

基于局部拟合的压气机叶片加工坐标生成方法^{*}

刘天一, 曹传军, 刘儒骏

(中国航发商用航空发动机有限责任公司 压气机部, 上海 200241)

摘要: 为提高轴流压气机叶片加工坐标的生成效率, 提出了一种基于前缘局部拟合技术的加工坐标生成方法, 包括网格插值、造型逼近、局部拟合和叶型光顺等步骤。以多级高效率高负荷轴流压气机第2级转子为例, 通过几何分析与计算流体动力学分析检验了该方法。结果表明, 本文方法所生成的叶片加工坐标几何准确性满足工程需求, 且相比现有技术可使叶片热转冷有限元分析环节的计算时间节省75%以上。

关键词: 推进系统; 轴流压气机; 有限元分析; 局部拟合; 加工坐标

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

文章编号: 1001-4055 (2022) 08-201034-08

DOI: 10.13675/j.cnki.tjjs.201034

Method of Generating Compressor Airfoil Manufacturing Coordinates Based on Local Fitting

LIU Tian-yi, CAO Chuan-jun, LIU Ru-jun

(Department of Compression System, AECC Commercial Aircraft Engine Co., Ltd., Shanghai 200241, China)

Abstract: In order to improve the efficiency of generating airfoil manufacturing coordinates for axial compressor, a generating method was proposed based on leading edge local fitting technique. The method includes mesh interpolation, model approaching, local fitting, and profile smoothing. It was verified on the second rotor of a high efficiency and highly loaded multistage axial compressor, through geometry analysis and computational fluid dynamics analysis. The results validated the geometry precision of the generated airfoil manufacturing coordinates, while the computation time for blade hot-to-cold transform finite element analysis was reduced over 75% compared with the current technique.

Key words: Propulsion system; Axial compressor; Finite element analysis; Local fitting; Manufacturing coordinate

1 引言

压气机运转时,叶片受到离心载荷、气动载荷和温度载荷,几何形状与静止状态下有差异。通常将运转、静止状态下的叶片几何形状,分别称为热态、冷态叶型。一般冷态叶型由一系列位于不同叶高的基元截面来定义,其中每个截面都是由一系列坐标

点以光滑曲线连接而成的闭合曲线。某个叶片所有基元截面的冷态叶型坐标点的集合,就称为该叶片的加工坐标。在常规的工作流程中,首先完成气动设计,获得热态叶型;再根据有限元分析或各类经验公式法,推算出冷态叶型,并将其以叶片加工坐标的形式表示出来。压气机向着高负荷、高效率方向发展,使得叶片弯、扭、掠等三维几何特征越来越强,并

^{*} 收稿日期: 2020-12-30; 修订日期: 2021-05-06。

作者简介: 刘天一, 硕士, 工程师, 研究领域为压气机气动设计。

通讯作者: 曹传军, 博士, 研究员, 研究领域为风扇/压气机设计。

引用格式: 刘天一, 曹传军, 刘儒骏. 基于局部拟合的压气机叶片加工坐标生成方法[J]. 推进技术, 2022, 43(8):201034.
(LIU Tian-yi, CAO Chuan-jun, LIU Ru-jun. Method of Generating Compressor Airfoil Manufacturing Coordinates Based on Local Fitting[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(8):201034.)

越来越薄;而叶片所受的离心载荷、气动载荷和温度载荷却越来越高,导致冷热态叶片形状差异越发显著。因此如何准确预测叶片冷热态变形量,并据此快速准确地生成叶片加工坐标,是值得研究的问题。

目前行业内相关的研究主要包括对加工坐标生成过程的研究,以及叶片几何偏差对性能影响相关的研究。曹传军等^[1]提出一种基于有限元冷态叶片网格坐标点,直接插值获得叶片加工坐标的方法;Gaun 等^[2]提出了一种根据有限元网格点的冷热变形量,插值求出热态叶型坐标点的变形量,进而求出冷态叶型坐标点的方法;Yang 等^[3]、郑赟等^[4]、王永亮等^[5]研究了直接进行冷态叶片造型,基于冷热转换结果迭代叶片造型参数的预变形设计方法,并分别使用了流固强耦合和弱耦合方法进行冷热转换分析;Timon 等^[6]对线性、非线性有限元求解器计算叶片冷热变形的优劣势进行了比较分析。在叶片几何偏差对性能影响方面,Janke 等^[7]研究了直接根据热态几何求解压气机部分转速性能的误差;Benini^[8]的研究表明,中弧线形状偏差对跨声速转子叶片气动性能有显著影响;吕剑波等^[9]、曹传军等^[10]、李正等^[11]、陈为雄等^[12]研究了叶片前缘形状对亚声速和超声速压气机性能的影响;Wilson 等^[13]、曹传军等^[14]、郑赟等^[15]、张正秋等^[16]研究了安装角、轮廓度、叶片变形、重心积叠规律等对压气机性能的影响。高丽敏等^[17-18]、郑似玉等^[19]从加工误差的角度,系统总结了位置度、轮廓度、扭转角对压气机性能的影响。

