

高压涡轮叶身/端壁融合技术研究

王佳宾,周成林,徐虎,董平

(哈尔滨工程大学 动力与能源工程学院,黑龙江 哈尔滨 150001)

摘要:为解决燃气轮机涡轮在端区二次流动造成的流动损失,对叶身/端壁融合(Blended Blade and End Wall, BBEW)技术在涡轮气动优化中的有效性进行研究,以E3模型高压涡轮第一级叶栅为研究对象,对涡轮叶片吸力面下端壁进行不同形式的叶身/端壁融合造型。设置入口总温为709 K,总压为344.74 kPa。通过数值模拟研究叶身/端壁融合技术在降低端壁气动损失及提高涡轮级效率和做功能力方面的贡献。研究结果表明:融合技术的应用能够有效减少端区局部流动损失,提升涡轮级做功能力,但同时会增加最大融合圆角半径位置处的流动损失;当静叶最大融合圆角相对半径和相对轴向弦长位置分别为0.16和0.47时,涡轮得到最佳的整体提升效果,此时等熵效率提高了0.010%,比功率提升了0.141%。

关键词:涡轮;数值模拟;二次流动;端区损失;叶身/端壁融合

中图分类号:TK14 文献标识码:A DOI:10.16146/j.cnki.rndlgc.2021.10.010

[引用本文格式]王佳宾,周成林,徐虎,等.高压涡轮叶身/端壁融合技术研究[J].热能动力工程,2021,36(10):70-76. WANG Jia-bin, ZHOU Cheng-lin, XU Hu, et al. Research on technology of blended blade and end wall of high pressure turbine[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2021, 36(10): 70-76.

Research on Technology of Blended Blade and End Wall of High Pressure Turbine

WANG Jia-bin, ZHOU Cheng-lin, XU Hu, DONG Ping

(College of Power and Energy Engineering, Harbin Engineering University, Harbin, China, Post Code: 150001)

Abstract: To solve the flow loss caused by the secondary flow of the gas turbine in the end zone, the effectiveness of blended blade and end wall (BBEW) technique in turbine aerodynamic optimization was studied. Taking the first stage cascade of the E3 model high-pressure turbine as the research object, different forms of BBEW modelings were performed on the lower end walls of the suction surface of the turbine stator vane, the total temperature and the total pressure of the inlet are set to 709 K and 344.74 kPa respectively, and the contribution of BBEW technique to the reduction of end wall aerodynamic loss and the improvement of turbine stage efficiency and doing work capability was studied by use of numerical calculation. The research results show that the application of BBEW technique can effectively reduce local flow loss in the end zone and improve the doing work capability of the turbine stage, but at the same time it will increase the flow loss at the position of the maximum fusion fillet radius. When the relative radius of the maximum fusion fillet of the stator vane is 0.16 and the relative axial chord length position is 0.47, the overall effect of turbine improvement is the best. At this time, the isentropic efficiency is increased by

收稿日期:2021-04-19; 修订日期:2021-06-22

基金项目:国家自然科学基金(52071107); 国家科技重大专项(J2019-II-0009-0029)

Fund-supported Project: National Natural Science Foundation of China (52071107); National Science and Technology Major Project of China (J2019-II-0009-0029)

作者简介:王佳宾(1997-),男,辽宁营口人,哈尔滨工程大学硕士研究生。

通讯作者:董平(1974-),男,黑龙江哈尔滨人,哈尔滨工程大学讲师。

0.010%, and the specific power is increased by 0.141%.

Key words: turbine, numerical simulation, secondary flow, end zone loss, blended blade and end wall

引 言

燃气轮机是国家科技工业发展的重要推动力^[1-3]。涡轮作为燃气轮机主要部件,其叶栅流动中一般存在很强的端区二次流动,增加了涡轮叶栅的气动损失,也对涡轮传热、冷却产生不利的影响^[4-5],所以涡轮叶栅端区二次流动损失机理一直是设计师和研究学者们非常感兴趣的内容,采取有效方法减弱涡轮端区二次流动一直是其研究重点。

