

文章编号:1000-8055(2011)12-2765-07

# 级环境下弯叶片对涡轮气动性能影响数值研究

陈 雷, 陈 江

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

**摘 要:** 针对某两级低压涡轮的弯扭叶片进行气动性能影响的数值研究,通过对比分析不同弯角和不同类型弯叶片的流场,认为级环境下弯叶片需根据具体载荷分布条件匹配设计. 对于研究两级涡轮,第一级静叶反弯、第二级静叶正弯具有相对最优的气动绝热效率, J 型弯相比对称弯改善负荷分配,降低二次流损失和激波损失,且小弯角叶片表面压力分布更均匀,流道中部熵增更小,性能高于大弯角叶片.

**关 键 词:** 弯叶片; 低压涡轮; 气动性能; 数值研究; 负荷分布

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

## Numerical investigation on the effect of bowed blade to aerodynamic performance of low pressure turbine under stage condition

CHEN Lei, CHEN Jiang

(School of Jet Propulsion,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

**Abstract:** The numerical investigation on the effect of bowed blade to the aerodynamic performance of a two-stage low pressure turbine was presented. By analyzing the flow field of the bowed blade of different bowed-angle and bowed-type, the result is: under the stage circumstances, bowed blade design should match the real load condition; for target turbine, the first stage stator with positive bowed type and the second stage stator with negative bowed type have the best aerodynamic performance; compared to the symmetry bowed blade, J bowed type improves load distribution of the stage and reduces the secondary flow loss and shock wave loss; further more, the blade with small bowed-angle which has better pressure distribution and less entropy production of the mid-flow passage is superior to the big one.

**Key words:** bowed blade; low pressure turbine; aerodynamic performance; numerical investigation; load distribution

叶片作为叶轮机械进行能量转换的基本元件,经过近 70 年的发展,由伊始的直叶片发展为扭叶片,再到弯扭联合成型叶片<sup>[1]</sup>,在提高叶轮机流动效率方面起到了重要作用.

国内外学者针对弯扭叶片进行了大量而细致

的研究工作, Pásoa J C 等<sup>[2]</sup>利用反问题设计方法对叶片弯扭进行了研究,给出了正弯叶片对压力、马赫数和气流角分布的影响. Schobeiri M T 等<sup>[3]</sup>对涡轮静叶采用正弯设计,减小了叶片端壁二次流的区域,提高了效率. Bohn D E 等<sup>[4]</sup>对于某两

收稿日期:2011-01-06; 修订日期:2011-03-08

基金项目:国家高技术研究发展计划项目(2007AA050503); 航空基金(2010ZB51023)

作者简介:陈雷(1985—),男,辽宁灯塔人,博士生,主要从事航空燃气涡轮气动优化设计方面研究.

级涡轮进行了定常和非定常的数值验证,证明了叶片采用正弯设计后,主要减小了机匣和轮毂近壁二次流的区域,且质量流量沿径向更加均匀. Pullan G 等<sup>[5]</sup>采用大弯角正弯叶片,虽增大了中部叶型的损失及轮毂处的二次流强度,但减小了近壁机匣出口处的回流,对整体流动效率提高是有益的. Wingelhofer F 等<sup>[6]</sup>针对涡轮导叶的设计提出了新的优化准则,给出对于导叶正弯角度应在中等的变化范围( $0^\circ \sim 11.5^\circ$ ). 文献[7-8]也对弯叶片在涡轮中的应用进行了详细的研究.

王松涛、王仲奇等<sup>[9]</sup>对单排静叶进行弯叶片研究中得到正弯叶片极大地影响通道涡的稳定,小弯角的正弯叶片能抑制通道涡的发展. 安柏涛等<sup>[10]</sup>在对弯叶片的研究中得到小转角叶片正弯设计能够更好降低两端壁损失,而大转角叶片反弯设计能够削弱通道涡.

由此可见正弯叶片在提高涡轮效率、降低损失方面具有较明显效果,得到了国内外学者理论和实验的证实,但绝大部分文献是在单排叶片的情况下进行弯叶片研究,忽略了叶片排间的相互影响,且缺少不同弯角正弯和反弯叶片流动机理的对比分析. 因此研究级环境下不同类型不同弯角的弯叶片对涡轮气动性能的影响显得尤为必要.

针对某两级低压涡轮进行弯扭叶片对涡轮气动性能影响的数值研究,通过流场详细对比分析,掌握级环境下弯叶片对流动影响机理,找到设计限定条件下涡轮的最佳气动性能方案.