上述研究成果表明,根据冷热转换有限元分析结果来指导冷态叶型加工坐标的生成是当前主流方法。具体的生成方法又可分为网格插值法和造型逼近法两类:前者直接根据有限元冷态网格插值得到冷态叶型;后者使用叶片造型程序或其他方法生成冷态叶型,使其逼近热转冷计算结果,或者使其冷转热计算结果逼近气动设计目标。两种方法相比,网格插值法除了插值误差之外不引入其他任何误差,能准确复现叶片整体的冷热形变。在处理压气机转子叶片等变形规律复杂的叶片时,有很高的精度和便利性。但该方法要求有限元网格必须在前缘部位加密,以准确分辨出前缘轮廓,从而导致叶片整体网格量增加到常规有限元分析的 4 倍左右。而造型逼近法则对有限元网格的密度、分布无额外要求,且所生成的叶片前尾缘等局部位置形状准确、光滑性好;但叶片应力和应变状况复杂时,生成的叶片整体形

状很难与目标处处重合,进而使得叶片的性能偏离预期,在叶片工作马赫数较高时尤其如此。综上所述,网格插值法的几何精度较高,但需要较密的网格;造型逼近法对网格要求较低,但几何精度相对差。目前尚未有文献提出结合两者优势的生产坐标生成方法。

本文提出了一种生成叶片加工坐标的新方法,以结合网格插值法和造型逼近法两者的优势:以网格插值法来生成叶片的主体部分,以造型逼近法来生成叶片前缘部分,并通过局部拟合,将后者与前者组合成完整叶型。这样既不必在常规有限元分析的基础上额外加密前缘网格,又能同时保证叶片整体和前缘局部的几何精度。

2 方法与步骤

2.1 概 述

本文的叶片加工坐标生成方法流程如图 1 所示,分为网格插值(Mesh interpolation)、造型逼近(Model approaching)、局部拟合(Local fitting)、叶型光顺(Airfoil smoothing)四个步骤。上述过程中,网格插值步骤的工作方法来自文献[1],后三个步骤则是本文的主要创新部分。

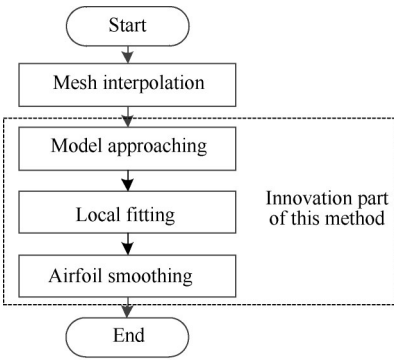


Fig. 1 Process of manufacturing coordinates generating by a local fitting method

2.2 网格插值

首先对叶片划分有限元网格,该网格密度只满足常规有限元分析,而不依据文献[1]的要求进行前缘局部加密。然后使用该网格进行叶片热转冷变形分析,从而获取冷态网格坐标。最后依据文献[1]的方法,据此插值生成叶片加工坐标。由于本步骤涉及的有限元网格未进行前缘局部加密,不能精确复现前缘形状,因此所生成的叶片加工坐标虽然整体形状、位置正确,但前缘局部轮廓误差较大。

2.3 造型逼近

如图2所示, $A1$ 和 $A2$ 分别为热态叶片的叶尖前、尾缘点; $C1, C2$ 为其叶根前、尾缘点。 $B1-B2$ 则代表热态叶片的任一造型截面 (Airfoil section); h_{A1} , h_{B1} 分别表示 $A1, C1$ 点半径之差和 $B1, C1$ 点半径之差。

根据上节所述的有限元分析结果, 可得 $A1, A2, C1, C2$ 四点从热态到冷态变形过程中的径向、轴向位移量。将 $A1, C1$ 的径向和轴向位移量分别记作 ΔR_{A1} , ΔR_{C1} , ΔZ_{A1} , ΔZ_{C1} ; $B1$ 的径向和轴向位移量记作 ΔR_{B1} , ΔZ_{B1} 。根据线性插值法, 可解得:

$$\Delta R_{B1} = \Delta R_{A1} \left(\frac{h_{B1}}{h_{A1}} \right) + \Delta R_{C1} \left(1 - \frac{h_{B1}}{h_{A1}} \right) \quad (1)$$

$$\Delta Z_{B1} = \Delta Z_{A1} \left(\frac{h_{B1}}{h_{A1}} \right) + \Delta Z_{C1} \left(1 - \frac{h_{B1}}{h_{A1}} \right) \quad (2)$$