AINLEY^[6]最早通过试验测量的方式发现涡轮通道内部的二次流动现象。HAWTHORNE^[7-8]总结了当时最新的研究结果并提出了叶栅端壁的二次流动模型。WANG 等人^[9]于 1997 年提出的二次流动模型,认为涡轮叶栅通道内不仅存在马蹄涡和通道涡,还存在其他涡系结构。

涡轮端区二次流强度受来流攻角等诸多因素影响^[10]。为降低涡轮损失,发明各种涡轮叶栅端区流动控制技术成为非常重要的研究方向。唐洪飞等人^[11-12]采用掠叶片以及弯叶片技术对涡轮进行了优化,发现采用根部优化可以减小流动损失;BAK^[13]、BECZ 等人^[14]通过对涡轮叶栅前缘修形施加前缘导角以抑制马蹄涡的生成。GOVARDHAN^[15],MIAO 等人^[16]将翼刀技术应用在涡轮叶栅端壁中,获得了良好的效果。孟福生等人^[17]采用 J 型正弯技术对涡轮静叶上端壁的气动及传热性能进行优化。

本文对叶身/端壁融合技术(Blended Blade and Endwall, BBEW)在涡轮气动优化中的有效性进行研究,以 E3 模型高压涡轮第一级叶栅为研究对象,对静叶吸力面下端壁进行叶身/端壁融合造型,研究叶身/端壁融合技术在降低端壁气动损失及提高涡轮级效率和做功能力方面的贡献。

1 叶身/端壁融合技术

1.1 计算模型

以 E3 模型高压涡轮第一级叶栅作为研究对象,流体计算域选择高压涡轮第一级静叶叶栅单通

道,流体计算域模型如图 1 所示。

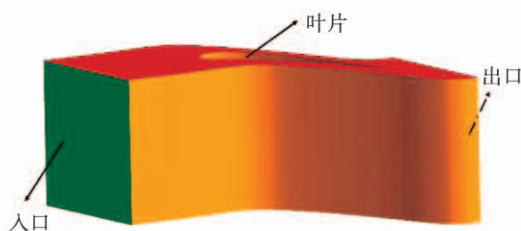


图 1 流体计算域

Fig. 1 Fluid calculation domain

图 2 所示的是叶身/端壁融合技术造型的各具体参数。在进行叶身/端壁融合技术应用研究时,需对叶片吸力面端壁进行叶身/端壁融合造型,以发现吸力面与端壁之间圆角融合技术的造型规律。

通过控制最大融合圆角半径相对位置 X/L 及其相对半径 R/D 两个参数,实现端壁融合技术的造型规律。而 R/D 及 X/L 的设计范围参考设计原则,最大融合圆角半径位置不应接近前缘及尾缘,且设计时一般要求最大融合圆角半径应小于叶片喉圆直径的二分之一(X —最大融合圆角半径位置距前缘轴向长度; L —叶片轴向弦长; R —融合圆角半径; D —叶片喉圆直径)。

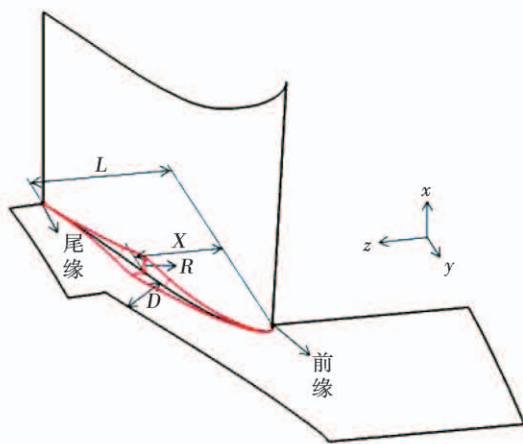


图 2 叶身/端壁融合技术造型参数

Fig. 2 Modeling parameters of blended blade and end wall technology

1.2 造型方案

以给定的 E3 原始模型高压涡轮为基础,对其

静叶下端壁进行叶身/端壁融合造型设计。原型叶片按无倒角处理,所以前缘点及尾缘点处的融合圆角相对半径设置为 0。 X/L 范围为 0.47 ~ 0.81, R/D 范围为 0.16 ~ 0.48。

