

涡轮动叶叶型公差对喉道面积的影响

常骐越, 侯伟涛, 慕粉娟, 张馨元, 罗华玲
(中国航发商用航空发动机有限责任公司, 上海 200241)

摘要: 为精确控制涡轮动叶喉道面积, 减小喉道面积偏离设计值对涡轮性能的影响, 以 GE 公司某高压涡轮 1 级动叶为研究对象, 提出了基于叶型位置度、扭转角、轮廓度、缘板轮廓度的动叶喉道面积评估方法。按航空工业标准 (HB 5647-98) 给定了上述参数的公差, 分析了其对动叶喉道面积的影响, 并采用随机分析方法研究了涡轮动叶喉道面积偏差分布。结果表明: 当叶型沿轴向、周向偏移时, 由于对叶片左右两侧喉道宽度的作用效果相反, 因此叶片喉道面积变化不大于 $\pm 0.005\%$ 。叶型扭转及轮廓度偏差对叶片喉道面积影响显著。当叶根、叶中、叶尖叶型分别扭转 0.1° 时, 叶片喉道面积分别变化 0.13% 、 0.14% 和 0.15% ; 当叶背侧轮廓或尾缘轮廓变化 0.1 mm 时, 叶片喉道面积变化 0.08% ; 当下缘板轮廓度变化 0.1 mm 时, 叶片喉道面积变化 0.06% 。当叶型尺寸参数均符合其公差范围内的正态分布时, 动叶喉道面积偏差也服从正态分布, ± 3 倍标准差对应的喉道面积变化为理论喉道面积的 $\pm 0.91\%$ 。

关键词: 涡轮动叶; 喉道面积; 叶型公差; 随机分析; 位置度; 扭转角; 轮廓度; 航空发动机

中图分类号: V235.1

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2025.01.006

Effects of Turbine Blade Airfoil Tolerances on Turbine Throat Area

CHANG Qi-yue, HOU Wei-tao, MU Fen-juan, ZHANG Xin-yuan, LUO Hua-ling
(AECC Commercial Aircraft Engine Co., Ltd., Shanghai 200241, China)

Abstract: To accurately control turbine blade throat area, mitigate the negative effect of turbine blade throat area deviation on turbine performance, taking the 1st stage blade of a GE high pressure turbine as the research object, a turbine blade throat area calculating method based on airfoil position tolerance, airfoil twist angle tolerance, airfoil profile tolerance, and endwall profile tolerance was proposed. Initial tolerances for the above-mentioned parameters were set according to the aviation industry standard (HB 5647-98), and detailed analyses were conducted to reveal their effects on the throat area. A stochastic analysis method was applied to study the deviation distribution of throat areas. The results show that the airfoil positions have little effect on the throat area due to their opposite effects on throat widths of left and right passages, the variations of throat areas are no more than $\pm 0.005\%$ when airfoils deviate in axial or circumferential direction. In contrast, airfoil twist angle and airfoil profile deviation significantly affect the throat area. When the airfoils of the hub, mid and tip sections are rotated 0.1 degrees, the throat areas vary by 0.13% , 0.14% , and 0.15% , respectively. When the profile of the suction side and trailing edge vary by 0.1 mm , the throat area varies by 0.08% . When the endwall profile varies by 0.1 mm , the throat area varies by 0.06% . When the airfoil size parameters all conform to normal distributions within their tolerance range, the deviations of throat areas also conform to normal distribution, with its ± 3 standard deviations equal to $\pm 0.91\%$ of the nominal throat area.

Key words: turbine blade; throat area; airfoil tolerance; stochastic analysis; position tolerance; twist angle; profile tolerance; aeroengine

0 引言

涡轮叶片喉道是指涡轮叶栅通道的最小截面, 其截面面积即为涡轮叶片喉道面积。在燃气轮机及航空发动机中, 涡轮叶片喉道面积是影响涡轮性能及整

机部件匹配的重要参数。涡轮叶片分为静止的导向叶片(导叶)和随轮盘转动的工作叶片(动叶)。涡轮导叶喉道面积对涡轮通流能力及压气机裕度有较大影响; 与导叶相比, 涡轮动叶喉道面积对涡轮流量的影响较小, 但其面积偏离设计值会影响导叶/动叶间

收稿日期: 2023-09-06 基金项目: 航空动力基础科研项目资助

作者简介: 常骐越 (1990), 男, 硕士, 工程师。

引用格式: 常骐越, 侯伟涛, 慕粉娟, 等. 涡轮动叶叶型公差对喉道面积的影响[J]. 航空发动机, 2025, 51(1): 46-52. CHANG Qiyue, HOU Weitao, MU Fenjuan, et al. Effects of turbine blade airfoil tolerances on turbine throat area[J]. Aeroengine, 2025, 51(1): 46-52.

