

文章编号: 1000-8055(2004) 01-0094-07

几何参数对涡轮低压导向器变工况性能的影响

安柏涛¹, 韩万今², 王松涛², 王仲奇²

(1. 中国科学院工程热物理研究所, 北京 100080;

2. 哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 黑龙江 哈尔滨 150001)

摘要: 在低速风洞上, 对某型弹用涡扇发动机涡轮低压导向器原型和改型进行了变工况条件下的详细流场测量。与原型低压导向器相比, 改型低压导向器多种几何参数发生了改变, 主要包括采用优化的子午型线、正弯叶片、后部加载叶型以及前缘负冲角设计等, 因此二者的冲角特性有较大差异。实验分别对两种导向器叶栅测量了 3 种工况条件, 分别为正冲角工况、设计工况和负冲角工况, 并对结果进行了对比分析。实验结果显示: 改型不仅在设计工况下能量损失较小, 而且具有较好的攻角适应性, 表现为在所测工况范围内叶栅出口总压损失随工况的变化幅度很小, 而原型出口损失则对冲角敏感, 损失变化幅度相对较大。

关键词: 航空、航天推进系统; 变工况; 后加载叶型; 弯叶片; 端壁型线; 实验研究

中图分类号: V 231. 3

文献标识码: A

Effects of Geometry Parameters on Incidence Characteristics of Turbine Low Pressure Guide Vane

AN Bai-tao¹, HAN Wan-jin², WANG Song-tao², WANG Zhong-qi²

(1. Chinese Academy of Sciences, Beijing 100080, China;

2. Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: Experimental measurements were performed in a low speed wind tunnel for both original and modified turbine LGV's which are used in turbofan engines under different operating conditions. Compared with the original design, the modified design changed many geometry parameters, including adopted optimizing meridional endwall profile, positively curved blade, aft-loading airfoil and negative incidence angle at the leading edge, so the incidence characteristics of these two designs differ significantly. The two LGV's were measured at three operating conditions, i. e. positive incidence, design and negative incidence operating conditions. Results show that the modified design not only has smaller energy loss, but also has better incidence angle adjustability, which means that with the change of operating conditions total pressure loss alters smaller in the range of three operating conditions. Exit loss of the original design is sensitive to the incidence angle and varies greatly.

Key words: aerospace propulsion system; off-design operating condition;

aft-loading airfoil; curved blade; endwall profile; experimental investigation

收稿日期: 2003- 03- 04; 修订日期: 2003- 05- 21

基金项目: 国家 973 资助项目(G1999022309)

作者简介: 安柏涛(1969-), 男, 吉林长春人, 中国科学院工程热物理研究所博士后, 主要从事冷气掺混及叶栅气体力学研究。

涡轮是弹用涡扇发动机中的动力部件, 它发出的功率用于带动压气机和产生推力, 气动性能的好坏, 亦即流动效率的高低, 关系到导弹的推重比、油耗率等重要指标。对于巡航导弹发动机来说, 不仅要求在设计工况下导向器要具有良好的气动性能, 变工况性能也是十分重要的指标。众所周知, 由于对导弹高机动性要求, 发动机要经常变换运行状态, 涡轮进口参数也将随时变化, 因此对变工况性能的要求也相应提高。

本文改型低压导向器是在原型基础上经过改变多种几何参数设计得到的, 几何参数变化主要包括: 上端壁型线设计、正弯叶片和后加载叶型等。改型在设计工况下气动性能提高明显^[1], 而对变工况来说, 正弯叶片和后加载叶型能够改善变工况性能早已得到了证实^[2~4], 但经过优化的机匣段上端壁等速度梯度曲线的变工况特性还有待验证。此外, 由于所研究涡轮导向器子午流道具有大的扩张角, 导向器叶栅进口存在较大分离区^[5], 弯叶片和后加载叶型在此类导向器叶栅中的变工况特性也可能有别于一般进口边界层。本文主要内容就是考察在此类涡轮结构中端壁型线、正弯叶片和后加载叶型对变工况性能所造成的影响以及两种导向器的总体性能对比, 对此类导向器的设计及正弯叶片和后加载叶型的应用提供依据。

