文章编号:1000-8055(2024)07-20220069-12

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220069

轴流压气机叶片与机匣处理一体化优化设计

范忠岗^{1,2,3,4},巴顿^{1,2,3,4},邱佳慧^{1,2,3,4},杨晨^{1,2,3},杜娟^{1,2,3,4}

(1. 中国科学院工程热物理研究所先进燃气轮机实验室,北京100190;

2. 中国科学院先进能源动力重点实验室,北京 100190;

3. 中国科学院 轻型动力创新研究院,北京 100190;

4. 中国科学院大学 航空宇航学院,北京 100049)

摘 要: 针对一台低速轴流压气机搭建了叶片与机匣处理一体化优化设计平台,基于自由变形技术关 联设计参数与工程参数,实现多目标优化。综合考虑效率和裕度指标,在峰值效率不降的情况下获得了 7.21%的裕度拓宽量。针对最优方案,分析了叶顶堵塞及损失分布,探讨了叶片与机匣处理一体化优化设计 的扩稳机理。研究发现:叶片弯掠和机匣处理组合作用下,最大堵塞位置由 24.7% 叶顶轴向弦长后移至 33.6% 叶顶轴向弦长,最大损失位置由 21.4% 叶顶轴向弦长后移至 30.6% 叶顶轴向弦长,叶顶泄漏涡的抑制和 低能堵塞区的消除是一体化优化设计扩稳的主要原因。

关键词:轴流压气机;自由变形技术;一体化优化设计;扩稳;堵塞;熵产率中图分类号: V231.3 文献标志码: A

Integrated design optimization of blade and casing treatment in axial compressor

FAN Zhonggang^{1, 2, 3, 4}, BA Dun^{1, 2, 3, 4}, QIU Jiahui^{1, 2, 3, 4}, YANG Chen^{1, 2, 3}, DU Juan^{1, 2, 3, 4}

(1. Advanced Gas Turbine Laboratory, Institute of Engineering Thermophysics,

Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

2. Key Laboratory of Advanced Energy and Power,

Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

3. Innovation Academy for Light-duty Gas Turbine,

Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

4. School of Aeronautics and Astronautics,

University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: An integrated optimization design platform of blade and casing treatments in a low-speed axial compressor was constructed. A practical partitioning approach for free-form deformation (FFD) parameterization combined with engineer parameters was applied to achieve multi-objective optimization. Taking both efficiency and stall margin into consideration, the optimal design improves the stall margin by 7.21% with negligible peak efficiency variation. After the analysis and calculation of blockage and loss

收稿日期:2022-02-14

基金项目:国家自然科学基金(51922098);国家重大科技专项(2017-Ⅱ-0004-0017, J2019-Ⅱ-0020-0041)

作者简介:范忠岗(1998-),男,博士生,主要从事压气机流动稳定性研究。

通信作者:杜娟(1983-),女,研究员,博士,主要从事压气机内部流动失稳机理、稳定性调控策略及实验测量方面研究。 E-mail; dujuan@iet.cn

引用格式:范忠岗,巴顿,邱佳慧,等. 轴流压气机叶片与机匣处理一体化优化设计[J]. 航空动力学报, 2024, 39(7): 20220069. FAN Zhonggang, BA Dun, QIU Jiahui, et al. Integrated design optimization of blade and casing treatment in axial compressor[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(7): 20220069.

distribution, the influence mechanism on stall margin and efficiency is further studied. Results show that with the combined effected of deformed blade and casing treatment, the location of peak blockage moves downstream from 24.7% rotor tip chord to 33.6% rotor tip chord and the location of peak efficiency moves downstream from 21.4% rotor tip chord to 30.6% rotor tip chord. The main reason for stall margin improvement is the suppression of tip leakage and the elimination of low energy blockage flow at tip region.

Keywords: axial compressor; free-form deformation; integrated optimization design; stall margin improvement; blockage; entropy generation rate

轴流压气机的流动失稳现象[1]已经成为制约 航空发动机与燃气轮机研发的重要问题,拓宽稳 定工作范围,推迟流动不稳定性现象的发生已成 为迫切解决的难题。目前,压气机扩稳技术可分 为主动控制和被动控制两种。主动控制需准确的 捕捉失速先兆,并且受响应时间的限制,尚停留 在实验室阶段。相比而言,被动控制技术的研究 开展较早,已经涌现出多种方法:多级轴流压气 机中间级放气法、可调导静叶等,但它们都不同 程度的增加了机构复杂性。机匣处理[2]具有结构 简单、成本低廉、抗畸变能力强等优点,已成为叶 轮机械领域应用最为广泛的扩稳技术之一,以轴 向缝和周向槽的扩稳效果最为明显。为揭示机匣 处理的扩稳机理,科研人员开展了大量研究。研 究表明[3-4] 轴向缝的扩稳能力非常可观, 但是往往 伴随较高的效率损失,而周向槽能够以较低的效 率损失获得中等水平的裕度提升。西北工业大学 楚武利、吴艳辉课题组对轴向缝^[5]、周向槽^[6]以 及自循环机匣处理[7]进行了细致的研究,结果表 明机匣处理能够抑制叶尖泄漏涡的形成与发展, 拓宽稳定裕度。北京航空航天大学孙晓峰等^[8]、 孙大坤等^[9] 实验研究了非定常机匣处理对失速先 兆波的抑制作用,提出失速先兆抑制型机匣处理, 在效率不降的前提下使亚声速和跨声速压气机的 流量裕度分别提高 7.6% 和 6.8%。

