

文章编号:1000-8055(2013)05-1019-10

低雷诺数高负荷低压涡轮叶型的气动设计

杨 林^{1,2}, 乔渭阳¹, 罗华玲¹, 母忠强¹, 侯伟涛¹

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072;

2. 中国航空工业集团 燃气涡轮研究院, 成都 610500)

摘 要: 采用平面叶栅实验和数值模拟研究了不同负荷分布设计以及基于二维展向凹槽处理的非光滑型面设计对高负荷低压涡轮叶型流动损失的影响规律. 研究表明: 在低雷诺数状态下前加载负荷分布设计对高负荷低压涡轮叶型的二维气动性能更有利; 二维展向凹槽处理的非光滑型面设计能够有效改善高负荷低压涡轮叶型在低雷诺数状态下的气动性能, 但同时可在一定程度上恶化叶型在高雷诺数状态下的气动性能; 基于二维展向凹槽处理的非光滑型面设计与后加载负荷分布设计的结合能够在更为宽广的雷诺数工况范围内改善叶型的气动性能.

关 键 词: 气动设计; 高负荷叶型; 低压涡轮; 低雷诺数; 平面叶栅实验; 数值模拟

中图分类号: V231

文献标志码: A

Aerodynamic design of highly-loaded blade in low-pressure turbine with low Reynolds number

YANG Lin^{1,2}, QIAO Wei-yang¹, LUO Hua-ling¹,MU Zhong-qiang¹, HOU Wei-tao¹

(1. School of Power and Energy,

Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Gas Turbine Establishment,

Aviation Industry Corporation of China, Chengdu 610500, China)

Abstract: Study was carried out using the combination of numerical simulation and cascade experiment to understand the effects on flow loss from loading distribution design and non-smooth profile design based on two-dimension span-wise groove combined with loading distribution design. Research shows that fore-loaded design is superior to aft-loaded design in two-dimension aerodynamic performance under low Reynolds number conditions; non-smooth profile design based on two-dimension span-wise groove can improve aerodynamic performance at low Reynolds number, and decrease it at high Reynolds number; non-smooth profile design based on two-dimension span-wise groove combined with aft-loaded design can improve aerodynamic performance in wider range of Reynolds number.

Key words: aerodynamic design; highly-loaded blade; low-pressure turbine; low Reynolds number; plane cascade experiment; numerical simulation

收稿日期: 2012-09-26

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130508.0949.201305.1019_009.html

作者简介: 杨林(1970—), 男, 四川三台人, 高级工程师, 博士生, 主要从事叶轮机械气动热力学研究.

E-mail: yanglin_cgte@163.com

20世纪50年代以来,为提高航空发动机的推进效率,涡扇发动机的涵道比不断提高,现役干线民航客机几乎无一例外地采用大涵道比涡扇发动机作为动力装置。提高涵道比(增大风扇直径)将增大高转速下风扇叶尖速度,导致风扇气动噪声增大和气动性能恶化。为了减小风扇的气动噪声和气动损失,必须降低风扇转速,这就意味着降低驱动风扇的低压转子的转速,结果导致低压涡轮的单级功输出减小。为了满足风扇的功需求,须增加低压涡轮的级数,相应地又增大了发动机的质量,因此减轻低压涡轮质量成为各大飞机制造公司必须面临的问题^[1-3]。

目前针对低压涡轮减轻质量的主要方法是采用高负荷叶片(工程上广泛采用 Zweifel 载荷系数来表征叶栅的气动负荷^[4])设计以减少低压涡轮单级叶片数目。但叶片数目减少、叶栅稠度降低可能会加剧吸力面扩散区内边界层流动分离和相应的流动损失。同时,对于大涵道比民用涡扇发动机,巡航状态下典型的低压涡轮叶片雷诺数范围处于较低水平(100 000~250 000),因此对低雷诺数条件下涡轮叶片表面流动损失控制研究成为研究的重点^[5-8]。目前比较统一的认识是低雷诺数条件下叶片表面流动损失的控制方法分为两大类:一是常规的调整叶型负荷分布,通过控制边界层发展、分离和转捩来控制损失;二是采用加强高能流体与低能流体之间动量交换的新颖的流动控制措施(在叶片负荷增大到一定程度后可能必须要采用),通过控制流动分离的尺度来控制损失,例如可以促进提前转捩^[9]的吸力面球窝处理,可以形成流向涡结构的吸力面凹槽处理等一些非光滑型面设计都可以加强动量交换,达到流动损失控制的目的^[10]。

基于以上认识,本文开展了高负荷低压涡轮叶型气动设计研究。首先,开展了负荷分布设计研究:设计了负荷水平相同,但具备不同负荷分布特征(前加载和后加载)的两种高负荷低压涡轮叶型,以新设计的叶型为对象,采用数值计算和叶栅实验相结合的方法揭示了负荷分布设计对高负荷低压涡轮叶型流动损失的影响规律;而后,对新设计叶型的吸力面施加了基于二维展向凹槽的非光滑设计,并对这种非光滑表面的设计效果进行了实验和数值相结合的验证性研究,获得了关于非光滑型面设计与负荷分布设计相结合的指导性结论。

