

多级考虑冷气掺混流片变厚度的 S_1 流面研究

罗 磊, 卢少鹏, 王松涛, 王龙飞, 崔 涛

(哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 哈尔滨 150001)

摘 要: 为减少气冷涡轮气动设计难度, 提出一套基于多级气冷涡轮考虑冷气掺混及随流道翘曲、变厚度的 S_1 流面计算思路, 编制了带冷气的翘曲 S_1 流面薄片计算的参数化方法程序及网格自动生成程序, 改良了传统平面薄片, 对比分析了改良后平面薄片、翘曲 S_1 流面薄片以及三维计算间差异, 对某高压涡轮进行了翘曲 S_1 流面薄片气动优化, 结果显示: 与三维计算对比, 改良后平面薄片最大流量差距为 22.68%, 翘曲 S_1 流面薄片为 3.58%, 一维数据上翘曲 S_1 流面薄片更逼近三维计算; 型面压力分布及马赫数云图分布上翘曲面 S_1 流面薄片较改良后平面薄片更贴近三维计算; 采用翘曲 S_1 流面薄片进行优化后, 效率较原始方案提升 0.41%, 流量较原始方案仅增加 0.21%。

关键词: S_1 流面; 冷气掺混; 气动; 平面薄片; 涡轮; 优化

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Research on S_1 stream surface for cooling air mixing and variable thickness flow slice in multi-stage

LUO Lei, LU Shao-peng, WANG Song-tao,
WANG Long-fei, CUI Tao

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

Abstract: To reduce the difficulty of aerodynamic design in air-cooled turbine, a set of calculation ideas based on multi-stage air-cooled turbine were presented in consideration of the cooling air mixing, warped S_1 stream surface and variable thickness along with flow passage; the parameterization method program and automatic mesh generation program of warped S_1 stream surface slice with cooling condition were prepared, and the traditional plane slice was modified. Comparative analysis of the difference among the modified plane slice, warped S_1 stream surface slice and three-dimensional calculation was made, and aerodynamic design of a high-pressure turbine with warped S_1 stream surface slice was optimized. The results show that: in comparison with three-dimensional calculation, the maximum gap of mass flow in modified plane slice is up to 22.68%, and 3.58% in warped S_1 stream surface slice; the warped S_1 stream surface slice is closer to three-dimensional calculation on one-dimensional data; blade pressure and Mach number contour distribution of warped S_1 stream surface slice are closer to three-dimensional calculation than that of modified plane slice. After aerodynamic optimization in warped S_1 stream surface slice, compared with original model, the stage efficiency has been increased by 0.41%, while mass flow has only been increased by 0.21%.

Key words: S_1 stream surface; cooling air mixing; aerodynamic; plane slice; turbine; optimization

三元流动通用理论由 Wu 于 20 世纪 50 年代提出^[1],它将理想气体的三元流动分解为两类相对流面(即 S_1 流面及 S_2 流面)上的一簇二元流动,通过流面参数之间的反复迭代可以得出叶片通道的气流分布^[2],随着涡轮叶片设计技术的发展,涡轮叶片设计朝着大冷气量、高效率、高列载荷方向发展^[3],高的列载荷导致了动叶的大转角,大转角叶型设计导致高叶型损失^[4],通过增大涡轮子午通道扩张角可以有效减小叶型转角,这使涡轮具有大扩张通道特性^[5],传统的两类相对流面计算在大冷气量涡轮气动计算上将存在一定误差。CFD 技术的高速发展使得三维计算速度以及精度得到了进一步提高^[6-8],但是三维计算作为方案设计及涡轮气动优化设计方法,存在着计算耗时长、在一定时间内不能得到较好方案的缺陷,设计工作者为了较快地得到需要叶型,采用了平面薄片方法对叶型进行方案设计及优化。随着冷气量增大,单纯无冷气的平面薄片计算将会产生较大误差^[9-10],同时,平面薄片方法在大扩张角通道中与实际情况差异较大,特别是流量上的差异,方祥军等^[11-13]为了设计大子午扩张对转涡轮,研究了动叶三维设计方法,提出了一种更符合三维真实流动状态的 S_1 流面三维造型法,并用之设计了一个出口马赫数为 1.33、通道扩张角为 37.3° 的超声高载荷对转涡轮动叶。但是这种方法的运用也仅仅局限于三维的气动计算,在方案设计及气动优化中,并不能缩短工作周期。因此,引入一套考虑冷气掺混流片翘曲、变厚度的 S_1 流面计算思路,由于两类相对流面理论中, S_1 流面是存在厚度的,在三维计算中, S_1 流面即可变为存在一定厚度的翘曲 S_1 流面薄片,在翘曲 S_1 流面薄片上添加冷气,这样能够模拟涡轮在有冷气量情况下的气动效果,在 S_1 流面计算中, S_1 流面一般随流道变化,考虑了 S_1 流面薄片随流道翘曲、变厚度,这样比平面薄片能够更加准确地逼近三维计算。

为了对比平面薄片以及翘曲 S_1 流面薄片之间差异及优缺点,将传统平面薄片进行改良,即对原始无冷气平面薄片添加冷气缝,实现平面薄片带冷气计算的能力。本文基于某高压涡轮对改良后平面薄片以及翘曲 S_1 流面薄片进行计算,并与三维计算进行对比,结果表明翘曲 S_1 流面薄片能够较好地贴近三维计算;采用翘曲 S_1 流面薄片对该

高压涡轮效率进行优化,优化结果表明,采用该翘曲 S_1 流面薄片优化后效率得到较大提高,流量变化在可接受范围内。

1 参数化方法与计算模型

1.1 叶型参数化

叶型参数化希望能用较少的参数尽量表达较为丰富的叶型,为了满足工程需求,参数中关键变量应当能够体现一定的物理意义。采用了 11 参数法造型方式^[14],参数化方法参数组为:叶型截面半径 R 、叶片数 N 、弦长 L 、安装角 γ 、前缘小圆直径 D_1 、尾缘小圆直径 D_2 、前楔角 W_1 、尾楔角 W_2 、进口几何角 β_1 、出口几何角 β_2 、后弯角 δ 、角系数 k 。其中角系数是为了表达落后角引入的,叶型型线采用了非均匀有理 B 样条构成。由于该叶片展弦比较低,仅通过两个截面对叶片进行造型,并将其在空间积叠从而形成三维叶片。