按照同样方法, 求出 $B2$ 点从热到冷的径向、轴向位移量, 进而推知 $B1-B2$ 造型截面在冷态叶片中的对应位置 $B'1-B'2$ 。

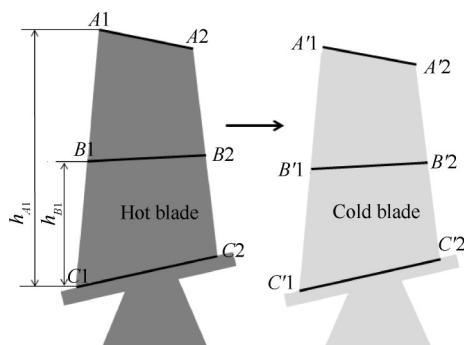


Fig. 2 Positions of airfoil sections in hot and cold blade geometries

照上述方法, 获得每一个造型截面在冷态叶片中的对应位置。然后使用与热态叶片完全相同的造型参数, 在各造型截面的冷态位置上, 生成基元叶型。由上述过程可知, 通过本步骤的工作, 已将准确前缘局部轮廓放置于准确的径向、轴向位置。只需将其与“网格插值”步骤获得的叶片加工坐标叶身结合, 即可形成完整的准确叶型。

2.4 局部拟合

完成上述步骤后, 得到两套叶片加工坐标。网格插值所得加工坐标中, 任一基元叶型除前缘以外区域的轮廓形状均是准确的; 造型逼近所得加工坐标中, 任一基元叶型的前缘区域的局部轮廓形状也都是准确的。而由上文可知, 两套加工坐

标的生成过程均已准确考虑了基元叶型在径向、轴向的位移, 因此两套加工坐标中任一基元叶型均处于相同且正确的轴向、径向位置。在此前提下, 采用最小二乘法拟合方法, 用造型逼近法生成的前缘, 来拟合网格插值法生成的前缘, 并取代之, 即可得到完整、准确的叶片加工坐标, 具体过程如图3所示。

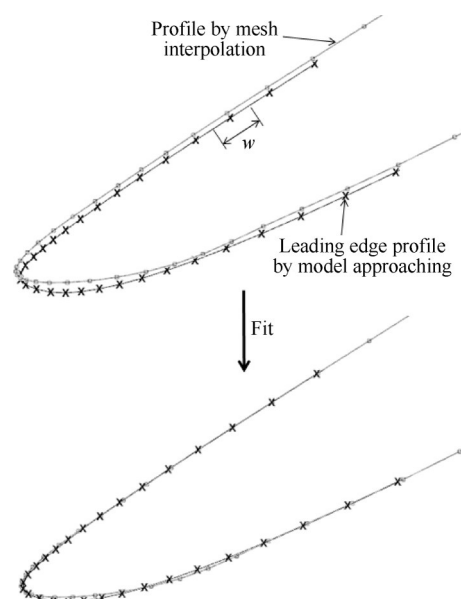


Fig. 3 Schematic of the local fitting method for a leading edge profile

从造型逼近法所得到的加工坐标中单独提取出前缘部分的坐标点, 在保持其轮廓形状不变的前提下, 将其旋转、平移, 直至其中每一个坐标点与网格插值法所得的叶型轮廓距离的加权平方和最小, 然后以其替换网格插值所得的叶型前缘。其中引入了权重因子 w , 定义为: 每一坐标点与其相邻两个坐标点的距离之和的一半 (见图3)。这样就能保证拟合结果不受加工坐标点的分布规律影响。

上述用于拟合的“前缘部分”的范围应根据具体情况妥善选取, 范围过小或过大均会导致误差增加, 如图4所示。其原理在于: 造型逼近环节所得到的基元叶型整体形状不准确, 因此用于拟合的前缘部分范围越大, 其整体形状的精度就越低。而网格插值环节所得的基元叶型, 越接近前缘点, 轮廓形状就越不准确, 因此用于拟合的前缘部分范围若是过小, 也会导致误差增加。实际应用中, 推荐在弦长2%~8%范围内选用不同的值进行尝试, 从而寻找出整体精度最高的拟合范围大小。

