

文章编号:1000-8055(2021)01-0185-08

doi:10.13224/j.cnki.jasp.2021.01.021

高负荷涡轮进口导向叶片叶型设计及验证

张绍文, 石建成, 李 维, 陈竞炜, 潘尚能
(中国航空发动机集团有限公司 湖南动力机械研究所
中小型航空发动机叶轮机械湖南省重点实验室, 湖南 株洲 412002)

摘 要: 针对涡轮进口导向叶片进口马赫数低、前部负荷小的特点,采用前缘截断思路构建了高负荷涡轮叶型,并采用 Pritchard 11 参数法进行重构设计。采用数值计算和平面叶栅试验开展了研究和分析。结果表明:高负荷叶型吸力面前缘马赫数显著提升,增加了叶片前部负荷。喉部峰值马赫数基本不变,但位置前移,负荷分布均匀性提高。叶型的马赫数特性和攻角特性表明,高负荷叶型在不同攻角和马赫数下,均能获得较低的总压损失,其中在设计马赫数,叶型负荷提升 1 倍的情况下,总压损失系数降低 2.59%。

关 键 词: 燃气涡轮; 进口导向叶片(NGV); 高负荷叶型; 叶型设计; 气动损失

中图分类号: V231.1 **文献标志码:** A

Design and validation of high-lift turbine nozzle guide vane profile

ZHANG Shaowen, SHI Jiancheng, LI Wei, CHEN Jingwei, PAN Shangneng

(Hunan Key Laboratory of Turbomachinery on Medium and Small Aero-Engine
Hunan Aviation Powerplant Research Institute,
Aero Engine Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China)

Abstract: A method for high-lift turbine blade design based on Pritchard 11 parameters method was introduced for turbine nozzle guide vane working under low entrance Mach number and typically low lift at front part of the blade. A series of high lift nozzle guide vane profile were designed and investigated using numerical calculation, and validated by linear cascade test. Results showed that the blade loading of high-lift profile was more uniform due to increase of Mach number at front part of the suction side, and the throat suction moved forward. The Mach number characteristic and attack angle characteristic showed that the highly-loaded blades generated lower total pressure loss. The pressure loss coefficient of high-lift profile was 2.59% lower under design condition than that of the datum profile.

Key words: gas generator turbine; nozzle guide vane (NGV); high-lift profile; profile design; aerodynamic loss

航空发动机涡轮叶片高负荷设计能够有效减少叶片数目,进而降低制造成本、质量,提升可靠性。但叶片负荷的提高往往造成气动损失的增加。在发动机设计中,通常采用 Zweifel 系数^[1]指导叶片栅距选择,对于多数叶栅来说,Zweifel 系数在 0.8 左右能够获得较低的损失。由于大型涡扇发动机动力涡轮转速慢、直径大,且级数较多,其质量通常能够占到发动机质量的 1/3^[2],包含多达 2000 多个叶片^[3]。以大涵道比涡扇发动机动力涡轮减质和降低成本为目标,高负荷叶片

设计技术研究得到了广泛关注^[4-11],涉及高负荷叶型设计及流动机理、附面层转捩激励方式、喷射等主动流动控制、端区损失抑制等方面,并逐步应用于发动机设计^[12-14]。

对于高压涡轮来说,进口燃气温度已达到2000 K^[15]。在1800~2000 K的反围内,燃气涡轮进口导向叶片(文中简称进口导叶)需要大量冷气用于冷却,冷气量大致占压气机进口流量的10%^[16]。大量的气膜冷却引气,一方面会增加导叶气动损失,降低涡轮效率;另一方面也减小了燃烧室冷却和掺混的可用气量。此外,导叶叶身大量的气膜孔会造成制造难度和成本的增加。

在进口导叶中采用高负荷叶片,能够显著减少叶片数、降低成本,此外还可能带来两方面的影响:①总冷气量不变的情况下,单片叶片冷气量增加,进而降低叶片金属温度。研究表明金属壁温降低25 K,导叶寿命将能够增加约2倍^[17];②在维持金属壁温不变的情况下,可以降低总冷气量,进而提升涡轮效率和发动机性能^[18]。目前在研及在役的涡轴发动机燃气涡轮进口导叶 Zweifel 系数一般在0.6~0.8之间,公开文献中高升力进口导叶的相关研究较少,本文结合某先进涡轴发动机的研制需求,开展高负荷涡轮进口导叶的设计,并通过叶栅试验进行初步验证。