截面主要造型参数如图 1 所示。

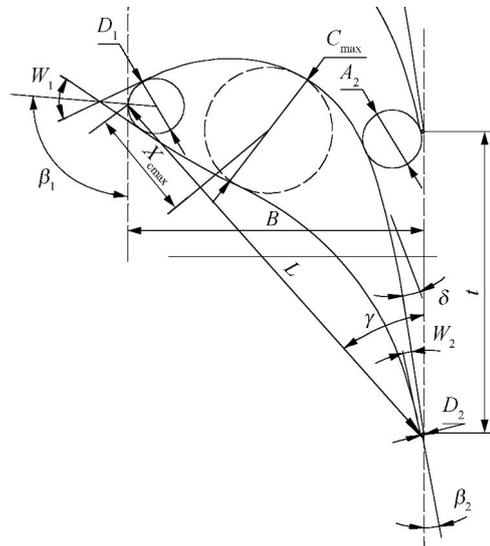


图 1 造型参数

Fig. 1 Modeling parameters

1.2 计算模型

文中采用了软件 CFX 作为求解器进行求解,文献^[15]采用 CFX 对 E3 高压涡轮多个工况进行了数值模拟,在采用带转捩的 SST (shear stress transport) 湍流模型时,总体参数和沿叶高参数分布与实验值吻合较好。

选择带冷气的某高压涡轮作为计算模型,该涡轮叶片上下端壁均有端壁封严及冷却缝,静叶表面采用 6 列气膜孔及尾缘劈缝出气,动叶冷气为尾缘劈缝出气. 网格采用能够考虑冷气的自编网格生成程序,程序通过求解简化拉普拉斯方程得到粗略背景网格,在背景网格基础上进行加密以及网格质量优化,得到较为优质的流道叶栅网格,在生成的流道叶栅网格上添加气膜孔或为了简化计算而采用的冷气缝,最后通过网格输出程序输出 *.cfx5 网格文件^[16],三维网格如图 2 以及图 3 所示,计算网格总数为 359 万,其中静叶网格数为 265 万,动叶网格数为 93 万.

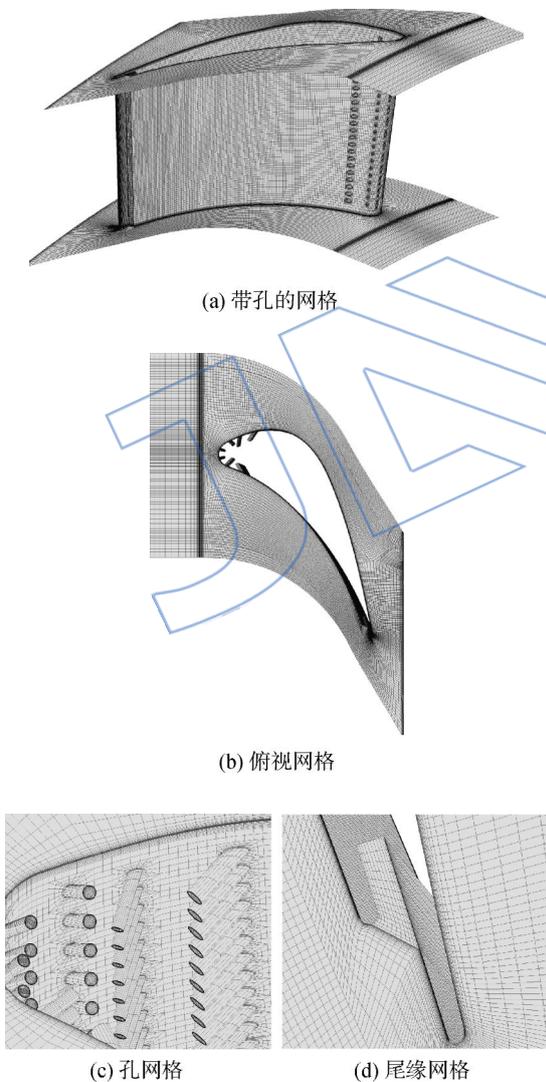


图 2 静叶计算域网格

Fig. 2 Mesh of calculation region in stator

考虑到在 S_1 流面计算中,一般设计的流面是随子午流道变化的,因此,计算翘曲 S_1 流面薄片时,可以通过将薄片随流道进行渐变,翘曲 S_1 流

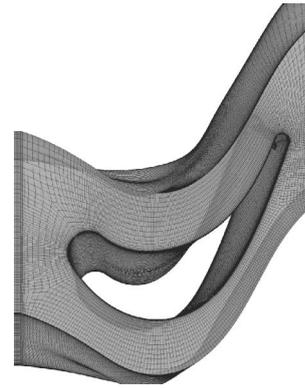
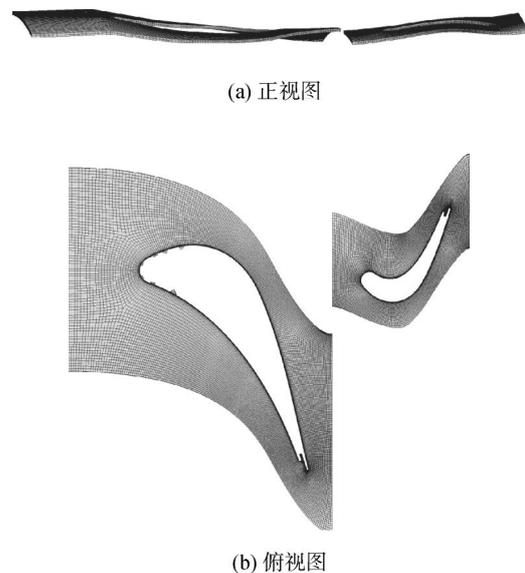


图 3 动叶计算域网格

Fig. 3 Mesh of calculation region in rotor

面薄片网格通过给定相对叶高百分比,计算出随流道变化变厚度的回转面,在回转面上生成两层流道叶栅网格,并在该流道叶栅网格中添加带方向的冷气缝,实现翘曲、回转带冷气的网格生成,带冷气的翘曲 S_1 流面薄片网格如图 4 所示.改良后平面薄片仅需要计算中在该高度上两层平面网格,在该平面上添加冷气缝即可完成网格划分,改良后平面薄片网格如图 5 所示.采用上述网格自动生成程序,除了能够极大地提高带冷气网格生成效率,更加近似地贴近叶片带冷气时工作的真实环境,同时对于本算例可以保证传统平面薄片以及翘曲 S_1 流面薄片网格分布在 S_1 流面上与三维网格分布一致.

