

航空发动机叶片进排气边缘形状自动评价方法

陈 雷¹, 李大力¹, 王婧雯^{2,3}, 张 旭²

- (1. 中国航发沈阳黎明航空发动机有限责任公司, 沈阳 110043;
2. 华中科技大学 无锡研究院, 江苏 无锡 214174;
3. 上海大学 机电工程与自动化学院, 上海 200444)

摘 要: 针对目前对航空发动机叶片进排气边缘形状的评价主要依赖人工目测, 主观性强、效率低等问题。提出一种叶片进排气边缘形状自动评价方法, 通过非均匀有理 B 样条(NURBS)曲线拟合、最小二乘椭圆拟合、等半径法等算法拟合叶型并提取相关型面参数, 针对 5 类叶片进排气边缘不合格形状给出了定性的定义, 根据叶片进排气边缘在不同形状时的曲率特征以及偏差值变化特征对其形状做出评价。通过实例验证表明: 该方法能够实现对尖头、钝头、歪头、缩颈及大小大/小大小(LSL/SLS)5 类叶片进排气边缘形状的自动判读, 对于不同叶片型号和验收标准的应用场景具有较好的通用性, 有效提高了叶片进排气边缘形状评价的效率。

关 键 词: 进排气边缘; 形状评价; 叶型参数; 特征提取; 等半径法

中图分类号: V263.1⁺4; TB9

文献标志码: A

Automatic shape evaluation method of aeroengine blade inlet and exhaust edges

CHEN Lei¹, LI Dali¹, WANG Jingwen^{2,3}, ZHANG Xu²

- (1. Shenyang Liming Aero Engine Corporation Limited,
Aero Engine Corporation of China, Shenyang 110043, China;
2. Wuxi Research Institute,
Huazhong University of Science and Technology, Wuxi Jiangsu 214174, China;
3. School of Mechatronic Engineering and Automation,
Shanghai University, Shanghai 200444, China)

Abstract: At present, the evaluation of blade inlet and exhaust edge shape mainly relies on manual visual inspection, which has the problems of strong subjectivity and low detection efficiency. An automatic evaluation method of blade inlet and exhaust edge shape was proposed. The blade profile was fitted and the relevant profile parameters were extracted by non-uniform rational B-splines (NURBS) curve fitting, least square elliptic fitting and equal radius method. A qualitative definition was given for the unqualified shapes of five types of blade inlet and exhaust edge. The shape of the blade was evaluated according to the curvature characteristics of the blade inlet and exhaust edges in different shapes and the variation characteristics of deviation values. Experiments showed that the proposed method can realize the automatic evaluation of five edge shapes: cusp, blunt, inclined, necking and large small large/small large small (LSL/SLS). The method has strong versatility for different blade types and acceptance standards,

收稿日期: 2021-08-20

作者简介: 陈雷(1978—), 男, 研究员级高级工程师, 硕士, 主要从事整体叶盘先进制造工艺方面的研究。

通信作者: 王婧雯(1997—), 女, 硕士生, 主要从事视觉检测方面的研究。E-mail: jingwen_wang@shu.edu.cn

引用格式: 陈雷, 李大力, 王婧雯, 等. 航空发动机叶片进排气边缘形状自动评价方法[J]. 航空动力学报, 2023, 38(4): 986-993. CHEN Lei, LI Dali, WANG Jingwen, et al. Automatic shape evaluation method of aeroengine blade inlet and exhaust edges[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(4): 986-993.

thereby improving the efficiency of the shape evaluation of blade inlet and exhaust edges.

Keywords: inlet and exhaust; shape evaluation; blade profile parameters; feature extraction; equal radius method

叶片是航空发动机的重要零部件之一,也是涉及发动机安全性能的关键动部件,其曲面形状和制造精度很大程度上决定了发动机的推进效率,因此在航空发动机零部件的检测中,叶片型面的检测具有十分重要的意义^[1-2]。

叶片型面中进排气边缘(即叶片的前/后缘)的形状误差对发动机的推进效率有着不可忽视的影响。其中,叶片进气边的形状误差会使叶型损失明显增加,且增压能力有所下降;叶片排气边形状尺寸对于叶排出口尾迹有很大影响,因而影响下游叶排的进口气流条件^[3-4]。由于叶片的进排气边缘是叶片最薄的部位,在加工时极易超差。理想的前/后缘一般设计为圆弧或椭圆弧,由于加工工艺的影响,在实际生产中或出现一些非理想的圆弧形。即使是微小的形状误差也会改变叶型的中弧线形状、厚度分布、叶型弯角、几何进出气角、叶型弦长等决定叶型气动性能的关键几何参数,从而影响发动机的推进效率^[5]。