近年来,随着优化方法和计算流体力学(CFD) 的发展,国内外学者开始着眼于轴向缝、周向槽 或组合式机匣处理构型的优化研究。目前,常见 的做法是以效率和裕度为目标函数,借助遗传算 法或神经网络寻优。Zhao 等^[10]针对跨声速压气 机构建了多目标优化平台,展开了周向槽的研究, 结果表明槽附近的径向流动削弱了叶顶泄漏流, 同时改善了吸力面的分离区。Ba等^[11]采用B样 条曲线参数化半心型轴向缝,在峰值效率仅损失 0.28%的情况下获得 19.8%的裕度改善量。综合 槽、缝的扩稳优势, Zhu 等^[12]提出一种新型耦合 式机匣处理,研究表明缝中高轴向动量的射流使 得泄漏流沿轴向倾斜,减弱了转子叶顶低速区, 获得 21.91% 的裕度提升。综上不难发现,机匣处 理优化设计已然相对成熟,且扩稳机理也比较清 晰,但叶片与机匣处理一体化优化设计尚处于空 白阶段。为适应高度集成一体化压气机设计思想, 揭示叶片与机匣处理的耦合作用,开展叶片与机 匣处理一体化优化设计已成为必然趋势。

一体化设计面临的主要难点在于如何通过较 少的设计参数实现叶片与机匣处理高自由度变形。 目前轴流压气机叶片参数化[13]的方法分为两种: 一是直接参数化叶型几何,并沿径向积叠成叶片。 包括直接参数化叶片压力面和吸力面型线、参数 化中弧线和厚度分布和参数化吸力面和厚度分布。 二是直接在现有叶片的基础上叠加修改量,生成 新叶片。众多参数化方法中,自由变形技术(FFD) 因变形能力强、参数可控、能精确的表征初始外 形并保持几何连续性备受科研人员的青睐。在气 动优化领域, FFD率先应用于机翼外形, 以较少 的参数拓宽了设计空间,获得升阻比和效率较优 的设计[14]。而其在叶轮机械内部流动中的应用尚 处于起步阶段。John 等^[15] 通过 FFD 参数化方法 优化了一台高负荷跨声速轴流压气机,获得新型 "S"状叶片,通过叶片的预压缩作用,使得激波后 移,中径附近激波前后熵增降低了 80%。Baert 等^[16]借助支持向量机和 FFD 技术针对跨声速转 子 NASA Rotor37 进行了优化设计, 通过调节控制 体顶点实现了叶片的弯、掠和扭操作,并在 MIN-AMO 优化平台中找到了一组非劣解集,设计转速 下,峰值效率提高了3.5%,近失速工况下效率提 升了 2%。此外, FFD 参数化与敏感性分析方法的 结合为广大设计人员提供了新的设计手段, Adjei 等[17] 结合自由变形技术和数据挖掘技术搭建 了多目标优化平台,通过回归分析发现叶片扭、 掠对压气机效率和压比的影响最为明显,最优设 计的压比提升了 3.62%, 效率提高了 1.32%。FFD

技术在叶轮机械中更多的应用细节可以参考 Menzel、Li、Hu等^[18-20]的工作。

本文针对一台低速轴流压气机孤立转子应 用了前缝后槽机匣处理,依托本课题组搭建的 机匣处理自动优化平台,采用自由变形技术进 行参数化,在保证效率不降的同时追求较大的 扩稳裕度,实现叶片与机匣处理一体化优化设 计。针对最优方案,深入分析叶片与机匣处理 的耦合作用,揭示一体化设计方法拓宽稳定裕 度的内在机理。

1 自由变形技术

高效快速的参数化方法需要在精确描述几何 构型的同时实现高自由度变形,同时为了避免维 数灾难,提高优化效率,设计参数应尽可能少。 本文采用自由变形技术实现变形灵活性和参数数 目的折衷。

自由变形技术由 Sederberg 和 Parry^[21]于 1986 年首次提出,一经问世,便在计算机图像处理、气 动形状优化领域取得广泛的应用。FFD 的基本思 想是受迫弹性体变形,通过建立三维笛卡儿空间 *R³* 到三维参数空间*R³* 的映射,实现物体的自由变 形,并且参数空间映射回笛卡儿空间时能够恢复 原始几何形状。具体流程如下:首先将待变形体 嵌入控制体中,创建局部坐标系(*S*, *T*, *U*)。随后 在控制体的控制边上划分节点,形成控制点。最 后建立待变形体与控制点的映射关系,通过改变 控制点的位置实现变形。起初 FFD 采用 Bernstein 基函数建立映射关系,随后又发展了均匀有理 B 样条基函数和非均匀有理 B 样条基函数,但其核 心思想并未改变,本文采用 Bernstein 基函数建立 控制体顶点与控制体内各点的函数关系。

