

高负荷叶片弯曲对壁面流动的影响*

哈尔滨工业大学 韩万今** 吕红卫 芦文才 王仲奇

【摘要】 测量了低展弦比高负荷涡轮直叶片和正、反弯叶片叶栅端壁和叶片表面静压及流道内损失沿流向的发展,并对端壁和叶片吸力面上的流动进行了墨迹显示。实验结果表明:叶片正弯增大了叶栅进口段逆压梯度,并在叶片吸力面前部形成反“C”型静压等值线,加剧了叶片前缘的鞍点分离和吸力面分离线向叶栅中部的收敛。叶片反弯减小了叶栅进口段逆压梯度,在吸力面进口形成垂直于端壁的静压等值线,不仅削弱了鞍点分离,而且造成吸力面上的自由涡层型分离,避免了吸力面上、下分离线相交,因此二次旋涡损失大为降低。

关键词: 涡轮 弯曲 叶片 壁面流动

分类号: V 235. 113

1 实验模型

实验叶栅为 3 套高负荷透平矩形叶栅: (a) 直叶片叶栅; (b) 正弯叶片叶栅(见文献[1]图 1); (c) 反弯叶片叶栅(见文献[2]图 1)。在叶片弯曲的同时保持平行端壁平面内的叶型为最佳形状。叶栅的其它参数与文献[2]相同。

考虑到实验叶栅几何形状对称于中分面,测量和显示在半叶高内进行。在名义工况下(零冲角)采用五孔微型球头测针测量气流的总压、静压和方向,由栅前至栅后共设 10 个测量面(见文献[2]图 2)。在端壁上设置了 20 排合计 128 个静压测孔。在叶片表面由 0.1 至 0.5 相对叶高等距地沿叶型设置了 5 排静压测孔,每排 42 孔。

2 实验结果讨论

涡轮机流动分析表明:叶栅的几何形状和进口流场决定了通道内壁面静压分布和二次流特征。在亚声速流动条件下,下游叶栅几何形状的变化必然影响到上游进口附面层厚度的变化。同样,进口附面层厚度的变化也必然影响叶栅中的流动。在风洞出口不安装或安装不同型式叶栅测得的进口附面层参数列于表 1。在 4 种情况下,上、下端壁附面层测量值相等,说明进口流场调整得很均匀。与直叶栅比较,正弯叶栅进口附面层最厚,反弯叶栅较薄。在以后的讨

表 1 进口端壁附面层参数

附面层参数	不安叶栅	直叶栅	正弯叶栅	反弯叶栅
厚度 $\delta(\text{mm})$	23.6	26.9	33.2	24.6
位移厚度 $\delta^*(\text{mm})$	2.5	2.9	3.5	2.7
动量损失厚度 $\theta(\text{mm})$	1.7	2.0	2.3	1.8

论中可知,进口附面层厚度取决于叶栅进口段沿流向逆压梯度的大小。

1994 年 5 月收到; 1994 年 7 月收到修改稿。 * 本文系国家自然科学基金资助项目。

** 哈尔滨工业大学动力工程系 241 教研室 150001

图 1、2 表示出端壁流动结构。进口附面层遇叶片前缘卷起形成马蹄涡。该涡吸力面分支围绕进口边向吸力面对流并在壁角内继续存在, 压力面分支穿过流道向相邻叶片的吸力面卷吸。马蹄涡如此分裂形成的分离线与附着线相交, 构成了鞍点流动形态。鞍点的位置、马蹄涡