由于参数变化范围很大,所以采用 Design Expert 软件的响应曲面方法 (Response Surface Methodology, RSM) 分析两个参数对目标性能参数的影响。

对于静叶的研究,采用二因素五水平的方法,设计了 25 种不同的计算方案,如表 1 所示。

表 1 静叶计算方案
Tab. 1 Stator vane calculation scheme

BBEW 方案	X/L	R/D
1	0.47	0.16
2	0.47	0.24
3	0.47	0.32
4	0.47	0.40
5	0.47	0.48
6	0.58	0.16
7	0.58	0.24
8	0.58	0.32
9	0.58	0.40
10	0.58	0.48
11	0.67	0.16
12	0.67	0.24
13	0.67	0.32
14	0.67	0.40
15	0.67	0.48
16	0.75	0.16
17	0.75	0.24
18	0.75	0.32
19	0.75	0.40
20	0.75	0.48
21	0.81	0.16
22	0.81	0.24
23	0.81	0.32
24	0.81	0.40
25	0.81	0.48

根据上述参数变化方案,本文使用 Unigraphics (UG) 软件对涡轮叶片进行技术造型。造型时通过

叶片端壁吸力面型线位置均匀布置 11 个控制点来控制融合圆角的生成。以静叶 X/L 为 0.67, R/D 为 0.24 为例,控制点轴向相对分布以及融合半径规律曲线如图 3 所示。根据设计的融合圆角半径沿轴向的分布规律曲线,通过控制点位置的融合半径值完成叶身/端壁的融合。

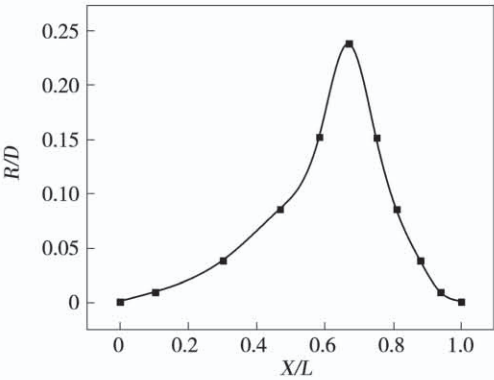


图 3 控制点轴向相对分布及 BBEW(0.67,0.24) 融合曲线

Fig. 3 Axial relative distribution of control points and BBEW(0.67,0.24) fusion curve

2 数值模拟计算

采用 ANSYS CFX 18.2 求解器进行数值模拟。边界条件根据 E3 实验数据进行设置,入口总温 709 K,入口总压 344.74 kPa,出口静压 132.115 kPa,采用定比热计算。

网格划分如图 4 所示。对静叶通道上壁面和下壁面及叶片壁面边界层进行加密处理,壁面边界层第一层网格厚度设置为 0.002 mm, y^+ 最大值为 0.8,边界层层数设置为 21 层。同时,采用密度盒对静叶尾缘进行加密,以保证尾缘网格合理过渡,并提高尾缘附近的网格质量。

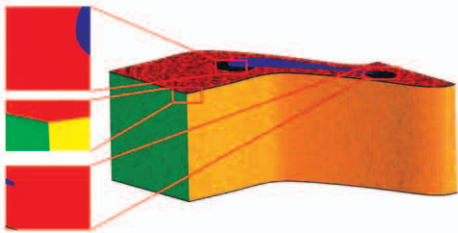


图 4 BBEW(0.67,0.24) 计算网格

Fig. 4 BBEW(0.67,0.24) calculation grid

为校验网格无关性,使用 7 种不同数量的网格 (262 万,289 万,312 万,352 万,440 万,516 万和 576 万),计算采用 SST 湍流模型,计算结果如图 5 所示。可以发现,当网格数多于 352 万时,等熵效率随网格数的变化幅度逐渐减小。