控制体内各点坐标可通过顶点坐标叠加局部 坐标求出:

$$\boldsymbol{X}(s,t,u) = \boldsymbol{X}_0 + s\boldsymbol{S} + t\boldsymbol{T} + u\boldsymbol{U} \tag{1}$$

式中 X_0 为控制体的顶点坐标,S、T和U分别为控制体的3个方向矢量,局部坐标(s, t, u)可通过下式计算:

$$s = \frac{T \times U(X - X_0)}{T \times U \cdot S}$$
$$t = \frac{S \times U(X - X_0)}{S \times U \cdot T}$$
$$u = \frac{S \times T(X - X_0)}{S \times T \cdot U}$$
(2)

其中 $0 \leq s \leq 1, 0 \leq t \leq 1, 0 \leq u \leq 1_{\circ}$

假设在 S 方向形成 I+1 个控制点, T 方向形成 m+1 个控制点, U 方向形成 n+1 个控制点, 控制点的坐标可表示为:

$$\boldsymbol{P}_{ijk} = \boldsymbol{X}_0 + \frac{i}{l}\boldsymbol{S} + \frac{j}{m}\boldsymbol{T} + \frac{k}{n}\boldsymbol{U}$$
(3)

控制体内任意一点的坐标可以表示为控制点 坐标的线性组合:

$$X(s,t,u) = \sum_{i=0}^{l} \sum_{j=0}^{m} \sum_{k=0}^{n} B_{il}(s) B_{jm}(t) B_{kn}(u) P_{ijk}$$
(4)

式中 $B_{il}(s)$ 、 $B_{jm}(t)$ 和 $B_{kn}(u)$ 为 l、m、n 阶次的 Bernstein 基函数, 其中!表示阶乘运算。

$$B_{il}(s) = \frac{l!}{l!(l-i)!} (1-s)^{l-i} s^{i}$$

$$B_{jm}(t) = \frac{m!}{m!(m-j)!} (1-t)^{m-j} t^{j}$$

$$B_{kn}(u) = \frac{n!}{n!(n-k)!} (1-u)^{n-k} u^{k}$$
(5)

2 数值方法

2.1 压气机模型

本文研究对象为某低速轴流压气机孤立转子, 经前期实验验证,本台压气机为叶尖敏感型压气 机,通过突尖型失速先兆诱发失稳^[22]。低速轴流 压气机单转子的设计参数如表1所示。本文主要 针对设计转速开展叶片与机匣处理一体化优化 设计。

表 1 压气机单转子设计参数

	 - parameters	 	

参数	数值
设计转速/(r/min)	2 400
设计流量/(kg/s)	2.9
马赫数	0.19
转子数	60
叶顶弦长/mm	36.3
叶顶间隙/mm	0.8
叶顶轴向弦长/mm	22.8
轮毂比	0.75

2.2 数值计算方法

转子网格划分采用 NUMECA 中的 Autogrid5 模块生成 HOH 型结构化网格,进出口 H 型网格,

叶片周围 O 型网格。近壁边界层内网格采用加 密处理,第 1 层网格厚度设置为 3×10⁻⁶,保证 y⁺<1。轴向缝机匣处理网格划分采用 NUMECA 中的 IGG 模块生成蝶形网格,保证缝内所有网格 正交性大于 30°。针对单通道转子域进行了网格 无关性验证,如图 1 所示,当转子域网格数目达 到 200 万时,设计工况压升系数的变化逐渐趋于 平稳,达到网格无关性要求。最终单通道转子域 共划分 192 万网格,单个轴向缝划分 32 万网格, 单个周向槽划分 10 万网格,共计 276 万网格。





本文采用商用求解器 ANSYS 求解三维雷诺 平均 Navier-Stokes 方程, 湍流模型采用 shear-stresstransport(SST)模型。空间离散基于有限体积法。 进口给定总温(288.15 K)和总压(101 325 Pa)边 界条件,出口给定平均静压,壁面给定无滑移绝 热边界条件。在定常计算中,转静交界面使用 掺混面模型,前缝后槽机匣处理通过冻结转子 法与叶片域连接,计算域和边界条件如图2所示。 在非定常计算中,所有交界面均采用滑移网格 连接,以定常计算结果为初场加速收敛,单转子 通道的物理时间步为40,每个物理时间步下的 虚拟时间步为10。通过增加背压逼近失速点, 从而获得压气机的特性线。图 3 为原型设计 Ori.(original design)数值模拟与实验结果的特性 对比,误差在1.5%范围以内,证实了数值模拟的 有效性。