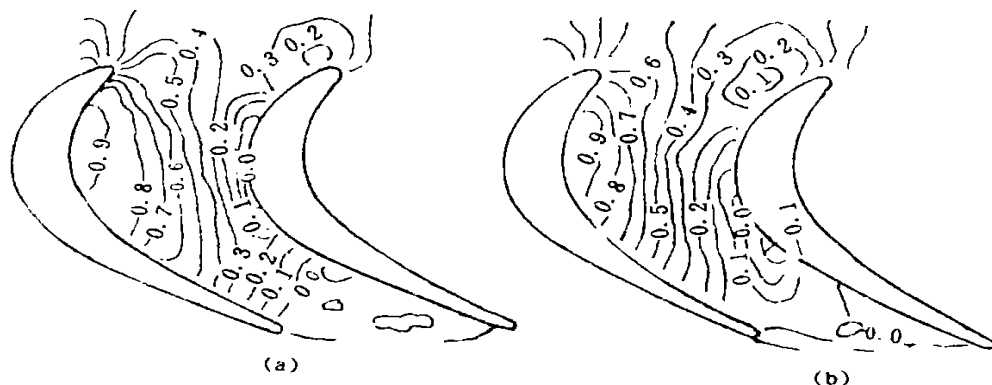


图 1 端壁静压等直线分布 (a) 正弯叶片 (b) 反弯叶片

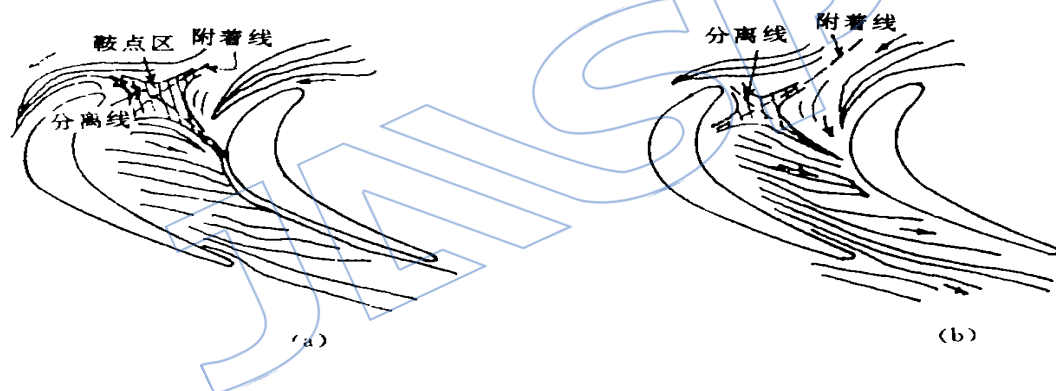


图 2 端壁极限流线墨迹显示 (a) 正弯叶片 (b) 反弯叶片

的强度与尺度依赖于叶栅进口段流向逆压梯度。与直叶片比较, 由于正弯叶栅进口流向逆压梯度较大 (图 3 中 ● 直叶片, ○ 正弯叶片, × 反弯叶片), 进口附面层较厚, 因此鞍点远离压力面并移向上游, 马蹄涡两个分支的强度与尺度也较大。在反弯叶栅中可见到相反的现象: 鞍点倒退入通道并接近压力面, 马蹄涡两个分支的强度与尺度较小。

如图 2 所示, 分离线由鞍点穿过流道与相邻叶片吸力面相交, 从交点开始贴绕着吸力面和端壁交线向下游延伸。同一流道内的马蹄涡两个分支, 没卷入马蹄涡的进口附面层以及分离线后的新生附面层在横向压力梯度的作用下向

吸力面扭曲, 在吸力面壁角内形成通道涡。影响通道涡形成位置、强度和尺度的主要因素是流道横向压力梯度和叶栅进口流向逆压梯度。高负荷叶片具有大曲率叶型, 流道内横向压力梯度很大。虽然叶片正、反弯可能引起端壁上的横向压力梯度降低或升高, 但变化值小得可忽略。

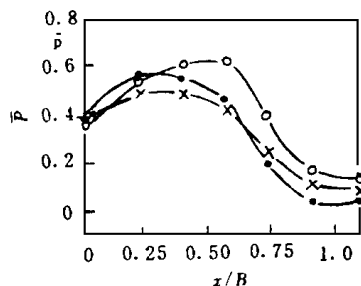


图 3 节距平均静压系数沿轴向的变化

显然,造成 3 种叶栅通道涡形成位置、强度和尺度不同的原因仅是叶栅进口流向逆压梯度。若以端壁附近高损失的出现作为通道涡形成的标志,由图 6 可见,直叶栅的通道涡起始于 4、5 测量面之间,正弯叶栅起始于测量面 4,反弯叶栅起始于测量面 6。

通道涡形成后,从端壁卷起,沿叶片吸力面分离线向叶栅中部发展。由图 4、5 可见,吸力面分离线大约起始于通道涡形成位置,并从此处向叶栅中部收敛,但是 3 种叶栅吸力面分离线向叶栅中部的收敛速度明显不同。吸力面附面层分离流动类型和叶片表面展向静压梯度是影响

