

基于导叶端弯的小展弦比燃气涡轮优化设计

毛 凯, 李昌奂, 张 聆, 蒋建国
(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要:以某型火箭发动机用亚声速小展弦比燃气涡轮为研究对象,为进一步改善涡轮内部流场,提高了涡轮效率,通过调整导叶子午端壁型线曲率、采用导叶端弯的设计方法对涡轮进行了优化设计,其作用在于减小叶片通道二次流损失,并将导叶出口压力分布进行调整,从而减小叶顶泄漏损失。基于六面体网格,采用 CFX 流场分析软件对优化前后结构进行了数值计算,结果表明:优化后单通道无叶顶间隙模型涡轮效率提高 1.4%;采用正弯设计后,轮毂和叶顶处绝对和相对气流角显著增大,叶片中部气流角有所减小,整体分布更加均匀,消除了原型结构动叶轮毂区的流动分离;优化后全通道模型围带间隙前后压差明显降低,泄漏量从 7% 降低至 4.75%,涡轮效率提高 5.9%。

关键词:小展弦比;端弯导叶;数值计算;优化

中图分类号:V434.21 **文献标识码:**A **文章编号:**1672-9374(2019)06-0023-06

Optimization design of a low aspect ration gas turbine for curved guide vane

MAO Kai, LI Changhuan, ZHANG Dan, JIANG Jianyuan
(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: In order to further improve the internal flow field and improve the turbine efficiency, a sub-sonic low aspect gas turbine for a certain rocket engine was taken as research object, the optimization was developed in this paper through the adjustment of meridional endwall's curvature and the design of curved guide vanes. Its function is to reduce the secondary flow loss and optimize the guide outlet pressure distribution at guide vanes outlet, thereby reducing the leak loss at blade top. Base on the hexahedron grid, CFX flow field analysis software was used to calculate the turbine performance. The result shows that the optimized turbine efficiency of single channel gap-less structure increases by 1.4%; the absolute and relative airflow angles at hub and tip of the blade are significantly increased after the curved blade was used, the airflow angle in the middle of the blade is reduced, and the overall distribution is more uniform, the flow separation of the prototype structure is eliminated; the relative leakage of blade tip with maze structure gap decreases by 7% to 4.75%, turbine overall efficiency increases by 5.9%.

Keywords: low aspect ration; curved guide vane; numerical simulate; optimization

收稿日期:2017-11-29;修回日期:2018-01-35

基金项目:国家重大基础研究项目(613321)

作者简介:毛 凯(1987—),男,硕士,工程师,研究领域为液体火箭发动机涡轮泵设计

0 引言

涡轮损失主要包括叶型损失、二次流损失以及间隙泄漏损失,对于小展弦比涡轮,二次流损失是涡轮叶栅通道损失的主要组成部分,约占总损失的30%~50%。控制好二次流损失对于提高小展弦比涡轮效率意义重大。根据二次流损失来源及产生机理,王仲奇^[1]提出一种重要的弯曲叶片理论,通过选择叶片在端壁的倾角,合理组织低能流体的流动达到降低二次流的目的,目前叶片端弯设计已经成为减小二次流损失的重要设计方法^[2-3]。为了探索端弯叶片对流场的影响,科技人员进行了大量研究,文献[4]研究了不同类型的弯曲叶片,对小展弦比涡轮进行了数值仿真,结果表明正弯设计能有效降低上端区的损失,最大降幅接近5%。文献[5]中采用CFD的方法对小展弦比涡轮进行了导叶正弯和J弯设计,结果表明对于跨音速微型轴流涡轮,正弯流动损失明显比J弯大。文献[1]采用试验的方法对弯叶片进行研究,试验表明, $t/L=0.685$, $H/L=0.68$,端部倾角为 10° , 20° 时弯叶片的损失系数比直叶片分别减少了32.3%和41.1%。

对于补燃循环火箭发动机,涡轮通常处于富氧环境中,高可靠性要求动叶叶顶具有足够大的间隙^[6-8],通常不小于5%,间隙泄漏损失对涡轮总体性能影响很大。为了降低间隙泄漏损失,除了采用较复杂的密封结构外^[9-12],还需从根本上优化导叶出口压力径向分布,减小叶顶泄漏通道前后压差。

