

文章编号: 1000 8055(2010)07-1602-07

大子午扩张涡轮的根部型线研究

唐洪飞, 黄洪雁, 王振峰, 韩万金
(哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 哈尔滨 150001)

摘 要: 大子午扩张涡轮具有外壁侧来流分离、导叶出口径向压差较大等特点, 对根部型线优化改型和原型进行全三维数值模拟, 分析了下端壁叶型型线对流动的影响, 并研究了根部型线设计特点. 结果表明: 优化根部型线, 能够合理的对栅前流量径向分布进行调整, 减弱甚至消除顶部来流分离, 改善顶部流动; 同时, 此叶型也能合理的改善出口马赫数分布以及出口压力径向分布, 减弱和消除吸力侧出口 S_1 面分离的径向流动, 改善根部流动.

关 键 词: 子午扩张; 载荷分布; 低压涡轮; 数值模拟; 高性能

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Investigation on root blade profile of a large meridional expansion turbine

TANG Hong-fei, HUANG Hong-yan, WANG Zhen-feng, HAN Wan-jin

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

Abstract: The investigation focused on the design characteristic of root blade profile in the large meridional expansion turbines. And, the effect of root blade profile optimized design on the flow separation at vane inlet and radial pressure distribution at vane outlet was also studied. With the commercial numerical simulation solver, NUMECA, optimized design of root blade profile was applied into a large meridional expansion turbine. Then full three dimensional numerical simulations on the original and optimized profiles were carried out. The numerical results show that, wider profile and convergent-divergent root profile would adjust radial distribution of massflow at inlet, weaken or even eliminate incoming flow separation at the upper endwall, hence controlling the flow loss in shroud; meanwhile, such profiles could improve mach number distribution and radial distribution of pressure at outlet, weaken or even eliminate radial flow of S_1 section separation in the suction side at exit, thereby reducing flow loss in hub.

Key words: meridional expansion; load distribution; low-pressure turbine; numerical simulation; high performance

在 21 世纪, 能源的节约使用受到各个行业的重视, 航空业也将节约能源利用提到新的日程上来. 在航空发动机设计中, 尽可能的提高其燃油效率, 是节约能源的最有效方式, 从而出现了大涵道

比结构, 导致了高压轴与低压轴的转速差距的扩大, 在高低压涡轮的过渡结构中采用了较大扩张率的机匣. 在这种结构下, 进入低压叶栅前, 端壁附面层较厚并易分离. Norris G 等^[1-2] 对此结构已做了

收稿日期: 2009 05 20; 修订日期: 2010 04 04

基金项目: 国家自然科学基金(50576017)

作者简介: 唐洪飞(1981-), 男, 重庆北碚人, 博士生, 主要研究方向: 叶轮机械气动设计.

初步的研究. Howell R J^[3] 的研究表明: 扩张型流动关键在于附面层的厚度控制和分离控制.

本文采用优化的方法, 对下端壁的 S_1 面型线进行优化, 得到较好的型线, 更加合理的对载荷进行径向和轴向分配, 以达到很好的控制整个导叶流动损失的目的, 从而为此类涡轮的设计提供参考的优化设计方法. 本文进行研究的低压涡轮是某高低各一级涡轮的低压级部分, 研究中同时对低压级的两列叶栅进行了数值模拟, 仅对低压静叶和高压过渡段的流动进行分析和研究.

1 计算模型及方法

1.1 叶型选取

本文选用的大子午扩张涡轮已经通过文献[4]的子午型线设计技术和文献[5]的前掠宽弦技术对来流子午分离进行了较好的控制. 图 1 为研究的低压涡轮级以及过渡段的子午视图, S 为此低压涡轮级的导叶, R 为低压涡轮级的动叶, AB 为导叶的前缘子午位置, MN 为导叶的尾缘子午位置, 过渡段起始位置 IJ 与高压级出口相关, MN 与低压级动叶相关, 动叶子午型线采用与旋转轴平行设计, 原型导叶的三维叶型如图 2.

