

文章编号: 1000-8055(2004) 01-0101-07

涡轮低压导向器优化前后气动性能 对比实验研究

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: 采用实验方法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详细的低速风洞实验。改型在原型基础上增加了多种优化措施。针对低压导向器进口前的中间机匣过渡段具有较大子午扩张角的结构特点, 改型采用了等速度梯度过渡曲线来改善机匣段的扩压流动。为了减少导向器叶栅内能量损失的增加, 改型采用了正弯叶片、后部加载叶型以及其它综合措施。实验结果表明, 改型低压导向器的气动性能显著提高, 出口总压损失比原型相对减少 14.7%, 出口气流角沿叶高分布较原型均匀。几种减少损失的方法得到了合理的匹配。

关键词: 航空、航天推进系统; 后部加载; 正弯叶片; 端壁型线; 实验研究

中图分类号: V 231. 3

文献标识码: A

Comparison of Turbine Low Pressure Guide Vane before and After Optimization

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: Detailed flow field measurements were conducted in a low speed wind tunnel for both original and modified LGV's which are used in turbofan engines. Optimizing approaches are introduced for the modified design. Considering the geometry feature of the transit duct before the LGV inlet that it has a large meridional diffusing angle, equal velocity gradient profile is employed in the modified design in order to control the separate flow. Moreover, the modified design employs positively curved blade, rear-loaded airfoil and other approaches to reduce the increase in energy loss. The results show that the aerodynamic performance of the modified design is improved significantly: the total pressure loss decreased by 14.7%; the exit flow angle along the blade height becomes more uniform than that of the original design. The methods which can reduce energy loss are reasonably conjugated.

Key words: aerospace propulsion system; rear-loaded; positive 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动力学研究。

现代弹用涡扇发动机的基本设计 requirements 是: 小尺寸、低重量、低成本、低油耗和运行可靠。为了减轻重量和保持较短的轴向尺寸, 在高、低压涡轮级之间普遍采用较短的中间机匣过渡段。由于低压级平均流道半径的提高, 机匣段的流动是扩压的, 尽管这一扩压流动有助于增加级效率^[1], 但由于流道面积的突然增大和局部流道表面曲率过大, 很容易产生流动分离。

对于如何控制机匣段的分离流动, 本文作者提出了机匣段上端壁采用等速度梯度曲线的方法, 数值计算结果证明是有效的^[2]。而为了进一步减少导向器叶栅内的流动损失, 在上端壁型线设计的基础上, 又数值计算了多种径向积叠线方案, 得出了正弯叶片能减少此类叶栅中的能量损失并和上端壁型线有较好的匹配作用的结果^[3]。

本文是针对某型涡扇发动机涡轮原低压导向器(原型)改型设计后(改型)的对比实验研究。改型除采用了上述两种方法外, 又引入了后部加载叶型及前缘负冲角设计等改进措施。本文全面对比了原型和改型低压导向器的气动性能。

