

文章编号: 1000-8055(2024)11-20220891-09

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220891

降低涡轮动叶气动激振力的 优化设计方法

陈焕龙¹, 秦 勇², 蔡文哲², 王 兵¹, 颜廷松¹

(1. 哈尔滨工业大学 能源科学与工程学院, 哈尔滨 150001;
2. 北京动力机械研究所, 北京 100074)

摘 要: 针对涡轮级叶列之间流场干扰诱发下游动叶非定常气动激振力的物理问题, 提出了一种涡轮导叶与动叶联合匹配优化以降低动叶气动激振力的气动设计方法。研究表明: 采用该方法不仅使得所研究涡轮动叶气动激振力的时均值下降 8%, 而且其他相位的动叶气流激振特性也获得改善, 说明了该气动优化设计方法的可行性。此外, 优化后的涡轮导叶具有明显的弯掠特征, 弯掠导叶有助于降低下游动叶的非定常气动激振力, 这是涡轮非定常气动设计技术对于“弯曲叶片”流动机理的新认识, 非常值得开展更加深入的研究工作。

关 键 词: 非定常气动激振力; 流动匹配; 气动优化; 尾迹干扰; 激波

中图分类号: V231.3; TK14

文献标志码: A

Optimization design method for reducing aerodynamic force of turbine rotor blade

CHEN Huanlong¹, QIN Yong², CAI Wenzhe², WANG Bing¹, YAN Tingsong¹

(1. School of Energy Science and Engineering,
Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China;
2. Beijing Power Machinery Institute, Beijing 100074, China)

Abstract: In view of the physical problem of unsteady aerodynamic excitation force induced by flow interaction between turbine stage blades, an aerodynamic optimization design method for both turbine guide vanes and rotor blades was proposed and carried out. The research results indicated that not only the time-average aerodynamic force of the turbine rotor blade was reduced by about 8%, but also the aerodynamic excitation characteristics of other phases were improved for rotor blade. The results indicated the feasibility of this aerodynamic optimization design method. Moreover, the optimized guide vane had obvious curved and swept feature, allowing to reduce the unsteady aerodynamic excitation force of downstream rotor blade. This is a new understanding of the flow mechanism of “curved blades” in turbine unsteady aerodynamic design technology field, which is very worthy of further research.

Keywords: unsteady aerodynamic force; flow matching; aerodynamic optimization;
wake interaction; shock wave

收稿日期: 2022-11-21

基金项目: 重点实验室基金—军工院所稳定支持项目(WDZC312020030201); 国家科技专项(J2019-II-0016-0037)

作者简介: 陈焕龙(1982—), 男, 副教授, 博士, 主要从事叶轮机械气动热力学领域的优化设计技术研究。E-mail: chenhuanlong@126.com

引用格式: 陈焕龙, 秦勇, 蔡文哲, 等. 降低涡轮动叶气动激振力的优化设计方法[J]. 航空动力学报, 2024, 39(11): 20220891. CHEN Huanlong, QIN Yong, CAI Wenzhe, et al. Optimization design method for reducing aerodynamic force of turbine rotor blade[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(11): 20220891.

高推质比、高效率与高可靠性始终是航空发动机系统设计所追求的目标与技术发展方向。而作为航空发动机重要的热端气动部件——涡轮,其可靠性一直是制约发动机整体性能提升的关键热端部件之一。而且,涡轮的可靠性业已成为制约实际发动机寿命的重要因素。相比于气动效率,与气流激振相关的可靠性问题是涡轮设计领域更加急需解决的技术问题。大量的研究资料与工程实践表明,作用在叶片上的非定常气动激振力是激发叶片振动的重要因素之一,而转子叶片的非定常气动激振力是影响涡轮可靠性的的重要因素。因此,如何预测涡轮系统动叶的气动激振力,并从涡轮叶片通道气动设计的源头合理地控制非定常气动激振力的研究已经成为未来航空发动机涡轮系统的一个重要的发展方向。文献[1]指出,流体激振问题作为气动弹性力学领域研究的核心内容。叶轮机械叶片气动激振力是指系统中的叶片受到与系统本身结构无关、随时间任意变化的且以外界环境流场为激振源的作用力,属于动力响应的研究范畴。早期的研究主要采用能量法^[2-3]和特征值法^[4-5]。发动机涡轮叶片主要的气动激振源于过渡段整流支板对于流场的扰动,以及转子/静子的非定常尾迹干扰、激波-附面层以及尾迹干扰等^[6]。文献[7]针对蒸汽涡轮开展了气流激振力与导叶安装角的关联研究。研究结果表明,当导叶角度由 $+6^\circ$ 至 -6° 逐渐减小时,机组受到的气流激振强度逐渐降低,同时涡轮的输出功率增加。文献[8]针对旋转机械气流激振引起的叶片高循环疲劳问题进行了研究表明,高压涡轮叶片非定常气动激振力主要来源于上游导叶,其带来的非定常气动激振力效果达到 $60\sim 70\text{ kPa}$ 量级,且主要体现在激振力圆周方向的分量上。文献[9]提出了一种采用前排叶片与后排叶片相对相位的变化来获得涡轮气动和振动特性提升的“定制尾迹技术”。为我国C919大飞机提供动力的LEAP-X发动机,其高压涡轮的设计也是应用该项抑振设计技术。文献[10]的研究工作表明,在满足叶片结构强度与加工工艺的实际需求条件下,可以使用更多的自由度来修改尾迹的相位,具有较大的优化空间,初步的研究结果表明,下游动叶的强迫响应水平降低了57%。季路成等^[11-13]从叶轮机械非定常设计体系的观点出发,提出了“缘线匹配技术”,并开展了相关的研究工作,取得了一些重要的研究成果。同时其研究结果也表明,不同