1 研究方法

1.1 高负荷叶型构建方法

涡轮进口导叶,与其他叶片排存在较明显不同,主要体现在:①进口气流角度接近轴向,通道收敛度远高于其他叶片排;②内外流道普遍采用收缩通道,进一步增强了整个叶栅通道的收敛度。而其他叶片排流道一般采用扩张形式,以适应燃气密度的降低。上述几何特征的差异,造成较大的导叶进出口面积比,从而使得涡轮进口导叶的进口马赫数较低,一般在0.1左右。

图1为典型涡轮进口导叶叶型表面等马赫数分布,其中横坐标 C_x 为相对轴向弦长。较低的进口马赫数一方面导致叶型前部负荷往往较低,如图1虚线位置所示,使得叶型整体 Zweifel 系数偏低。另一方面低马赫数流动对前缘几何形状相对不敏感,叶型损失对进口攻角变化相对不敏感。综合利用上述两个特征,采用“前缘截断”的方式,即截去叶型前部低负荷区域的思路构建高负荷进口导叶叶型,如图2所示,其中 X 为叶片的轴向尺寸, Y 为叶片的切向尺寸。为保持叶片

在发动机中的轴向安装空间不变,将叶片后部剩余部分进行放大,使其轴向宽度与原叶型一致。在保证尾缘厚度、出口气流角等特征参数与原叶型保持一致的情况下,采用11参数法对叶片进行重构设计。叶片栅距相应的按比例放大,在整环叶片中,叶片数相应按比例减少。

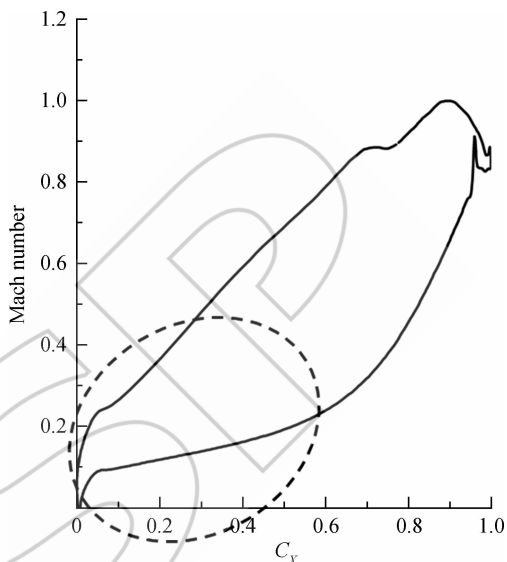


图1 典型涡轮进口导叶叶型表面等熵马赫数分布
Fig. 1 Isentropic Mach number distribution of typical turbine nozzle guide vane

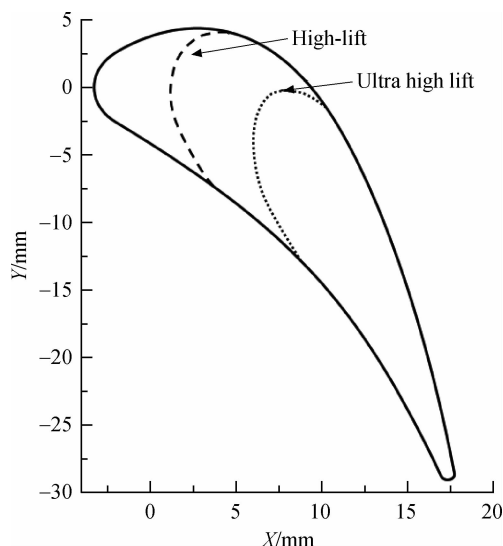


图2 高负荷进口导叶构建方式示意图
Fig. 2 Illustration of high-lift nozzle guide vane profile construction

1.2 研究对象

本文以典型涡轴发动机燃气涡轮进口导叶中截面叶型为基础叶型,采用上文高负荷叶型构建

方法,构建两套高升力涡轮叶型,叶片数分别减少 33%和 50%。基础叶型 Zweifel 系数为 0.64,与大多数涡轮进口导叶 Zweifel 系数相当,标记为方案 A。两套高升力叶型 Zweifel 系数分别为 0.9 和 1.2,分别标记为方案 B 和方案 C。3 套叶型对比见图 3,设计特征参数见表 1。