1 数值计算和叶栅实验方法

本文采取数值计算和涡轮平面叶栅实验相结合的研究方法。数值计算方法采用了耦合 Langtry-Menter 转捩模型的雷诺平均数值方法和二维大涡模拟方法(为简便起见,下文分别称之为 RANST 和 2-D LES 方法)。其中 RANST 方法用来预测流动的时均特性,2-D LES 方法则用来预测分离、转捩流动等所包含的丰富的、连续的时空流场细节。RANST 方法采用的求解软件为 CFX 11.0,2-D LES 方法采用的求解软件为 FLUENT 6.3。本文中各涡轮叶栅算例采用相同的二维网格拓扑类型:近壁区环绕叶型一周为 O 型网格拓扑,其外为 H 型网格拓扑。图 1 给出了计算域及局部网格示意图,并标出了计算域的周期性边界所在。计算域进口边界距叶型前缘 1.5 倍轴向弦长(c_x),出口边界距叶型尾缘 6 倍轴向弦长。第 1 层网格至壁面的距离保证 $y^+ < 1$;近叶片壁面区网格层间距以 1.1 的比值沿壁面法向递增。

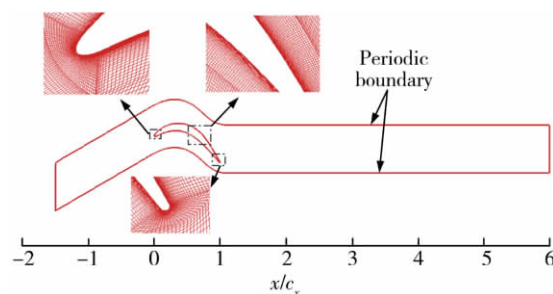


图1 计算域及局部网格示意图

Fig. 1 Sketch map of calculation domain and local mesh

本文开展涡轮平面叶栅实验的实验平台为西北工业大学涡轮平面叶栅实验风洞。该风洞属于低速、吹气式风洞,由压缩机、扩压段、整流段、收敛段和测试段等组成,实物照片如图 2 所示。实验中,采用空盒气压表和酒精温度计分别测量大气的压力和温度;采用 L 型总压探针、热电偶温度计(两者的位置在图 2 中已标出)分别测量涡轮叶栅的进口总压、总温;采用 5 孔压力探针(安装于 3 路位移机构之上,其球头直径为 2.8 mm,支杆直径为 3.0 mm)测量涡轮叶栅出口压力;采用 32 路电子扫描测压系统(包括电子扫描测压仪和压力校准单元,扫描速度为 5 帧/s,测量精度为 $\pm 0.1\%$)采集压力信号;电子扫描测压系统及 3

路位移坐标机构均自带应用软件,其功能实现由计算机控制.关于实验平台的更多介绍可参见文献[11].

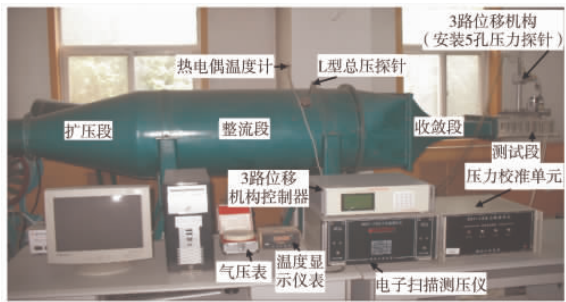


图 2 实验平台

Fig. 2 Experimental platform

2 不同负荷分布的高负荷低压涡轮叶型设计研究

2.1 叶型设计思想及设计结果

本文以被广泛采用作为研究对象的低压涡轮叶型 T106^[12]为原型,参考该叶型的部分参数(前后缘圆半径、弦长、安装角、进口几何构造角等)设计了两套新的叶型,新叶型在原型基础之上进一步增大了栅距,使得新设计叶型的 Zweifel 载荷系数较原型提高约 23%,已达到文献[13]所称的“超高升力”水平.两套新叶型在相同负荷水平下,分别采用了两种不同的负荷分布设计思想,即两种不同的负荷分布形式:前加载和后加载分布形式.其中,后加载负荷分布设计(H1)的吸力面速度峰值位置(相对吸力面弧长位置)相对在后,前加载负荷分布设计(H2)的吸力面速度峰值位置相对在前.基于对低压涡轮巡航状态下气动环境特点的考虑,作者选择的新设计叶型的设计点状态为 $Re_{is,2} = 1.0 \times 10^5$ (基于出口等熵速度与弦长)、湍流度 $T_u = 5\%$. 叶型设计的主要参数如表 1 所示(有关气动参数为数值预测值,采用的数值手段为 RANST 方法).基于上述思想设计出的 H1, H2 叶型的几何形状如图 3 所示(图中还给出了 T106 叶型的几何示意).图 4 所示为叶型表面等熵速度分布 $V/V_{is,2}$.

2.2 二维气动性能对比

本小节采用数值手段和叶栅实验两种方法获取叶栅的二维气动性能,通过对比 H1, H2 两种采

表 1 叶型几何和气动设计参数
Table 1 Geometric and aerodynamic design parameters of blade profile

设计参数	H1	H2	T106
弦长/mm	198	198	198
轴向弦长/mm	170	170	170
栅距/mm	188	188	158
吸力面弧长/mm	263.4	266.2	264.7
进口几何构造角/(°)	32.7	32.7	32.7
出口几何构造角/(°)	62.3	62.3	63.2
安装角/(°)	30.7	30.7	30.7
攻角/(°)	0	0	0
Zweifel 载荷系数	1.217	1.217	0.99
吸力面速度峰值相对吸力面弧长的位置/%	52.73	38.72	47.20