虽然标准 HB 5647-1998《叶片叶型的标注、公差与叶身表面粗糙度》^[6]中对“前/后缘圆弧形控制”进行了定义,并提出了几种典型的不合格工艺形状,但并没有给出明确的定量标准和定义,这对叶片进排气边缘形状自动评价方法的研究造成了巨大的难度。目前,现有的叶片型面专用评价软件,如海克斯康的 PC-DMIS blade, 仅可分析计算叶片前/后缘厚度、前/后缘半径、弦长、扭转角、轮廓度等参数,而无法对叶片进排气边缘的不合格工艺形状进行识别。曹斌等提出了一种基于厚度偏差趋势评价前/后缘削边形状的方法,利用叶型中弧分割叶片边缘厚度,通过评价厚度偏差趋势的各项特征值来实现叶片前/后缘削边形状的自动分析,该方法能够实现理想前/后缘和削边前/后缘的分类判断,但对于其他种类的不合格工艺形状并未给出判断方法^[7]。

目前,叶片进排气边缘形状的评价主要依赖人工,质检人员将叶片进排气边缘的轮廓放大图与不合格工艺形状的标准图样进行对比,通过目测得出评价结论^[7]。该检测方法存在图像放大倍数无标准、判断结果主观性强等弊端,易出现不同人员检测结果不一致的问题;当生产批量较大时,人工评价叶片进排气边缘形状的方式会造成极高的人力成本和时间成本,严重降低了叶片质

量综合评定的效率。因此,设计一种叶片前/后缘形状的自动评价方法,对于提高叶片生产、质检效率具有重要意义。

1 理论基础

在标准 HB 5647-1998《叶片叶型的标注、公差与叶身表面粗糙度》^[6]中第 21 页第 6.6 项,专门对“前/后缘圆弧形控制”进行了定义。前/后缘的形状,前/后缘圆弧与叶盆、叶背型线转接的圆滑程度以及前/后缘圆弧叶展方向变化的平滑程度是需要控制的。根据某型号整体叶盘的实际生产经验,如图 1 所示,叶片进排气边缘容易出现以下几种不合格的工艺形状:尖头、钝头、歪头、缩颈和大小大/小大小。

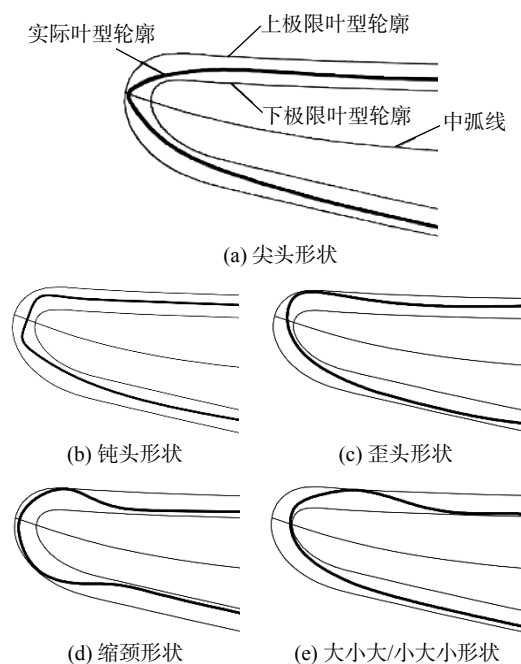


图 1 叶片前/后缘的 5 种不合格工艺形状

Fig. 1 Five nonconforming process shapes at the front/back edge of the blade

叶片前/后缘的形状误差体现了实际叶型与理论叶型在几何形状上的偏差,而这种偏差将对发动机的气动性能产生不同方面以及不同程度的影响。有研究表明,对于钝头前缘,由于极大地增加了吸力面附面层厚度和尾迹宽度,因此钝头前缘对马赫数分布的影响较大,造成叶型损失的大幅增加。对于偏头前缘,由于改变了喉道面

积,因此偏头前缘对堵塞流量和正负攻角范围的影响较大。类似的,由于其几何特性,其他几类前后缘的不合格工艺形状也将对发动机的气动性能产生不同程度的影响^[3-4]。

叶片的型面参数是其加工质量控制的参考要素之一,包括前/后缘半径、弦线、中弧线、叶型厚度等。本文提出的叶片进排气边缘形状评价方法所涉及的叶片型面参数包括叶型中弧线、前/后缘点以及型线交点。其中,中弧线是叶型内切圆圆心的连线,并在前后缘圆心按切线方向延伸到同前、后缘相交的线;前/后缘点是叶型中弧线与前/后缘圆弧的交点;型线交点是叶型理论轮廓与实际轮廓的一系列交点。

2 叶片型面参数计算

本文获取的叶片测量数据来源于三坐标测量机测量软件,为叶片在不同等高线截面上的离散点数据,包括叶型的测量点和理论点。且数据已被大致分割为前缘(LE)、后缘(TE)、叶盆(CC)、叶背(CV)四个部分。具体划分范围依据设计要求而定。

