

掠叶片对涡轮叶栅气动性能的影响*

岳国强, 韩万金

(哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 黑龙江 哈尔滨 150001)

摘要: 本文采用某后部加载叶型沿不同的轴向弯曲积叠线生成了前掠 10° 、 20° 和后掠 10° 、 20° 掠叶片以及直叶片, 并对这五种涡轮静叶栅内的三维粘性流场进行了数值模拟。结果表明, 后掠叶片在叶栅流道后部形成了C型压力分布, 在此压力梯度作用下, 端壁低能流体被吸到主流中, 被主流带走, 削弱了低能流体在端部的堆积, 减小了流动损失。

关键词: 涡轮叶栅; 后部加载⁺; 叶片; 数值仿真

中图分类号: V231.3 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2004) 06-0512-05

Effects of swept blade on the aerodynamic performance of turbine cascade

YUE Guo-qiang, HAN Wan-jin

(School of Energy Science and Engineering, Harbin Inst. of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: The turbine stator blades with swept angle of -20° , -10° , 0° , 10° and 20° were made of an aft-loaded profile with different types of axial bowed stacking lines. The numerical simulation was carried out to investigate the three dimensional viscous flow in the five turbine cascades. The results show that "C" type static pressure along the radial direction is formed in the aft-swept cascades. Due to this effect, the low-energy fluid in the end region of the blade cascade is sucked in the main stream. Thereby the energy losses are reduced.

Key words: Turbine cascade; Aft-loaded profile⁺; Blade; Numerical simulation

1 引言

随着对叶轮机性能要求的不断提高以及人们对其内部流动规律认识的深入, 充分利用三维成型以获得高性能的措施越来越受重视。王仲奇院士的叶片弯曲成型方法^[1]给叶轮机气动设计者增加了一个新的设计自由度——叶片沿周向弯曲, 并成功的应用在汽轮机、燃气轮机和航空发动机上。而在叶片设计的另一个自由度——轴向上国内外学者也在积极研究^[2~5]。Scott McNulty G^[6]研究了前掠动叶对低速压气机间隙流动的影响, Sasaki 和 Breugelmans^[7]对四套不同参数的弦向前掠叶片、一套弦向后掠叶片和 4 套不同参数的周向正弯曲叶片在进气角 $31^\circ \sim 43^\circ$ 范围内进行了详细的对比实验研究。这些研究主要集中在

在压气机叶栅和风扇方面, 在涡轮叶栅方面的研究很少。文献[8]对轴向前掠、后掠及径向三种不同叶片型式的涡轮静叶栅流场进行了数值模拟, 结果表明 20° 前掠叶栅出口总压损失系数比径向叶栅降低了约54%。本文通过实验和数值计算研究了掠叶片对涡轮叶栅气动性能的影响。

2 计算网格

根据叶片前缘线相对来流的倾斜方向可分为前掠和后掠两种, 前掠指叶片前缘线逆来流方向倾斜, 反之为后掠。掠叶片掠角的形成与掠叶片的生成线形状及其位置有关, 通常采用拼接的方法, 如两端和中间使用直线, 三条直线间使用两条平滑曲线连接的组合曲线作为积叠线。本文采用该方法生成了前

* 收稿日期: 2003-11-27; 修订日期: 2004-07-05。

作者简介: 岳国强 (1974—), 男, 博士生, 研究领域为叶轮机内三维流场的实验与数值研究。

掠 10° , 20° 和后掠 10° , 20° 掠角的前掠和后掠叶片, 掠高为 0.3, 积叠线如图 1 所示, 分别以 Q10, Q20, H10, H20, ZHI 表示。轴向位置坐标以中部叶型前缘点 $x = 0$ 为参考点, 采用无因次量 $X = x/B$, 其中 x 为轴向坐标, B 为轴向弦长。掠角定义为端部积叠线和直叶片积叠线的夹角。掠高定义为叶片端部倾斜积叠线占整个叶高的百分比。叶型为某型后部加载叶型, 轴向弦长 210 mm, 弦长 286 mm, 节距 214 mm, 叶高 213 mm, 前缘直径 19.1mm, 尾缘直径 1.2mm, 几何出气角 19.2° , 几何进气角 12.6° 。矩形叶栅网格使用 CFX-TurboGrid 软件, 计算网格采用 O, C, H 型组合网格, 网格数 70 万。计算在 CFX-TASCflow 中完成。进气为均