的缘线匹配设计方案导致叶片所受的激振力、气流脉动动能产生很大的差异,并且能够带来强迫振动和气动噪声抑制的收益^[14-15]。无论是“定制尾迹技术”还是“缘线匹配技术”,由于没有给出相应的工程设计准则,这在实际工程设计的应用中对于设计人员的专业水平提出了极高的要求,有的先进技术对于设计人员甚至是可望而不可及。耦合非定常计算流体动力学(computational fluid dynamics, CFD)的现代优化设计技术的长足发展,给叶轮机械强迫相应的设计研究领域带来了新的曙光。文献[9, 16]介绍了罗-罗公司在涡轮发动机设计方面的强大研发能力及其相关设计系统的实际应用。其中,耦合CFD/CSD(computational structural dynamics)的优化设计技术在发动机关键部件的工程设计中扮演至关重要的角色,并给出了包括修改导叶的三维空间结构设计来降低涡轮转子叶片气动激振力的设计案例。

针对目前涡轮工程设计的实际需求与问题的复杂性,传统各种气动设计方法很难切实地采用学者们提出的各种降低涡轮叶片气动激振力的先进技术。本文从工程实际设计的角度,提出了一种能够降低叶片气动激振力,且可以直接应用于实际涡轮设计的动静叶联合匹配气动优化设计方法。该方法极大地降低了对设计人员工程实际经验的需求与依赖,具有较高的工程应用价值。

1 数值方法验证

鉴于本文提出关于涡轮叶片气动降载的优化设计方法,其底层数据是基于非定常CFD数值仿真。因此,有必要对本文所采用的基于非线性谐波近似的非定常CFD数值方法的可靠性进行验证。然而,涡轮级非定常流动的实验数据在公开发表的文献中十分稀少。本文通过系统地查阅与精心筛选相关文献资料,最终决定采用奥地利格拉茨大学热涡轮机械与机械动力学研究所的单级跨声速涡轮级的非定常测试数据^[17],验证本文非定常数值方法的可靠性。

图1给出了实验涡轮级间测量截面内瞬时速度场的对比分析,图中 t 为时间, T 为周期。研究结果表明,考虑到实验测试误差等因素的影响,尽管低速区域的大小和数值与实验数据对比存在差异,但是大部分高速主流区域的大小以及速度分布特征与实验数据基本吻合。这说明本文所采用的非定常数值仿真方法能够预测涡轮级的流动

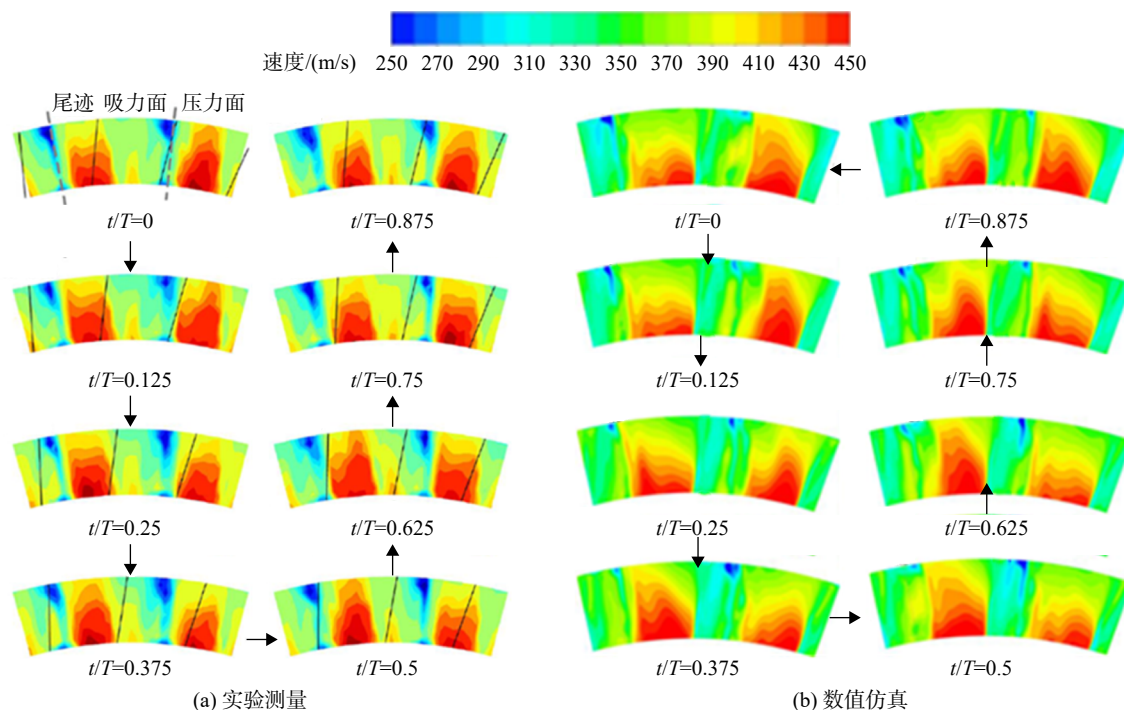


图 1 级间测量截面非定常气体速度对比

Fig. 1 Comparison of unsteady gas velocity in interstage measurement plane

特性与气动性能,可以用于开展本文的研究工作。

2 导叶-动叶联合气动优化方法

本文根据原型涡轮导叶几何数据构建参数化模型,通过课题组开发的叶片成型程序构建三维叶片通道几何通道结构,从而为三维叶片通道几何设计提供气动优化变量信息。通过前期的研究表明,决定涡轮转子叶片气动激振力大小和方向的主要几何参数为叶片的进出口几何角以及安装角。而且,涡轮动叶气动激振力的周向分量对于叶片的激振起着关键作用。因此,本文提出的优化设计方法是以涡轮导叶和动叶的进口和出口几何角以及安装角作为设计变量,以动叶的周向气动激振力作为气动优化的目标函数。具体优化设计数学模型如下表述:

