

超 / 跨声涡轮尾缘掠技术数值研究

宋红超¹, 李 鑫², 朴龙贤³, 薛伟鹏⁴, 季路成²

(1. 中国航空发动机研究院, 北京 101304; 2. 北京理工大学, 北京 100081; 3. 中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015; 4. 中国航发四川燃气涡轮研究院, 成都 610000)

摘要: 为了探究局部掠结构对涡轮气动性能的影响, 本文以某超 / 跨声涡轮平面叶栅为案例, 对整体掠型和端区尾缘掠的效果与机理进行数值研究。研究表明: 涡轮中掠影响与风扇 / 压气机中的类似, 主要通过改变展向各基元工况或负荷影响整体性能; 合适的端区尾缘掠型在保证工况或负荷基本一致的情况下能够削弱端区 3 维激波强度, 为超 / 跨声涡轮弱化激波带来新思路。

关键词: 超 / 跨声涡轮; 掠型; 尾缘掠; 展向负荷匹配; 3 维激波; 航空发动机

中图分类号: V211.6

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2019.04.001

Numerical Research on the Tailing-edge Sweep of Super/Transonic Turbine

SONG Hong-chao¹, LI Xin², PIAO Long-xian³, XUE Wei-peng⁴, JI Lu-cheng²

(1. Aero Engine Academy of China, Beijing 101304, China; 2. Beijing Institute of Technology, Beijing 100081, China; 3. AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China; 4. AECC Sichuan Gas Turbine Research Establishment, Chengdu 610000, China)

Abstract: In order to investigate the influence of local sweep structure on the aerodynamic performance of turbine, the effect and mechanism of integral sweep type and end-region trailing-edge sweep were studied by taking a plane cascade of super/transonic turbine as an example. The study shows that the influence of the sweep in the turbine is similar to that of the fan/compressor, which mainly affects the overall performance by changing the spanwise working condition or the load of each unit. The appropriate end-region trailing-edge sweep can weaken the 3D shock wave strength of the end-region under the condition that the working condition or the load is basically the same, so as to provide a new way for the super/transonic turbine to weaken the shock wave.

Key words: super/transonic turbine; sweep; tailing-edge sweep; spanwise-loading matching; 3D shock wave; aeroengine

0 引言

掠技术作为提升风扇 / 压气机效率、扩展其稳定裕度的重要措施备受关注。自 20 世纪 50 ~ 70 年代间 Beatty、Smith & Yeh 等^[1-2]将掠概念引入到风扇 / 压气机后, 掠技术发展大致经历 4 个阶段^[3]: 掠概念初步探索、后掠技术深入研究、跨声压气机前掠技术研究和亚声压气机掠叶片深入研究阶段。时至今日, 风扇 / 压气机中掠技术已基本成熟, 成为 3 维叶片设计中的关键技术。

对于掠对风扇 / 压气机气动性能影响及机理已形成丰富认识。1986 年美国空军基地转子试验第 1 次显示后掠的效率收益^[4-5], 推动 3 维激波模型^[6]充分

发展; 1997 年 Wadia^[7]通过系列转子设计与试验证实, 对于尖部起决定作用的跨声风扇, 尖部负荷系数较大、叶表附面层向尖部堆积导致激波 / 附面层干扰损失增加, 前掠能够改善这些影响使风扇 / 压气机具有更高效率和裕度; Denton 与 Xu^[8]将掠弯对失速边界影响的原因归结为尖区内由于激波垂直于机匣而有固定不动的趋势, 前掠增加激波与前缘间距, 因而扩稳; 文献^[9]就后掠转子、前掠转子和轴向超声激波转子的设计过程发表见解: 如果将失速裕度大、小的结论分别赋予前、后掠叶片, 那么前缘形状并不单独决定叶片掠型归属, 喉道空间位置更为关键。国内关于掠叶片研究源于 90 年代末^[10], 周盛、陈懋章、桂幸民等大

收稿日期: 2019-01-16 基金项目: 国家自然科学基金(51676015)资助

作者简介: 宋红超(1986), 男, 博士, 工程师, 主要从事仿真技术研究工作; E-mail: jilc@bit.edu.cn。

引用格式: 宋红超, 李鑫, 朴龙贤, 等. 超 / 跨声涡轮尾缘掠技术数值研究[J]. 航空发动机, 2019, 45(4): 1-8. SONG Hongchao, LI Xin, PIAO Longxian, et al. Numerical research on the tailing-edge sweep of super/transonic turbine[J]. Aeroengine, 2019, 45(4): 1-8.

