

DOI:10.19344/j.cnki.issn1671-5276.2026.03.014

CMC 涡轮平面叶栅优化设计

张可松, 杨荣菲

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘要:为进一步提高 CMC 涡轮转子叶片气动性能, 针对某低压涡轮转子叶片叶中截面叶型进行 CMC 涡轮叶型改型设计, 并在此叶型基础上进行叶型参数敏感性分析, 并完成基于 CMC 涡轮叶型设计约束的基于正反问题结合的多目标优化设计分析。优化结果表明:该方法能有效改善 CMC 涡轮叶栅内流场结构, 叶型总压损失系数相较于初始叶型降低 17.61%。

关键词:陶瓷基复合材料; 涡轮叶栅; 气动优化

中图分类号:V231.3 **文献标志码:**B **文章编号:**1671-5276(2026)03-0070-04

Research on Optimized Design of CMC Turbine Plane Cascades

ZHANG Kesong, YANG Rongfei

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Ceramic based composite materials (CMC) are gradually being applied in aviation engine turbine components due to their excellent properties such as high temperature resistance and low density. However, due to their special preparation process, they are difficult to meet the special shape of traditional turbine rotor blades with low thickness and large curvature, resulting in poor aerodynamic performance of CMC turbine rotor blades. In order to further improve the aerodynamic performance of CMC turbine rotor blades, this paper conducted a modified design of the CMC turbine blade profile for the mid section blade of a low-pressure turbine rotor blade, a parameter sensitivity analysis based on the blade profile, and a forward-and-inverse-problem combined multi-objective optimization analysis based on the design constraints for CMC turbine blade profiles. The optimized results indicate that this method can effectively improve the flow field structure inside CMC turbine cascades and enhance and lower the total pressure loss coefficient of the blade profile by 17.61% compared to the initial blade profile.

Keywords: ceramic matrix composites; turbine cascade; aerodynamic performance optimization

0 引言

由于陶瓷基复合材料 (ceramic matrix composites, CMC) 具有耐高温、密度低和高强度等特性而在新一代航空发动机热端部件上得到了广泛应用^[1]。而航空发动机涡轮部件需要在高温高负荷环境下长期工作, 因此 CMC 材料在航空发动机涡轮部件上的应用也是当前研究的热门和未来发展方向^[2-3]。然而, 由于受到 CMC 材料制造技术的限制^[4], CMC 材料在涡轮转子叶片上的应用较少。

目前有关 CMC 涡轮动叶设计公开资料较少, 从某公司研制 CMC 低压涡轮动叶中可见^[5], CMC 涡轮叶片尾缘厚度很大, 叶片弯曲度较小, 叶片沿叶高方向基本是等厚度分布。这些几何的差异必然会大幅削弱低压涡轮转子叶片的气动性能, 因此需要对重新设计得到的 CMC 叶片进行气

动性能的优化。目前国内外学者针对涡轮平面叶栅气动优化工作进行了大量的研究。TRIGG 等^[6]提出了涡轮叶栅轮廓优化的系统方法, 并采用遗传算法完成了对涡轮叶栅最小总压损失的优化。SONODA 等^[7]对高负荷涡轮转子叶型采用进化算法进行优化设计, 优化后叶栅气动性能提高。尚仁操等^[8]研究了平面叶栅参数化和贝塞尔曲线造型方法, 通过组合优化算法实现对涡轮平面叶栅的优化。李志等^[9]采用多目标遗传算法对超声速涡轮叶栅进行优化设计, 优化后叶型激波损失下降明显, 总压损失系数得到降低。

本文针对某低压涡轮转子叶片叶中截面叶型进行了 CMC 涡轮叶型改型设计, 优化前对叶型设计参数进行敏感性分析, 优化目标结合了正、反问题, 即对总压损失系数和等熵马赫数分布同时进行优化设计, 验证了该优化方法的可行性。