目标函数: 近设计点的周向气动激振力 $F_\theta(\alpha_0, \alpha_1, \alpha_i, \beta_1, \beta_2, \beta_i)$, 其中 $\alpha_0, \alpha_1, \alpha_i$ 分别为涡轮导叶的进口几何角、出口几何角和安装角, $\beta_1, \beta_2, \beta_i$ 分别为涡轮动叶的进口几何角、出口几何角和安装角。

优化算法: 遗传算法和梯度算法相结合。其中,遗传算法种群大小 100, 最大迭代步数 150; 采用遗传算法与梯度算法相结合的方法进行寻优, 最大迭代步数 600。

约束条件: 涡轮质量流量 $\dot{m} = \dot{m}_0$, 膨胀比 $\pi = \pi_0$, 其中 $\dot{m}_0$ 为涡轮近设计点的质量流量, π_0 为涡轮近设计点的膨胀比。

优化变量: 导叶和动叶 3 个控制截面进出口几何角与安装角。

具体的气动优化设计过程为: 在导叶和动叶沿叶高方向分别选取 3 个控制截面, 对应的叶高位置分别根部截面、叶中截面和叶尖截面, 并将这 3 个控制截面的叶型进、出口几何角以及安装角作为气动优化设计的优化变量, 优化变量数目为 18 个。采用随机离散水平方法计算导叶和动叶的样本空间, 并在涡轮通道三维黏性流级环境条件下, 对样本空间的所有导叶和动叶设计方案进行 CFD 流场数值仿真, 获得相应的动叶周向气动激振力 F_θ , 并建立相关的动叶周向气动激振力 F_θ 的近似数学模型。最后, 采用遗传算法和梯度算法相结合的方法进行寻优, 以获得动叶周向气动激振力最小的方案最优解。

需要说明的是, 通过对于所研究问题的深入分析, 并综合权衡计算资源、计算时间以及设计方法的工程应用可行性等方面的需求, 目前的研究工作先在定常条件下开展优化设计研究, 然后将所得到的研究方案在非定常条件下进行确认, 且将定常研究结果通过非定常研究结果的时均值

发生关联。

此外,为了研究涡轮气动性能参数与流场品质的提升效果,本文也开展了以涡轮绝热效率为目标函数、导叶和动叶进出口几何角与安装角为优化变量的动静叶联合气动优化设计研究工作,探讨了以涡轮动叶气动激振力为目标函数和以涡轮绝热效率为目标函数的动静叶联合气动优化设计效果,并分析其内在的流体动力学原理。

3 涡轮动静叶联合优化设计验证与分析

3.1 研究对象及其边界条件

本文以某航空发动机的高压涡轮为研究对象,其具体设计参数与通道结构如表 1 与图 2 所示。通过开展基于降低涡轮动叶气动激振力的气动优化设计研究,以验证本文提出的优化设计方法的可行性。对于该发动机的高压涡轮,其气动特征是高转速、内部处于超/跨声速流动。从结构上看,该涡轮导叶通常被设计具有较大的安装角与出口几何角,以此来获得较高的膨胀比,这给下游动叶的尾迹定制设计提供了较大的气动设计自由度。但是,这种气动布局模式同时也给下游动叶的流

表 1 高压涡轮主要设计参数

Table 1 Main design parameters of high pressure turbine	
参数	数值
质量流量/(kg/s)	5.725
物理转速/(r/min)	48 491
进口总温/K	1 350.3
进口总压/kPa	1 469.134
出口总温/K	1 074.73
出口总压/kPa	452.871
导向器叶片数	19
转子叶片数	50
动叶叶尖间隙/mm	0.5

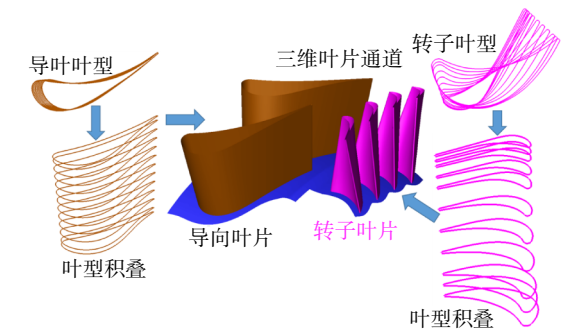


图 2 原型涡轮叶片通道结构

Fig. 2 Passage structure of baseline turbine blade

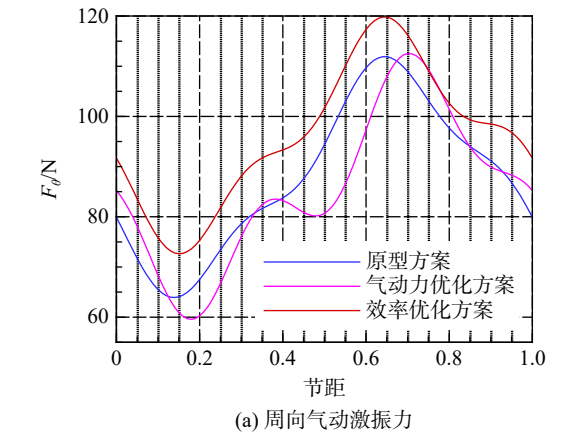
动匹配带来了技术上的困难。这是由于动叶通道的气动设计不仅需要匹配高温条件下的超/跨声速来流,而且需要保证合理的绝对气流出气角,以满足下游低压级对于来流条件的限制。这就意味着动叶沿叶高方向的所有叶型截面均需要保证较大的几何折转角。显然,这对于高效、高可靠性超/跨声速涡轮的设计提出了极高的技术要求。

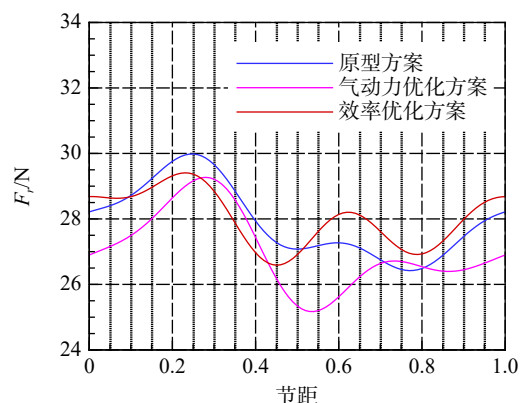
根据上述分析,本文基于在设计过程中同时匹配动静叶通道内部以及通道之间流动的设计初衷,提出了以动叶周向气动激振力为目标函数的高压涡轮导叶与动叶通道同时联合气动优化的气动设计方法,以期在保证高压涡轮气动性能指标的条件下,获得较优的动叶非定常气动激振力分布特性规律。