1 实验模型与方法

1.1 实验模型

实验模型包括原型和改型两种。为满足插入式测量的要求, 实验模型尺寸放大为实际导向器尺寸的 5 倍。原形和改型的不同主要分为两个方

个是两种导向器叶片不同(图 3), 原型为直叶片, 改型为正弯叶片(弯曲角为根部 20°; 顶部 8°), 改

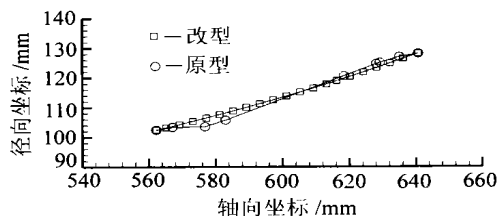


图 2 子午上端壁型线

Fig. 2 Profiles of meridional top endwall

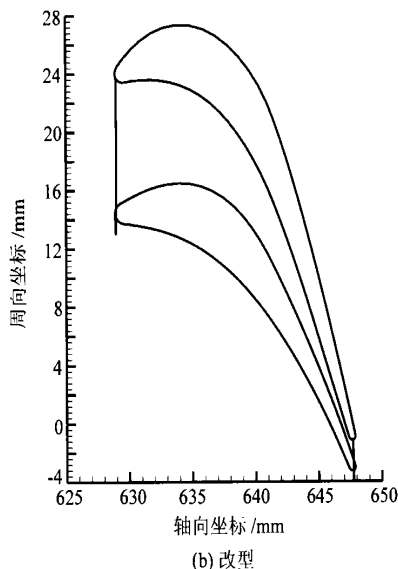
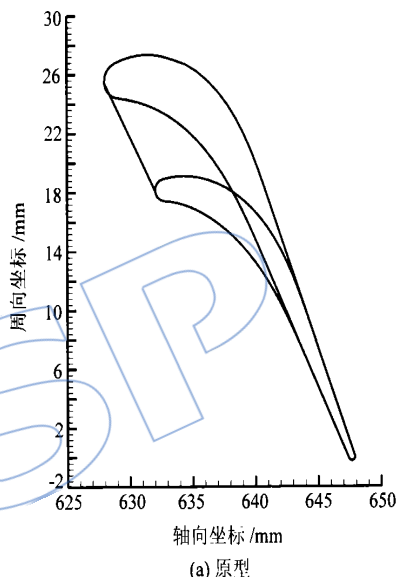


图 3 叶片型线

Fig. 3 Contour of blade

型采用后部加载叶型, 而原型为均匀加载叶型。此外, 改型更改了设计工况点, 改型具有负的前缘负

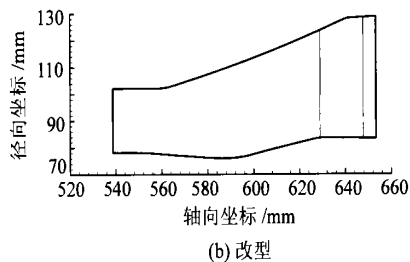
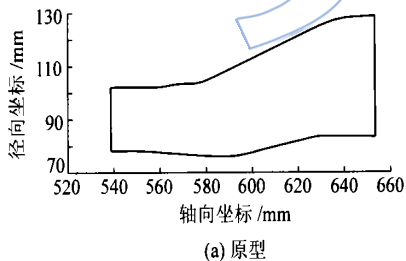


图 1 低压导向器子午面

Fig. 1 Meridional passage of low pressure guide vane

面, 一个是子午流道不同(图 1 和图 2), 改型采用了优化的子午外壁型线即等速度梯度曲线; 另一

冲角, 原型则为轴向进气。图 1~图 3 中坐标值均为放大 5 倍前。

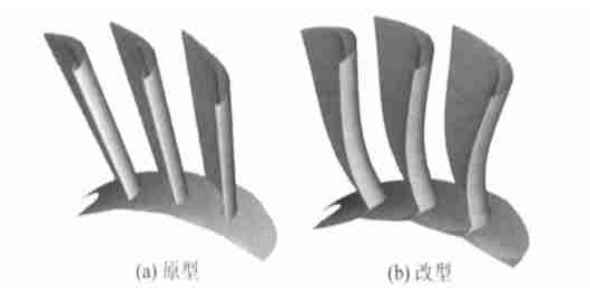


图 4 低压导向器叶栅模型

Fig. 4 Experiment cascade model of low pressure guide vane

原型的主要几何与气动参数如下, 叶高: $h=227\text{ mm}$; 外、中、内径: $D_t, D_m, D_h=1275, 1048, 821\text{ mm}$; 径高比: $D_m/h=4.62$; 轴向弦长: $B_t, B_m, B_h=99.28, 88.95, 78.63\text{ mm}$; 展弦比: $h/b_m=1.56$; 节距: $t_t, t_m, t_h=138.05, 113.47, 88.09\text{ mm}$; 叶片数: $N=29$; 几何进气角: $\alpha=90^\circ$ (从周向算起); 几何出气角: $\alpha_{lt}, \alpha_m, \alpha_{ht}=21^\circ, 22.5^\circ, 24^\circ$ 。改型与原型不同的几何与气动参数如下, 轴向弦长: $B_t, B_m, B_h=95\text{ mm}$; 展弦比: $h/b_m=1.52$; 几何进气角: $\alpha_{lt}, \alpha_m, \alpha_{ht}=75.1^\circ, 70.8^\circ, 79.5^\circ$ (从周向算起); 几何出气角: $\alpha_{lt}, \alpha_{lm}, \alpha_{ht}=16.4^\circ, 22^\circ, 23.4^\circ$ 。图 4 为两种导向器叶片示意图。