计算中边界条件给定方式:进口给定总温、总压,出口给定静压沿叶高分布,采用多组分计算,

图 4 翘曲 S_1 流面薄片网格Fig. 4 Warped S_1 stream surface slice grid

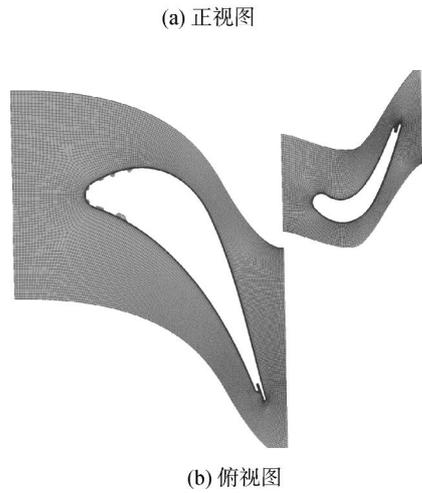


图 5 改良后平面薄片网格
Fig. 5 Modified plane slice grid

燃气进口给定燃气工质,冷气进口给定为理想气体,计算后分别提取适用于改良后平面薄片以及翘曲 S_1 流面薄片相同叶高位置边界条件,边界条件给定相应的薄片计算,薄片计算同样采用多组分计算,传统平面薄片周期性边界条件给定为平移周期性边界条件,翘曲 S_1 流面薄片周期性边界条件给定为旋转周期性边界条件,在上、下端部边界给定为自由滑动边界。

2 计算对比

2.1 一维参数对比

各个截面一维参数对比如表 1 所示,orip 为

三维计算在平面上的一维数据,oriw 为三维计算在曲面上的一维数据,plane 为改良后平面薄片计算,warped 为翘曲 S_1 流面薄片计算,cplane 代表 plane 与 orip 之间相对差距,cwarped 代表 warped 与 oriw 之间相对差距, P, q_m, β, Ma 分别代表功率、进口流量、出口气流角以及出口马赫数.从表中可以看出,翘曲 S_1 流面薄片在流量预测上要远远优于改良后平面薄片,与三维计算对比,改良后平面薄片预测流量差距最大为 22.68%,翘曲 S_1 流面薄片最大预测差距为 3.58%,其他一维数据上翘曲 S_1 流面薄片与三维计算并无较大差异,整体上,翘曲 S_1 流面薄片一维数据较改良后平面薄片逼近三维计算。

为了对比改良后平面薄片(平面网格)、翘曲 S_1 流面薄片(翘曲网格)与三维计算在三维上的差异,文中分别对比了在该叶片的根、中、顶 3 个截面(分别位于 10%,50%,90%叶高位置,记为截面 1、截面 2、截面 3)型面压力分布以及 S_1 流面马赫数分布云图。

2.2 型面压力分布

叶片表面带有冷气的高压轮第 1 级静叶 3 个相同高度的截面型面压力分布如图 6 所示,横坐标表示沿流向的位置.从图中可以看出,在不同高度处,采用翘曲 S_1 流面薄片得出的结果与三维计算拟合程度较高,所关心的叶片表面负荷及最低压力点位置能够精确地模拟.由于叶片在顶部位置子午流道变化较其他截面剧烈,顶部截面的型

表 1 各个截面一维参数对比

Table 1 Comparison of one-dimensional parameters of every section

截面	参数	Orip	Plane	Oriw	Warped	Cplane/%	Cwarped/%
1	P/W	4083.230	436.760	3978.000	4208.615	7.97	5.35
	$q_m/(g/s)$	26.120	33.783	26.137	25.468	22.68	2.63
	$\beta/(\circ)$	70.054	68.040	69.616	68.977	2.96	0.93
	Ma	0.934	0.946	0.935	0.943	1.27	0.85
2	P/W	4731.480	4595.990	4317.500	4498.810	2.95	4.03
	$q_m/(g/s)$	26.828	32.036	26.844	26.673	16.26	0.64
	$\beta/(\circ)$	69.461	69.235	69.364	70.291	0.33	1.32
	Ma	0.970	0.969	0.969	0.967	0.10	0.21
3	P/W	5141.000	4847.580	4720.230	4632.960	6.05	1.88
	$q_m/(g/s)$	26.200	30.246	26.710	27.703	13.38	3.58
	$\beta/(\circ)$	73.434	70.278	73.355	71.469	4.49	2.64
	Ma	1.015	1.008	1.012	1.004	0.40	0.70