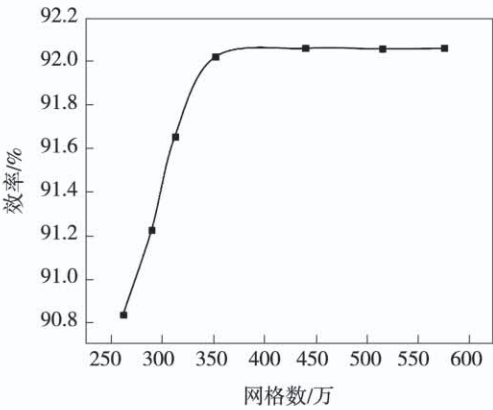


图 5 网格无关性验证结果

Fig. 5 Grid independence verification results

湍流模型的选取及验证以实验原型为基础进行模拟计算,并以常用的 5 种湍流模型进行比较,计算结果如表 2 所示。综合分析了相对质量流量 ($\dot{m}/\dot{m}_0$),静叶静压膨胀比 (π^*/π_0) 的偏差。在计算高压涡轮级气动性能总体参数时,SST 湍流模型表现最好,且 SST 模型在边界层计算方面有更高的准确性。所以,数值模拟时都以 SST 湍流模型为基础,同时控制计算模型总网格数在同一尺度,可以保证在边界层处流动具有一定的精度,减小因误差对计算造成的影响。

表 2 湍流模型计算结果

Tab. 2 Calculation results of turbulence models

参数	$\dot{m}/\dot{m}_0$	π^*/π_0	误差/%
E3 实验	1	0.587	0.000
SST	1.005 8	0.584	0.545
$k-\omega$	1.004 5	0.571	1.590
$k-\varepsilon$	1.009 4	0.575	1.490
RNG $k-\varepsilon$	1.010 2	0.581	1.020
Realize $k-\varepsilon$	1.009 9	0.575	1.515

3 结果与分析

在相同边界条件下,对原始模型及 25 组叶身/

端壁融合模型 ($X/L,R/D$) 进行了数值模拟计算。采用 Design Expert 软件对涡轮叶栅的总体性能结果进行分析。计算得出有关总气动性能参数包括质量流量 $\dot{m}$ 、膨胀比 π 、等熵效率 η 和比功率 P 。

计算得出性能参数与原型对比如表 3 所示。使用响应面分析方法 (Response Surface Method, RSM),对计算结果进行分析,结果如图 6 所示。

表 3 静叶造型计算结果

Tab. 3 Calculation results of stator vane modeling

方案	相对质量 流量 $\dot{m}/\%$	相对膨胀 比 $\eta/\%$	相对等熵 效率/%	相对比功 率 $P/\%$
基准	100	100	100	100
1	-0.059	+0.021	+0.010	+0.031
2	-0.152	+0.046	-0.004	+0.040
3	-0.278	+0.080	-0.011	+0.072
4	-0.455	+0.130	-0.026	+0.107
5	-0.683	+0.193	-0.056	+0.141
6	-0.160	+0.046	-0.004	+0.042
7	-0.371	+0.105	-0.029	+0.079
8	-0.708	+0.193	-0.089	+0.106
9	-1.188	+0.314	-0.189	+0.132
10	-1.778	+0.444	-0.341	+0.121
11	-0.143	+0.042	+0.007	+0.050
12	-0.337	+0.096	-0.001	+0.096
13	-0.615	+0.168	-0.042	+0.128
14	-0.977	+0.251	-0.137	+0.119
15	-1.415	+0.348	-0.286	+0.071
16	-0.076	+0.025	+0.005	+0.027
17	-0.185	+0.050	-0.016	+0.033
18	-0.312	+0.075	-0.075	+0.003
19	-0.489	+0.113	-0.172	-0.057
20	-0.708	+0.147	-0.322	-0.173
21	-0.051	+0.013	+0.008	+0.020
22	-0.093	+0.025	+0.003	+0.029
23	-0.168	+0.046	-0.016	+0.031
24	-0.261	+0.054	-0.104	-0.048
25	-0.388	+0.063	-0.259	-0.193