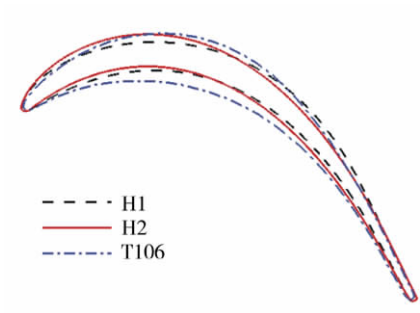


图 3 叶型几何示意图

Fig. 3 Sketch map of blade geometric profile

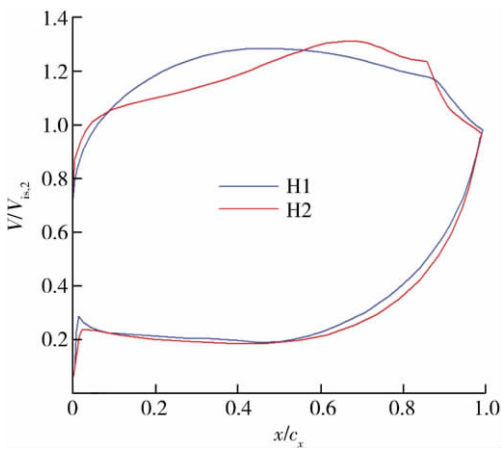


图 4 叶型表面等熵速度分布

Fig. 4 Isentropic velocity distribution on blade surfaces

用了不同负荷分布设计思想的叶栅二维气动性能,揭示负荷分布对吸力面分离泡及其流动损失的影响规律.这里,以总压损失系数 ξ 来表征叶栅的二维气动性能.总压损失系数定义为

$$\xi = \frac{\overline{p_{t,in}} - \overline{p_{t,out}}}{\overline{p_{t,out}} - \overline{p_{s,out}}} \quad (1)$$

其中 $\overline{p_{t,in}}$, $\overline{p_{t,out}}$, $\overline{p_{s,out}}$ 分别为进口平均总压、出口平均总压、出口平均静压,定义出口截面轴向位置距叶型尾缘0.5倍弦长.

数值手段采用软件CFX 11.0中的RANST方法.需要说明的是应用CFX模拟二维流动仍需构建三维计算域,但在展向布置两个网格节点,展向两边界设置成对称边界条件(symmetry boundary condition)即可.单层网格节点总数为69548.文中分别计算了 $T_u=1\%$ 和 $T_u=5\%$ 两个进口端流度条件下的8个雷诺数工况($Re_{is,2}=0.5 \times 10^5 \sim 5.5 \times 10^5$)

图5所示为预测的H1, H2和T106叶栅总压损失系数随雷诺数的变化关系(攻角 $\alpha_i=0^\circ$,如无特别说明,下文涉及计算状态均默认攻角为 0°).可见,3种叶栅的 ξ 均随着雷诺数的减小而增大,并呈指数函数变化趋势;在较高雷诺数状态下,3种叶栅的 ξ 相当;在较低雷诺数状态下, H1叶栅的 ξ 明显高于H2和T106叶栅,由于T106叶栅的负荷最小,其 ξ 最低; $T_u=5\%$ 时, H2叶栅的 ξ 与T106叶栅比较接近.上述结果表明,叶型负荷的提高很可能导致二维气动性能的恶化,尤其是在低雷诺数、低雷诺数状态下,但通过采取合适的负荷分布设计,可以缓解二维气动性能的恶化.

在数值计算基础上,本文进一步开展了H1和H2叶栅气动性能的实验分析研究.每套叶栅均加工6个叶片,叶高为弦长的1.8倍. H1, H2叶型的实验叶片实物照片如图6所示.

叶栅出口参数的测量截面(50%叶高处)距叶片尾缘0.5倍弦长;沿栅距方向在一个栅距范围内每间隔1 mm布置一个测点.图7给出了各叶栅出口当地总压损失系数(ξ')沿栅距方向的分布,其中 ξ' 的定义与 ξ 相似,但基于当地参数而非平均参数.图7表明,当地总压损失系数面所表征的尾迹亏损随雷诺数的增大而减小;相同雷诺数状态下, H1叶型的尾迹亏损明显大于H2叶型.

为了更真实地模拟实验中的流动状态,考虑风洞测试段上下两端壁的存在,这里还补充了若

干三维计算(3-D CFD).图8(a)给出了实验测量的叶栅总压损失系数与CFD预测结果之间的对比.对比结果表明:在 $Re_{is,2} > 1.7 \times 10^5$ 之后, 2-D CFD预测结果与实验测量结果符合较好;而在较低雷诺数状态下, 2-D CFD预测结果与实验测量结果偏差较大,相对而言, 3-D CFD预测结果与实验测量结果比较接近.至于这种偏差的原因,不是本文的关心重点,虽然CFD预测结果与实验测

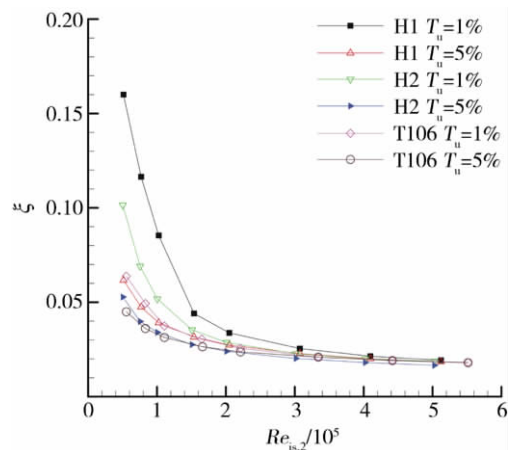


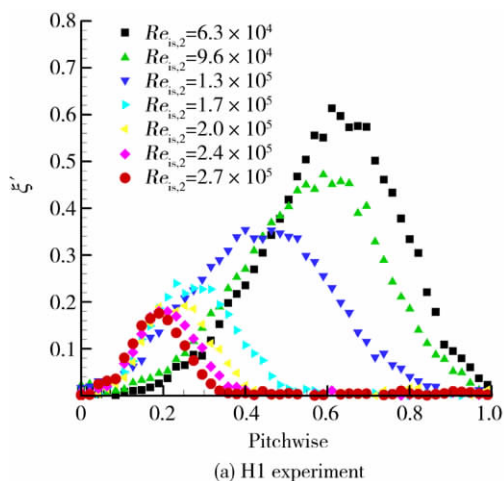
图5 总压损失系数随雷诺数的变化关系(CFD)