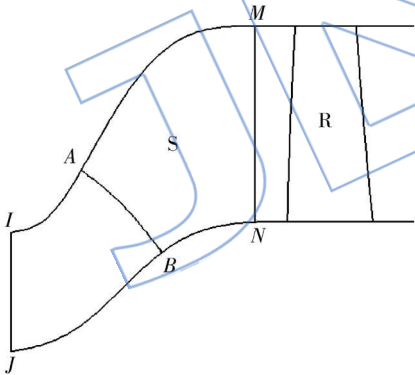


图 1 叶型子午示意图
Fig.1 Meridional schematic plan of the blade

1.2 根部 S_1 面优化改型型线

采用优化的方法进行设计需要大量的时间, 所以为了提高实际工程设计的效率, 可以通过选择有效的优化变量来减小优化变量, 从而缩短优化设计的时间. 本文通过对根部 S_1 面型线进行优化, 以此研究根部型线设计对流动损失的影响程度, 以便实际设计中, 选用最有效和快捷的方式进行优化设计.

S 参数化如下: 子午面分为相对叶高 0%, 50% 和 100% 三个截面(图 3), 每个 S_1 面进行中

弧线和两侧型线描述. 为了不过多的影响后部动叶的流动, 优化选取区域为叶型的轴流前半段, 对中弧线入口几何角和头部两侧型线控制点进行控制, 优化目标为级效率和导叶压力损失系数, 并对级流量进行约束. 优化结果如图 4 所示, 不难看出, 改型对吸力侧做了较大的改动, 压力侧改动较小; 同时, 改型为缩放流道, 原型为收缩流道.



图 2 三维导叶
Fig.2 Stator of the turbine

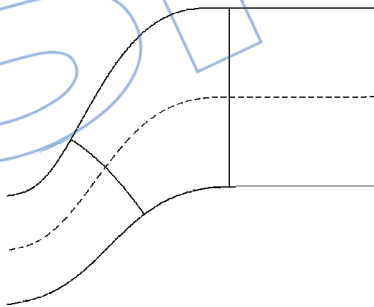


图 3 S 叶型子午参数化视图
Fig.3 View of meridional parameterization on S profile

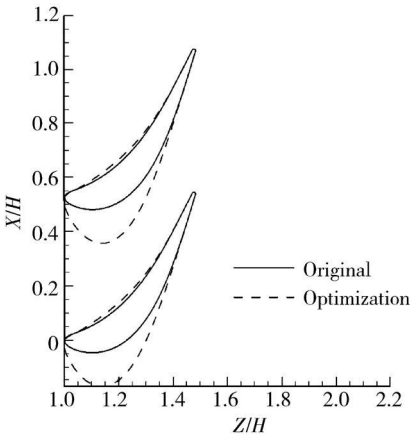


图 4 根部优化型线与原型对比
Fig.4 Optimized root profile compared with the original

1.3 计算方法介绍

数值模拟中,采用商业 CFD(计算流体动力学)软件 NUMECA 中 FINE/turbo 模块,计算中网格为:导叶网格数大约 50 万,动叶网格数大约 35 万.子午端壁处网格进行了加密处理,如图 5,以更好的模拟端壁附面层的发展; S_1 面的网格拓扑如图 6 所示,一共分为 5 个网格块;围绕叶型表面采用 O 型网格,图 6 中 O1 所示区域,为了更好的模拟叶片表面附面层的发展,对靠叶片侧网格进行了加密处理;O1 网格块的前后左右都是 H 型网格结构,分别是图中所示的 H1~ H4 区域,其中 H1 和 H2 两个网格块从计算域的入口延伸到导叶出口, H3 和 H4 分别仅处于导叶的前缘和尾缘区域.采用此网格拓扑结构能够较好的控制网格的正交性,减小网格的畸变对流场模拟结果的影响.生成的网格中,最小的网格点连接线夹角均大于 30° .计算中,湍流模型采用 Spalart Allmaras