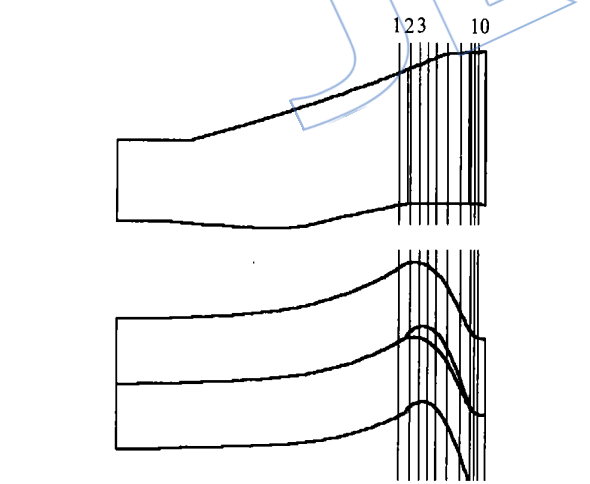


图 5 低压导向器改型纵剖图及测量站位置示意

Fig. 5 Merodinol passage and measurement planes of original design

1.2 实验方法

实验在哈尔滨工业大学热力发动机教研室扇形叶栅风洞上进行。实验测量全部采用 5 孔球型探针完成。实验模型的纵剖图与测量站设置表示

在图 5(两导向器测量面位置具有相同的相对轴向弦长 X/B , 故只给出改型)。原型和改型分别在栅前、内和后设置了 1, 6 和 3 共 10 个测量站。实验栅前总压 $P_0^*=5065\text{ Pa}$ (表压); 叶高中部马赫数 $Ma=0.268$, 雷诺数 $Re=4.9\times10^5$ 。总压损失系数定义为: $C_p=(P_0^*-P^*)/P_{e0}$ 。其中: P_0^* 为栅前总压, P^* 为测点总压, P_{e0} 为栅前气流的动压。

2 结果分析

2.1 栅前流动

对比原型和改型两方案, 原型上端壁处高损失区面积明显大于改型, 如图 6 所示。由于改型机匣段上端壁采用了比较合理的扩张型线设计, 改型在上端壁机匣扩张段的分离区较小, 使得进口边界层厚度较原型薄, 原型顶部高损失区范围大于改型近一倍。从图 7 中 $i=1$ 看到, 改型节距平均总压损失值在上半叶展全部小于原型。