的压力, 进而影响动叶前缘冷却效果及转/静子之间的轮缘封严效果, 对涡轮部件的可靠性构成潜在威胁。因此, 有必要合理控制涡轮叶片喉道面积偏差, 避免其对涡轮部件造成不利影响。

国内外学者针对涡轮叶片喉道面积开展了广泛研究。Carl 等^[1]以涡喷发动机为对象, 通过研究变几何涡轮导向器, 总结了导向器面积变化对涡轮性能的影响; 齐晓雪等^[2]研究了涡轮导向器面积变化对涡扇发动机工作性能的影响; 王军等^[3]采用粒子群混合算法进行了变导向器面积的发动机仿真分析; 马晓峰等^[4]研究了涡轮导向器尾缘结构变化对涡轮效率和流量的影响; Lee 等^[5]采用三坐标测量机, 研究了采样方法对测量结果的影响; Mamaev 等^[6-7]提出了一种涡轮叶片喉道面积参数化评估方法, 并与精确测量结果进行了对比; Egorov 等^[8]介绍了针对涡轮叶片型面轮廓的测量方法; 胡述龙等^[9]研究了航空发动机叶片叶型偏移、扭转与轮廓度的耦合关系, 提出了一种带公差约束的叶型检测方法; 蔺小军等^[10]系统分析了叶型各项公差, 提出了一种基于精确匹配算法的叶型轮廓度、位置度和扭转计算方法; 王振兴等^[11]详细分析了三坐标测量涡轮导向器喉道面积的不确定度; 刘佳欢等^[12]分析了喉道面积量具对涡轮导向器喉道面积测量结果偏差的影响; 杨杰等^[13]研究了动叶预扭对涡轮性能的影响。上述研究只针对涡轮导叶进行喉道面积计算和测量, 而针对涡轮动叶喉道面积的分析、评估还比较少见。

本文以 GE 公司公开专利中的高压涡轮 1 级动叶为研究对象^[14], 提出了基于叶型位置度、扭转角、叶型轮廓度、尾缘轮廓度、缘板轮廓度 5 个关键参数的动叶喉道面积评估方法, 研究了上述参数对动叶喉道面积的影响, 可供后续优化叶型公差设计及控制动叶喉道面积借鉴和参考。

1 研究对象及方法

1.1 研究对象

以 GE 公司公开专利(申请号 CN02817094.6)中的高压涡轮 1 级动叶为研究对象。

专利中公开了 1 级动叶叶根、叶中、叶尖叶型, 叶型

坐标如图 1 所示。叶型参数详见表 1, 叶片数为 60, 理论叶高为 165.1 mm。

1.2 研究方法

1.2.1 叶型公差

目前涡轮叶片一般为高温合金铸造叶片, 叶片流道面为无余量铸造表面, 后续不再进行打孔以外的机械加工。受铸造工艺的影响, 叶片流道面实际几何尺寸不可避免地与实际尺寸存在一定偏差, 进而影响了叶片的喉道面积。动叶喉道面积偏差鱼骨图分析如图 2 所示。根据鱼骨图分析法确定了叶型位置度、扭转角、轮廓度、尾缘厚度等影响动叶喉道面积的关键参数。

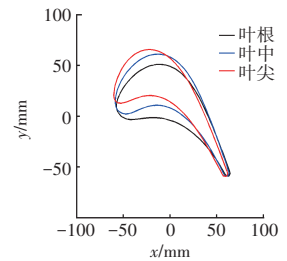


图 1 动叶叶型坐标

表 1 动叶叶型参数

位置	安装角/(°)	弦长/mm	轴向弦长/mm	尾缘直径/mm
叶根	27.58	141.3	121.8	5.6
叶中	29.13	145.5	121.8	5.6
叶尖	32.45	151.3	121.8	5.6

的机械加工。受铸造工艺的影响, 叶片流道面实际几何尺寸不可避免地与实际尺寸存在一定偏差, 进而影响了叶片的喉道面积。动叶喉道面积偏差鱼骨图分析如图 2 所示。根据鱼骨图分析法确定了叶型位置度、扭转角、轮廓度、尾缘厚度等影响动叶喉道面积的关键参数。