因此,为了减小端壁二次流损失、改善导叶和动叶通道内部流动、优化导叶出口压力径向分布,本文对某型火箭发动机涡轮导叶进行了优化,通过调整导叶子午端面型线曲率以及导叶端弯设计的方法,显著改善了涡轮内部流场,减低了泄漏损失,提高了涡轮效率。

1 研究对象

本文研究对象为某型发动机用亚声速涡轮,采用小静叶出口角、小展弦比设计方案,结构上采用叶栅式喷嘴、带叶冠式动叶、壳体上设置较复杂的迷宫齿结构,导叶和动叶均为等截面拉伸直叶片,子午面为圆柱形通道,主要设计参数见表1。

表1 涡轮设计参数

Tab. 1 Design parameters of turbine

参数名称	数值
设计流量/($\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$)	10
设计压比	1.80
静叶展弦比	0.55
静叶相对栅距	0.67
静叶高度/mm	7.00
动叶高度/mm	8.00
动叶展弦比	1.14

2 优化改进思路

2.1 子午面端壁线优化

基于完全径向平衡方程^[13],有

$$\frac{1}{\rho} \cdot \frac{\partial p}{\partial r} = \frac{V_u^2}{r} - V_m \sin \varphi \frac{\partial V_m}{\partial m} + \frac{V_m^2}{r_m} \cos \varphi \quad (1)$$

式中: ρ 为密度; p 为当地压力; r 为半径; V_u 为周向速度; V_m 为子午速度; φ 为斜率; r_m 为曲率。

从径向平衡方程可以看出,通过控制子午流线的斜率 φ 和曲率 r_m ,即可以控制径向压力梯度 $\frac{\partial p}{\partial r}$ 的变化。为了改变子午面流线的斜率和曲率变化,结合目前补燃循环发动机涡轮子午面设计经验,本文对原设计方案导叶子午型面型线进行优化改进,改进前后流道型线如图1所示。

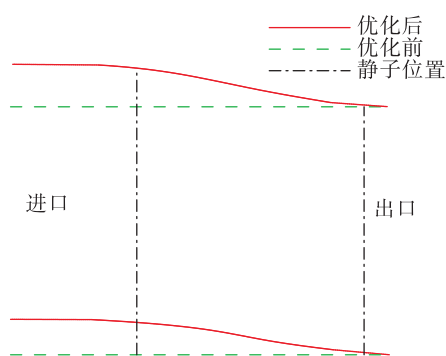


图1 子午面型线优化

Fig. 1 Optimization of meridional endwall

从图1中可以看出,改进后内、外壁面均采用沿流向向下倾斜设计。子午流道面积变化为收缩趋势。从式(1)分析得到:在叶片前段,子午流线正 r_m 产生正加速度 $\frac{V_m^2}{r_m}$ 的径向分量,增大压力沿径向的梯

度变化,对缓解二次流损失有一定帮助。在叶片后段子午流线负 r_m 与 $\frac{\partial p}{\partial r}$ 抵消一部分,降低导叶后段及出口径向正压力梯度,降低了动叶顶部压力,减小了泄漏损失^[14]。

2.2 导叶端弯设计

考虑加工工艺性,动叶叶片仍采用拉伸叶型,仅对导叶进行端弯设计。积叠线采用两端 bezier 曲线,中间直线的方式,如图 2(a)所示,主要控制参数有弯角 α'_1 和 α'_3 ,直线倾角 α'_2 ,弯高 A_1 、 A_2 。参考文献[1-5]结合大量三维仿真计算结果,最终采用正弯叶型(ZW),通过多方案对比,最终选择叶根弯角 $+20^\circ$,弯高0.3;叶顶弯角 $+5^\circ$,弯高0.3;中间直线倾角为0的方案。原型及优化后导叶三维造型如图 2(b)和图 2(c)所示。

