹中心的位置。

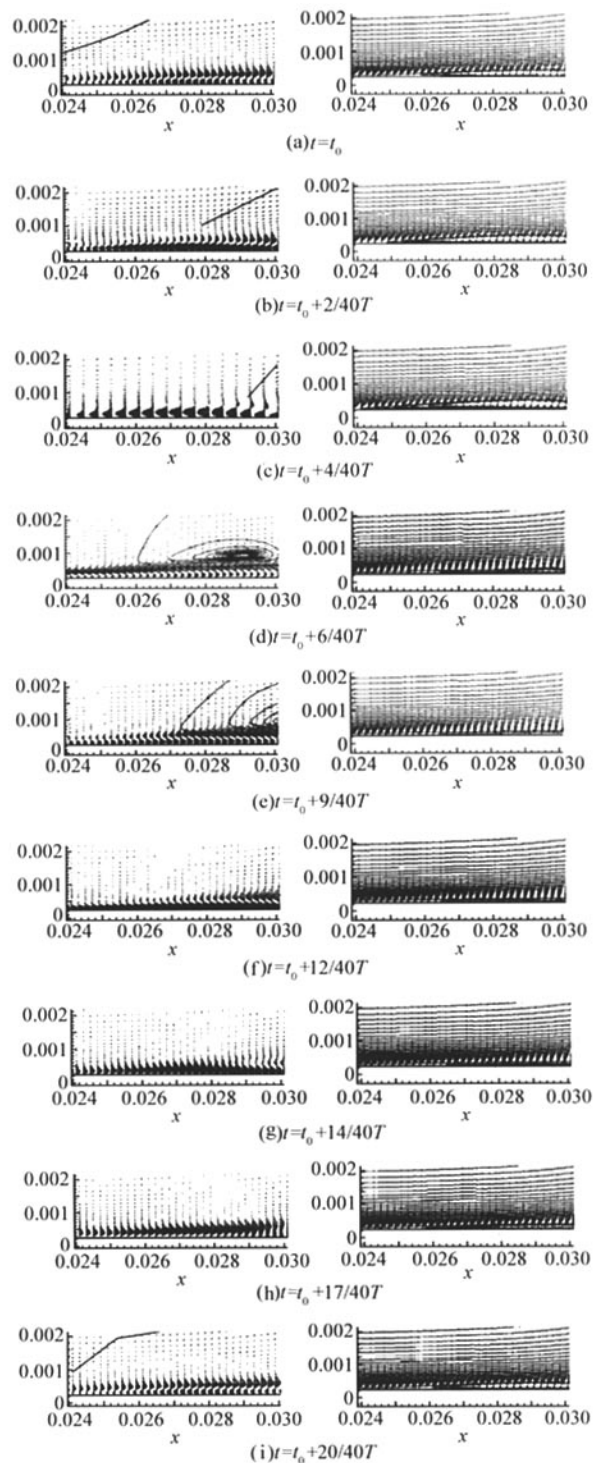


图 6 不同时刻扰动速度矢量场(左)和绝对速度矢量场(右)
Fig.6 Disturbed velocity(left) and absolute velocity(right) fields

在图6(a)时刻,尾迹到达分离泡的前缘附近。在与分离泡作用前,尾迹的逆射流作用使下游流体加速,而使上游流体减速。但其最先对边界层边缘起作用,而边界层内部以及分离区内的黏性作用,使其对尾迹逆射流作用的反应较慢,因此,内部的扰动速度方向与边界层边缘相反。到图6(b)时刻,尾迹到达了分离区的上方,绝对速度场与图6(a)比较,可以看到分离泡稍有增大,分离仍向没有尾迹作用的定常情况下发展。该时刻虽然尾迹在分离区外面形成一些扰动旋涡,但并没有明显的影响到分离泡内部的结构。

图6(c)时刻,尾迹的逆射流作用开始从分离泡的中后部进入到分离区内部,在该位置附近,尾迹逆射流的方向与分离剪切层的剪切方向接近垂直,因此尾迹的扰动很容易造成分离剪切层更不稳定,进而逆射流作用影响到分离泡的内部,诱导出由无黏的 Kelvin-Helmholtz 机制控制的卷起旋涡,见图6(d),此时尾迹已经运动到分离区下游,卷起的旋涡将下游以及主流的高能流体卷入分离区内部,使得分离泡尺度有所减小。此后,卷起旋涡向下游运动,并破裂形成湍流,湍流边界层以及随后的 Calmed 区形成,分离区几乎消失,见图6(e)和图6(f)。

在这些作用之后,分离又开始出现,分离区逐渐要恢复到没有尾迹影响的情况,见图6(g)和6(h),但这时,下一个尾迹已经开始接近分离区,到图6(i),正好经历1个尾迹扫过周期,是本文计算的半个周期,又回到和图(a)一样情况。

在本文所模拟的平板边界层条件下,尾迹在通道中并没有经历象涡轮中的扭曲拉伸变形过程,因此本文结果的尾迹在某一时刻与平板形成的夹角比实际涡轮中的要小,而在实际涡轮中,尾迹的逆射流作用可以更早的穿透分离剪切层进入分离区内部,诱导出卷起旋涡,诱导分离泡转掠,抑制分离。