1 实验模型及方法

实验模型为原型和改型两种。两种导向器包括子午面在内有如下区别: 一是上端壁子午型线不同, 改型采用文献[6]推荐的最佳曲线即等速度梯度过渡曲线; 二是原型为直叶片, 改型为正弯叶片(顶部弯曲8°根部20°); 三是原型为均匀加载叶型, 改型为后部加载叶型; 四是改型具有前缘负冲角设计; 五是改型去掉了原型叶片的掠设计而改为轴向弦长沿叶高相同。两种导向器具体几何与气动参数见文献[1]。实验在哈尔滨工业大学低速扇形叶栅风洞进行, 实验气流参数及数据处理公式见文献[1], 测量采用5孔球头探针, 综合实验误差为压力0.4%、速度为0.8%、气流角为0.25°。

低压导向器变工况测量的方法是: 在高压级动叶位置(距实验叶栅约 $X/B = -3.5$)安装一排可调导叶。可调导叶采用对称叶型(图2), 并设计成几何出气角可调整, 即尾部相对于设计位置可转动, 如图1所示。导叶尾部可转动范围是最大±30°。实际测量所用工况为导叶尾部相对于未转动

位置转过0和±20°共3个工况。可调导叶几何出气角沿叶高方向的分布依照数值计算所得动叶出口气流角沿叶高分布而定, 表示在图3。图4为可调导叶实验段照片。纵剖图及测量站布置如图5。

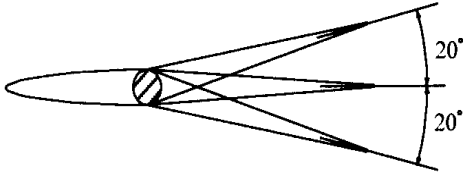


图1 可调导叶示意图

Fig. 1 Adjustable front guide blade

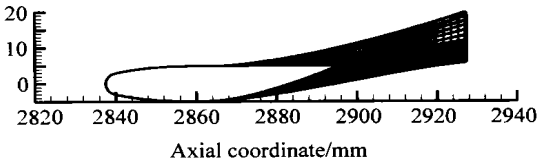


图2 可调导叶叶型

Fig. 2 Profile of adjustable front guide blade

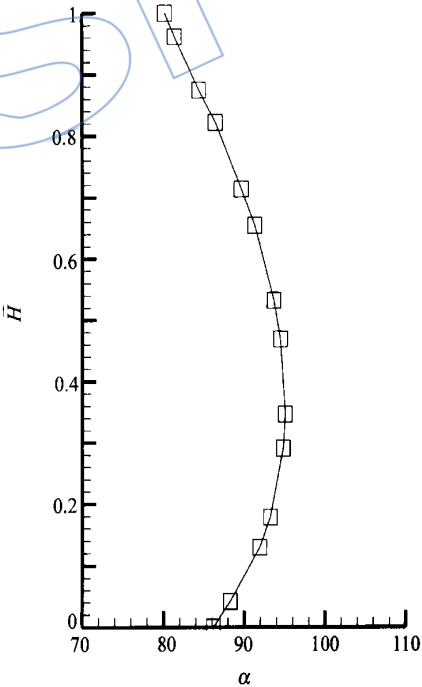


图3 可调导叶几何出气角沿叶高分布

Fig. 3 Distribution of outlet angle along adjustable guide blade

图6(a)为实验测得导叶尾部对应三个可调位置时出口气流角沿叶高分布。如果将可调导叶对应“0”位置的几何出气角沿叶高平均值作为设计工况几何出气角的话, 实际测得3个可调位置导叶出口气流角沿叶高分布平均值与其相减, 则

