

文章编号: 1000-8055(2006) 01-0100-06

带周向槽机匣处理的压气机内部流动 数值模拟与试验

楚武利, 卢新根, 吴艳辉,
(西北工业大学 动力与能源学院, 陕西 西安 710072)

摘要: 采用试验和数值模拟的方法研究了周向槽机匣处理对轴流压气机性能以及内部流场的影响。在单级轴流压气机试验台上对实壁机匣和周向槽机匣结构进行了详细的实验测试。同时, 对每一种机匣结构的内部流场进行了全三维数值模拟, 数值模拟结果与试验结果符合良好, 相比于实壁机匣, 试验以及数值模拟结果均表明周向槽机匣处理结构能够扩大压气机的稳定工作裕度, 而对效率的影响不大。对内部流场的详细分析表明周向槽处理机匣对叶顶间隙泄漏涡形成和发展的抑制是周向槽机匣处理扩稳的主要原因。

关键词: 航空、航天推进系统; 轴流压气机; 失速裕度; 机匣处理; 间隙泄漏涡
中图分类号: V 231 文献标识码: A

Numerical and Experimental Investigations of the Flow in a Compressor with Circumferential Grooves

CHU Wu-li, LU Xin-gen, WU Yan-hui

(School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Numerical and Experimental investigations were conducted to study the effect of circumferential grooves on the performance and flowfield of an axial-flow compressor rotor. A single-stage compressor rotor with no inlet guide vanes was tested under subsonic condition. Circumferential grooves as well as the original smooth wall configuration were analyzed to investigate the effects of circumferential grooves on compressor performance. The result shows that circumferential grooves are able to effectively extend the stall margin of the compressor with little influence on efficiency throughout the mass flow range tested. Steady-state Navier-Stokes analyses were performed to analyze flow structures associated with each casing treatment. The overall effects of circumferential grooves were correctly calculated with the numerical procedure. Detailed investigation of the calculated flow fields indicates that the key mechanism lay to the interaction with the tip leakage. Taking advantage of the existing pressure difference in the rotor blade row, circumferential grooves remove tip leakage flow in the high pressure zone and weaken or even destroy the structure of tip leakage vortex. At the same time the tip leakage reenters the main flow in the low pressure zones again and mixes with the main flow of the compressor, thus circumferential grooves influence the efficiency and stall margin of the compressor.

收稿日期: 2005- 03- 29; 修订日期: 2005- 10- 10

基金项目: 国家自然科学基金资助(50176042); 航空科学基金资助(05C53016)

作者简介: 楚武利(1964-), 男, 陕西西安人, 西北工业大学动力与能源学院教授, 主要从事叶轮机气动热力学的研究。

Key words: aerospace propulsion system; axial flow compressor; stall margin; casing treatment; tip leakage vortex

随着人们对高级压比、高气动负荷、高速度和低展弦比的追求,使得叶片载荷越来越大,这使得压气机的稳定工作范围减小。为了提供足够的工作裕度,压气机可能在远离最高效率点工作,因此,人们力求设计一种结构来扩大压气机的稳定工作裕度。周向槽处理机匣可以在较少降低效率的条件下获得中等水平的裕度改进。加之它具有结构简单和易于加工的优点,因此,国内外的许多的学者对周向槽机匣处理进行深入的研究^[1~4]。

虽然周向槽机匣处理已经在实际压气机中得到了广泛的应用,但对其扩稳机理还没有完全理解,周向槽机匣处理的设计准则没有建立起来,而且以前的试验仅仅局限于获得总性能参数。随着计算机技术以及计算流体力学的发展,国外的一些学者开始尝试对周向槽机匣处理进行数值模拟^[5,6],揭示周向槽机匣处理内部的一些流动机理;相比较而言,国内在这方面进展较慢,文献[7]尝试采用数值模拟的方法研究了周向槽机匣处理对压气机内部流场的影响,但主要针对叶栅流场,与实际的压气机差别较大。与其它机匣处理一样,由于对其扩稳机理缺乏了解,从而使得周向槽机匣处理的实际应用受到了一定的限制,国内对机匣处理技术的应用还带有相当大的盲目性。本文采用采用Numeca Fine 软件包中的Euranus 求解器对具有实壁机匣和周向槽机匣的压气机内部流场进行了详细的数值模拟,揭示了周向槽机匣处理的扩稳机理。