批学者对气动掠型进行了深入研究;季路成经过相关研究后认为,掠作为叶片设计的1个自由度,通过叶片基元负荷全工况范围内的展向匹配影响轴流压气机失速裕度,在折衷过程中通过激波、附面层、泄漏流、二次流等因素对性能产生影响^[3,11-13]。

在风扇/压气机领域掠技术蓬勃发展的背景下,涡轮领域相关研究逐步开展,Lewis R I^[14-15],Pullan G^[16]等以试验和数值结合方式探究了掠对涡轮气动性能影响。尽管涡轮中掠研究相较于风扇/压气机的较少,但其对涡轮影响正逐步受到关注。

尤其近几十年来,在蒸汽轮机领域,随着航空发动机推重比要求的提高,航空发动机涡轮领域也正逐步向超/跨声高负荷方向发展,随之产生的复杂3维激波成为涡轮内越发受到关注的重要流动结构。其产生的损失及下游干扰问题可能严重影响超/跨声涡轮气动性能,并对冷却特性产生影响。鉴于风扇/压气机中通常使用掠型削弱激波强度、降低激波/附面层干扰损失,以及涡轮中掠叶片技术尚未明晰的局面,本文以超/跨声涡轮为应用对象,采用数值方法研究掠叶片应用于涡轮的效果和影响机理,探讨涡轮中应用掠叶片技术的可行性。

1 研究思路与方法

本文拟探究掠对超/跨声涡轮流动,尤其是激波现象的影响,为此,选取主要研究对象为具备典型强激波结构的“1+1/2”对转涡轮^[12-13]高压转叶,研究过程如下:构造涡轮平面叶栅整体掠型,探讨掠对超/跨声涡轮内部流动的基本影响及影响机理;构造若干局部掠型方案——尾缘掠,研究尾缘掠效果及机理;改善直接尾缘掠的流动恶化问题,提升尾缘掠应用能力。

上述环节主要掠方案包括探究掠型一般性影响的整体掠及本文主要研究对象尾缘掠。前者构造方式为调节平面叶栅积叠线,依线性关系对各基元截面进行轴向与周向平移处理,且为保证掠变换前后二面角变化最小,最终选用沿弦向的基元截面变换关系;尾缘掠,指仅在叶片局部展高内尾缘区域添加、保持喉道前区域完全不变的掠型。为有效和稳定实现尾缘掠变换,本文开发1套以喉道后弦向拉伸为主、配合旋转变换的尾缘掠构造方法,保证喉道前叶片几何形状完全不变的同时,对后部区域拉伸及旋转,实现具有些许

弯的掠造型,尾缘掠构造过程基元截面如图1所示。



图1 尾缘掠构造过程基元截面

尾缘掠构造具体过程如下:

- (1)基于基元截面展向相对位置,依据贝塞尔曲线关系计算此截面掠变换的拉伸比例与旋转角度参数;
- (2)根据截面旋转角度控制参数,以前缘为旋转中心进行旋转变换;
- (3)设定吸力面和压力面变换起始位置,依据贝塞尔曲线关系确定旋转后叶型每一位置与原型对应点间的变换比例,并依据此比例完成最终旋转变换;
- (4)根据截面拉伸比例控制参数,分配从前缘至尾缘0-1的相对拉伸比例进行拉伸变换;
- (5)以吸力面和压力面变换起始位置为起点,以类似(3)过程完成最终拉伸变换。

以高压转叶中展截面为基元构造平面叶栅,研究过程中几何模型包括1组展向较高的用于探究整体掠型效果的平面叶栅,与1组一般展高的用于探究尾缘掠效果的平面叶栅,前者展高较高的目的主要为增加激波损失在整体损失中所占比例。依据对转涡轮中叶栅相对位置对流动工况进行等效简化,确定涡轮流动条件,进口边界条件:总温为480 K,总压为250 kPa,进口气流角(较于轴向)为 -32° ;出口边界条件:叶栅出口平均静压为70 kPa。

网格用AutoGrid5生成,最小近壁间距为0.005 mm,单排网格量为90~100万,如图2所示。数值仿真选用Numecca商业软件。



图2 网格结构

基于上述研究对象支撑及研究思路指导,针对超/跨声涡轮开展掠流动的影响及机理分析和3维激波弱化的应用研究。

2 整体掠对超/跨声涡轮影响

为探究掠对超/跨声涡轮内部流动影响机制,并尽量减少涡轮3维结构与展向气动特性对掠的附加

影响,借鉴压气机掠的应用方式,首先对涡轮平面叶栅构造整体掠,包含 $10^{\circ} \sim 45^{\circ}$ 共 5 个掠角方案。

基于第 1 章平面叶栅模型构建整体掠, 0° 与 30° 掠型方案叶片与流道结构如图 3 所示,Numeca 数值仿真获得的整体性能评估见表 1。

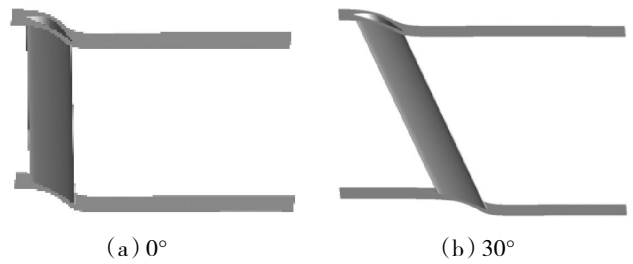


图 3 0° 与 30° 掠型方案叶片与流道结构

表 1 整体掠方案性能评估

方案	流量 / (kg/s)	总压恢复系数 / %	方案	流量 / (kg/s)	总压恢复系数 / %
原型	1.240	90.36	25°	1.448	90.91
10°	1.275	90.46	30°	1.538	91.34
20°	1.375	90.58	45°	1.876	92.63