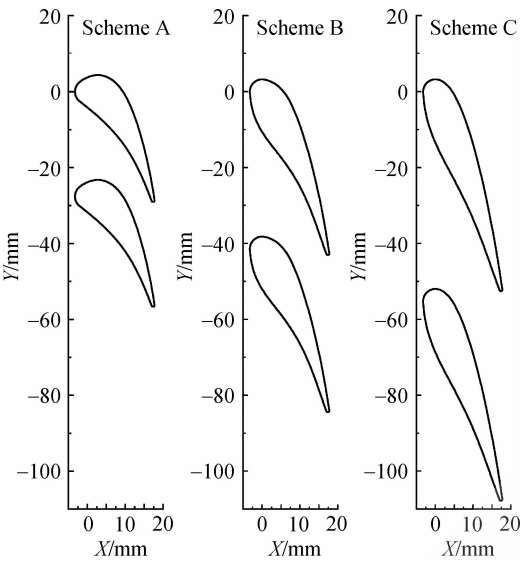


图 3 不同负荷涡轮进口导叶叶型
Fig. 3 Different lifts NGV blade profiles

表 1 3 种不同负荷涡轮进口导叶叶型设计参数
Table 1 Design parameter of three nozzle guide vane profiles with different lifts

参数	方案		
	A	B	C
叶片数	24	16	12
尾缘直径/mm	0.8	0.8	0.8
进口气流角/(°)	90	90	90
出口气流角/(°)	13.6	13.6	13.6
进口构造角/(°)	90	140	140
出口构造角/(°)	14.54	14.54	14.54
尾缘楔角/(°)	11.9	11.9	11.9
轴向宽度/mm	21	21	21
弦长/mm	37.00	49.41	58.22
栅距/mm	27.62	41.43	55.24
安装角/mm	36.1	25.8	21.5
Zweifel 系数	0.64	0.96	1.28

1.3 数值方法与计算模型

三维流场数值模拟采用商用软件 CFX 求解

定常雷诺平均方程。采用切应力输运模(SST)型模拟湍流。Navier-Stokes 方程和湍流输运方程的对流项的离散均采用高阶格式,时间项的采用 2 阶向后欧拉格式离散,扩散项和压力梯度项的离散均采用形状函数(shape functions)计算空间导数来实现。

采用上述 3 个叶型方案,分别构建计算模型。叶高为 120 mm,约为叶栅轴向宽度的 5.71 倍。进口段约为 1.5 倍轴向宽度、出口段约为 2 倍轴向宽度。工质为空气,进口总压为 0.17 MPa,进口总温为 300 K,出口等熵马赫数为 0.87。网格划分采用商用软件 CFX Turbo Grid 划分。网格数量约为 295 万,如图 4 所示。叶片表面 Y^+ 值约为 2。

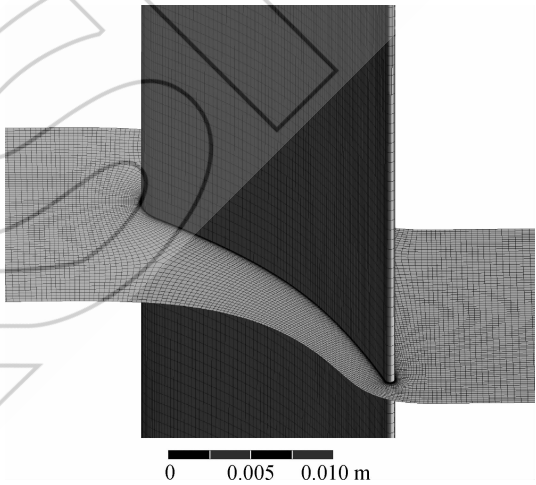


图 4 计算网格
Fig. 4 Computation mesh

1.4 试验方法

在某大尺寸跨声速平面叶栅风洞试验台上完成了方案 C 的初步试验验证。试验台鼓风机功率为 1000 kW,风机最大压力为 0.21 MPa。最大流量为 9.5 kg/s,进口气流角为 20°~90°,气流折转角为 0°~90°。

平面叶栅试验件叶片高度为 120 mm,个数为 8 个,如图 5 所示。选取中间两片叶片,在叶片 50%截面处的法向开设 0.5 mm 的静压孔,其中在第 4 片叶片开设 18 个吸力侧静压孔,在第 5 片叶片开设 18 个压力侧静压孔。

上端壁外形尺寸长为 480 mm、宽为 80 mm、高为 10 mm,上面有 8 个叶片固定槽,在叶栅出口距离前缘 1.4 倍轴向弦长处 的 2 个节距内,均匀布置 21 个端壁静压孔。