图7给出了文献[5]的实验结果,为2个不同时刻的绝对速度场和扰动速度场,左面图中尾迹位于分离区上方,此时逆射流作用使得分离区内产生很大扰动和卷起的旋涡,右面的图尾迹运动到分离区后,尾迹过后分离区基本消失。该实验结果与本文的数值模拟结果比较可以发现,本文的结果基本模拟了尾迹与分离泡相互作用的过程,包括尾迹对速度场的扰动、尾迹诱导分离区内卷起旋涡的产生和传播以及尾迹对分离的抑制作用,因此说明本文所应用的数值模拟程序

及方法对尾迹与分离边界层相互作用的模拟是可信的。

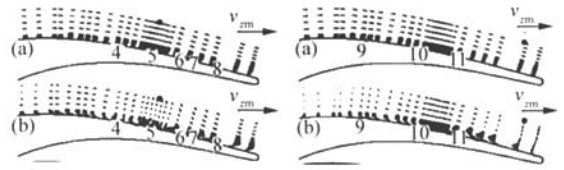


图7 Stieger & Hodson 的实验结果^[5]

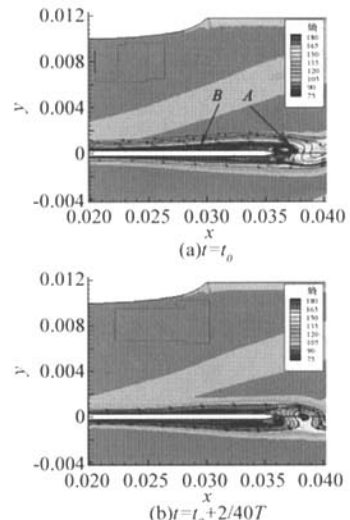
(a)为绝对速度矢量,(b)为扰动速度矢量场

Fig.7 Experiment results of Stieger & Hodson

(3) 尾缘分离旋涡脱落的影响

雷诺数降到很低时,尾缘的分离区增大,并在尾缘形成周期性脱落的旋涡,产生很强的非定常扰动。图8给出了 0.2×10^5 雷诺数下一个尾迹扫过时间内流场的熵分布和流线。从熵分布中可以看到尾迹,而流线则反应该时刻分离区的结构。尾缘的脱落旋涡对分离区的非定常现象起到了主导作用,而尾迹对分离的影响较弱,引起的分离区变化相对较小。从图8(a)看到,平板尾缘存在2个旋涡,上面的较大,而下面的刚刚形成;到图8(b),平板尾缘下面的旋涡发展增大,而上面的旋涡开始从尾缘脱落;再到图8(c),下面的旋涡也逐渐增大并开始脱落,上面新的旋涡开始形成,直到图8(d)下面的旋涡从尾缘脱落,此后逐渐再重复着这样的循环,旋涡从平板2个表面交替的脱落,这与圆柱后脱落的卡门涡街结构类似。而所研究平板上表面分离区的非定常运动正是受到这种机制所控制的。

从图8(c)开始,平板的上表面旋涡从尾缘开始形成,此时上表面平板的分离区只出现在尾缘附近,到图8(d)看到,前面图中形成的旋涡分成



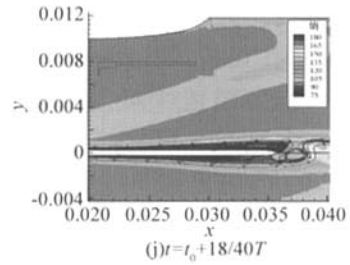
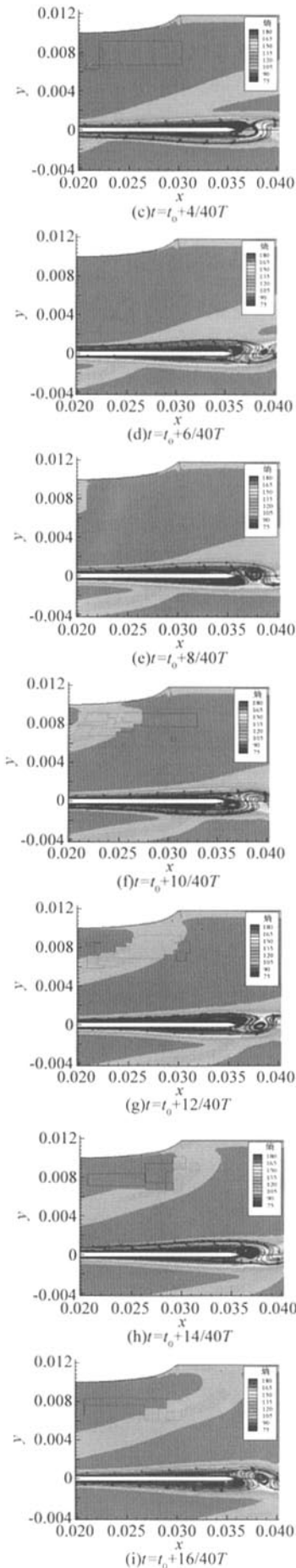