匀来流, 来流总压 1.05MPa, 进气角 19.2° , 出口静压为当地大气压 1.00 MPa, 湍流模型为 $k-\epsilon$ 模型。图 2 为 S1 流面计算网格。

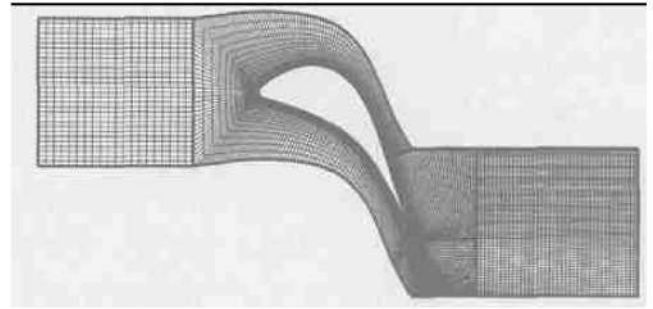


Fig. 2 Mesh topology of S1 stream surface

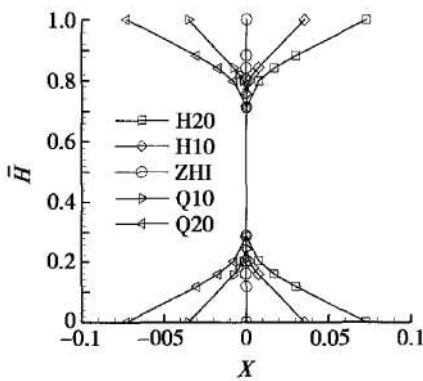


Fig. 1 Staking

3 计算结果比较

在零冲角下分别对叶片轴向前掠 10° , 20° 和后掠 10° , 20° 以及直列叶片五种情况进行了数值模拟。

3.1 掠叶片对表面静压的影响

图 3 是前掠 20° 叶片、后掠 20° 叶片和直叶片在不同轴向位置的壁面静压系数沿叶高分布。由图可见直列叶片无论是在压力面上还是在吸力面上, 其静压分布都比较均匀, 仅在吸力面的叶片端部有很小变化。