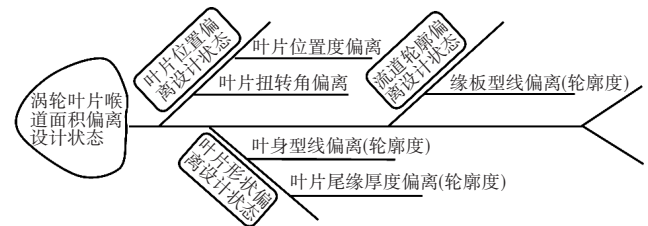


图 2 动叶喉道面积偏差鱼骨图分析

根据航空工业标准《叶片叶型的标准、公差与叶身表面粗糙度》(HB 5647-98)^[15], 叶型的位置误差包括积叠点的位置度误差和叶型的扭转误差。积叠点的位置度误差是积叠点实际位置到其理想位置的距离。叶型的扭转误差是叶型的角向位置误差, 即实际叶型绕积叠轴扭转的角度(认为理论叶型绕积叠轴扭转的角度为 0°)。为了便于建立实际叶型的数学表达式, 本文将积叠点位置度误差(如图 3 所示)分解为沿轴向和周向 2 个方向上的距离(分别对应图 3 中 Δx 、 Δy 轴方向)。扭转误差以叶片绕积叠轴顺时针旋转为正。

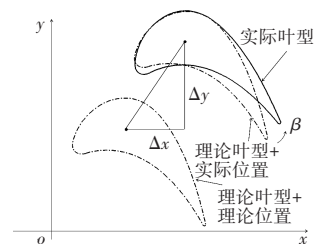


图 3 积叠点位置度误差

HB 5647-98 对叶型形状的控制用不带基准的线

轮廓度表示,称为叶型轮廓度。叶型轮廓度反映了实际叶型轮廓相对于理论叶型轮廓增厚或者减薄的程度。叶型轮廓度不包括尾缘圆弧的形状公差。对于动叶的下缘板流道面,其轮廓度反映了实际流道径向上超出或者低于理论流道的偏离程度。

尾缘厚度主要受尾缘轮廓度的影响。由于尾缘厚度对涡轮叶片气动性能有较为显著的影响,所以对尾缘轮廓度的要求比对叶型其它位置轮廓度的要求要更加严格。

根据 HB 5647-98 中的规定,结合本文所研究的高压涡轮 1 级动叶叶型参数,确定了叶根、叶中、叶尖截面叶型公差见表 2。本文将依据表中的叶型公差,分析各参数对涡轮动叶喉道面积的影响。

表 2 动叶叶型公差

位置	x 方向位置 度/mm	y 方向位置 度/mm	扭转角/ 度(°)	叶型轮廓 度/mm	尾缘轮廓 度/mm	缘板轮廓 度/mm
叶根	±0.15	±0.15	±0.25	±0.30	±0.20	±0.15
叶中	±0.15	±0.15	±0.25	±0.30	±0.20	±0.15
叶尖	±0.15	±0.15	±0.25	±0.30	±0.20	±0.15

1.2.2 喉道面积评估模型

动叶喉道截面由叶片叶背侧轮廓、尾缘轮廓、上下流道轮廓包围形成,如图 4 所示。动叶喉道截面的上流道为涡轮外环,不属于动叶叶片,本文不作考虑。

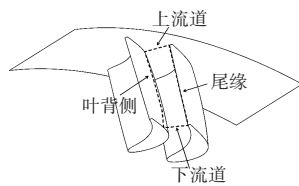


图 4 动叶喉道截面

动叶喉道面积评估可分为喉道宽度评估和喉道高度评估。

评估单个叶片叶型偏差对喉道宽度影响所采用的模型如图 5 所示。图中为特定径向高度 1 级动叶基元级叶型。其中叶型 1、3 (左右两侧虚线叶型) 为理论叶型,叶型 2 (中间实线叶型) 为实际叶型。评估实际叶型超差对喉道宽度影响的计算式为

$$O = O_1 + O_2 - 0.5O_{\text{nom}} - 0.5O_{\text{nom}} \quad (1)$$

式中: O 为特定径向高度叶栅实际喉道宽度; O_1 为实际叶型与理论叶型 1 的喉道宽度,即最小距离; O_2 为实际叶型与理论叶型 2 的喉道宽度,即最小距离; O_{nom} 为理论喉道宽度。因为实际叶型左右两侧均为理论

叶型,所以减去 2 倍的 $0.5O_{\text{nom}}$ 。

O_1 、 O_2 和 O_{nom} 的求解步骤如图 6 所示。

步骤 1: 假设实际叶型无偏差,图 5 中 3 个叶型的空间坐标是已知的,可通过 Python 编程语言编写代码求解 2 个叶型之间的最小距离,即 O_{nom} 。