导叶出口平均出气角分别为: 1.4° 、 $+22.1^{\circ}$ 和 -23.8° 。有一点值得注意的是, 由于改型叶栅设计本身具有一定的前缘负冲角, 当导叶出口气流角一定时, 两导向器叶栅对应的实际进口冲角是不同的, 对应 3 种导叶出口角时, 改型叶栅的进口气流角均比原型小。但由于导叶出口角对两种低压导向器来说是相同的, 所以两导向器在导叶出口

的 0° 、 -20° 以及 $+20^{\circ}$ 三个位置实际对应的是相同工况, 以下的比较分析也都是指相同工况下的比较。



图 4 可调导叶实验段照片

Fig.4 Photo of adjustable guide blade test section

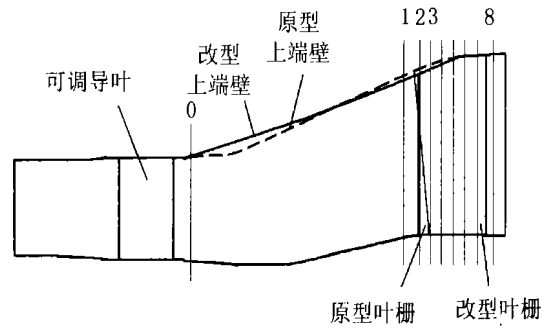
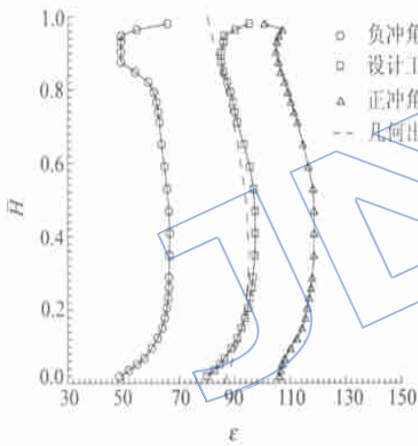
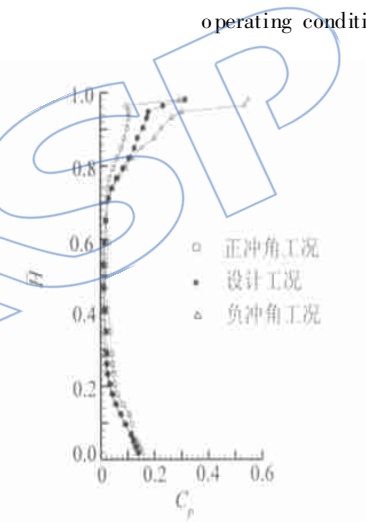


图 5 低压导向器原型、改型变工况测量纵图剖图及测量站位置示意图

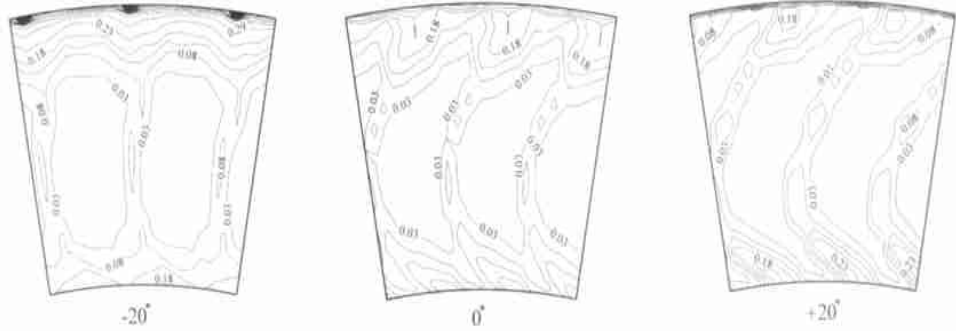
Fig.5 Merodinol passage and massurment planes of two low pressure guide vane at different operating condition



(a) 导叶出口实际气流角



(b) 节距平均导叶出口总压损失沿叶高分布



(c) 导叶出口当地总压损失等值线

图 6 三个工况下导叶出口流动特性

Fig.6 Flow filed characteristics of front guide vane under three operating conditions