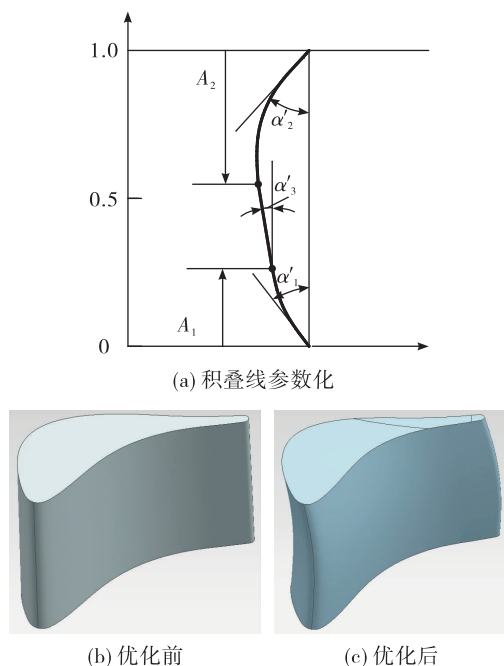


图2 积叠线及三维造型对比

Fig. 2 Stacking line and 3D model comparison

3 数值计算方法

3.1 计算模型

进行了两种模型计算,case1 不考虑动叶与壳体间隙泄漏,采用单通道计算,其主要目的是对优化前后结构叶片通道区域流场进行计算,对比优化前

后流场特性的变化,只考虑叶栅通道的损失,计算得到的效率为涡轮轮周效率。case2 包含壳体上的迷宫结构,考虑涡轮泄漏损失,采用全通道计算。叶片通道及迷宫结构如图 3 所示。

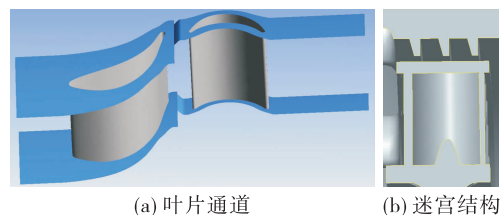


图3 叶片通道及迷宫结构

Fig. 3 Blade passage and maze structure

3.2 网格离散

case1 和 case2 叶片通道均采用结构化六面体网格,使用 Autogrid5 软件进行网格划分,拓扑结构 O-4H 形,壁面进行加密处理。case2 中迷宫流域采用非结构化六面体网格。case1 总网格数为200 万左右,case2 总网格数1 800 万左右。网格划分如图 4 所示。

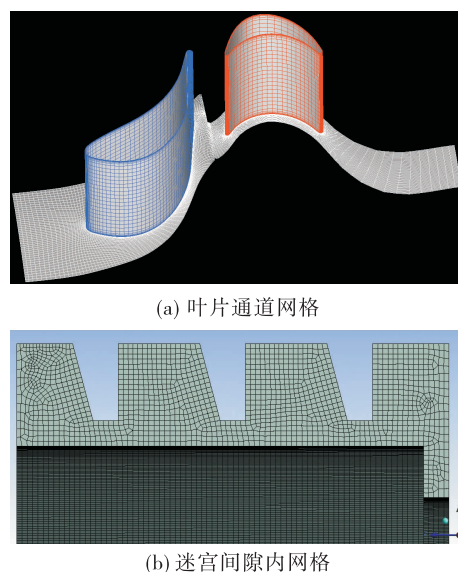


图4 叶片通道及叶顶间隙网格划分

Fig. 4 Mesh of blade and maze clearance

3.3 数值计算方法

数值计算采用 CFX 软件,对三维雷诺平均 Navier-Stokes 方程进行求解,方程的离散采用二阶

格式。采用标准的两方程 $k-\varepsilon$ 湍流模型,近壁区采用壁面函数法。导叶和动叶之间采用“动静交界面模型”。计算工质采用理想燃气。

4 仿真结果分析

4.1 涡轮总体性能

表 2 给出了两种计算模型优化前后涡轮总体性能对比。从表中可以看出,单通道不带间隙计算模型优化后涡轮效率提高 1.4%,考虑叶顶泄漏后,优化后效率提高 5.9%。文中涡轮效率均为扭矩效率

$$\eta = \frac{T\omega}{m_T T_1^* C_p (1 - (\frac{p_2}{p_1^*})^{\frac{k-1}{k}})} \quad (2)$$

式中: T 为轮毂和叶片扭矩; ω 为角速度; m_T 为涡轮流量; T_1^* 和 p_1^* 为进口总温和总压; C_p 为定压比热容; p_2 为涡轮出口静压; k 为比热比。

表 2 涡轮总体性能

Tab. 2 Overall performance of turbine

模型	流量/($\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$)		效率	
	原始	优化	原始	优化
case1	9.90	10.10	0.833	0.845
case2	9.93	10.14	0.766	0.811