步骤 2: 实际叶型存在位置度偏差 Δx 、 Δy , 扭转角偏差 β 。此时忽略叶型轮廓度偏差和尾缘轮廓度

偏差,则可根据空间上一点绕某点旋转一定角度并沿 x 方向和 y 方向平移一定距离的坐标变化计算式,得到实际叶型坐标

$$x' = (x - x_0) \cos \beta - (y - y_0) \sin \beta + x_0 + \Delta x \quad (2)$$

$$y' = (x - x_0) \sin \beta - (y - y_0) \cos \beta + y_0 + \Delta y \quad (3)$$

式中: x, y 为理论坐标; x', y' 为实际坐标; x_0, y_0 为积叠点坐标; $\Delta x, \Delta y$ 为位置度偏差; β 为扭转角偏差。

步骤 3: 根据步骤 2 获得的实际叶型坐标(未考虑叶型轮廓度偏差和尾缘轮廓度偏差),利用步骤 1 中的 Python 代码求解实际叶型与理论叶型 1 的喉道宽度、实际叶型与理论叶型 2 的喉道宽度。

步骤 4: 考虑实际叶型的叶型轮廓度偏差和尾缘轮廓度偏差,得到 O_1 和 O_2

$$O_1 = O'_1 - \xi \quad (4)$$

$$O_2 = O'_2 - \varepsilon \quad (5)$$

式中: O'_1 和 O'_2 为步骤 2 中求解得到的喉道宽度; ξ 为实际叶型的尾缘轮廓度偏差,以尾缘增厚为正值; ε 为实际叶型的叶型轮廓度偏差,以叶片轮廓增厚为正值。

由此动叶喉道宽度可由 3 个径向高度截面的 x 方向偏差、 y 方向位置偏差、扭转角、叶型轮廓度、尾缘轮廓度,共计 15 个参数计算得到。因此,针对动叶喉道面积计算,可建立如下分析模型

$$O_{\text{root}} = f(\Delta x_{\text{root}}, \Delta y_{\text{root}}, \beta_{\text{root}}, \xi_{\text{root}}, \varepsilon_{\text{root}}) \quad (6)$$

$$O_{\text{mid}} = f(\Delta x_{\text{mid}}, \Delta y_{\text{mid}}, \beta_{\text{mid}}, \xi_{\text{mid}}, \varepsilon_{\text{mid}}) \quad (7)$$

$$O_{\text{tip}} = f(\Delta x_{\text{tip}}, \Delta y_{\text{tip}}, \beta_{\text{tip}}, \xi_{\text{tip}}, \varepsilon_{\text{tip}}) \quad (8)$$

式中:root、mid、tip 分别代表叶根截面、叶中截面和叶尖截面。

实际叶栅喉道高度 h 为

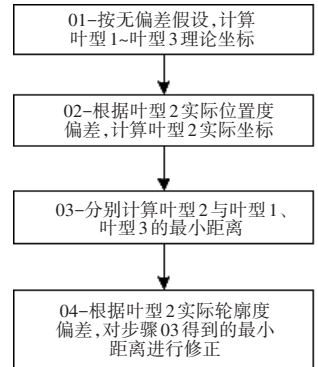


图 6 喉道宽度求解步骤

$$h=165.1-\Delta r \quad (9)$$

式中: Δr 为动叶下缘板轮廓度偏差, 以实际流道轮廓超出理论流道为正。

1 级动叶 1 个叶栅通道的喉道面积为

$$A = \frac{1}{3} \sum_{i=1}^3 O_i \cdot h \quad (10)$$

式中: A 为 1 个叶栅通道的喉道面积; O_i 为特定径向高度叶栅喉道宽度; h 为叶栅喉道高度。

至此完成了 1 级动叶喉道面积评估模型的建立, 通过研究喉道面积随叶型位置度、扭转角、叶型轮廓度、尾缘轮廓度、缘板轮廓度等共 16 个关键参数变动而变化的数量关系, 分析叶型公差对喉道面积的影响。