3 优化方法

3.1 FFD 参数化

根据优化理论,参数化要求设计变量能够精确表征叶片几何,John等^[15]总结对比了 Rotor37的参数化方法,基于中弧线叠加厚度分布的方案,设计变量通常要达到20个以上,基于工程参数弯、掠、扭的方案,设计变量可以降到10个以下,但叶片变形自由度又受到了不同程度的限制,甚至会产生畸形^[23]。为了获得丰富的叶片、前缝后槽机匣处理造型,实现叶片与机匣处理一体化优化设计。本文采用自由变形技术实现参数化,通过移动控制点改变叶片与机匣处理的形状,在保证几何连续性的同时谋求更高的变形自由度,寻找效率不降裕度拓宽的设计。

Du 等^[24]和 Lu 等^[25]分别研究了机匣处理在 跨声和低速轴流压气机的扩稳机理,研究表明施 加机匣处理推迟了叶顶泄漏流与主流交界面的溢 出,叶尖流场结构对稳定性有着非常重要的影响。 因此本文 FFD 控制体分别囊括转子顶部和轴向 缝,由 2×3×3×3 共 54 个控制点组成,如图 4 所 示。周向槽通过一个设计变量实现缩放。每个控 制点可以独立的在 *S*、*T* 方向上移动,因此产生了 108 个设计参数。为了避免维度灾难,提高优化 效率,并保证交界处叶片的几何连续性,基于分 组变形的思想,通过改变一组控制点的位置,实



现叶片和机匣处理的弯、掠、扭变形,大大缩短了 优化周期。在优化过程中,由于轴向弦长与叶片 弯度不断改变,而轮毂比和叶片数保持定值,会 带来稠度的变化,从而影响黏性损失。当叶片无 法匹配来流马赫数时,会产生较大的分离损失, 使得压气机性能畸变,因此参数范围的选取至关 重要。经过前期文献调研,控制点的组合以及参数的变化范围详见表 2,其中长度均由叶顶轴向 弦长(*C*ax)无量纲化。

3.2 优化目标

本文优化目标是在效率不降的前提下, 拓宽 稳定性裕度, 因此选取稳定裕度拓宽量 (stall margin improvement, SMI, 量符号记为 I) 与峰值多变 效率(η) 作为目标函数, 衡量一体化优化设计 Opt.(optimized design) 压气机的性能。以原型设 计为基准, 稳定裕度拓宽量的定义式如下:

$$I = \left(\frac{\phi_{\text{Ori.}}}{\phi_{\text{Opt.}}} - 1\right) \times 100\% \tag{6}$$

其中 ϕ_{opt} 为叶片与机匣处理一体化优化设计近失 速点的流量系数, ϕ_{ori} 为原型设计近失速点的流 量系数。针对不同前缝后槽机匣处理构型,峰值 效率点对应的流量系数基本保持不变,因此可以 通过给定流量出口边界条件计算每个设计的峰值 效率。原则上精确计算稳定裕度拓宽量需要计算 整条特性线,这极大的增加了优化流程的计算量, 根据巴顿等^[26]的研究工作可知,不同机匣处理的 稳定裕度拓宽量与压气机的气动参数息息相关, 基于叶顶轴向动量的稳定裕度特征量与 SMI 存 在良好的线性关系,因此可以通过计算原型设计 近失速点流量下的轴向动量分布衡量稳定裕度拓 宽量。综上,可以通过两个工况点的定常计算获 得每个设计的适应度,包括 SMI 和峰值效率。

3.3 优化流程

遗传算法(GA)最早由 John holland 提出,通 过模拟达尔文生物进化论的自然选择、适者生存 机理快速搜索最优解,具有鲁棒性好、适应性强

	设计变量	控制点	范围
	叶片前缘弯(LE bend)	<i>P_{ijk}</i> (<i>i</i> =0∼2; <i>j</i> =0; <i>k</i> =2)	$-0.1 \sim 0.25 C_{\rm ax}$
	叶片尾缘弯(TE bend)	P_{ijk} (<i>i</i> =0~2; <i>j</i> =2; <i>k</i> =2)	$-0.1 \sim 0.25 C_{\rm ax}$
叶片控制体	叶片前缘掠(LE sweep)	P_{ijk} (<i>i</i> =0~2; <i>j</i> =0; <i>k</i> =2)	$-0.1 \sim 0.25 C_{\rm ax}$
	叶片尾缘掠(TE sweep)	P_{ijk} (<i>i</i> =0~2; <i>j</i> =2; <i>k</i> =2)	$-0.1 \sim 0.25 C_{\rm ax}$
	叶片旋转(Rotation)	P_{ijk} (<i>i</i> =0~2; <i>j</i> =0~2; <i>k</i> =2; except <i>i</i> = <i>j</i> =1)	-10° \sim 10°
	轴向缝弯(Slot bend)	P_{ijk} (<i>i</i> =0~2; <i>j</i> =0~2; <i>k</i> =2)	$-0.15 \sim 0.15 C_{ax}$
轴向缝序制体	轴向缝掠(Slot sweep)	P_{ijk} (<i>i</i> =0~2; <i>j</i> =0~2; <i>k</i> =2)	$-0.15 \sim 0.15 C_{ax}$
把 问矩江 时 件	轴向缝扭(Slot twist)	P_{ijk} (<i>i</i> =0~2; <i>j</i> =1,2; <i>k</i> =0~2; except <i>i</i> = <i>j</i> =1)	$-60^{\circ}{\sim}60^{\circ}$
	轴向缝高(Slot height)	<i>P</i> _{<i>ijk</i>} (<i>i</i> =0~2; <i>j</i> =0~2; <i>k</i> =2)	$-0.05 \sim 0.2 C_{\rm ax}$
周向槽	周向槽缩放(Groove scale)		$0.044 \sim 0.178 C_{\rm ax}$