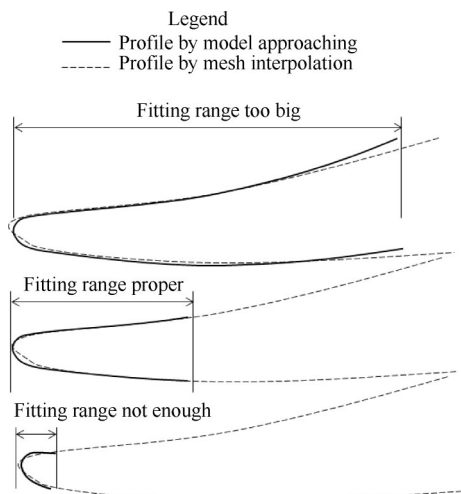


Fig. 4 Results of leading edge local fitting of different fitting ranges

2.5 叶型光顺

上一步得到的冷态叶型,前缘与叶身过渡部分不连续。使用贝塞尔曲线连接前缘与叶身,使叶型轮廓曲率连续,以满足工程要求。具体方法如下:

(1)如图 5 所示,将前缘部分和叶身部分交界处的两个加工坐标点,分别记作 B_0 和 B 。分别从 B_0 和 B 开始,向上游、下游数若干个加工坐标点,记作 A_0 和 A ,并将与 A_0 和 A 相邻的两点分别记作 C_0 和 C 。根据工程经验,当线段 A_0A 的长度取为 B_0B 的 30 倍以上时,即可满足光滑性要求。

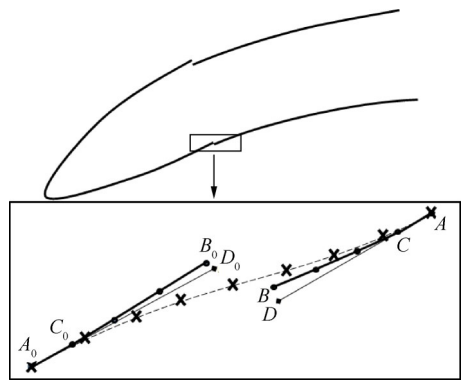


Fig. 5 Schematic of connecting the leading edge and the rest part of an airfoil

(2)以 A_0, A 为起点和终点,作一条三次贝塞尔曲线,即图 5 中的虚线。其中间控制点记作 D_0, D 。并要求线段 A_0D_0 与 A_0C_0 重合、 AD 与 AC 重合,以保证贝塞尔曲线的起终点的切线方向与当地叶型轮廓相同。在常规情况下,可认为 A_0D_0, AD 近似平行。此时推荐将 A_0D_0, AD 长度分别取为 A_0B_0, AB 的 0.82 倍,以使贝

塞尔曲线的曲率峰值最小,如图 6 所示。其中横坐标为距离 A_0 点的无量纲距离,“0”代表与 A_0 点重合,“1”代表与 A 点重合;纵坐标为曲率。

(3)在所作出的贝塞尔曲线上取若干个等距点(图 5 中“x”所示),取代 A_0 和 A 之间原有的加工坐标点。所取坐标点的密度,应与轮廓曲线 A_0B_0, AB 上原有的坐标点密度相近。

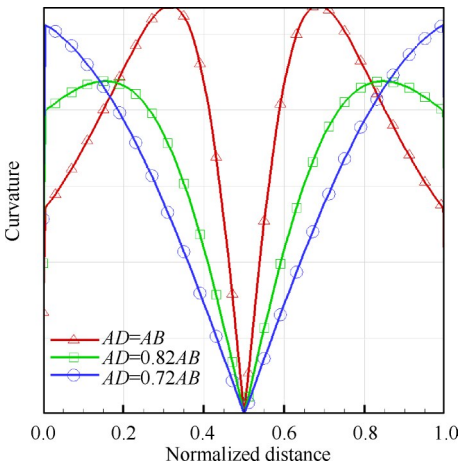


Fig. 6 Curvature along the Bezier curve under 3 different sets of parameters

3 几何符合性与气动性能验证

本方法适用于冷热变形较大的转子叶片,对于冷热变形较小的静子叶片,同样适用。以某多级高负荷高效率轴流压气机第 2 级转子叶片作为研究对象,来验证本文提出的基于局部拟合的加工坐标生成方法。该级叶片前掠程度较大,是整机中冷热态变形幅度较大的叶片之一;且采用了曲率连续非对称前缘造型方法;50% 叶高以上均为超声速截面。上述因素会导致在生成加工坐标过程中容易发生轮廓偏差,且叶片性能对轮廓偏差很敏感。因此,本文方法在 R2 叶片上的验证工作,具有较强的代表意义。

针对该叶片,按照网格插值法对网格密度和分布的需求,划分有限元网格,进行热转冷变形分析,从而得到一套冷态网格。其中位于叶片表面的网格节点如图 7(a) 所示,记作“基准网格”(Baseline mesh)。然后将基准网格的密度降至刚好能满足热转冷变形分析需求的水平:径向节点数减半,周向节点数降至约 1/4;并将其记作“稀疏网格”(Coarse mesh),如图 7(b) 所示。建模和分析结果表明,和基准网格相比,上述稀疏网格对应的整个叶片的体网