在对叶片进排气边缘的形状做出评价前需要对叶型中弧线、前/后缘点以及进排气边缘型线的曲率半径模型进行计算,流程如图 2 所示。

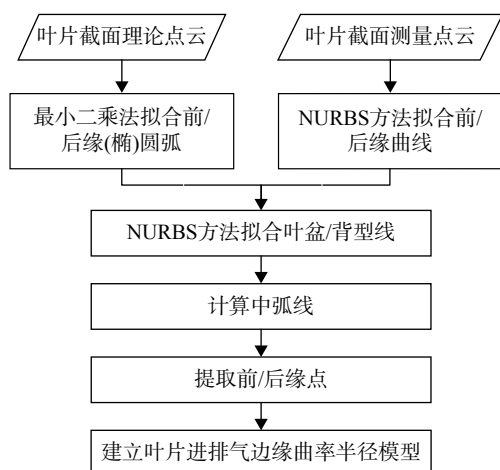


图 2 叶片型面参数计算流程图

Fig. 2 Flow chart of blade profile parameter calculation

2.1 叶型分割及分段曲线拟合

叶片测量数据通常是离散的点云数据,在求解叶片型面参数之前需要将获取的离散数据点拟合为连续曲线。叶片前/后缘的理论形状一般是圆弧或椭圆弧,利用基于最小二乘的椭圆拟合方法对前/后缘理论数据点云进行拟合^[8-9],如图 3 所

示,可以得到叶片前/后缘的理论(椭圆)圆弧。具体方法如下:

步骤 1 提取缘头的极值点作为初始缘头点,然后向叶盆、叶背两侧各提取 2 个点。以这 5 个点作为初始的缘头范围。

步骤 2 对缘头范围内的所有点进行最小二乘椭圆拟合,并计算拟合误差 E (缘头点到椭圆曲线距离平方和的均值)。将缘头范围向叶盆、叶背两侧各增加一点,分别进行椭圆拟合并计算拟合误差 E ,将得到的 E 值较小的一侧且 E 值不超过阈值的点增加为缘头范围内。

步骤 3 重复步骤 2 直到盆背两侧所求的 E 值都大于阈值,则结束循环。此时完成前/后缘的分割。

步骤 4 若所求椭圆的长短轴之差小于设定的阈值,则重新对缘头范围内的点进行最小二乘椭圆拟合得到圆心和半径。

对于存在形状误差的叶片来说,其前/后缘的实际形状为非理想的圆弧,因此不能用圆弧拟合的方法构造其曲线。故可利用自由曲线构造的方法来拟合实际前/后缘曲线和叶盆、叶背的型线。在目前应用较广泛的自由曲线构造方法中,非均匀有理 B 样条(NURBS)是 Bezier 和有理样条的适当推广,由于其在数学和算法上的良好性质,NURBS 曲线拟合在计算机辅助设计领域已经成为表示曲线的标准方法^[10-11]。读取叶片前/后缘测量点云、叶盆的理论点云与实际点云、叶背的理论点云与实际点云,进行 NURBS 曲线拟合^[12],得到叶片的实际前/后缘曲线、叶盆与叶背的理论型线和实际型线,如图 3 所示,图中 x 、 y 轴为叶型点集的横、纵坐标。

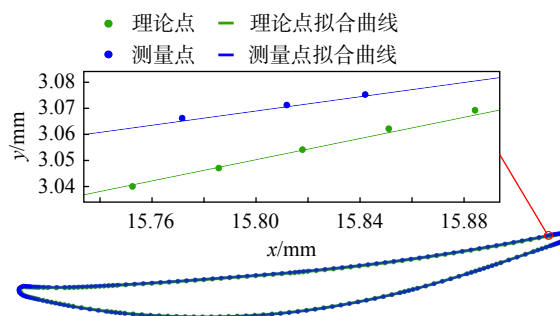


图 3 叶型轮廓拟合结果

Fig. 3 Fitting results of blade profile

2.2 叶型中弧线与前/后缘点计算

中弧线的定义为:叶型内切圆圆心的连线,并在前后缘圆心按切线方向延伸到同前、后缘相交

的线^[6]。由于内切圆的圆心一定分别是叶盆、叶背型线上某两个点的法线的交点,且圆心到这两个点的距离相等。根据上述思想,采用等半径法求取叶型中弧线:如果分别位于叶盆、叶背上的两点的法线的交点到这两个点的距离差小于设定的阈值,即可认为该交点为中弧线上的点^[13-15]。等半径法求取叶型中弧线的具体步骤如下:

步骤1 求叶背曲线上某点的法线与叶盆曲线的交点。以等间隔 K_1 (一般取值为0.001 mm)取叶背上的 n 个节点 $A_i(x_i, y_i)$ ($i=1, 2, \dots, n$), 并求叶背曲线上过点 A_i 的法线, 及该法线与叶盆曲线的交点 $B_i(x_i, y_i)$ 。

步骤2 判断 A 、 B 两点的法线斜率是否相等。若相等, 计算线段 AB 的中点 O 点即为所求中弧线上的一点; 若不相等, 执行步骤3。

步骤3 求解 A 点所在叶型内切圆的圆心 G 。以线段 AB 为直径画圆, 求该圆与叶盆曲线的交点 C 。如图4, 在叶盆曲线段 BC 之间以等间隔 K_2 取 m 个点 $D_j(x_j, y_j)$ ($j=1, 2, \dots, m$), 计算点 D_j 的法线与点 A 的法线的交点 $G_j(x_j, y_j)$ 。若 $|AG_j - D_jG_j|$ ($j=1, 2, \dots, m$)中的最小值小于设定的误差值, 则认为该最小值时的点 G 为中弧线上的点, 否则减小间隔 K_2 继续求解点 G 直到满足条件为止。

