

基于冷态叶型生成叶片加工坐标的方法

曹传军, 李 斌, 刘先智, 冯锦璋

(中国航空发动机集团有限公司 商用航空发动机有限责任公司, 上海 201108)

摘 要: 建立了基于冷态叶型生成叶片加工坐标的方法,包括排序、插值加密、叠加位移量、去倒圆及端区叶型拟合等步骤.以某多级轴流压气机为例,应用该方法生成的加工坐标叶片除端区外主流通道叶高内误差在 0.01mm 以下,叶片表面波纹度和前后缘曲率良好.通过进口级的数值模拟表明:该方法生成的加工坐标叶片与冷态叶型的误差对气动性能影响小,流量-总压比-等熵效率特性变化微小,叶片进出口气流速度、方向及流场细节等变化较小,满足工程应用的需求.

关 键 词: 冷态叶型; 加工坐标; 生成方法; 气动性能; 轴流压气机

中图分类号: V231.3

文献标志码: A

Method of generating airfoil manufacturing coordinates based on cold airfoil

CAO Chuan-jun, LI Bin, LIU Xian-zhi, FENG Jin-zhang

(Commerical Aircraft Engine Company Limited,

Aero Engine (Group) Corporation of China, Shanghai 201108, China)

Abstract: Method of generating airfoil manufacturing coordinates based on cold airfoil was proposed. It comprised of ordering, interpolating, adding location bias, removing end-wall fillet, and fitting endwall airfoil. This method was used to generate multistage axial compressor blade manufacturing coordinates. The difference between manufacturing coordinates and the cold airfoil below 0.01 mm except near endwall section was found. Both the waviness of blade surface and curvature of leading or trailing edges were acceptable. Numerical results show the difference between manufacturing coordinate airfoil and cold airfoil has less impact on aerodynamic performance. Mass flow versus total pressure ratio and isentropic efficiency characteristics change little. Besides, flow velocity and flow angle of blade row inlet and outlet, and the detailed flow field have almost no changes. This method can be applied for generating airfoil manufacturing coordinates.

Key words: cold airfoil; manufacturing coordinate; generating method; aerodynamic performance; axial compressor

在进行叶轮机叶片气动设计时,通常考核设计工况下叶片的气动特性,即在承受热负荷和气动负荷时叶片的气动性能,设计出的叶片形状称之为热态叶型;叶轮机械在不运转时即无热负荷和气动负荷时的叶片形状称之为冷态叶型.由于热负荷和气动负荷的作用,叶片会产生一定的形

变,使得热态叶型与冷态叶型存在差异,这种差异在高压比、高负荷的叶轮机叶片(如多级轴流压气机)中更加显著.叶型冷热态的形状差异对气动性能有较大影响^[1-9],为了获取叶片在设计点的准确热态叶型,用于生成加工坐标的冷态叶型必须基于热态叶型进行热冷换算,得到精确冷态叶型用

于生成加工坐标^[10-18]. 利用商业有限元软件进行热冷迭代计算得到的冷态叶型点通常分布规律不统一、排列形式杂乱无章,无法创建叶片模型,不能满足加工需求.

传统的叶片加工叶型生成方法通过叶片造型与有限元计算后的冷态叶型进行迭代,具体为冷热计算时给出冷热态叶型主要造型参数之间的差异,如扭转角、径向或轴向位置偏差等,气动专业根据变化量得到新的叶片造型的输入参数,通过叶片造型得到新的叶型,然后比较新叶型与计算得到的冷态叶型的差异,修正叶片造型输入参数,进行迭代,直到造型后的叶型与计算后冷态叶型的差异收敛至满足工程需求. 但冷热计算后给出的造型参数的变化量只是一种近似,且很难得到所有造型参数的准确偏差值,这些使得迭代次数和迭代耗时增加,这种迭代有时甚至无法收敛. 如果碰到处理多级压气机冷态叶型的工作,工作量成倍增加,因此需要突破传统的加工叶型生成方法,能简单快捷地基于冷态叶型生成高精度的叶片加工叶型数据.