从表中可见,仅从总压恢复系数角度分析,随掠角增大,涡轮平面叶栅整体性能有明显提升, 45° 方案总压恢复系数增幅甚至达 2.27%;然而,掠角增大使平面叶栅流量大幅增加, 45° 方案的流量变化率高达 51.3%,工况严重偏移,从而使总压恢复系数增大带来性能提升的可信度大幅降低。

为深入分析整体掠流动影响机制,以原型、 20° 和 30° 掠型方案为例,探究整体掠引发的流动变化。

首先确认平面叶栅主要流动结构。原型、 20° 和 30° 方案中展截面马赫数如图 4 所示。

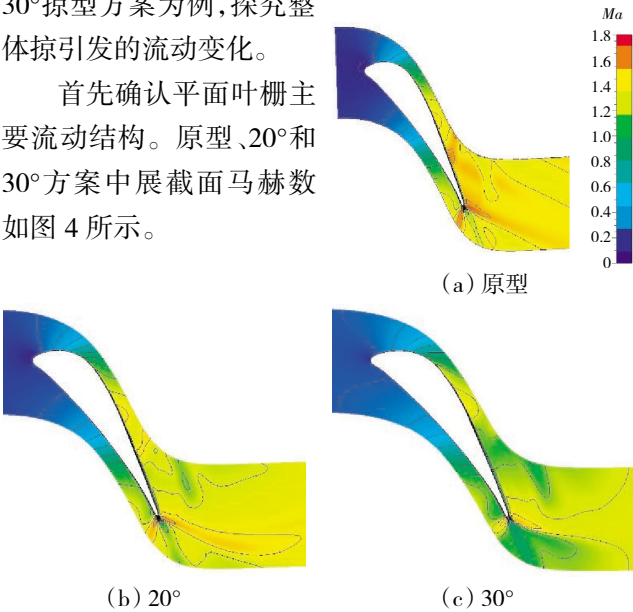


图 4 原型、 20° 和 30° 方案中展截面马赫数

从图中可见,掠变换后中展截面内流动结构未发生本质变化,但随掠角增大,波前马赫数明显降低,中展截面激波强度大幅减小。

与压气机类似,超 / 跨声涡轮可视为无限多个基元流管(无限小展高的小涡轮)流动的展向匹配。经过整体掠变换后,平面叶栅展向结构不再对称,势必产生展向方向流动, 20° 方案子午流面如图 5 (a) 所示。分别提取 1 和 2 位置处 S3 截面静压云图可以发现,位置 1 处主要受驻点效应影响,驻点处流速低,压强相对较高,使得通道相对高压区集中在叶片下方区域与压力面附近区域;位置 2 处则受顺压流动影响,静压分布关系与位置 1 处的相反,机匣附近为低压区。此种形式静压展向分布势必造成叶片力展向分力,在位置 1 处从机匣指向轮毂,而在位置 2 处则由轮毂指向机匣。

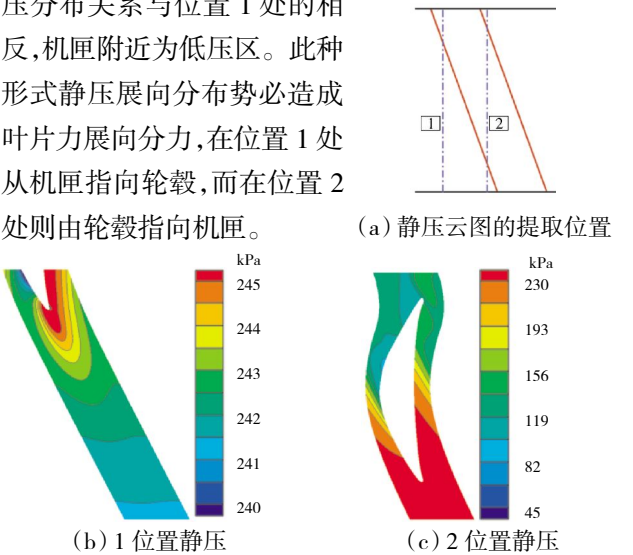


图 5 子午面内 2 轴向位置 S3 截面静压分布

受叶片力影响,掠叶片展向流管发生倾斜。原型、 20° 和 30° 掠方案展向流线如图 6 所示。从图中可见,涡轮叶片后掠后,叶片前流线自叶尖向叶根方向偏转,愈靠近机匣偏转愈严重;经过一定距离后,偏转方向改变,愈靠近轮毂偏转愈剧烈;且由于图 5 中位置 2 处展向压差更大、流体速度更高,流线向机