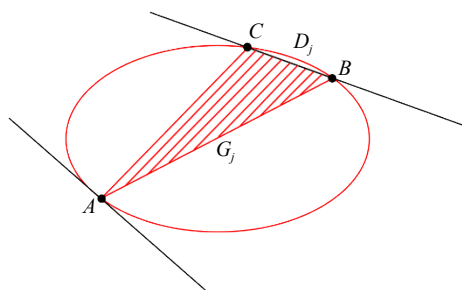


图4 等半径法

Fig. 4 Equal radius method

步骤4 重复步骤1~3, 求叶背上所有节点 A_i ($i=1, 2, \dots, n$)对应的中弧线上的点。遍历所有节点后即可得到叶盆、叶背部分的中弧线点集。

对于叶盆、叶背部分的中弧线, 采用等半径法分别对 NURBS 曲线拟合后的理论与实际的叶盆、叶背型线进行求解, 即可得到理论/实际的中弧线点集。对于前缘、后缘部分的中弧线, 针对叶片截面理论点云和测量点云分别采用不同的方法求取。

对于前/后缘理论点云, 将文中第2.1节中所求理论前/后缘圆心点与上述所求理论中弧线点集进行 NURBS 曲线拟合, 并在前/后缘圆心点处

延切线方向延伸至与叶型相交, 即可得到叶型的理论中弧线^[16], 理论中弧线与理论前/后缘圆弧的交点即为所求理论前/后缘点。

对于前/后缘测量点云, 采用与上述等半径法同理的方法对 NURBS 曲线拟合后的前/后缘曲线进行中弧线求解, 得到前/后缘部分的中弧线点集, 将此点集与上述所求叶盆、叶背部分的实际中弧线点集进行 NURBS 曲线拟合, 并在端点处延切线方向延伸至与叶型相交, 即可得到叶型的实际中弧线, 实际中弧线与实际前/后缘圆弧的交点即为所求实际前/后缘点。求解结果如图5和图6所示。

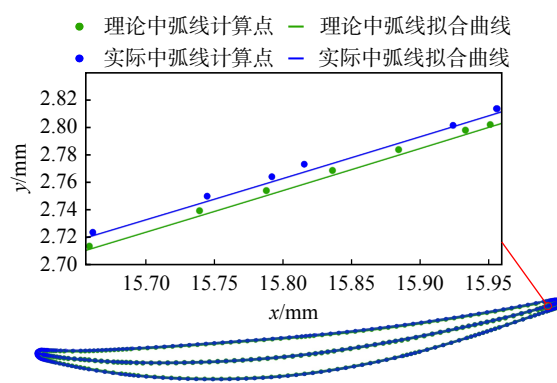
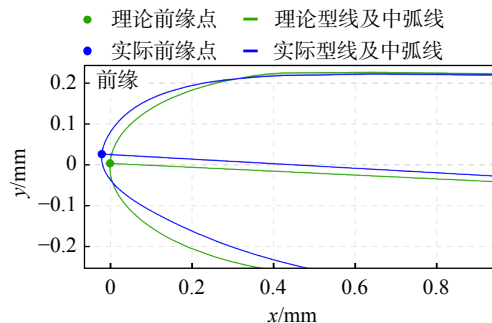
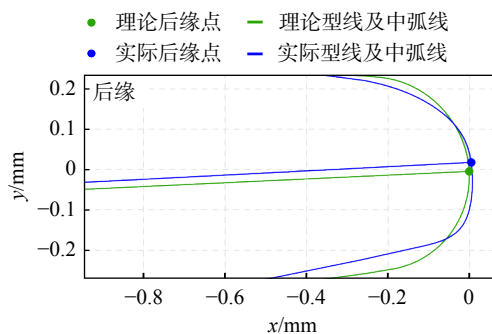


图5 叶型中弧线与前/后缘点计算结果

Fig. 5 Calculation results of the camber line of blade profile



(a) 前缘点计算结果



(b) 后缘点计算结果

图6 叶型前/后缘点计算结果

Fig. 6 Calculation results of the front/trailing edge points of blade profile

2.3 叶型轮廓曲率半径模型计算

根据曲线曲率的定义,计算叶片进排气边缘实际曲线的曲率半径模型,NURBS曲线曲率和曲率半径计算公式^[17]为

$$k(u) = \frac{p'(u) \times p''(u)}{|p'(u)|^3} = \frac{\sqrt{\begin{vmatrix} y' & z' \\ y'' & z'' \end{vmatrix}^2 + \begin{vmatrix} z' & x' \\ z'' & x'' \end{vmatrix}^2 + \begin{vmatrix} x' & y' \\ x'' & y'' \end{vmatrix}^2}}{[(x')^2 + (y')^2 + (z')^2]^{\frac{3}{2}}} \quad (1)$$

$$\rho = \frac{1}{k} \quad (2)$$

式中 $k(u)$ 为曲线曲率, $p'(u)$ 和 $p''(u)$ 为曲线参数 u 定点的1阶和2阶导数, ρ 为曲线的曲率半径。为了减少曲率波动的误差点的影响,同时方便后续计算,对曲率半径模型进行了平滑滤波和归一化处理^[18]。