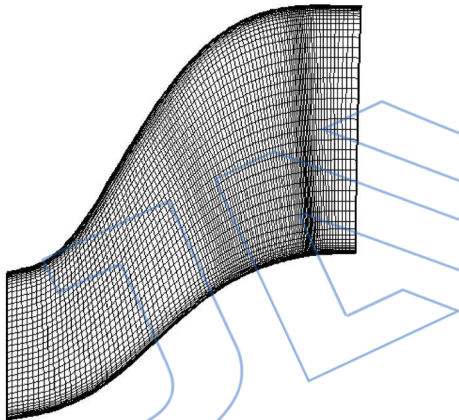


图 5 流道中间子午网格面视图

Fig.5 Grids of meridional section in the middle of passage

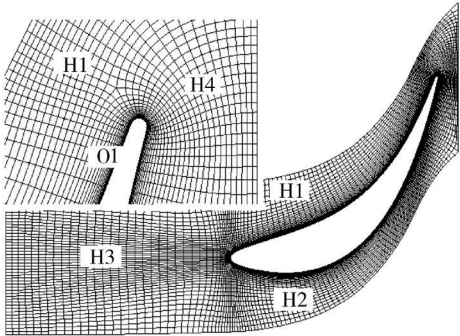


图 6 S 叶型的 S_1 面网格结构图

Fig.6 Structure of grids on the S_1 section of S profile

模型, Y^+ 值小于 8,工质选用实际燃气.

2 计算结果与分析

2.1 根部改型对流动的影响

从图 7~ 图 19 不难看出,采用优化后的叶型,载荷上移明显,根部载荷下降,中部的轴流前半段载荷增加明显,顶部的轴流前端和尾端载荷少许增加,叶高中部的流量相应会得到提高^[6],如图 17,改型叶展中部马赫数得到明显提高.改型根部压力侧顺压梯度得到提高,有利于压力侧流动,吸力侧虽然出现了两个逆压段,但在第一个逆压段前的顺压梯度更大,未必会增加附面层厚度,根部的吸力侧喉部以后逆压长度缩短明显,此处多为吸力侧损失较大区域^[3],改型后对此处流动非常有利.