此外,针对本文的研究对象单级跨声速涡轮通道,进行了网格划分,并通过对涡轮级进行了网格独立性的研究,最终确定总网格单元数目约为 200 万,限制叶片表面的 $y^+ < 5$,并在流场数值仿真中采用 shear stress transport (SST) $k-\omega$ 双方程湍流模型对雷诺平均的 Navier-Stokes(N-S)方程进行封闭处理。在计算域的进口给定涡轮设计状态的总压、出口给定背压边界条件,并在旋转区域给定涡轮的设计转速。为了避免导叶出口由于超声速气流诱导的燕尾激波在下游计算域边界上的非物理反射,转静区域之间的交界面采用无反射(no reflecting 2D)转静交界面方法进行求解。

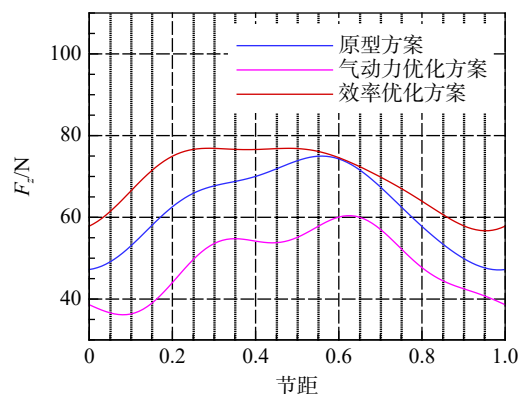
3.2 优化前后动叶气动激振力特性分析

图 3 给出了基于非定常 CFD 技术与非线性谐波函数法(non-linear harmonic method)获得的导叶-动叶联合优化前后,高压涡轮单个动叶气动激振力时域特性。通过非定常确认后的研究结果表明,采用以提升涡轮绝热效率为目标的气动优化设计方法(简称效率优化方案),最终结果使得涡

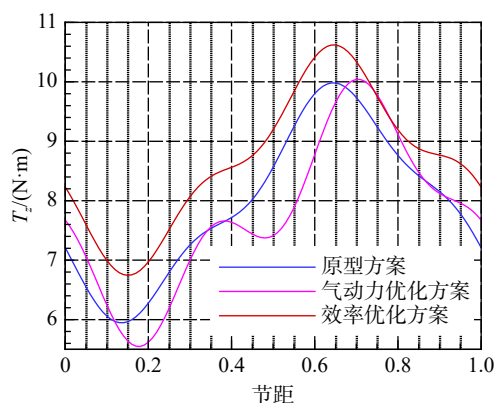




(b) 径向气动激励力



(c) 轴向气动激励力



(d) 周向气动激励力矩

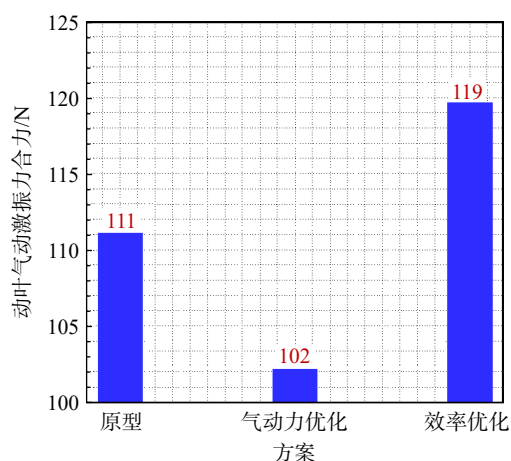
图 3 单个动叶气动激励力时域特性

Fig. 3 Time domain characteristics of aerodynamic forces for one rotor blade

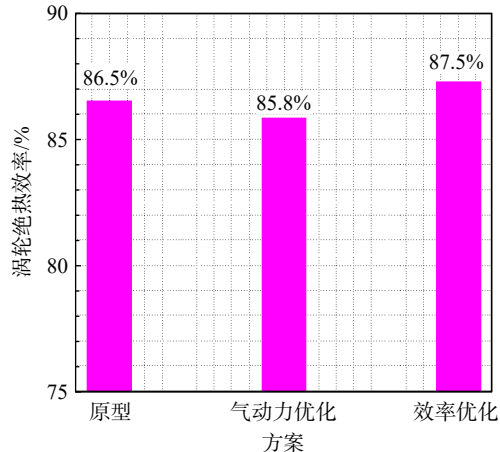
轮动叶的周向气动激励力矩 T_t 增加, 涡轮输出功率增加, 同时其周向和轴向气动激励力 F_θ 和 F_z 也增加, 径向气动激励力 F_r 变化不大。采用以降低涡轮动叶气动激励力为目标的气动优化设计方法(简称气动力优化方案), 最终结果使得涡轮动叶的周向气动扭矩减小, 其周向、轴向以及径向气动激励力均得到降低。这说明本文所提出的动静叶联合优化的气动设计方法, 是一种降低高负荷

