

轴流压气机叶片冷热态转换方法与工程应用研究

姜睿琦¹, 罗磊¹, 纪福森², 闫晗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. 中国航发中国航空发动机研究院, 北京 101304)

摘要:受高温、高压和离心力共同作用,航空发动机叶型在工作状态(热态)下与加工状态(冷态)存在差异,为了消除冷热态差异对叶片气动性能的影响,搭建了叶片热态-冷态仿真转换流程。利用 Ansys 参数化设计语言 (APDL) 实现有限元计算后叶片数据的自动传递,开发自编程序解决了叶型离散数据点混乱和光顺性不足的问题,构建了二维叶型参数拟合求取及叶型重合度评估检验的方法。以某轴流压气机叶片为研究对象,在离心力、气动力和温度多重载荷作用下对叶片进行预变形设计,将气动设计叶型经热态-冷态变形转化为加工叶型,并对变形设计的方法准确性进行评估。结果表明:该转换方法精确度高,叶型效率偏差小于0.1%,补充了有限元计算后叶型参数获取、拟合、重新参数化设计便捷方法的空缺,提升考虑冷热态变形下叶片设计的效率。

关键词:压气机叶片;预变形;热态-冷态转换;叶型偏差;气动性能

中图分类号:V232.4 文献标识码:A DOI:10.16146/j.cnki.rndlge.2025.03.001

[引用本文格式]姜睿琦,罗磊,纪福森,等.轴流压气机叶片冷热态转换方法与工程应用研究[J].热能动力工程,2025,40(3):1-7. JIANG Ruiqi, LUO Lei, JI FUSEN, et al. Research on hot-cold state conversion method and engineering application for axial flow compressor blade profiling[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2025, 40(3): 1-7.

Research on Hot-Cold State Conversion Method and Engineering Application for Axial Flow Compressor Blade Profiling

JIANG Ruiqi¹, LUO Lei¹, JI FUSEN², YAN Han¹

(1. School of Energy Science and Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin, China, Post Code: 150001;
2. Aero Engine Academy of China, Aero Engine Corporation of China, Beijing, China, Post Code: 101304)

Abstract: Under the combined effects of high temperature, high pressure and centrifugal force, the blade profile of an aero-engine undergoes variations between the operational (hot) state and the manufacturing (cold) state. To reduce the impact of hot-cold variations on aerodynamic performance, this paper established a simulation-based conversion process between the hot and cold states of the blades. Finite element analysis (FEA) was automated using Ansys parametric design language (APDL) to facilitate the transfer of blade data. A custom-developed program was also developed to address issues of scattered discrete data points and insufficient smoothness in the blade profile. A method was developed to fit and solve 2D blade profile parameters and evaluate profile conformity. A specific axial-flow compressor blade was selected for the study, where pre-deformation design was applied considering centrifugal, aerodynamic, and thermal loads. The aerodynamic blade profile was converted from the hot state to the cold state, resulting in a manufacturing profile, and the accuracy of conversion design method was evaluated. The results demon-

收稿日期:2024-05-21; 修订日期:2024-08-28

基金项目:黑龙江省优秀青年基金(YQ2021E023)

Fund-supported Project: Natural Science Fund for Excellent Young Scholars of Heilongjiang Province (YQ2021E023)

作者简介:姜睿琦(2000-),男,哈尔滨工业大学博士研究生。

通信作者:罗磊(1987-),男,哈尔滨工业大学教授。

strate that the proposed conversion method is highly accurate, with a blade profile efficiency deviation of less than 0.1%. This study addresses the gap in parameter acquisition, fitting, and re-parameterization design of blade profiles after FEA calculation, enhancing blade design efficiency for both hot and cold states.