从图 4 可知,改型的叶片厚度增加明显,能够很好的提高根部入口压力(图 10),叶高中部流量

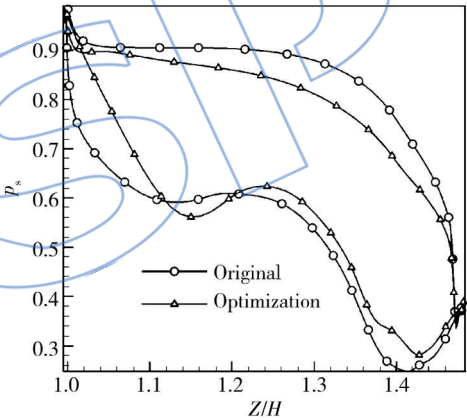


图 7 根部叶片表面压力分布

Fig.7 Distributions of static pressure on the blade profile in hub

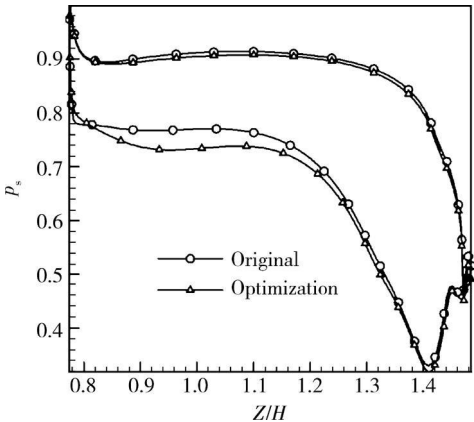


图 8 中部叶片表面压力分布

Fig.8 Distributions of static pressure on the blade profile in middle

将增加明显(图 17); 流线在进入叶栅前被抬高的趋势明显(图 11), 内壁侧部分来流流体在栅前径向压力(图 10)作用下从中部进入叶栅流道, 从而

减小根部载荷, 对减小根部二次流损失有利; 栅内压力侧和流道中部较原型的流线抬高趋势降低(图 11 和图 13), 栅内进入顶部二次流的流体流量降低, 对减小顶部二次流损失有利. 子午扩张的外壁型线导致了外壁侧的附面层厚度增加明显, 原型在叶栅入口处产生较强的马蹄涡, 其强度能够明显的横向发展到流道中部(图 11(a)); 改型后, 马蹄涡得到很好控制(图 11(b)), 从而能减小外壁二次流损失^[7]; 归因于上面分析的中部流量提高, 会使中上部栅前径向压差增大(图 10), 位于入口处从中部进入上部的高速主流流体会有所增加, 从而有效的控制入口处附面层厚度. 图 12 中可看出, 原型的顶部入口分离马蹄涡能够横贯整个叶栅流道入口区域, 且有回流产生, 改型后的马蹄涡虽然仍很强(仍有较厚附面层), 但无明显的回流产生, 入口处正冲角少许增加, 增加了顶部入口处载荷(图 9).