## 1 涡轮气动设计及数值模拟性能

以高性能两级低压涡轮为研究对象,在通流计算基础上,进行二维叶型和三维叶片造型,并用 NUMECA 软件三维黏性分析其气动性能.

### 1.1 两级涡轮气动设计

以两级涡轮  $S_2$  正问题通流计算结果为基础,进行二维叶型设计及三维积叠成型. 二维造型采用中弧线加厚度方法,根据各排叶片进出口气流角度,通过插值型样条曲线设计中弧线,结合原始叶型最大厚度及其厚度分布形式,由样条曲线给出厚度分布,以此保证叶型的光滑性和强度要求,再通过叶型中相邻内切圆切点之间的关系,最终确定新的叶型.

在二维叶型基础上,进行三维积叠,积叠线为三次参数样条曲线,给定叶片根、尖部弯曲角度

(分别为  $\beta, \alpha$ ) 及叶片中部最大周向位移  $y_{\max}$ , 生成三维弯叶片,如图 1、图 2 所示.

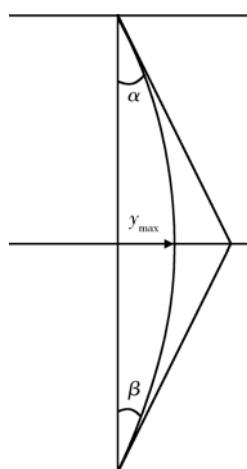


图 1 叶片积叠线示意图  
Fig. 1 Stacking line of blade

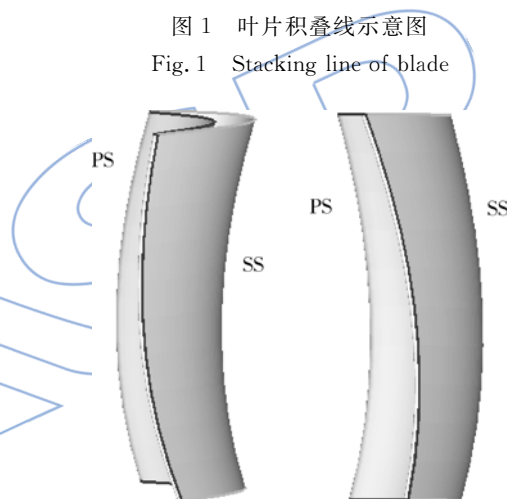


图 2 正弯叶片(左); 反弯叶片(右)

Fig. 2 Positive bowed blade (left); negative bowed blade (right)

### 1.2 数值模拟性能

采用 Numeca 软件 Fine 模块进行全三维数值模拟,流动方程为三维黏性 Navier-Stokes (N-S) 方程组,湍流模型为 Spalart-allmaras (S-A) 一方程模型,空间离散为中心差分格式;时间导数项由四阶 Runge-Kutta 方法迭代求解;结合当地时间步长、隐式残差光滑技术和多重网格加速收敛. 采用 IGG 软件中的 Autogrid 模块生成贴体网格,近壁间距  $0.001 \text{ mm}$ ,  $y^+ < 5$ , 网格总数约为 1 010 000, 无叶尖间隙;进口边界条件为高压涡轮出口来流沿径向分布的气流角、总压及总温;出口给定根部静压.

在设计工况下流量为  $80.0 \text{ kg/s}$ , 落压比为 2.445,  $S_2$  通流设计和三维直叶片计算绝热效率见表 1.

| 表 1 S <sub>2</sub> 通流计算和三维直叶片计算绝热效率值                               |                 |           |           |
|--------------------------------------------------------------------|-----------------|-----------|-----------|
| Table 1 Simulation efficiency of S <sub>2</sub> and straight blade |                 |           |           |
| 类型/参数                                                              | 流量 $q_m/(kg/s)$ | 落压比 $\pi$ | 效率 $\eta$ |
| S <sub>2</sub> 结果                                                  | 80.9438         | 2.447     | 0.9405    |
| 直叶片结果                                                              | 81.0807         | 2.453     | 0.9438    |

## 2 弯叶片对涡轮性能影响数值模拟分析

弯叶片研究主要针对单叶排弯叶片性能(参见文献[1-10]),且以对称正弯叶片居多,较少涉及反弯叶片.针对两级低压涡轮,研究级环境下弯

叶片对涡轮性能影响.弯叶片包括正弯、反弯与 J 型弯(根部弯角大,尖部弯角小).由于研究两级涡轮进口气流边界条件为非轴向进气,第一级导叶转角较大(103.1°)且展弦比约为 1.7,故考虑正弯和反弯设计的研究,第二级静叶只做正弯设计,而动叶考虑到离心力及强度问题不进行弯叶片设计.结合文献,为全面考虑叶片弯角大小对涡轮气动性能的影响,对两级导叶的三种弯角性能进行对比研究,分别为 J 型弯— $\alpha=0^\circ, \beta=5^\circ, 15^\circ, 25^\circ$ , 对称弯— $\alpha=\beta=5^\circ, 15^\circ, 25^\circ$ .