Key words: compressor blade, pre-deformation, hot-cold state conversion, blade profile deviation, aerodynamic performance

引 言

作为航空发动机的核心部件之一,轴流压气机的稳定性和安全性直接影响发动机的整体性能。作为关键部件,压气机叶片承担着在高温、高压和高转速环境中维持气动性能的重任。然而,实际工况中的复杂载荷(如离心载荷、气动载荷和温度载荷)往往导致叶片发生显著变形^[1-2],使实际气动参数偏离设计值。这种偏差不仅影响压气机内部的气动性能^[3],还可能危及发动机的整体运行安全^[4-5]。

传统的压气机叶片气动设计主要基于设计工况直接生成加工状态(冷态)叶片。然而,随着研究的深入,设计者逐渐认识到工作状态下的叶片变形对气动性能的影响不可忽视。当变形对气动参数产生影响时,必须在设计阶段考虑变形预补偿^[6],即进行热态-冷态转换,以确保叶片在实际工作载荷下能够达到设计要求的精度。这种预变形设计方法已成为现代航空发动机叶片设计的关键环节。

类似于飞机机翼变形的仿真研究^[7-8],近年来,国内外学者对压气机叶片冷、热态转换及预变形设计方法也进行了广泛研究。Liu^[9]分析了空气动力学中逆向变形设计的方法,讨论了非定常流场及耦合流场下的逆向变形设计及多点逆向设计问题。Gaun 等人^[10]探讨了加工/工作叶型的几何变换方法,利用 B 样条曲线描述复杂叶片形状,并通过调整 B 样条控制点进行曲面优化。李明钰^[11]通过多物理场耦合数值仿真,分析了多种载荷作用下强度及变形结果与所用材料物性参数及工作状态参数的关系。吴俊迪^[12]对多工况条件下叶片预变形优化方法进行研究,提出了一种工业汽轮机低压级叶片预变形方法。任众等人^[13]对涡轮叶型冷热态转换方法进行研究,得到了液体火箭发动机中叶片变形预补偿方法。Kang 等人^[14]在负载增量法的基础上,提出了通过更新刚度矩阵对压气机叶片进行预变形设计的方法。以上研究都需进行变形量反向插

值或迭代修正以计算得到准确的冷态叶型,王一勳等人^[15]采用基于虚功原理的逆向求解计算,无需变形量反向插值和迭代修正得到动叶的冷态叶型,但载荷的赋值对特定的表面单元仍具有较明显的局限性。

尽管现有研究已能够通过迭代算法或商业软件实现压气机叶片的预变形设计,但计算流程比较复杂,同时都需要进行多次迭代修正以保证计算的准确性,缺乏快速精准比对热态叶型与气动设计叶型的工具。本文从工程实用角度出发,设计了轴流压气机叶片热态-冷态转换流程,利用 APDL 命令实现有限元计算后叶片数据的一体化传递,并通过自编程序解决了叶型离散数据点混乱和光顺性不足的问题,构建了二维叶型参数拟合求取及叶型重合度评估检验的方法。以某轴流压气机叶片为研究对象,在离心力、气动力和温度载荷的综合作用下进行了叶片的预变形设计,将设计工作状态(热态)叶型转化为加工状态(冷态)叶型,从叶型重合度检验和气动性能评估角度对叶片冷热态转换方法的准确性进行了评估。

1 热态-冷态变形方法

压气机叶片气动设计流程如图 1 所示,对于考虑冷热态变形的压气机叶片设计,其关键流程为精准实现气动设计叶型向冷态加工叶型的热态-冷态预变形转换。本文主要针对 3 个关键环节进行方法介绍,即冷热态转换计算方法、叶片光顺及拟合方法和叶型重合度检验方法。

1.1 冷热态转换计算方法

有限元商业软件提供了变形叶片的反求功能,可以实现热态叶型向冷态叶型的计算求解。本文以有限元方法为基础,导入叶片三维模型和载荷边界条件,结合开发 APDL 数据传递命令流,对轴流压气机叶片进行静强度分析,得到叶片在多重载荷作用下的变形数据。叶片热态-冷态转换计算流程如图 2 所示。

