# 高负荷压气机的轮毂型线三维气动优化 及其CFD验证<sup>\*</sup>

方垍洧1,陈焕龙1,李杰灵2,颜廷松1

(1. 哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院,黑龙江 哈尔滨 150001;2. 上海交通大学 机械与动力工程学院,上海 200240)

摘 要:针对高负荷压气机难以控制角区的二次流、叶片表面存在大规模边界层分离等技术瓶颈, 本文提出了一种三维端壁型线的气动优化方法,对高负荷压气机轮毂型线优化进行了研究,并对所采用 的方法进行了验证,开发了相应的优化系统。结果表明,所采用的端壁型线优化方法能有效抑制附面层 分离,降低吸力面转角区域二次流的强度和规模。因此,叶片通道控制流动方向和优化流动条件的能力 得到了扩展。压气机级的整体气动性能,如失速裕度和等熵效率也得到了提高。优化后,在通流能力较 好的情况下,压气机级的气动效率达到了88.59%,提高了1.05%。本文提出的方法和相应的系统很好地 促进了压气机气动设计系统的发展,具有良好的工程应用前景,为压缩系统获得更突出的通载能力和更 好的流动结构提供了新的思路和解决方案。

关键词: 气动优化; 端壁型线; 高负荷压气机; 附面层分离; 端壁二次流
中图分类号: TK14 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2023) 05-2205099-12
DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 2205099

# **3D** Aerodynamic Optimization of Hub Profile and CFD Validation for High-Load Compressor

FANG Ji-wei<sup>1</sup>, CHEN Huan-long<sup>1</sup>, LI Jie-ling<sup>2</sup>, YAN Ting-song<sup>1</sup>

School of Energy Science and Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China;
 School of Mechanical and Power Engineering, Shanghai Jiaotong University, Shanghai 200240, China)

**Abstract**: To solve the technological bottlenecks of high-loaded compressors such as controlling secondary flow in the corner near the endwall and weakening large-scale boundary layer separation on the blade surface, a 3D aerodynamic optimization method was proposed for optimizing the endwall profile of high-loaded compressors and developing the corresponding optimization system. Then, the adopted method and system were also validated. Based on the calculation results, it was concluded that the applied endwall profile optimization method could effectively suppress the boundary layer separation and reduce the intensity of the secondary flow in the corner on the suction surface. Hence, the blade channels' ability of controlling the flow direction and optimizing the flow condition was expanded. Overall aerodynamic performance of the compressor stage, such as the stall margin and

通讯作者: 陈焕龙, 博士, 副教授, 研究领域为叶轮机械设计与气动热力学分析, 水下航行体流体动力学分析。

<sup>\*</sup> 收稿日期: 2022-05-30;修订日期: 2022-08-08。

基金项目:国家科技重大专项(J2019-Ⅱ-0016-0037)。

作者简介: 方垍洧, 硕士生, 研究领域为航空发动机系统以及叶轮机械设计与优化。

E-mail: chenhuanlong@126.com

**引用格式:**方垍洧,陈焕龙,李杰灵,等.高负荷压气机的轮毂型线三维气动优化及其CFD验证[J]. 推进技术, 2023, 44 (5):2205099. (FANG Ji-wei, CHEN Huan-long, LI Jie-ling, et al. 3D Aerodynamic Optimization of Hub Profile and CFD Validation for High-Load Compressor[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2023, 44(5):2205099.)

the isentropic efficiency, was also improved. After this optimization, the aerodynamic efficiency of the compressor stage has reached 88.59%, raised by 1.05%. Therefore, the method and corresponding system proposed in this paper can promote the development of the compressor aerodynamic design system well, having a good prospect of engineering application and providing a new idea and solution for compression systems to acquire more outstanding load-carrying ability and better flow structures.

**Key words**: Aerodynamic optimization; Endwall profile; High-loaded compressor; Boundary layer separation; Endwall secondary flow

# 1 引 言

随着航空动力系统进一步追求更高的推重比、 效率和可靠性,压气机作为关键气动元件,其设计技 术已经成为制约航空发动机整体性能提升的最重要 因素之一。因此,现行航空动力系统对压缩系统提 出了更高的技术要求,例如更强的负载能力、更大的 流量、更高的效率、更紧凑的结构、更低的油耗。因 此,高负荷压气机已成为未来航空发动机压缩系统 的主要发展方向之一<sup>[1]</sup>。