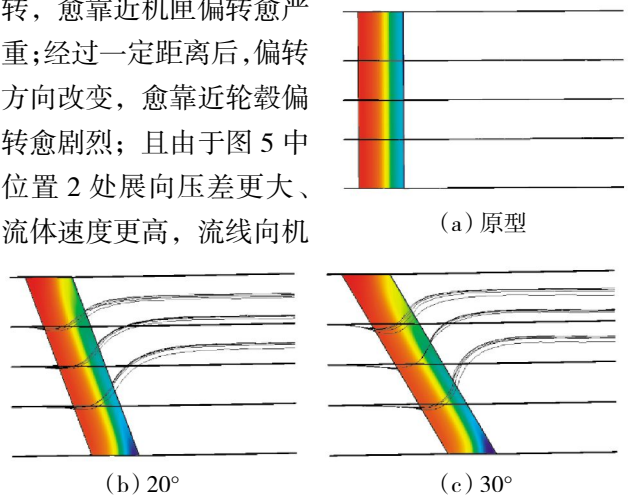


图 6 展向流线结构

匣的偏转程度比向轮毂(叶片前区域)得更大。

剧烈流线偏转预示的展向流管扭转决定了平面叶栅展向流通能力分配,继而引发展向各基元截面的流动工况变化。表征展向流通能力分配的展向密流曲线如图7(a)所示,反映工况变化的展向马赫数与无量纲总压(相较于进口总压)分布曲线分别如图7(b)、(c)所示,其纵轴均为展向相对高度。由于叶片前流线下偏,进口位置机匣处流通能力降低而轮毂处流通能力小幅提高;与之相反,在出口位置机匣处流通能力大幅提高而在轮毂处流通能力大幅降低。展向流管流通能力大幅改变,引发流管工况剧烈变化。在轮毂处叶片下游由于流线上抬致使附面层变厚,减小叶根区域流管相对出口面积,降低超声流动出口马赫数,保持出口静压不变条件下总压降低;在机匣处由于流线上抬,马赫数与总压变化关系与轮毂处的相反。

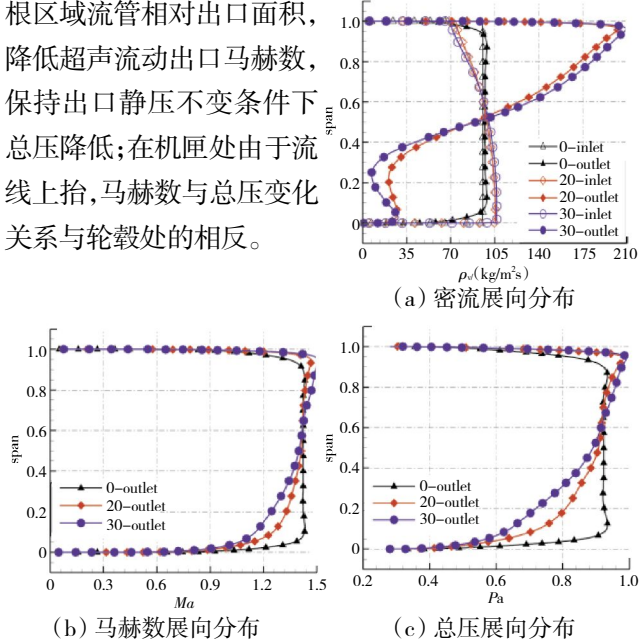


图7 密流、马赫数与总压展向分布

结合上述分析,掠对超/跨声涡轮气动影响可视为展向匹配改变引发的负荷与工况变化。参考压气机中掠型对流动效率的影响机制^[3,11],从附面层及激波的角度展示展向负荷匹配变化下涡轮总压恢复系数变化的流动解释。

截取原型、20°和30°方案出口截面轮毂与机匣处3个不同周向位置的速度型分布,如图8所示。从图中可见,原型(0°方案掠型)由于对称关系不存在展向流动,轮毂与机匣处速度型基本一致;随掠角增大,轮毂处附面层逐渐加厚,近壁面速度减小,而机匣处附面层变薄,近壁面速度略有增大。经过整体掠变换,轮毂处附面层损失加剧而机匣处附面层损失削弱,且整体而言,附面层损失受轮毂区域影响更大。

超/跨声涡轮激波损失是除附面层损失的另一主要损失源,其损失大小主要受波前法向马赫数影响。提取各展向截面波前绝对马赫数展向分布,如图9所示。从图中可见,虽然叶根区域压力面波前绝对马赫数略有升高,但整体而言,吸力面与压力面2道斜激波马赫数均明显降低;同时,根据如图10所示的激波面分布,3维激波倾角 β (定义为3维激波面与径向方向夹角)逐渐加大,致使波前法向马赫数更低,激波损失进一步减小;受流线偏斜影响,叶尖区原激波结构受到下方低马赫数流体冲击,激波结构受到破坏,流动马赫数降低,甚至完全消除激波现象。

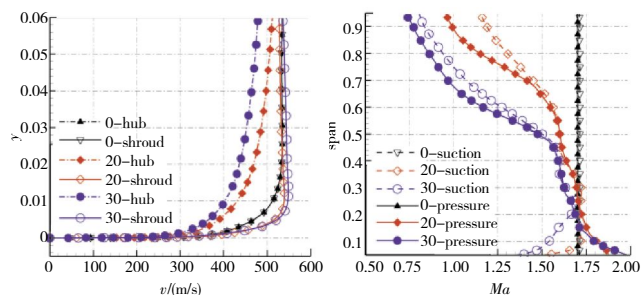


图8 出口固壁处速度型 图9 波前绝对马赫数展向分布

综上,超/跨声涡轮平面叶栅经过整体掠变换后,流线上抬、展向负荷重新分配,流管工况剧烈改变,并通过附面层、激波等流动现象,共同提升超/跨声涡轮直立叶栅性能。然而,工况改变如此之重情况下的性能提升并不具备实际应用价值,真实优化设计过程中往往需要保持工况的一致性。为将掠技术可控地应用于超/跨声涡轮,