第一作者简介:张可松(1999—), 男, 湖北荆州人, 硕士研究生, 研究方向为叶轮机械气动力学, 2092864612@qq.com。

1 研究对象

1.1 参数化方法

采用 C 语言程序编写基于 PRITCHARD^[10] 提出的涡轮叶栅 11 参数法改进的方法,完成对涡轮叶栅参数化造型。如图 1 所示,其几何控制参数包括 PRITCHARD 提出的用于调整叶型的 11 个全局参数和尾缘楔角共 12 个全局几何参数,分别为截面半径、叶片数、喉道宽度、轴向弦长、切向弦长、前缘半径、尾缘半径、进口几何角、前缘半楔角、出口几何角、尾缘半楔角、尾缘弯折角。除上述 12 个全局控制参数外,还引入能控制局部型线曲率的 Bezier 控制参数。由于吸力面喉道到尾缘段曲率变化平缓,近似一段直线,只需采用一个 Bezier 控制参数;前缘段和尾缘段曲线为对称分布,也只需一个 Bezier 控制参数;而吸力面前缘到喉道段以及压力面段曲线变化较为剧烈,故采用两个控制参数控制曲线曲率。因此共需要 7 个用于局部调整型线曲率的 Bezier 曲线控制参数,叶型几何设计参数共计 19 个。

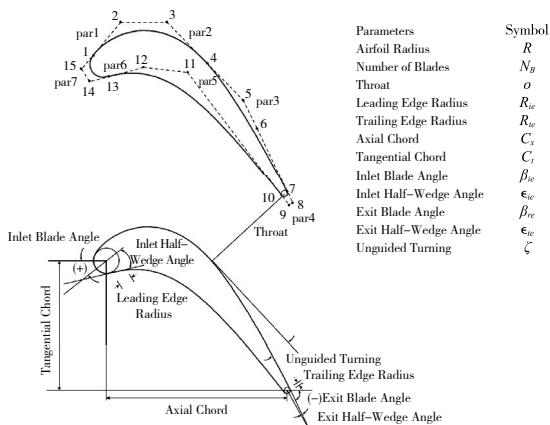


图 1 叶型参数化方法

1.2 CMC 平面叶栅设计

为满足 CMC 叶型设计需求,需要对某些参数进行较大幅度修改,首先是将尾缘半径由原来的 0.5 mm 改为 1 mm,并去除尾缘曲率控制参数,进口几何角要设计成 30° 及以下。为保证前后叶片流量大小基本不变,实际喉道宽度不能变化,其它参数则可以在原有基础上设定适当变化范围。为了更为直观地展示 CMC 涡轮叶型与原始金属叶型之间几何和气动性能上的差异,考虑仅尾缘半径参数改变为 1 mm,进口几何角参数改变为 30°,尾缘段采用圆弧设计,其他参数均保持不变而得

到的叶型为 CMC 初始叶型。原始金属叶型(ori)与初始 CMC 叶型(ini)几何对比如图 2 所示,原始金属叶型与初始 CMC 叶型总压损失系数 $\bar{\omega}$ 、出口马赫数 Ma_2 和出口气流角 α_2 对比如表 1 所示。可以看出相较于金属叶型,CMC 叶型尾缘厚度更大,叶型曲率过渡更为平缓,但因此带来的则是总压损失系数大幅度提升。为了减少 CMC 涡轮叶型带来的气动损失,有必要对叶型进行气动性能优化(opt)。

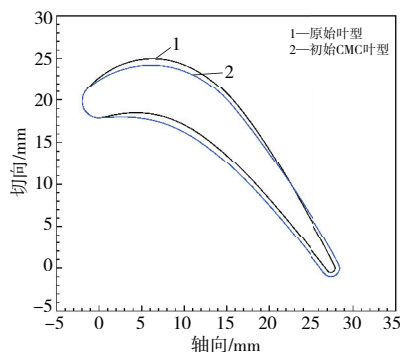


图 2 原始叶型与初始 CMC 叶型对比

表 1 原始金属叶型与初始 CMC 叶型气动性能对比

参数	叶型	
	ori	ini
$\bar{\omega}$	0.179 629	0.293 776
Ma_2	0.894 827	0.886 27
$\alpha_2 / (^\circ)$	-60.088 5	-59.591 4