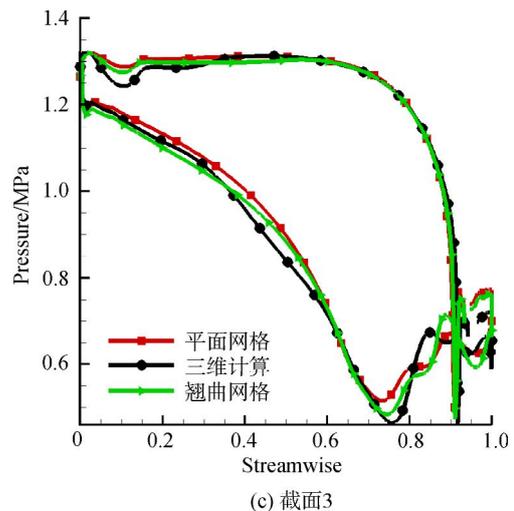
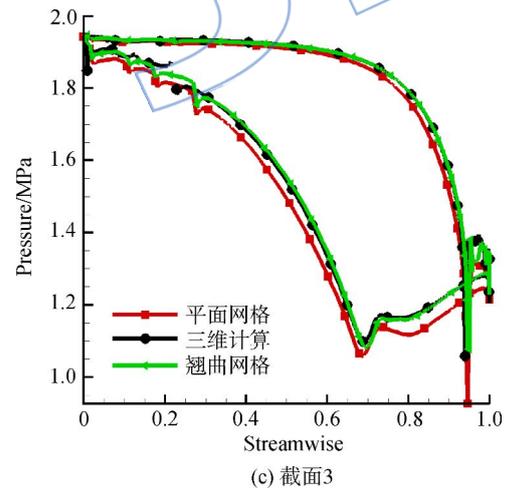
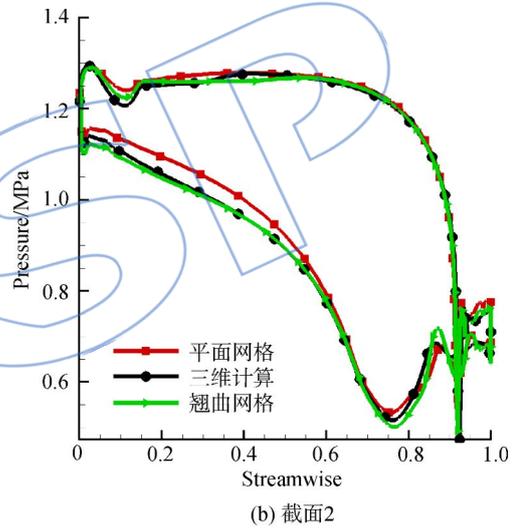
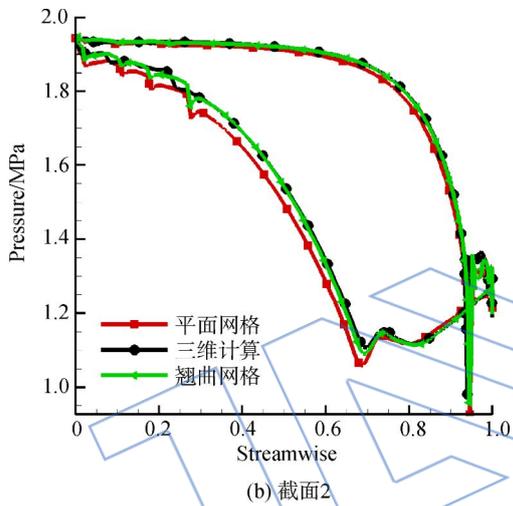
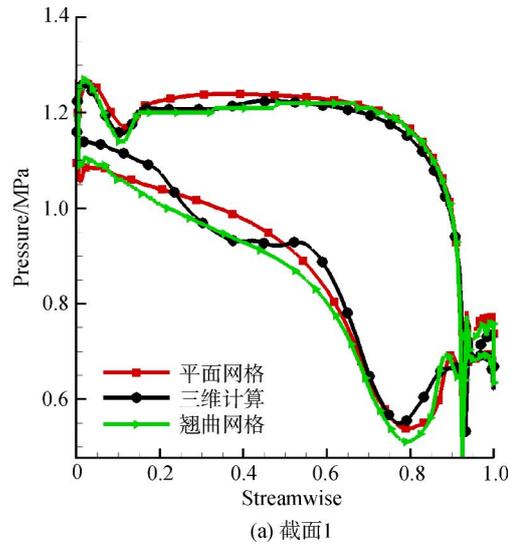
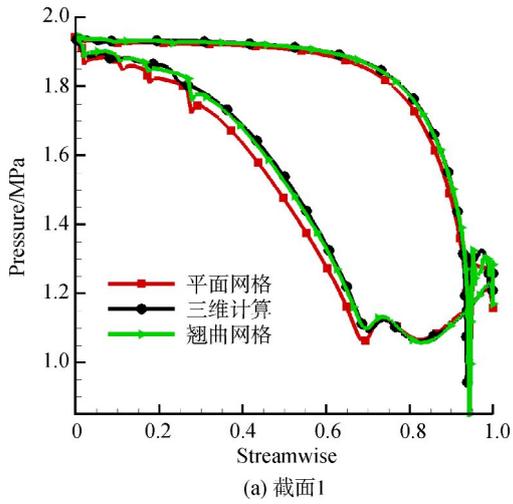


图 6 静叶型面压力分布

Fig. 6 Distribution of blade pressure in stator

面压力分布差异更大,即采用传统平面薄片不能够精确地模拟三维计算中型面压力分布.

动叶型面压力分布如图 7 所示,从图中也可以看出,采用了翘曲 S_1 流面薄片的型面压力分布较传统平面薄片贴近三维计算.

图 7 动叶型面压力分布

Fig. 7 Distribution of blade pressure in rotor

2.3 马赫数云图

图 8 给出了第 1 级静叶 3 个截面马赫数云图,从图中可以看出,采用翘曲 S_1 流面薄片得出

的马赫数云图能较好地与原始方案逼近,特别是所关心的马赫数极值点,第 1 级静叶截面 1 上改良后平面薄片、翘曲 S_1 流面薄片马赫数云图分布都与三维计算贴近,但是在吸力侧位置,改良后平面薄片存在一个较低马赫数区域,在三维计算与翘曲 S_1 流面薄片计算中并不存在;第 1 级静叶截面 2 位置主要体现在吸力侧最高马赫数区域大小不同以及前缘驻点区域低马赫数区域大小不同;在截面 3 上,三维计算前缘存在较大区域的低马赫数区,但是在改良后平面薄片中,这种现象并不存在。