Fig. 5 Total pressure loss coefficient vs. Reynold number (CFD)



图6 实验叶片实物照片

Fig. 6 Photograph of tested blades



(a) H1 experiment

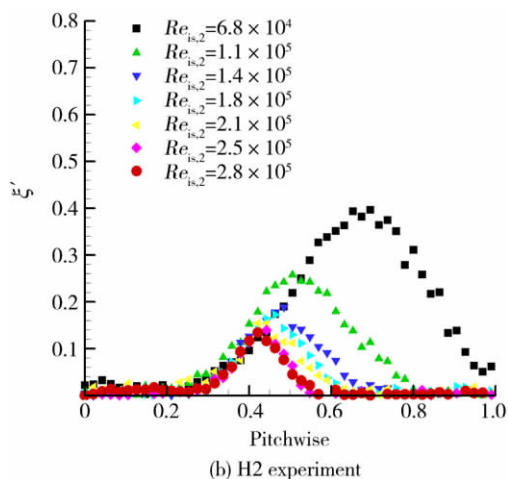


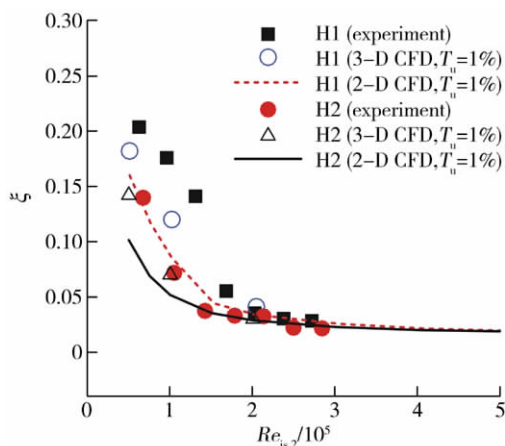
图7 叶栅出口当地总压损失系数沿栅距方向的分布(实验)

Fig. 7 Local total pressure loss coefficient of cascade exit along pitch (experiment)

量结果存在着一定的偏差(对 H1 而言尤为明显),但无论是预测还是测量,结果均表明 H2 叶栅在较低雷诺数状态下的二维气动性能明显优于 H1 叶栅。

本文还对比了 H1, H2 在 $T_u = 5\%$, $Re_{is,2} = 1.0 \times 10^5$ 状态下总压损失系数对攻角变化的敏感程度,如图 8(b)所示。结果表明,随着攻角由负变正(α_1 为 32.7° 时对应为 0° 攻角),两种叶型对应的叶栅总压损失系数均相应增大,但 H1 比 H2 对攻角变化更为敏感。

上述对比结果表明:前加载设计叶型在低雷诺数条件下的二维气动性能明显优于后加载设计叶型。



(a) 总压损失系数随雷诺数变化

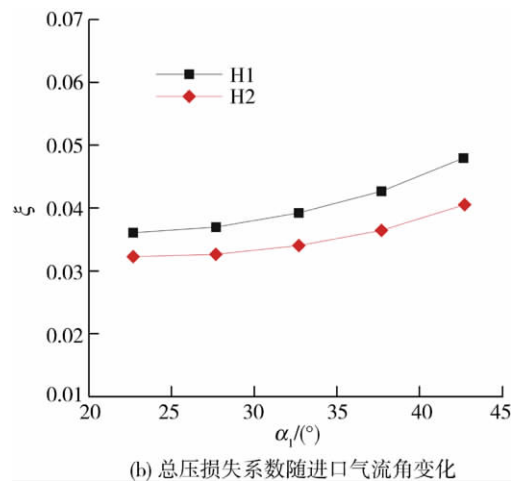


图8 总压损失系数随雷诺数、进口气流角的变化关系(CFD)

Fig. 8 Total pressure loss coefficient vs. Reynold number and inlet flow angle (CFD)

3 二维展向凹槽设计在不同负荷分布叶型中的应用研究

前面的研究表明,为了避免叶型的气动性能因负荷水平的提高而严重恶化,进一步提高叶型的气动负荷促使低压涡轮叶型设计偏向于采取“前加载”。采用前加载负荷分布设计思想固然可保证叶片的二维气动性能,但相对于后加载叶片,前加载叶片的端区二次流损失更为严重已是不争的事实^[14-17]。换言之,当低压涡轮叶型气动负荷水平达到一定程度后,传统的叶片光滑型面设计已无法同时兼顾叶片在中部区域内的二维气动性能和在端区的三维气动性能。届时,采取非光滑型面设计势在必行。

表面二维展向凹槽是一种工程上简单易行、成本较低的流动控制策略。本节对 H1, H2 叶型吸力面分别进行二维展向凹槽处理,采用叶栅实验和数值模拟(2-D LES)相结合的方法,研究基于二维展向凹槽处理的非光滑型面设计在不同负荷分布叶型中的应用。凹槽型线几何设计参数参考 Robarge 等人^[18]归纳总结的关于表面凹陷结构的最佳几何设计参数范围,凹槽的深度为凹槽前缘位置处边界层厚度(δ)的 0.8 倍;凹槽的深宽比(h/l)均为 0.1;凹槽位置的设计综合考虑了低雷诺数条件下($Re_{is,2} = 6.0 \times 10^4 \sim 7.0 \times 10^4$)各叶型吸力面的边界层分离位置以及各叶型凹槽

前缘点处边界层厚度,即凹槽的尾缘点应位于边界层分离点之前,两种叶型对应的凹槽前缘点处边界层厚度应近似相同. H1 叶型凹槽的前缘点位于 $x/c_x = 0.69$, H2 叶型凹槽的前缘点位于 $x/c_x = 0.60$. 这里,边界层厚度以及边界层分离位置等参数预测基于的是 RANST 数值方法. 图 9 给出了基于二维展向凹槽处理的叶型几何示意图,图 10 给出了基于二维展向凹槽处理的叶片实物照片. 相对于光滑(“smooth”)型面而言,“grooved”代表表面凹槽处理.