4.2 流动分析

图 5 和图 6 给出优化前后导叶吸力面极限流线和压力分布(case1 模型)。从图中可以看出,原型和优化后导叶整个叶片表面极限流线基本平行于端壁,流场稳定,无漩涡结构。受通道涡及二次流的影响,原型叶片叶顶和轮毂处的流线在叶片中游区域开始向径向偏转,优化后结构该偏转开始位置向叶片上游发展。

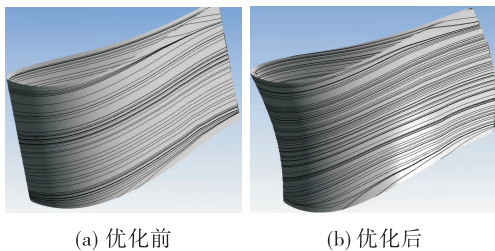


图 5 导叶表面极限流线(吸力面)

Fig. 5 Extra streamline of vane (suction surface)

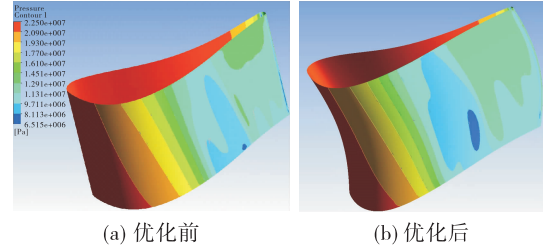


图 6 导叶表面静压分布对比

Fig. 6 Pressure contour of vane

从图 6 中可以明显发现,优化的正弯叶型导致在叶背形成了“C”型压力分布,叶片中部静压下降,导致上下端区低能流体向主流区域迁移,使得上下端区损失下降,主流区损失增加。

定义压力系数 C_{ps} ,总压损失系数 ζ_t 如下

$$C_{ps} = \frac{p}{p_1^*} \quad (3)$$

$$\zeta_t = \frac{p_1^* - p}{p_1^* - p} \quad (4)$$

式中: p 为当地压力; p^* 为当地总压; p_1^* 为进口总压。

图 7 给出了导叶出口(110% 轴向位置)总压损失系数沿展向分布,可以看出,结构优化后,靠近端面附近总压损失减小,尤其是在轮毂附近改善明显,主流区域总压损失系数相对增大,但导叶平均总压损失系数在优化前后基本相同。

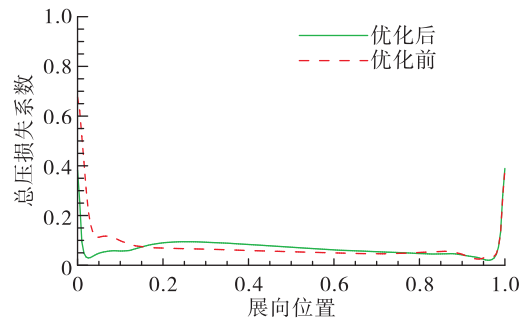


图 7 导叶出口总压损失系数沿展向分布

Fig. 7 Total pressure loss coefficient distribution along span at outlet of vane

图 8 给出了导叶出口处(110% 轴向位置)周向平均压力系数沿展向位置分布,从图 8 中可以看出与原型结构相比,仅采用子午面型线曲率调整方法(图中对应“子午型线优化”曲线),叶顶处压力系数降低 1.3%,但轮毂处压力系数同样降低,说明子午

面型线进行收缩并沿流向下倾改进之后,整体降低了轮毂和叶顶处的压力,降低了间隙泄漏损失,但轮毂处负反力度减小导致轮毂附近流动恶化。在子午面型线调整基础上,进一步采用导叶端弯设计后,轮毂处压力升高,减小了轮毂处负反力度,改善轮毂处流动情况,叶顶压力系数相比较原型降低2% (图中对应“优化后”曲线)。