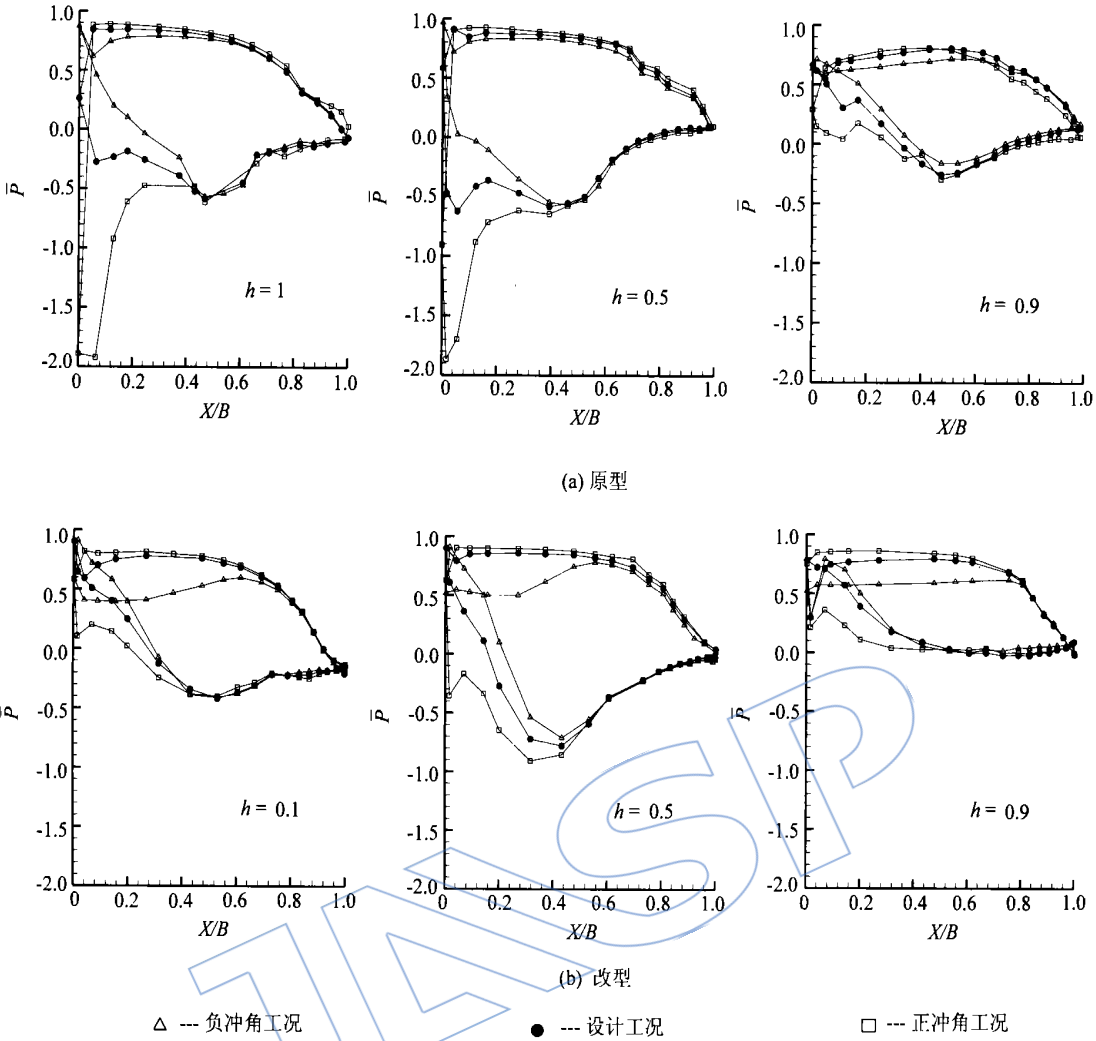


图 7 静压沿叶型的分布

Fig. 7 Static pressure distribution along blade profile at different height

2 实验结果

2.1 导叶出口流动

由于导叶几何出气角沿叶高是变化的, 通过比较图 6 中 3 个工况下导叶出口流动特性不难看出, 对应正、负冲角工况导叶出口流场中尾迹、上下边界层形状及损失分布沿叶高及周向的变化并不一致, 但如以设计工况为基准来对比则基本是对称的(图 6(c)), 即负冲角工况的上、下端壁边界层增厚, 尾迹区变直, 两端壁边界层的扭曲不严重, 而正冲角工况则相反, 不仅尾迹区的弯度加大, 而且上、下端壁边界层局部变得很薄, 表现出沿周向的严重不均匀, 两端的低能流体减少, 而中部稍增加。

不同工况导叶出口流场中, 导叶出口流动状态特别是两个端部区的流动对下一列叶栅—低压

导向器叶栅中的流动有很大影响^[7], 并直接关系到通道涡强度、尺度及位置等变化以及损失沿叶高的分布。随着工况的改变, 这种影响对原型和改型尤其是上端壁处的流动影响不可忽略, 即导叶出口流动在经过扩张型中间机匣过渡段后, 在两种导向器进口表现出不同的状态, 并进而扩展到栅内及叶栅出口。此外, 气流在 3 个工况下流经导叶的损失及分布是不同的, 这一点图 6(b, c)中看得很清楚, 负冲角时顶部损失大但中部稍小, 而正冲角则相反。虽然导叶出口两端损失有差别但总损失差值并不大, 且总的流动损失均较低, 故导叶损失值对后排叶列影响不大, 而有重要影响的是低能流体的分布。

2.2 叶片表面静压

图 7 为原型和改型各自在不同工况下叶栅流道内叶片表面静压的变化对比。静压测量是将叶