高负荷压气机通常是指压气机的级负荷系数ψ 大于 0.3<sup>[2]</sup>,ψ为单位质量的工质经压气机增压后的焓 变与压气机叶尖速度平方的比值,即ψ=Δh/u<sub>iip</sub><sup>2</sup>,其最 突出的特点在于单级增压比高、等熵效率高,故高负 荷压气机往往拥有更优越的性能。但是,增加压气 机单位气动载荷能力必然会导致叶片通道内有更强 的逆压梯度,叶尖区域的激波损失也会增加。同时, 在叶片端壁区域和角区,还会有大规模的附面层分 离,进一步制约压气机的通流能力、负载能力和失速 裕度。因此,当下亟待开展跨声速压气机的气动优 化方法,探索新的设计理念,改进压气机结构,提高 气动效率,扩大失速裕度,提高机组气动负荷水平, 以解决压缩高负载系统设计技术的瓶颈。

对于高负荷压气机,其优化本质上也是减小激 波损失、抑制附面层和角区内的流动分离、增加叶栅 通道内的通流能力。但是由于其负荷高,流动情况 更加复杂,因此其优化方法可能与常规压气机不同。 例如在叶片上开孔或者增设抽吸腔,以实现喷气控 制和抽吸控制<sup>[3]</sup>。其原理是向附面层内注入高能量 流体或者直接将低能量流体抽吸出去,以增加附面 层内流体的动量,削弱流体的分离损失。但是该方 法会受到叶片的结构强度和加工工艺的限制,例如 大多数高负荷压气机的叶片具有尺寸小、厚度薄的 特点,开孔或者抽吸腔会降低叶片的结构强度,而且 过大的抽吸量也会增加功耗,不利于发动机整体的 性能提升。非定常控制方法主要有射流脉冲以及等 离子体控制等<sup>[4]</sup>。此类方法提供额外的电能,引入激励频率、激励振幅或者在高频电压的作用下使气体产生电离作用,增加附面层内低能流体的动量,从而控制吸力面区域、压气机静子的端壁区域和角区的流动分离。但是目前该方法在高负荷压气机中的应用改善性能的机理研究仍不够充分和完善,对压气机级性能的改善还存在争议。因此,考虑到高负荷压气机的很大一部分损失来源于端壁与吸力面附近的附面层分离,本文提出在高负荷压气机中应用端壁优化方法,改善端壁的几何结构以控制二次流,减少能量损失,提高热功转换效率,进一步扩大叶片通道的失速裕度。

端壁建模优化方法最早应用于涡轮设计,这主 要是由于涡轮的叶片通常有较大的扭转角,在端壁 区域存在着大规模的横流,在叶片通道内存在着强 通道涡。Rose<sup>[5]</sup>首先提出了一种非轴对称端壁建模 的概念,其指出通过控制端壁轮廓的曲率可以改变 端壁附近流体的静压。随后,Hartland等<sup>[6]</sup>通过实验 验证了非轴对称端壁建模方法的有效性。伴随着该 方法的研究与发展,现在涡轮气动设计中仍主要采 用非轴对称端壁建模。Dickel等<sup>[7]</sup>用一系列 Bezier曲 线定义了非轴对称端壁型线,并将其应用于高扬程 前置低压涡轮的叶片通道设计。结果表明:该结构 能有效降低叶片端壁附近流体的能量损失,降低通 道涡的强度,但增加了吸力面拐角涡的强度。针对 某涡轮叶片叶栅,斯夏依等[8]结合多目标遗传算法进 行了非轴对称端壁设计与优化研究。优化结果表 明,二次流总压损失和二次流动能系数分别降低 11.83%和13.39%。刘昊等<sup>[9]</sup>利用非轴对称端壁技术 对某大型涡轮叶栅进行了设计优化,并通过实验验 证了设计方案的有效性。

之后,伴随着压气机级所需的负载能力的大幅 度提高,在端壁区域会有较强的逆压梯度,并由此产 生大规模的二次流和附面层分离。因此,研究者开 始将控制端壁区域三维流动效应的非轴对称端壁型 线设计引入到压气机叶片流道的气动设计中。Dorfner等<sup>[10]</sup>和Hergt等<sup>[11]</sup>开展了高转速压气机叶栅非轴 对称端壁建模的研究,并将该方法应用于轴流压气 机级的设计。结果表明,该方法可使轴向压气机级 在设计点处的总损失减少20%,在失速点附近的总损 失减少30%。Varpe等<sup>[12]</sup>对轴向压气机轮毂失速点 附近的非轴对称端壁设计进行了研究。结果表明, 叶片总压损失降低了15.2%,叶片承载能力提高了 4.53%。