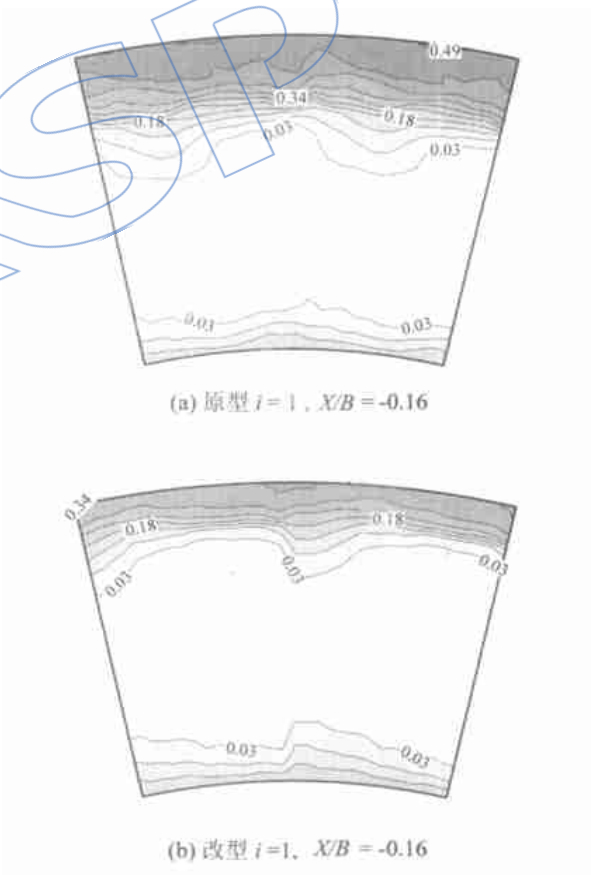


图 6 栅前测量面当地总压损失系数等值线

Fig. 6 Local total pressure loss coefficient contours at inlet measurement planes

2.2 栅内流动

原型和改型 2~4 横截面的流动过程沿袭了

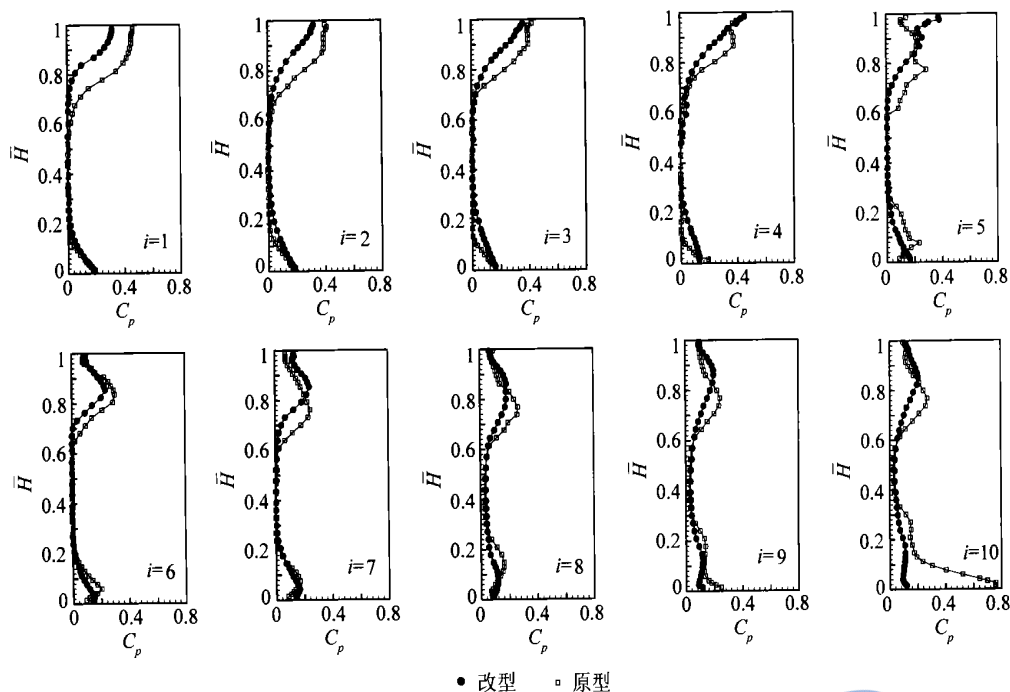


图 7 节距平均总压损失系数沿叶高的分布

Fig. 7 Pitchwise averaged total pressure loss coefficient distribution along blade height

各自进口流动的不同并有所发展,这段流动上、下马蹄涡虽已形成,但由于其尺度相对于各自边界层厚度仍较小,所以在节距平均的损失分布上看,上、下端壁附近均体现为边界层损失,即损失分布沿叶高呈“C”型,如图 7。原型在测量面 5,改型在测量面 6 以后,都出现以上、下通道涡为核心的损失模式,即损失分布呈现了反“ε”型。此外,由于内壁收敛而外壁扩张,上半叶展的总压损失始终远高于下半叶展,以上是两种导向器栅内流动的共同特点。