1 压气机试验台和机匣结构

周向槽机匣处理对压气机性能影响的实验是在西北工业大学单级轴流压气机实验台上进行的。实验台由调速直流电机、增速器、压气机实验段、排气段和锥体节气阀门组成。单级轴流压气机的轮毂比为0.61,展弦比为1.94,叶片数为30片,叶尖稠度为0.96,叶片尖部直径为298 mm,设计转速为15 200 r/min。设计条件下转子叶尖切线速度为237 m/s,重量流量为5.6 kg/s,平均设计压比为1.26,绝热效率为0.92,叶尖间隙为0.3 mm。实验前将静子叶片后移,仅起整流作用,对孤立转子进行实验。

本次研究周向槽机匣处理结构简图如图1所示。数值模拟中5个槽的轴向位置、槽宽、槽齿

宽和槽深等结构参数与实验测试中保持了一致。其第一个槽大约在叶片前缘1.5 mm处开始,槽宽为3 mm,槽齿宽为1.5 mm,槽深与槽宽之比为3。

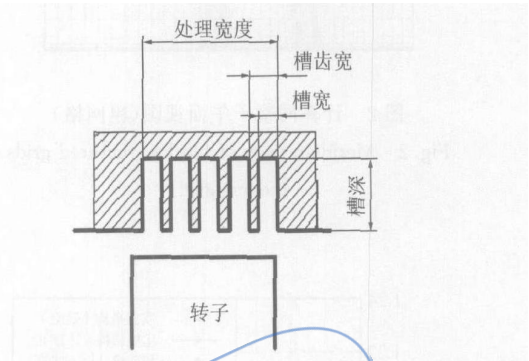


图1 周向槽机匣结构简图
Fig. 1 Schematic diagram of circumferential groove casing treatment

2 数值计算方法

采用Numeca Fine 软件包中的Euranus 求解器对具有实壁机匣和周向槽机匣的二种机匣结构的压气机转子内部流场进行了详细的数值模拟。数值计算中采用Jameson 的有限体积中心差分格式并结合Spalart-Allmaras 湍流模型对相对坐标系下的三维雷诺平均Navier-Stokes 方程进行求解,采用显式四阶Runge-Kutta 法时间推进以获得定常解,同时加入了二阶和四阶人工粘性项以消除数值计算过程中的伪数值振荡,为提高计算效率采用了多重网格法、局部时间步长和残差光顺等加速收敛措施。

计算中边界条件给定如下:在轮毂、机匣以及叶片等固壁上给定绝热无滑移边界条件,根据试验数据给定进口总温、总压和气流角分布,出口给定某点的背压,其它点的压力采用径向平衡方程求出。计算中采用了分区网格技术,计算网格由转子通道、叶顶间隙和周向槽三部分组成。为保证良好的网格质量,在转子通道中采用I型结构化网格,沿周向、径向、轴向的网格点数为49×61×155;顶部间隙块采用蝶型网格,其沿周向、径向、轴向的网格节点数为17×13×65;由于周向槽是一种轴对称结构,因此在固结于转子的相对坐标系中,其与转子通道具有相同的周期性。处理机匣

与转子通道之间采用了对接网格方式连接,如图

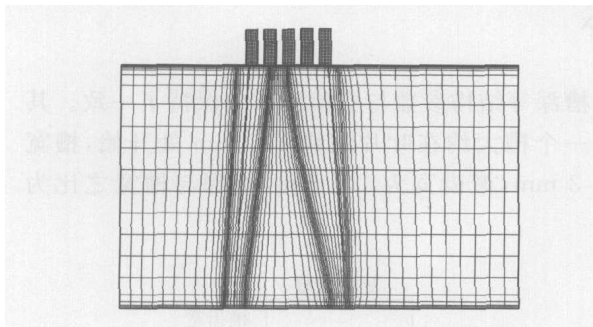


图2 计算网格子午面视图(粗网格)

Fig.2 Meridian view of block-structured grids (coarse grid)

2 给出了计算网格的子午视图。每一个周向槽沿轴向给定 25 个网格点,周向给定 49 个网格节点,径向给定 33 个网格点。为准确俘获到粘性流动现象,保证离开壁面的第一个网格的 $Y^+ < 2$ 。