片沿高度方向均分为 10 份,共 9 排测压孔, $H = 0.1, 0.5$ 和 0.9 分别为根、中和顶部。

原型: 在 3 个工况下原型压力面静压的变化不明显。只在 $0^\circ > 20^\circ$ 轴向弦长内静压有改变, 相对于设计工况(平均冲角 1.4°): 一是正冲角工况时叶片前缘点(仅此一个测点)压力急剧下降, 为相当大的负值, 这是由于正冲角较大时前缘的鞍点分离向跨叶片流道的中部移动, 气流在流过叶片前缘点时受鞍点分离的影响其方向与测压孔相背而造成极大负压; 二是负冲角工况时压力面前部压力有少许降低, 压力面的流动不完全在顺压梯度作用下, 有一小段扩压区。

3 个工况下原型吸力面静压在喉部以后扩压段几乎不变, 但在扩压段之前流道的前半部分压力值的波动幅度相当大。与设计工况比较, 负冲角工况吸力面前部静压有较大提高, 沿流向皆为顺压梯度, 消除了设计工况吸力面进口段的局部扩压区, 吸力面流动较设计工况有改善, 横向压力梯度也是下降的。相反正冲角工况时吸力面进口段静压则大幅下降, 受其影响整个吸力面沿流向几乎不存在顺压流动而皆为扩压流动区, 流动严重恶化, 且流道前半部的横向压力梯度比设计工况提高了近一倍多, 横向二次流动也急剧增强。

改型: 改型在 3 个工况下吸力面静压的变化与原型具有相同规律, 但在变化程度上远小于原型。在负冲角工况下, 吸力面前部的静压较设计工况也有提高, 但提高幅度并不大, 接近设计工况的流动特点, 即吸力面前部流动皆为顺压流动。在正冲角工况下, 吸力面流动仍然比较稳定, 仅在下半叶展前缘附近($0 \sim 5\%$ 轴向弦长)增加了一小段扩压区, 但扩压度也很小, 流道前半部的流动大部分范围内仍在顺压梯度作用下。沿整个叶高范围, 喉部以后扩压段的静压几乎不随冲角而改变, 这一点与原型是相同的。但在正冲角下吸力面的流动较原型明显改善。