进口流场相同的条件下,气流绕流叶栅形成的集中涡系与壁面静压分布密切相关^[5]。但本实验中的原型和改型导向器,由于改型中间机匣段上端壁采用了优化的型线,而原型未采用,故如栅前测量结果所表明,进口流动存在较大差异。此外,两导向器叶片几何参数以及积叠方式的不同,又造成整个叶栅流道内静压场的完全改变。可以说,影响马蹄涡生成、发展以至形成通道涡的几乎所有因素在两导向器中都存在显著差别,原型改型两导向器在涡系结构尤其是通道涡的形成和发展上必然有较大不同,并具体表现在通道涡的强度、尺度和位置上,进而影响损失分布及其它气动参数。要分析两导向器中涡系结构差异以及能量损失的增长情况,必须综合考虑各因素。

上半叶展。首先,上通道涡的形成是由前缘马

蹄涡两分支的合并而来,马蹄涡的强度尺度则取决于进口边界层厚度^[6]。对于本实验中原型改型两导向器来说,上端壁处聚集的低能流体是上通道涡的主要涡量源,在形成通道涡后,改型从上端壁获得的涡量较少,改型通道涡强度必然要小(对比图 8 中原型和改型 $i=6$)。其次,由于上端壁具有子午大扩张角,由分离产生的低能流体数量较多,马蹄涡两分支不能全部卷吸这些低能流体,致使其一部分驻留在上端壁附近,并在横向压力梯度作用下由压力侧向吸力侧迁移,因此横向压力梯度的作用显得突出,而改型采用后部加载叶型和前缘负冲角设计以后,流道前部横向压力梯度的减小是明显的(图 9)。其三,静压沿叶高分布。改型采用正弯叶片后,吸力面上静压沿叶高分布变化很大,叶片两端静压升高而中部降低,有利于端部低能流体向中部主流区的输运,并最终减少通道涡强度尺度,尤其是叶片表面静压分布对于低能流体沿叶片表面自叶顶向叶展中部的运动加强,有利于顶部分离区低能更多进入主流区。

下半叶展。下端壁由于受流道中后部增强的径向压力梯度作用,原型和改型的下通道涡均被压缩在吸力面壁角附近(图 8),边界层低能流体几乎全部被卷吸,由于下端壁进口条件两导向器基本相同,所以横向压力梯度对损失大小起决定作用,因为横向压力梯度大小决定了边界层低能