3 结果及讨论

本文主要关心周向槽机匣处理对压气机失速裕度的影响,因此计算从设计点开始,通过反复增加背压逐渐向近失速点推进,数值失速前的最后一个能够得到收敛解对应着近失速工况。对于两种不同的机匣结构,计算中对于数值失速采用了统一的定义:即当背压增加到一定程度后,随着迭代次数的增加,压气机的压比、流量和效率持续降

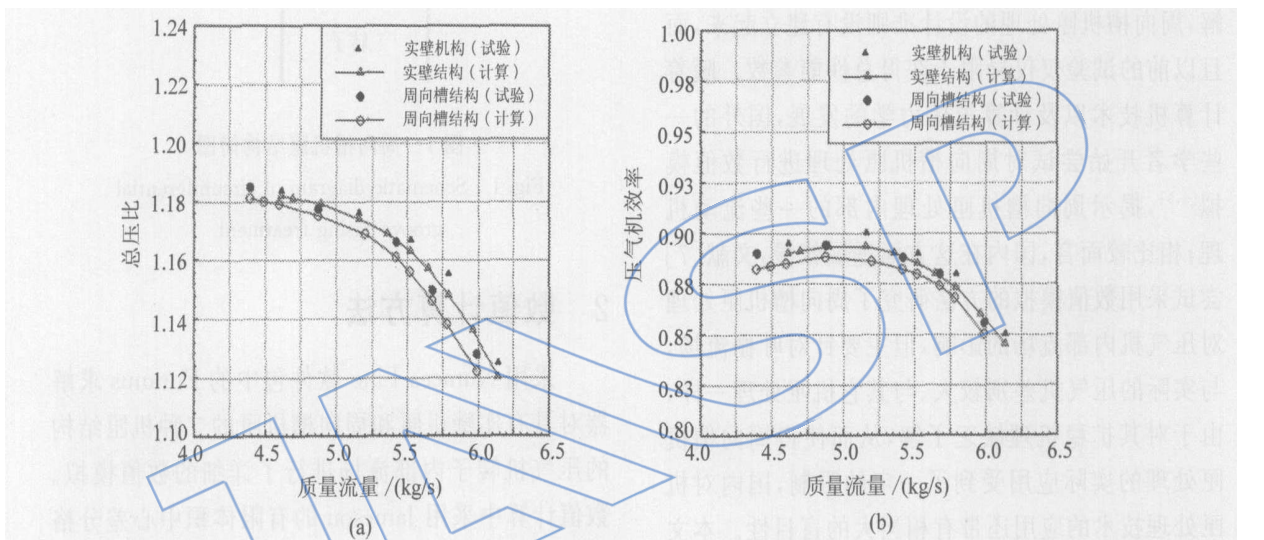


图3 计算和试验得到的压气机转子性能 (84% 设计转速)