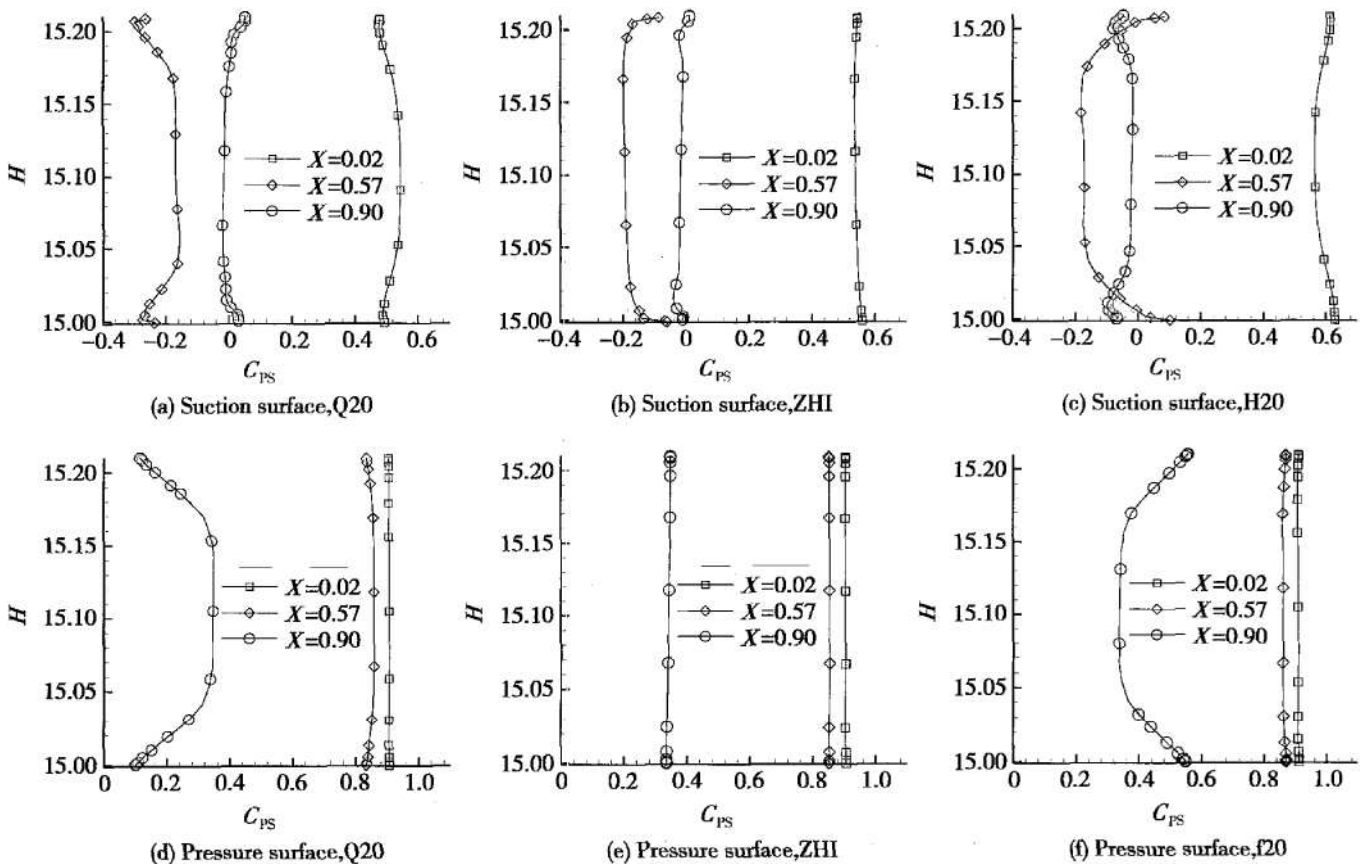


Fig. 3 Static pressure coefficient distribution along spanwise

叶片前掠后,在 $X = 0.02$ 轴向位置上吸力面形成反 C 型压力分布,而压力面上仍保持均匀分布;流体沿流道向下游发展,在轴向位置 $X = 0.57$,吸力面上的压力分布发生改变,形成微弱的 C 型压力分布,而压力面上则出现了微弱的反 C 型压力分布;到下游轴向位置 $X = 0.9$ 处时,吸力面有成为较强的反 C 型压力分布,而压力面则发展成为更强的反 C 型压力分布。

叶片后掠 20° 时和前掠 20° 正好相反,压力面的轴向位置 $X = 0.02$ 和 $X = 0.57$ 时静压系数分布均匀,而在 $X = 0.9$ 时呈现很强的 C 型压力分布;在吸力面上, $X = 0.02$ 处静压系数呈 C 型分布,在 $X = 0.57$ 处则为反 C 型压力分布, $X = 0.9$ 处又变为 C 型压力分布。

由此可见,叶片无论是前掠还是后掠,其压力面静压分布规律比较简单。前掠叶片的表面静压分布由入口处的均匀分布逐渐变为反 C 型分布,而后掠叶片则由入口处的均匀分布逐步发展成为 C 型压力分布。相对于压力面,吸力面的静压分布就变得比较复杂。前掠叶片由入口处的反 C 型表面静压分布发展成流道中部的 C 型压力分布,再演变为出口处的反 C 型压力分布。后掠叶片则正好相反,由入口处的口的 C 型压分布发展到流道中部的反 C 型压力分布,再到出口处的 C 型压力分布。

另外,直叶片叶片力沿叶高方向的分量为零,叶片

变掠后,由于叶片型线的相对位置发生了变化,叶片力的沿叶高方向分量不再为零。图 4 给出了前掠 20° 叶片中径处叶型和根部叶型相对位置关系。从图中可以看出,叶片前掠后,在压力面上产生了由两端部指向中径方向的叶片力沿叶高方向分量;在吸力面前部出现了相同方向的叶片力沿叶高方向分量,而在吸力面的后部其方向发生了改变,变为由叶片中径指向叶片两端。从图 5 和图 6 可以看出叶片力沿叶高方向分量对叶片表面静压分布的影响。前掠 20° 叶片压力面中部和根部上的表面静压分布和直叶片相比变化都不大,主要原因是压力面上压力普遍较高,叶片力沿叶高方向分量对其影响不明显。而吸力面上的表面静压较低,叶片力沿叶高方向分量对其影响较大。前掠 20° 叶片吸力面根部最低压力点在叶片力沿叶高方向分量作用下变得更低(相对于直叶片),和中径处的压力分布更加接近。

3.2 掠叶片对二次流的影响

通道涡在吸力面上的卷起线可以反映出叶栅流道中通道涡的强度和尺度。图 7 给出了前掠 20° 叶片、直叶片和后掠 20° 叶片吸力面极限流线图。对于直叶片,下通道涡在吸力面上的卷起线结束于叶片尾部 19% 叶高处;前掠 20° 叶片为 14%;后掠 20° 叶片为 21%。这说明后掠 20° 叶片的二次流动要强于前掠 20° 叶片,其主