2 结果与讨论

2.1 位置度对喉道面积的影响

位置偏差与叶片喉道面积相对变化如图 7 所示。

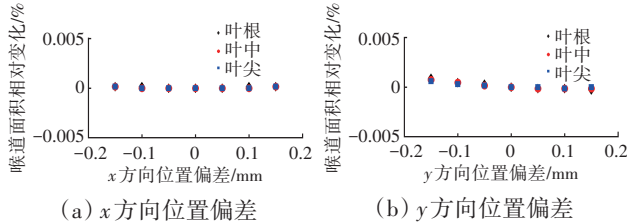


图 7 位置偏差与叶片喉道面积相对变化

从图中可见, 当叶片在 x 、 y 方向偏离理论位置时, 叶片喉道面积的变化比例不大于 $\pm 0.005\%$, 喉道面积基本不变, 当叶型 2 (图 5) 在 x 、 y 方向发生偏移时, 位置偏移同时影响 O_1 、 O_2 , 且作用效果相反。以叶中截面为例, x 、 y 方向位置偏移时喉道宽度变化见表 3、4。

表 3 x 方向位置偏差时喉道宽度变化 (叶中截面)

x 方向位置偏差/mm	O_1 /mm	O_2 /mm	O /mm
-0.15	38.7911	39.0428	38.9170
-0.10	38.8330	39.0008	38.9169
-0.05	38.8749	38.9588	38.9168
0	38.9169	38.9169	38.9168
0.05	38.9588	38.8749	38.9168
0.10	39.0008	38.8330	38.9169
0.15	39.0428	38.7911	38.9170

从表中可见, 当叶型在 x 、 y 方向发生位置偏移时, 与基准位置 (x 、 y 方向位置偏差量=0) 相比 O_1 、 O_2 的变化相反, 变化量基本相当。叶中截面叶型 x 方向位

表 4 y 方向位置偏差时喉道宽度变化 (叶中截面)

y 方向位置偏差/mm	O_1 /mm	O_2 /mm	O /mm
-0.15	38.8361	38.9986	38.9178
-0.10	38.8630	38.9713	38.9174
-0.05	38.8899	38.9441	38.9170
0	38.9169	38.9169	38.9168
0.05	38.9439	38.8897	38.9167
0.10	38.9709	38.8626	38.9166
0.15	38.9980	38.8355	38.9166

置偏差在 $[-0.15, 0.15]$ 范围内变化时, 喉道宽度 O 变化不大于 0.0002 mm; 叶中截面叶型 y 方向位置偏差在 $[-0.15, 0.15]$ 范围内变化时, 喉道宽度 O 变化不大于 0.001 mm。综上所述, 在当前位置度公差范围内, 叶型位置偏差对叶片喉道面积的影响很小。

2.2 扭转角对喉道面积的影响

扭转角与叶片喉道面积相对变化如图 8 所示。从图中可见, 叶片扭转角变化与喉道面积变化近似呈线性关系; 扭转角增大, 叶片喉道面积减小 (扭转角以图 5 中叶片绕积叠轴顺时针旋转为正); 从叶根

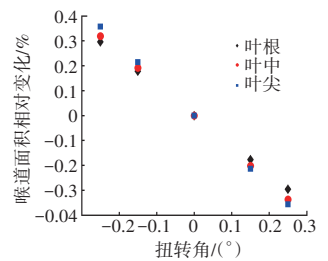


图 8 扭转角与叶片喉道面积相对变化

到叶尖, 不同相对叶高位置叶型扭转角对喉道面积的影响程度逐渐增大; 叶根、叶中、叶尖叶型扭转角增大 0.1° , 叶片喉道面积分别减小 0.12% 、 0.14% 、 0.15% 。

当叶型 2 (图 5) 扭转时, 同时影响 O_1 、 O_2 , 作用效果相同, 即当叶型顺时针扭转时, O_1 、 O_2 同时减小; 当叶型逆时针扭转时, O_1 、 O_2 同时增大。以叶中截面为例, 扭转角变化时喉道宽度变化见表 5。从表中可见, 扭转角变化主要通过影响 O_1 进而影响喉道宽度 O , 扭转角变化对 O_2 的影响相对较小。

表 5 扭转角对喉道宽度的影响 (叶中截面)

扭转角/ $^\circ$	O_1 /mm	O_2 /mm	O /mm
-0.25	39.2576	38.9707	39.3114
-0.15	39.1219	38.9490	39.1540
0	38.9169	38.9169	38.9168
0.15	38.7050	38.8782	38.6663
0.25	38.5637	38.8519	38.4987