跨声速涡轮叶片非定常气动激励的有效途径和设计方法。

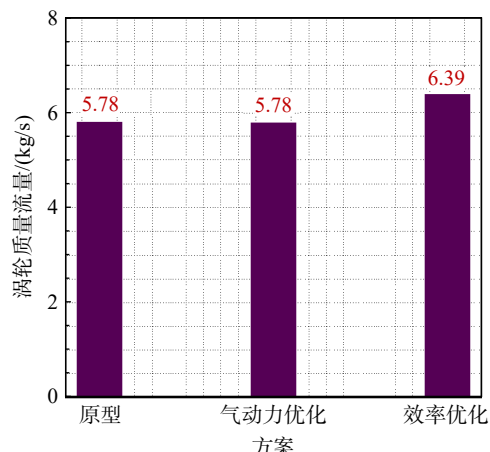
图 4 给出了导叶-动叶联合优化前后, 高压涡轮的动叶气动激励力(合力)、绝热效率以及质量流量特性的统计对比。研究结果表明, 与原型设计方案相比, 在保证高压涡轮膨胀比与质量流量不变化的条件下, 采用降低涡轮气动激励力的气动优化设计方法获得了总的气动激励力下降约



(a) 动叶气动激励力合力



(b) 涡轮绝热效率



(c) 涡轮质量流量

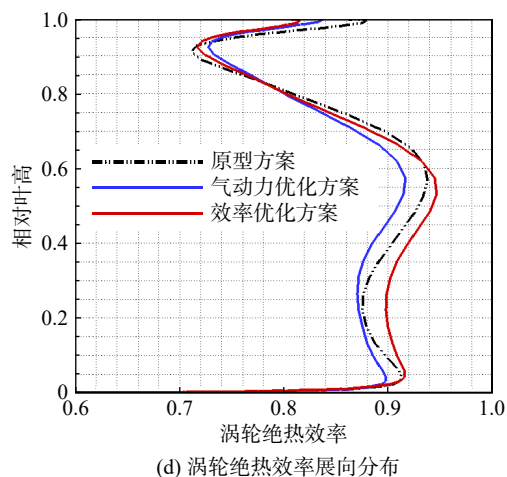


图 4 动叶气动激振力与涡轮性能时均特性

Fig. 4 Aerodynamic force of rotor blade and time averaged characteristics of turbine

8% 的设计方案。采用提升涡轮气动效率的优化设计方法, 最终结果显示涡轮绝热效率提升 1%, 而动叶的气动激振力增加约 7%, 质量流量增加约 10%。这说明, 在涡轮的设计过程中, 动叶气动激振力的降低与涡轮气动性能的提升不是正相关, 在涡轮的设计过程中, 需要权衡气动性能与可靠性, 而不能追求两者均获得最优。因此, 如果以动叶气动激振力和涡轮绝热效率为目标开展涡轮的多目标气动优化设计, 将不可能获得最优解。若要获得这方面研究的定量结论, 后续将需要在功率一致的条件下进一步开展更加深入的研究工作。

3.3 优化前后涡轮通道内部流场分析

为了探索动叶气动激振力降低的涡轮通道内部流动机理, 图 5 给出了采用非定常 CFD 数值仿

真求解技术获得的动叶进口截面静压时均值分布特性。已有的研究资料表明, 动叶所受到的非定常气动激振力与其上游来流的压力分布特征存在密切的关联。因为动叶进口的压力分布特征作为求解动叶气动激振力的时空边界条件, 它直接决定了动叶气动激振力的分布形式及时频域特性。针对本文高压涡轮导叶-动叶联合匹配优化的研究结果表明, 要想获得动叶的较小气动激振力设计方案, 应该通过导叶的优化以尽量减小动叶进口截面端区的静压, 同时提高端区压力分布的均匀性, 为下游动叶提供较为有利于减小气动激振力的来流条件。这也进一步解释了在减小动叶非定常气动激振力的优化设计过程中, 优化后的导叶叶尖截面的安装角发生较大变化的原因。然而, 对于提高涡轮绝热效率的设计, 动叶进口的压力分布模式则与降低动叶气动激振力的设计初衷相反, 即需要增加动叶进口截面端区乃至整个动叶进口截面的压力值, 同时提高动叶进口截面压力分布的均匀性。要达到这些目的, 导叶的优化设计则显得尤为重要。最终的结果如图 6 所示, 提高效率的优化设计方案其动叶进口的压力积分值最大, 通过流场演化后获得的动叶气动激振力也最大。因此, 正如前文所述, 针对涡轮级的气动优化设计研究, 同时提高涡轮效率与降低动叶的气动激振力是不可能实现的, 在设计过程中只能进行折中处理这一对矛盾。这也说明, 在涡轮的设计过程中, 不可能获得所有指标的最优解, 而只能获得满足工程实际需求的折中的较优解, 单独追求某一性能指标参数的最优解的设计方法不具有工程实际应用价值。

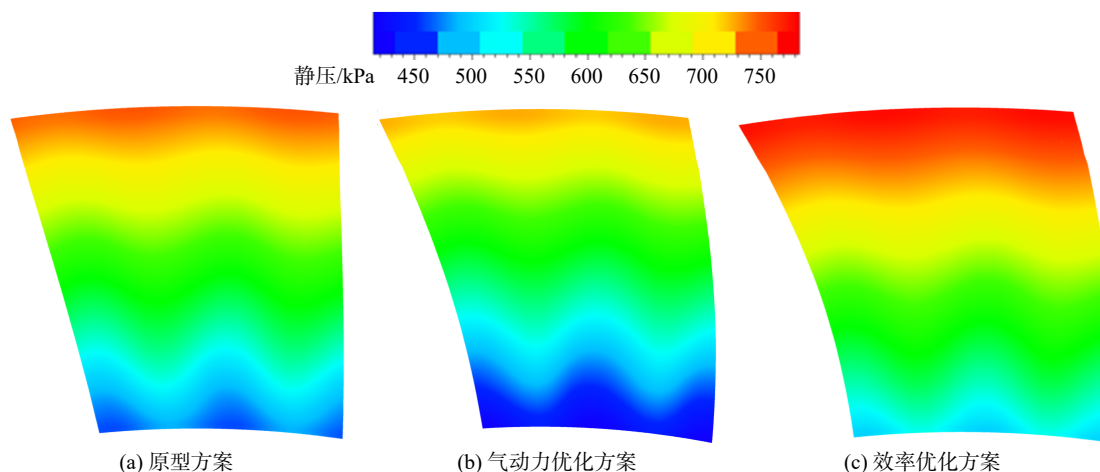


图 5 动叶进口截面静压时均值分布特性

Fig. 5 Time averaged characteristics of inlet sections of rotors under static pressure