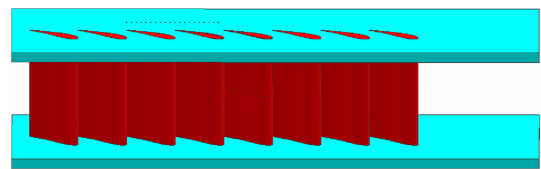


图 5 平面叶栅试验件结构

Fig. 5 Structure of liner cascade test piece

在进口过渡段内测量总温总压。在叶栅出口距离前缘 1.4 倍轴向弦长处,采用五孔探针完成 2 个通道内的总压和气流角采集。

2 数值计算结果

本节对方案 A、方案 B、方案 C 三个不同负荷水平的叶型流动特征和损失特性进行了对比分析。

2.1 叶型表面等熵马赫数

图 6 给出了 3 个叶型表面等熵马赫数分布,图 7 为 3 个叶型 S1 流面的马赫数分布云图。方案 A 前缘驻点基本在 $C_x=0$ 的位置,前缘与吸力面衔接位置存在典型的由于曲率不连续造成的过度膨胀,但过度膨胀幅度较小。吸力面加速性较好,峰值马赫数在 90% 轴向弦长附近。负荷分布上,呈现处前缘负荷较低,中后部负荷较高的特点。

与方案 A 相比,通过前缘截断方式构建的高负荷叶型等熵马赫数分布有如下 4 个特征:

1) 前缘驻点向叶盆面移动,其中,方案 B 驻点位于叶盆 4.1% 轴向弦长位置,方案 C 驻点位于 7.4% 轴向弦长位置。这是由于高负荷叶片进

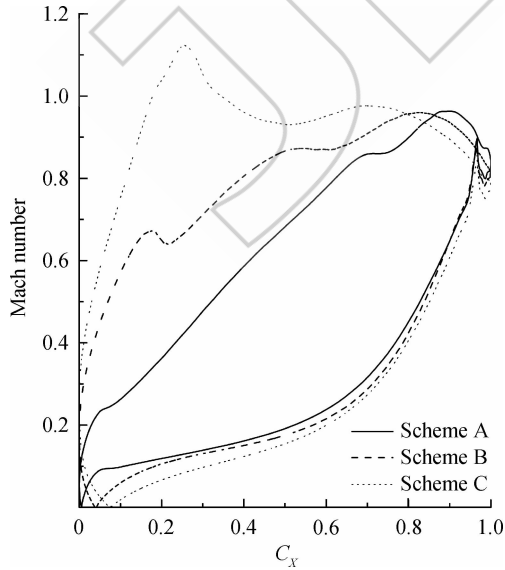


图 6 叶型表面等熵马赫数分布对比

Fig. 6 Comparison of blade isentropic Mach number distributions

口构造角大幅增加,形成 50° 的气流攻角造成的。

2) 较大的攻角,造成气流在前缘也吸力面前部快速膨胀加速,吸力面马赫数在 50% 轴向弦长之前的区域大幅提升,造成气动负荷前移,负荷分布更加均匀。

3) 在前缘小圆与叶背型线切点位置处,由于曲率不连续造成更加明显的叶背过度膨胀。其中方案 C 在 25.6% 轴向弦长位置等熵马赫数达到 1.12,实际马赫数约为 1.09,形成局部超声速流动。

4) 吸力面 50% 轴向弦长之后的区域,仍存在吸力峰,峰值马赫数基本不变,但吸力峰位置前移。方案 A、方案 B、方案 C 的吸力峰分别位于 90.0%、82.5% 和 69.6% 轴向弦长处。吸力峰前移导致之后的逆压区域增加,但逆压梯度减小。

叶型表面等熵马赫数的变化使得叶片前缘负荷明显增加,解决了常规涡轮进口导叶前部负荷偏低的问题,使得叶型负荷分布更加均匀。叶型后部的吸力峰马赫数基本不变,叶背后部的分离风险不大。