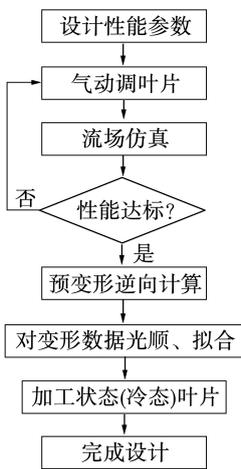


图 1 压气机叶片气动设计流程

Fig. 1 Aerodynamic design flowchart of compressor blade

段拟合叶身型线;输出叶型参数及最大拟合误差。

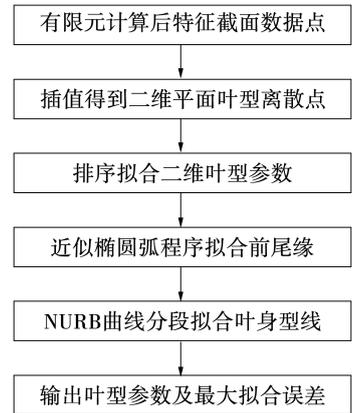


图 3 压气机叶片参数化光滑及拟合

Fig. 3 Parametric smoothing and fitting of compressor blade

叶身型线分段拟合程序实现了从数据点到二维叶型参数的反向计算,该程序为:对有限元计算后的各特征截面离散数据节点进行排序;设定合理截面高度,插值计算得到二维平面叶型线点,合理排布叶型线上点位的疏密程度;针对叶片前、尾缘部分采用近似椭圆弧进行迭代拟合;将叶片吸力侧及压力侧部分从最大内切圆处打断分为 4 段,采用三阶 NURB 曲线对各段型线进行分段拟合;输出叶型参数共计 36 项,并返回最大拟合误差。本程序实现了对有限元计算后离散数据点的排序、光滑及拟合处理,得到的叶型参数可以进行一维气动计算,便于叶型再优化设计。

图 4 展示了程序对叶身型线的拟合效果。

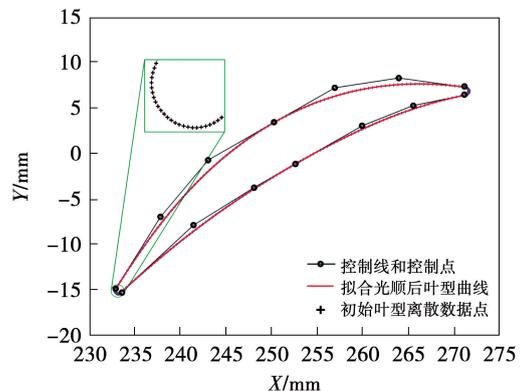


图 4 叶身型线拟合效果示意图

Fig. 4 Schematic diagram of blade profile fitting effect

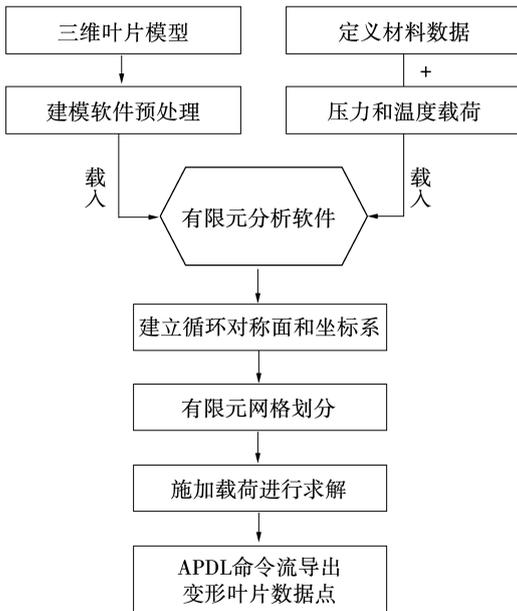


图 2 压气机叶片热态 - 冷态转换计算流程

Fig. 2 Hot-cold state conversion calculation flowchart of compressor blade

1.2 叶片数据光滑及拟合方法

经有限元软件计算得到的叶型离散数据点,其数据顺序和光滑性并不理想,需要对数据点进行排序、光滑及拟合^[16],从而得到精度较高的叶型数据,便于变形叶片建模及网格划分。