3 叶片进排气边缘形状评价方法

本文提出的叶片进排气边缘评价方法的主要思想如下:通过分析叶片进排气边缘在不同类型的不合格工艺形状下的表现特点,评价其曲率特征以及偏差值变化特征等特征参数,分别对每一种不合格工艺形状做出判断。

3.1 尖头形状评价指标

叶片进排气边缘具有以下特征时呈尖头形状:前/后缘实际顶点处的曲率半径明显小于其理论值。如图7,点 V 为叶型前/后缘的理论顶点,点 V' 为叶型前/后缘的实际顶点。计算前/后缘实际顶点 V' 的曲率半径与理论顶点 V 的曲率半径的比值 $\rho(V')/\rho(V)$,将该比值作为尖头形状判读的一个特征值。设定该特征值的阈值为 $[\rho(V')/\rho(V)]_{\min}$ 。若 $[\rho(V')/\rho(V)] < [\rho(V')/\rho(V)]_{\min}$,则可判定该叶缘为尖头形状。

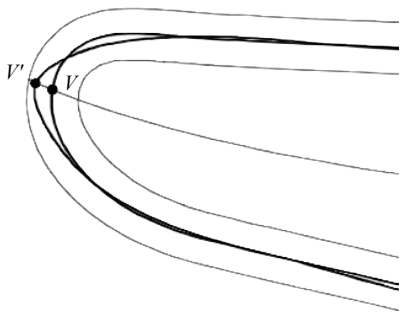


图7 尖头形状

Fig. 7 Cusp shape

3.2 钝头形状评价指标

叶片进排气边缘同时具有以下两个特征时呈钝头形状:

1) 特征1。叶型前/后缘点本身所在位置的曲率半径明显大于两侧。计算前/后缘实际顶点 V' 的曲率半径与理论顶点 V 的曲率半径的比值 $\rho(V')/\rho(V)$,将该比值 $\rho(V')/\rho(V)$ 作为钝头判读的一个特征值,设定该特征值的阈值为 $[\rho(V')/\rho(V)]_{\max}$ 。若 $[\rho(V')/\rho(V)] > [\rho(V')/\rho(V)]_{\max}$,则符合特征1。

2) 特征2。叶型前/后缘点的两侧出现明显的曲率半径极小值。判断前/后缘实际顶点两侧是否都出现如图8所示的曲率半径极小值点 M 、 N ,若存在,将这两点间的距离 d_{blunt} 作为钝头判读的一个特征值,设定该特征值的阈值为 $d_{\text{blunt,max}}$ 。若 $d_{\text{blunt}} > d_{\text{blunt,max}}$,则符合特征2。

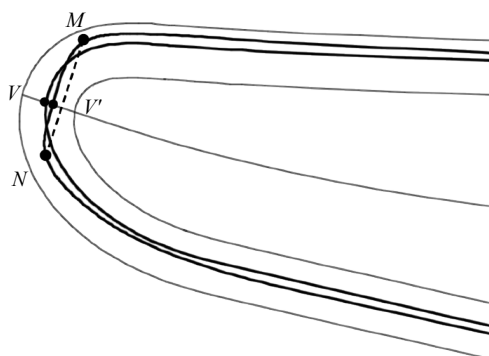


图8 钝头形状

Fig. 8 Blunt shape

若某叶片进排气边缘同时符合特征1、特征2,则可判定该边缘为钝头形状。

3.3 歪头形状评价指标

叶片进排气边缘同时具有以下两个特征时呈歪头形状:

1) 特征1。中弧线两侧明显不对称。计算前/后缘实际顶点到理论中弧线的距离 d_v ,将其作为歪头判断的一个特征值。设定该特征值的阈值为 $d_{v,\max}$ 。若 $d_v > d_{v,\max}$,则符合特征1。

2) 特征2。型线饱满一侧,叶型曲线从前缘往后在轮廓度公差带内的分布明显有从靠近上限向靠近下限连续变化的过程(后缘是从后往前),并穿过名义轮廓。计算叶片进排气边缘实际曲线与理论曲线的交点,将这一系列点 $Q_i (i = 1, 2, \dots, n)$ 称为“叶型交点”。判断在型线饱满一侧(即实际顶点一侧)是否存在叶型交点,若存在,如图9,取离实际顶点最近的叶型交点 Q_k ,分别计算 Q_k 两侧

区域的最大正偏差 e_A 与最大负偏差 $|e_B|$, 将 $e_A + |e_B|$ 作为歪头判断的一个特征值, 设定该阈值的特征值为 $(e_A + |e_B|)_{\max}$ 。若满足