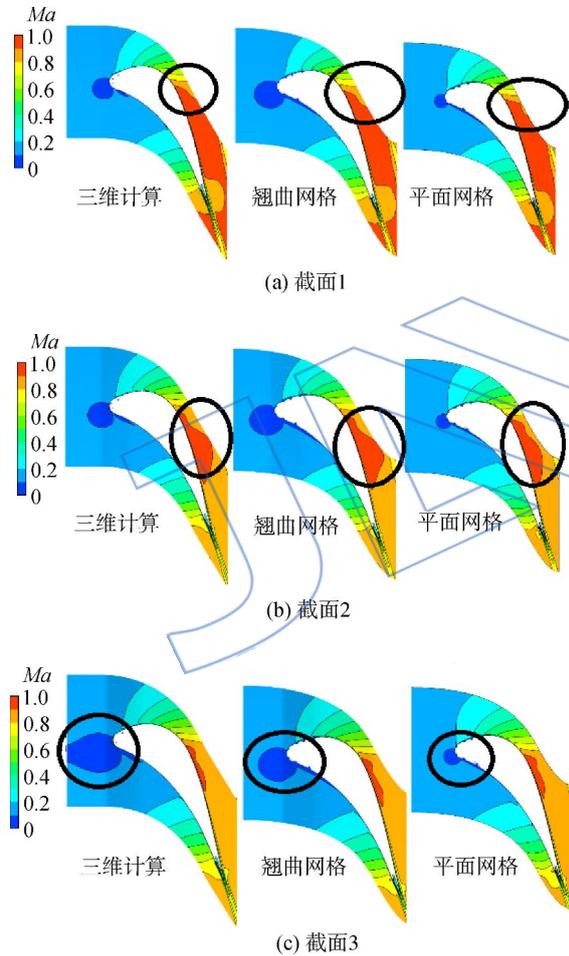


图 8 静叶马赫数云图

Fig. 8 Contour of Mach number in stator

动叶马赫数云图如图 9. 在动叶根部截面 1, 马赫数云图区别主要体现在叶盆处低马赫数区域,翘曲 S_1 流面薄片与三维计算都得出了该区域存在马赫数较低点,但改良后平面薄片并未计算出;在中间截面 2,改良后平面薄片将前缘区域的低马赫数区域放大;在顶部截面 3,改良后平面薄片同样过大估计了前缘低马赫数区域。

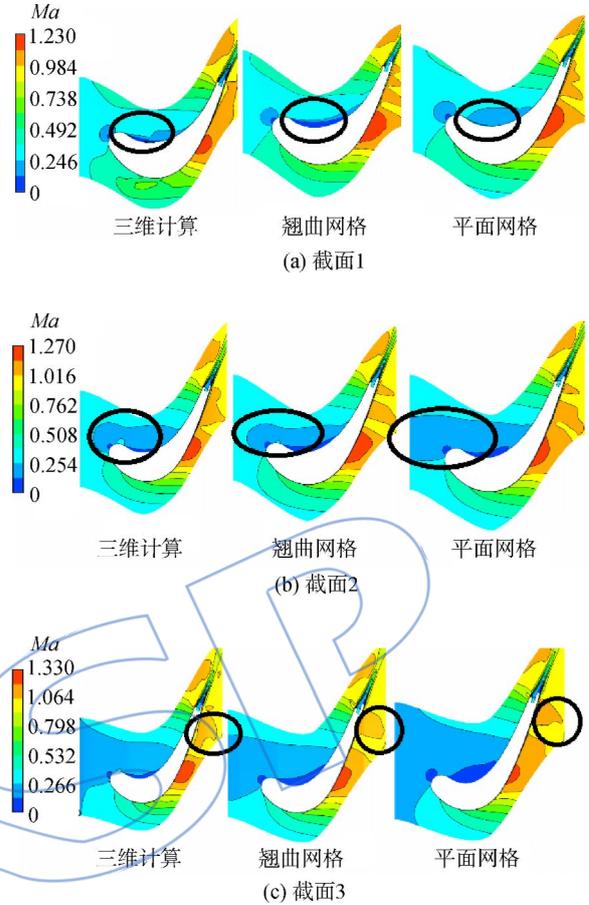


图 9 动叶马赫数云图

Fig. 9 Contour of Mach number in rotor

3 优化设计

下面给出了某带冷气高压涡轮整级优化. 该叶片造型皆为 2 个截面造型,因此优化采用对该级 10%, 90% 叶高位置截面的优化,最后确定各个截面最佳叶型参数。

3.1 优化平台搭建

本文所采用的优化平台由 Isight 9.0 搭建, 由于参数化以及网格生成由自编程序完成,优化过程中程序集成度较高,其中优化平台模块如图 10 所示。

3.2 优化目标及优化变量选取

在 11 参数法造型中,流量的大小主要由出口几何角控制,在优化过程中,不希望流量有过多的变化,因此出口几何角 β_2 不作为优化变量;保证叶片数、叶型截面半径、弦长等不变的情况下,仅仅选取安装角 γ ,前楔角 W_1 ,后弯角 δ ,尾楔角 W_2 作为优化变量,内弧和背弧的贝塞尔曲线的控制点不在选取的范围之内,因此在第 i 造型截面上

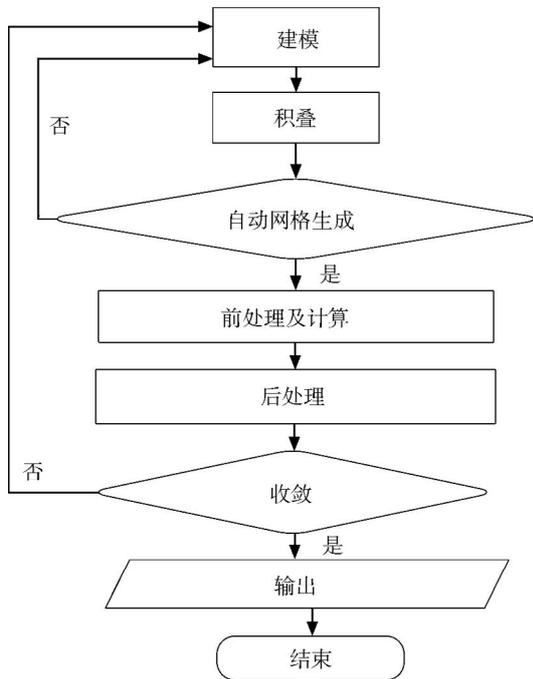


图 10 优化平台模块

Fig. 10 Optimization platform block

选择的优化变量如式(1)

$$\mathbf{X}_i = [W_{1i}, \delta_i, \gamma_i, W_{2i}] \quad (1)$$

从上述优化变量选取上可以看出,本文的优化主要是在叶型基本确定的情况下对叶型的局部进行优化,并未对叶片进行颠覆性的优化。

对此算例的优化主要集中在对气动损失的优化,带冷气的气动损失采用 41 截面气动损失来衡量,其中 41 截面气动损失 η_{41} 如式(2)所示

$$\eta_{41} = 1 - \frac{P}{q_{41} c_{p41} T_{41} (1 - \pi^{\frac{\kappa_{41}}{\kappa_{41}-1}})} \quad (2)$$

其中 q_{41} 为涡轮第 1 级动叶进口气体流量, c_{p41} 为涡轮第 1 级动叶进口气体比定压热容, T_{41} 为涡轮第 1 级动叶进口气体温度, π 为涡轮膨胀比, κ_{41} 为涡轮第 1 级动叶进口气体等熵指数。