数值计算方法与 1.2 相同,得到不同设计方案的两级低压涡轮的气动性能,见表 2.

| 表 2 设计工况下两级低压涡轮不同弯叶片绝热效率                                                                                    |         |          |          |
|-------------------------------------------------------------------------------------------------------------|---------|----------|----------|
| Table 2 Efficiency of two-stage low pressure turbine with different bowed blades under the design condition |         |          |          |
|                                                                                                             | 叶片弯角 5° | 叶片弯角 15° | 叶片弯角 25° |
| 方案 1 J 型弯(S <sub>1</sub> 正弯, S <sub>2</sub> 正弯)                                                             | 0.9434  | 0.9418   | 0.9390   |
| 方案 2 J 型弯(S <sub>1</sub> 反弯, S <sub>2</sub> 正弯)                                                             | 0.9445  | 0.9445   | 0.9431   |
| 方案 3 对称弯(S <sub>1</sub> 正弯, S <sub>2</sub> 正弯)                                                              | 0.9436  | 0.9419   | 0.9378   |
| 方案 4 对称弯(S <sub>1</sub> 反弯, S <sub>2</sub> 正弯)                                                              | 0.9438  | 0.9425   | 0.9389   |

由表 2 计算比较分析认为,方案 2 的小弯角(5°/0°)和中等弯角(15°/0°)弯叶片组合具有相对最佳的气动性能,绝热效率为 0.9445,略高于直叶片的 0.9438,其他方案相对于直叶片效率均没有提高;在相同弯角下, J 型弯性能优于对称弯,且 S<sub>1</sub> 正弯不如反弯;整体上看,对于同一设计方案(即相同的弯叶片组合形式),小弯角气动性能相对较佳.

无论是正弯还是反弯设计,其目的都是通过涡轮几何设计改变其内部的压力、速度分布,进而改善流动性能,降低流动损失,提高流动效率.下面通过不同类型弯叶片的小弯角之间、J 型叶片的正弯和反弯之间及小弯角和大弯角之间的压力场、速度场等对比分析,总结级环境下弯叶片变化所带来的性能影响.

### 2.1 方案 2 小弯角设计与直叶片、对称叶片流场对比

图 3、图 4、图 5 分别为方案 2 的 J 型叶片(S<sub>1</sub> 反弯 5°/0°, S<sub>2</sub> 正弯 5°/0°)、对称叶片(S<sub>1</sub> 反弯 5°/5°, S<sub>2</sub> 正弯 5°/5°)和直叶片叶尖截面相对马赫数等值线分布.由图 3~图 5 可见 J 型弯叶片叶背最大马赫数较对称叶片和直叶片稍高,说明气流在

槽道内加速更剧烈,负荷提高,且 J 型弯设计方案的动叶负荷下降,吸力面激波强度和范围较后两种叶片设计均有较明显改善, J 型弯叶片设计为下排动叶提供了更佳的气流条件,动叶前缘等值线分布更均匀,且叶背最大马赫数减小,超声范围缩小,较大地降低了激波损失,提高了流动效率.由此说明前排静叶的设计对下游动叶的流动状态有较大的影响,因此在气动设计时不能将弯叶片孤立起来研究,忽略叶排间的相互影响关系.