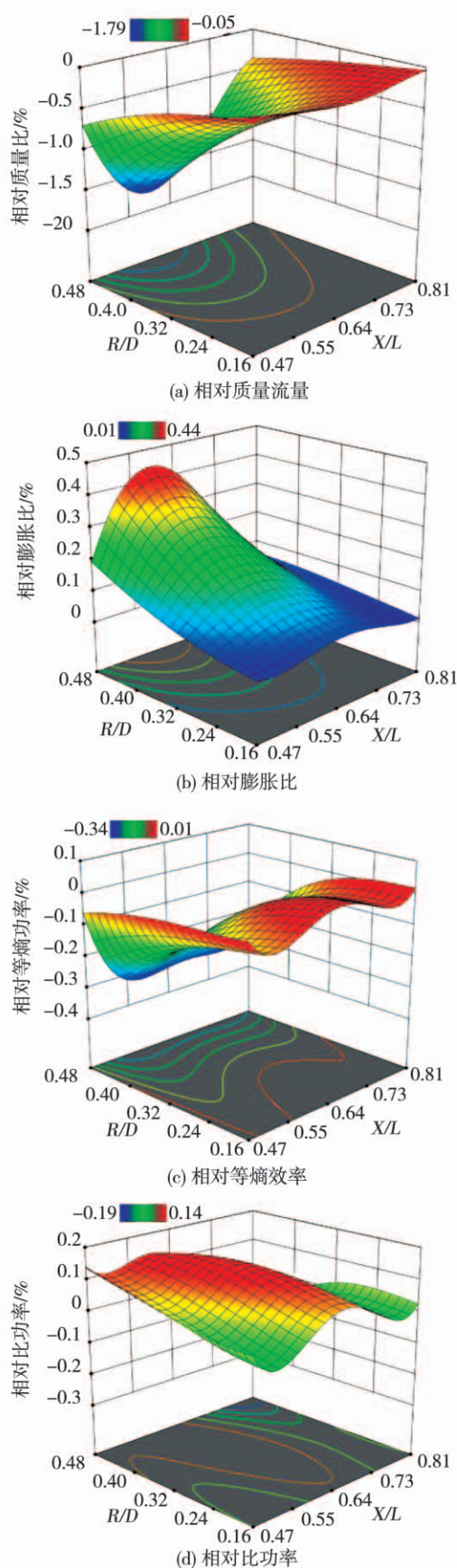


图 6 总体性能计算结果

Fig. 6 Overall performance calculation results

图 6(a)可以看出,当 R/D 相对不变时,质量流量随着 X/L 的变化先下降后上升,这是因为当 R/D 位于叶栅通道喉部附近时,对于流量的影响相对较大;当 R/D 增大时,相应通流面积将会下降,质量流量减少量加大;当 R/D 为 0.48 时,叶栅流量最大减小了 1.778%;图 6(b)可以看出,随着 R/D 和 X/L 的变化,相对膨胀比的变化趋势与质量流量变化趋势完全相反。相对于原型叶栅,当最大融合圆角相对半径 R/D 为 0.48 时,叶栅相对膨胀比增加了 0.444%;如图 6(c)所示,固定 R/D 值等熵效率的极大值出现在 $X/L = 0.5$ 附近,当 X/L 不变时等熵效率随着 R/D 的增大而下降,相对于原型等熵效率最高只增加了 0.01%;图 6(d)可以看出,叶身/端壁融合技术对比功率有小幅的提升,当 R/D 较小时比功率值整体大于原型功率, R/D 较大时比功率随着 X/L 的增加先是大于原型再小于原型,比功率最高提升 0.141%,但此时流量相比于原型下降 0.683%,总功率减少 0.542%。

利用响应面分析方法,对 X/L 和 R/D 2 个变量进行响应曲面分析,与响应值之间关系进行拟合,可以得到等熵效率和比功率的关系式:

$$\begin{aligned} \frac{\pi^*}{\pi_0} = & 100.14 - 0.036 \frac{X}{L} + 0.031 \frac{R}{D} - 0.13 \cdot \frac{X}{L} \cdot \frac{R}{D} - 0.38 \left(\frac{X}{L} \right)^2 - 0.058 \left(\frac{R}{D} \right)^2 - 0.04 \left(\frac{X}{L} \right)^2 \cdot \frac{R}{D} - \\ & 0.061 \frac{X}{L} \cdot \left(\frac{R}{D} \right)^2 + 0.012 \left(\frac{X}{L} \right)^3 - 0.02 \left(\frac{R}{D} \right)^3 + 3.265 \times 10^{-3} \cdot \left(\frac{X}{L} \right)^2 \cdot \left(\frac{R}{D} \right)^2 + 0.055 \left(\frac{X}{L} \right)^3 \cdot \frac{R}{D} - 7.44 \times 10^{-3} \cdot \frac{X}{L} \cdot \left(\frac{R}{D} \right)^3 + 0.29 \left(\frac{X}{L} \right)^4 + 7.6 \times 10^{-3} \cdot \left(\frac{R}{D} \right)^4 \end{aligned} \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \frac{\eta}{\eta_0} = & 99.951 + 0.056 \frac{X}{L} - 0.14 \frac{R}{D} + 0.041 \cdot \frac{X}{L} \cdot \frac{R}{D} - 0.19 \cdot \left(\frac{X}{L} \right)^2 - 0.1 \cdot \left(\frac{R}{D} \right)^2 - 0.099 \left(\frac{X}{L} \right)^2 \cdot \frac{R}{D} - \\ & 8.637 \times 10^{-3} \cdot \frac{X}{L} \cdot \left(\frac{R}{D} \right)^2 - 0.06 \left(\frac{X}{L} \right)^3 - 9.176 \times 10^{-3} \left(\frac{R}{D} \right)^3 + 0.035 \left(\frac{X}{L} \right)^2 \cdot \left(\frac{R}{D} \right)^2 - 0.084 \left(\frac{X}{L} \right)^3 \cdot \frac{R}{D} - \\ & 7.002 \times 10^{-3} \cdot \frac{X}{L} \cdot \left(\frac{R}{D} \right)^3 + 0.22 \left(\frac{X}{L} \right)^4 + 7.555 \times 10^{-3} \cdot \left(\frac{R}{D} \right)^4 \end{aligned}$$

$$10^{-3} \cdot (\frac{R}{D})^4 - 0.049(\frac{X}{L})^3 \cdot (\frac{R}{D})^2 - 0.014(\frac{X}{L})^2 \cdot (\frac{R}{D})^3 + 0.18(\frac{X}{L})^4 \cdot \frac{R}{D} + 0.01 \frac{X}{L} \cdot (\frac{R}{D})^4 \quad (2)$$

根据预测方程预测等熵效率以及比功率,求解出最优方案,并按最优解所对应 R/T 和 X/L 进行数值计算,对比结果如表 4 所示。

表 4 预测最优方案与实际计算结果对比
Tab.4 Comparison of predicted optimal schemes and actual calculation results

参数	最优方案	预测值	计算值
效率/%	BBEW(0.47,0.16)	100.010	100.010
比功率	BBEW(0.47,0.48)	100.139	100.141

由表 4 可知,在最优方案时,数值计算值与预测方程得到的最优预测值吻合很好。其方案为效率最优时预测值与数值计算值一致,等熵效率提升 0.010%;而比功率最优时数值计算值相对预测值略有偏差,比功率提高 0.141%。

图 7 所示的是静叶吸力面静熵系数分布云图。静熵系数为:

$$C_{ps} = S/S_0 \quad (3)$$

式中: S —当地质量平均静熵; S_0 —一级叶栅入口质量平均静熵。

如图 7 所示,相对于原始模型,采用叶身/端壁融合技术后,静熵值较大的两个区域明显减小,原型中流动损失大的区域明显下降,但同时却增加了最大融合半径位置壁面附近流动损失。

进一步对能量损失系数进行分析,如图 8 所示。能量系数为:

$$\omega = \frac{(p/p^*)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - (p/p_0^*)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}{1 - (p/p_0^*)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \quad (4)$$

式中: p_0^* —叶栅入口质量平均总压; p^* —当地质量平均总压,其中静叶总压为绝对总压,动叶总压为相对总压; p —当地质量平均静压; γ —绝热系数。

可以看出,改进模型在静叶后半部分靠近尾缘端壁附近能量损失系数整体降低,在最大融合圆角半径位置前沿附近区域能量损失系数显著降低,但在最大融合圆角半径处附近,能量损失系数又有所