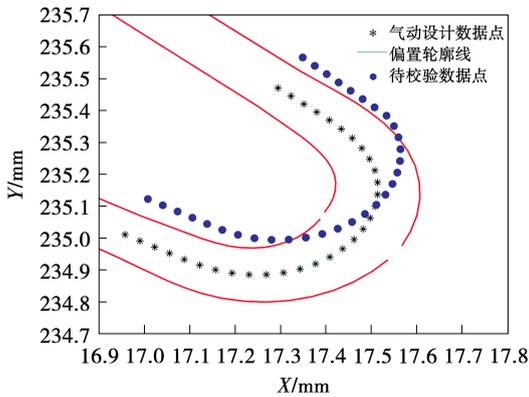
基于自编程序实现的光滑及拟合方法步骤如图 3 所示:整理有限元计算后的冷态叶型特征截面数据节点;排序拟合二维叶型参数;近似椭圆弧程序拟合前尾缘;三阶非均匀有理 B 样条曲线(NURB)分

1.3 叶型重合度检验方法

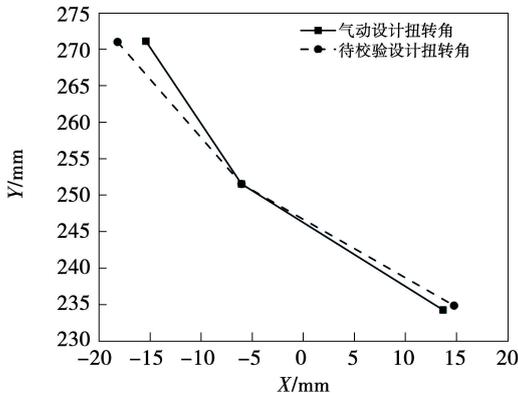
对于热态-冷态转换流程得到的轴流压气机加工状态的叶型,通常需要对其在工作状态下的性能进行检验,理想状态下,希望转换后的冷态叶型在工作载荷下与气动设计的热态叶型完全重合^[17-18]。因此,需要对叶片热态-冷态变形转换流程和叶片数据光滑及拟合方法进行精确度评估,本文对变形转换后建模得到的冷态叶型进行冷态向热态求解,将工作载荷下的新热态叶型与气动设计叶型进行比较,从热态叶型重合度和气动性能两方面进行评估。

对于热态叶型重合度检验,本文采用轮廓度和扭转角^[19-21]作为判断标准,轮廓度和扭转角是较为常见的叶型偏差判据,同时也会显著改变叶片最大通过流量和气流转折角,从而影响叶片的负荷和做功能力,进而影响叶片气动性能。

图5展示了叶片轮廓度及扭转角偏差校核示意图。



(a) 叶型轮廓度



(b) 叶型扭转角

图5 叶片轮廓度及扭转角偏差校核示意图

Fig.5 Schematic diagrams of check for blade profile and twist angle deviation

基于等高面叶型,在气动设计叶型的基础上,分别将其向内外法向方向偏移,并与新得到的热态叶型(待校验数据点)进行比较,从而实现叶型轮廓度公差在校核;将两种叶型的叶片前缘和尾缘点与叶片重心连线的夹角差值计算出来,进而实现扭转角偏差的校核。从图5可以看出,部分待校验数据点分布在叶型内外法向的偏置轮廓线外侧,同时待校验设计扭转角与气动设计扭转角存在较大偏差(不少于 1.5°),进一步说明了叶片预变形设计的必要性。

1.4 气动性能校核参数

在完成预变形设计后,进行气动仿真校核是确保叶片设计合理性和可靠性的关键步骤。气动仿真校核能够验证热态叶片在实际工作状态下是否能够提供满足设计要求的做功能力。因此,通过气动仿真校核,可以快速评估预变形设计的有效性,同时有效降低试验和试车成本。气动校核参数包括叶片的升压比 Π 和叶片效率 η ,具体定义如下:

$$\Pi = \frac{P_{\text{out}}}{P_{\text{in}}} \quad (1)$$

$$\eta = 1 - C_{p_t} = 1 - \frac{P_{\text{in}}^* - P^*}{P_{\text{in}}^* - P_{\text{in}}} \quad (2)$$