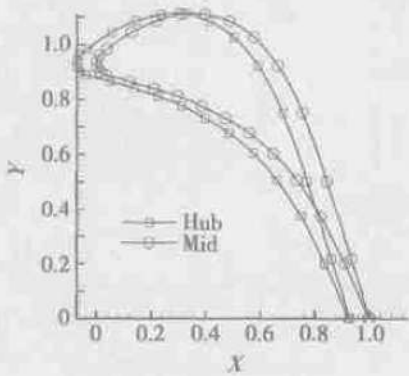


Fig. 4 Profiles, H20

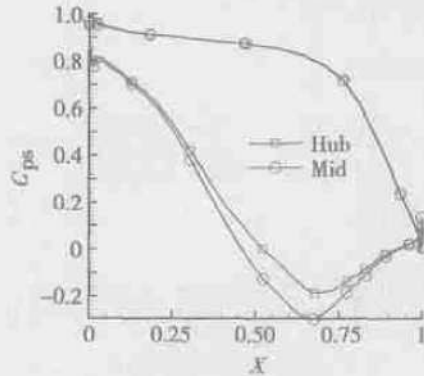


Fig. 5 Static pressure distribution, ZHI

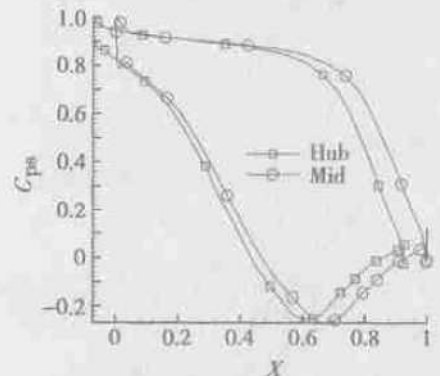
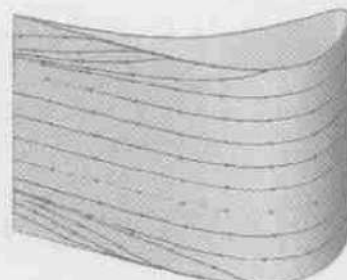


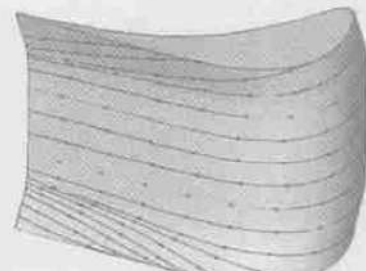
Fig. 6 Static pressure distribution, Q20



(a) Q20



(b) ZHI



(c) H20

Fig. 7 Streakline on suction surface

要原因是叶片表面的 C 型或反 C 型压力分布。叶片前掠, 吸力面上形成反 C 型压力分布, 在这种静压分布作用下, 通道涡在吸力面附近被挤压、削弱。而叶片后掠则相反, 后掠叶片吸力面上出现 C 型压力分布, 这种压力分布将通道涡向上抬起, 在一定程度上强化了通道涡。

3.3 掠叶片对总压损失和出气角的影响

图 8, 图 9 分别给出了前掠 20°, 前掠 10°, 后掠 20°, 后掠 10°, 直叶片的节距平均损失沿叶高的分布和节距平均出气角沿叶高的分布。图 10 给出了出口总压损失与掠角的关系, 其中负角度为后掠、正角度为前掠。其中

总压损失系数 $C_{pt} = (当地总压 p_t - 出口静压 p_s) / (来流总压 p_0^* - 出口静压 p_s)$

静压损失系数 $C_{ps} = (当地静压 p_s - 出口静压 p_s) / (来流总压 p_0^* - 出口静压 p_s)$

从图 8 可以看出, 在 40% ~ 60% 的叶高范围内五种叶片的总压损失基本没有变化, 说明叶片前后掠均对此区域的流动影响不大。对于前掠叶片, 在吸力面反 C 型压力分布作用下, 端壁附面层被挤压在流道两端部, 不能被通道涡有效地吸入主流, 造成了端壁附面层在两端部的堆积。其损失分布规律为: 在 60% ~ 83% 和 17% ~ 40% 的叶高范围内总压损失随着前掠角的增大而减小, 而在两端部, 损失随前掠角的增加而迅速增加。相对于直叶片, 前掠叶片的损失峰值随前掠角的增加而向两端部靠近, 到前掠 20° 时, 损失峰值已基本和端壁附面层高损失区连成一片。后掠 10° 和后掠 20° 的总压损失在图 8 上看差别较小。和直叶片相