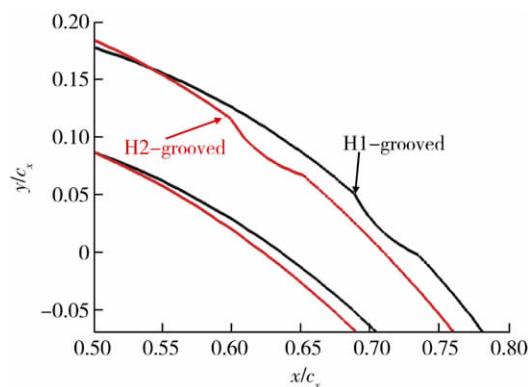


图 9 基于二维展向凹槽处理的叶型几何示意图

Fig. 9 Sketch map of geometric profile of grooved blades based on 2-D span-wise

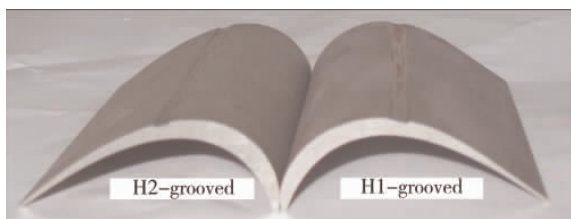


图 10 基于二维展向凹槽处理的叶片实物照片

Fig. 10 Photograph of grooved blades based on 2-D span-wise

3.1 叶栅实验结果分析

图 11 给出了实验测量的叶栅出口当地总压损失系数沿栅距方向的分布,图 12 给出了叶栅总压损失系数随雷诺数的变化关系. 通过对图 11 与图 7 的对比和对图 12 的分析可以检验基于二维展向凹槽处理的非光滑型面设计的效果.

实验测量结果的对比分析表明,基于二维展向凹槽处理的非光滑型面设计能够有效改善叶型在低雷诺数状态下的气动性能. 例如,对于 H1 叶

型,非光滑型面设计能够使叶栅总压损失系数下降约 65% ($Re_{is,2} \approx 1.2 \times 10^5$);对于 H2 叶型,非光滑型面设计能够使叶栅总压损失系数下降约 35% ($Re_{is,2} \approx 6.3 \times 10^4$). 至于 $Re_{is,2} = 5.7 \times 10^4$ 状态下 H1-grooved 的叶栅总压损失系数似乎大于相同雷诺数状态下 H1-smooth 的叶栅总压损失系数,作者认为是实验中 H1 叶型吸力面边界层分离发生于凹槽尾缘点之前造成的.

同时,图 11 和图 12 表明基于二维展向凹槽处理的非光滑型面设计可一定程度上恶化叶型在高雷诺数状态下的气动性能,但恶化程度取决于叶型的负荷分布设计. 例如, $Re_{is,2}$ 约大于 1.3×10^5 之后,非光滑型面设计开始导致前加载设计叶型(H2)的二维气动性能恶化,而对于后加载叶型

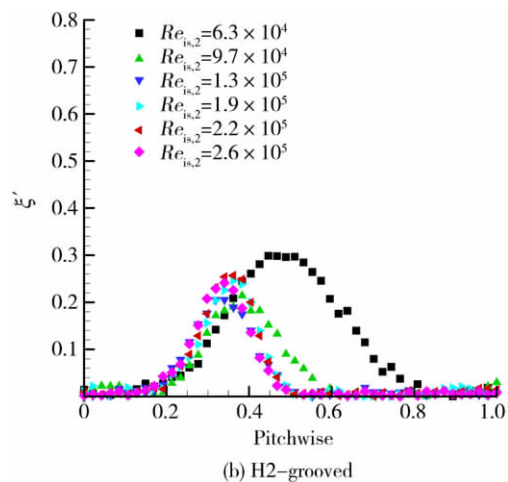
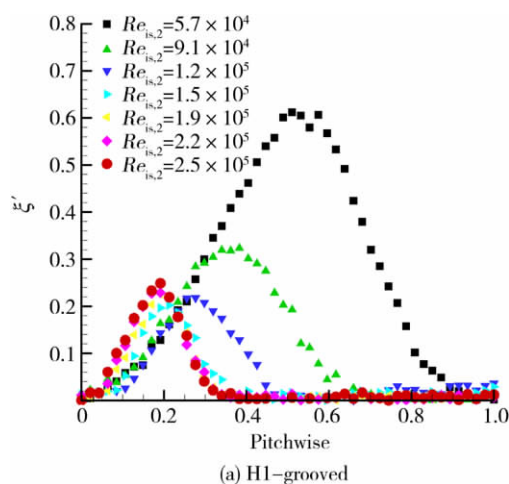


图 11 叶栅出口当地总压损失系数沿栅距方向的分布(实验)

Fig. 11 Local total pressure loss coefficient of cascade exit along pitch (experiment)