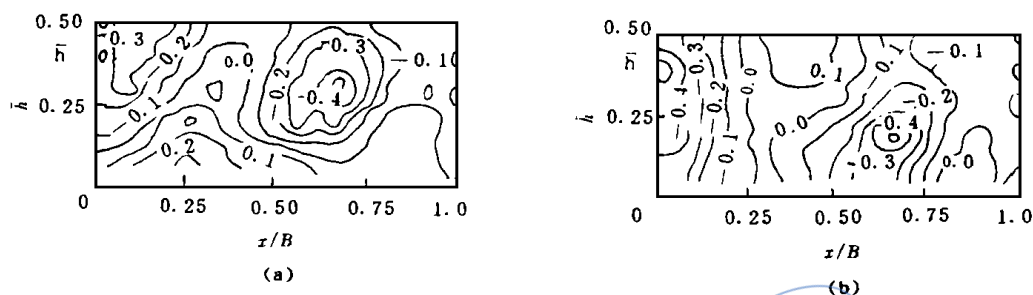


图 4 叶片吸力面静压等值线(a)正弯叶片(b)反弯叶片

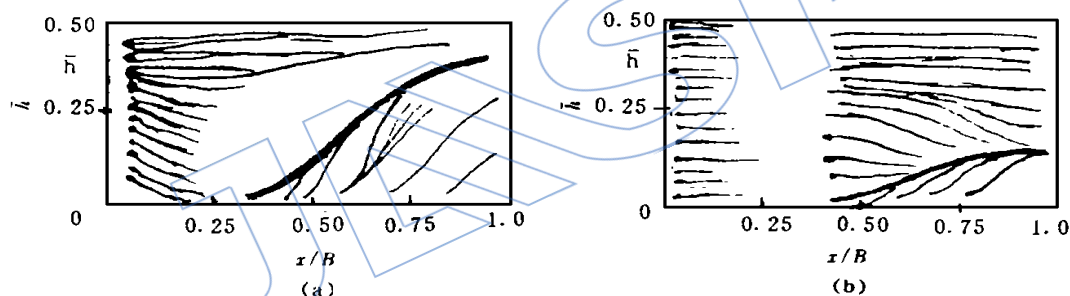


图 5 吸力面流动墨迹显示(a)正弯叶片(b)反弯叶片

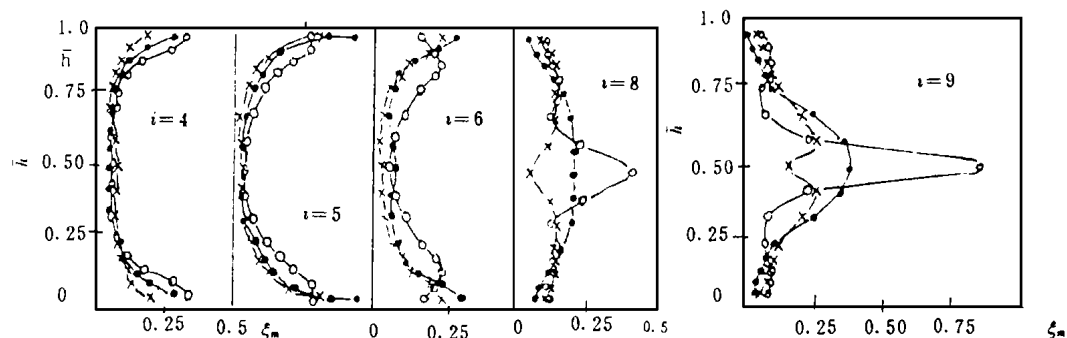


图 6 节距平均损失系数沿叶高的分布^[3]

分离线收敛速度的两个主要因素。直叶片与正弯叶片吸力面的流动形态相类似,两种叶片在进口段都形成了反“C”型静压等值线,因此进口段附面层流向壁角,在那里汇合新生端壁附面层,形成极限流线从一侧向分离线渐近的气泡型分离流动。在反弯叶栅中,吸力面进口段等压

线几乎为垂直于端壁的平行线,反“C”型静压等值线出现在吸力面中部,极限流线从两侧向分离线收拢,这是典型的自由涡层型分离,延缓了分离线向叶栅中部的收敛。无论气泡型分离还是自由涡层型分离,都通过始于分离线的分离面向通道涡输送低能气体,但是前者比后者输送的数量大得多,它加速了通道涡向叶栅中部的发展,并提高了涡本身强度和尺度增长的速度。