在正冲角工况, 改型前缘点压力值同原型一样也有较大程度降低, 但其下降值远比原型小。除前缘点外, 改型压力面前缘附近的静压相比设计工况有微小的提高, 考虑到改型本身具有的前缘负冲角设计, 大的正冲角恰好消除了设计工况原有的压力面进口段的微弱扩压, 使整个压力面的流动皆在顺压梯度作用下, 压力面的流动较设计工况有改善。而负冲角工况情况则截然相反, 因为来流的负冲角与改型设计本身具有的前缘几何负冲角相加接近 -40° ; 压力面由前缘点开始至中后

部(约 70% 轴向弦长处)范围内静压比设计工况均有大幅降低, 压力面大部分范围内的流动为扩压流动, 同时进口段(约 20% 轴向弦长范围内)横向压力梯度甚至为负值, 压力面上有分离现象发生。

二者对比: 对比原型和改型两导向器叶片表面静压随工况的变化可以得出如下结论: 在 3 个工况下, 原型和改型吸力面后部扩压区以及压力面后部降压段内静压值基本不变, 叶片负荷在流道后部基本和进口冲角无关, 说明工况的变化对两种导向器叶栅气动性能的影响主要集中在流道的前半部分。此外, 改型静压在工况改变时变化幅度都比原型小, 无论在正冲角工况还是在负冲角工况下, 吸力面的流动都较原型有所改善, 但压力面在负冲角工况时流动有恶化趋势, 这与改型前缘具有较大设计负冲角有关。

由图 7 还可以看出一个重要现象, 在 3 个工况下, 改型叶栅流道前部横向压力梯度都小于原型叶栅, 其中负冲角工况时此差距相对较小而正冲角工况时为最大, 正冲角工况进口段压力面和吸力面的横向压差原型比改型大 1 倍左右, 这是因为改型采用了后部加载叶型, 这也是改型气动特性较好的一个主要原因。

2.3 总压损失沿叶高分布

叶栅进口: 与设计工况比较, 正冲角工况原型和改型总压损失沿叶高分布有两个共同点(图 8(a)), 一是中部区损失增长都相当剧烈, 主要是由于较大的正冲角使吸力面对应较大扩压度(图 7), 此外流向逆压梯度加大也是原因之一。二是两端区尤其是顶部损失均比设计工况有降低, 这符合导叶出口流动的性质(图 6(c))。而负冲角工况原型和改型上端壁进口流动有所不同。由导叶出口流动看, 负冲角工况导叶出口上端壁边界层厚度最厚, 按此推论, 在两导向器进口, 上端壁边界层应符合这一规律。但从图 8(a)看, 改型的进口流动符合, 但原型不符合, 这说明从导叶出口至栅前这一机匣段上端壁的流动两导向器存在较大不同。由于改型采用了等速度梯度曲线, 改型上端壁的分离较弱, 这使得改型得以在机匣段上端壁保持不同工况导叶出口的流动形态至栅前而变化不大, 而原型上端壁型线对分离的控制不如改型, 气流易在此分离并形成较大的分离涡, 流动状态也发生了改变。

此外重要的一点是, 栅前测量面 1, 3 个工况下改型进口上端壁附近的总压损失系数均小于原

型。由于两导向器导叶出口流动是相同的,说明气体在导叶出口至栅前这一段的上端壁流动中,在 3 个工况下改型的气动性能分别优于原型,甚至改型在上述 3 个工况下顶部区的最大损失值小于原型的最小损失值。这说明改型上端壁型线在不同工况下均大幅度减小进口能量损失。