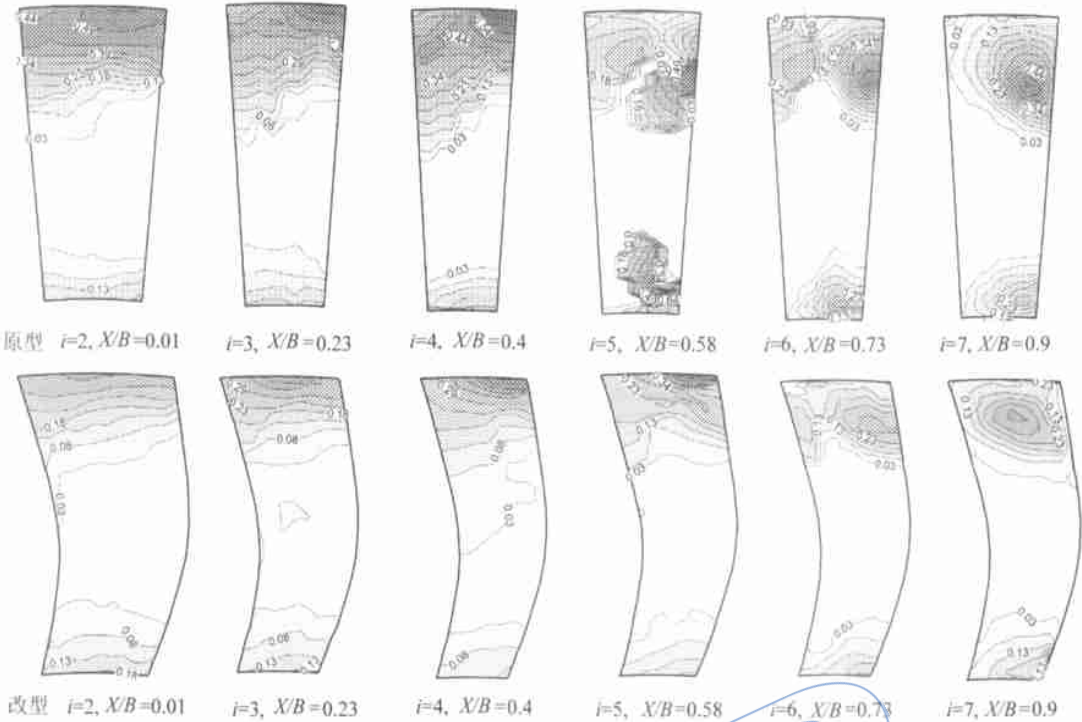


图 8 栅内各测量面当地总压损失系数等值线分布

Fig. 8 Local total pressure loss coefficient contours at measurement planes within cascade

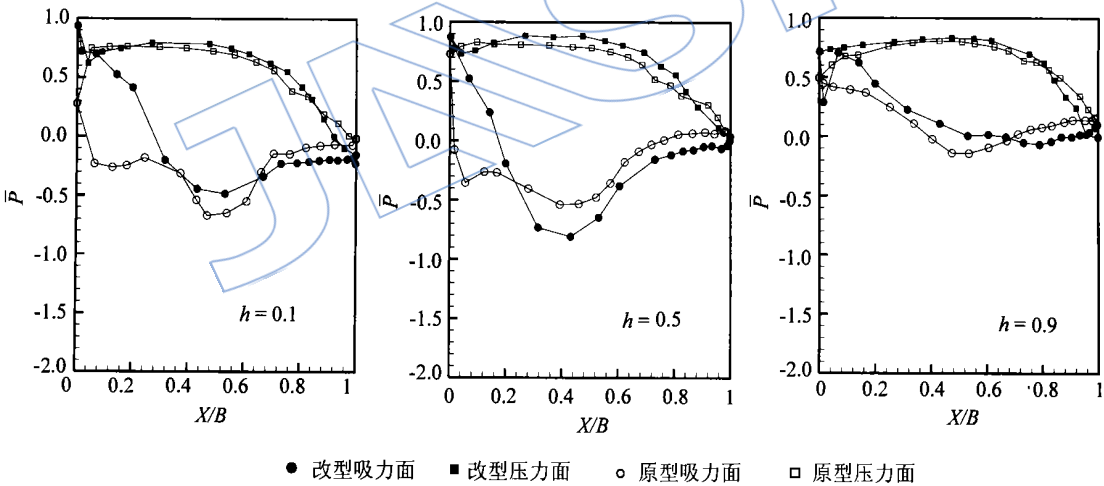


图 9 不同叶高静压沿叶型的分布

Fig. 9 Static pressure distribution along blade profile at different height

流体在吸力面壁角聚集的数量,而改型采用的后部加载叶型对减少流道内横向压力梯度贡献最大,前缘负冲角和叶片正弯也有一定作用。从下半叶展的损失分布(图 7)来看,原型下端壁损失的增长也较改型快。前面提到,原型叶片根部轴向弦长比改型小,因此原型前缘鞍点分离的位置较改型靠后,因此在测量面 2~4 根部损失稍低于改型,但进入流道以后横向压力梯度迅速增强,横向二次流也随之急剧加大,在测量面 4 紧贴下端壁

处测点的总压损失值已经高于改型,在测量面 5,随着下通道涡的形成,总压损失开始全面超过改型。在测量面 6~7,由于改型下通道涡也已形成,改型总压损失有所增长,但仍小于原型。

2.3 栅后流动

栅后流动有两个重要参数值得讨论。一个是出口的总压损失,它体现整个低压导向器的流动效率高低;另一个是出口气流角,它影响负荷沿叶高分布及下一列动叶的进口流动状态,关系级效