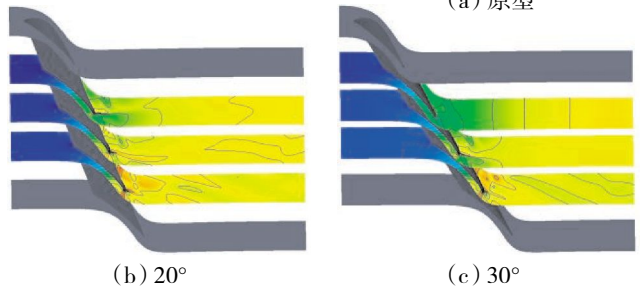


图10 截面马赫数及3维激波结构

3 尾缘掠影响

基于第1章尾缘掠造型方法,首先通过调整旋转

角度,构造了若干保持 S1 截面出口面积不变的尾缘掠方案,其控制参数与气动性能评估见表 2,35%展高部分尾缘掠叶片结构如图 11 所示。为便于与后续其他尾缘掠方案区分,特称保持出口面积不变的尾缘掠为“直接”尾缘掠。

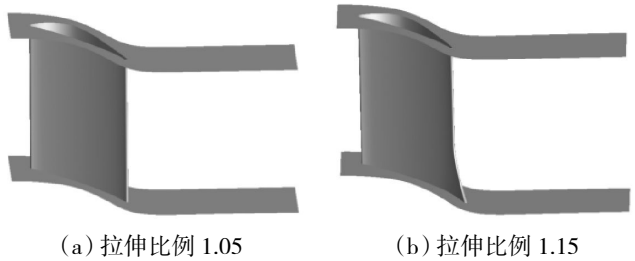


图 11 35%展高部分尾缘掠叶片结构

根据表 2 可判断,尾缘掠未造成流量变化,维持涡轮叶栅工况相对稳定,展示了控制喉道前叶型形状的巨大优势;然而,构造尾缘掠后,总压恢复系数在一定程度上反而相较于原型有所减小,且在同一高度下掠型长度愈长总压恢复系数愈小,同一掠型长度下高度愈高总压恢复系数愈小。为探究尾缘掠对流动的影响及性能恶化的气动机理,仿照整体掠研究思路,从展向匹配与附面层和激波角度进行若干分析。

表 2 整体尾缘掠性能评估

展高	无掠原型 / 倍叶长	流量 / (kg/s)	总压恢复系数 / %
25%	无掠原型	0.5983	90.83
	1.05	0.5983	90.75
	1.10	0.5983	90.59
	1.15	0.5983	90.42
	1.20	0.5982	90.24
35%	1.05	0.5983	90.77
	1.10	0.5983	90.67
	1.15	0.5983	90.55
	1.20	0.5982	90.40
50%	1.05	0.5983	90.76
	1.10	0.5983	90.69
	1.15	0.5983	90.61
	1.20	0.5982	90.48

不同尾缘掠拉伸比例 35%展高尾缘掠方案的局部流线如图 12 所示。据此判断,类似于整体掠型,尾缘掠亦将超 / 跨声涡轮叶根区域流线向叶尖方向挤压;随掠角增大,流线上抬程度加大。换言之,即使涡轮叶栅喉道前叶型没有任何变化,展向流管形状、展

向负荷亦发生一定程度变化。在 35%展高下 4 组不同尾缘掠方案的密流展向分配如图 13 所示。其中,由于叶栅前流线未偏转,进口截面展向流通能力未发生变化;随掠角增大,叶根流线上抬加剧,出口截面近轮毂区流通能力降低;为维持整体流量稳定,叶中部分展向截面摊分叶根处减小的流量,流通能力获得一定程度增加,保证叶尖区域流通能力基本不变。总体而言,尾缘掠致使叶根处流线挤压上抬,密流曲线在合面积不变的前提下发生“挤压”上抬形式的变形。

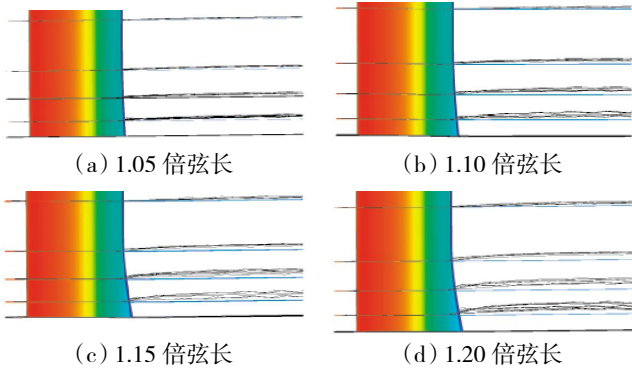


图 12 35%展高尾缘掠方案的局部流线

35%展高方案下出口马赫数、无量纲总压的展向分布曲线如图 14 所示。据此可判断,添加尾缘掠后,叶根区域马赫数与总压展向分布曲线同样受到尾缘掠的“挤压”而向右上方挪动;近轮毂区流线上抬,流动速度和总压比均减小;与之紧密毗邻的区域内变化情况恰与之相反,流动速度和总压比均增大;其它区域内涡轮工况性能均与原型的保持一致。