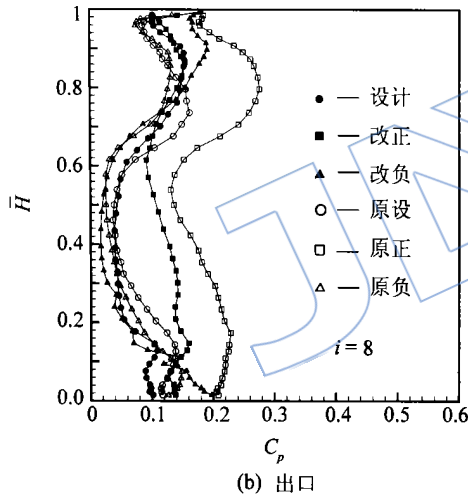
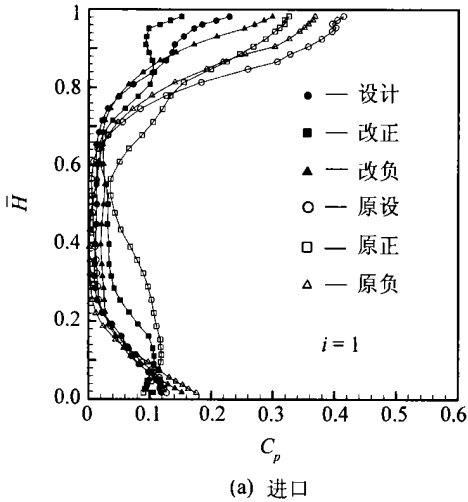


图 8 3 个工况下节距平均总压损失系数沿叶高分布
Fig. 8 Pitchwise averaged total pressure loss coefficient distribution along blade height under three operating conditions

叶栅出口:实验测得设计工况改型总损失为 9.11%,原型为 10.29%,改型较原型相对减少损失 11.5%。在正冲角工况两者上半叶展损失差进一步拉大,整个上半叶展,原型对应的损失值平均高出改型近 1 倍左右。正冲角工况下两导向器损失差如此之大应有两点主要原因。第一,进口流动本身的损失差,主要是已经多次证明的上端壁型线不同所导致,表现为两导向器在进口前的测量面 1 叶顶区存在的损失差值。第二,二者流道内压

力场主要是横向压力梯度的显著差别所致。在图 7 中,在流道前部进口段,原型顶部横向压力梯度非常大,两导向器顶部横向压差与设计工况相比又有很大增加,必然导致原型顶部横向二次流动的进一步增强。相反,改型在这一区段二次流动的强度低得多。此外,原型吸力面严重的扩压也将引起大范围流动分离。上述两点共同增加原型上通道涡的强度,与设计工况比较,正冲角工况原型沿整个叶高的总压损失成倍增长。

负冲角工况出口截面改型两端部损失均大于原型。其中主要原因是改型流道中横向压力梯度很小。从二者栅前流动看,进口顶部区损失改型较小,但由于流道内横向二次流动弱,上端壁边界层向下游发展过程中,压力边流体向吸力边的传输很弱,始终保持边界层形状,由于流道中后部流向逆压梯度增强,这一边界层逐渐增厚总压损失也逐渐增大,从图 8 看,改型直至出口下通道涡也未形成,上通道涡虽形成,但也处于大范围高损失边界层的包围中,两端损失主要表现为边界层内的摩擦损失,而不是通道涡所引起的旋涡损失。

2.4 出口气流角沿叶高分布

从图 9 出口气流角沿叶高分布可见,改型在 3 个工况下中部气流折转角均比原型高,由于原型上通道涡较强,在 3 个工况下上通道涡对应位置气流折转角差值均为 8°左右。改型根部的气流折转角稍低,根部最大差值约为 5°。以

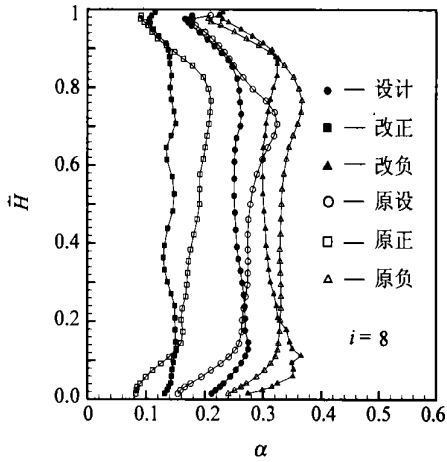


图 9 两种导向器不同工况下节距平均出口气流角沿叶高分布
Fig. 9 Pitchwise averaged exit yaw angle distribution along blade height under different operating conditions of two low pressure