图8 1个尾迹周期内流场的熵分布和流线

Fig. 8 Entropies and streamlines of flow field

了2个,一个从尾缘脱落,另一个则从尾缘沿平板向上游发展,到图8(e),向上游发展的旋涡在运动过程中逐渐减小,到图8(f),尾缘附近的分离区几乎消失,尾缘处平板上面新的旋涡又开始形成,到图8(g),尾缘新的旋涡又发展增大,后面的几个图又重复着这样的过程。图中从8(a)到8(j)为1个尾迹扫过周期,而从尾缘旋涡脱落的频率来看,大约为3个旋涡脱落周期,尾缘脱落旋涡与平板上表面的分离区已经成为相互作用的整体,共同控制着尾缘的非定常过程。

图9给出了平板尾缘下游一点A和平板上表面分离区内一点B在2个尾迹扫过过程中的压力变化,图中用作无量纲化参考压力的 P_i 为进口总压,A和B点的位置标在了图6(a)中。从图中看出这两点都有很强的压力脉动,分离区内B点的压力脉动频率与尾缘旋涡脱落的频率完全对应。这种强烈的非定常扰动将会对涡轮性能产生影响,因此需要在很低雷诺数的设计中给予关注。

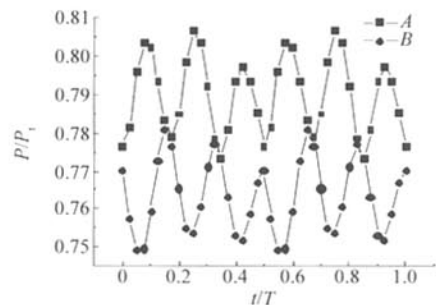


图9 尾缘后点A及分离区内点B的压力随时间变化

Fig. 9 Pressure disturbances at point A and B

3 结论

(1) 在同样出口马赫数的条件下,雷诺数的降低不仅能够改变边界层的状态,还会引起流场黏性作用的相对增强,造成流场以及叶片表面的负荷分布形式发生较大变化,尾缘流动容易发生分离。壁面等熵马赫数分布的变化表现为,峰值马赫数有所降低,尾缘等熵马赫数出现平台。

(2) 尾迹与层流分离泡的相互作用可以抑制

分离,其作用受 Kelvin-Helmholtz 无黏机制控制。在尾迹经过分离区时,诱导出卷起的旋涡,随后破裂形成湍流,后面跟随着 Calmed 区,由此抑制了边界层的分离。本文结果与 Stieger 等人的实验所描述的过程基本符合,说明了本文应用的程序及方法对尾迹与分离边界层相互作用的模拟是可信的。

(3) 当雷诺数降到很低后,尾缘的分离区与尾缘脱落的旋涡直接关联,这种现象需要在涡轮的设计中给予关注,如尾缘的弯折角、尾缘形状的设计等。

参 考 文 献

- [1] Lake J P, King P I, Rivir R B. Reduction of separation losses on a turbine blade with low Reynolds number[R]. AIAA 99-0242, 1999.
- [2] Hodson H P, Addison J S. Wake-boundary layer interaction in an axial flow turbine rotor at off-design conditions[J]. ASME Journal of Turbomachinery, 1989, 111(2): 181-192.
- [3] Curtis E M, Hodson H P, Banieghbal M R, et al. Development of blade profiles for low pressure turbine applications[R]. ASME 96-GT-358, 1996.
- [4] Haselbach F, Schiffer H P, Horsman M, et al. The application of ultra high lift blading in the BR715 LP turbine[R]. ASME, 2001-GT-0436, 2001.
- [5] Stieger R D, Hodson H P. The transition mechanism of highly-loaded LP turbine blades[R]. ASME, GT2003-38304, 2003.
- [6] 宁方飞. 考虑真实几何复杂性的跨音压气机内部流动的数值模拟[D]. 北京, 北京航空航天大学, 2002.
Ning F F. Numerical investigations of flows in transonic compressors with real geometrical complexities[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2002. (in Chinese)
- [7] Abu-Ghannam B J, Shaw R. Natural transition of boundary layers—the effect of turbulence, pressure gradient, and flow history[J]. Journal of Mechanical Engineering and Science, 1980, 22(5): 213-228.
- [8] Davis R L, Carter J E, Reshotko E. Analysis of transitional separation bubbles on infinite swept wings[J]. AIAA Journal, 1987, 25(3): 421-428.
- [9] 杨琳, 邹正平, 宁方飞, 等. 边界层转捩的数值模拟[J]. 航空动力学报, 2005, 20(3): 355-360.
Yang L, Zou Z P, Ning F F, et al. Simulation of boundary layer transition[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(3): 355-360. (in Chinese)
- [10] Curtis E M, Hodson H P, Banieghbai M R, et al. Development of blade profiles for low pressure turbine applications[R]. ASME 96-GT-358, 1996.
- [11] Boyle R J, Lucci B L, Verhoff V G, et al. Aerodynamics of a transitioning turbine stator over a range of Reynolds numbers[R]. ASME 98-GT-285, 1998.

(责任编辑:刘振国)