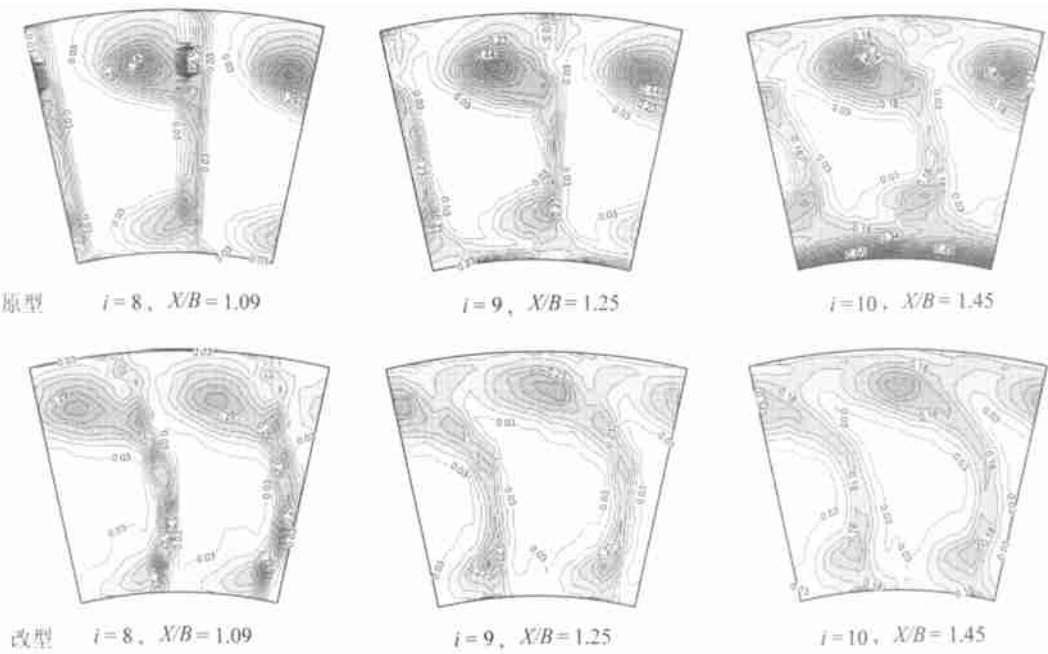


图 10 出口测量面当地总压损失系数等值线分布
Fig. 10 Local total pressure loss coefficient contours at exit measurement planes

率。对比原型和改型这两个参数,能够详细了解两种导向器的总体性能。

2. 3. 1 出口损失

实验测得两导向器出口第一站(图 7 中 $i=8$)整个截面的平均总压损失:改型为 9.61%,原型为 11.27%,改型较原型减少损失 14.7%(相对值),改型的流动效率显著提高。

由图 7 中 $i=8\sim 10$ 和图 10 看到,原型在两端部损失均高于改型。在顶部,原型上通道涡影响范围比改型大。在根部,截面 8~10 原型轮毂边界层的增厚相当迅速,总压损失也相应急剧升高。至截面 10,根部高损失边界层的厚度达到了 10% 叶高以上,最大总压损失系数接近 80%。相比改型根部损失值增加的并不大。改型根部损失增长缓慢以及中部损失稍高于原型都是叶片正弯的结果,不过中部损失的增加值非常有限,总体上改型损失较小。

2. 3. 2 出口气流角

图 11 中,改型整个上半叶展的设计叶片负荷大于原型,顶部几何出气角相差约 50。从实验测得出口 3 个截面的结果看,两导向器皆在两端的过偏转表明两端负荷均高于中部区,其中原型在根部的过偏转相当大,高出改型 10 左右。改型除根部小范围叶高(小于 20% 叶高)内折转角小于原型以及顶部区(80% 叶高以上)折转角基本相当外,整个中部区气流实际折转角均高于原型 2~

5°,说明中部区做功增加,这一点也与改型叶片的正弯相对应。

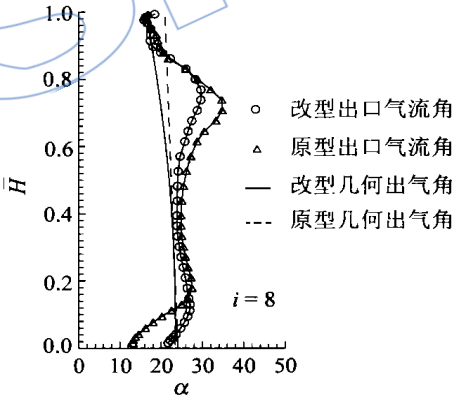


图 11 节距平均出口气流角沿叶高的分布
Fig. 11 Pitchwise averaged exit yaw angle distribution along blade height