与这些非轴对称端壁设计方法相比,轴对称端 壁设计方法更为普遍。Hoeger等<sup>[13]</sup>在跨声速转子设 计中采用了凹轮毂设计方法。实验结果表明,该设 计方法改变了叶片通道内激波的分布,使激波位置 向叶片前缘移动。因此,壁面附近的总压力损失减 少了 30%。Dorfner 等<sup>[14]</sup>结合 Navier-Stokes 方程求解 器、TRACE和多目标自动优化系统,提出了一种基于 B样条的轴对称端壁设计方法,验证了提高叶片通道 整体性能的潜力。Kröger等<sup>[15]</sup>围绕间隙流进行了一 级环境下压缩机壳体型线的设计与优化研究。该方 法将级效率提高了0.8%,并且在设计点明显减弱了 端壁附近的滞流。张龙新等<sup>[16]</sup>将轴对称端壁凹造型 引入到大安装角的压气机叶栅端壁的重新设计中。 设计结果表明,该方法能够减缓和抑制转角区域失 速的发生。同时,张龙新等[16]还结合某1.5级压缩机 定子的再设计,验证了该方法在多级压缩机设计中 的可行性。郑新前等<sup>[17]</sup>将端壁处理技术和激波控制 技术引入五级压缩机的设计中。效率提高1.1%,压 力比提高1.1%,堵塞质量流量提高约1.2%。

综合上述优化案例,可知压气机端壁型线优化 的目标是通过合理设计端壁结构,控制端壁二次流, 合理调整流道内边界层迁移特性。从而在扩大压缩 系统失速裕度的同时,减少流体的能量损失,提高气 动效率。在粘性流场中,压气机端壁型线设计与优 化方法是一种不同于叶片设计本身的气动设计方 法,这为研究人员提供了一种新的设计思路,拓展了 压气机气动设计与优化体系。为控制二次流、边界 层分离结构和叶片通道内的激波提供了一种方便有 效的流动控制技术方法,具有重要的工程应用价值。

与常规压气机的端壁型线优化不同,高负荷压 气机的端壁型线需要更多的控制点,保证型线的连 续与光滑,以应对复杂的流动工况。其涉及的优化 参数更多,参数的范围更窄,并且利用遗传算法可能 无法求出最优解,需要多种算法并行。因此,对于高 负荷压气机,本文提出了一种端壁型线的气动设计 与优化方法,建立了相应的气动优化系统,以CFD求 解系统为基础,对某大负荷压气机轮毂型线的气动 设计与优化进行研究,验证所采用方法及优化系统 的有效性。之后分析了该优化方法控制端壁附近二 次流和流道内边界层分离的流体动力学机理。此 外,本文还进一步讨论了端壁型线优化提高跨声速 压气机级气动性能的流体动力学原理,以便于后续 的优化设计。

### 2 端壁优化方法及优化系统

本文提出的端壁型线优化方法基于几何的参数 化定义,采用端壁型线各控制点的坐标作为参数信息,之后利用三次样条函数与控制点之间的关系,建 立了压气机端壁的几何型线结构。优化时以压气机 的绝热效率为目标函数,采用CFD技术计算在不同 工况下压气机的绝热效率值,并借助遗传算法对目 标函数进行全局优化,获得端壁型线优化设计中控 制点的参数。最后,根据三次样条函数与最优控制 点参数的关系,得出了端壁型线的最优设计。

本文所采用的样条函数为均匀三次B样条,主要 是由于B样条曲线的多项式幂数可以自由选定,控制 点之间的关联更加灵活,改动某一个控制点只会对 曲线某一部分产生影响而不会改变曲线的整体走 向,因此可以在小范围内改变端壁结构以应对高负 荷压气机复杂的流动工况。

均匀三次B样条函数的定义如下

$$v(u) = S_i(t_u) = \sum_{r=0}^{3} P_{i+r} B_r(t_u), t \in [0,1]$$
(1)

式中 $P_{i+r}$ 为曲线 $S_i$ 第i个控制点的坐标, $B_r(t_u)$ 为样条 基函数, $t_u$ 为 $u \in [0,1]$ 时参数t的值。点(u, v)表示端 壁型线的坐标。

三次样条基函数的数学定义如下

$$\begin{cases} B_{1}(t) = \left[-t^{3} + 3t^{2} - 3t + 1\right]/6 \\ B_{2}(t) = \left[3t^{3} - 6t^{2} + 4\right]/6 \\ B_{3}(t) = \left[-3t^{3} + 3t^{2} + 3t + 1\right]/6 \\ B_{4}(t) = t^{3}/6 \end{cases}$$
(2)