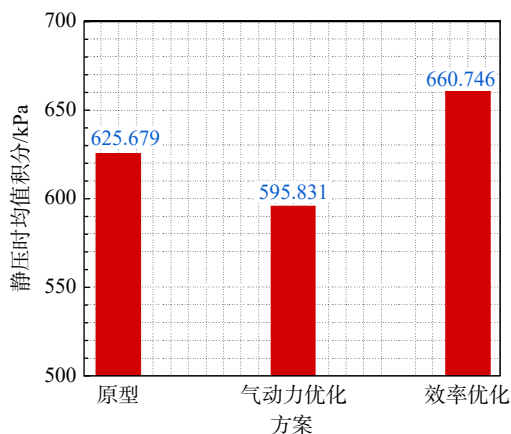


图 6 动叶进口截面静压时均值积分

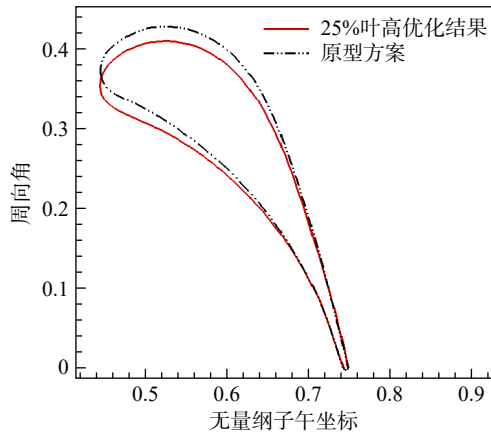
Fig. 6 Time mean integral of inlet section of rotor under static pressure

3.4 优化前后涡轮通道几何特性分析

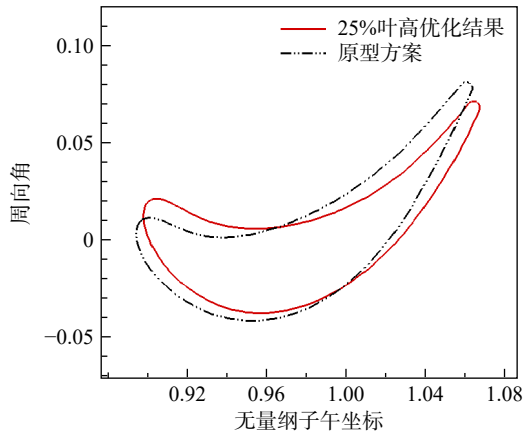
针对减小高压涡轮动叶非定常气动激振力的优化设计研究, 图 7 给出了以降低动叶气动激振力为目标, 导叶-动叶联合匹配优化前后, 高压涡轮的动静叶叶型、中弧线的对比分析, 并给出了最终优化获得的导叶和动叶三维叶片实体模型。

研究表明, 与原型方案相比, 依据导叶的整流与导流对于动叶气动激振力的影响效果, 优化后导叶在进口几何角以及安装角方面均发生了变化, 其主要体现在导叶上端壁附近叶型安装角增加, 其他位置截面的叶型安装角适当减小。导叶中部区域的叶型中弧线前半部分曲率有所增加, 而端部截面的叶型中弧线前半部分曲率减小, 尤其是叶尖截面。截面后半部分的曲率基本不变。动叶几何特征的变化主要体现在安装角的修改方面, 其变化规律为除了叶尖截面外, 各叶型截面的安装角有所降低, 叶尖截面的叶型中弧线在前缘附近的曲率降低以减小动叶前缘附近的相对马赫数, 从而减小激波对于相邻叶片的相互作用。

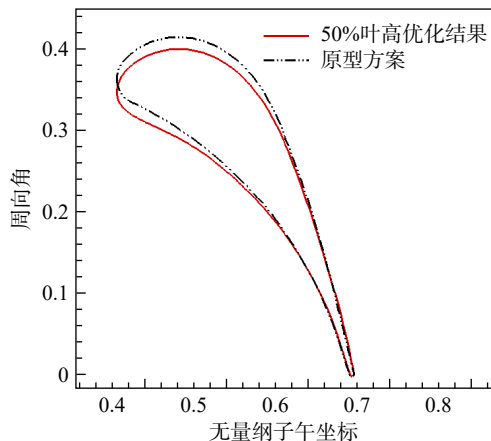
图 8 给出了优化前后涡轮叶片三维特征对比。基于降低动叶气动激振力的设计, 其导叶的三维实体表明, 由于叶尖截面的叶型安装角增加幅度较大, 中下部截面叶型安装角减小, 导致了导叶产生周向复合弯曲的效果。这说明导叶弯掠设计有助于降低下游动叶的非定常气动激振力。这也是弯掠静叶三维气动成型在非定常设计体系下的