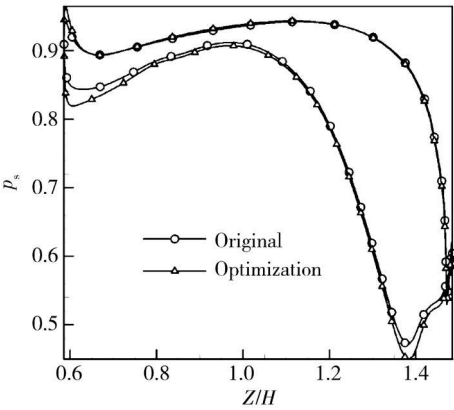


图 9 顶部叶片表面压力分布

Fig. 9 Distributions of static pressure on the blade profile in shroud

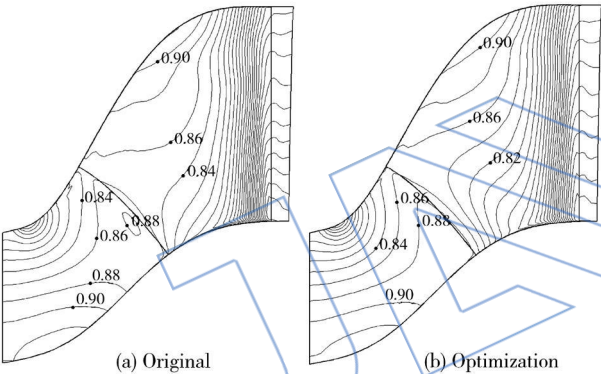


图 10 间距平均子午面压力等值线图

Fig. 10 Isolines of pitchwise averaged static pressure at meridional section

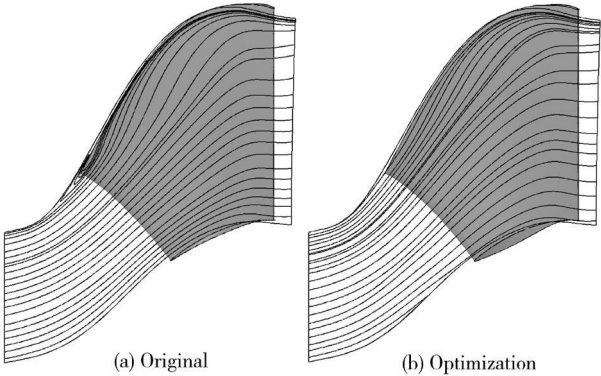


图 11 流道中部子午流线

Fig. 11 View of streamline on the meridional section of the passage

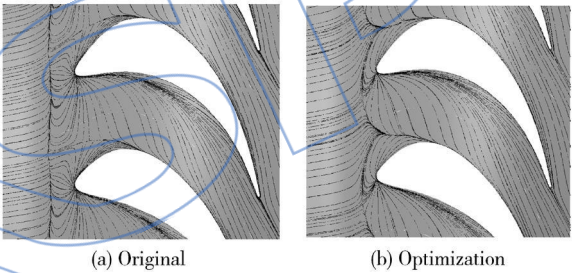


图 12 顶部 S₁ 面流线

Fig. 12 View of streamline on the S₁ section in shroud

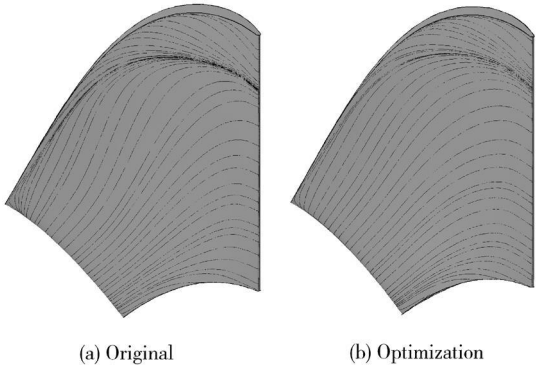


图 13 压力侧极限流线

Fig. 13 View of stream line on the pressure side of blade surface

由于子午型线的大扩张, 径向离心力不只是简单的切向速度所决定, 轴向速度也会产生较大的离心运动, 所以此类结构涡轮的径向压差更大, 特别是在叶栅喉部以后区域. 如图 14(a), 原型在吸力侧根部出口区域出现明显的径向流动分离线, 且与下

通道涡于根部汇合. 从图 15(a) 能看出, 原型根部的吸力侧出口边附面层 S_1 面分离明显, 说明此分离为 3D 分离涡, 从吸力侧中部的叶片表面分离开始, 在径向压差的作用下, 往根部运动, 于内壁侧与下通道涡汇合. 图 17(a) 可得知, 原型为部分超声涡轮, 并且中下部的超声更加严重, 如图 16(a), 原型根部背弧的超声区和压力侧尾部超声区连接在一起, 完全占据整个流道, 吸力侧喉部以后区域为膨胀波系和尾缘激波系的斜切区, 多波系对此处附面层干扰导致分离的发生^[8].

改型的根部斜切区逆压长度和梯度下降(图 7), 能够改善甚至消除此处的 S_1 面分离(图 15(b)), 且压力得到提高(图 7), 顶部的此处压力得到减小(图 9), 径向压差也减小明显(图 18), 能够

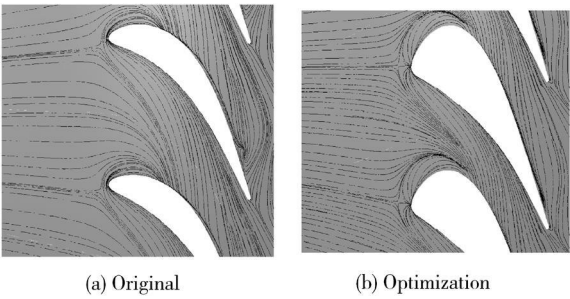


图 15 根部 S_1 面流线
Fig. 15 View of streamline on the S_1 section in hub

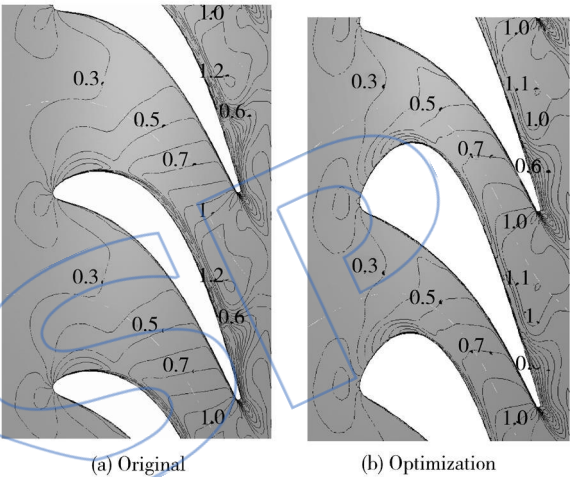


图 16 根部 S_1 面马赫数分布
Fig. 16 Distributions of Mach number on the S_1 section in hub