Fig.3 Computed and measured compressor rotor performance at 84% design speed

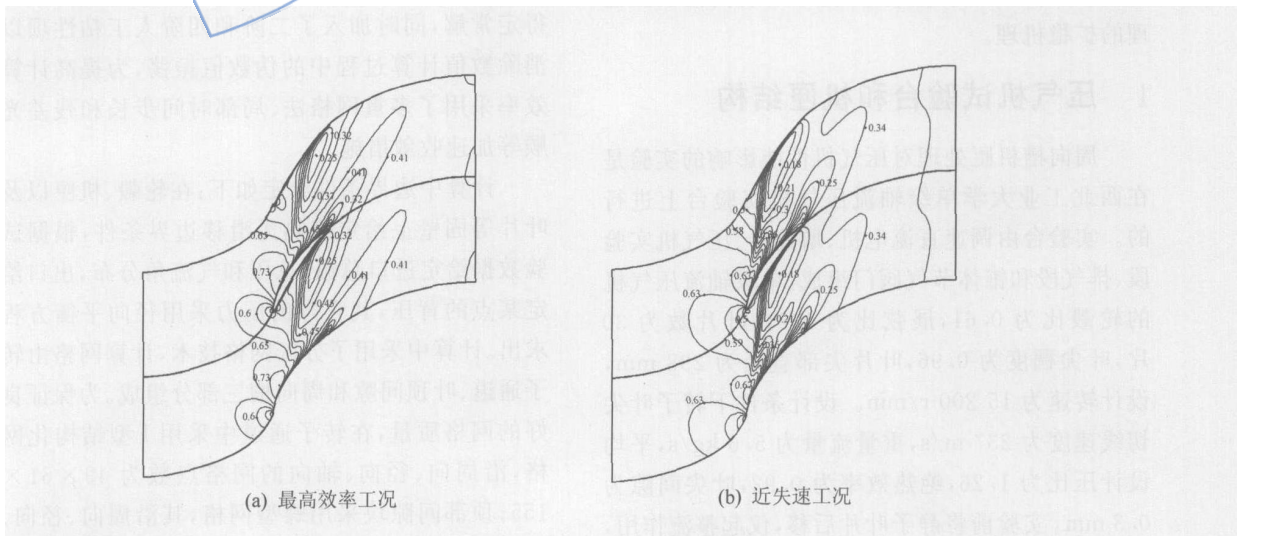


图4 实壁机匣99%叶高相对马赫数分布图

Fig.4 Relative mach number 99% blade span with smooth wall

低,这不仅仅是一种数值现象,而是由压气机内部不同的流动机制产生的。

试验结果表明,随着转速的提高,周向槽机匣处理的扩稳效果越明显,因此,为了节省计算时间,本文仅对扩稳效果最明显的 84% 转速进行了数值模拟。数值模拟过程中保持了相同的顶部间隙大小(0.3 mm)。如图 3 给出具有实壁机匣和周向槽处理机匣结构时压气机的总性能曲线图,由图中可以看出,周向槽机匣处理能够在基本不降低压气机效率的前提下,使得压气机失速点流量减小了 4.8% 左右,这是扩稳的表现。由图中还可以看出,数值模拟结果与实验结果符合良好,同时,在数值计算计算结果也表明周向槽机匣处理确实能够扩大压气机转子的稳定工作裕度。

失速的发生与叶尖区的流动状况有很大关系,为了更好地理解处理机匣对转子内部流动的影响,首先对顶部间隙导致压气机失速的基本机理进行了分析。如图 4 给出了实壁机匣在最高效率工况以及近失速工况下叶顶相对马赫数分布图,可以看出,采用实壁机匣时,在最高效率工况,顶部间隙涡(可以从相对马赫数较低的区域辨认)涡心大概位于相邻叶片压力面 90% 轴向弦长处,而在近失速工况下,由于出口压力提高、负荷增大,同时叶尖部位的加载位置前移,迫使叶尖泄漏涡转向相邻叶片的压力面 60% 轴向弦长处,形成大的堵塞,而堵塞的位势作用又使来流速度更低、攻角更大、负荷更高,这反过来又对叶尖泄漏涡造成的堵塞施加了更高的逆压梯度,使堵塞前移,这样恶性循环下去,最终将导致压气机失速。

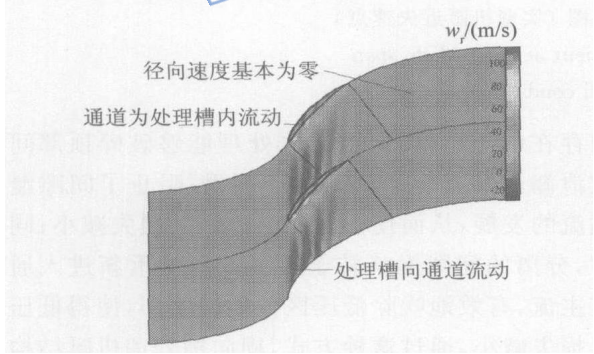


图5 机匣上径向速度分布图 (近失速工况)
Fig. 5 Radial velocity contours at casing wall (near stall condition)

图 5 给出了近失速工况下机匣面上径向速度分布,从中我们看出周向槽机匣处理与通道顶部区域之间的相互作用。采用实壁机匣结构时,机匣

上无径向速度,而采用周向槽机匣处理后,顶部区域附近的气流能够借助压气机转子通道内存在的压差,将转子通道内高压区的间隙泄漏流和以边界层形式存在的低能阻塞团抽吸进入处理槽并沿周向槽周向输运,减小了低能阻塞团的径向强度,使叶片压力面附近的堵塞减缓;同时,进入槽内的气流在处理槽内加速后从低压区域流出处理槽,射向转子通道,有效地吹除了转子通道内的低能阻塞团,同时使得间隙泄漏涡产生的原动力消失,有效地消除了或者减弱了间隙泄漏涡导致的阻塞。由图 6 也可以看出,由于周向槽对叶片边界层的抽吸作用,使得叶顶载荷减小。正是通过这种方式,周向槽机匣处理能够抑制泄漏涡的发展以及吸力面分离的发生,从而有效地提高压气机稳定工作裕度。