比后掠叶片在吸力面表面 C 型压力分布作用下, 端壁附面层被 C 型压力分布输运到主流区被主流带走, 主流损失有所增加, 端部损失下降。从总损失上看, 图 10, 五种叶片损失相差不大, 在 0.3% 范围内; 出气角变化也不大, 在 1° 范围内, 如图 9 所示。

前掠叶片在反 C 型压力分布作用下, 端部附面层被挤压在端部附近很难被主流带走, 造成了低能流体在两端部的堆积, 总损失增加。特别是前掠 20° 叶片, 其损失峰值已基本和端壁附面层高损失区连成一片, 有可能使得流动在端壁处分离, 造成更大的损失。和前掠叶片相反, 后掠叶片在 C 型压力分布作用下, 端部附面层被主流带走, 避免了低能流体在两端部的堆积, 减小了总损失。另外叶片后掠使的出口参数沿叶高分布均匀(包括总压损失和出气角, 后者涉及下列动叶的冲角)。

4 某涡轮静叶栅的试验与数值计算结果

实验是在哈尔滨工业大学能源科学与工程学院推进理论与技术研究所环形叶栅低速风洞上^[9]进行的。实验叶片为直扭叶片, 实验模型的主要几何参数如下。子午流道: 出气边内、中、外径分别为 2182.25mm, 2390.5mm, 2598.75mm; 出气边高度 208.25mm; 径高比 11.5; 轮毂收敛角 7.5°; 机匣扩张角 6.0°。叶根、叶中、叶顶的弦长分别为 75.58mm, 83.15mm, 90.35mm; 叶根、叶中、叶顶节距 61.21mm, 67.05mm, 72.89mm; 叶根、叶中、叶顶节弦比 0.81, 0.81, 0.81; 叶根、叶中、叶顶轴向弦长 62.5mm, 62.5mm, 62.5mm; 叶根安装角 35.55°; 叶片 112。导向叶栅前为均匀来流, 总压 1.035MPa。实验