高负荷直叶片流道内的展向静压梯度由通道涡诱导产生,由端壁至涡心为负压梯度,由涡心至叶栅中分面为正压梯度。在弯叶片叶栅中,沿叶高的静压场由两部分组成:一是通道涡诱导出来的压力场;二是叶片弯曲产生的叶片力沿叶高的分力形成的压力场。正弯叶片的叶片力沿叶高分量形成沿叶高的负压梯度,它驱动上、下通道涡在强度和尺度迅速增长的同时向叶栅中部急剧发展,两涡在测量面 8 汇合。强度相等、旋向相反的两个通道涡相互强烈作用,产生大量动能耗损,在叶栅中部形成大片高损失区,损失峰值高达 86.5% (图 6, 测量面 9; 图中●直叶片,○正弯叶片,×反弯叶片)。在反弯叶栅中,叶片力沿叶高的分量形成沿叶高的正压梯度,它抑制通道涡向叶栅中部发展,直到出口截面,上、下通道涡仍不能汇合,使二次旋涡损失大为降低。在本实验条件下,直叶栅和正、反弯叶栅的总损失系数分别为 0.1948、0.2255 和 0.1572。与直叶片比较,正弯使损失增加 15.6%,反弯使损失下降 19.3%。

参 考 文 献

- 1 谭春青等. 大转角透平叶栅叶片正弯曲的实验研究. 航空动力学报, 1994, 9(4)
- 2 谭春青等. 大转角透平叶栅叶片反弯曲的实验研究. 航空动力学报, 1993, 8(3)
- 3 Han Wanjin, et al Effects of Leaning and Curving of Blades with High Turning Angles on the Aerodynamic Characteristics of Turbine Rectangular Cascades Trans. of ASME, Journal of Turbomachinery, July, 1994, 116: 417~425

(责任编辑 魏星禄)

nents. The shifts in efficiency resulted from the change of tip clearance will be predicted by semi-empirical formula, with the aid of the tip clearance model of the variations of the tip clearance, efficiency and thrust with transient time have been estimated. The results prove the effectiveness and accuracy of the model.

Key words Gas turbines Transient process Blade tip Clearance

EFFECT OF CURVING OF HEAVY-DUTY BLADES ON WALL FLOW

Han Wanjin, Lü Hongwei, Lu Wencai, Wang Zhongqi

(Power Engineering Dept. Harbin Institute of Technology, Harbin, 150001)

ABSTRACT Static pressures on endwalls and blade surfaces and growth of the losses along flow direction were measured, and the flow visualizations of the endwall and blade suction surface with ink traces were also made. The experimental results show that the positive curving of the blade increases the streamwise adverse pressure gradient in the cascade inlet and makes isobars on the front part of the blade suction surface into opposed "C" shape, thereby the saddle point separation near the blade leading edges and convergence of separation lines on the suction surface to the cascade middle are intensified. The negative curving of the blade reduces the adverse pressure gradient in the cascade inlet and makes isobars perpendicular to the endwall on the front part of the blade suction surface. As a result not only the separation flow near saddle point weakens, but also the separation flow on the suction surface turns into free vortex laminar separation so as to avoid interception of the upper and lower separation lines. In consequence, the secondary vortex losses are decreased greatly.

Key words Turbines Curving Blades Wall flow

CHARACTERISTICS OF INTERNAL FLOW PERFORMANCE OF AN STF FAN PROPULSION SYSTEM

Shan Peng and Ma Jihua

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

ABSTRACT The total characteristics of a Supersonic Through Flow (STF) fan propulsion system of unconventional configuration have been studied. Therefrom some conclusions are obtained as: 1. The system's bypass ratio must be actively controlled by adjusting both core and bypass engine's through flow areas. 2. A general propulsion system with a bypass ratio variable cycle is able to hold a higher fan compression ratio or a stronger fan power in supersonic flight, when it is coupled with a variable core nozzle critical section area. 3. For this new concept propulsion system, the specific thrust per unit of the total air mass flow does not vary with altitude up to the stratosphere. Some calculational results are presented briefly to support the above-mentioned conclusions.

Key words Supersonic flight Supersonic through flow Turbofan Propulsions characteristics

EVALUATION OF SAFETY LIVES OF AEROENGINE PARTS

Kong Ruilian and Wang Yanyong

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

ABSTRACT The safety lives of parts in an aeroengine are determined by use of the confidence limits of three-parameter Weibull distribution. The safety lives obtained by the point estimation of three-parameter Weibull distribution have been compared with those of two-parameter Weibull distribution. It is shown that this method is convenient in engineering application.

Key words Aircraft engines Confidence limit Safety Life