根据本文提出的气动优化方法,具体设计和优化过程如图1所示。

在生成定子和转子的几何结构后,采用 AutoGrid5模块对叶片进行几何建模和网格生成。然 后,利用 Numeca的 Fine/Turbo模块计算叶片通道内 部的流量,并得到样本空间中的目标函数值。整体 优化过程由程序自动完成。其中,Fine/Turbo模块软 件仅用于流量计算和结果分析。



Fig. 1 Flow chart of the endwall profile optimization

在得到样本空间后,在Linux系统下建立了端壁 型线优化系统。该系统集成了 Shell 脚本、Python 脚 本和Fortran语言,实现了跨语言、跨平台的通信。完 成了粘性流体条件下高负荷跨声速压气机端壁型线 的气动优化,优化系统的框架图可见图2。优化系统 主要由四个模块组成:自定义模块、端壁轮廓生成模 块、优化脚本模块和目标函数优化模块。用户自定 义模块主要为优化的预处理,它需要用户选择优化 变量,定义初始几何形状,完成网格参数设置和边界 条件的 CFD 数值设置等。在变量方面,端壁轮廓生 成模块使用三次B样条函数获取端壁轮廓几何数据, 完成数据或文本处理。优化脚本模块借助CFD平 台,自动完成几何建模、边界条件设置和网格生成。 同时,完成了优化样本空间目标函数值的计算和存 储。目标函数优化模块采用 Dakota 优化平台[18],该 平台的源程序为开源程序,可在其官网上获得。该 程序针对目标函数的全局优化问题,可以完成相应 的参数传输和文本处理。其优化变量的样本空间主 要依赖于单目标遗传算法生成,并根据已经优化得 到的一系列结果,预测目标函数的最优解。该优化 模块在图2中对应绿色框线内的内容。

#### 3 三维数值计算以及模型验证

本文基于商业软件 Numeca 进行了三维流量计 算。计算时采用 Navier-Stokes 方程作为三维流场分 析的数学模型,方程空间离散采用二阶中心差分格 式,以在保证一定计算精度的条件下节省迭代时间。 时间离散采用显式四阶段龙格-库塔格式,并同时采 用多网格和局部时间步进方法加快收敛速度。湍流 模型选用 Spalart-Allmaras 模型,其精度和数值稳定 性较高。在边界条件上,计算区域入口平面总温度 为288.15K,总压力为101325Pa,并给出了入口流向。 在计算域出口平面,静压在出口平均半径位置为 210kPa,其余位置采用简单的径向平衡。壁面采用绝 热和防滑条件。转子叶片的设计转速为2.15×10<sup>4</sup>r/min。

图 3 显示了初始设计的压气机的几何形状、网格 以及 y+分布。在下文中,称初始设计方案为"Baseline"。网格生成采用 O4H 网格技术,在 AutoGrid5模 块中完成。网格绘制时,对壁面附近的网格进行细 化,使壁面附近的 y+小于 10,以便更好地捕捉边界层 内的流动状况。为了获得最佳网格分辨率,在三维 初始设计实例的基础上,验证了网格无关性。由表 1 可以看出,当网格数超过 130万时,质量流量的相对 变化不超过 0.1%。因此,综合考虑预测精度和迭代 时间,选择 130万左右的网格数做后续的计算。

为验证本文选取的湍流模型和边界条件的可靠 性,本文选用NASA Rotor37和NASA Stage67进行湍 流模型验证。NASA Rotor37 曾用于ASME/IGTI 盲测 工况<sup>[18]</sup>,验证了其在叶片叶栅计算中的可靠性。近 20年来,NASA Rotor37的实验数据一直被认为是许 多叶轮机械三维 RANS (Reynolds-average Navier-Stokes)解算器性能的基准。图4为数值仿真中 NASA Rotor 37在设计转速为17188.7 r/min时的性能 曲线和实验误差的对比,本文所计算的结果记为 "CFD",实验数据记为"Exp"。结果表明,计算结果与 实验数据吻合较好,总压比的计算结果可以良好地 复现实验数据,数值计算的效率略低于实验结果,但 是效率曲线的变化趋势与实验结果相吻合,其值在



Fig. 2 Optimization schematic

Run Autogrid

Generates\*. igg mesh file by using\*. trb from

the baseline run



"\* iec"

Fig. 3 Geometry, mesh and y+ distribution of the initial case

	Table 1	Grid	indep	oendence	confirmat	tion
--	---------	------	-------	----------	-----------	------

Case		Performance parameter			
	Total grid cell number	Efficiency $\eta$	Pressure ratio π	Mass flow rate m/(kg/s)	
1	1097208	87.50%	2.510	26.312	
2	1308828	87.54%	2.508	26.305	
3	1407828	87.56%	2.510	26.306	