此外,更重要的一点是,整个叶高范围内改型的出气角分布比原型要均匀,以测量面 8 为例,最大最小出气角之差约 15 左右,而原型为 30 左右,可预计改型低压级动叶进口流动会有所改善,并减少动叶冲角损失。

2. 4 各测量界面总损失沿轴向的发展

图 12 给出了两导向器各测量截面全总压损失沿轴向的发展情况。由图可见,从栅前至栅后,改型叶栅的总压损失始终低于原型叶栅,如果将由进口流动不同引起的总压损失差作为基准,

那么在 2~4 测量面差值有所减小, 5~7 测量面差值增大, 而在出口的 8~10 测量面差值进一步增大。两导向器全总压损失沿轴向的变化关系表

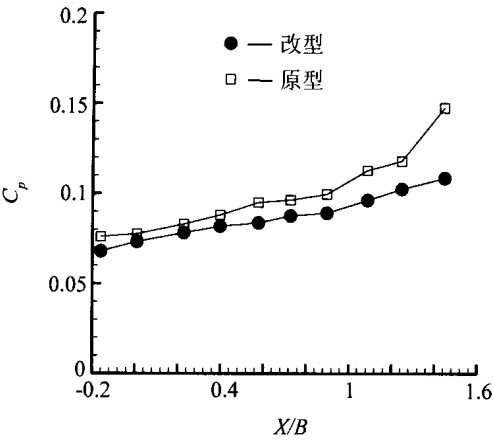


图 12 两种低压导向器总流动损失沿轴向的变化
Fig. 12 Overall flow loss variety along axial direction of two low pressure guide vane

明: 改型无论进口流动还是栅内及出口流动都优于原型。流动损失在改型导向器叶栅中的增长比原型要小, 改型叶栅的气动性能较好。

3 结 论

(1) 改型导向器叶栅的气动性能全面提高。不仅进口流动得到改善, 栅内和栅后流动也都优于原型。出口损失显著降低且出口气流角沿叶高分布较原型均匀。

(2) 改型损失减小的主要根源是机匣上端壁的优化型线设计。后加载叶型和前缘负冲角的作用是减少流道前部横向压力梯度, 对改善流动有利。叶片正弯的作用主要体现在流道前部进口段的“C”型压力分布, 有利于顶部分离区低能流体向中部主流区的输运, 在本实验子午流道大扩压度的情况下也是较合理的叶片积叠方式。

(3) 叶片正弯的另一作用是使出口气流角沿叶高均化, 两端负荷减少而中部负荷增加, 对减少出口掺混损失有利。

(4) 改型气动性能的提高是几种减少损失方法的综合作用, 而且几种方法的匹配合理。

参考文献:

[1] Moustapha S H, Williamson R G. Investigation of the Effect of Two Endwall Contours on the Performance of An Annular Nozzle Cascade[R]. AIAA/SAE/ASME/ASEE 21st Joint Propulsion Conference, AIAA- 85- 1218, 1985.

[2] 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, 2000, 22(3): 332- 335.

[3] 安柏涛, 韩万金, 王松涛, 等. 子午扩张流道中叶片积叠线形式对损失的影响[J]. 推进技术, 2002, 23(2): 100- 104.

[4] 王松涛. 叶轮机三维粘性流场数值方法与弯叶栅内涡系结构的研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2000.

[5] 宋彦萍, 王仲奇, 芦文才, 等. 在环形透平静叶栅中叶片的弯曲作用[J]. 工程热物理学报, 1999, 20(2): 181- 184.

[6] 韩万金, 吕红卫, 芦文才, 等. 进口边界层厚度对大转弯弯叶片损失的影响[J]. 工程热物理学报, 1994, 15(4): 384- 387.