3.3 优化策略

优化采用多岛遗传算法,计算一个算例时间小于 2 min,因此,设定优化样本数为 1000,岛代群分别为 10,10,10. 针对第 1 级静叶各个截面优化变量的取值范围如表 2 所示,其中 W_{11} 和 W_{12} 分别表示前楔角的根部和顶部, W_{21} 和 W_{22} 分别表示尾楔角的根部和顶部。

针对第 1 级动叶各个截面优化变量的取值范围如表 3 所示。

表 2 静叶优化变量范围(单位:°)

Table 2 Range of stator optimization variables (unit:°)

变量	数值
W_{11}	36.00<46.00<56.00
W_{12}	39.70<49.70<59.70
γ_1	33.00<39.60<45.60
γ_2	36.00<42.00<48.00
δ_1	4.00<9.00<14.00
δ_2	5.00<10.00<15.00
W_{21}	5.00<10.00<15.00
W_{22}	4.00<9.00<14.00

表 3 动叶优化变量范围(单位:°)

Table 3 Range of rotor optimization variables (unit:°)

变量	数值
W_{11}	25.00<30.00<35.00
W_{12}	16.00<22.00<28.00
γ_1	54.00<60.00<66.00
γ_2	41.60<47.60<53.60
δ_1	12.20<17.70<22.70
δ_2	11.00<16.00<21.00
W_{21}	1.00<2.00<6.00
W_{22}	2.00<6.00<10.00

4 算例分析

4.1 优化取值

优化后静叶两个截面取值如表 4 所示。

表 4 静叶优化变量取值(单位:°)

Table 4 Values of stator optimization variables (unit:°)

变量	原始方案	优化方案
W_{11}	46.00	53.93
W_{12}	49.70	47.77
γ_1	39.60	41.39
γ_2	39.60	36.49
δ_1	9.00	11.28
δ_2	10.00	14.30
W_{21}	11.00	5.11
W_{22}	9.00	4.06

优化后动叶两个截面取值如表 5 所示.

表 5 动叶优化变量取值(单位:(°))

Table 5 Values of rotor optimization variables (unit:(°))

变量	原始方案	优化方案
W_{11}	20.00	34.25
W_{12}	16.00	17.60
γ_1	62.00	54.93
γ_2	47.00	48.75
δ_1	17.70	22.26
δ_2	16.00	19.38
W_{21}	2.00	1.45
W_{22}	6.00	2.15

优化前后一维变量如表 6 所示, E 表示效率, 从表 6 中可以看出通过优化, 效率提升 0.41%, 流量增加 0.21%, 流量变化在可接受浮动范围内, 功率增加 0.70%. 从以上数据可以看出, 通过优化, 效率增加较为明显.

表 6 优化前后一维变量

Table 6 One-dimensional variables before and after optimization

变量	原始方案	优化方案
$q_m / (\text{kg/s})$	67.298	67.440
P/W	272706.00	274619.00
$E/\%$	89.38	89.79

优化前后叶型对比如图 11 所示, 从图中可以看出, 优化后叶型并未出现不符合工程设计规范的型线, 静叶厚度发生轻微改变, 动叶最大厚度得到增加, 对于叶片冷却结构设计以及叶片强度不会造成过大设计难度.

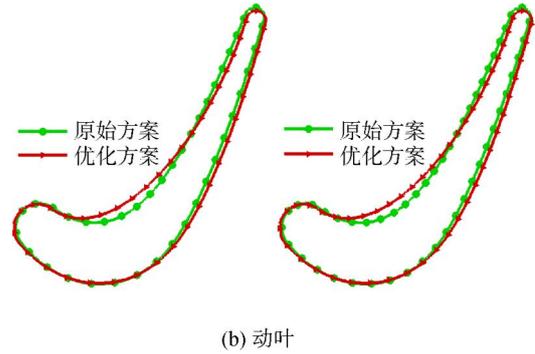
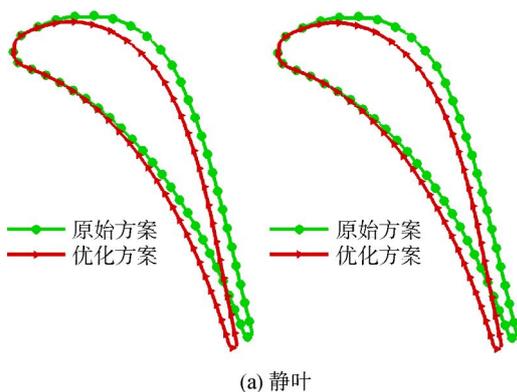
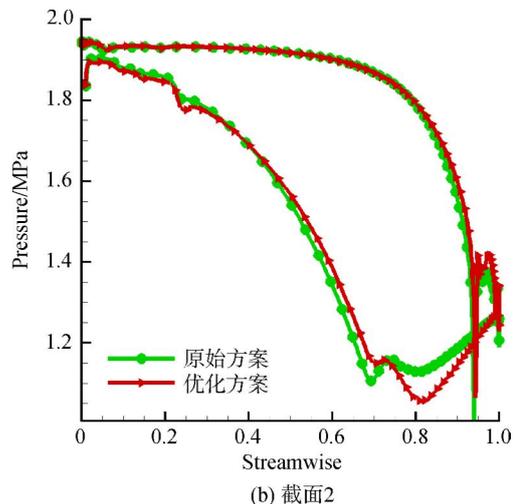
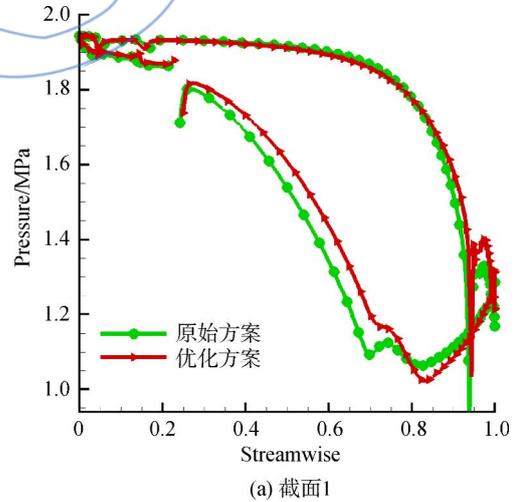


图 11 优化前后叶型对比

Fig. 11 Blade comparison before and after optimization

4.2 气动效果分析

原始方案与优化方案的静叶型面压力分布如图 12 所示, 由图中可以看出, 在静叶中, 3 个截面的最低压力点都向后移动, 这有益于提高叶片效率, 同时达到了后加载的效果. 由 10%, 50% 叶高位置型面压力分布同样可以看出, 叶片表面的压差有所减小, 这可以在一定程度上减小由叶片横向二次流造成的损失.