摒弃传统的加工叶型生成方法,直接对热冷计算后的冷态叶型进行处理,得到满足加工要求的加工坐标是一种简便有效的方法,这种方法需要解决两个重要问题:一是将无序点排列成满足要求的有序点;二是要去除根部倒圆的影响. 因为在计算叶片从热态转换成冷态过程中,叶片带有端区倒圆,如转子根部倒圆、静子根尖倒圆等,加工坐标叶片是无倒圆的,倒圆通常根据图纸要求加工,需要在基于冷态叶型生成加工坐标过程中去除原先的端区叶型倒圆.

1 叶片加工坐标生成方法

将热冷计算后的冷态叶型数据点生成加工用的等高面加工叶型数据包括 5 个主要步骤,流程如图 1 所示.

1.1 排 序

热冷计算后得到的冷态叶型数据点的排列是杂乱无章的(如图 2(a),原始点排列顺序),但点的分布形式有一定的特征,如分为多个面,每个面上点的数目相同(如图 2(b),排序后点分布). 经过排序处理后的数据点按照不同叶高截面排列,每个截面的起始点从前缘开始,按照统一的方向排列(比如从前缘开始,沿着叶背面至尾缘,经过尾缘沿着叶盆面回到前缘,如图 3),且叶根至叶高有序排列.

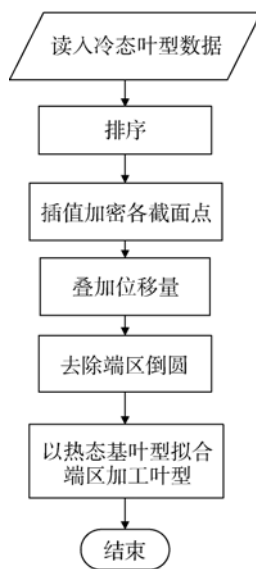


图 1 叶片加工坐标生成方法流程图

Fig. 1 Process of manufacturing coordinates generating method of airfoil

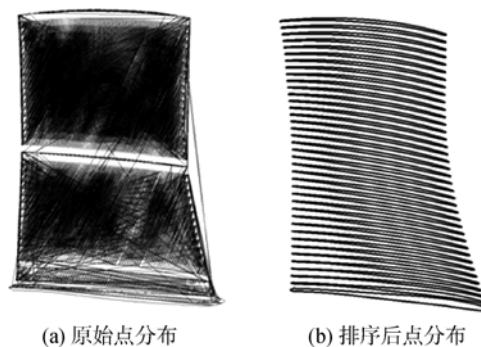


图 2 原始点与排序后点分布对比图

Fig. 2 Comparison of original airfoil points and ordered airfoil points

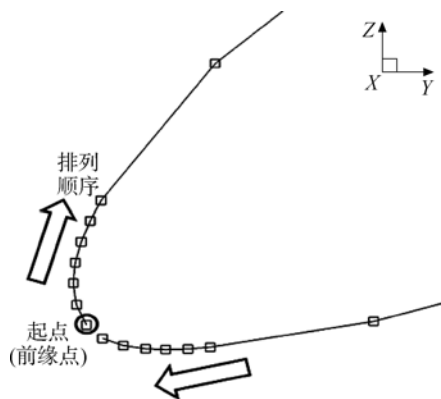


图 3 排序完成后每个截面点排列顺序示意图

Fig. 3 Sequence of ordered points for each section

排序时首先找出数据点中某个坐标方向最小的点作为每个截面第1个点(比如Y值最小的点),然后找出与第1个点距离最小的点作为第2点,为了保证第2个点与第1个点处于同一流面上,可以加上一个约束条件,即叶高方向的坐标值差异在某阈值内(根据冷态叶型点分布的具体情况调整).第3个点的找寻遵循3个限制:一是与第2个点的距离最小;二是与第2点叶高方向坐标值差异在某阈值内;三是保证第3个点与第2点向量和第1个点与第2个点的向量夹角小于某个阈值(比如夹角小于 60°).如图4所示,在图中点1和点2已经确定的情况下,如果不限定向量夹角的阈值,可能会搜寻到图中的点4(错误点),而错过了正确的点3.在确定了截面前3个点之后,后续的点按照第3个点的搜寻限制条件,可以一一搜寻确定.在完成一个截面上所有点的搜寻之后,重复以上步骤进行第2个截面的搜寻排序,直到所有截面的点搜寻排序完毕.