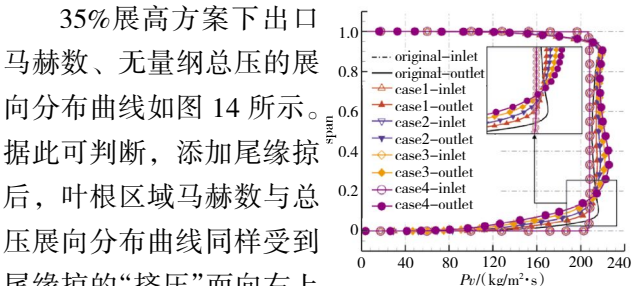


图 13 35%展高不同尾缘掠方案密流展向分配

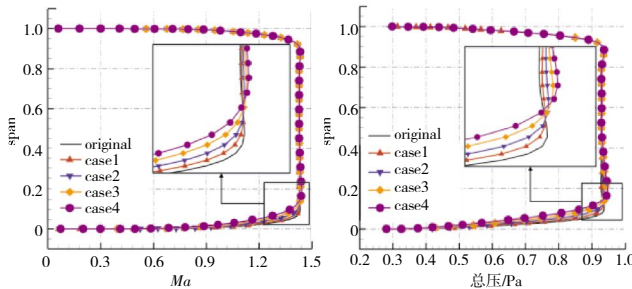


图 14 35%展高下马赫数与无量纲总压展向分布曲线

直接尾缘掠方案中掠角愈大(同构造高度下拉伸

弦长越大,或同拉伸弦长下高度越小),流线上抬情况越严重,涡轮总压恢复系数愈小。根据流线及密流与总压展向分布曲线可以判断,相较于无掠叶栅,尾缘掠新增损失主要集中在近轮毂区域,而此区域内不可忽视的重要损失来源——附面层损失,受流线上抬影响而增大,或是导致整体性能恶化的原因,同时毗邻区域内总压性能获得一定程度的提升或可解释为尾缘掠对削弱 3 维激波强度的贡献。换言之,为探求尾缘掠通过 3 维激波倾斜而具有的激波弱化能力,需排除附面层变厚因素对总体性能影响。结合研究思路与应用实际,基于直接尾缘掠方法,开展了增大尾缘掠出口面积的尝试。

考虑叶栅各展向截面流道出口面积在直接尾缘掠方案中均相等,增加叶根处叶栅截面出口面积可使流动产生展向向下的分量,从而达到平衡流线的目的。为此,基于表 2 中 25%和 50%展高方案 2 的直接尾缘掠,构造 4 套截面出口面积分布方案,如图 15 所示,获得总体性能评估见表 4。

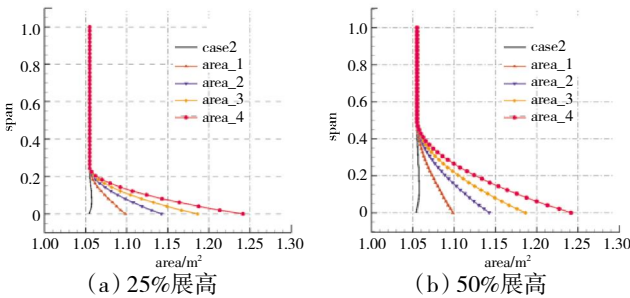


图 15 2 种展高不同方案掠型喉道后流通面积变化

表 4 变出口面积尾缘掠性能评估

展高		流量/(kg/s)	总压恢复系数/%
25%	直接尾缘掠方案	0.5982	90.59
	1	0.5982	90.73
	2	0.5982	90.78
	3	0.5982	90.79
	4	0.5981	90.77
50%	直接尾缘掠方案	0.5982	90.69
	1	0.5982	90.86
	2	0.5982	90.95
	3	0.5982	90.99
	4	0.5981	90.93

从图中可见,各改进方案均通过调整尾缘掠造型的旋转角度参数实现。从表中可见,基于小流量变化下,涡轮叶栅整体性能可随叶根截面出口面积的增加

而提升,总压恢复系数甚至可超过无掠直立叶栅的,显示了此种尾缘掠的优势,虽然提升较小,但由于平面叶栅结构简单与设计方案粗糙等因素,此处仅做定性分析。

不同展高的方案 4 流线结构如图 16 所示。从图中可见,出口面积调整可有效下压直接尾缘掠引发的流线上抬,甚至完全改变流线偏转方向,进而减少轮毂附面层损失;虽然图 16 中流线已经下压,但可以判断,出口面积增加过程中必然存在 1 个面积分布使得流线完全平直。此时,在 25%展高改进方案出口密流分布曲线中近轮毂区流通能力增强,而叶中区域原本增加的流通能力被降低,如图 17(a)所示;印证在总压展向曲线上,近轮毂损耗区的总压恢复系数逐步增大,并逐步与无掠原型重合,而在毗邻轮毂的增益区内,增大的总压系数仍未减小,符合并实现了直接尾缘掠的改进初衷。