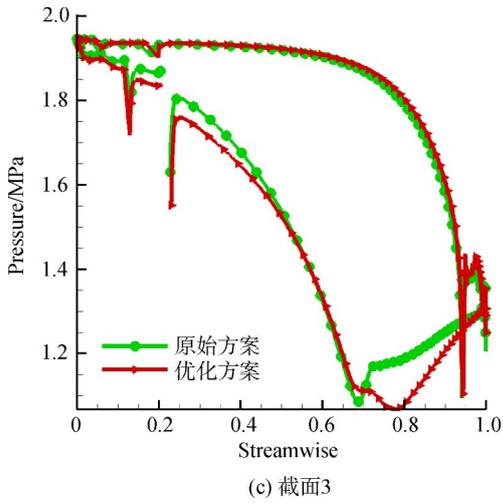


图 12 优化前后静叶型面压力分布
Fig. 12 Distribution of blade pressure before and after optimization in stator

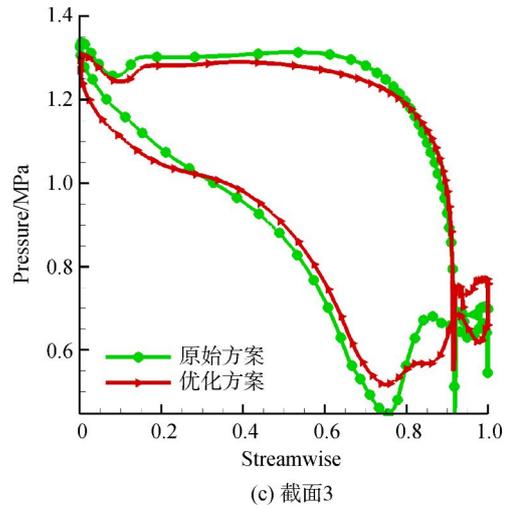


图 13 优化前后动叶型面压力分布
Fig. 13 Distribution of blade pressure before and after optimization in rotor

图 13 给出了动叶 3 个截面型面压力分布,在 50%,90%叶高位置处,最低压力点有轻微后移,最低压力值同样得到提高,这样有利于效率的提高。

图 14 给出了各个 S_1 流面马赫数云图,从图中可以看出,在截面 1 处,优化方案叶型动叶喉部位置激波强度有所增大,但在截面 2 处,优化方案动叶喉部位置激波强度明显减弱,范围明显减少,

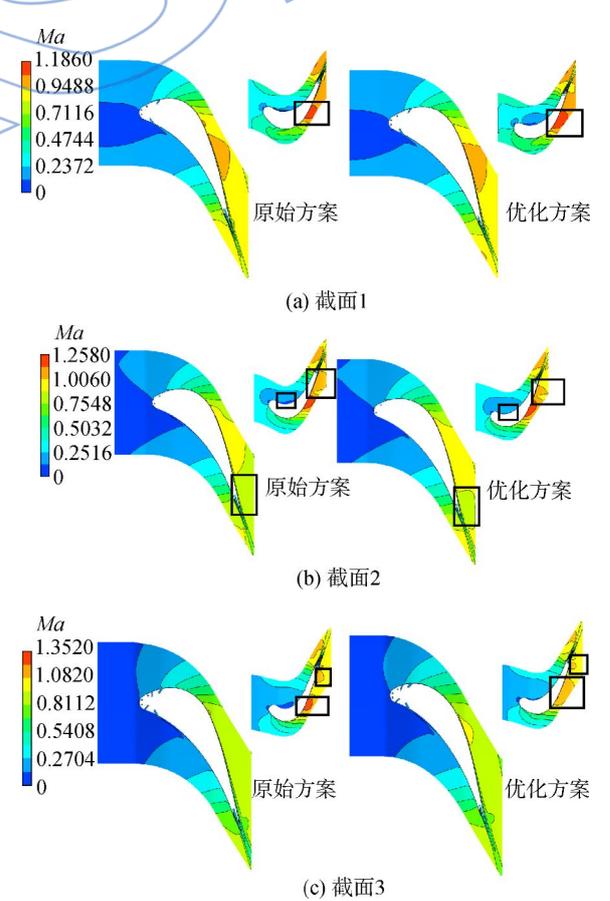
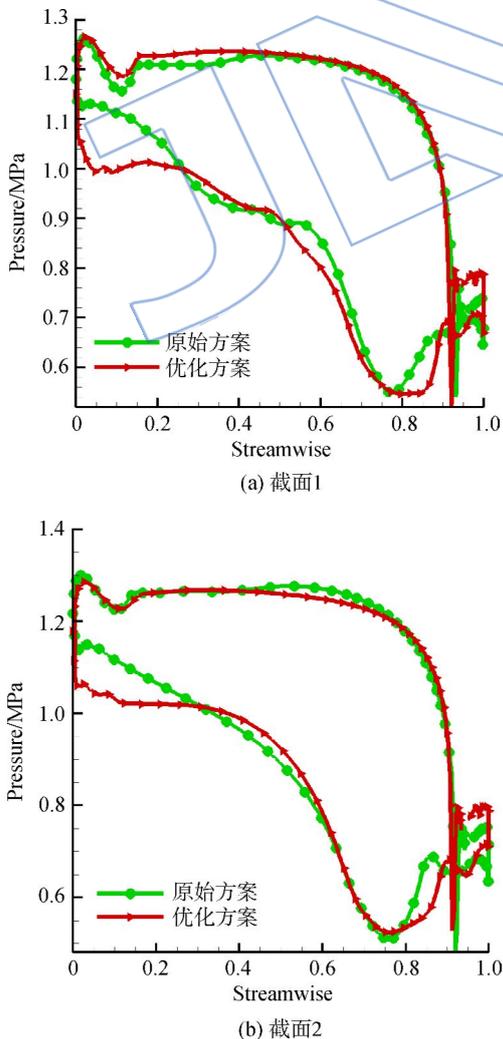