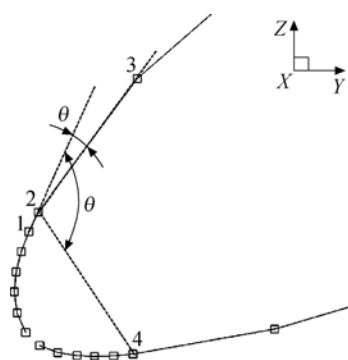


图4 搜寻点的向量夹角阈值限制

Fig. 4 Vectorial angle restriction of searched point

排序后每个截面的起始点不一定是前缘点,需要搜寻出前后缘点,方便在前后缘处进行加密.搜寻前缘点时,前缘区域总点数已知,这由冷热计算时对网格的划分决定的,通常在划分网格时每个截面前缘区域总点数是固定的,如图5前缘共13点,对称分布于前缘点两侧.假设第1个点和第2点距离 L_0 ,计算出两个点之间的距离 L ,当出现 L 是 L_0 某倍率以上时,判断此时的点是刚好不属于前缘区域的点,根据前缘区域总点数可以回推前缘点位置,从而将每个截面起始点改成前缘点.根据每个截面第1个点叶高方向的数值进行排序,使得第1个截面为叶根,沿高度方向排列累加至最后一个截面为叶尖截面.

1.2 插值加密各截面点

排序好的截面点在前后缘曲率较大的地方点

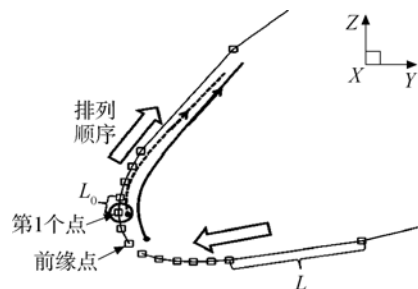


图5 搜寻每个截面的前缘点

Fig. 5 Searching leading edge point of each section

密度不够,分布不均匀,连接的曲线不足够光滑,从满足气动性能角度需要对每个截面尤其前后缘处进行插值加密.通常冷热计算划分的网格点数在叶盆和叶背面是对称的,上一步骤中找出了每个截面的前缘点也即找出了每个截面的尾缘点,采用弧长累加的方式对每个截面的点进行插值,插值时分别对叶盆和叶背曲线进行插值,插值后将叶盆叶背曲线合并成一条完整的封闭曲线,如图6.

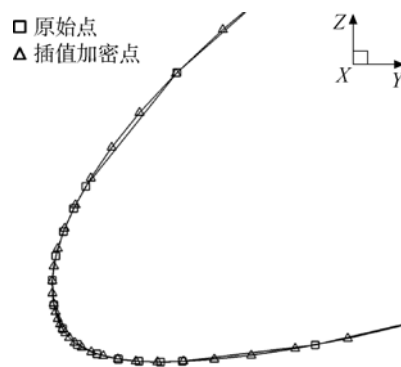


图6 原始点与插值加密点(前缘放大图)

Fig. 6 Original and interpolated points (enlargement for leading edge)

由于以前缘和尾缘点作为叶盆和叶背的分界点,分别对叶盆和叶背两条曲线进行单独插值,为了保证插值后的点在前尾缘处曲率连续,在对叶盆曲线插值时,增加靠近前缘和尾缘且位于叶背曲线上的各两点作为插值的参考点,插值得到新的叶盆曲线;同样,叶背曲线插值时,增加靠近前后缘叶盆上的点作为插值参考点,插值得到新的叶背曲线.

1.3 叠加机匣或轮盘的位移量

由于冷热计算中各转静子采用的约束面不尽相同,因此需要在冷态叶型的基础上叠加机匣或轮盘的轴向、径向的位移量(通常不考虑周向位移量).对于分离式转子,通常要叠加榫头工作面径向位移量;静子叶片需要叠加机匣的径向位移;有

些压气机进口级采用的是整体叶盘结构,冷热换算时采用盘片整体计算的方式,加工叶型以冷态叶型为准,无需叠加径向或轴向位移量。

1.4 去除端区倒圆

通常冷热计算时叶片带有端区倒圆,但叶片加工程序用到的叶型数据是无倒圆的。因此,需要在生成叶片加工叶型时去除端区倒圆。去除端区处于倒圆区域的截面点后,根据给定的加工坐标叶高数值,将插值加密并叠加位移量后的叶型插值到等高的加工截面上,加工坐标位于冷态叶型内部的点采用 3 次样条拟合^[19],两端加工坐标采用冷态叶型线性外插,得到初始加工坐标数据,如图 7。