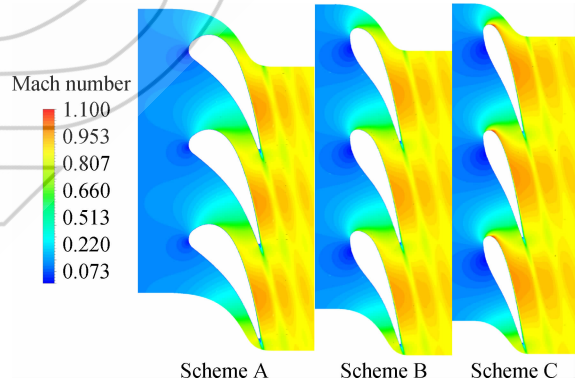


图 7 S1 流面马赫数对比

Fig. 7 Comparison of S1 surface Mach number distributions

2.2 叶型损失

图 8 为 3 个方案出口总压损失系数 ζ 沿切向的分布,损失系数的形状一方面反应尾缘厚度造成尾迹损失,另一方面反映了叶片表面附面层对损失的影响。其中方案 A 尾迹宽度最窄,约为 21.1 mm,同时总压损失系数峰值最小,约为 16.6%。方案 B 和方案 C 两个高负荷方案,尾迹宽度相当,约为 23.9 mm,比基础方案宽 13.3%,由于 3 个方案的尾缘厚度一致,尾迹宽度增加,表明叶片表面的附面层厚度增加,即叶型摩擦损失增加。总压损失系数峰值分别为 18.4% 和 20.0%,比基础方案分别高 1.8% 和 3.4%。通过沿横坐标积分,获得图 8 总压损失曲线下的面积,结果见

表 2。其中,方案 A 损失积分值最小,为 1.74,方案 B 和方案 C 单个损失积分值分别比方案 A 大 22.7% 和 33.9%。上述特点说明提高叶型负荷使得单个叶型的损失明显增加。

上述差异的产生原因在于,高负荷叶型叶背吸力峰前移造成叶背扩散段长度增加,从而导致附面层增厚,尾迹宽度增加;另外高负荷叶型弦长显著大于常规叶型,气流绕流长度增加,摩擦损失增加。这两方面因素最终造成高负荷叶型单个叶片的损失增加。

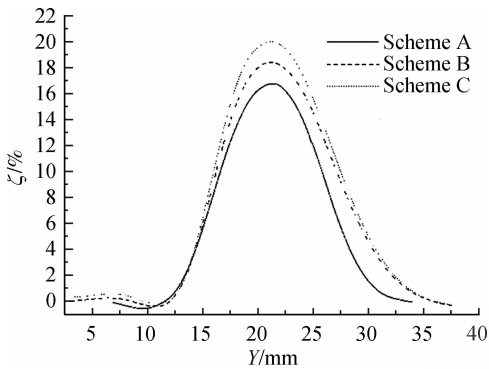


图 8 下游总压损失系数周向分布

Fig. 8 Pitchwise distributions of downstream pressure loss coefficients

表 2 总压损失系数周向积分

Table 2 Pitchwise integrations of total pressure loss coefficients

参数	方案		
	A	B	C
周向宽度积分	1.740	2.137	2.329
无量纲栅距积分	0.0696	0.0539	0.0437

采用高负荷叶片会导致叶片数目减少,栅距增加。为分析单个叶型损失增加和栅距增加对叶栅流动损失的综合影响,将各方案栅距(pitch)归一化处理,相应的损失系数分布见图 9。从图中可以看到方案 A 受叶型附面层和尾迹影响的高损失区域占比最大,约占整个通道的 83.6%;方案 B 和方案 C 高损失区域占比约为 58.1% 和 43.9%。沿横轴进行积分得到 3 个方案叶栅通道的总压损失系数,分别为 6.96%、5.39% 和 4.37%。超高负荷叶型方案 C 比方案 A 损失降低 2.59%。

上述结果表明,采用前缘截断方式构建高负荷叶型,造成单个叶型损失增加,但由于叶片数的

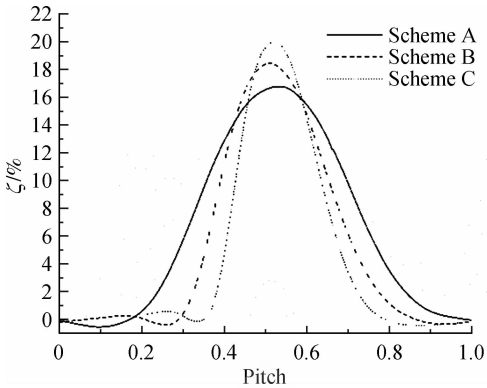


图 9 无量纲栅距内的下游总压损失系数分布

Fig. 9 Nondimensional pitch distributions of downstream total pressure loss coefficients

大幅减少,最终导致叶栅损失降低。

2.3 损失特性

通过前缘截断方式构建高负荷叶型,会造成进口构造角的变化。基础叶型进口构造角为 90°,攻角为 0°。方案 B 和方案 C 均造成进口构造角增加 50°,即在设计状态下就存在 50°的正攻角。本节研究 3 个方案总压损失系数随出口马赫数和进口气流角的变化特性。

2.3.1 出口马赫数对总压损失的影响

图 10 给出了总压损失系数随等熵马赫数的变化。3 个方案总压损失变化趋势一致,总压损失均随马赫数的增加而增加。其中,当马赫数小于 0.87 时,总压损失基本随马赫数增加线性增加,这主要是由于叶型表面摩擦损失提高导致。当马赫数提高到 0.95 及以上时,由于叶栅通道出现跨声速流动和激波,激波损失叠加叶片表面摩擦损失,共同导致总压损失系数的迅速增加。