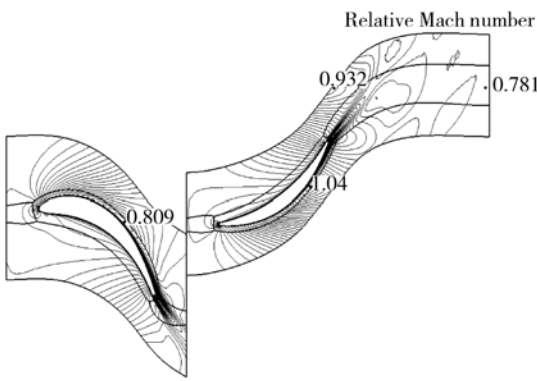


图 3 J 型弯叶片第二级叶尖截面相对马赫数分布  
Fig. 3 Tip section relative Mach number of second stage of J-bowed blade

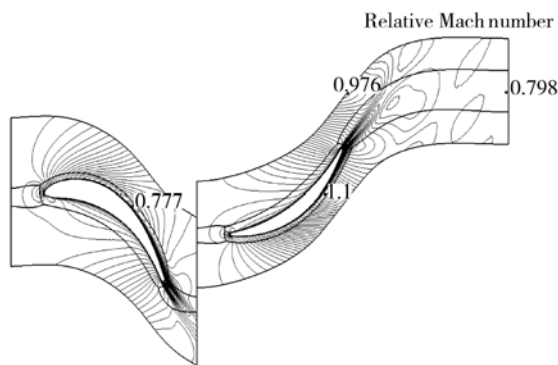


图4 对称弯叶片第二级叶尖截面相对马赫数分布

Fig. 4 Tip section relative Mach number of second stage of symmetry-bowed blade

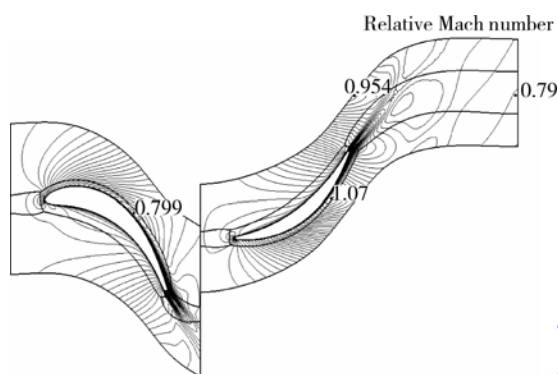


图5 直叶片第二级叶尖截面相对马赫数分布

Fig. 5 Tip section relative Mach number of second stage of cylindrical blade

图6和图7分别是3种设计方案的第一级静叶和动叶中部截面静压分布. 由图6可以发现J型弯和对称弯叶片压力分布较相似, 且相对直叶片, 吸力面压力线上升, 即减小了吸力面和压力面的压力差, 有利于降低由于气流的剧烈膨胀而产生

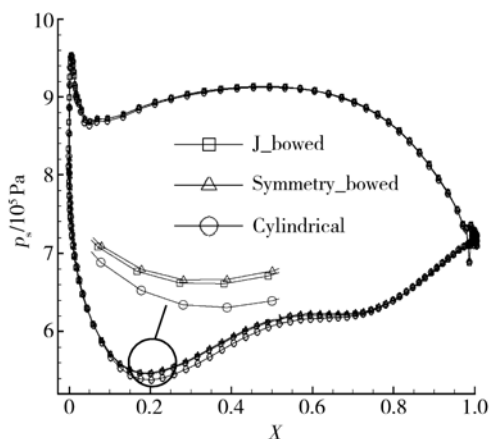


图6 3种设计方案第一级静叶中部截面静压分布

Fig. 6 Mid-section static pressure of 1st stage stator of three design plans

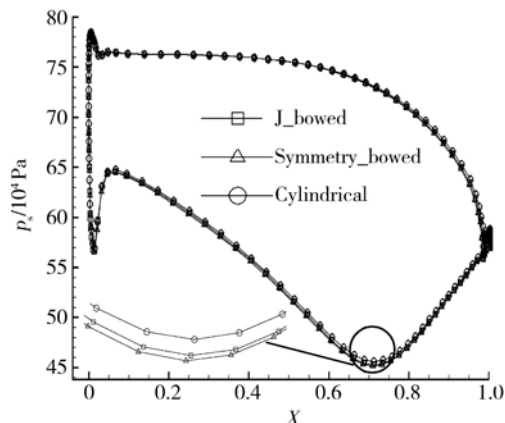


图7 3种设计方案第一级动叶中部截面静压分布

Fig. 7 Mid-section static pressure of 1st stage rotor of three design plans

生的横向二次流损失;另外由于该静叶转角较大, 负荷相对其他叶片排较高, 叶表压力差的改变也有利于叶片负荷的重新分配.

从图7中可以看到, 3种叶片设计方案动叶均存在一定的正攻角, 其表面压力分布变化不大, J型弯和对称弯的最大压力差较直叶片稍变大, 即负荷有所提高, 增大了气流在动叶内的能量转换, 避免了由于第一级静叶负荷过高、动叶负荷较低而产生的静叶效率下降和动叶切线速度利用不足, 相对平均的负荷分布对效率的提高是有益的.