式中: p_{in} —入口静压; p_{out} —出口静压; C_{p_t} —总压损失系数; p_{in}^* —叶片通道进口总压; p^* —局部总压。

2 设计结果及验证

2.1 叶片冷热态变形计算

2.1.1 研究对象及计算设置

1Cr11Ni2W2MoV号钢材料具有良好的综合力学性能,在航空工业中已广泛用于制造 600°C 以下工作的发动机叶片、盘、轴等重要零部件。本研究以某轴流压气机动叶整体叶盘为研究对象,选用1Cr11Ni2W2MoV号材料,进行热态-冷态转换算例校验,因整体叶盘为循环对称结构,叶片数为40,计算模型选取了叶片及其对应的 $1/40$ 的扇形段轮盘,叶栅稠度1.115,叶片高度72 mm,叶片入口气流角 54.076° ,出口气流角 57.273° 。有限元计算模型如图6所示。

进行冷热态变形分析时,需要考虑离心、气动和温度多重载荷作用。

(1) 在有限元软件静结构分析模块中设置模型循环对称面,进行有限元网格划分。根据实际需要,调整网格数量为3万~25万。在充分考虑网格独立

性、计算资源等因素后,本计算实例最终确定了整体有限元模型的网格节点数为 17.8 万,单元数为 12.3 万,能够准确地得到叶片在冷热态下的变形结果。

(2) 设置约束条件,定义叶盘转速为 1 288 rad/s,在叶型表面施加压力和温度载荷,在叶盘轴向进/出口端面约束轴向和周向自由度,在两侧循环对称面施加循环对称约束。