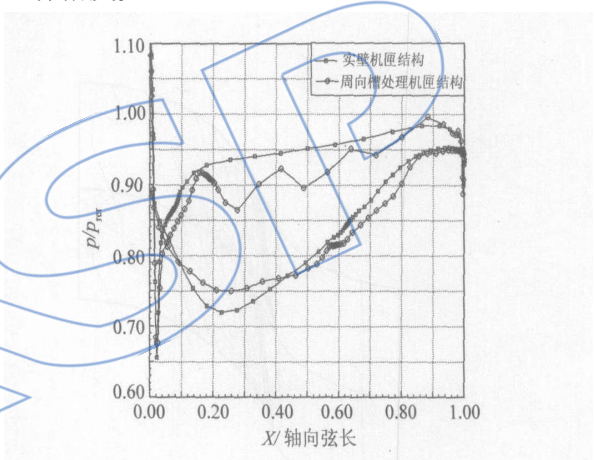


图6 叶顶静压系数分布 (各自近失速工况)
Fig. 6 Static pressure coefficient distribution at 99% blade span (individual near stall condition)

如图 7 给出了近失速工况下叶顶 75% 轴向弦长位置处总压损失系数分布图,由图中可以看出,周向槽机匣处理仅仅对转子通道叶顶区域产生影响,而对顶部以下的区域的影响不大。可以看出,加入周向槽机匣处理后使得转子通道叶顶区域间隙泄漏涡涡心损失以及面积均减小。

如图 8 给出了叶顶相对总压损失分布图,加入周向槽机匣处理后,由于周向槽机匣处理对叶顶间隙流的作用足够大以至于高能阻塞团没有形成,使得压气机转子通道大部分范围内的损失处于中等水平,有效地提高了压气机转子的稳定工作裕度并使得损失减小;同时,虽然周向槽处理机匣对叶顶边界层具有一定的抽吸作用,但相比于实壁机匣,顶部间隙泄漏流抽吸进入周向槽处理

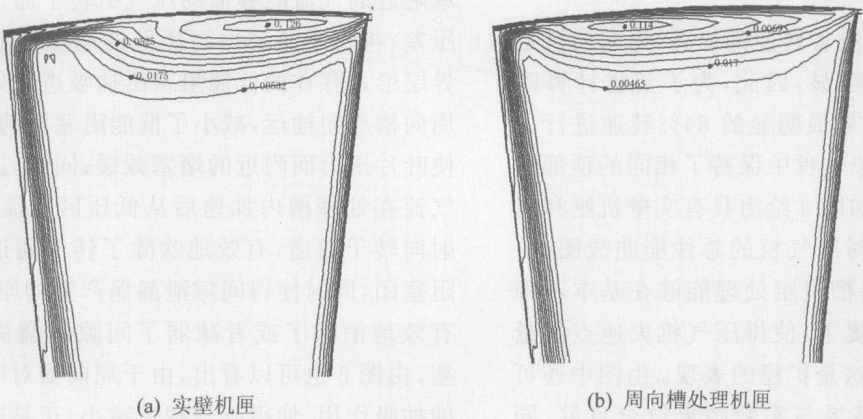


图7 75% 轴向弦长截面处总压损失系数分布 (实壁机匣近失速点)

Fig. 7 Total pressure loss coefficient at 75% axial chord plane
(smooth wall near stall condition)