$$(e_A + |e_B|) > (e_A + |e_B|)_{\max} \quad (3)$$

则符合特征2。

若某叶片进排气边缘同时符合特征1、特征2, 则可判定该边缘为歪头形状。

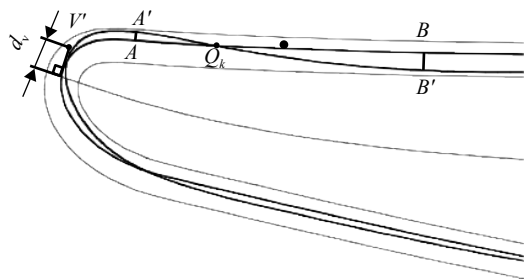


图9 歪头形状

Fig. 9 Inclined shape

3.4 缩颈形状评价指标

叶片进排气边缘具有以下特征时呈缩颈形状: 叶型盆背两侧型线从前缘两侧往后, 均有从靠近上限向靠近下限连续变化的过程(后缘是从后往前), 并穿过名义轮廓。首先判断在前/后缘实际顶点两侧是否存在叶型交点, 若存在, 如图10, 分别取叶盆侧和叶背侧离前/后缘点最近的叶型交点 Q_k 和 Q_{k+1} , 分别计算 Q_k 和 Q_{k+1} 两侧区域的最大正偏差 e_A 与最大负偏差 $|e_B|$, 将这两个 $e_A + |e_B|$ 作为缩颈判断的特征值, 设定该特征值的阈值为 $(e_A + |e_B|)_{\max}$ 。若盆背均满足

$$\begin{cases} (e_A + |e_B|)_{cc} > (e_A + |e_B|)_{\max} \\ (e_A + |e_B|)_{cv} > (e_A + |e_B|)_{\max} \end{cases} \quad (4)$$

则判定该边缘为缩颈形状。

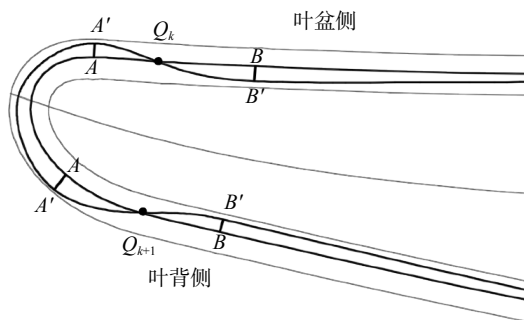


图10 缩颈形状

Fig. 10 Necking shape

3.5 大小大/小大小形状评价指标

叶片进排气边缘具有以下特征时呈大小大/

小大小(LSL/SLS)形状: 叶缘轮廓发生接近“最小-最大-最小”或者“最大-最小-最大”的连续变化, 且变化区域接近或覆盖叶缘点。首先分析点云偏差值在叶缘的变化情况, 如图11, 存在“负-正-负”的连续变化即叶型轮廓接近“最小-最大-最小”, 存在“正-负-正”的连续变化即叶型轮廓接近“最大-最小-最大”。故可判断某叶缘是否出现满足“负-正-负/正-负-正”变化现象的三段连续变化区域, 并且其中一段区域覆盖实际前/后缘点。若存在, 计算每相邻两个叶型交点之间区域的偏差值的极值 $|e_A|$ 、 $|e_B|$ 、 $|e_C|$, 将这些偏差极值作为判读的一个特征值。设定该特征值的阈值为 $e_{\max}$, 若同时满足:

$$\begin{cases} |e_A| > e_{\max} \\ |e_B| > e_{\max} \\ |e_C| > e_{\max} \end{cases} \quad (5)$$

则判定该叶缘为大小大/小大小形状。

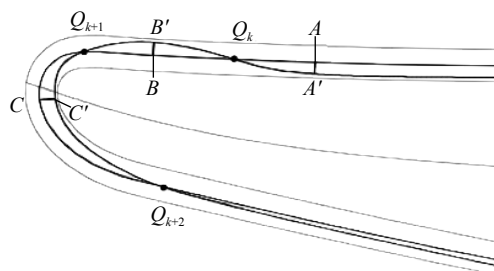


图11 大小大/小大小形状

Fig. 11 LSL/SLS shape

4 实验检验与分析

为实现航空发动机叶片进排气边缘形状的自动评价, 基于本文方法, 研发了一款航空发动机叶片进排气边缘评价软件, 可以实现以下功能: 叶片测量数据的导入; 叶片截面点云以及型线、中弧线和前后缘顶点拟合结果的显示; 特征值阈值的设置; 特征值计算数值和评价结果的显示。软件界面如图12所示。

为验证本文所提出方法的有效性, 基于前述评价方法对某型号航空发动机整体叶盘的叶片截面进行进排气边缘进行形状评价。

首先需要对形状评价的各项特征值的阈值进行设置。由于不同截取高度下的叶型形状、尺寸存在变化, 故需要针对每一层截取高度调整合适的特征值阈值, 同时可以根据该型号叶片的验收要求来控制阈值的大小, 从而实现本文算法在不同型号叶片和不同验收标准下的复用性。在软件中输入各截面高度下的特征值阈值, 然后将选取的叶片截面数据导入上述软件, 可以计算出所有