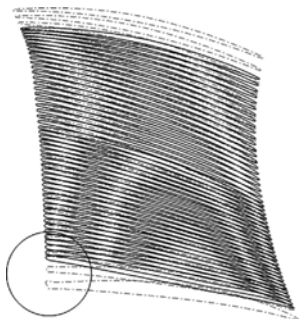


图 7 加密并去除倒圆叶型(实线)与初始等高面加工叶型(点划线)

Fig. 7 Interpolated points without fillet airfoils (solid) and original manufacturing coordinate airfoils (dashdot)

1.5 以热态基叶型拟合端区加工叶型

第 1.4 节得到的初始加工叶型数据在两端区由于是线性外插的,存在着叶型变形问题,如图 7 圈中所示。解决方法是以热态叶型为基叶型,采用最小二乘法对外插变形的叶型进行拟合近似,得到光滑的端区叶型,用端区光滑叶型代替初始加工坐标数据得到最终的加工坐标数据点,并按照叶片加工要求的局部坐标系和格式输出,采用热态基叶型拟合后的端区加工叶型如图 8 所示。

热态叶型最小二乘拟合变形叶型的方法如下:

将变形叶型截面作为目标截面坐标 (X_m, Y_m, Z_m) , 将热态叶型作为基叶型坐标 (X_b, Y_b, Z_b) , 构造新的叶型坐标 (X_n, Y_n, Z_n) , 令 $X_n = a_1 X_b + b_1 Y_b + c_1 Z_b + d_1$, $Y_n = a_2 X_b + b_2 Y_b + c_2 Z_b + d_2$, $Z_n = a_3 X_b + b_3 Y_b + c_3 Z_b + d_3$, 新的叶型坐标与目标叶型坐标的误差 P_i , $P_i = [(X_n - X_m)^2 + (Y_n - Y_m)^2 + (Z_n - Z_m)^2]^{0.5}$, 为了使误差最小, 即对 P_i 中的系数 $a_1, b_1, c_1, d_1, a_2, b_2, c_2, d_2, a_3, b_3, c_3, d_3$ 分别求导, 对于每个拟合截面得

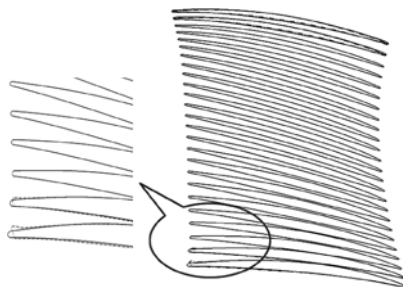


图 8 外插变形的端区叶型(虚线)和热态基叶型拟合后的端区加工叶型(实线)

Fig. 8 Comparison of original endwall airfoils (dash) and new airfoils after fitting based on hot airfoils (solid)

到 12×12 的系数矩阵, 求解得到以上系数后, 即可得到新的叶型。

2 某多级轴流压气机叶片加工坐标生成结果检查

根据第 1 节叶片加工坐标生成方法编制了相应的程序, 用来生成叶片的加工坐标。对某多级轴流压气机叶片冷热计算得到的冷态叶型数据进行处理并生成相应的加工坐标, 应用 UG 软件计算检查生成的加工坐标。

以第 5 级转子叶片(简称 R5)为例检查生成的加工坐标, 将生成的 R5 加工坐标通过 UG 建模(考虑叠加的位移量), 同时读入计算得到的冷态叶型数据点, 通过 UG 计算冷态叶型数据点与加工坐标叶片模型之间的距离, 图 9 中显示差异

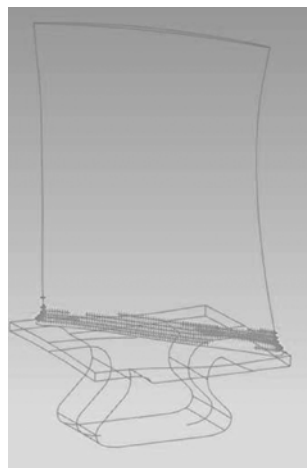


图 9 冷态叶型数据点与加工坐标叶片模型之间距离差异超 0.01 mm 的点(“+”形为冷态叶型数据点)