## 2.2 方案1与方案2小弯角设计流场对比

由表2分析, 相同弯角下,  $S_1$  正弯不如反弯性能好, 取J型弯小弯角设计方案进行正反叶片的流场分析比较.

如图8和图9所示, 分别是方案1和方案2的小弯角叶表熵分布云图.

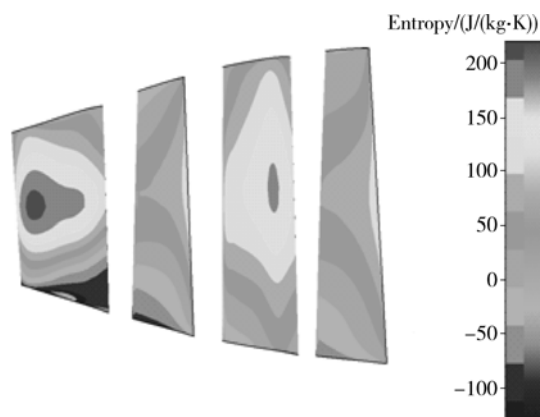


图8 方案1小弯角设计叶表熵分布

Fig. 8 Entropy of small bowed angle blade plan 1

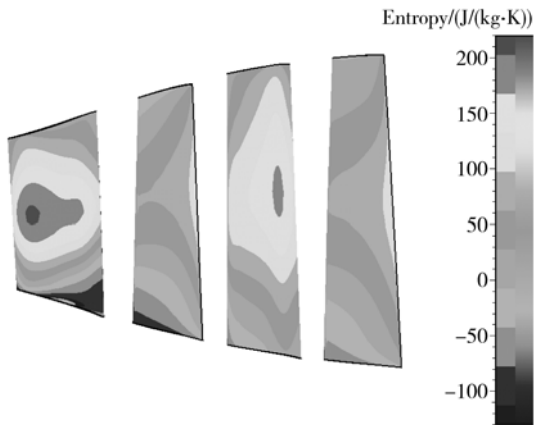


图 9 方案 2 小弯角设计叶表熵分布  
Fig. 9 Entropy of small bowed angle blade of plan 2

由图 8 明显看到,方案 1 的第一级静叶正弯设计,其叶背中部熵值高于图 9 中方案 2 的反弯叶片设计,中部损失显著增大,根部损失略有降低,其他排叶片熵分布相似.正弯叶片能够重新分布通道的压力,形成沿叶高的“C”形压力分布<sup>[11-12]</sup>,有利于降低根部的熵增,但同时增大了中部的二次流损失;反之,反弯叶片形成沿叶高的反“C”压力分布<sup>[10]</sup>,能够抑制通道涡向叶中发展.由熵分布图知正弯叶片其中部相对反弯叶片熵增较大,虽然根部熵有所降低,但总体效率下降.

图 10 和图 11 分别是方案 1 和方案 2 第一级静叶叶中截面相对马赫数等值线分布.分析可得,图 10 方案 1 静叶正弯设计中中部截面叶背马赫数较图 11 中方案 2 反弯设计明显变高,气流加速膨胀更剧烈,负荷增加,使得叶展中部的逆压梯度升

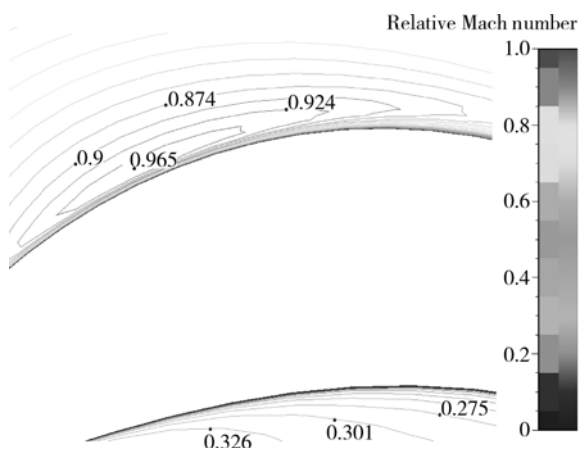


图 10 方案 1 第一级静叶叶中截面相对马赫数分布  
Fig. 10 Mid-section relative Mach number of 1st stage stator of plan 1