#### 允许的误差范围内,效率的最大偏差约为1%。

Bruna 等<sup>[19]</sup>将 NASA Rotor 37的 CFD 计算结果与 实验数据进行了比较。图 5 为采用本文模型的计算 结果与 Bruna 等的计算结果和实验数据的对比, Bruna等的计算结果记为"CFD\_NASA"。图中,H表示沿 叶高方向的高度,是无量纲数。如图5所示,采用本 文中的数值模型计算所得的结果与实验数据和Bruna等的仿真结果基本吻合。总压比相比于实验数据 略有偏高,效率在叶片的中部略微偏低,但是总体而 言数值仿真的结果与实验测得的数据具有相同的增 减趋势,且数值结果的偏差也基本在3%以内,符合 实验误差的要求。

Perform CFD analysis by using the conditions

defined by\*iec from the baseline run

为进一步验证本文数值模型的可靠性,本文还 针对 NASA Stage67进行数值模拟。Stage67是美国 Lewis 研究所设计研究的高负荷跨声速轴流压气机, 其内部的流动工况较为复杂,曾多次被用于验证湍 流模型以及开发压气机的优化系统<sup>[20-21]</sup>。图6为采 用本文的数值模型计算得到的特性曲线与实验测量 值的对比结果,实验测量值可在文献[22]中获得。 由图6可知,CFD的结果可以较好地与实验结果匹 配,曲线的变化趋势基本一致,失速流量略微偏低, 但是误差仅为总流量的1%左右。

图 7 为总压比和相对马赫数在压气机出口处沿 叶高的分布情况,可以看到仿真结果与实验数据基 本吻合,总压比的预测值相对于实验数据偏高,但总 体偏差在误差允许范围内。因此,根据上述验证可 以发现,本文所采用的三维数值计算模型,尽管有一 定的误差,但是其计算结果与实验数据的变化趋势 基本是一致的,误差也在合理范围内。因此,本文所



Fig. 4 Comparison of performance curves and experimental errors for NASA Rotor 37



Fig. 5 Aerodynamic performance comparison of the experimental results and the simulated results



Fig. 6 Comparison of performance curves and experimental errors for NASA Stage 67

采用的湍流模型、三维建模方法和计算方法较为可 信,有较高的计算精度。

## 4 优化结果分析

结合第2节的优化平台以及第3节的三维计算 方法,以某高负荷风机的初步三维设计案例为"Baseline"进行优化。优化的目标函数为压气机级的最大 等熵效率;遗传算法的最大迭代为150,种群规模为 20;限制条件为"Baseline"的质量通量和总压比;优化 变量共有8个,其中4个变量用以保证端壁型线的曲 率连续;优化过程中的常数为叶片整体几何形状和 叶冠轮廓。



本文在 Dakota 优化平台上采用单目标遗传算法 进行全局优化。遗传算法是一种通过提取生物进化 的主要内部因素和外部因素来模拟优化过程的数学 模型。它的构建遵循达尔文的进化论和现代遗传学 的原则。遗传算法是一种启发式、有向性和半随机 搜索算法。随机性体现在突变的随机性上,进化过 程的方向性是通过自然选择机制实现的。简单遗传 算法中的遗传算子包括复制、交叉和突变。在进化 过程中,对每个个体的适合度进行评价。然后,根据 达尔文适者生存的自然选择法则,对结果进行选择。 本文采用的单目标遗传算法过程如图8所示。最大 迭代次数为150次,样本为20次。基本交叉概率为 0.8,基本突变概率为0.1。在优化过程中,获得的设 计案例被反复验证。除了良好的性能外,还应确保 优化后的风机对叶片通道内的流动有积极的影响, 并改善目标区域的流动条件。





# 4.1 几何性能与气动性能分析

高负荷压缩机通常需要具有高的固有压比。因此,在有限的流道内必然存在大范围的扩散流动,从 而导致流道内横截面面积在流动方向上急剧收缩。 优化后端壁型线曲率的变化会影响壁面附近的应 力,从而影响端壁边界层内的流体,而流体的粘度很 可能会将壁面附近的应力变化传递给通道内的主 流,从而进一步改变流体流动。根据对优化的一系 列结果的选择,最终得到一个有利的优化实例。