Fig. 9 Points of cold airfoil which differ from manufacturing coordinate airfoil model more than 0.01 mm (shape “+” shows the points of cold airfoil)

大于 0.01 mm 的冷态叶型数据点分布主要集中在根部局部区域,主流通道区域差异值小于 0.01 mm. 图 10 为冷态叶型数据点与加工坐标叶片模型沿叶高方向差异值(Δ)的分布图. 同时检查各

排叶片的波纹度和前后缘的曲率分布,对比结果表明叶片表面波纹度良好(图 11),曲率光滑无反向(图 12). 本文方法生成的其他叶片加工坐标与冷态叶型差异经 UG 计算后,具有类似的结果.

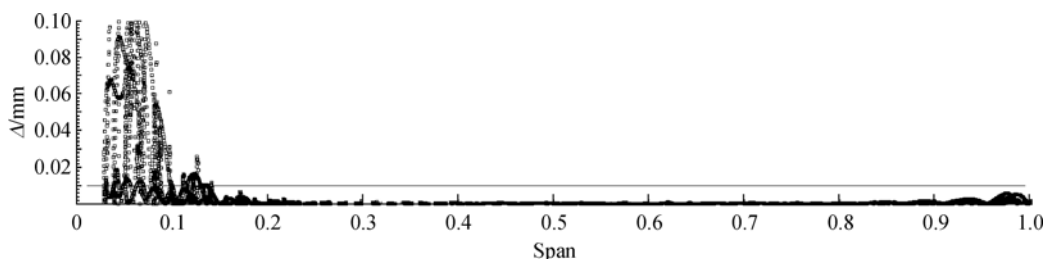


图 10 沿叶高方向冷态叶型数据点与加工坐标叶片模型偏差图

Fig. 10 Difference along the span between cold airfoil and manufacturing coordinate airfoil model

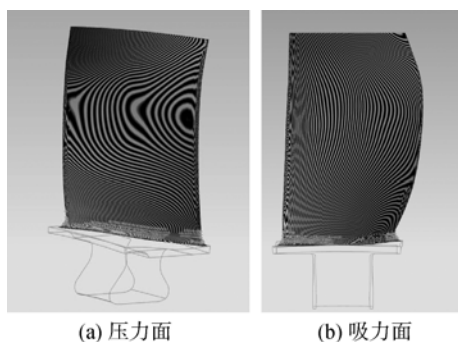


图 11 加工坐标叶片模型的叶片表面波纹度分布图

Fig. 11 Waviness of blade surface of manufacturing coordinate airfoil model

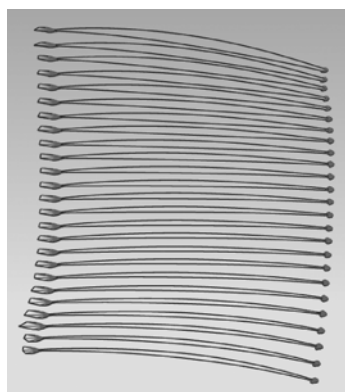


图 12 加工坐标叶片模型的叶片前后缘曲率分布图

Fig. 12 Curvature of blade leading edge and trailing edge of manufacturing coordinate airfoil

3 加工坐标叶片与冷态叶型的差异对气动性能的影响分析

为了分析本文基于冷态叶型坐标生成的叶片加工坐标与冷态叶型之间的差异对气动性能的影响,对某多级压气机进口级进行了三维数值计算

研究.

三维数值计算工具采用的是 NUMECA 软件,计算时选取进口级包括进口导叶至 S2(S2 代表第 2 级静子叶片)共 5 排叶片,如图 13 所示. 选取两套叶片模型进行计算分析:一为冷热计算后得到的冷态叶型模型;二为基于冷态叶型生成的加工坐标叶片模型,考虑到冷态叶型模型带有倒圆结构,因此在本文方法生成的加工坐标叶片模型上加上倒圆,其中 R1 倒圆半径为 3 mm, R2 倒圆半径为 2.5 mm,两套计算模型中的流道是相同的,只分析叶片差异对性能的影响.