2 优化设计方法

2.1 叶型参数敏感性分析

如 1.1 所述,平面叶栅共包含 19 个参数,除去截面半径、叶片数等固定参数,仍然有 17 个可变参数。为减小设计空间维数,本文对叶栅设计参数开展敏感性分析,剔除相对敏感性较弱的变量。除去喉道和尾缘曲率控制参数,对剩余 15 个参数进行试验设计,并完成这些参数对叶栅总压损失系数的敏感性分析,叶栅总压损失系数定义为

$$\bar{\omega} = \frac{p_1^* - p_2^*}{p_1^* - p_1} \quad (1)$$

式中: p_1^* 为进口总压; p_1 为进口静压; p_2^* 为出口总压。

叶栅各个设计参数对总压损失系数的响应分布如图 3 所示。可见对于全局几何参数而言,尾

缘半径 R_{le} 对总压损失系数的响应最大,其次尾缘半楔角(ϵ_{le})、尾缘弯折角(ζ)、切向弦长(C_t)对总压损失系数的响应也较大,都大于 1;用于控制前缘型线曲率的 par7 对总压损失系数的影响较小,可忽略不计,在后面优化设计过程中考虑将前缘作为圆弧设计,以减少设计参数。考虑到尾缘半径受 CMC 叶片加工工艺的限制,在此不做考虑,另外由于 CMC 叶型对几何进口角(β_{le})范围的约束,而压力面型线曲率控制参数能对叶型曲率做出更为合理的调整,所以将这几个参数也考虑在内。因此,本文将压力面和吸力面的 5 个控制参数和尾缘半楔角(ϵ_{le})、尾缘弯折角(ζ)、切向弦长(C_t)、进口几何角(β_{le})9 个参数作为优化设计变量。

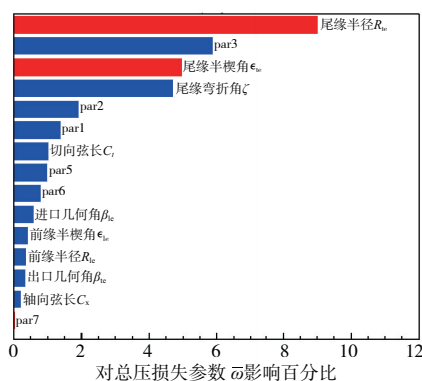


图3 叶栅各参数对总压损失的影响

2.2 优化设计方法

由于涡轮平面叶栅优化设计是非线性并存在多个极值点的问题,需要采用全局优化算法进行优化设计。iSIGHT 平台常用全局优化算法有遗传(GA)算法和模拟退火(ASA)算法,另外还有结合全局优化算法和基于梯度算法的专家系统技术(Pointer)算法。由于遗传算法计算种群量较大,专家系统算法一般也是最先基于遗传算法结果逐步改进算法的过程,计算量往往更大,而自适应模拟退火算法相较于遗传算法参数较少,且更容易收敛,为进一步加快收敛速度,考虑在 ASA 算法收敛得到的结果后增加基于梯度的序列二次规划(NLPQL)算法进行局部寻优,整体优化流程如图 4 所示。

由于该 CMC 叶栅优化设计是在原始金属叶栅基础上改型设计而成,希望改型设计后的叶型流场结果与原始叶型流场结果差别不大,即相当于在 CMC 叶型约束基础上的反设计过程。给定

原始叶型计算得到的吸力面等熵马赫数分布为目标等熵马赫数分布曲线,如图 5 所示。设计空间下的叶型计算得到的吸力面等熵马赫数分布为计算等熵马赫数分布曲线,以两条曲线之间面积的绝对值大小作为优化目标,当该面积更小,即趋于 0 时,得到的叶栅等熵马赫数分布最接近目标等熵马赫数分布。