增加。

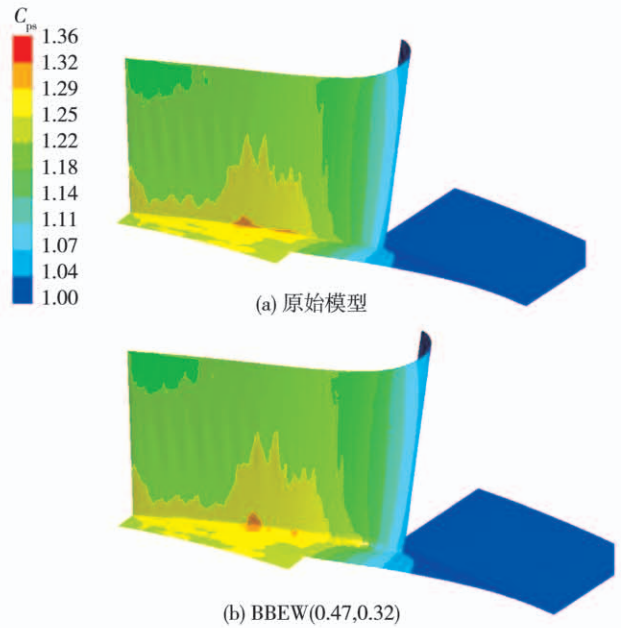


图 7 静叶吸力面静熵系数分布
Fig.7 The static entropy coefficient distribution of the suction surface of stator vane

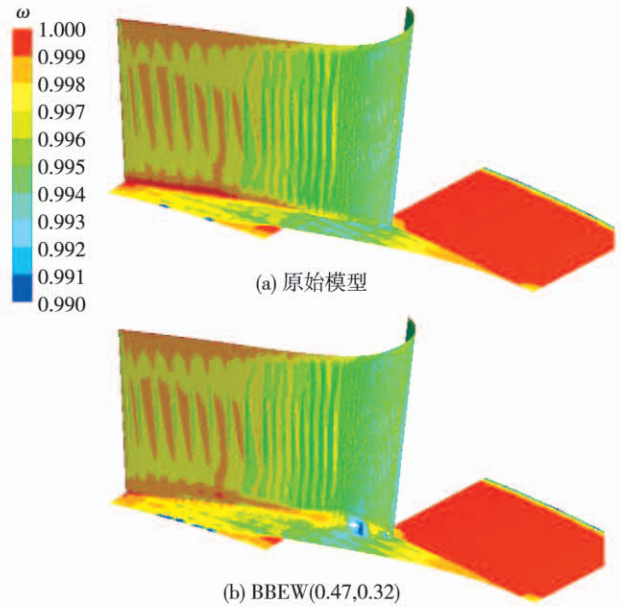


图 8 静叶吸力面及下端壁能量损失系数分布
Fig.8 The energy loss coefficient distributions of the suction surface and the lower end wall of the stator vane

4 结 论

采用数值模拟方法研究了叶身/端壁融合技术

对高压涡轮级流动的影响,研究结果表明:

(1) 对涡轮叶栅吸力面下端壁区应用叶身/端壁融合技术能够有效减少端区局部损失,并小幅提升涡轮级整体气动性能,但会增加最大融合圆角半径位置的流动损失。

(2) 质量流量与等熵效率随着 R/D 的增大而减小,膨胀比与比功率则与上述情况相反;而随着 X/L 的提升,质量流量呈现先减小后增大的趋势,膨胀比则与之相反,等熵效率则随着 X/L 的提升呈现先下降再上升,峰值之后再下降后上升的对称的 W 形状,比功率则有类似的变化趋势,但在低 X/L 处明显优于高 X/L 处。

(3) 对静叶吸力面下端壁加以改进,当 X/L 为 0.47, R/D 为 0.16 时,效率出现相对最大值,效率提高了 0.010%,当 R/D 为 0.48 时,比功率提升效果最佳,提高了 0.141%。

参考文献:

- [1] 蔡国利. GE9FA 燃气轮机降压运行研究及实践[D]. 北京:华北电力大学,2007.
CAI Guo-li. Research and practice on the operation of GE9FA gas turbine[D]. Beijing:North China Electric Power University,2007.
- [2] 胡晓煜. 世界燃气轮机手册[M]. 北京:航空工业出版社,2011:3-15.
HU Xiao-yu. World gas turbine manual[M]. Beijing:Aviation Industry Press,2011:3-15.
- [3] 张忠文. 舰船燃气轮机技术的发展途径[J]. 航空发动机,2009,35(6):48-51.
ZHANG Zhong-wen. Development approach of marine gas turbine[J]. Aviation Engine,2009,35(6):48-51.
- [4] 孙爽,张哲瑜,左灿林等. 尾迹对低压涡轮端区非定常流动影响的数值研究[J/OL]. 推进技术:1-8[2021-05-27]. <https://doi.org/10.13675/j.cnki.tjjs.200466>.
SUN Shuang,ZHANG Zhe-yu,ZUO Can-lin, et al. Numerical investigation of wakes on endwall unsteady flow inside low pressure turbine[J/OL]. Journal of Propulsion Technology:1-8[2021-05-27]. <https://doi.org/10.13675/j.cnki.tjjs.200466>.
- [5] 姜祎闯. 某型涡轮非轴对称端壁气动优化研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2020.
JIANG Yi-chuang. Aerodynamic optimization of a non-axisymmetric endwall of a type of turbine[D]. Harbin:Harbin Institute of Technology,2020.
- [6] AINLEY D G. The performance of axial flow turbine[J]. Proceedings of the Institute of Mechanical Engineers,1948,159(1):230-237.
- [7] HAWTHORNE W R. Rotational flow through cascades, Part I: the components of vorticity[J]. Quarterly Journal of Mechanics & Applied Mathematics,1955(3):266-279.
- [8] HAWTHORNE W R, ARMSTRONG W D. Rotational flow through cascades, Part II: the circulation about the cascade[J]. Quarterly Journal of Mechanics & Applied Mathematics,1955,8(3):280-292.
- [9] WANG H P, OLSON S J, GOLDSTEIN R J, et al. Flow visualization in a linear turbine cascade of high performance turbine blade[J]. Journal of Turbomachinery,1997,119(1):1-8.
- [10] ROSIC B, DENTON J D. Control of shroud leakage loss by reducing circumferential mixing[J]. Journal of Turbomachinery,2008,123(2):314-323.
- [11] 唐洪飞,黄洪雁,韩万金. 大子午扩张涡轮过渡段的子午型线[J]. 推进技术,2009,30(4):439-445.
TANG Hong-fei, HUANG Hong-yan, HAN Wan-jin. Meridional passage contour of a large meridional expansion turbine[J]. Journal of Propulsion Technology,2009,30(4):439-445.
- [12] 唐洪飞,杨彤,王振峰,等. 大子午扩张涡轮的过渡段分离控制设计[J]. 科学技术与工程,2009,9(21):6453-6459.
TANG Hong-fei, YANG Tong, WANG Zhen-feng, et al. Design on flow separation and control in transition section of a large meridional expansion turbine[J]. Science Technology and Engineering,2009,9(21):6453-6459.
- [13] BAK C. Modification of the NACA 63₂-415 leading edge for better aerodynamic performance[J]. Journal of Solar Energy Engineering,2002,124(4):73-80.
- [14] BECZ S, MAJEWSKI M S, LANGSTON L S. Leading edge modification effects on turbine cascade endwall loss[C]//Atlanta:ASME Turbo Expo 2003: Collocated with the 2003 International Joint Power Generation Conference,2003.
- [15] GOVARDHAN M, RAJENDER A, UMANG J P. Effect of stream-wise fences on secondary flows and losses in a two dimensional turbine rotor cascade[J]. Journal of Thermal Science,2006,15(4):296-305.
- [16] MIAO X, ZHANG Q, WANG L, et al. Application of riblets on turbine blade endwall secondary flow control[J]. Journal of Propulsion and Power,2015,31(6):1578-1585.
- [17] 孟福生,高杰,郑群,等. 大子午扩张涡轮端区的流动传热及端区正弯效果的数值研究[J]. 推进技术,2019,40(6):1247-1255.
MENG Fu-sheng, GAO Jie, ZHENG Qun, et al. Numerical study of flow-heat transfer and end-zone positive tangential curve technology of large meridional expansion turbine[J]. Journal of Propulsion Technology,2019,40(6):1247-1255.

(孙嘉忆 编辑)