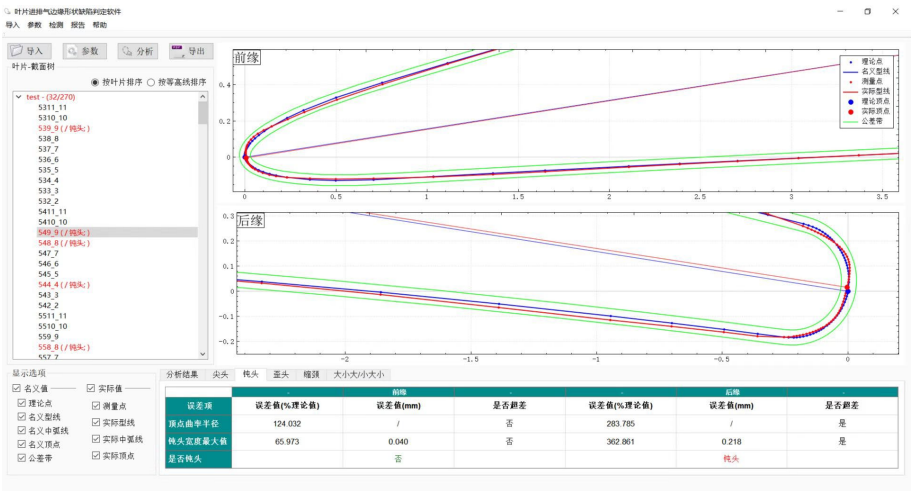


图 12 航空发动机叶片进排气边缘评价软件界面

Fig. 12 Aeroengine blade inlet and exhaust edge evaluation software interface

叶片截面进排气边缘的各项评价特征值。将各项特征值计算值与阈值进行比较,即可得到叶缘形状的评价结果。部分叶缘的特征值计算结果和形状评价结果如表 1~表 6 所示,表中 T 表示叶型

表 1 尖头叶缘评价结果

特征值及评价结果	叶缘 1	叶缘 2	叶缘 3	阈值
$\rho(V')/\rho(V)$	0.62	0.67	0.66	0.7
本文方法评价结果	尖头	尖头	尖头	

表 2 钝头叶缘评价结果

Table 2 Evaluation results of blunt edges

特征值及评价结果	叶缘 1	叶缘 2	叶缘 3	阈值
$\rho(V')/\rho(V)$	2.03	2.08	1.95	1.8
$(d_{\text{blunt}}/T)/\%$	362.86	346.91	331.86	300.0
本文方法评价结果	钝头	钝头	钝头	

表 3 歪头叶缘评价结果

Table 3 Evaluation results of inclined edges

特征值及评价结果	叶缘 1	叶缘 1	叶缘 1	阈值
$(d_v/T)/\%$	47.77	55.32	46.37	40.0
$[(e_A + e_B)/T]/\%$	54.53	61.64	59.01	50.0
本文方法评价结果	歪头	歪头	歪头	

表 4 缩颈叶缘评价结果

Table 4 Evaluation results of necking edges

特征值及评价结果	叶缘 1	叶缘 2	叶缘 3	阈值
$[(e_A + e_B)_{cc}/T]/\%$	56.51	61.18	58.82	50.0
$[(e_A + e_B)_{cv}/T]/\%$	58.60	61.29	57.46	50.0
本文方法评价结果	缩颈	缩颈	缩颈	

表 5 大小大/小大小叶缘评价结果

Table 5 Evaluation results of LSL/SLS edges

特征值及评价结果	叶缘 1	叶缘 2	叶缘 3	阈值
$(e_A /T)/\%$	50.83	-31.59	41.21	30.0
$(e_B /T)/\%$	-35.55	37.53	-41.56	30.0
$(e_C /T)/\%$	47.82	-46.28	48.29	30.0
本文方法评价结果	大小大	小大小	大小大	

注:表中的正值代表正偏差,负值代表负偏差。

表 6 合格叶缘评价结果

Table 6 Evaluation results of qualified edges

特征值及评价结果	叶缘 1	叶缘 2	叶缘 3
$\rho(V')/\rho(V)$	1.09	1.14	1.29
$(d_{\text{blunt}}/T)/\%$			
$(d_v/T)/\%$	0.29	9.28	6.07
$[(e_A + e_B)_{cc}/T]/\%$			28.16
$[(e_A + e_B)_{cv}/T]/\%$			
$(e_A /T)/\%$	10.85	23.72	-13.32
$(e_B /T)/\%$	-8.83	-6.28	8.64
$(e_C /T)/\%$	12.87	14.21	-20.23
本文方法评价结果	合格	合格	合格

注:各项特征值的单位和阈值同表 1~表 5。

的线轮廓度公差带宽度。

实验结果表明,利用本文算法对叶片进排气边缘形状的评价结果与客观事实具有高度一致性,且不存在人工评价的效率低、主观性强、验收标准不易调控等问题,有效提高了叶片型面检测的效率。

5 结 论

针对目前航空发动机叶片进排气边缘不合格

形状检测方式效率低、检测结果主观性强等问题,提出一种航空发动机叶片进排气边缘形状自动评价方法。首先获取叶片测量数据,然后通过NURBS曲线拟合、最小二乘椭圆拟合、等半径法等算法拟合叶型并提取型面参数,最后根据叶片进排气边缘在不同形状时的曲率特征以及偏差值变化特征对叶片前/后缘形状做出评价。实验结果表明,本文方法可以实现对航空发动机叶片进排气边缘的几种非理想形状:尖头、钝头、歪头、缩颈以及大小大/小大小进行自动判读和识别,能够适应于不同叶片型号和不同验收标准的情况,有效提高了叶片进排气边缘形状评价的效率。