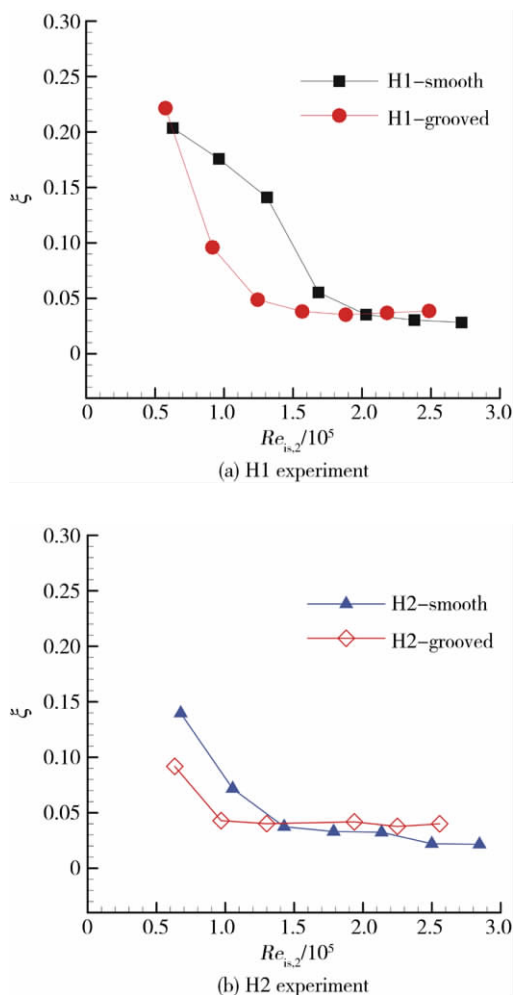


图 12 叶栅总压损失系数随雷诺数的变化关系(实验)

Fig. 12 Total pressure loss coefficient vs. Reynold number (experiment)

(H1),这一现象要推迟到 $Re_{is,2}$ 约大于 2.0×10^5 之后才会发生。

可见,基于二维展向凹槽处理的非光滑型面设计与后加载负荷分布设计的结合,能够在更为宽广的雷诺数工况范围内改善叶型的气动性能(相对于与前加载负荷分布设计的结合)。再者,考虑到后加载负荷分布设计叶片的端区气动性能更优(相对于前加载设计叶片),从而基于二维展向凹槽处理的非光滑型面设计与后加载负荷分布设计的结合将能够使得高负荷低压涡轮叶片设计同时兼顾叶片在中部区域内的二维气动性能和在端区的三维气动性能。

3.2 二维 LES 模拟结果分析

叶栅实验测量能够获得的流场信息有限,为了补充流场细节,本小节进一步采用了 2-D LES

数值方法对叶栅二维流场进行了模拟,揭示其流动控制机理以弥补实验研究的不足。计算所采用的计算域和网格划分设置与前文第 1 节相关描述相同。图 13 给出了凹槽几何形状及其附近局部二维网格示意图,整个计算域内网格节点总数为 28.8 万。

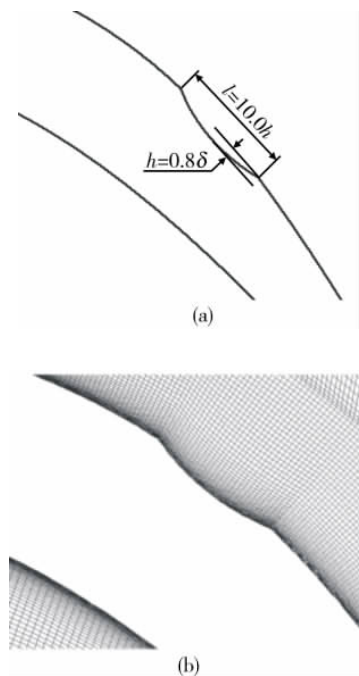
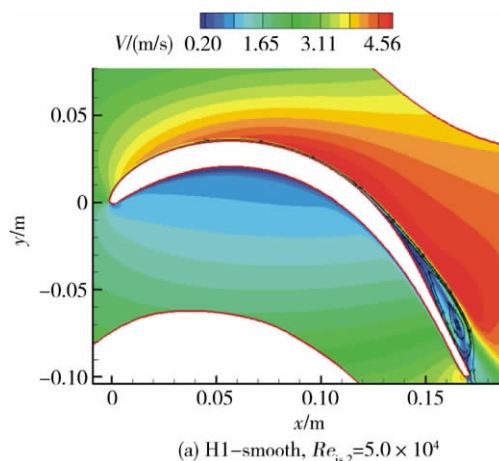


图 13 凹槽几何形状及其附近局部二维网格示意图

Fig. 13 Sketch map of geometric profile and nearby 2-D mesh of groove

图 14 给出了两个雷诺数状态下 ($Re_{is,2} = 5.0 \times 10^4$ 和 1.0×10^5) 的叶栅流场时均速度云图和局部流线示意图。图形显示基于二维展向凹槽处理的非光滑型面设计能够有效地缩小叶型吸力