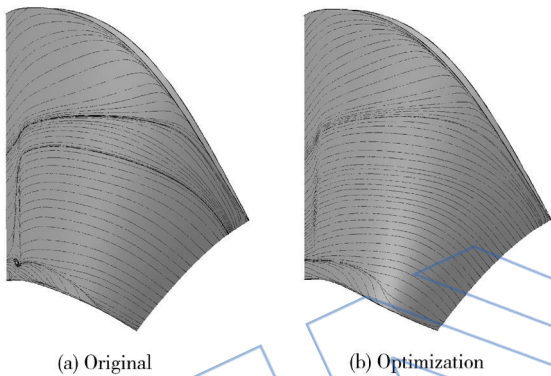


图 14 吸力侧极限流线
Fig. 14 View of streamline on the suction side of blade surface

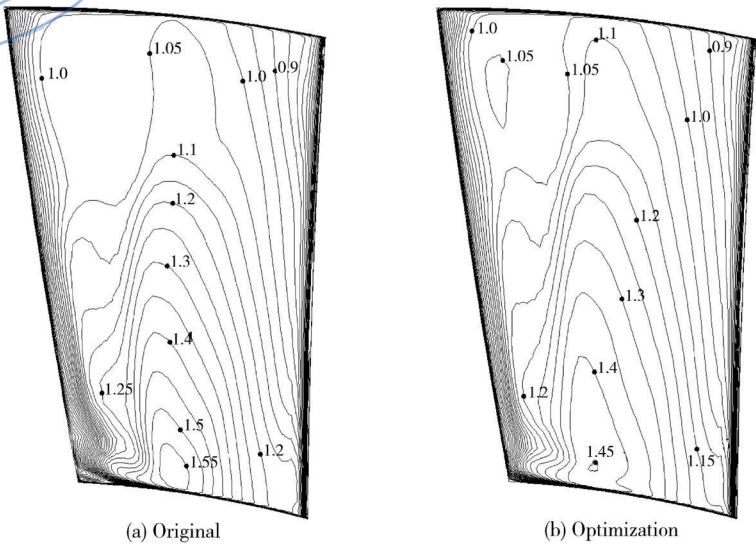


图 17 出口截面马赫数分布
Fig. 17 Contours of Mach number at exit

改善此处的径向流动, 改型径向流动减弱明显, 且未发生分离(图 14(b)), 同时也可控制顶部二次流在栅内往中部扩展(图 19). 同时, 改型的背弧线修型(图 4)能够明显的减小 S_1 面压力侧流向吸力侧流体速度方向与背弧型面的角度(图 15), 有利于减小此处附面层厚度. 改型斜切区的马赫数减小明显(图 16 和图 17), 此处多波系对附面层干扰减弱^[8], 同时受多波系影响而导致的速度方向突变趋势减弱(图 15), 有利于斜切区流动. 虽然改型的根部流道宽度明显减小, 马蹄涡压力侧和吸力侧会较早的汇合于吸力侧, 并形成下通道涡, 下通道涡的发展长度较原型长, 对控制根部二次流后期发展不利^[9], 但是, 原型此处流动较改型的栅内流动复杂, 并有明显的分离发生, 改型的

根部损失仍会得到降低^[10](图 20).

2. 2 根部改型对损失的影响

图 19 为总压损失系数出口截面分布, 图中可知, 损失主要位于: 吸力侧壁面, 吸力侧上通道涡区域, 吸力侧下通道涡区域, 压力侧上壁角涡. 由于过渡段的大子午型线特征, 外壁侧有较强的二次流^[5], 从而出现较大范围的上通道涡(图 19), 与之对应的压力侧上壁角涡明显存在; 改型很好的控制上部马蹄涡强度(图 11), 减弱了上通道涡前期发展^[9], 同时栅内压力侧上扬流动减弱, 栅内轴流后段的上通道涡发展和压力侧上壁角涡的发展都得到很好的控制, 所以, 上通道和压力侧上壁角涡的范围和大小都得到明显减小; 流动分析可知改型径向压差得到减小(图 18), 所以, 上通道涡损失中心位置也得到上移. 改型吸力侧中部和中下部范围得到减小, 是因为减弱了此处出口的径向流动. 改型的吸力侧根部损失范围和大小都得到减小, 是因为减弱了上述的径向分离流动和下通道涡在此处的汇合.