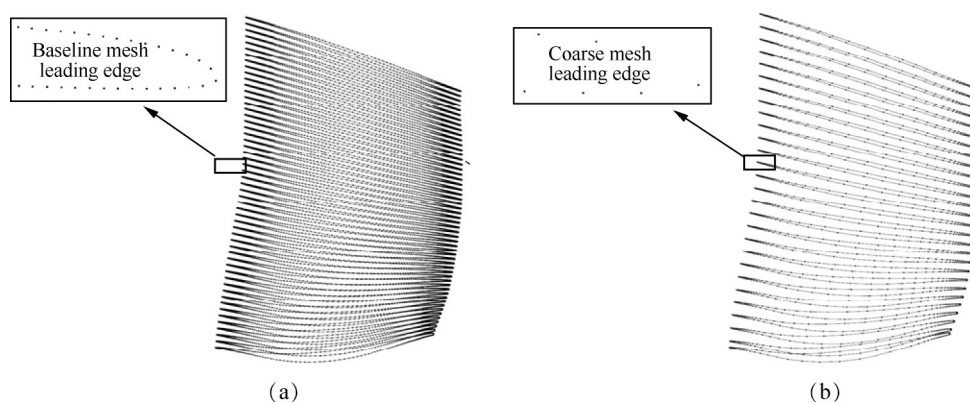


Fig. 7 Comparison between a baseline mesh and a coarse mesh

格总量低约 75%, 可使有限元分析时间降低 75% 以上。

3.1 几何符合性验证

基于上述稀疏网格, 使用本文方法和网格插值法分别生成一套叶片加工坐标; 并使用三维建模软件 UGS NX 7.5 版, 据此建立三维叶片实体; 最后求解基准网格(图 7(a))中每一坐标点与两个叶片实体表面的距离。距离越小, 说明所生成的叶型越能反映真实的冷态叶型几何。结果如图 8 所示。

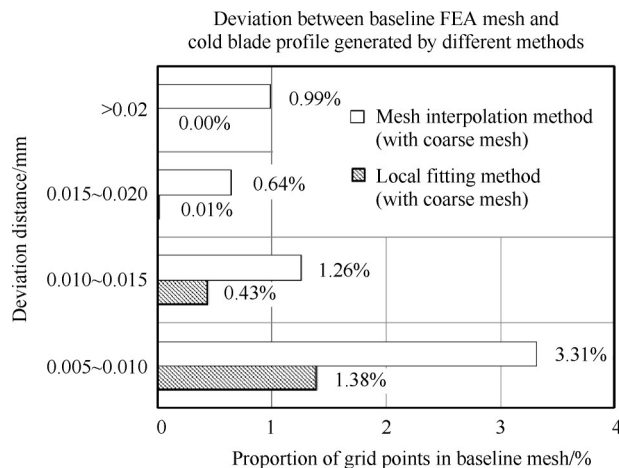


Fig. 8 Comparison of the geometric conformity of blades generated by different methods

基于网格插值法生成的叶片与基准网格坐标的符合性较差。偏离量超过 0.02mm 的网格点达到 0.99%, 其中偏离量最大点达到 0.0458mm, 相当于通常前缘轮廓度公差带的约 1.5 倍, 不能满足工程需求。基于本文方法生成的叶片与基准网格坐标符合较好。偏离量超过 0.015mm 的、介于 0.01~0.015mm 的和介于 0.005~0.01mm 的网格节点分别只有 0.01%, 0.43% 和 1.38%, 精度大幅提高。

图 9 对比了上述两个叶片实体的某一叶高截面

处的前缘型线。可见基于常规密度的有限元网格, 本文方法仍然能生成与基准网格重合的前缘轮廓; 而网格插值法已不能生成正确的前缘。

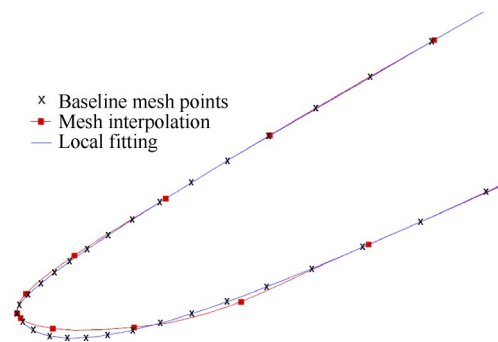


Fig. 9 Comparison of the cold blade leading edge profiles generated by two different methods

上述工作表明, 本文方法不需对冷热变形计算的有限元网格进行专门加密, 即可生成几何精度满足工程需求的叶片加工坐标。因此相比网格插值法, 对有限元网格量的需求降低约 75%, 对应计算时间降低 75% 以上。