(3) 对气动设计叶片进行多种载荷作用下有限元变形计算,通过 APDL 命令输出静强度求解计算后的变形数据点。

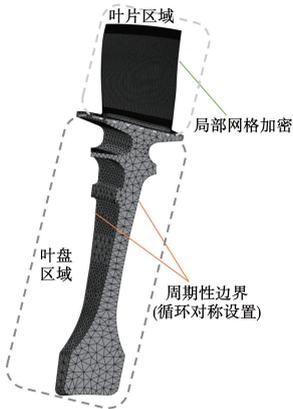


图 6 有限元计算模型示意图

Fig. 6 Schematic diagram of calculation model of finite element

图 7 为施加在压气机叶片上的温度和压力载荷分布图,其中温度载荷施加在一体化叶盘上,压力载荷施加在叶身表面。

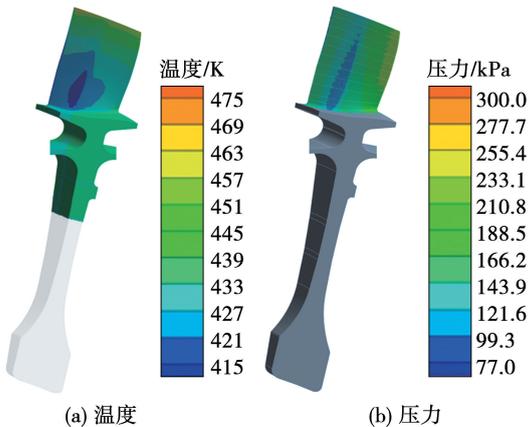


图 7 叶片温度和压力载荷分布

Fig. 7 Blade temperature and pressure load distributions

2.1.2 变形计算结果及拟合叶片建模展示

热态 - 冷态变形计算得到的轴流压气机叶片变

形量分布如图 8 所示。由图可知,叶片最大变形位置靠近叶片顶部,且越接近前缘,形变量越大,这与文献[22 - 23]的研究相符。

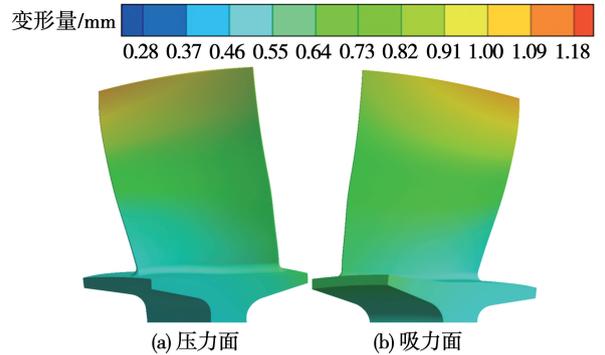


图 8 热态 - 冷态转换变形量分布

Fig. 8 Conversion deformation distributions between hot and cold states

保留一体化叶盘中的轮盘部分,同时保证叶根位置和动叶顶部间隙不变,对变形计算后得到冷态数据进行排序、光顺及拟合,重新构建的冷态叶型(浅色)与气动设计热态叶型(深色)对比如图 9 所示。从叶型模型对比可知,相较于气动设计的热态叶型,经过热态 - 冷态变形计算后得到的冷态叶型向压力侧明显偏移,随叶身高度的增加偏移量增大,在叶片顶部最为明显,说明考虑叶片因热态 - 冷态转换产生的变形是有必要的。

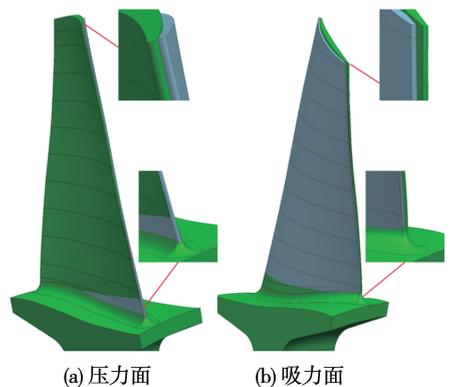


图 9 热态 - 冷态叶形对比示意图

Fig. 9 Comparison of hot and cold state blade profiles

2.2 变形方法评估

为叶片热态 - 冷态变形转换流程及数据光顺及拟合方法进行精确度评估,先采用相同变形计算方法对冷态叶型进行冷态向热态求解,将工作载荷下新热态叶型(记为 B)与气动设计叶型(记为 A)进

行比较;对冷态叶型进行几何处理,进行冷态向热态的变形计算,经光滑及拟合后得到工作载荷状态下新热态叶型 B 的数据,建模后作为检验叶型;从两个热态叶型(A 和 B)的重合度检验和气动性能校核方面,对冷热态转换流程进行评估。

2.2.1 叶型重合度检验

选取多个截面高度,利用自编程序对气动设计叶型 A 与新热态叶型 B 的数据点进行叶型重合度检验。

经叶片轮廓度及扭转角校核检验,叶型轮廓精度在 0.05 mm 以内,扭转角偏差在 5' 以内,经校核,整体叶型重合度符合国标叶型公差要求^[24],初步验证了冷热态变形转换流程和数据光滑及拟合方法的可靠性。

两热态叶形的重合度检验结果如图 10 所示。

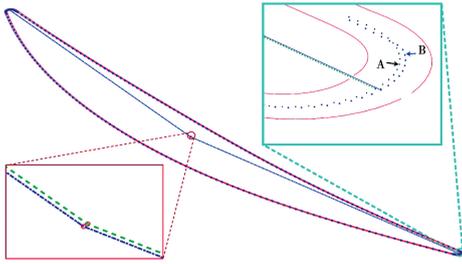


图 10 两热态叶型重合度检验展示

Fig. 10 Inspection display for conformity of two hot state blade profiles

2.2.2 气动性能校核

轴流压气机叶片流体域计算模型如图 11 所示。采用六面体结构对计算域进行网格划分,设置叶顶间隙,在壁面处进行附面层加密处理,网格单元总数为 153.7 万。利用 CFX 商业软件进行压气机动叶流场仿真,将动叶出口设置为总压入口,出口设置为静压出口,对称面设置为周期性边界,湍流模型设置为 SST,采用高阶差分格式对方程进行离散求解。