图9显示了优化前后的子午面端壁型线的对比, 其中优化后的压气机记为"Opt\_hub"。结果表明,优 化后的转子流道截面面积在流动方向上提前缩小。 但轮毂前端壁上凸、后端壁下凹的特点仍然存在,这 与跨声速压气机轮毂型线变化趋势一致。另外,定 子流道在流动方向上的收缩有一定程度的延缓,这 可以使流道内的流动趋于稳定和均匀。而优化前后 压气机的性能比较结果见表2。



Fig. 9 Schematic diagram of the hub profile on the S2 stream surface

Table 2Performance comparison before and after<br/>optimization

Parameter	Baseline	Opt_hub		
Fan stage:				
Efficiency $\eta/\%$	87.54	88.59		
Pressure ratio $\pi$	2.508	2.504		
Mass flow rate $\dot{m}/(kg/s)$	26.31	26.35		
Choking flow rate/(kg/s)	26.77	26.67		
Stall flow rate/(kg/s)	25.89	25.77		
Rotor only (in the stage environment):				
Efficiency $\eta/\%$	90.30	90.42		
Pressure ratio $\pi$	2.594	2.574		

优化结果表明,压气机级的绝热效率提高了 1.05%,达到88.59%,而总压比和质量流量变化不大。 对于某一级的转子,总压比的下降伴随着绝热效率 的小幅提高。研究表明,级效率的变化主要来自轮 毂型线优化引起的定子流道三维流动的变化。同 时,对定子流道内流动条件的改善弥补了优化后转 子流道总压比的下降,使优化后的压气机总压比基 本不变。粘性流场的实际流动条件需要结合CFD分 析进一步确定。

图 10给出了优化前后设计转速和非设计转速下 压气机级整体的特性曲线。可以看到在设计转速下 压气机的效率约提高了 2%,压比有略微的上升,失速 流量有略微的下降。在 95% 的转速下和 110% 的转 速下,压气机的效率和压比都有明显的提高,并且失 速裕度也有明显的上升。因此,经过优化后,压气机 在全工况下性能均有提升。结合表 2 所示数据,所得 信息验证了端壁型线优化方法的有效性。

现进一步分析不同叶高下的性能参数,可以为 三维流动分析提供基础信息,初步指出流动诊断的 目标。不同叶高下风机级的绝热效率和总压比如 图 11 所示。可以看出,50% 叶高以下的绝热效率和 总压比均有所提高,这与轮毂型线的变化有关。同 时,结合图9所示的结果,优化后流道内横截面积的 变化率有所提高。因此,壳体附近的流体可能会加 速,从而使增压能力减弱。结果表明,50% 叶高以上 截面的总压比降低。图12给出了不同叶高下转子出 口平面的绝热效率和总压比。参考图12,可以分析 轮毂型线优化后转子通道对性能变化的贡献。轮毂 截面附近的总压比有所提高,但效率变化不大或有 一定程度的下降。

图 13 和图 14 分别描绘了转子出口平面的总温 度比分布和定子出口平面的流动角分布。对于转子 出口平面,50% 叶高以下的总温比增大,50% 叶高以 上的总温比减小。由于总温度比与叶片做功直接相 关,因此该结果可以表明级载荷沿径向的分布更加 均匀。另一方面,定子出口平面的气流角也变得更 加均匀。准确地说,高负荷转子通道的跨声速特性 导致转子产生严重的三维扭曲,从而导致功的分配 不均匀。静叶固有的驱动和调节特性有助于来自转 子通道的流体进一步完成扩散流动,使非均匀速度 的下降促进压力的上升。









28



 $= 0.6 \\ 0.4 \\ 0.0 \\ 0.0 \\ 0.12 \\ 1.3 \\ 1.4 \\ 1.5 \\ 1.6 \\ 0.6 \\ 0.7 \\ 0.0 \\ 1.2 \\ 1.3 \\ 1.4 \\ 1.5 \\ 1.6 \\ 0.6 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0.7 \\ 0$ 

Fig. 13 Variations of the total temperature ratio at rotor trailing edge



Fig. 14 Variations of the flow angles at stator trailing edge

#### 4.2 流动分析

本文的研究关键是基于三维环境下的端壁剖面 优化方法进行的。因此,对叶片通道端壁的流动特 性进行详细的分析就显得尤为重要。图15 描绘了轮 毂表面的摩擦线和熵分布。结果表明,优化后轮毂 附近从压力面到吸力面的流动状况有所改善。压力 面附近的流动分离强度相应减小。低熵流体的相应 区域会缩小,但不会完全消失。