3.2 气动性能验证

以下对本文方法生成的叶片加工坐标和直接根据基准网格建模得到的叶片实体(简称为基准叶片)分别进行三维计算流体动力学分析, 以检验两者的气动性能是否一致。虽然计算是针对单排叶片的冷态几何进行, 但若两个叶片模型的冷态几何及气动性能一致, 那么在相同的运行条件下, 热态几何及气动性能也必然是一致的; 并且, 若其单级性能、流场一致, 那么在相同的运行条件下, 其多级匹配性能也是必然一致的。

三维 CFD 分析采用 NUMECA 软件, 对 R2 单转子进行单通道定常计算, 计算域如图 10 所示。计算域进、出口边界分别与上游静叶尾缘、下游静叶前缘基

本重合;且对两组叶片进行分析时进出口边界位置完全相同,流道几何也相同。叶尖间隙取为 0.4mm。计算所用的网格由 NUMECA AutoGrid 5 划分,总网格量为 82.7 万。展向网格 89 层,叶尖间隙中的网格为 17 层(含壁面)。S1 流面网格采用 O4H 拓扑结构。

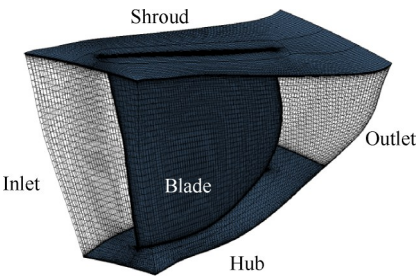


Fig. 10 3D CFD analysis model

计算采用 NUMECA FINE/Turbo 求解器,空间离散用中心差格式,工质设为实际气体(Real gas)。采用 S-A 湍流模型,并在近壁面直接求解。为此设置了较密的近壁面网格,全场 y^+ 最大值不超过 2,如图 11 所示。采用 S2 流面设计中确定的总压、总温和气流角作为进口边界条件;固壁为绝热、无滑移边界条件;出口为径向平衡条件,通过给定不同背压,计算出流量-压比-效率特性线。

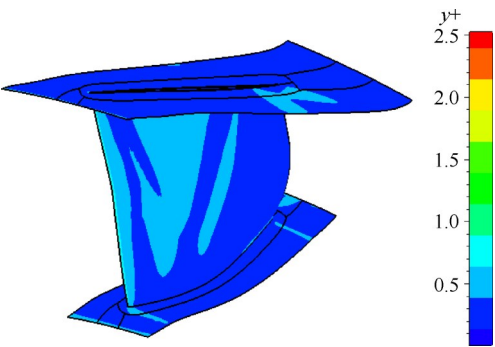


Fig. 11 Distribution of y^+ on solid walls

图 12 对比了 R2 单转子流量-压比图和流量-效率图,其中 Local fitting 和 Baseline 分别代表本文方法生成的加工坐标和基准叶片的计算结果。从中可见,两者的转子特性线重合。

图 13~15 对比了两组叶片在设计点的流场细节参数,设计点即为图 12 中无量纲流量、压比和效率均等于 1 的工况点。其中,图 13 显示,两种叶型的转子出口静压与相对气流角的径向剖面重合。图 14~15 显示,两者在 10%,50%,90% 叶高处 S1 流面相对马赫数和叶片表面等熵马赫数分布一致。