上说明改型中部区叶片负荷大于原型而端部相对

较小,这与改型叶片的正弯相符。

此外,改型在 3 个工况下出口气流角沿叶高分布都比原型要均匀,出口角沿叶高差值都比原型小。可预测改型动叶的冲角损失要比原型降低。

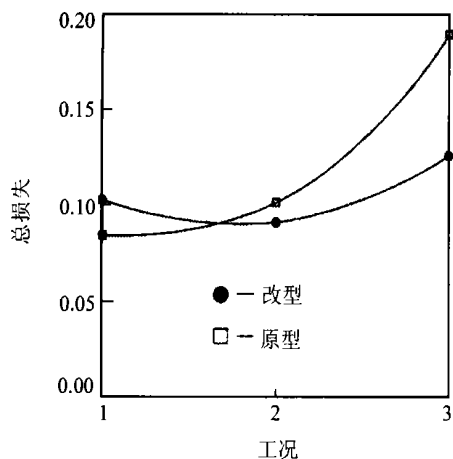


图 10 出口总损失随工况变化

Fig. 10 Comparison of operating conditions and exit total loss

2.5 总流动损失随工况的变化

图 10 中给出了在所测 3 个工况下原型和改型出口截面质量平均的全总压损失的大小。不难看出,改型虽在负冲角工况损失值比原型有所增加,但设计工况和正冲角工况都比原型低,且设计工况损失值最小,设计点的选择较合理。此外,改型对应 3 个工况的总损失值变化不大,损失最小的是设计工况的 9.11%,损失最大的是正冲角工况的 12.62%,二者差值 3.51%。而原型损失最小的是负冲角工况其值为 8.43%,最大为正冲角工况 18.94%,二者差值为 10.51%。这一结果说明,原型在不同工况下叶栅气动性能的变化相当大,而改型则具有非常良好的变工况性能。

3 结 论

(1) 改型低压导向器叶栅的变工况性能优于

原型。改型由负冲角工况向正冲角工况变化时总损失的变化并不大,最大与最小损失差仅 3.51%,而原型在这一工况范围损失变化较剧烈,差值为 10.51%。

(2) 设计工况和正冲角工况下改型出口总压损失小于原型,负冲角工况时原型损失较小,改型设计点选择较合理。

(3) 在所测工况范围内,改型进口上端壁流动都优于原型,说明机匣上端壁型线设计在工况变化时减小损失的作用仍然是显著的。

(4) 后加载叶型是改型变工况性能优于原型的另一主要原因所在,表现在不同工况下叶片表面静压的变化远比原型弱。

参考文献:

- [1] 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]. 2004, 19(1): 101- 107.
- [2] Hesketh J A, Tritthart H, Aubry P. Modernisation of Steam Turbines for Improved Performance [R]. Symposium on Steam Turbine and Generator, 1994, October: 12- 14.
- [3] Singh G, Walker P J, Haller B R. Development of Three-Dimensional Stage Viscous Time Marching Method for Optimisation of Short Height Stages [R]. VDI BERCHTE NR, 1995, 1185: 157- 181.
- [4] Wang zhongqi, Han wanjin. The Effect of Blade Curving on Flow Characteristics in Rectangular Turbine Stator Cascade with Different Incidence [R]. 1991, ASME Paper 91- GT- 60.
- [5] 安柏涛,韩万金,王仲奇. 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.
- [6] 安柏涛,韩万金,王松涛,等. 大扩张角子午流道型线对损失的影响[J]. 推进技术, 2001, 22(3): 211- 214.
- [7] 韩万金,顾中华,卢文才,等. 前置导叶对叶栅出口涡系的影响[J]. 航空动力学报, 2000, 15(3): 246- 250.