从图 20 得知, 叶高的上部损失减小明显, 损失峰值径向位置得到上移, 改型对上部二次流损失控制非常有效. 叶高下部损失也得到明显减小, 此处为根部二次流和径向分离流动的混合损失, 改型虽然并没明显改善根部二次流流动, 却明显减弱甚至消除了下部的出口径向分离流动在此处的混合流动, 从而减小了此处的损失^[11]. 从图 19 分析得知, 由于改型减弱甚至消除了中部的径向

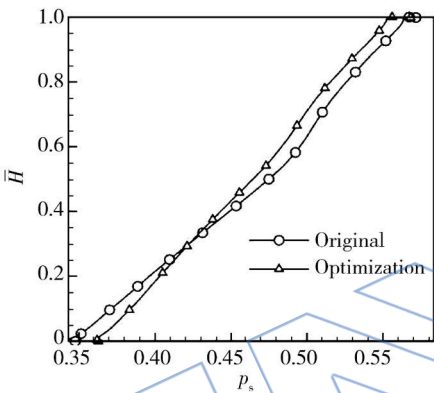


图 18 间距平均压力沿叶高分布

Fig. 18 Distributions of pitchwise averaged static pressure at exit along spanwise

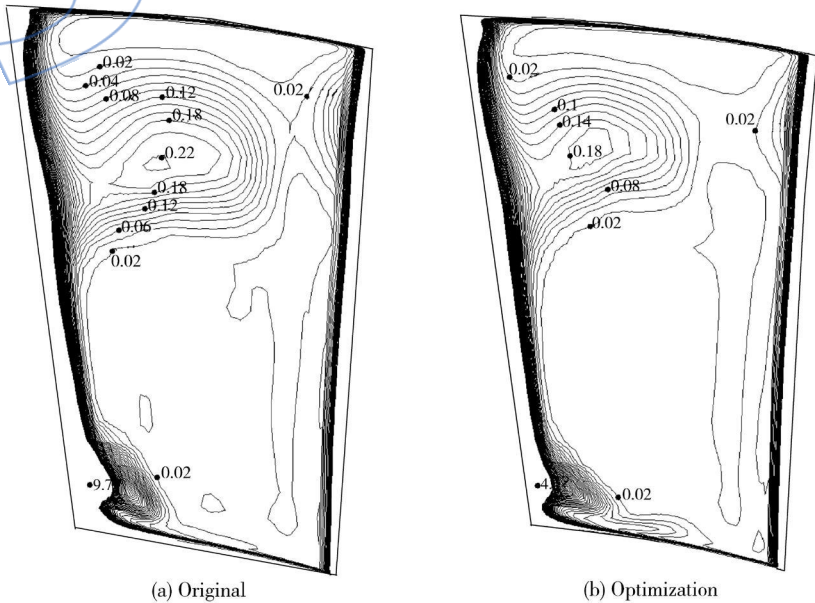


图 19 出口截面总压损失系数分布

Fig. 19 Contours of total pressure loss coefficient at exit

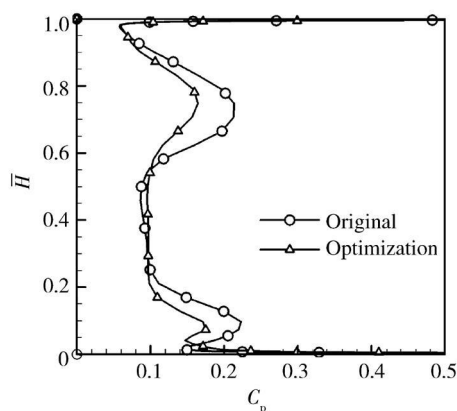


图20 间距平均总压损失系数沿叶高分布

Fig. 20 Distributions of pitchwise averaged total pressure loss coefficient at exit along spanwise

分离流动,所以减小了吸力侧中部损失的范围,但因中部载荷得到明显增加,叶型损失将会得到增加^[12],综合表现为改型的中部损失大小得到少许的增加。

3 结 论

通过上述分析可以得出如下结论:

1) 优化改型对来流流体流量进行更加合理的径向调整,使中部流量和顶部流量增加,从而根部载荷下降、中部和顶部载荷增加,减弱了顶部马蹄涡,以致减弱了顶部上通道涡的前期发展;栅内流道中部和压力侧的流动减弱了上通道涡的后期发展。

2) 优化改型使出口中下部马赫数明显降低,能有效的减少此处激波和膨胀波引起的分离气泡产生;同时,能够有效的减小吸力侧斜切区的径向压差,此处分离的径向窜流得到减弱。

3) 上述结论说明:改型通过控制顶部二次流发展,能够有效的降低顶部流动损失;通过改善吸力侧斜切区的分离和径向流动,也能够有效的降低根部流动损失。

4) 在此类涡轮的优化设计中,采用优先优化根部型线,能够非常有效的减小顶部和根部流动损失。

参考文献:

[1] Norris G, Dominy R G. Diffusion rate influences on inter-turbine diffusers[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Journal of Power and Energy, 1997, 211(3): 235-242.

[2] Norris G, Dominy R G, Smith A D. Strut influences within a diffusing annular S-shaped duct[R]. ASME Paper 98-GT-425, 1998.

[3] Howell R J, Ramesh O N, Hodson H P. High lift and aft

loaded profiles for low pressure turbines[R]. ASME 2000-GT-261, 2000.

- [4] 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 Hongfei, HUANG Hongyan, HAN Wanjin. Meridional passage contour of a large meridional expansion turbine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(4): 439-445. (in Chinese)
- [5] 唐洪飞, 颜培刚, 黄洪雁, 等. 大子午扩张涡轮的分离控制[J]. 航空学报, 2009, 30(5): 825-831.
- TANG Hongfei, YAN Peigang, HUANG Hongyan, et al. Flow separation and control in large meridional expansion turbine[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2009, 30(4): 825-831. (in Chinese)
- [6] 徐大懋. 先进控制流透平设计的展望[J]. 长沙理工大学学报(自然科学版), 2006, 3(3): 20-26.
- XU Damao. A view of design on advanced control flow of turbine[J]. Journal of Changsha University of Science and Technology(Natural Science), 2006, 3(3): 20-26. (in Chinese)
- [7] 吴猛, 王松涛, 王仲奇, 等. 子午扩张对涡轮内旋涡结构影响的数值模拟[J]. 航空动力学报, 2000, 15(4): 353-356.
- WU Meng, WANG Songtao, WANG Zhongqi, et al. Numerical simulation of meridional divergence on vortex structure in turbomachinery[J]. Journal of Aerospace Power, 2000, 15(4): 353-356. (in Chinese)
- [8] Toyotaka S, Anima T, Olhofer M. A study of advanced high loaded transonic turbine airfoils[R]. ASME Paper GT 2004-53773, 2004.
- [9] WANG H P, Olson S J, Goldstein R J, et al. Flow visualization in a linear turbine cascade in high performance turbine blades[J]. Journal of Turbomachinery, 1997, 119: F8.
- [10] 安柏涛, 韩万金, 芦文才, 等. 子午扩压对环形叶栅流道内旋涡发生和发展的影响[J]. 航空动力学报, 2000, 15(4): 361-365.
- AN Baitao, HAN Wanjin, LU Wencai, et al. Effects of meridional divergence on vortex evolution in annular cascades[J]. Journal of Aerospace Power, 2000, 15(4): 361-365. (in Chinese)
- [11] 安柏涛, 韩万金, 王松涛, 等. 涡轮低压导向器优化前后气动性能对比实验研究[J]. 航空动力学报, 2004, 19(1): 101-107.
- AN Baitao, HAN Wanjin, WANG Songtao, et al. Comparison of turbine low pressure guide vane before and after optimization[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(1): 101-107. (in Chinese)
- [12] 周迅, 韩万金. 后加载型叶栅的三维压力场及其对损失发展的影响[J]. 推进技术, 2003, 24(6): 537-542.
- ZHOU Xun, HAN Wanjin. Three dimensional pressure distribution of cascades with aft loading profile and the influence of loss development[J]. Journal of Propulsion Technology, 2003, 24(6): 537-542. (in Chinese)