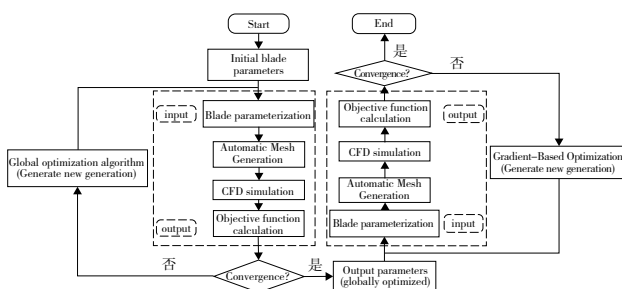


图4 优化流程

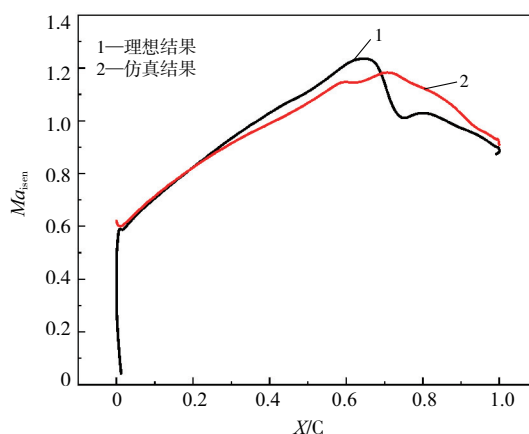


图5 吸力面等熵马赫数分布优化示意图

本文将总压损失系数 $\bar{\omega}$ 和吸力面等熵马赫数分布差异 ΔA 作为本轮优化设计的优化目标参数,并根据比较这两个参数变化梯度大小和变化趋势,最终决定将优化目标设置为

$$M_{\text{imize}}(\bar{\omega} + 0.2 \times \Delta A) \quad (2)$$

3 优化结果分析

基于上述优化方法及叶型参数敏感性分析结果,对叶型敏感性参数进行优化设计,给定优化参数范围如表 2 所示。给定叶型面积约束即 $220 \text{ mm}^2 < \text{Area} < 270 \text{ mm}^2$,优化前后叶型与原始金属叶型如图 6 所示,可见优化后叶型切向长度减小,也就是安装角减小,使得其前缘厚度显著增大,叶型曲率过渡更平缓。

表 2 参数选取范围

参数	C_1/mm	$\beta_{\text{le}}/(^{\circ})$	$\delta_{\text{le}}/(^{\circ})$	$\zeta/(^{\circ})$
值	19~20	25~30	3~7	12~16

参数	par1	par2	par3	par5	par6
值	0.4~0.6	0.5~0.7	0.2~0.8	0.6~0.9	0.4~0.6

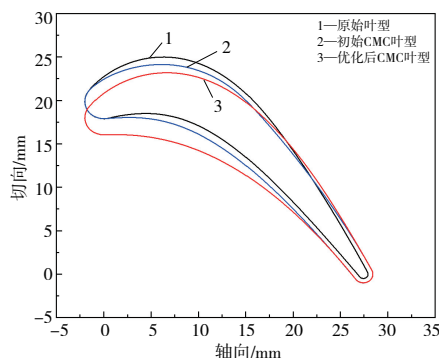


图 6 原始叶型与优化前后叶型对比

原始叶型和优化前后等熵马赫数对比如图 7 所示。从初始叶型可以看出,由于叶型前缘收缩段曲率变缓,进口面积变大,使得其进口等熵马赫数相对较大,变化较缓;叶型顶点到喉道段,初始叶型面积整体变化率更大,气流加速更快。另外由于尾缘厚度的增大,使得吸力面整体等熵马赫数差别较大。而优化后的叶型前缘段与原始金属叶型基本平行,使得其等熵马赫数分布在整个收缩段贴合较好;而由于尾缘厚度的增大,使得尾缘出口扩张不够充分,所以吸力面尾缘段等熵马赫数变化比原始金属叶片大且过渡平缓,但就整体来说,其等熵马赫数分布优化效果还是较为明显。

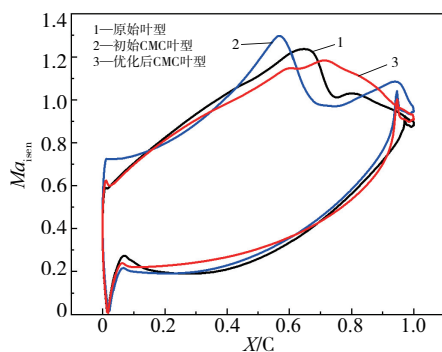


图 7 原始叶型与优化前后等熵马赫数对比

原始叶型和优化前后叶型气动性能参数对比如表 3 所示。可以看出初始 CMC 叶型因尾缘厚度的增大,使得总压损失系数大幅提升,出口马赫数与出口气流角也有一定的偏差;而优化后的