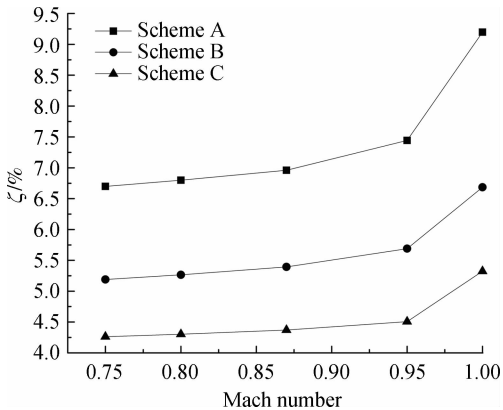


图 10 总压损失系数与出口等熵马赫数的关系

Fig. 10 Realation of total pressure loss coefficient and outlet isentropic Mach number

横向对比了 3 个方案,马赫数从 0.75 增加到 1.0 时,方案 A、方案 B 和方案 C 总压损失增长幅度分别为 2.49%、1.49% 和 1.06%,即超高负荷叶型表现出最佳的马赫数损失特性。

表 3 中给出了 A、B、C 三个方案的计算总压损失系数数值,以及方案 C 的试验数据(C_Exp.)。试验总压损失相比计算值高,其中在设计马赫数为 0.87 的状态,总压损失高 1.01%。试验总压损失随马赫数的变化趋势与计算结果基本一致。

表 3 不同马赫数对应的总压损失系数

Table 3 Total pressure loss coefficient at different Mach numbers						%
方案	马赫数					
	0.75	0.8	0.87	0.95	1.0	
A	6.70	6.80	6.96	7.44	9.20	
B	5.19	5.26	5.39	5.69	6.68	
C	4.26	4.30	4.37	4.51	5.32	
C_Exp.	5.13	5.38	5.38	5.89	7.09	

2.3.2 进口气流角对总压损失的影响

在发动机环境中,涡轮进口气流角度变化较小,不会造成叶片攻角的大幅变化。但由于燃烧室旋流等因素也可能造成气流方向的局部不均匀,从而产生一定攻角。本节研究攻角在-15°~15°范围内变化对叶型损失的影响。

图 11 为总压损失系数随攻角 α 的变化。攻角增加均会造成总压损失的增加,高负荷叶型(方案 B 和方案 C)总压损失的增加幅度相对较大,但总体而言攻角在该范围内变化对总压损失的影响不大。这与进口马赫数低是相对应的。

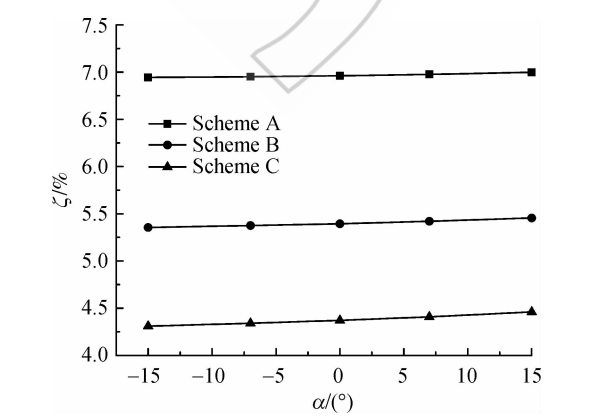


图 11 总压损失系数与攻角的关系

3 试验结果

本节讨论方案 C 的平面叶栅试验结果,并与计算结果进行对比。图 12 为叶型表面等熵马赫数的分布。试验结果显示叶型前部负荷饱满,在吸力面前缘存在局部超声速流动区域。计算结果与试验结果的对比表明,压力面以及吸力面 50% 轴向弦长之后区域等熵马赫数差异较小。而吸力面前缘的局部超声速流动,计算结果与试验结果存在一定差异,计算结果峰值马赫数略高,且位置偏后。对于吸力面前缘大速度梯度条件下的附面层发展和转换计算模拟不够准确,影响了局部马赫数的分布。