图 14 优化前后马赫数云图
Fig. 14 Contour of Mach number before and after optimization

同时在叶盆处的低马赫数区域明显减小,在静叶处,高马赫数区域后移且尺寸减小,这是导致损失下降的重要原因;在截面3处,动叶喉部及喉部以后位置激波强度明显减弱,损失减小,由此虽然在截面1处激波有所增大,但在截面2、截面3处,激波损失减小导致了总体上整级叶片损失减小。

5 结 论

基于某高压涡轮,提出了一套考虑冷气掺混流片翘曲、变厚度的流面计算方法,编制了一套翘曲 S_1 流面薄片参数化生成及网格自动生成程序,对比了翘曲 S_1 流面薄片、改良后平面薄片以及三维计算之间差异;对该高压涡轮整级进行了优化,得出以下结论:

1) 针对一维数据对比,翘曲 S_1 流面薄片在流量预测上要远远优于改良后平面薄片,与三维计算对比,改良后平面薄片最大流量差距为22.68%,翘曲 S_1 流面薄片最大差距为3.58%,其他数据上翘曲 S_1 流面薄片与三维计算并无较大差异,整体上,翘曲 S_1 流面薄片一维数据较改良后平面薄片逼近三维计算。

2) 型面压力分布预测上,翘曲 S_1 流面薄片在最低压力点及型面压力分布上效果均较改良后平面薄片贴近三维计算;马赫数云图上,翘曲 S_1 流面薄片能够预测出最强、最弱马赫数点,且预测出的区域大小更加贴近于三维计算。

3) 对该高压涡轮进行优化后,效率提高0.41%,流量增大0.21%,流量变化在该工程设计允许范围内,通过优化,使最低压力点后移,使叶型成为类似后加载叶型,从而提高效率;马赫数极值点得到减小,激波强度减小从而提高了效率。

文中通过对计算方法对比得出翘曲 S_1 流面薄片较改良后平面薄片计算逼近三维计算;优化后效率得到提高;表面采用此方法可以有效地、准确地模拟三维计算,并将此方法引入优化设计中,提高了优化效率及准确度,对于气动设计有一定帮助。

参考文献:

[1] Wu C H. A general theory of three-dimensional flow in subsonic and supersonic turbo machines of axial, radial and mixed-flow types[R]. NACA-TN-2604, 1952.

[2] Wu C H. Three-dimensional turbo machine flow equations expressed with respect to non-orthogonal curvilinear coordinates and methods of solution[R]. Munich, Germany: 3rd International Symposium on Air-Breathing Engines,

1976.

- [3] 张彦仲. 21世纪航空科学技术发展展望[J]. 国际航空, 2001(2):12-15.
ZHANG Yanzhong. Outlook of aeronautical technologies in 21st century[J]. International Aviation, 2001(2):12-15. (in Chinese)
- [4] 谭春青,王仲奇,韩万金. 大转角透平叶栅叶片正弯曲的实验研究[J]. 航空动力学报, 1994, 9(4):413-415.
TAN Chunqin, WANG Zhongqi, HAN Wanjin. Experimental study on blade positive curving turbine cascade with turning angle[J]. Journal of Aerospace Power, 1994, 9(4):413-415. (in Chinese)
- [5] 王雷. 三维设计思想在子午流道大扩张角条件下的应用[J]. 航空动力学报, 2012, 27(12):2786-2791.
WANG Lei. Application of wide angle diffused meridian passage with three-dimensional design concept[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(12):2786-2791. (in Chinese)
- [6] Denton J D. A time-marching method for two and three dimensional blade-to-blade flows[R]. Aeronautical Research Council, R&M 3975, 1975.
- [7] Denton J D. An improved time-marching method for turbo-machinery flow calculation[J]. Journal for Engineering for Power, 1983, 105(3):514-521.
- [8] Denton J D. The calculation of three dimensional viscous flow through multistage turbomachines[R]. ASME Paper 90-GT-19, 1990.
- [9] 乔渭阳,曾军,曾文演,等. 气膜孔喷气对涡轮气动性能影响的实验研究[J]. 推进技术, 2007, 28(1):14-19.
QIAO Weiyang, ZENG Jun, ZENG Wenyuan, et al. Experimental studies for the aerodynamic loss in gas turbine with film cooling[J]. Journal of Propulsion Technology, 2007, 28(1):14-19. (in Chinese)
- [10] 曾军,乔渭阳,孙大伟,等. 带尾缘劈缝冷气喷射的涡轮叶栅性能实验及计算[J]. 推进技术, 2008, 29(6):710-715.
ZENG Jun, QIAO Weiyang, SUN Dawei, et al. Numerical simulation and experiment for turbine cascade with trailing edge coolant injection[J]. Journal of Propulsion Technology, 2008, 29(6):710-715. (in Chinese)
- [11] 方祥军,刘思永,王屏,等. 大扩张通道超声高载荷对转涡轮动叶三维设计方法研究[J]. 航空学报, 2007, 28(1):25-31.
FANG Xiangjun, LIU Siyong, WANG Ping, et al. Research of 3D design method for rotor of supersonic high loaded contra-rotating turbine with large expansible meridional channel [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(1):25-31. (in Chinese)
- [12] 方祥军,刘思永,王屏. 超跨音对转涡轮大转角叶片的高次多项式解析造型研究[J]. 航空动力学报, 2003, 18(1):76-80.
FANG Xiangjun, LIU Siyong, WANG Ping. Geometric design with polynomial method for large deflection angle blades of transonic contra-rotating turbine[J]. Journal of Aerospace Power, 2003, 18(1):76-80. (in Chinese)
- [13] 张维军,方祥军,王屏,等. 三维涡轮叶片交互式造型程序

- 设计[J]. 机械设计与制造, 2005(10):53-55.
- ZHANG Weijun, FANG Xiangjun, WANG Ping, et al. The design of interactive program for three-dimensional turbine blades generation[J]. Machinery Design and Manufacture, 2005(10):53-55. (in Chinese)
- [14] Han W J, Wang Z Q. Experimental studies on the mechanism and control of secondary flow losses in turbine cascades[J]. Journal of Thermal Science, 1992, 4(1):218-231.
- [15] Sridhar M, Sunnam S, Goswami S, et al. CFD aerodynamic performance validation of a two-stage high pressure turbine[R]. ASME Paper GT2011-45569, 2011.
- [16] 迟重然. 气冷涡轮叶片的传热设计[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2010.
- CHI Zhongran. Heat transferring design for air-cooled turbine blades[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2010. (in Chinese)

JALSP