表 2 设计参数的变化范围 Table 2 Range of design parameters

等优点,是全局寻优常用的算法。本文基于 NSGA-II 遗传算法构建了叶片与机匣处理一体化优化设 计自动优化平台。该平台由 FFD 参数化、拉丁超 立方采样、NSGA-II 遗传算法、克里金代理模型、 网格绘制和 CFD 求解等部分组成。优化流程如 图 5 所示。



图 5 优化流程示意图 Fig. 5 Optimization process diagram

自动优化平台与 CFD 求解紧密结合,通过脚本连接几何读取、网格划分、数值计算和结果输出。为确保自由变形后网格划分满足计算要求,网格正交性大于 30°,且迭代过程中实时监测网格质量,去除畸变设计,使最终优化设计方案都在可行阈值范围内。

对于多目标优化而言,从非劣解集中找到最 佳设计是一项非常有挑战性的工作,因而初代样 本的选取非常重要。为保证独立性和随机性,节 约计算资源,提高优化效率,本文采用拉丁超立 方采样,并使用克里金模型对每个新子代进行适 应度预测,借助改善期望准则选取扩稳效果良好 且有利于提升克里金模型准确性的设计,通过训 练模型参数,对响应的极大似然估计进行不断优 化,在多轮加点训练后,获得最终数据集和非劣 解集,使代理模型能够很好的预测适应度函数。

3.4 优化结果

经过优化后的数据集如图 6 所示,其中红色 虚线代表非劣解集。结果表明,经过一体化优化 后,压气机的效率和裕度相对原型设计都得到了 一定程度的提升,一方面表明自由变形技术变形 自由度高,能够以较少的设计参数获得丰富的设 计造型,另一方面也表明一体化优化设计具有较 强的扩稳潜力。由优化数据库可知,稳定裕度的 拓宽往往伴随效率的下降。本文优化目标为保证



Fig. 6 Optimization database

效率不降的条件下提升裕度,因此选择图中红色 五角星作为最优设计,其几何形状如图7所示。

图 8 展现出优化前后转子叶顶 70%、85% 和 98% 截面处叶片几何型线的变化,可以看出 FFD 仅改变了 70% 叶高以上的型线,而叶根和叶中基 本保持不变。转子顶部呈现出前掠和端弯特性, 且最大变形出现在叶片前缘。图 9 给出了优化前 后转子进口攻角的径向分布,无论是峰值效率 (PE)工况点还是近失速(NS)工况点,优化后来流 转子攻角普遍低于原型设计,同时可以看出近失 速工况点的攻角大于峰值效率点,表明攻角与压







图 8 优化前后叶片形状对比 Fig. 8 Comparison of blade shape before and after optimization





气机失速过程息息相关。

4 结果分析

4.1 参数敏感性分析

通过参数敏感性分析,获得设计变量与目标 函数的相关性,找到影响最明显的参数,有助于 深入理解设计参数对压气机性能的影响,从而为 压气机设计提供参考。

为了量化各设计参数对目标函数的影响,分 别获取了10个优化变量对裕度和效率的Pareto 图,如图 10 所示,并对部分优化变量进行了回归 分析和相关性分析,如图 11 所示。由于作者所在 课题组前期已经积累了大量机匣处理的优化经 验[26],初始前缝后槽方案就能达到超过6%的稳 定裕度拓宽量,因此叶片与机匣处理一体化优化 结果显示叶片弯掠对目标函数的影响最为明显。 从图 10 和图 11 中可以看出,在约束范围内:①叶 片前弯与裕度的关联性最为密切,且呈正相关, 叶片旋转次之;峰值效率对轴向缝高度最为敏感, 且成负相关,缝的弯曲次之。②设计变量对效率 和裕度的影响基本呈现相反的趋势,与优化数据 库 pareto 前沿规律一致。仅当前缘弯角(LE bend) 和旋转角度(Rotation)增加时,效率和裕度都会增 大。③叶片前掠(LE sweep)对裕度的影响存在最 佳范围约 0.05~0.16Cax,随着前掠距离的增加,裕







Fig. 11 Regression analysis and correlation analysis

度改善量增加,当越过峰值时,前掠对裕度的负 面影响变的十分强烈。

4.2 压气机总体气动性能分析

图 12 为设计转速下优化前后的压气机总性 能对比,其中黑线代表原型设计的特性线,红线 代表一体化优化设计的特性线,实心圆点代表定 常计算结果,空心圆点代表非定常计算结果。对 比特性线可以看出,优化后压气机的压升系数和 多变效率在设计工况下基本保持不变,并且优化 后近失速点流量系数明显减小。可以看出,在不 降低峰值效率的情况下压气机稳定裕度明显拓宽, 稳定裕度提升 7.21%,稳定裕度拓宽量的计算公