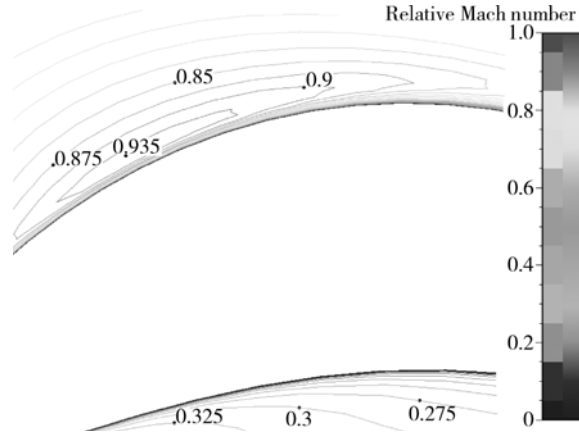


图 11 方案 2 第一级静叶叶中截面相对马赫数分布  
Fig. 11 Mid-section relative Mach number of 1st stage stator of plan 2

高,增强了中部的分离流动,流动效率下降;同时,如图 6 所述,反弯叶片中部负荷稍低有利于降低横向二次流损失.可见方案 2 的第一级静叶反弯设计具有相对更佳的气动性能.

### 2.3 方案 2 不同弯角设计流场对比分析

针对方案 2 进行不同弯角的弯叶片流场对比,确定最佳叶片设计方案.

如图 12~图 14 和图 15~图 17 分别是方案 2 的 5°,15°,25°弯角的叶片表面静压等值线分布图.由图 12~图 17 可清晰看到,随着叶片弯角的增大,在径向压力梯度的作用下,第一级静叶叶背中部环状压力线逐渐向根部移动,中部损失有所降低,但同时较大地增加了根部的损失,尤其是根部压力线稠密,低压区域变大,而压力面中部高压区面积增大,根部等压线稠密,损失升高;第一级

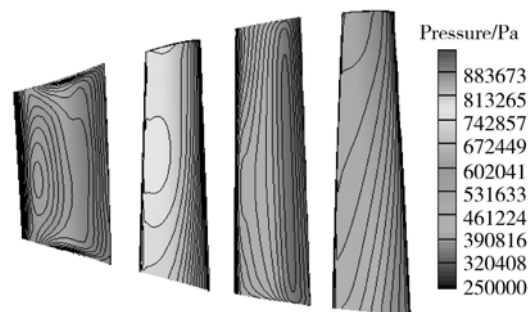


图 12 方案 2 弯角 5°叶表静压分布(第 1,3 排为吸力面;第 2,4 排为压力面)

Fig. 12 Static pressure of 5° bowed blade of plan 2 (vows 1 and 3 are suction surfaces; vows 2 and 4 are pressure surfaces)

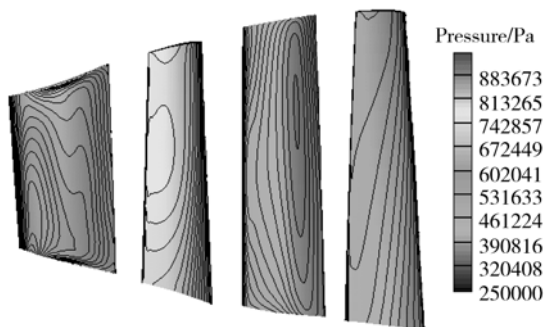


图13 方案2弯角15°叶表静压分布(第1,3排为吸力面;第2,4排为压力面)

Fig. 13 Static pressure of 15° bowed blade of plan 2 (vows 1 and 3 are suction surfaces; vows 2 and 4 are pressure surfaces)

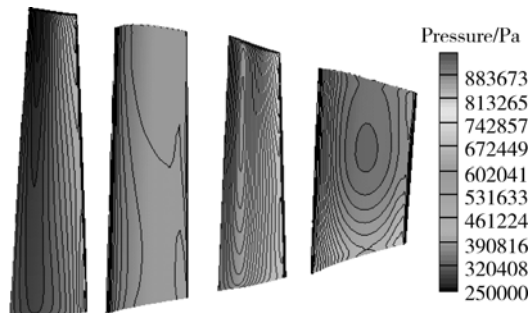


图16 方案2弯角15°叶表静压分布(第1,3排为压力面;第2,4排为吸力面)

Fig. 16 Static pressure of 15° bowed blade of plan 1 (vows 1 and 3 are pressure surfaces; vows 2 and 4 are suction surfaces)