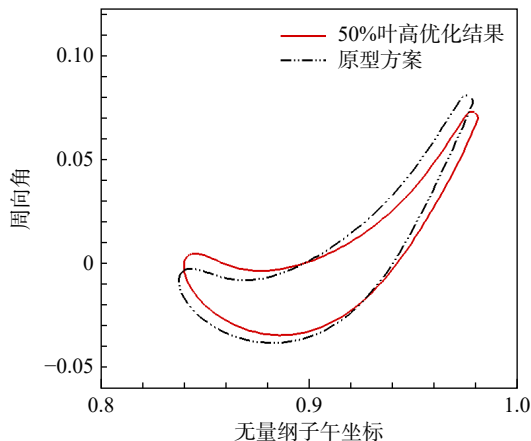
(a) 导叶通道25%叶高优化结果



(b) 动叶通道25%叶高优化结果



(c) 导叶通道50%叶高优化结果



(d) 动叶通道50%叶高优化结果

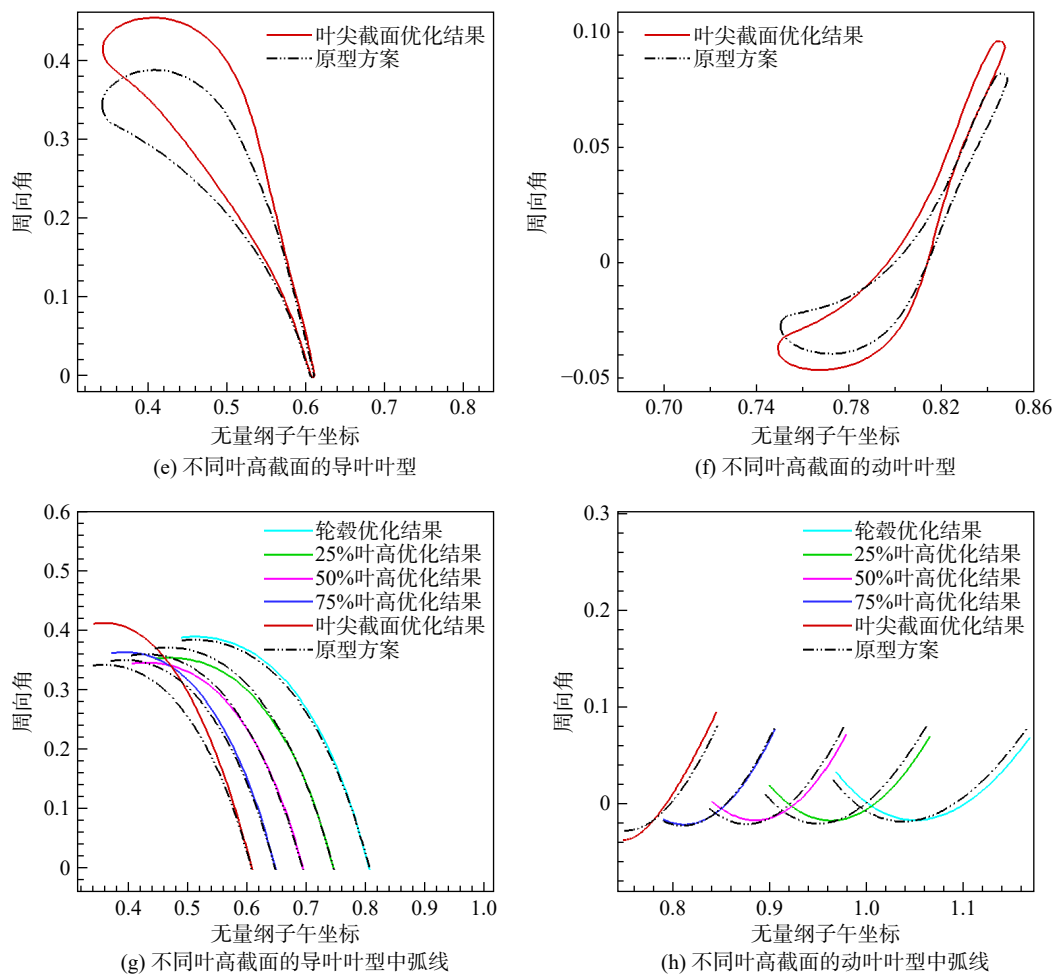


图 7 优化前后涡轮几何特性对比(降低气动激振力设计)

Fig. 7 Comparison of turbine geometric characteristics before and after optimization (to reduce aerodynamic force)

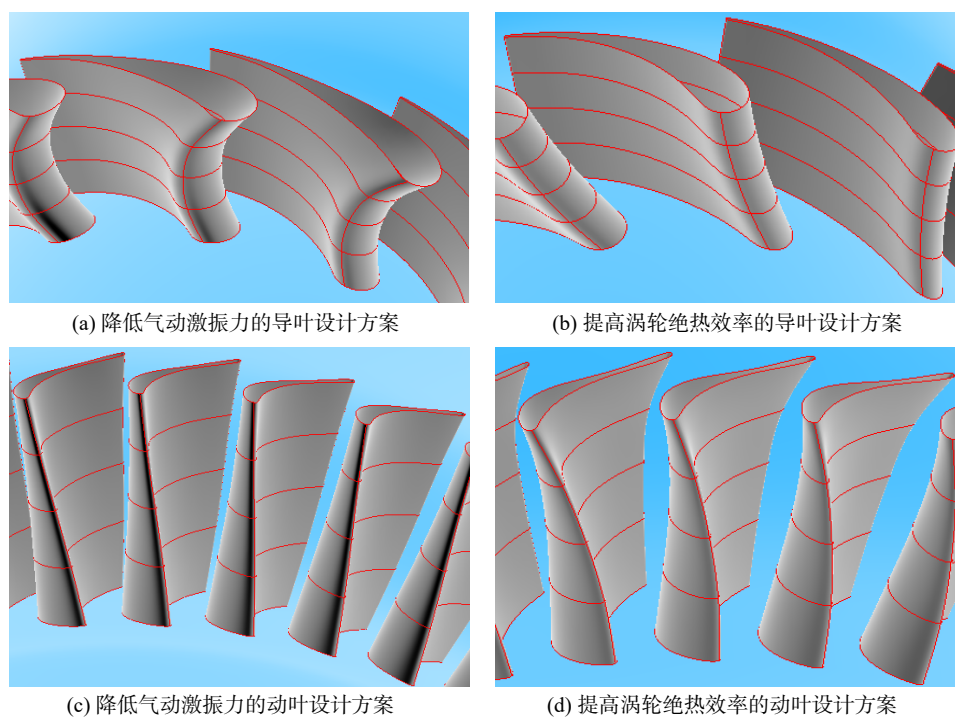


图 8 优化前后涡轮叶片三维特征对比

Fig. 8 Comparison of three-dimensional characteristics of turbine blades before and after optimization