对于动叶, 从叶根到叶尖, 喉道宽度一般逐渐增大, 动叶喉道宽度变化如图 9 所示。

当扭转角相同时, 叶尖叶型的扭转会导致喉道宽

度变化更大,对喉道面积的影响更大。因此,在工程中针对动叶叶尖叶型的扭转角控制可以考虑采用更加严格的公差范围。

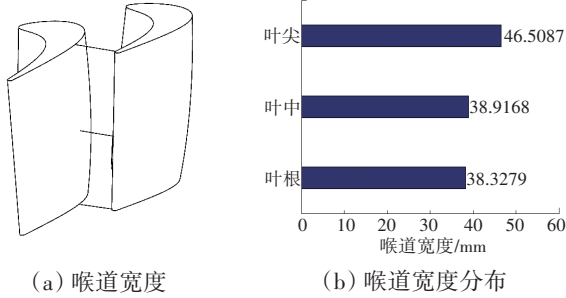


图 9 动叶喉道宽度变化

2.3 轮廓度对喉道面积的影响

2.3.1 叶身轮廓对喉道面积的影响

叶身轮廓偏差与叶片喉道面积的相对变化如图 10 所示。根据式(4)、(5)可知,叶型轮廓偏差和尾缘厚度偏差都直接影响图 5 中 O_1 、 O_2 ,所以对喉道面积的影响量级相当,即叶型轮廓或者尾缘厚度每增大 0.1 mm,叶片喉道面积减小 0.08%。

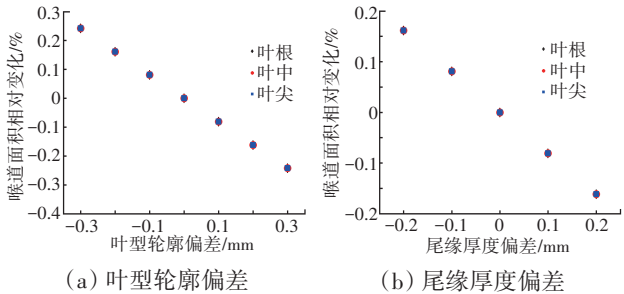


图 10 叶身轮廓偏差与叶片喉道面积的相对变化

2.3.2 下缘板轮廓度对喉道面积的影响

下缘板轮廓偏差与叶片喉道面积的相对变化如图 11 所示。根据式(9)可知,下缘板轮廓偏差直接影响喉道高度。下缘板轮廓偏差每增大 0.1 mm(实际轮廓向外超出理论轮廓),叶片喉道面积减小 0.06%。

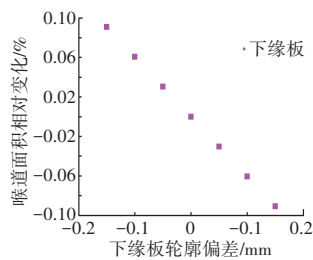


图 11 下缘板轮廓偏差与叶片喉道面积的相对变化

2.4 公差综合分析

2.4.1 分析方法

由第 1.2.2 节可知,动叶实际喉道面积通过 16 个参数的评估模型计算得到。为分析特定公差下动叶喉道面积的偏差情况,采用随机分析方法^[16-18],获取动叶喉道面积偏差分布。随机分析方法的假设如下。

(1)每个尺寸参数均符合其公差范围内的正态分布^[19]。

(2)不同叶高位置的相同类型尺寸参数偏差无相关性。

喉道面积偏差分布分析流程如图 12 所示。基于 Python 编程语言完成分析过程程序实现。

对于 16 个参数中的参数 X ,假设其符合对称的正态分布,则有

$$X \sim N(\mu, \sigma^2) \quad (11)$$

式中: μ 为该参数的理论值; $\sigma = (t_u - t_l)/6$,其中 t_u 为参数的公差上限, t_l 为参数的公差下限。

2.4.2 分析结果

循环次数与 N 组喉道面积样本标准差的变化关系如图 13 所示。从图中可见,当循环次数大于 4000 后,根据各样本的喉道面积统计的喉道面积标准差占理论面积的比例稳定在 0.3%。

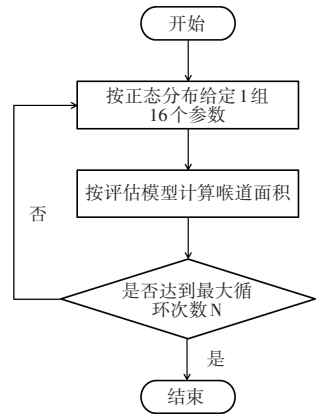


图 12 喉道面积偏差分布分析流程

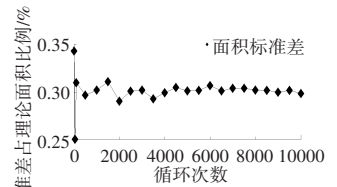


图 13 循环次数与 N 组喉道面积样本标准差

当 $N=4000$ 时动叶喉道面积及面积偏差分布如图 14 所示。采用 Jarque-Bera 方法^[20]对动叶喉道面积分布进行正态检验,显著度水平为 0.05。统计 4000 个动叶喉道面积数值的 Jarque-Bera 检验(简称 JB 检验)统计量见表 6。