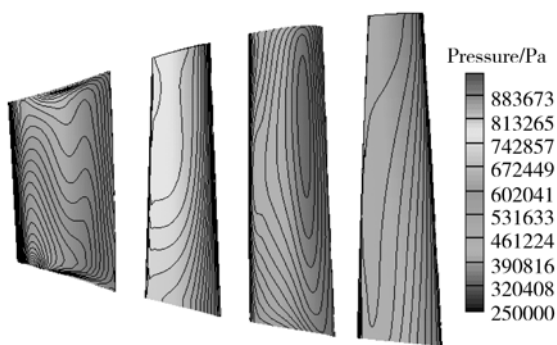


图14 方案2弯角25°叶表静压分布(第1,3排为吸力面;第2,4排为压力面)

Fig. 14 Static pressure of 25° bowed blade of plan 2 (vows 1 and 3 are suction surfaces; vows 2 and 4 are pressure surfaces)

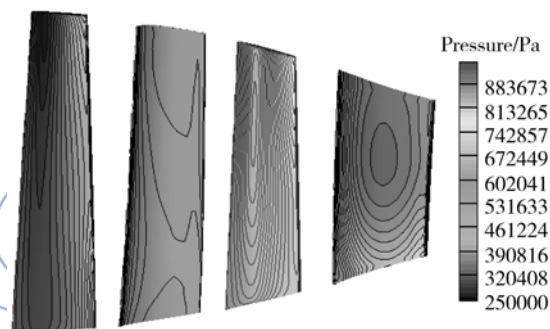


图17 方案2弯角25°叶表静压分布(第1,3排为压力面;第2,4排为吸力面)

Fig. 17 Static pressure of 25° bowed blade of plan 2 (vows 1 and 3 are pressure surfaces; vows 2 and 4 are suction surfaces)

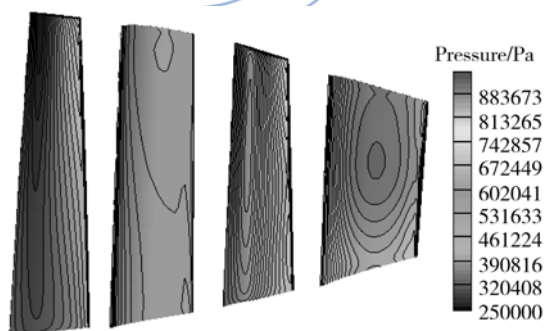


图15 方案2弯角5°叶表静压分布(第1,3排为压力面;第2,4排为吸力面)

Fig. 15 Static pressure of 5° bowed blade of plan 2 (vows 1 and 3 are pressure surfaces; vows 2 and 4 are suction surfaces)

动叶受到静叶的影响,随着弯角的增大,吸、压力面压力线逐渐稠密,径向压力不均匀性增强,损失逐渐升高;第二级静叶正弯设计,径向顺压梯度由

端壁指向叶中,叶背从根部到中部压力变化增强,压力分布不均匀,对流动效率有较大影响;第二级动叶压力面压力有所减小,吸力面压力相当,负荷略有下降。

图18分别是方案2的5°,15°,25°弯角流动出口从根到尖周向平均熵分布图。由熵分布图分析发现,随着叶片弯角的增大,叶片根部熵值略有减小,但叶展中部区域熵值升高明显,叶中到尖部熵值变化不大。分析由于第二级静叶J型正弯设计,弯角越大根部指向中部的顺压梯度越大,越有利于根部损失的降低,但同时其增大了中部的损失,总效率是下降的。对于该涡轮设计,弯角越大,中部损失越大,对效率的影响越大。

通过不同弯角叶表压力分布和出口熵值展向分布对比分析可见,小弯角(5°)叶片性能相对优于15°和25°弯叶片,压力分布更均匀,各排叶片负荷分布更合理,总体流动效率更高。

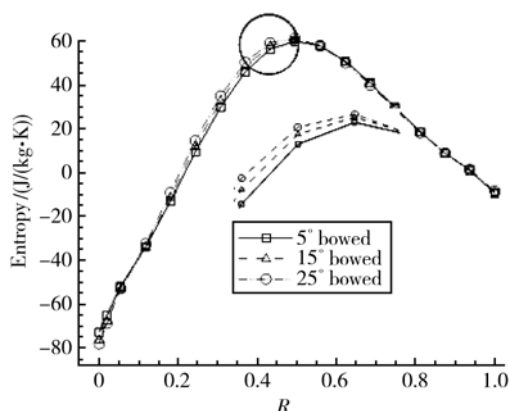


图 18 方案 2 不同弯角流道出口周向平均熵分布

Fig. 18 Pitch-average entropy at the outlet of different bowed angles of plan 2

### 3 结 论

以两级低压涡轮为研究对象,基于  $S_2$  通流设计和二维叶型、三维叶片造型设计,并通过全三维数值模拟,研究了级环境下弯叶片对涡轮气动性能综合影响,得出结论如下:

1) 弯叶片通过重新分布流道内压力场达到改善涡轮内流场的目的,无论是正弯还是反弯, J 型弯还是对称弯,其核心是需要与涡轮负荷匹配设计。

2) 对于涡轮弯扭叶片的研究,级环境下的整体把握是最佳选择,避免将叶片排孤立起来研究而忽略叶片排间的相互影响。

3) 弯叶片几何变化无穷,对于目标两级低压涡轮,静叶采用小角度 J 型弯叶片有利于降低损失、改善性能,而  $S_1$  是反弯、 $S_2$  是正弯,进一步说明弯角大小、型式、正反弯等参数变化对涡轮性能影响需要根据具体问题具体分析。

4) 通过弯叶片研究,进一步证明了对于大转角、展弦比偏低叶片或叶片中部损失较大的情况,叶片易采用反弯设计。

5) 相对较佳的直叶片设计情况下,弯叶片对气动效率的提高程度是有限的。

### 参考文献:

[1] Filippov G A, WANG Zhongqi. The calculation of axial symmetric flow in a turbine stage with small ratio of diameter to blade length[J]. Journal of Moscow Power Institute, 1963, 47: 63-78.

[2] Páscoa J C, Mendes A C. Turbine blade duty re-design by controlling lean and sweep using an innovative iterative inverse design method[R]. ASME Paper 2006-GT-90266, 2006.

[3] Schobeiri M T, Suryanarayanan A, Jermann C. A comparative aerodynamic and performance study of a three-stage high pressure turbine with 3-D bowed blades and cylindrical blades[R]. ASME Paper 2004-GT-53650, 2004.

[4] Bohn D E, Ren J, Tümmers C. Unsteady 3D-numerical investigation of the influence of the blading design on the stator-rotor interaction in a 2-stage turbine[R]. ASME Paper 2005-GT-68115, 2005.

[5] Pullan G, Harvey N W. The influence of sweep on axial flow turbine aerodynamics in the endwall region [R]. ASME Paper 2007-GT-27750, 2007.

[6] Wingelhofer F, Haselbacher H. New optimization criteria for the design of three-dimensional bladings applied to compound lean nozzles of an axial turbine[R]. ASME Paper 2004-GT-53830, 2004.

[7] Tan C Q, Yamamoto A, Chen H S, et al. Flow field and aerodynamic performance of a turbine stator cascade with bowed blades[J]. AIAA Journal, 2004, 42(10): 2170-2171.

[8] Vand M H, WANG Songtao. Numerical study of the effects of bowed blades on aerodynamic characteristics in a high pressure turbine[R]. ASME Paper 2005-GT-68214, 2005.

[9] WANG Songtao, WANG Zhongqi, FENG Guotai. Numerical simulation of 3D flow field structure in turbine cascade with bowed blades[R]. ASME Paper 2001-GT-0442, 2001.

[10] 安柏涛, 韩万今, 王仲奇. 弯叶片降低损失机理的实验研究[J]. 热能动力工程, 2000, 15(89): 498-501.

AN Baitao, HAN Wanjin, WANG Zhongqi. Experimental study of the mechanism of energy loss reduction for curved blades[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2000, 15(89): 498-501. (in Chinese)

[11] 谭春青, 张华良, 陈海生, 等. 弯叶片对大转角平面涡轮叶栅气动性能影响的实验研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2009, 22(1): 8-12.

TAN Chunqing, ZHANG Hualiang, CHEN Haisheng, et al. Experimental investigation of the aerodynamic performance of bowed blades in high-turning linear turbine cascades[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2009, 22(1): 8-12. (in Chinese)

[12] 王松涛, 吴猛, 冯国泰, 等. 正弯叶片降低叶栅内部损失的数值模拟[J]. 热能动力工程, 2000, 15(2): 151-152.

WANG Songtao, WU Meng, FENG Guotai, et al. Numerical simulation of the decrease of internal losses in a cascade with positively curved blades[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2000, 15(2): 151-152. (in Chinese)