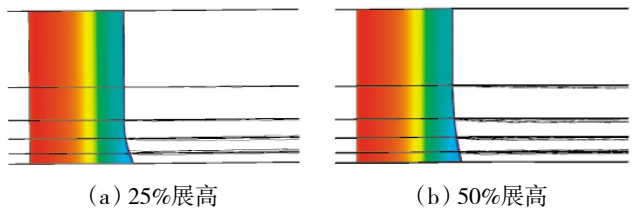


图 16 2 种高度尾缘掠 S2 截面展向流线结构

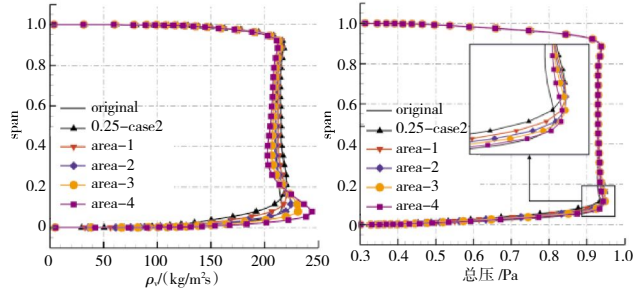


图 17 出口密流、马赫数及无量纲总压展向分布

然而,增加出口面积后,存在流线下偏使得附面层损失少于无掠原型叶栅的可能,虽然此时性能得到提升,但并非尾缘掠的有效增益。为排除此种情况,在 25%和 50%展高的各组设计方案出口轮毂速度型曲线如图 18 所示。从图中可见,随出口面积增加,尾缘掠模型的速度型曲线逐渐向无掠叶栅靠拢,附面层高度逐渐降低,对于 50%展高,某面积方案速度型甚至可以与原型的基本重合,有效印证了增加出口面积减少附面层损失的有效性;同时,减少后的附面层损失尚未低于原型叶栅的,印证了总压恢复系数比无掠

叶栅大的原因并非主要来自于附面层损失的减少,而应来自于涡轮平面叶栅的另一主要损失源——激波。

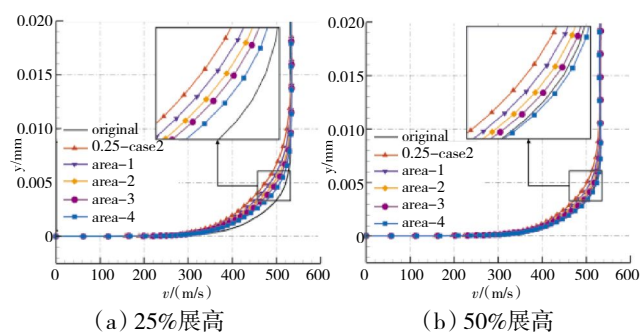


图 18 2种展高不同方案轮毂速度型

为印证激波强度变化关系,给出了各方案波前马赫数分布,如图 19 所示。从图中可见,恰当调整面积的尾缘掠造型,其吸力面与压力面的波前绝对马赫数均比原型无掠叶栅的低;同时考虑类似于图 10 的 3 维激波倾斜进一步减小激波强度,使激波损失显著减少。

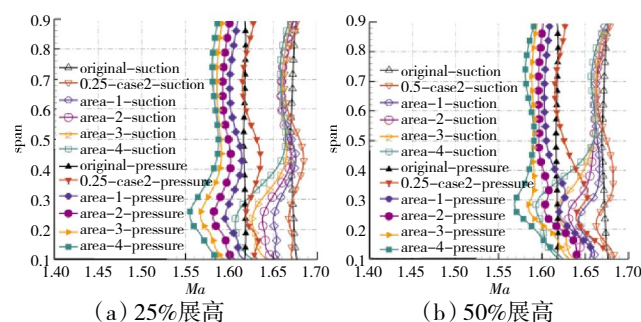


图 19 2种高度不同方案波前绝对马赫数展向分布

然而,考虑尾缘掠构型中叶片截面内喉道前几何形状完全不变,喉道后方的拉伸和旋转操作均会导致尾缘变形,从而影响出口气流角分布,改变设计阶段结果。为评定此风险,给出了出口气流角展向分布曲线,如图 20 所示。从图中可见,直接尾缘掠与修改面积尾缘掠均会导致出口气流角出现偏差,直接尾缘掠的偏差较大,最大为 2° ;随出口面积增加,此误差先

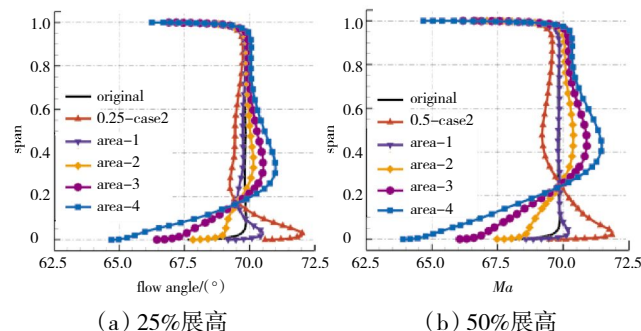


图 20 2种展高不同方案出口气流角展向分布

减小,继而再次增大;恰当的尾缘掠方案可保证出口气流角与原型的基本一致,见 2 个算例中方案 1,且保证性能获得提升。可以判断,一方面,尾缘掠造型易引出口气流角变化,影响设计方案;另一方面,可以找到若干尾缘掠造型,在保证出口气流角分布基本不变的前提下获得性能提升。

综上所述,尾缘掠能够在保证流量基本不变的前提下,迫使超/跨声涡轮 3 维激波发生倾斜的同时降低波前马赫数,减少激波损失,与因流线上抬、浸润面积增加带来的附面层损失效应结合,体现整体损失情况;适当调节出口面积的尾缘掠可有效减小附面层损失影响,并在一定程度上弱化尾缘掠对出口气流角影响,是弱化 3 维激波的有效尾缘掠应用方式。