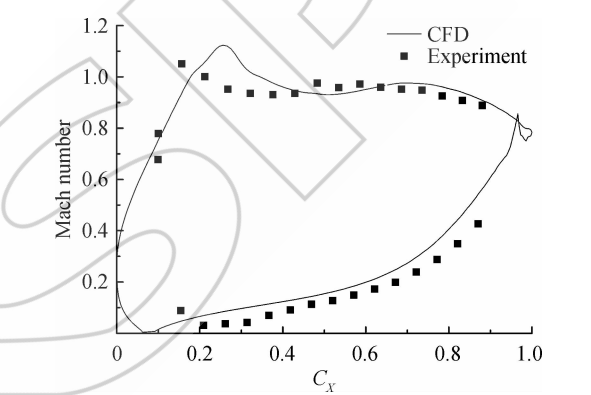


图 12 等熵马赫数计算值与试验值对比

Fig. 12 Comparison of calculated and tested isentropic Mach number distributions

图 13 为出口总压损失系数的切向分布,试验结果中,两个相邻叶片的尾迹形状和峰值差异较小,试验结果周期性较好。计算结果对出口总压损失模拟偏差较小,差异主要体现在计算的尾迹宽度略大,峰值略低。

图 14 给出了总压损失随等熵马赫数的变化。

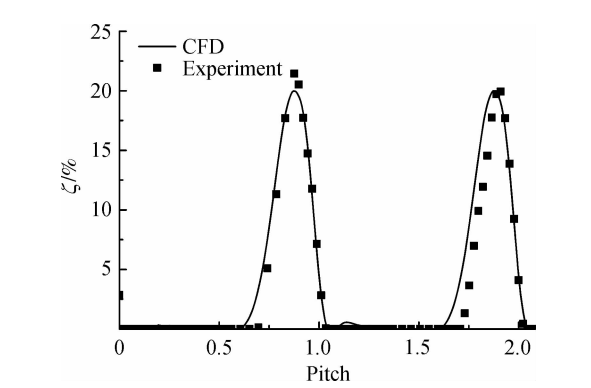


图 13 计算与试验出口总压损失系数分布

Fig. 13 Comparison of calculated and tested outlet total pressure loss coefficient distributions

其中设计状态($Ma=0.87$),试验总压损失系数为5.38%,比计算结果高1.01%,这可能与SST湍流模型在模拟壁面摩擦、旋涡耗散等方面还不够准确有关。试验总压损失随马赫数的变化趋势与计算结果基本一致,但试验总压损失系数增加幅度更大,等熵马赫数从0.75增加到1.0时,总压损失系数增加1.96%,比计算结果高0.9%。

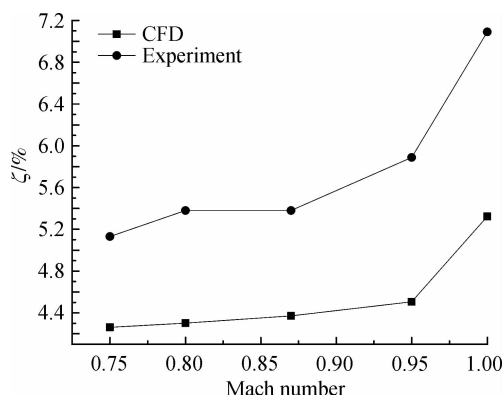


图14 试验与计算总压损失系数特性对比

Fig. 14 Comparison of calculated and tested pressure loss coefficient characteristics

4 结 论

本文以典型涡轴发动机涡轮进口导叶为基础,通过前缘截断的方式构建了叶型 Zweifel 系数为0.9和1.2的高负荷叶型和超高负荷叶型。通过CFD计算研究和超高负荷叶型的平面叶栅试验验证,得到如下结论:

1) 采用前缘截断方式构建高负荷涡轮进口导叶叶型,使得气流前缘驻点向压力面移动。同时吸力面前部区域马赫数显著提高,从而提升叶片前部的负荷水平,叶型负荷分布更加均匀。

2) 高负荷叶型吸力面喉部吸力峰值基本保持不变,但位置前移,吸力峰之后的逆压梯度减小,逆压区域长度增加。在不增加叶型扩散度的情况下提升了叶身后部的负荷水平。

3) 提高叶型负荷,导致单个叶片的尾迹变宽,流动损失增加。但由于栅距增加幅度更大,尾迹占叶栅通道的比例显著减小,总体效果是叶栅总压损失降低。

4) 在 Zweifel 系数为1.2的超高负荷叶型中,吸力面附近出现局部超声速区,通过前缘修型等详细设计,使前缘与叶背曲率连续,有可能进一步降低叶型损失。

参考文献:

- [1] ZWEIFEL O. Optimum blade pitch for turbomachines with special reference to blades of great curvature[J]. The Engineers Digest, 1946, 7: 358-360.
- [2] HOWELL R J, HODSON H P, SCHULTE V, et al. Boundary layer development in the BR710 and BR715 LP turbines; the implementation of high-lift and ultra-high-lift concepts[J]. Journal of Turbomachinery, 2002, 124(3): 385-392.
- [3] PRAISNER T J, GROVER E A, KNEZEVICI D C, et al. Toward the expansion of low-pressure-turbine airfoil design space[R]. ASME Paper GT2008-50898, 2008.
- [4] HOHEISEL H, KIOCK R, LICHTFUß H J, et al. Influence of free stream turbulence and blade pressure gradient on boundary layer and loss behavior of turbine cascades [R]. New York: ASME International Gas Turbine Conference and Exhibit, 1986.
- [5] ZHANG X F, VERA M, HODSON H P, et al. Separation and transition control on an aft-loaded ultra-high-lift lp turbine blade at low Reynolds numbers; low-speed investigation[J]. Journal of Turbomachinery, 2006, 128(6): 517-527.
- [6] ZORIC T, POPOVIC I, SJOLANDER S A, et al. Comparative investigation of three highly loaded LP turbine airfoils: Part I measured profile and secondary losses at design incidence[R]. ASME Paper GT2007-27537, 2007.
- [7] ZORIC T, POPOVIC I, SJOLANDER S A, et al. Comparative investigation of three highly loaded lp turbine airfoils: Part II measured profile and secondary losses at off-design incidence[R]. ASME Paper GT2007-27538, 2007.
- [8] 张华良, 谭春青, 董学智, 等. 超高负荷涡轮弯曲叶栅的实验研究[J]. 航空动力学报, 2009, 24(10): 2314-2318.
ZHANG Hualiang, TAN Chunqing, DONG Xuezh, et al. Experimental investigation on the influence of bowed blade in ultra-highly loaded turbine cascade[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(10): 2314-2318. (in Chinese)
- [9] 杨林, 乔渭阳, 罗华玲, 等. 低雷诺数高负荷低压涡轮叶型的气动设计[J]. 航空动力学报, 2013, 28(5): 1019-1028.
YANG Lin, QIAO Weiyang, LUO Hualing, et al. Aerodynamic design of highly-loaded blade in low-pressure turbine with low Reynolds number[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(5): 1019-1028. (in Chinese)
- [10] 孙爽, 雷志军, 卢新根, 等. 基于表面粗糙度的超高负荷低压涡轮叶片附面层控制[J]. 航空动力学报, 2016, 31(4): 836-846.
SUN Shuang, LEI Zhijun, LU Xingen, et al. Boundary layer control of ultra-high-lift low pressure turbine blade with surface roughness[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(4): 836-846. (in Chinese)
- [11] 董明, 葛宁, 陈云. 跨声速涡轮叶栅激波损失控制方法[J]. 航空动力学报, 2018, 33(5): 1226-1235.
DONG Ming, GE Ning, CHEN Yun, Shock loss control

methods for transonic turbine cascades[J]. Journal of Aerospace Power, 2018, 33(5): 1226-1235. (in Chinese)

[12] GIER J, ARDEY S. On the impact of blade count reduction on aerodynamic performance and loss generation in a three-stage LP turbine[R]. ASME Paper 2001-GT-0197, 2001.

[13] HASELBACH F, SCHIFFER H P, HORSMAN M, et al. The application of ultra high lift blading in the BR715 LP turbine[J]. Journal of Turbomachinery, 2002, 124(1): 45-51.

[14] 陈云, 王雷, 王刚. 大涵道比发动机多级低压涡轮气动设计[J]. 航空发动机, 2013, 39(4): 51-55.
CHEN Yun, WANG Lei, WANG Gang. Aerodynamic design of multistage low pressure turbine for high bypass ratio aeroengine[J]. Aeroengine, 2013, 39(4): 51-55. (in Chinese)

[15] BUNKER R S. A review of shaped hole turbine film-cooling technology[J]. Journal of Heat Transfer, 2005, 127(4): 441-453.

[16] KOFF B L, KOFF B L. Gas turbine technology evolution: a designer's perspective[J]. Journal of Propulsion and Power, 2004, 20(4): 577-595.

[17] TOM S, VIGER Y. Aerodynamics heat transfer materials and mechanics[M] // BOGARD D G, THOLE K A. Film Cooling, Reston, US: AIAA, 2014.

[18] STEPHAN B, KRÜCKELS J, GRITSCH M. Investigation of aerodynamic losses and film cooling effectiveness for a NGV profile[R]. ASME Paper GT2010-22810, 2010.

(编辑: 王碧琚)