式详见文中第3.2节的式(6)。

已有公开资料^[24]证明叶顶泄漏流与主流交 界面溢出是突尖型失速先兆形成的必要条件,为 了说明叶片与机匣处理一体化优化设计的扩稳机 理,首先对叶顶流场进行了详细的分析。图 13 给 出了叶顶轴向速度(时均值)分布云图,两种工况 流量系数近似相等,均为光壁机匣近失速流量 (SCNS)。从图 13(a)中可以看出,光壁条件下, 叶片通道内存在大面积低速区,泄漏流从吸力面 向相邻叶片压力面和下游传播,使得进口气流不 能顺利流入叶顶通道,形成轴向速度为负的堵塞 区,且主流与泄漏流交界面已溢出至前缘,压气 机即将进入失速状态。而一体化优化设计后交界 面明显后移,推迟了失速现象的发生,如图 13(b) 所示。表明机匣处理可以有效抑制泄漏流的溢出, 实现扩稳。





(b)一体化优化设计



4.3 叶顶区域堵塞分析

叶顶泄漏流与主流交接面的前移可通过量化 最大堵塞位置反映,本文基于质量流量超调方法 获得近壁面堵塞系数^[27]。假设存在一垂直旋转轴 的平面,该平面共包含 n 个单元,分别计算通过每 个单元的流量(*ρuA*)_{*i*},按降序排列。如果存在回 流,则所有正向流量总和一定大于进口总流量, 当求和超过进口流量时,停止累加。剩余未求和 单元被认为堵塞区,堵塞区堵塞系数(ψ)设置为 1,未堵塞区ψ值为 0,通过ψ值识别堵塞单元,堵 塞因子Ψ_m由式(7)求得:

$$\Psi_{\rm m} = \frac{\sum_{i=1}^{N} \left| \psi(i) \, m(i) \right|}{\sum_{i=1}^{N} m(i)} \times 100\% \tag{7}$$

图 14 展示了 80%~100% 叶高区域堵塞因子的轴向分布, A~F工况点见图 12。横坐标代表 经叶顶轴向弦长无量纲后的轴向位置, 0 和 1 分 别代表叶顶前缘和尾缘, 沿流向等距划分了 40 个 截面。设计转速下, 伴随工况向近失速点靠近, 最大堵塞位置向前缘移动, 最大堵塞因子逐渐增 加, 且最大堵塞位置与交界面的变化趋势一致。 因此可以通过分析堵塞的变化揭示稳定裕度拓宽 机理。





图 15 给出了优化前后堵塞因子的分布,可以 看出叶片与机匣处理一体化优化设计明显改善了 叶顶堵塞分布。与原型设计相比,优化后最大堵 塞位置由 24.7% C_{ax} 后移至 33.6% C_{ax},且最大堵塞 因子由 14.1% 下降至 11.4%。为进一步明确堵塞 与稳定裕度拓宽量的关系,详细分析了叶顶涡量 场。由叶轮机械内部流动机理易知,涡量集中的 区域往往伴随着较高的熵产。图 16 给出了转子 叶顶涡量分布云图(时均值),从图中可以看出, 原型设计涡量集中分布范围广,占据大半叶片通 道,并且泄漏涡已经到达相邻叶片压力面。而优 化设计后涡量集中区域缩小,并未到达相邻叶片 压力面,且沿下游方向涡强逐渐降低,表明优化 后叶顶流场得到改善,堵塞区降低,叶顶通流能 力增强。

综合堵塞分析及流场特性,失速过程及机匣 处理扩稳机理可以描述为:随着背压增加,流量 逐渐降低,攻角增加,最大堵塞位置前移,最大堵









(a) 原型设计



(b)一体化优化设计



塞强度增加,叶顶负荷增加,进而激励了泄漏流 的流动,使得主流与泄漏流交界面前移,压气机 进入失速状态。施加机匣处理后,受叶片吸压力 面压差驱动,在轴向缝内形成回流,压力面抽吸, 吸力面喷射,通道内低能流体经过轴向缝重新注 第39卷

入叶片前缘,削减了堵塞区,增加叶顶通流能力, 降低来流攻角,使得交界面后移,拓宽了稳定裕度。

4.4 叶顶区域损失分析

图 17 给出了优化前后设计工况下转子叶顶 98% 叶高截面载荷分布对比,从图中可以看出优 化后叶顶载荷沿轴向呈先降载后加载的趋势,最 大载荷位置后移至 0.2 倍的轴向弦长处,与轴向 缝抽吸位置保持一致。表明叶片前缘的弯掠作用 使得叶顶载荷沿弦长再分布,改善了叶顶流场。





为了量化损失分布,可通过积分单位体积熵 产率^[28] 表征当地损失强度。图 18 给出了优化前 后 80%~100% 叶高区域损失的轴向分布。综合 攻角分布可以看出:①损失沿轴向整体呈现先升 高后降低的趋势,叶片区熵产普遍高于进出口段, 并且存在两个高损失区域,分别位于叶片前缘和 最大堵塞位置;②相比原型设计,一体化优化设 计在叶片尾部存在局部高损失区域,与双周向槽