4 结论

本文以掠在超/跨声涡轮中应用为研究思路,基于平面直立叶栅模型构造整体掠与尾缘掠,从展向负荷分配的角度分析了掠对超/跨声涡轮流动的影响机理,并以避免流动工况改变为技术要求,通过抬升轮毂以及适量增加近轮毂区通道出口面积的方法改进直接尾缘掠应用,提升超/跨声涡轮性能。获得了如下结论:

(1) 涡轮掠可通过改变展向叶片力分布,重新组织展向流管形状,影响展向负荷与流管工况匹配,继而通过附面层、激波等流动现象影响涡轮工作性能;

(2) 直接尾缘掠不改变喉道前叶片结构,维持涡轮工况相对稳定,适宜对既定设计方案的优化改进;但鉴于叶根处流线上抬以及叶片浸润面积增加,轮毂附面层增厚,减少的激波损失无法弥补增加的附面层损失时,工作性能恶化;

(3) 由于喉道后叶片截面的拉伸与旋转操作,尾缘掠造型易引发尾缘局部变形,进而改变出口气流角,是尾缘掠所引发的风险,但可通过适当调节参数降低该风险;

(4) 无论整体掠或尾缘掠,经过掠设计,2 道尾缘 3 维激波倾角加大,同时大部分展向截面内波前马赫数在一定程度上降低,确保激波强度削弱;减小附面层损失变化影响的尾缘掠造型技术为超/跨声涡轮激波弱化提供了新思路。

参考文献:

- [1] Beatty L A, Savage M, Emery J C. Low speed cascade tests of two 45

- degree swept compressor blades with constant spanwise loading[R]. NASA -RM-1954-L53L07.
- [2] Smith L H, Yeh H. Sweep and dihedral effect in axial flow turbomachinery[J]. Basic Engineering, 1963, 85(3): 401-414.
- [3] 季路成, 陈江, 林峰. 轴流压气机设计中“掠”的另类认识[J]. 工程热物理学报, 2005, 26(4): 567-571.
- JI Lucheng, CHEN Jiang, LIN Feng. Another view of sweep in axial compressor [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2005, 26(4): 567-571. (in Chinese)
- [4] Hah C, Wennerstrom A J. 3D flow-field inside a transonic compressor with swept blades[J]. Turbomachinery, 1991, 113: 241-251.
- [5] Law C H, Wadia A R. Low aspect ratio transonic rotors, Part1: baseline design and performance[R]. ASME 1992-GT-185.
- [6] Puterbaugh S L, Copenhaver W W, Hah C, et al. Investigation of an aft-swept transonic compressor rotor[R]. ASME 1996-GT-354.
- [7] Wadia A R, Szucs P N, Crall D W. Inner workings of aerodynamic sweep[J]. Turbomachinery, 1998, 120: 671-682.
- [8] Denton J D, Xu L. The effects of lean and sweep on transonic fan performance[R]. ASME 2002-GT-30327.
- [9] 季路成, 项林, 邢秀清, 等. 由两个风扇转子设计得到的启示[J]. 工程热物理学报, 2001, 22(1): 48-50.
- JI Lucheng, XIANG Lin, XING Xiuqing, et al. Revelation from the design of two rotor [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2001, 22(1): 48-50. (in Chinese)
- [10] 邢秀清. 跨声风扇弯掠气动数值最优化[D]. 北京: 北京航空航天大学研究生院, 1999.
- XING Xiuqing. Numerical optimum design of the sweep of transonic fan [D]. Beijing: Graduate School of Beihang University, 1999. (in Chinese)
- [11] Ji L C, Chen J, Lin F. Review and understanding of sweep in axial compressor design[R]. ASME 2005-GT-68473.
- [12] 季路成, 钟文涛, 徐建中. 关于 1+1/2 对转涡轮的基本分析和初步设计[J]. 工程热物理学报, 2001, 22(2): 167-170.
- JI Lucheng, ZHONG Wentao, XU Jianzhong. Basic analysis and initial design of the 1+1/2 turbine[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2001, 22(2): 167-170. (in Chinese)
- [13] 季路成, 陈江, 项林, 徐建中. 1+1/2 对转涡轮模型试验件气动设计[J]. 工程热物理学报, 2003, v24(6): 943-946.
- JI Lucheng, CHEN Jiang, XIANG Lin, et al. Aerodynamic design of experimental model of 1+1/2 turbine [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2003, v24(6): 943-946. (in Chinese)
- [14] Graham D, Lewis R I. Surface vorticity analysis of 3-dimensional flow through strongly swept turbine cascades [J]. Journal of Mechanical Engineering Science, 1974, 6: 425-433.
- [15] Hill J M, Lewis R I. Experimental investigations of strongly swept turbine cascades with low-speed flow [J]. Journal of Mechanical Engineering Science, 1971, 16: 32-40.
- [16] Pullan G, Harvey N W. Influence of sweep on axial flow turbine aerodynamics at midspan [J]. Journal of Turbomachinery, 2007, 129: 591-598.

(编辑: 刘 亮)