图 16 显示了轮毂表面的静压分布,包括优化后 的和初始的。其表明,转子流道内的压力变化更加 均匀,扩散流动更加流畅。但是结合图17的熵分析, 流动状况的恶化主要发生在转子后缘附近的轮毂区 域。在定子轮毂处,压力轮廓线更密集,这种激波的 强度在一定程度上更强。同时,提高了静叶前部的 压力梯度,提高了叶片整体流道的承载能力。此外 轮毂型线优化明显地减小了靠近壁面的原始低熵区 域,同时减小了后缘跨中截面的流动分离,降低了靠 近吸力面角落区域的流动分离。同时,叶片表面的 流动分离也减弱了。值得注意的是,在优化后的叶 片表面,靠近尾缘的轮毂处存在一个高熵区,该区域 内的流体流动并不均匀。另外,轮毂附近的高熵区 流动状况发生了退化。对于图9所示的轮毂型线,该 区域正好对应型线几何形状的拐点,很可能成为流 动参数的突变点。具体的数值机理和优化方案将是 今后研究的重点。

图 18 对比了"Baseline"和"Opt\_hub"转子的出口 熵加权面积积分。图 19 给出了转子出口不同位置的 熵分布,可知当轮毂型线优化后,轮毂附近的流动加 快,导致熵值上升。但从图 18 的结果分析来看,优化 后的转子叶片流道内流体的整体能量损失仍有所降 低,说明优化对流动有积极的影响。

图 20 显示了定子吸力面上的静压和表面摩擦 线。结果表明,定子流道内的低压流体区域减小,激 波强度增大。同时,通道内沿叶高的压力梯度以及 出口平面的静压变得更加均匀。从表面摩擦线分 析,轮毂型线优化明显改善了 50% 叶高以下的流动 状况,分离流减弱甚至被消除。降低了 50% 叶高以 上分离流的规模和强度。结合图 14 所示定子出口气





Fig. 18 Massflow-averaged integral of entropy on the rotor outlet

流角的变化,当出口几何角一定时,轮毂型线优化导 致 50% 跨截面以下出口气流角减小,明显地提高了 流动的转向能力,削弱了分离流动的规模。 Fig. 19 Entropy distribution at rotor trailing edge

0.1

 $s/(kJ/(kg \cdot K))$ 

0.0

Baseline

Opt\_hub

0.2

0.3

图 21 为叶片在 5% 叶高截面处等熵马赫数的分 布。可以看到动叶处叶片的等熵马赫数上升,等熵

Η

0.4

0.2

0.0 L -0.1



Fig. 20 Distribution of static pressure and skin-friction lines on the stator vane surface



Fig. 21 Comparison of isentropic Mach number

马赫数的最大值点向叶片下游移动,说明流体的载 荷能力增强,增压能力得到改善。在静叶处,最大压 力在一定程度上降低,最大压力点向上游移动。压 力梯度也降低了,损失有所下降。结合图20可知,静 叶对级性能的贡献主要来自流动结构的变化。综上 所述,轮毂型线优化对风扇级整体流量的改善具有 积极的作用。同时也验证了该方法在端壁型线优化 中的有效性。

# 5 结 论

通过本文研究,可以得到以下结论:

(1)本文在Linux系统框架下建立了三维粘性环 境下的端壁轮廓优化系统。通过对比NASA Rotor37 和NASA Stage67两种压气机的仿真与实验结果,发 现其性能曲线基本吻合,验证了本文采用的数值型 的准确性。

(2)通过该端壁轮廓优化系统,本文将某高负荷 跨声速压气机的等熵效率由87.54%提高至88.59%, 总压比达到了2.504,其气动性能超过了同类型高负 荷压气机。

(3)对比优化前后压气机级的压比、效率、马赫

数、摩擦线等物理量的分布情况,本文发现对轮毂型 线几何结构进行合理的修正可以削弱端壁边界层的 逆压梯度,有效地抑制了附面层分离,降低了吸力面 转角区域二次流动的强度和规模,从而优化压气机 级内部的流动工况,拓宽高负荷压气机的稳定工作 范围。

致 谢:感谢国家科技重大专项的资助。

#### 参考文献

- [1] 王立志,阳诚武,张香华,等.级负荷系数为0.42的 小流量轴流压气机设计与试验验证[J].航空发动机, 2016,42(3):54-60.
- [2] 张健,杜娟,陈泽,等.高负荷压气机叶栅流 动分离的主动控制方法综述[J].工程热物理学报, 2022,43(5):1190-1202.
- [3] 张洪鑫. 孔式脉动抽吸控制高负荷压气机叶栅流动分 离的机理研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学, 2021.
- [4] Cetin C, Celik A, Yavuz M M, et al. Control of Flow Structure over a Nonslender Delta Wing Using Periodic Blowing[J]. AIAA Journal, 2018, 56(1): 90 - 99.
- [5] Rose M G. Non-Axisymmetric Endwall Profiling in the HP NGV's of an Axial Flow Gas Turbine [C]. *Hague*:

Proceedings of the ASME 1994: International Gas Turbine and Aeroengine Congress and Exposition, 1994.