CMC 叶型总压损失系数相较于初始叶型降低 17.61%,与原始金属叶型相比虽仍相差 34.75%,但其损失的差异主要源于尾缘增厚带来不可避免的尾迹损失。此外优化后叶型出口马赫数与出口气流角也更接近原始叶型。

表 3 原始叶型与优化前后气动性能参数对比

参数	叶型		
	ori	ini	opt
$\bar{\omega}$	0.179 6	0.293 8	0.242 1
Ma_2	0.894 8	0.886 3	0.890 1
$\alpha_2/(^{\circ})$	-60.09	-59.59	-59.77

原始叶型和优化前后叶型马赫云图对比如图 8 所示。可以明显看出 CMC 叶型相对于金属叶型的尾迹掺混损失更大,这也是损失主要原因。此外,初始 CMC 叶型相对原始金属叶型激波有略微前移,流道内激波强度也更大,在初始叶型吸力面尾缘段还出现了明显的外尾激波,使得叶型激波损失进一步增大,而优化后的 CMC 叶型相较于初始 CMC 叶型而言,损失的降低也主要来源于内尾激波与外尾激波强度的降低。

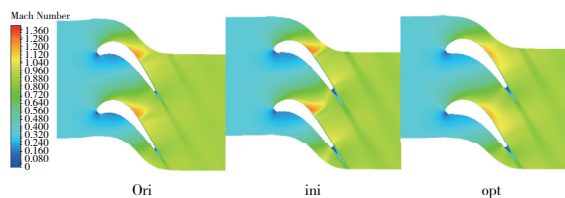


图 8 原始叶型与优化前后马赫云图对比

4 结语

本文针对某低压涡轮转子金属叶片叶中叶型进行 CMC 叶型改型设计,基于 iSIGHT 平台,集成二维平面叶栅造型程序完成对涡轮叶型参数化工作,并利用 AutoGrid 和 CFX 等商用软件搭建平面叶栅自动优化平台,在此平台基础上采用模拟退火和序列二次规划组合算法,以总压损失系数最小和吸力面等熵马赫数分布为目标对 CMC 涡轮叶栅进行优化设计,并得到了如下结论:

1) 通过叶型参数敏感性分析,确定了对叶栅性能影响较大的参数以及某些影响 CMC 叶型的参数作为优化参数,即选取了尾缘半楔角、尾缘弯折角、切向弦长、进口几何角和 5 个用于控制压力面和吸力面型线曲率的 Bezier 曲线控制参数共 9 个参数做进一步优化。

(下转第 87 页)