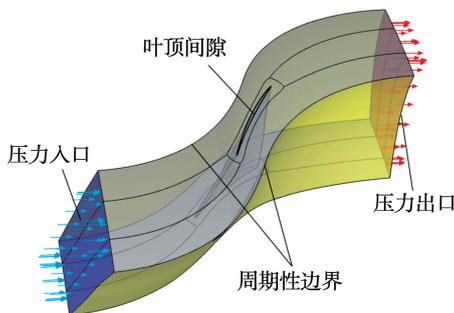


图 11 压气机叶片流场计算模型

Fig. 11 Calculation model of flow field of compressor blade

经计算,50%叶高处流场马赫数云图如图 12 所示,由图可知,气动设计叶型 A 与新热态叶型 B 流场具有相似性,初步判断两叶型气动性能相似。

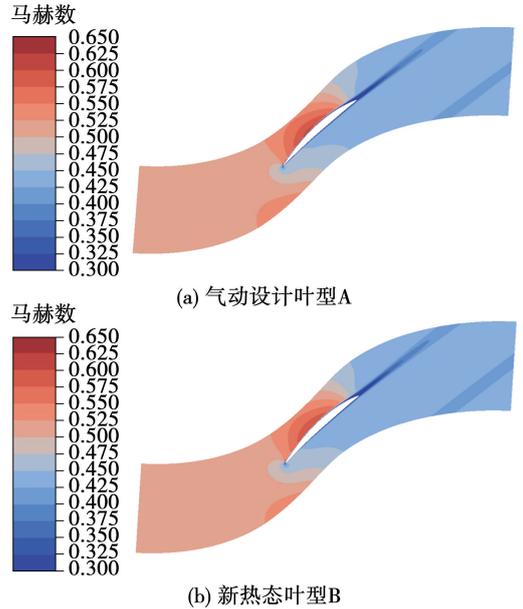


图 12 50%叶高处流场马赫数云图

Fig. 12 Mach number cloud diagrams of flow field at 50% blade span

气动设计叶型 A 与新热态叶型 B 的性能参数增压比和气动效率对比如表 1 所示。

表 1 叶片气动性能比较

Tab. 1 Comparison of aerodynamic performance of compressor blades

气动参数	气动设计叶型 A	新热态叶型 B	变化率/%
升压比 Π	1.078	1.076	-0.185 5
效率 η	0.925 16	0.924 67	-0.053 0

由表 1 可知,气动设计叶型 A 和新热态叶型 B 性能基本一致,其中效率偏差小于 0.1%,可以认为本文所述叶片热态-冷态变形转换流程和数据光滑及拟合方法具有可靠性,支持开展工程应用。

3 结 论

(1) 轴流压气机叶片预变形设计包括热态-冷态变形计算和建模前对离散叶型数据的光滑及拟合,该过程中叶片静强度分析输出可借助 APDL 数据传递命令流,叶型光滑及拟合可借助自编程序,通过该方法可以得到较为准确的加工叶型参数,保证叶型轮廓精度在 0.05 mm 以内,扭转角检测偏差在

5'以内,为实际工程应用提供可靠支持。

(2) 对于轴流压气机叶片,在离心、气动和温度多重载荷作用下叶片变形明显,直接使用冷态叶型产生的扭转角偏差超过 1.5° ,进行预变形设计是有必要的。

(3) 叶片热态-冷态转换流程及叶片数据光顺及拟合方法不仅适用于叶片热态向冷态转化,也适用于冷态叶型向不同热态工况的转化,可以自由进行冷热态双向设计,有利于非设计转速气动性能的准确仿真。

参考文献:

[1] 王鹏,廖平,岳莉莉,等.透平叶片在气热固耦合场下的热变形分析[J].机械科学与技术,2015,34(3):348-351.
WANG Peng, LIAO Ping, YUE Lili, et al. Analysis of the thermal deformation of turbine blade coupling gas-heat-solid field[J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2015, 34(3):348-351.

[2] 张帅,张强波,董江,等.考虑流固耦合效应的航空发动机风扇叶片应力数值模拟与试验测量研究[J].推进技术,2022,43(2):331-340.
ZHANG Shuai, ZHANG Qiangbo, DONG Jiang, et al. Numerical simulation and experimental measurement of aero-engine fan blade stress considering influence of fluid-structure interaction[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(2):331-340.

[3] 朱东华,任众,许开富.结构变形对斜流压气机性能的影响研究[J].火箭推进,2016,42(3):50-55.
ZHU Donghua, REN Zhong, XU Kaifu. Impact of structure deformation on oblique flow compressor[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2016, 42(3):50-55.

[4] HAZBY H, WOODS I, CASEY M, et al. Effects of blade deformation on the performance of a high flow co-efficient mixed flow impeller[J]. Journal of Turbomachinery, 2015, 137(12):121005.