位置对应,说明槽类机匣处理对峰值效率存在一定的负面影响。③相比原型设计,一体化优化设计在叶片前缘的高损失区域降低 15.1%,叶片区最大损失位置由 21.4%C_{ax} 后移至 30.6%C_{ax},表明叶片变形和机匣处理的组合作用使得叶顶载荷再分布,低速高损失区域降低,流场结构得到改善。

5 讨 论

叶片与机匣处理一体化优化设计已在低速轴 流压气机稳定裕度拓宽方面得到了验证,结果表 明最优设计在峰值效率不降的情况下实现了 7.21%的裕度拓宽。借助堵塞和损失分析方法, 探讨了叶片与机匣处理耦合作用对流场的改善。 但是目前仍需重点关注的是:当轴向缝的数量由 2个增加到4个时,稳定裕度由7.21%提升到9.75%, 如图 19所示。表明稳定裕度与缝的数量关系密 切,为获得扩稳性能更优的设计,在后期优化过 程中需进一步考虑缝数量的影响。其次,一体化 优化设计方法仅在低速轴流压气机上进行了实验, 当设计对象为通道内存在激波的跨音压气机时, 叶片与机匣处理的耦合机理需进一步明确。







6 结 论

本文搭建了基于遗传算法和克里金代理模型的轴流压气机叶片与机匣处理一体化优化设计平台,详细介绍了自由变形技术参数化方法,分别针对叶片和机匣处理构建了FFD控制体,基于分组变形的思想实现控制点与工程参数的关联。在效率不降的前提下,得到稳定裕度拓宽量7.21%的优化设计方案,并针对一体化设计的气动特性

进行了详细的分析,主要结论如下:

 1)自由变形技术通过10个设计参数实现了 叶片和机匣处理高自由度变形,拓宽了设计空间, 同时在变形过程中能够保持较高精度的几何连续 性,提升优化设计的效率。

2) 压气机优化设计过程中,提升稳定裕度将
 不可避免的造成效率降低。参数敏感性分析表明,
 叶片前掠和弯曲对效率和裕度的影响最为明显。

3) 叶顶流场堵塞和损失分析结果表明, 叶片 与机匣处理一体化优化设计使叶片区最大堵塞位 置由 24.7%*C*ax 后移至 33.6%*C*ax, 最大堵塞因子由 14.1%下降至 11.4%。叶片区最大损失位置由 21.4%*C*ax 后移至 30.6%*C*ax, 推迟了失速的发生。 同时叶片变形和机匣处理的组合作用使得叶顶载 荷再分布, 呈先降载后加载的趋势, 最大载荷位 置后移, 有效消除了叶顶堵塞区, 拓宽了稳定裕度。

参考文献:

- DAY I J. Stall, surge, and 75 years of research[J]. Journal of Turbomachinery, 2016, 138(1): 011001.
- [2] 卢新根, 楚武利, 朱俊强, 等. 轴流压气机机匣处理研究进展及评述[J]. 力学进展, 2006, 36(2): 222-232.
 LU Xingen, CHU Wuli, ZHU Junqiang, et al. A review of studies on casing treatment of axial-flow compressor[J]. Advances in Mechanics, 2006, 36(2): 222-232. (in Chinese)
- [3] OSBORN W M, MOORE R D. Effect of casing treatment of overall performance of axial-flow transonic fan stage with pressure ratio of 1.75 and tip solidity of 1.5[R]. NASA-TM-X-3477. 1977.
- [4] BAILEY, EVERETT E. Effect of grooved casing treatment on the flow range capability of a single-stage axial-flow compressor[R]. NASA-TM-X-2459, 1972.
- [5] 张皓光,谭锋,安康,等.缝式机匣处理及其轴向偏转角对 跨声速轴流压气机稳定性的改善[J].航空学报,2018,39(8): 108-122.

ZHANG Haoguang, TAN Feng, AN Kang, et al. Effect of slot casing treatment and it's axial deflection angle on stability of transonic axial flow compressor[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(8): 108-122. (in Chinese)

[6] 楚武利, 卢新根, 吴艳辉. 带周向槽机匣处理的压气机内部 流动数值模拟与试验[J]. 航空动力学报, 2006, 21(1): 100-105.

CHU Wuli, LU Xingen, WU Yanhui. Numerical and experimental investigations of the flow in a compressor with circumferential grooves[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(1): 100-105. (in Chinese)

- [7] 张皓光, 楚武利, 吴艳辉, 等. 自适应流通机匣处理改善压 气机性能的机理[J]. 推进技术, 2010, 31(3): 301-308.
 ZHANG Haoguang, CHU Wuli, WU Yanhui, et al. Flow mechanisms of improving compressor performance through self recirculation casing treatment[J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(3): 301-308. (in Chinese)
- [8] 孙晓峰,孙大坤.失速先兆抑制型机匣处理研究进展[J]. 航空学报, 2015, 36(8): 2529-2543.