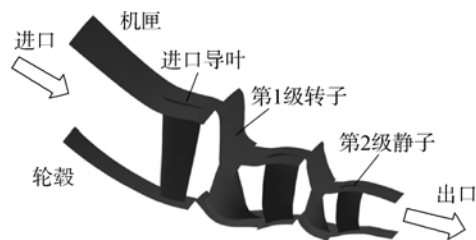


图 13 某多级压气机进口级计算模型

Fig. 13 Computation model of a multistage compressor front block

网格为 H4O 类型,采用 NUMECA 的 Auto-grid 5 模块划分. 计算的各叶排采用单通道模型(定常计算),冷态叶型模型总网格数约为 178 万, R1 叶尖间隙为 0.5 mm, R2 叶尖间隙为 0.4 mm, 叶尖间隙内设置 13 个网格点;加工坐标叶片模型总网格数约为 200 万,叶尖间隙设置与冷态叶型模型一致,另外 R1 和 R2 根部倒圆设置 17 个网格点(如图 14), R1 网格总数为 61 万, R2 网格总数为 57 万. NUMECA 采用的计算模型在近壁面

采用直接求解,对壁面第 1 层网格高度有一定要求,第 1 层网格高度取值约为 0.001 mm ,保证 y^+ 值最大不超过 6,满足计算推荐值。

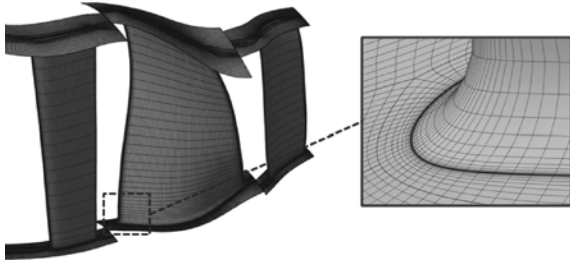


图 14 网格划分及转子根部处理

Fig. 14 Grid generation and root details

计算采用 NUMECA 软件的 Fine/Turbo 求解器求解三维雷诺平均 N-S (Navier-Stokes) 方程,湍流模型采用 S-A (Spalart-Allmaras) 一方程模型,空间离散用中心差分格式,工质设为实际气体 (real gas)。边界条件设置如下:进口给定总温、总压和轴向的进气方向,出口给定多个背压,计算出进口级的全流量域内流量-总压比-等熵效率曲线。固壁为绝热、无滑移边界条件,各级转子和静子交界面处采用一维非反射方法处理。计算至收敛状态时,考察进出口流量、等熵效率、总压比等性能参数波动规律满足计算的收敛要求为止。在计算得到一个收敛解后,以此结果为初场,改变背压,计算其他流量下的级特性。

图 15~图 16 为计算出的进口级流量-总压比图和流量-等熵效率图,图中 ori-cold 代表冷态叶型模型计算结果, treat-fillet 代表加工坐标叶片模型计算结果。从计算结果看,冷态叶型模型与加工坐标叶片模型的级特性符合得很好,表明本文方法生成的加工坐标叶片模型与冷态叶型模型的气动特性一致。

图 17~图 18 给出了冷态叶型模型和加工坐标叶片模型计算后 R1 和 R2 出口气流角和气流速度,曲线符合良好。图 19~图 20 给出了两种模型 90% 叶高相对马赫数等值线图,表明流场细节、激波结构等一致,符合良好。

综上分析,本文方法生成的加工坐标建模计算后气动特性、参数径向分布、流场细节结构等与冷态叶型模型计算后结果一致,本文依据冷态叶型坐标生成加工坐标的方法是成功的,对气动性能影响微弱,能满足工程上叶片加工的需求。