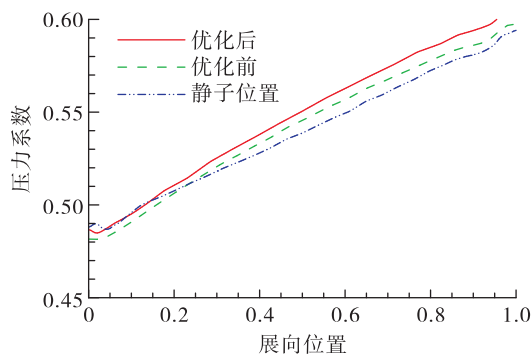


图8 导叶出口压力系数沿展向分布

Fig. 8 Pressure coefficient distribution along span at outlet of vane

从图9可以看出,优化后叶顶间隙压力高于原型结构。通过提取 case2 计算模型中叶顶间隙内泄漏量,发现相对泄漏量从原来的7%降低至4.75%,下降了32%。

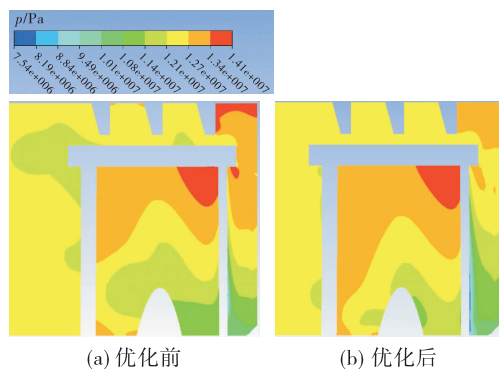


图9 叶顶间隙内压力(右:进口)

Fig. 9 Pressure contour of blade top clearance

图10给出导叶出口和动叶入口周向平均气流角度沿展向位置分布(α_i 为导叶出口绝对气流角, β_i 为动叶入口相对气流角)。从图10中可以看出结构优化后轮毂和叶顶处绝对和相对气流角显著增大,叶中部气流角有所减小,整体分布更加均匀。

气流角度分布的变化直接影响动叶入口气流攻角,从图11可以看出,原型在轮毂附近气流正攻角很大,动叶叶背处气流分离。优化后动叶入口相对气流角的增大使得气流与叶型角度匹配更佳,完全消除了原型结构在轮毂附近叶背区域的分离涡,轮毂处气流马赫数明显高于原型结构,减小了轮毂处二次流损失。

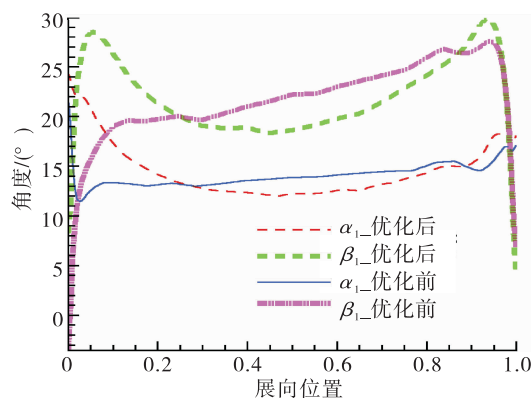


图10 气流角沿展向分布

Fig. 10 Flow angle distribution along span

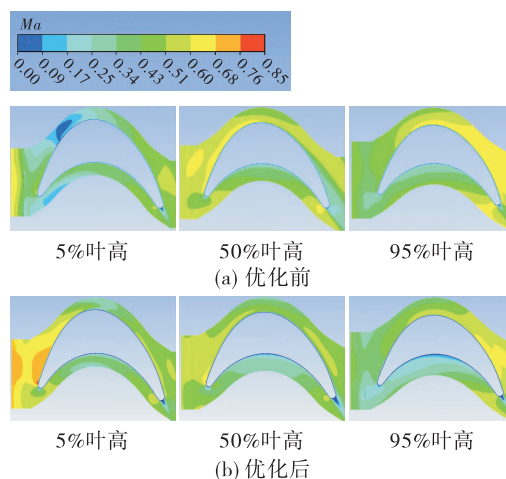


图11 动叶不同展向位置马赫数分布

Fig. 11 Mach contour at different span of blade

图12给出优化前后动叶吸力面极限流线。由于动叶展弦比低,而且叶片未进行径向三维造型设计(径高比 <8),吸力面轮毂处和叶顶处均有强烈的二次流动,通道涡急剧向叶中发展,在叶片尾缘处基本占据叶高约80%左右。对导叶进行优化后,并未消除动叶通道内的强二次流动。相比较于原

型结构,轮毂附近径向流线迁移的起始点明显向叶片下游移动,在叶片尾缘处二次流占据叶高 60% 左右,一定程度上缓解了端壁二次流动对主流的影响。后续可对动叶叶片进行进一步优化设计。