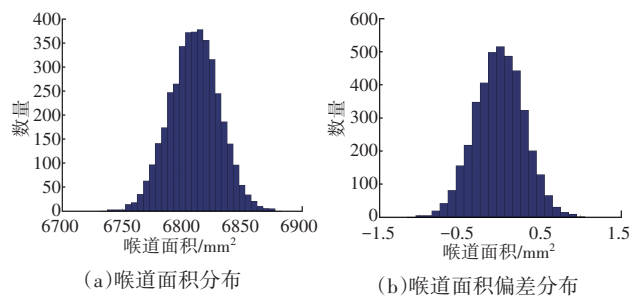


图 14 动叶喉道面积及面积偏差分布 ($N=4000$)

表 6 Jarque-Bera 检验统计量

N	样本偏度系数 S	样本峰度系数 K	Jarque-Bera 检验统计量 J
4000	-0.041	2.988	1.147

根据Jarque-Bera方法可知,自由度为2的卡方分布中卡方值大于表6中检验统计量1.147的概率为0.56,大于0.05。认为动叶喉道面积呈正态分布。

$$S = \frac{\sum_{i=1}^n (X_i - \bar{X})^3}{n\sigma^3} \quad (12)$$

$$K = \frac{\sum_{i=1}^n (X_i - \bar{X})^4}{n\sigma^4} \quad (13)$$

$$J = \frac{n}{6} \left[S^2 + \frac{(K-3)^2}{4} \right] \quad (14)$$

式中: n 为样本数; σ 为样本标准差。

按动叶喉道面积服从正态分布评估,在当前选取的叶型尺寸参数公差范围下,动叶喉道面积偏差有99.73%(对应 ± 3 倍样本标准差)的概率位于6810.2 \pm 62.04 mm²内,动叶喉道面积偏差统计见表7。 ± 3 倍喉道面积样本标准差对应的理论面积百分比为 $\pm 0.91\%$ 。

表7 动叶喉道面积偏差统计

N	理论面积/mm ²	样本标准差/mm ²	样本均值/mm ²	± 3 倍样本标准差对应的理论面积百分比/%
4000	6810.9	20.68	6810.2	± 0.91

3 结论

(1)基于叶型位置度、扭转角、轮廓度、缘板轮廓度的喉道面积评估模型可以实现对特定叶型公差下的动叶喉道面积统计分析。

(2)叶片扭转角、轮廓度对叶片喉道面积的影响远大于叶型位置度的影响。由于对叶片左右两侧喉道宽度的作用效果相反,叶型位置偏差对叶片喉道面积的影响很小。

(3)动叶叶尖叶型的扭转会导致喉道宽度变化更多,对喉道面积的影响更大。因此,在工程中针对动叶叶尖叶型的扭转角控制可以考虑采用更加严格的公差。

参考文献:

- [1] Carl E C, Henry J W. Preliminary evaluation of turbine performance with variable-area turbine nozzles in a turbojet engine[R]. NACA-RM-E52J20.
- [2] 齐晓雪,李长晖,彭振宇.大涵道比涡扇发动机几何面积调整研究[J].航空科学技术,2014,25(8):54-59.
- QI Xiaoxue, LI Changhui, PENG Zhenyu. Geometry area variation study on high bypass ratio turbofan engine[J]. Aeronautical Science and Technology, 2014, 25(8): 54-59. (in Chinese)
- [3] 王军,赵肃.粒子群混合算法在变导向器面积计算中的应用[J].航空发动机,2014,40(6):8-12.
- WANG Jun, ZHAO Su. Application of hybrid particle swarm algorithm in variable guide vane area computation [J]. Aeroengine, 2014, 40(6): 8-12. (in Chinese)
- [4] 马晓峰,冯凯凯,宋文艳.导向器尾缘结构面积变化对涡轮性能的影响[J].航空制造技术,2016,59(23-24):95-99.
- MA Xiaofeng, FENG Kaikai, SONG Wenyan. Influences of the area changes of the trailing edge structure of the guide on the turbine performance[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2016, 59(23-24): 95-99. (in Chinese)
- [5] Lee G, Mou J, Shen Y. Sampling strategy design for dimensional measurement of geometric features using coordinate measuring machine [J]. International Journal of Machine Tools and Manufacture, 1997, 37(7): 917-934.
- [6] Mamaev B I, Murashko V L. Computation of the throat area of a turbine blade ring[J]. Thermal Engineering, 2016, 63(1): 12-16.
- [7] Mamaev B I. A method for calculating exit angles of flow through a turbine blade row[J]. Thermal Engineering, 2000, 47(1): 121-127.
- [8] Egorov S, Kapitanov A, Loktev D, et al. Turbine blades profile and surface roughness measurement[C]. International Conference on Industrial Engineering. Senlis: ICIE, 2017: 1476-1481.
- [9] 胡述龙,张定华,张莹,等.带公差约束的数字样板叶型检测方法[J].航空学报,2013,34(10):2411-2418.
- HU Shulong, ZHANG Dinghua, ZHANG Ying, et al. Inspection method of blade shape based on digitized template with design tolerance constraints[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(10): 2411-2418. (in Chinese)
- [10] 蔺小军,单晨伟,王增强,等.航空发动机叶片型面三坐标测量机测量技术[J].计算机集成制造系统,2012,18(1):125-131.
- LIN Xiaojun, SHAN Chenwei, WANG Zengqiang, et al. Measurement techniques of coordinate measuring machine for blade surface of aero-engine[J]. Computer Integrated Manufacturing Systems, 2012, 18(1): 125-131. (in Chinese)
- [11] 王振兴,范明争,张盛珺,等.涡轮导向器喉道面积三坐标测量不确定度评估[J].航空制造技术,2022,65(5):68-74.
- WANG Zhenxing, FAN Mingzheng, ZHANG Shengjun, et al. Measurement uncertainty evaluation of turbine nozzle throat area measured by coordinate measurement machine[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2022, 65(5): 68-74. (in Chinese)
- [12] 刘佳欢,郭明生,杨翠枝,等.某型涡轮导向器面积测具误差分析及调整[J].航空维修与工程,2018,6(17):54-57.
- LIU Jiahuan, GUO Mingsheng, YANG Cuiqi, et al. Error analysis and adjustment of exhaust area measuring device for a certain type of turbine guide vane[J]. Aviation Maintenance & Engineering, 2018, 6(17): 54-57. (in Chinese)
- [13] 杨杰,刘冬华,潘尚能,等.动力涡轮动叶预扭对涡轮部件气动影

- 响研究[J].热能动力工程,2016,31(8):44-50.
- YANG Jie, LIU Donghua, PAN Shangneng, et al. Aerodynamic effects of pre-twist of the power Turbine blade on the turbine part[J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2016, 31(8): 44-50. (in Chinese)
- [14] 拜, 哈耶斯, 诺尔顿, 等. 第 1 级高压涡轮叶片叶型: CN02817094.6 [P]. 2007-11-07.
- Romany B R, Dee H T, Francis N P, et al. First-stage high pressure turbine bucket airfoil: CN02817094.6 [P]. 2007-11-07. (in Chinese)
- [15] 中国航空工业总公司. 叶片叶型的标注、公差与叶身表面粗糙度: HB 5647-98[S]. 北京: 中国航空工业总公司, 1999, 25-29.
- Aviation Industry Corporation of China. Tolerances for blades and surface roughness: HB 5647-98[S]. Beijing: AVIC, 1999, 25-29. (in Chinese)
- [16] Crowder S, Delker C, Forrest E, et al. Introduction to Statistics in Metrology[M]. Cham: Springer, 2020: 153-180.
- [17] 殷良伟, 郭海丁. 某型航空发动机封严篦齿盘异型螺栓孔公差设计分析[J]. 航空发动机, 2017, 43(5): 85-90.
- YIN Liangwei, GUO Haiding. Analysis dimension tolerance design of non-circular hole of labyrinth disk for an aeroengine[J]. Aeroengine, 2017, 43(5): 85-90. (in Chinese)
- [18] 袁贵星, 王平. 蒙特卡洛模拟及其在公差设计中的应用[J]. 天津科技大学学报, 2008, 23(2): 60-64.
- YUAN Guixing, WANG Ping. Monte carlo simulation and its application in tolerance design[J]. Journal of Tianjin University of Science & Technology, 2008, 23(2): 60-64. (in Chinese)
- [19] 方红芳, 吴昭同. 一种新的公差设计数学模型的研究[J]. 机械工业自动化, 1997, 19(4): 23-26.
- FANG Hongfang, WU Zhaotong. A study of a new mathematical model of tolerance design [J]. Manufacturing Automation, 1997, 19(4): 23-26. (in Chinese)
- [20] Jarque C M. International encyclopedia of statistical science[M]. Heidelberg: Springer, 2011: 701-702.

(编辑: 刘 静)