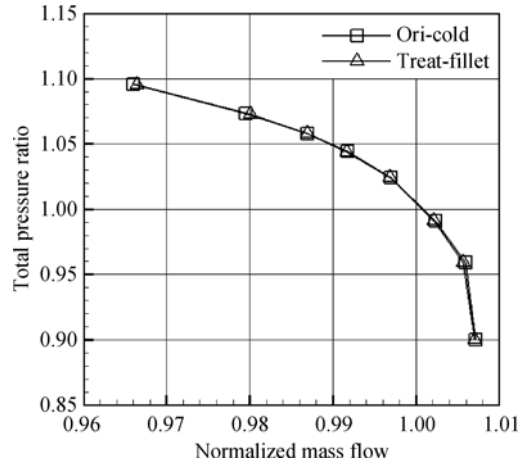


图 15 流量-总压比图

Fig. 15 Plot of mass flow and total pressure ratio

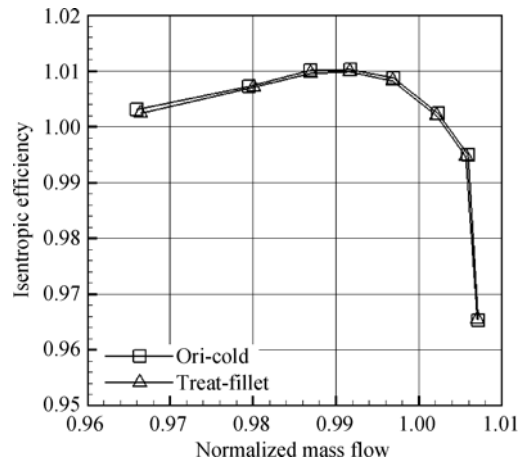


图 16 流量-等熵效率图

Fig. 16 Plot of mass flow and isentropic efficiency

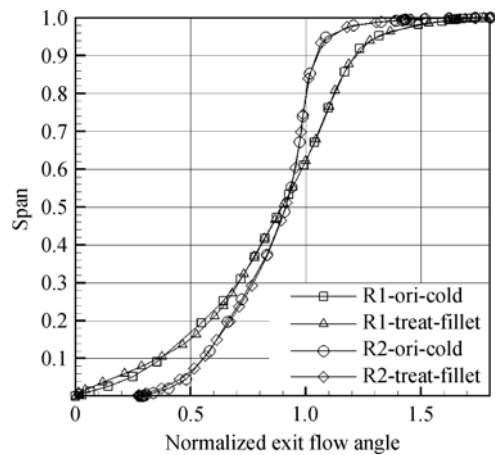


图 17 转子出口气流角

Fig. 17 Plot of rotor exit flow angle

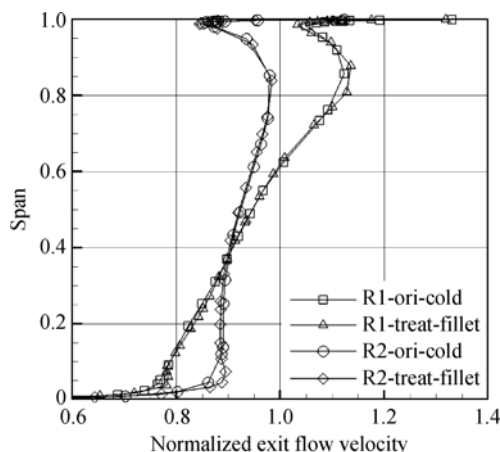


图18 转子出口气流速度

Fig. 18 Plot of rotor exit flow velocity



图19 冷态叶型模型90%叶高相对马赫数分布图

Fig. 19 Relative Mach number at 90% span of cold airfoil model



图20 加工坐标叶片模型90%叶高相对马赫数分布图

Fig. 20 Relative Mach number at 90% span of manufacturing coordinate airfoil model

4 结 论

1) 建立了从叶片热冷计算后的冷态叶型生成叶片加工坐标的方法,包括排序、插值加密、叠加位移量、去倒圆及端部截面拟合等步骤。

2) UG 计算表明,该方法生成的加工坐标叶片除端区外主流通道叶高内误差在 0.01 mm 以

下,叶片表面波纹度和前后缘曲率良好。

3) 数值计算结果表明,本文方法生成的加工坐标叶片与冷态叶型之间的差异对气动性能影响小,满足工程应用的需求。

参考文献:

- [1] 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.
- [2] 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 Paper 2014-GT-26131, 2014.
- [3] Benini E. Three-dimensional multi-objective design optimization of a transonic compressor rotor [J]. Journal of Propulsion and Power, 2004, 20(3): 559-565.
- [4] 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.
ZHANG Zhengqiu, ZOU Zhengping, LIU Baojie. Influence of gravity center modification on structural strength and aerodynamic performance of blade in high load fan blade design [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2006, 27(3): 380-385. (in Chinese)
- [5] 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.
ZHENG Yun, TIAN Xiao, YANG Hui. Impact of blade deflection on aerodynamic performance of a transonic fan [J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(7): 1621-1627. (in Chinese)
- [6] 杨慧, 沈真, 郑赞. 叶片反扭对跨声速大涵道比风扇性能的影响 [J]. 航空动力学报, 2016, 31(1): 100-105.
YANG Hui, SHEN Zhen, ZHENG Yun. Influence of blade untwist on transonic high bypass ratio fan performance [J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(1): 100-105. (in Chinese)
- [7] 郑赞, 王彪, 杨慧, 等. 跨声速风扇叶片反扭影响因素研究 [J]. 燃气涡轮试验与研究, 2013, 26(5): 7-11.
ZHENG Yun, WANG Biao, YANG Hui, et al. Blade untwist influencing factors of a transonic fan [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2013, 26(5): 7-11. (in Chinese)
- [8] 周正贵. 压气机/风扇叶片自动优化设计的研究现状和关键技术 [J]. 航空学报, 2008, 29(2): 257-266.
ZHOU Zhenggui. Current situations and key techniques of automatic aerodynamic design of compressor/fan blades [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(2): 257-266. (in Chinese)
- [9] 王咏梅, 陈葆实. 罩量调节对风扇/压气机气动性能和强度影响的研究 [J]. 航空发动机, 2000, 26(1): 6-11.
WANG Yongmei, CHEN Baoshi. The effect of the modification of gravity center eccentricity on aerodynamics performance and structural strength of fan/compressor [J].

- Aeroengine, 2000, 26(1): 6-11. (in Chinese)
- [10] Gaun L, Bestle D, Huppertz A. Hot-to-cold CAD geometry transformation of aero engine parts based on B-spline morphing[R]. ASME Paper 2014-GT-26683, 2014.
- [11] Timon V P, Corral R. A study on the effects of geometric non linearities on the un-running transformation of compressor blades[R]. ASME Paper 2014-GT-25638, 2014.
- [12] YANG Hui, ZHENG Yun. A fluid-structure coupling method for rotor blade un-running design[R]. ASME Paper 2013-GT-94653, 2013.
- [13] 王振培, 王丹, 朱继宏, 等. 叶片参数化有限元建模与罩量优化设计[J]. 航空动力学报, 2011, 26(11): 2450-2458.
WANG Zhenpei, WANG Dan, ZHU Jihong, et al. Parametrical FE modeling of blade and design optimization of its gravity center eccentricity[J]. Journal of Aerospace Power, 2011, 26(11): 2450-2458. (in Chinese)
- [14] 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.
ZHENG Yun, WANG Biao, YANG Hui. Numerical study on blade un-running design of a transonic fan[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2013, 49(5): 147-153. (in Chinese)
- [15] 王延荣, 黄钟山, 付志忠, 等. 基于热态叶型的小轮毂比弯掠叶片结构保形设计与优化[J]. 航空动力学报, 2015, 30(10): 2305-2311.
- WANG Yanrong, HUANG Zhongshan, FU Zhizhong, et al. Structural design and optimization for the deformation approaching to hot profile of a swept fan blade with smaller hub-to-tip ratio[J]. Journal of Aerospace Power, 2015, 30(10): 2305-2311. (in Chinese)
- [16] 王荣桥, 林丹, 樊江. 基于特征的压气机叶片结构设计[J]. 航空发动机, 2004, 30(2): 5-9.
WANG Rongqiao, LIN Dan, FAN Jiang. Feature-based structure design of compressor blades[J]. Aeroengine, 2004, 30(2): 5-9. (in Chinese)
- [17] 王振培, 王丹, 杨军刚, 等. 航发叶片有限元建模与罩量优化设计系统开发[J]. 机械制造, 2011, 49(6): 15-18.
WANG Zhenpei, WANG Dan, YANG Jungang, et al. Development of the system for finite element modeling and offset optimization of turbine blades[J]. Machinery, 2011, 49(6): 15-18. (in Chinese)
- [18] 陆山, 鲁冯杰. 基于 ANSYS 的整体叶盘结构优化设计[J]. 航空动力学报, 2012, 27(6): 1218-1224.
LU Shan, LU Fengjie. Optimization design method of blisk based on the ANASYS[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(6): 1218-1224. (in Chinese)
- [19] 朱心雄. 自由曲线曲面造型技术[M]. 北京: 科学出版社, 2000.

(编辑: 陈 越)