- [6] Hartland J, Gregorysmith D. A Design Method for the Profiling of End Walls in Turbines [C]. Amsterdam: Proceedings of the ASME Turbo Expo 2002: Power for Land, Sea, and Air, 2002.
- [7] Dickel J A, Marks C, Clark J, et al. Non-Axisymmetric Endwall Contouring of Front-Loaded High-Lift Low Pressure Turbines [C]. Kissimmee: AIAA Aerospace Sciences Meeting, 2018.
- [8] Si X Y, Qiang X Q, Teng J F, et al. Investigation of Improving the Turbine Cascade Flow Using Non-Axisymmetric Endwall Contouring [J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2017, 38(5): 970-977.
- [9] Hao L, Xin S, Zhu X, et al. The Aerodynamic Optimization Design of Turbine Cascade with Nonaxisymmetric Endwall and Experimental Validations [C]. Charlotte: Proceedings of the ASME Turbo Expo 2017: Turbomachinery Technical Conference and Exposition, 2017.
- [10] Dorfner C, Hergt A, Nicke E, et al. Advanced Non-Axisymmetric Endwall Contouring for Axial Compressors by Generator—Part I: Principal Cascade Design and Compressor Application [J]. Journal of Turbomachinery, 2011, 133(2): 021026.
- [11] Hergt A, Dorfner C, Steinert W, et al. Advanced Nonaxisymmetric Endwall Contouring for Axial Compressors by Generating an Aerodynamic Separator—Part II: Experimental and Numerical Cascade Investigation[J]. Journal of Turbomachinery, 2011, 133(2): 20-27.
- [12] Varpe M, Pradeep A. Benefits of Nonaxisymmetric Endwall Contouring in a Compressor Cascade with a Tip Clearance [J]. Journal of Fluids Engineering, 2015, 137(5).
- [13] Hoeger M, Cardamone P, Fottner L. Influence of Endwall Contouring on the Transonic Flow in a Compressor Blade [C]. Amsterdam: Proceedings of the ASME Turbo

Expo 2002: Power for Land, Sea, and Air, 2002.

- [14] Dorfner C, Nicke E, Voss C. Axis-Asymmetric Profiled Endwall Design by Using Multiobjective Optimisation Linked with 3D RANS-Flow-Simulations [C]. Montreal: Proceedings of the ASME Turbo Expo 2007: Power for Land, Sea, and Air, 2007.
- [15] Kröger G, Voß C, Nicke E, et al. Theory and Application of Axisymmetric Endwall Contouring for Compressors
  [C]. Columbia: Proceedings of the ASME Turbo Expo 2011: Turbine Technical Conference and Exposition, 2011.
- [16] 张龙新,周 逊,吴 帆,等.凹型轴对称端壁造型 在大安装角扩压叶栅中的应用研究[J].推进技术, 2016, 37 (10): 1869-1874. (ZHANG Long-xin, ZHOU Xun, WU Fan, et al. Application Study of Concave Axisymmetric Endwall Molding in a Compressor Cascade with High Stagger Angle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2016, 37(10): 1869-1874.)
- [17] Zheng Xinqian, Yang Heli. End-Wall Boundary Layers and Blockages of Multistage Axial Compressors under Different Conditions [J]. Journal of Propulsion and Power, 2017, 33(4): 908-916.
- [18] Denton J D. Lessons from Rotor 37[J]. Journal of Thermal Science, 1997, 6(1): 1–13.
- [19] Bruna D, Turner M G. Isothermal Boundary Condition at Casing Applied to the Rotor 37 Transonic Axial Flow Compressor[J]. Journal of Turbomachinery, 2013, 135 (3): 420-431.
- [20] Fidalgo V J, Hall C A, Colin Y. A Study of Fan-Distortion Interaction Within the NASA Rotor 67 Transonic Stage[J]. Journal of Turbomachinery, 2012, 134(5).
- [21] 赵 军,柳阳威,刘宝杰. NASA67级非定常流场的频 域分析[J]. 航空动力学报,2007,22(8):1371-1377.
- [22] Donald C U, William T G, Walter S C. Performance of Two-Stage Fan Having Low-Aspect-Ratio [R]. NASA-TP-1493, 1979.

(编辑:梅 瑛)