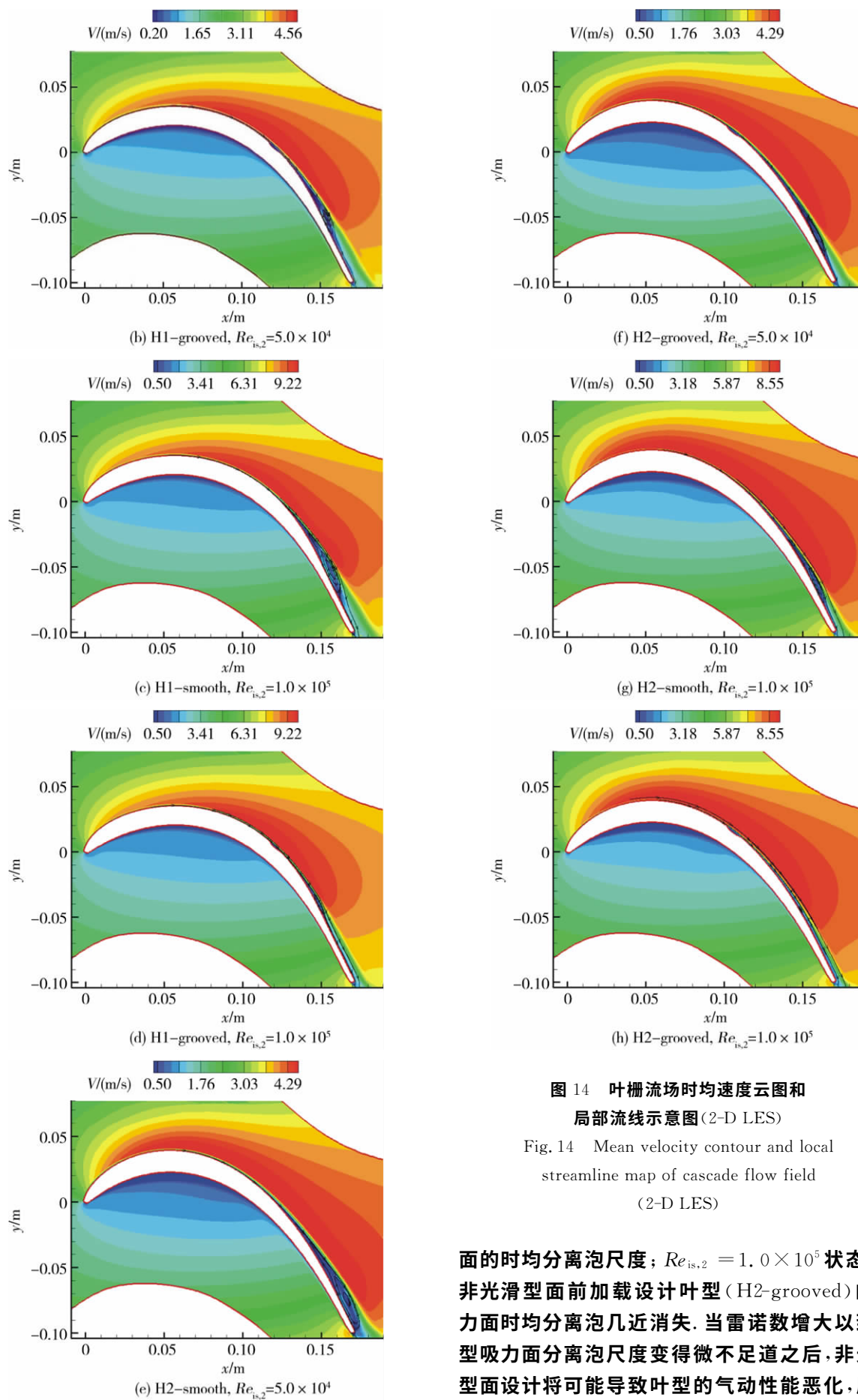


图 14 叶栅流场时均速度云图和局部流线示意图(2-D LES)

Fig. 14 Mean velocity contour and local streamline map of cascade flow field (2-D LES)

面的时均分离泡尺度; $Re_{is,2} = 1.0 \times 10^5$ 状态下, 非光滑型面前加载设计叶型(H2-grooved)的吸力面时均分离泡几近消失. 当雷诺数增大以致叶型吸力面分离泡尺度变得微不足道之后, 非光滑型面设计将可能导致叶型的气动性能恶化, 原因

是非光滑型面设计叶型的吸力面剪切层转捩起始位置前移,导致了额外的湍流边界层损失(相对于光滑型面设计)。

图 15 给出了 $Re_{is,2} = 1.0 \times 10^5$ 状态下的叶栅流场瞬时速度云图和局部流线示意图。图形显示基于二维展向凹槽处理的非光滑型面设计缩短了旋涡脱落起始位置至吸力面边界层分离位置的距离,有效地减小了脱落涡的尺度。

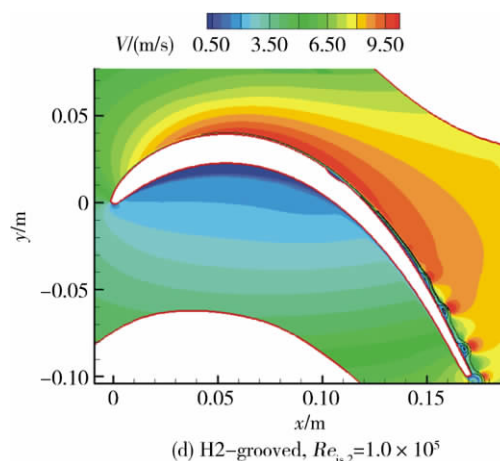
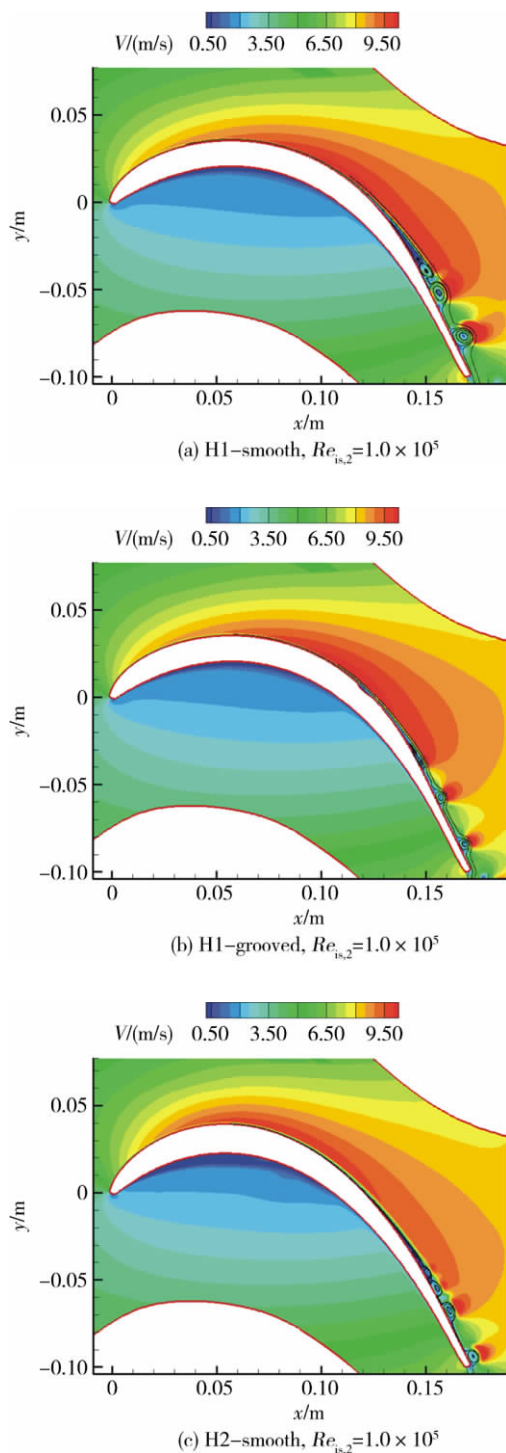