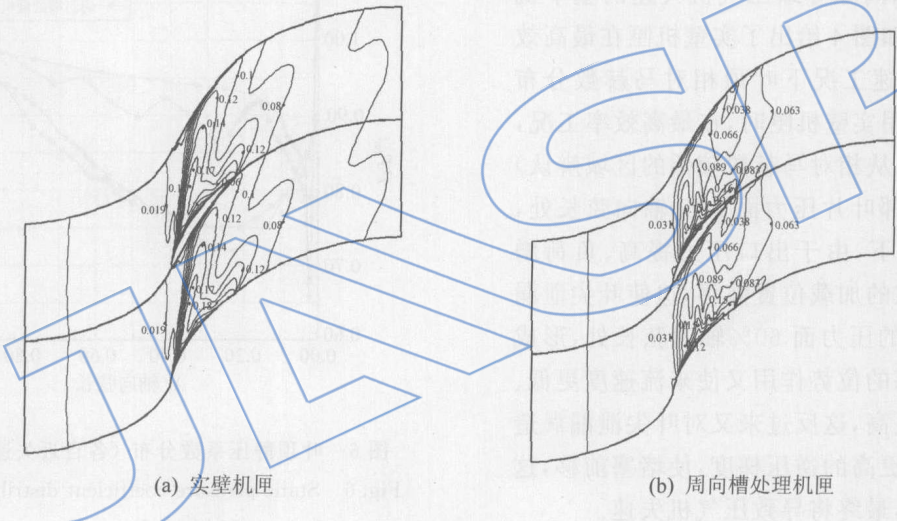


图8 99% 叶高总压损失系数分布图 (实壁机匣近失速点)

Fig. 8 Total pressure loss coefficient at 99% blade span
(smooth wall near stall condition)

机匣、在周向槽内流动以及最终进入转子通道并与通道主流掺混必然导致新的损失, 从图中可以看出, 在处理槽的近叶片吸力面附近损失较大, 随着流量的进一步减小, 这些相对低能阻塞团将最终导致压气机失速; 而周向槽机匣处理对压气机效率的影响由上面几个因素共同决定。

4 结 论

周向槽机匣处理能够在较小降低或不降低压气机效率的前提下提高压气机的稳定工作裕度。对带周向槽机匣处理的压气机转子内部流场进行了数值模拟, 数值模拟结果表明: 利用转子叶片排

内存在的压差, 周向槽机匣处理能够破碎顶部间隙泄漏流及其导致的间隙泄漏涡, 阻止了间隙泄漏流的发展, 从而使得间隙涡导致的损失减小; 同时, 分离的间隙涡从转子通道低压区重新进入通道主流, 有效地吹除低压区低能阻塞团, 使得低压区损失减小, 通过这种方式, 周向槽处理机匣结构能够有效地消除压气机顶部区域阻塞, 有效地提高压气机稳定工作裕度。同时, 顶部间隙泄漏流抽吸进入周向槽处理机匣、在周向槽内流动以及最终进入转子通道并与通道主流掺混必然导致新的损失, 必然使得压气机的效率降低。

参考文献:

[1] Moore R D, et al. Effect of Casing Treatment on Overall and Blade Element Performance of a Compressor Rotor [R]. *NASA TN D- 6538*, 1971.

[2] Takata H, Tsakada Y. Stall Margin Improvement by Casing Treatment- Its Mechanism and Effectiveness[J]. *ASME Journal of Engineering for Power*, 1977, 99(1): 121~133.

[3] Baily E E. Effects of Grooved Casing Treatment on the Flow Range Capability of a Single Stage Axial-Flow Compressor[R]. *NASA TM X- 2459*, 1972.

[4] 刘志伟, 张长生, 黄建功. 关于周向槽机匣处理的若干观测[J]. *西北工业大学学报*, 1985, 13(1): 207~217.
Liu zhiwei, Zhang changsheng, Huang Jiagong. Some Observations on Circumferentially Grooved Casing Treatment [J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 1985, 13(1): 207~217.

[5] Rabe D C, Hah C. Application of Casing Circumferential Grooves for Improved Stall Margin in aTransonic Axial Compressor[R]. *GT- 2002- 30641*, 2002.

[6] Crook A J, Greitzer E M, Tan C S, Adamczyk J J. Numerical Simulation of Compressor Endwall and Casing Treatment Flow Phenomena [J]. *Journal of Turbomachinery*, 1993, 115: 501~512.

[7] 杜朝辉, 姚吉先. 带有机匣处理结构的叶栅流场数值计算[J]. *航空动力学报*, 1996, 11(2): 169~172.
Du Chaohui, Yao Jixian. Numerical Investigation of Cascade Flowfield with Casing Treatment Configuration[J]. *Journal of Aerospace Power*, 1996, 11(2): 169~172.