- formulation in metal working fluid [J]. Industrial Lubrication and Tribology, 2018, 70(9): 1569-1579.
- [6] 刘晓帆. 拉削加工过程微量蓖麻油基乳化液应用研究[D]. 杭州:杭州电子科技大学, 2019.
- [7] 倪敬, 刘晓帆, 何利华, 等. 含添加剂蓖麻油切削液的拉削加工性能研究[J]. 中国机械工程, 2019, 30(23): 2849-2856.
- [8] SRIKANT R R, RAMANA V S N V. Performance evaluation of vegetable emulsifier based green cutting fluid in turning of American Iron and Steel Institute (AISI) 1040 steel - an initiative towards sustainable manufacturing[J]. Journal of Cleaner Production, 2015, 108: 104-109.
- [9] 杨简彰, 袁尧辉, 郑李娟, 等. 超声绿色复合加工技术与装备发展趋势[J]. 制造技术与机床, 2026(1): 60-72.
- [10] 宋爱利, 岳修杰, 张平, 等. 润滑方式对 7075 铝合金切削加工性能的影响分析[J]. 工具技术, 2025, 59(12): 52-61.
- [11] NARESH BABU M, ANANDAN V, MUTHUKRISHNAN N, et al. End milling of AISI 304 steel using Minimum Quantity Lubrication [J]. Measurement, 2019, 138: 681-689.
- [12] SCHUMSKI L, TONN T, SÖLTER J, et al. Minimum quantity lubrication (MQL) supply through internal cooling channels in drilling processes [J]. Journal of Manufacturing and Materials Processing, 2024, 8(2): 69.
- [13] 邹静洁. 植物油基离子液体气辅式静电雾化切削性能评价与优化[D]. 镇江:江苏科技大学, 2025.
- [14] 曹同坤, 徐英涛, 谈庆瑶. 在刀-屑界面持续润滑刀具切削 45 钢的性能及润滑机理[J]. 中国机械工程, 2021, 32(20): 2411-2417, 2426.
- [15] 邢佑强. 多尺度表面织构陶瓷刀具的制备及其切削性能研究[D]. 济南:山东大学, 2016.
- [16] 张伟, 曹同坤, 吕壮. 刀-屑界面持续润滑刀具的结构参数优化[J]. 工具技术, 2022, 56(9): 106-110.
- [17] 任付娥. 冲击载荷下轧辊轴承的乳化液润滑分析[D]. 青岛:青岛理工大学, 2013.
- [18] 杨靖. 环境友好型离子液体作为多功能水基润滑添加剂的摩擦学性能研究[D]. 烟台:烟台大学, 2025.
- [19] 刘宸旭, 陈朝浪, 张继平, 等. 油水乳化液的边界润滑行为及机理分析[J]. 机械工程学报, 2019, 55(9): 48-54.
- [20] 关浩. 水与润滑油混合条件下 304 不锈钢的摩擦磨损性能研究[D]. 合肥:安徽建筑大学, 2024.

收稿日期:2026-01-07

(上接第 73 页)

2) 优化后的 CMC 叶型等熵马赫数分布更贴近于目标等熵马赫数分布, 优化后叶型总压损失系数与原始金属叶型相比虽相差 34.75%, 但相较于初始 CMC 叶型降低 17.61%。

3) 通过比较分析原始金属叶型与优化前后 CMC 叶型流场分布可以发现, CMC 叶型损失增大的主要原因是尾迹掺混损失, 优化后叶型损失降低主要是改善了叶栅通道内流场结构, 减少了通道内激波损失。

参考文献:

- [1] 杜昆, 陈麒好, 孟宪龙, 等. 陶瓷基复合材料在航空发动机热端部件应用及热分析研究进展[J]. 推进技术, 2022, 43(2): 107-125.
- [2] 张良成, 彭中亚, 郭双全, 等. 航空发动机陶瓷基复合材料涡轮部件研究进展[J]. 航空维修与工程, 2016(12): 41-43.
- [3] 吴波. 航空发动机陶瓷基复合材料涡轮部件研究进展[J]. 企业科技与发展, 2018(8): 120-121.
- [4] 焦健, 齐哲, 吕晓旭, 等. 航空发动机用陶瓷基复合材料及制造技术[J]. 航空动力, 2019(5): 17-21.
- [5] 杨金华, 董禹飞, 杨瑞, 等. 航空发动机用陶瓷基复合材料研究进展[J]. 航空动力, 2021(5): 55-59.
- [6] TRIGG M A, TUBBY G R, SHEARD A G. Automatic genetic optimization approach to two-dimensional blade profile design for steam turbines [J]. Journal of Turbomachinery, 1999, 121(1): 11-17.
- [7] SONODA T, ARIMA T, OLHOFFER M, et al. A study of advanced high loaded transonic turbine airfoils [C]//Volume 5: Turbo Expo 2004, Parts A and B. Vienna, Austria: ASME, 2004: 1275-1283.
- [8] 尚仁操, 乔渭阳. 基于参数法和贝塞尔曲线的涡轮叶片造型及其优化[J]. 机械设计与制造, 2007(8): 16-18.
- [9] 李志, 刘艳, 杨金广, 等. 超声速涡轮叶型全局气动优化设计[J]. 推进技术, 2019, 40(5): 1051-1057.
- [10] PRITCHARD L J. An eleven parameter axial turbine airfoil geometry model [C]//Volume 1: Aircraft Engine; Marine; Turbomachinery; Microturbines and Small Turbomachinery. Houston, Texas, USA: American Society of Mechanical Engineers, 1985: V001T03A058.

收稿日期:2024-03-01