[5] WANG S, LI S, SONG X. Investigations on static aeroelastic problems of transonic fans based on fluid-structure interaction method[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part A: Journal of Power and Energy, 2016, 230(7):685-695.

[6] 王永亮,康达,钟兢军,等.轴流压气机转子叶片预变形设计方法[J].哈尔滨工程大学学报,2017,38(3):392-396.
WANG Yongliang, KANG Da, ZHONG Jingjun, et al. Design for pre-deformation of rotor blade for an axial compressor[J]. Journal of Harbin Engineering University, 2017, 38(3):392-396.

[7] 陈佳,袁朝辉,鹿思嘉.某型飞机机翼弯曲变形的仿真计算[J].机电工程,2013,30(4):422-425.
CHEN Jia, YUAN Chaohui, LU Sijia. Simulation and calculation of bending deformation of certain aircraft wing[J]. Journal of Mechanical & Electrical Engineering, 2013, 30(4):422-425.

[8] 余婧,罗磊,陈兵,等.高速飞机机翼的高低速气动力/热匹配快速设计优化研究[J].空天技术,2023(5):11-21.

YU Jing, LUO Lei, CHEN Bing, et al. The low/high speed aerodynamic/thermal fast matching design for high speed aircraft wing at wide-range Mach numbers[J]. Aerospace Technology, 2023(5):11-21.

[9] LIU G. A new generation of inverse shape design problem in aerodynamics and aerothermoelasticity: Concepts, theory and methods[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2000, 72(4):334-344.

[10] GAUN L, BESTLE D, HUPPERTZ A. Hot-to-cold CAD geometry transformation of aero engine parts based on B-spline morphing[C]//ASME Turbo Expo 2014: Turbine Technical Conference and Exposition, Dusseldorf, Germany, 2014; V02BT45A020.

[11] 李明钰.压气机叶片预变形设计研究[D].哈尔滨:哈尔滨工程大学,2018.
LI Mingyu. Design and research of compressor blade pre-deformation[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2018.

[12] 吴俊迪.多工况条件下的工业汽轮机低压级叶片预变形设计与优化技术研究[D].杭州:浙江大学,2018.
WU Jundi. Research on pre-deformation design and optimization for low pressure stage blade of industrial steam turbine under multiple working conditions[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2018.

[13] 任众,许开富,韩飞.涡轮叶型冷热态转换在液体火箭发动机中的应用[J].火箭推进,2018,44(2):33-38.
REN Zhong, XU Kaifu, HAN Fei. Application of cold and hot state conversion of turbine blade profile in liquid rocket engine[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2018, 44(2):33-38.

[14] KANG Da, WANG Yongliang, ZHONG Jinjun, et al. Pre-deformation method for manufactured compressor blade based on load incremental approach[J]. International Journal of Turbo & Jet-Engines, 2020, 37(3):259-265.

[15] 王一勳,徐强仁,白素娟,等.对转压气机动叶热态形变气动影响效应及冷热态叶型变换方法研究[J].工程热物理学报,2024,45(2):394-400.
WANG Yimeng, XU Qiangren, BAI Sujuan, et al. Effects of blade deformation on the aerodynamic performance and hot-to-cold transformation method of a counter-rotating compressor[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2024, 45(2):394-400.

[16] 田野,宁涛,陈志同.基于高参数均匀性的叶片曲面光顺造型方法[J].航空制造技术,2023,66(3):61-69.
TIAN Ye, NING Tao, CHEN Zhitong. Smooth modeling method with uniform parameters for blade surface[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2023, 66(3):61-69.

[17] 郑赞,王彪,杨慧.跨声速风扇叶片的静态气动弹性问题[J].航空动力学报,2013,28(11):2475-2482.
ZHENG Yun, WANG Biao, YANG Hui. Static aeroelastic problems of transonic fan blades[J]. Journal of Aerospace Power, 2013, 28(11):2475-2482.

[18] APARAJIT J M, GEORGE L S. An iterative multi disciplinary analysis for rotor blade shape determination[C]//29th Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1993.