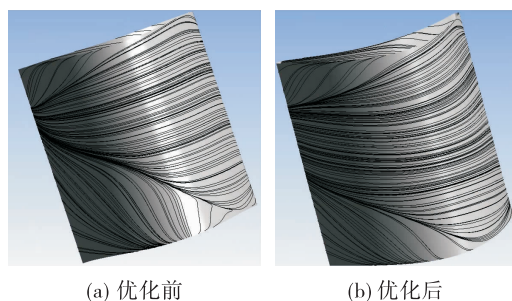


图 12 动叶表面极限流线(吸力面)

Fig. 12 Extra streamline of blade(suction surface)

5 结论

对某型发动机用亚声速小展弦比燃气涡轮进行了优化,对导叶子午面型线曲率变化进行调整,并对导叶进行正弯设计,通过三维计算仿真分析,得出以下结论:

1) 优化后轮毂和叶顶端壁损失减小,主流区损失增大,涡轮效率提高 1.4%。

2) 采用正弯设计后,轮毂和叶顶处绝对和相对气流角显著增大,叶片中部气流角有所减小,整体分布更加均匀。消除了原型结构动叶轮毂区的流动分离。

3) 优化后围带间隙前后压差明显降低,泄漏量从 7% 降低至 4.75%,涡轮效率提高 5.9%。

参考文献:

[1] 王仲奇,韩万今,徐文远,等. 在低展弦比透平静叶栅中叶片的弯曲作用[J]. 工程热物理学报, 1990, 11(3):255-262.
[2] TAN C Q, ZHANG H L, XIA H D, et al. Blade bowing effect on aerodynamic performance of a highly loaded turbine cascade[J]. Journal of Propulsion and Power, 2010,

26(3): 604-608.

[3] HAN W J, WANG Z Q, TAN C Q, et al. Effects of leaning and curving of blades with high turning angles on the aerodynamic characteristics of turbine rectangular Cascades [J]. Journal of Turbomachinery, 1994, 116(3): 417-424.
[4] 张晓辉,陈绍文,李燕飞. 基于弯曲叶片的燃气涡轮导叶数值研究[J]. 推进技术, 2016, 37(3):443-448.
[5] 谢婕,夏晨,张远森,等. 低展弦比微型轴流涡轮弯叶片设计[J]. 南京航空航天大学学报, 2015, 47(1):160-166.
[6] 李斌,王晓峰,陈本森,等. 大叶顶间隙高效率火箭发动机涡轮设计[J]. 宇航学报, 2009, 30(2):695-698.
[7] 郑晓宇,林奇燕,王磊. 小型部分进气亚声速涡轮流动损失研究及优化[J]. 火箭推进, 2017, 43(1):32-37.
ZHENG X Y, LIN Q Y, WANG L. Research and optimization for flow loss of a small partial admission subsonic turbine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2017, 43(1): 32-37.
[8] 严俊峰,逯婉若. 冲击式涡轮内部流动数值研究[J]. 火箭推进, 2009, 35(1):31-35.
YAN J F, LU W R. Numerical analysis of inner flow field for an impulse turbine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2009, 35(1):31-35.
[9] 高杰,郑群,李义进. 动叶顶部蜂窝面迷宫密封对涡轮级气动性能的影响[J]. 航空动力学报, 2012, 27(1): 160-168.
[10] 贾惟,刘火星. 涡轮叶栅叶冠泄漏流动数值研究[J]. 推进技术, 2013, 34(3):316-325.
[11] 付云峰,宋彦萍,陈聪,等. 叶顶布置蜂窝的涡轮平面叶栅间隙泄漏流动研究[J]. 工程热物理学报, 2017, 38(1): 68-73.
[12] 王晓峰,李昌旻,韩飞,等. 动叶顶部间隙结构对涡轮性能影响的数值分析[J]. 火箭推进, 2013, 39(2): 24-28.
WANG X F, LI C H, HAN F, et al. Numerical analysis on influence of rotor tip clearance structure on turbine performance [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2013, 39(2): 24-28.
[13] 胡骏,吴铁鹰,曹人靖. 航空叶片机原理[M]. 北京:国防工业出版社, 2006.
[14] 石靖,周勇,李维. 低展弦比高温涡轮导叶外端壁收缩与倾斜叶片组合设计[J]. 南华动力,1999(2):1-6

(编辑:马 杰)