一个新的认识和重要结论。对于高效率的设计方案,在上游均匀来流条件下,导叶内部处于顺压力梯度的膨胀流动状态,流场结构相对简单。因此,通过气动优化设计获得的叶片通道结构也相对规整。在较大的几何折转角条件下,动叶不仅需要完成导流以及整流的膨胀流动使命,以达到设计条件下输出功率和高气动效率的要求。因此,从根部截面到叶尖截面的叶型安装角变化较大,叶片在三维空间的整体扭曲程度相应较大。

4 结 论

本文基于对涡轮叶列间非定常效应的深入理解和认识,提出了一种具有工程适用价值的涡轮导叶与动叶联合匹配的气动优化设计方法,建立了降低涡轮动叶非定常气动激振力的气动优化设计数学模型,并针对某发动机的跨声速涡轮级开展气动优化设计研究与分析工作,得到如下结论:

1) 所提出基于降低涡轮气动激振力的导叶-动叶联合匹配优化的设计方法具有较好的工程应用价值,能够胜任超/跨声速涡轮叶片通道的降振设计任务。

2) 采用所建立的降低气动激振力优化方法,获得了涡轮气动激振力降低约 8% 的新型涡轮通流结构设计方案。

3) 涡轮导叶弯掠有助于降低下游动叶的非定常气动激振力,这是涡轮非定常气动设计技术对于“弯曲叶片”流动机理的新认识。

参考文献:

- [1] 金琰. 叶轮机械中若干气流激振问题的流固耦合数值研究[D]. 北京: 清华大学, 2002.
JIN Yan. Numerical study of several fluid-induced vibration problems in turbomachineries by fluid-structure coupling approach[D]. Beijing: Tsinghua University, 2002. (in Chinese)
- [2] CARTA F O. Coupled blade-disk-shroud flutter instabilities in turbojet engine rotors[J]. *Journal of Engineering for Power*, 1967, 89(3): 419-426.
- [3] BENDIKSEN O. Aeroelastic problems in turbomachines[R]. AIAA-90-1157, 1990.
- [4] WHITEHEAD D S. Torsional flutter of unstalled cascade blades at zero deflection[R]. London, UK: Aeronautical Research Council, 1964.
- [5] KIELB R E, KAZA K R V. Aeroelastic characteristics of a cascade of mistuned blades in subsonic and supersonic flows[J]. *Journal of Vibration and Acoustics*, 1983, 105(4): 425-433.
- [6] 孟庆国, 周盛. 叶轮机械非定常流动研究进展[J]. *力学进展*, 1997, 27(2): 232-247.
- MENG Qingguo, ZHOU Sheng. Advances in the study of unsteady aerodynamics in turbomachinery[J]. *Advances in Mechanics*, 1997, 27(2): 232-247. (in Chinese)
- [7] 刘伟. 部分进汽涡轮气流激振特性及抑制措施研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2013.
LIU Wei. Study on characteristics and suppression measures of vibration induced by flow of turbine with partial admission[D]. Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2013. (in Chinese)
- [8] 韩乐, 王延荣. 转子叶片气弹稳定性与强迫响应分析[J]. *航空发动机*, 2021, 47(4): 82-90.
HAN Le, WANG Yanrong. Analysis of aeroelastic stability and forced response of rotor blades[J]. *Aeroengine*, 2021, 47(4): 82-90. (in Chinese)
- [9] LAPWORTH L, SHAHPAR S. Design of gas turbine engines using CFD[R]. Jyväskylä, Finland: European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering, 2004.
- [10] LAPWORTH B L. HYDRA-CFD: a framework for collaborative CFD development [R]. Singapore City, Singapore: International Conference on Scientific & Engineering Computation (IC-SEC), 2004.
- [11] 刘永泉, 刘太秋, 季路成. 航空发动机风扇/压气机技术发展的若干问题与思考[J]. *航空学报*, 2015, 36(8): 2563-2576.
LIU Yongquan, LIU Taiqiu, JI Lucheng. Some problems and thoughts in the development of aero-engine fan/compressor[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2015, 36(8): 2563-2576. (in Chinese)
- [12] 季路成, 李嘉宾, 伊卫林. 第三代三维叶片技术思路分析[J]. *工程热物理学报*, 2015, 36(5): 989-994.
JI Lucheng, LI Jiabin, YI Weilin. The way to the third generation of 3-D blades[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2015, 36(5): 989-994. (in Chinese)
- [13] 季路成. 高性能叶轮机全 3 维叶片技术趋势展望[J]. *航空发动机*, 2013, 39(4): 9-18, 31.
JI Lucheng. Trend of full three-dimensional blading techniques for high performance turbomachinery[J]. *Aeroengine*, 2013, 39(4): 9-18, 31. (in Chinese)
- [14] 季路成, 邵卫卫, 陈江. 缘线匹配对非定常流动影响初探[J]. *工程热物理学报*, 2008, 29(1): 36-39.
JI Lucheng, SHAO Weiwei, CHEN Jiang. Exploration on influences of edge matching on unsteady flow of turbomachinery[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2008, 29(1): 36-39. (in Chinese)
- [15] 季路成, 王延荣, 邵卫卫, 等. 缘线匹配主导下的叶轮机非定常设计[J]. *工程热物理学报*, 2008, 29(10): 1667-1672.
JI Lucheng, WANG Yanrong, SHAO Weiwei, et al. Unsteady design for turbomachinery under the guidance of edge-matching technology[J]. *Journal of Engineering Thermophysics*, 2008, 29(10): 1667-1672. (in Chinese)
- [16] SHALAPWORTH L. A forward and inverse three-dimensional linear design system for turbomachinery applications[R]. Athens, Hellenic: European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering, 1998.
- [17] GOTTLICH E, NEUMAYER F, WOISETSCHLAGER J, et al. Investigation of stator-rotor interaction in a transonic turbine stage using laser Doppler velocimetry and pneumatic probes[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2004, 126(2): 297-305.

(编辑: 秦理曼)