本文选取 R2 超声速叶片开展叶型加工坐标生成

方法的研究,研究结论同样适用于亚声速叶片或圆弧前缘的叶片。

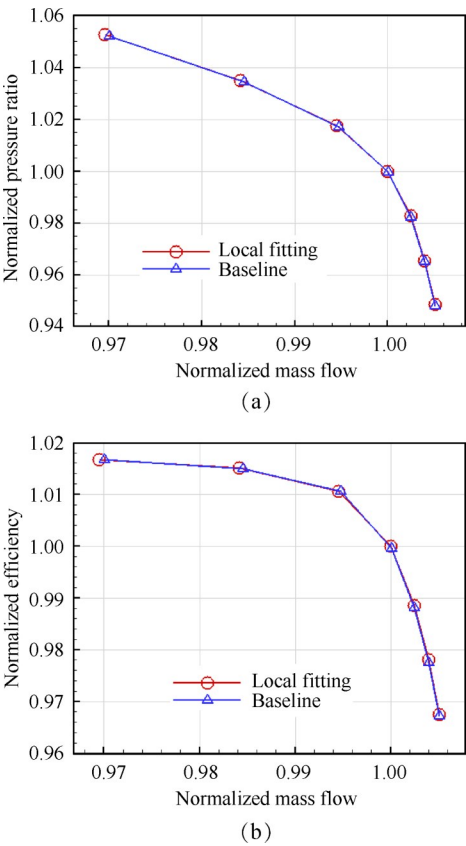


Fig. 12 Performance curve of rotor

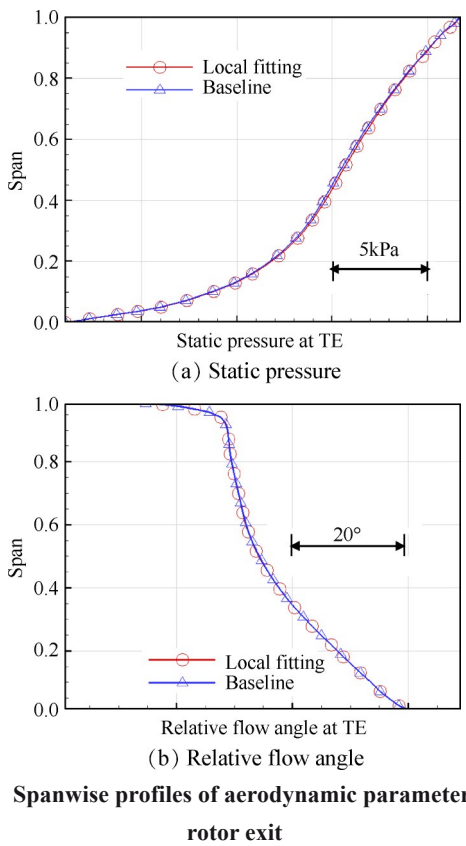


Fig. 13 Spanwise profiles of aerodynamic parameters at the rotor exit

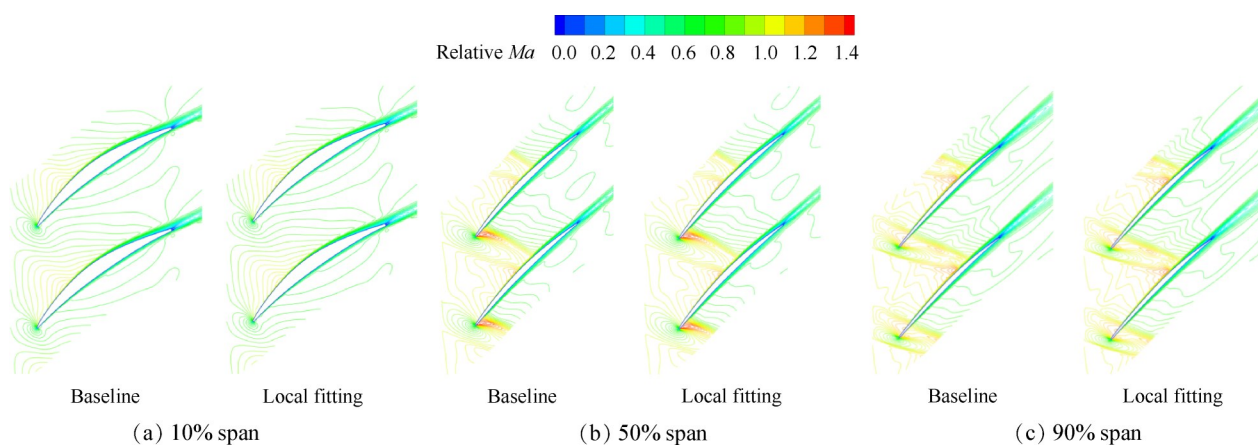


Fig. 14 Relative Mach number on S1 surface

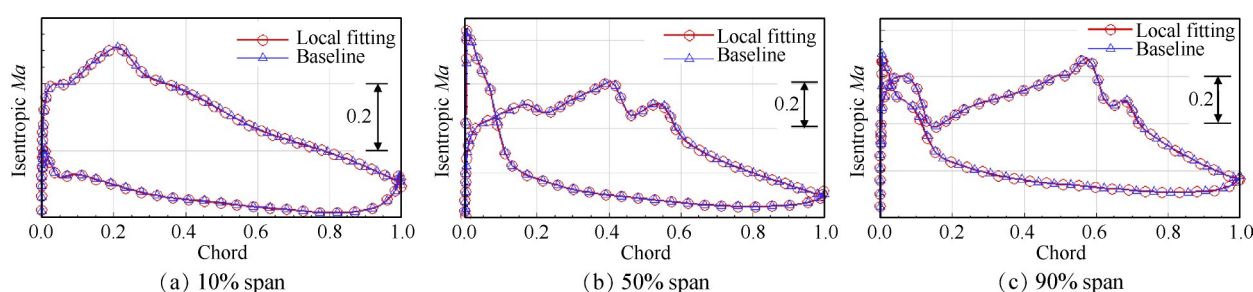


Fig. 15 Isentropic Mach number on blade surface

4 结 论

通过本文研究,得到以下结论:

(1)基于局部拟合方法,建立了基于有限元热转冷分析结果和叶片造型的叶片加工坐标生成的方法。

(2)使用本文方法,无需对前缘加密,只需基于常规密度、分布规律的有限元网格,即可保证所生成的叶片加工坐标几何精度满足工程需求。这使得本文方法相比现有技术节省计算时间75%以上。

(3)计算结果表明,本文方法生成的加工坐标与冷态叶型之间的差异对气动性能影响极小,待后续进一步开展工程验证。

参考文献

- [1] 曹传军,李 斌,刘先智,等. 基于冷态叶型生成叶片加工坐标的方法[J]. 航空动力学报, 2016, 31(12): 3034-3041.
- [2] Gaun L, Bestle D, Hupperts A. Hot-to-Cold CAD Geometry Transformation of Aero Engine Parts Based on B-Spline Morphing[R]. ASME 2014-GT-26683.
- [3] YANG Hui, ZHENG Yun. A Fluid-Structure Coupling Method for Rotor Blade Un-Running Design[R]. ASME 2013-GT-94653.
- [4] 郑 赞,王 彪,杨 慧. 跨声速风扇叶片的反扭设计研究[J]. 机械工程学报, 2013, 49(5): 147-153.
- [5] 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.
- [6] Timon V P, Corral R. A Study on the Effects of Geometric Non Linearities on the Un-Running Transformation of Compressor Blades[R]. ASME 2014-GT-25638.
- [7] Janke C, Karger K, Gaun L, et al. 3D CFD Compressor Map Computation Process Accounting for Geometry Changes due to Off-Design Operation Loads[R]. ASME 2014-GT-26131.
- [8] Benini E. Three-Dimensional Multi-Objective Design Optimization of a Transonic Compressor Rotor[J]. Journal of Propulsion and Power, 2004, 20(3): 559-565.
- [9] 吕剑波,雷志军,孙 爽,等. 压气机叶型前缘形状对吸力面分离流动的影响[J]. 燃气轮机技术, 2015, 28(3): 24-30, 37.
- [10] 曹传军,邱 毅,李 斌. 亚声叶型前缘形状对压气机气动性能的影响[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2018, 31(6): 1-7.
- [11] 李 正,余华蔚,尹红顺,等. 椭圆前缘锐化度对亚声速压气机叶片性能的影响[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2018, 31(3): 14-17.
- [12] 陈为雄,王掩刚,马 峰,等. 超声速来流基元叶型前缘加工误差气动敏感性分析[J]. 推进技术, 2019,

- 40(10): 2235–2242. (CHEN Wei-xiong, WANG Yan-gang, MA Feng, et al. Aerodynamic Sensitivity Analysis of Manufacturing Errors for Leading Edge of Supersonic Elementary Blade Profile[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2019, 40(10): 2235–2242.)
- [13] Wilson M J, Imregun M, Sayma A I. The Effect of Stagger Variability in Gas Turbine Fan Assemblies[J]. *Journal of Turbomachinery*, 2007, 129(2): 404–411.
- [14] 曹传军, 李 斌, 翟志龙, 等. 轮廓度与扭转角偏差对压气机气动性能的影响[J]. 科学技术与工程, 2019, 19(11): 292–298.
- [15] 郑 赞, 田 晓, 杨 慧. 跨声速风扇叶片变形对气动性能的影响[J]. 航空动力学报, 2011, 26(7): 1621–1627.
- [16] 张正秋, 邹正平, 刘宝杰. 高负荷风扇叶片重心线调节对叶片强度和气动性能的影响分析[J]. 航空学报, 2006, 27(3): 380–385.
- [17] 高丽敏, 蔡宇桐, 曾瑞慧, 等. 叶片加工误差对压气机叶栅气动性能的影响[J]. 推进技术, 2017, 38(3): 525–531. (GAO Li-min, CAI Yu-tong, ZENG Rui-hui, et al. Effects of Blade Machining Error on Compressor Cascade Aerodynamic Performance [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(3): 525–531.)
- [18] 高丽敏, 蔡宇桐, 郝燕平, 等. 加工误差对压气机叶片气动性能影响试验研究[J]. 推进技术, 2017, 38(8): 1761–1766. (GAO Li-min, CAI Yu-tong, HAO Yan-ping, et al. Experimental Investigation on Aerodynamic Performance of Compressor Blade Considering Manufacturing Error[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(8): 1761–1766.)
- [19] 郑似玉, 滕金芳, 羌晓青. 叶片加工超差对高压压气机性能影响和敏感性分析[J]. 机械工程学报, 2018, 54(2): 216–224.

(编辑:朱立影)