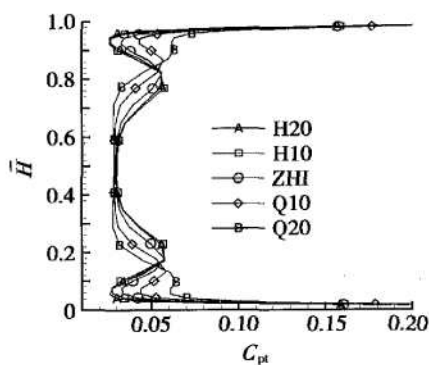


Fig.8 Pitch-averaged total pressure loss coefficient distribution along spanwise

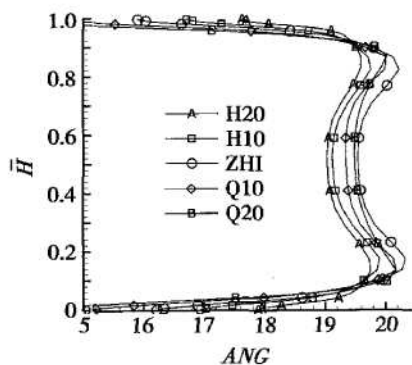


Fig.9 Pitch-averaged exit yaw angle distribution along spanwise

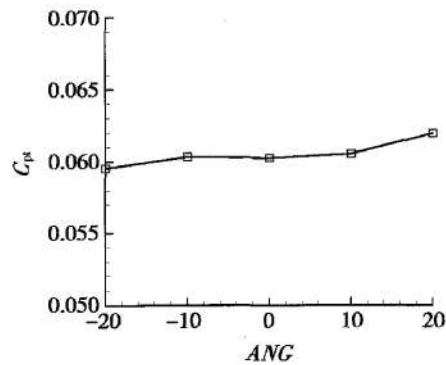


Fig.10 Total pressure loss coefficient at different swept angles

叶栅前的总压(表压)分布如图 11 所示。计算方法如前所述。图 12 给出了叶栅出口总压损失实验结果

(EXP) 和计算结果(ZHI) 以及前掠 20° 和后掠 20° 的计算结果比较。

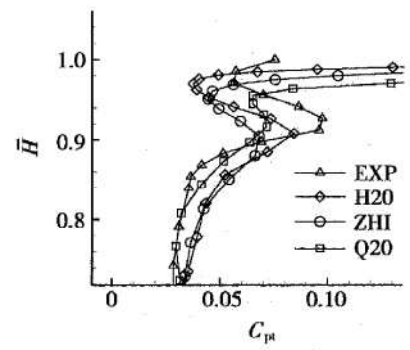
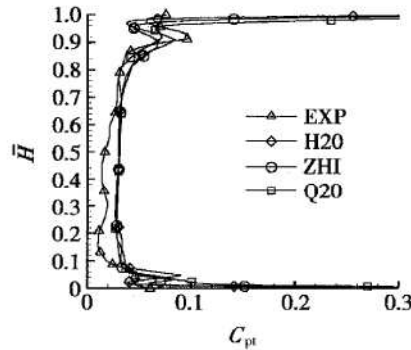
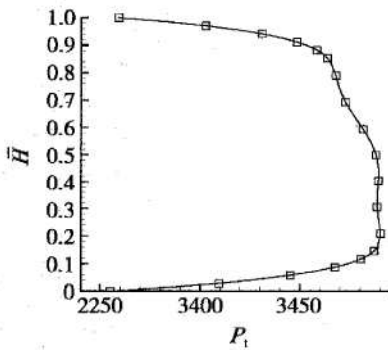


Fig.11 Upstream pitch-averaged total pressure distribution along spanwise Fig.12 Downstream pitch-averaged total pressure loss coefficient distribution along spanwise

从图 11 和图 12(a) 可以看出计算结果和实验结果基本一致。后掠叶片削弱了低能流体在端壁的堆积, 减小了端部损失, 使得总损失有所降低。

5 结论

(1) 前掠叶片压力面形成了反 C 型压力分布, 在吸力面前部和后部形成反 C 型压力分布, 中部出现 C 型压力分布, 对流场起主导作用的是反 C 型压力分布。在反 C 型压力分布作用下, 端部附面层被挤压在两端部附近很难被主流带走, 造成了低能流体在两端部的堆积, 总损失增加。后掠叶片则正好相反。其压力面为 C 型压力分布, 吸力面前部和后部为 C 型压力分布, 中部为反 C 型压力分布, 对流场起主导作用的是 C 型压力分布。在 C 型压力梯度作用下端部附面层被主流带走, 减小了低能流体在两端部的堆积, 从而减小了总损失。

(2) 和直叶片相比, 前掠叶片减低了叶片中部的损失, 增加了两端部的损失, 恶化了端部流动; 后掠叶片则增加了叶片中部的损失, 降低了两端部的损失。

(3) 就本叶型而言, 后掠片除了减小总压损失外, 还使出口参数沿叶高分布均匀, 在整体性能上要优于前掠叶片。

参考文献:

[1] 王仲奇, 郑 严, 叶轮机弯扭叶片的研究状况及发展趋

势[J]. 中国工程科学, 2000, 2(6): 40~ 48.

- [2] Weber A, Nicke E. A study of sweep on the performance of a transonic cascade with and without endwall influence [R]. 1997 *Proceedings of 13th ISOABE Conference*: 877~ 888.
- [3] Neubert Robert J, Gendrich Charles P, Hsct forward swept fan performance[R]. *ASME Paper*, No. GT2003-38948.
- [4] Wadia A R, Szucs P N, Crall D. Inner workings of aerodynamic sweep[R]. *ASME Paper No.* 97-GT-401.
- [5] Gummer V, Wenger U, Kau H P. Using sweep and dihedral to control three dimensional flow in transonic stators of axial compressors[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2001, 123, 40~ 48.
- [6] Scott McNulty G, Decker John J, beacher Brent F. The impact of forward swept rotors on tip limited low-speed axial compressors [R]. *ASME Paper*. No. GT2003-38837.
- [7] Sasaki T, Breugelmans F A E. Comparison of sweep and dihedral effects on compressor cascade performance[J]. *Journal of Turbomachinery*, 1998, 120(2): 454~ 464.
- [8] 杨爱玲, 陈康民. 轴向掠叶片对涡轮静叶栅流场气动及声学特性的影响[J]. *流体机械*, 2000, 3: 25~ 28.
- [9] 安柏涛, 韩万金, 王松涛, 等. 子午扩张流道中叶片积叠线形式对损失的影响[J]. *推进技术*, 2002, 23(2): 100~ 104. (AN Bai-tao, HAN Warr jin, WANG Song-tao, et al. Influence of blade stacking line on loss in diffused meridional passage[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2002! 23(2).)

(编辑: 梅 瑛)