本文的评价指标还不能覆盖一些不常见的进排气边缘不合格形状,如缘头整体偏锐但缘头点附近较钝时,本文算法的评价结果不够稳定。后续将进行更为加深入的研究,对大量的叶片数据进行分析和实验,并探索更为全面的评价方法和指标,以进一步提高叶片进排气边缘形状评价方法的精度和效率。

参考文献:

- [1] 史小强, 吴宝海, 张定华. 航空发动机叶片加工质量检测技术发展现状与趋势[J]. *航空制造技术*, 2015(12): 80-84.
SHI Xiaoqiang, WU Baohai, ZHANG Dinghua. Development tendency of inspecting technology for aeroengine blade[J]. *Development Tendency of Inspecting Technology for Aeroengine Blade*, 2015(12): 80-84. (in Chinese)
- [2] HUANG J, ZHAO W, GAO J, et al. Overview on the profile measurement of turbine blade and its development[R]. Dalian, Liaoning: the 5th International Symposium on Advanced Optical Manufacturing and Testing Technologies, 2010.
- [3] 李萍. 叶片加工误差及数据传递对压气机气动性能的影响[D]. 西安: 西北工业大学, 2015.
LI Ping. Effect of blade machining error and data transfer on compressor aerodynamic performance[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2015. (in Chinese)
- [4] 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.
CAO Chuanjun, QIU Yi, LI Bin. Influence of leading edge shape of subsonic airfoil on compressor aerodynamic performance[J]. *Gas Turbine Experiment and Research*, 2018, 31(6): 1-7. (in Chinese)
- [5] 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 Limin, CAI Yutong, ZENG Ruihui, et al. Effects of blade machining error on compressor cascade aerodynamic performance[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2017, 38(3): 525-531. (in Chinese)
- [6] 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 5647-1998[S]. 北京: 航空工业出版社, 1998: 1-47.
- [7] 曹斌, 何小妹, 王一璋, 等. 一种叶片前后缘削边形状计算方法[J]. *计测技术*, 2019, 39(2): 9-13.
CAO Bin, HE Xiaomei, WANG Yizhang, et al. Method for calculating cutting shape of leading and trailing edges of blade[J]. *Metrology and Measurement Technology*, 2019, 39(2): 9-13. (in Chinese)
- [8] LEI H, YAO Y, LIU H, et al. Accurate phase extraction algorithm based on Gram-Schmidt orthonormalization and least square ellipse fitting method[J]. *Journal of Modern Optics*, 2018, 65(10): 1199-1209.
- [9] LI Z, GE X, TAN J. Least square geometric iterative fitting method for generalized B-spline curves with two different kinds of weights[J]. *The Visual Computer*, 2016, 32(9): 1109-1120.
- [10] 姜珍珠. 扭曲自由曲面散乱测量点NURBS曲面重构[D]. 天津: 天津大学, 2014.
JIANG Zhenzhu. NURBS surface reconstruction of distorted free-form surface with scattered measurement points[D]. Tianjin: Tianjin University, 2014. (in Chinese)
- [11] IGLESIAS A, GALVEZ A, AVILA A. Immunological approach for full NURBS reconstruction of outline curves from noisy data points in medical imaging[J]. *IEEE/ACM Transactions on Computational Biology and Bioinformatics*, 2018, 15(6): 1929-1942.
- [12] ABBAS A M, NASRI A H. On the interpolation of non-iso-parametric curves[J]. *Computer-Aided Design and Applications*, 2015, 13(2): 246-252.
- [13] 彭志光. 基于改进凸包算法的叶片型面检测[D]. 武汉: 华中科技大学, 2012.
PENG Zhiguang. Blade profile detection based on improved convex hull algorithm[D]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology, 2012. (in Chinese)
- [14] 白瑀, 张定华, 任军学, 等. 叶片高质量造型方法研究[J]. *机械科学与技术*, 2003, 22(3): 107-109.
BAI Yu, ZHANG Dinghua, REN Junxue, et al. High quality geometric modeling of blade[J]. *Mechanical Science and Technology*, 2003, 22(3): 107-109. (in Chinese)
- [15] 方志阳, 骆天舒, 徐少杰, 等. 叶片中弧线的一种混合算法研究[J]. *机电工程*, 2018, 35(7): 61-64.
FANG Zhiyang, LUO Tianshu, XU Shaojie, et al. Hybrid numerical approach for extraction camber curve of turbine blades[J]. *Mechanical and Electrical Engineering Magazine*, 2018, 35(7): 61-64. (in Chinese)
- [16] 刘书桂, 毛晨丽, 张海涛. 基于无序点云的叶片截面特征参数提取[J]. *航空动力学报*, 2016, 31(9): 2226-2232.
LIU Shugui, MAO Chengli, ZHANG Haitao. Cross-sectional feature parameters extraction of blade based on unorganized point cloud[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2016, 31(9): 2226-2232. (in Chinese)
- [17] 施法中. 计算机辅助几何设计与非均匀有理B样条[M]. 北京: 高等教育出版社, 2001.
- [18] 何小妹, 曹斌, 徐永, 等. 一种航空发动机叶片前后缘形状数字化评价方法: CN110276138A[P]. 2019-09-24.

(编辑: 王碧琨)