图 15 叶栅流场瞬时速度云图和局部流线示意图(2-D LES)

Fig. 15 Instantaneous velocity contour and local streamline map of cascade flow field (2-D LES)

4 结 论

1) 对负荷分布设计对高负荷低压涡轮叶型流动损失影响的研究表明,无论 CFD 预测结果还是叶栅实验测量结果都得出相同的结论:采用前加载负荷分布的设计在低雷诺数条件下表现出的二维气动性能明显优于采用后加载负荷分布的设计。

2) 研究表明相对于光滑型面设计,基于二维展向凹槽处理的非光滑型面设计能够有效改善高负荷低压涡轮叶型在低雷诺数状态下的气动性能,但同时可在一定程度上恶化叶型在高雷诺数状态下的气动性能。

3) 相对于与前加载负荷分布设计的结合,基于二维展向凹槽处理的非光滑型面设计与后加载负荷分布设计的结合能够在更为宽广的雷诺数工况范围内改善叶型的气动性能。

参考文献:

- [1] Volino R J. Passive flow control on low pressure turbine airfoils [J]. Journal of Turbomachinery, 2003, 125 (4): 754-764.
- [2] Bons J P, Sondergaard R, Rivir R B. Turbine separation control using pulsed vortex generator jets [J]. Journal of Turbomachinery, 2001, 123(2): 198-206.
- [3] Bons J P, Sondergaard R, Rivir R B. Control of low pressure turbine separation using vortex generator jets [R]. AIAA-99-0367, 1999.
- [4] Jochen G, Matthias F, Norbert H, et al. Designing LP tur-

- bines for optimized airfoil lift[R]. ASME Paper 2008-GT-51101, 2008.
- [5] Volino R J. Separation control on low pressure turbine airfoils using synthetic vortex generator jets[J]. Journal of Turbomachinery, 2003, 125(4): 765-777.
- [6] HUANG Junhui, Thomas C C, Thomas F O. Plasma actuators for separation control of low pressure turbine blades[J]. AIAA Journal, 2006, 44(7): 1477-1487.
- [7] Suzen Y B, Huang P G. Simulations of flow separation control using plasma actuators[R]. AIAA-2006-877, 2006.
- [8] Bloxham M, Reimann D, Crapo K. Synchronizing separation flow control with unsteady wakes in a low pressure turbine cascade[J]. Journal of Turbomachinery, 2009, 131(2): 021019. 1-021019. 9.
- [9] Lake J P, King P I, Rivir R B. Reduction of separation losses on a turbine blade with low Reynolds number[R]. AIAA-99-0242, 1999.
- [10] Lake J P, King P I, Rivir R B. Low Reynolds number loss reduction on turbine blades with dimples and V-grooves[R]. AIAA-00-0738, 2000.
- [11] 伊进宝. 低雷诺数涡轮流动分离及控制技术的实验和数值研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2008.
- YI Jinbao. Experimental and numerical investigation of flow separation and control for turbine with low Reynolds number[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2008. (in Chinese)
- [12] Stieger R D. The effects of wakes on separating boundary layers in low pressure turbines[D]. Cambridge: Cambridge University, 2002.
- [13] Hodson H P, Howell R J. The role of transition in high-lift low-pressure turbines for aero engines[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2005, 41(6): 419-514.
- [14] Bons J P, Sondergaard R, Rivir R B. Control of low-pressure turbine separation using vortex generator jets[R]. AIAA 99-0367, 1999.
- [15] Bons J P, Sondergaard R, Rivir R B. Turbine separation control using pulsed vortex generator jets[J]. Journal of Turbomachinery, 2001, 123(2): 198-206.
- [16] Bons J P, Sondergaard R, Rivir R B. The fluid dynamics of LPT blade separation control using pulsed jets[R]. ASME Paper 2001-GT-0190, 2001.
- [17] Volino R J. Separation control on low-pressure turbine airfoils using synthetic vortex generator jets[R]. ASME Paper 2003-GT-38729, 2003.
- [18] Robarge T W, Stark A M, Min S K, et al. Design considerations for using indented surface treatments to control boundary layer separation[R]. AIAA-2004-425, 2004.