SUN Xiaofeng, SUN Dakun. Research progresses of stall precursorsuppressed casing treatment[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(8): 2529-2543. (in Chinese)

- [9] 孙大坤,孙晓峰.非定常机匣处理对失速先兆波的抑制作 用实验研究[J]. 航空动力学报, 2008, 23(4): 671-679. SUN Dakun, SUN Xiaofeng. An experimental study on inhibition of unsteady casing treatment on stall inception[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(4): 671-679. (in Chinese)
- [10] ZHAO Qingjun, ZHOU Xiaoyong, XIANG Xiaorong. Multi-objective optimization of groove casing treatment in a transonic compressor[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Journal of Power and Energy, 2014, 228(6): 626-637.
- [11] BA Dun, ZHANG Qianfeng, DU Juan, et al. Design optimization of axial slot casing treatment in a highly-loaded mixed-flow compressor[J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 107: 106262.
- [12] ZHU Guoming, YANG Bo. Optimization of slots-groove coupled casing treatment for an axial transonic compressor[J]. Journal of Turbomachinery, 2020, 142(8): 081003.
- [13] 彭铖,李强,杨金广,等.一种新的轴流压气机叶片参数化 方法[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2020, 33(2): 34-38, 62.
 PENG Cheng, LI Qiang, YANG Jinguang, et al. A novel parameterization method of axial compressor blade[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2020, 33(2): 34-38, 62. (in Chinese)
- [14] GAGNON H, ZINGG D W. Two-level free-form and axial deformation for exploratory aerodynamic shape optimization[J]. AIAA Journal, 2015, 53(7): 2015-2026.
- [15] JOHN A, SHAHPAR S, QIN Ning. Novel compressor blade shaping through a free-form method[J]. Journal of Turbomachinery, 2017, 139(8): 081002.
- [16] BAERT L, BEAUCAIRE P, LEBORGNE M, et al. Tackling highly constrained design problems: efficient optimisation of a highly loaded transonic compressor[R]. Charlotte, US: ASME, 2017.
- [17] ADJEI R A, FAN Chengwei, WANG Weizhe, et al. Multidisciplinary design optimization for performance improvement of an axial flow fan using free-form deformation[J]. Journal of Turbomachinery, 2021, 143(1): 011003.
- [18] MENZEL S, SENDHOFF B. Representing the change free form deformation for evolutionary design optimization[M]. Berlin, Heidelberg: Springer, 2008: 63-86.
- [19] LI Lei, JIAO Jiangkun, SUN Shouyi, et al. Aerodynamic shape optimization of a single turbine stage based on parameterized Free-

Form Deformation with mapping design parameters[J]. Energy, 2019, 169: 444-455.

- [20] HU Handuo, YU Jianyang, SONG Yanping, et al. The application of support vector regression and mesh deformation technique in the optimization of transonic compressor design[J]. Aerospace Science and Technology, 2021, 112: 106589.
- [21] SEDERBERG T W, PARRY S R. Free-form deformation of solid geometric models[C]//Proceedings of the 13th annual conference on Computer graphics and interactive techniques. New York: ACM, 1986: 151-160.
- [22] DU Juan, LIN Feng, LI Jichao, et al. A study of performance and flow mechanism of a slot-groove hybrid casing treatment in a lowspeed compressor[R]. Montreal, Canada: ASME, 2015.
- [23] BENINI E, BIOLLO R. Aerodynamics of swept and leaned transonic compressor-rotors[J]. Applied Energy, 2007, 84(10): 1012-1027.
- [24] DU Juan, LIN Feng, ZHANG Hongwu, et al. Numerical investigation on the self-induced unsteadiness in tip leakage flow for a transonic fan rotor[J]. Journal of Turbomachinery, 2010, 132(2): 021017.1-021017.9
- [25] LU Xingen, CHU Wuli, ZHU Junqiang, et al. Numerical investigations of the coupled flow through a subsonic compressor rotor and axial skewed slot[J]. Journal of Turbomachinery, 2009, 131(1): 011001-011008.
- [26] 巴顿,杜娟,张千丰,等.基于B样条的斜流压气机机匣处 理优化设计[J]. 工程热物理学报, 2020, 41(9): 2171-2177.
 BA Dun, DU Juan, ZHANG Qianfeng, et al. Design and optimization of casing treatment based on B-spline curves in a mixed-flow compressor[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2020, 41(9): 2171-2177. (in Chinese)
- [27] MUSTAFFA A F, KANJIRAKKAD V. Single and multiple circumferential casing groove for stall margin improvement in a transonic axial compressor[J]. Journal of Turbomachinery, 2021, 143(7): 071010.
- [28] 李志远. RANS-LES 混合方法轴流压气机数值模拟及熵产 损失模型构建[D].北京:中国科学院大学(中国科学院工 程热物理研究所), 2017.

LI Zhiyuan. Numerical simulation of axial compressor and construction of entropy generation loss model based on the hybrid RANS/LES method[D]. Beijing: Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Sciences, 2017. (in Chinese)

(编辑:张 雪)