

航空发动机叶片大曲率型面测量方法研究

Research on Measurement Method of Complex Surface of Aeroengine Blade

中航工业西安航空动力股份有限公司 刘 军 高晓斐 叶忠宇

[摘要] 大扭角、大曲率等复杂空间曲面叶型是航空发动机叶片发展的趋势,而传统的测量方法已经不能满足这种新型叶片的测量需要。多次的测量比对数据显示,利用 CAD 模型引导测量并评价的方法不但降低了叶片测量在等高方面的要求,而且消除了投影计算方法中带来的计算误差,更加快速、准确地反映了叶片的真实加工质量。

关键词: 大曲率 计算误差 刺穿 CAD 数模测量

[ABSTRACT] The complex curved surface of aeroengine blade, such as strong twist of blade and curvature variations, is the trend of development. The traditional measuring method cannot satisfy the needs of measurement of the new blade. The new method which calculates the parameters by the 3D CAD is introduced. The new method increases the efficiency and accuracy of calculation, and reflects the true quality of the blades.

Keywords: Large curvature Calculation error Pierce CAD numerical measurement

随着航空发动机技术的不断发展,不仅测量精度要求在提高,叶片的形状也在多元化,最大的叶片长约 600mm,而最小的叶片仅仅只有 30mm 左右,特别是某模锻叶片叶根截面以及某精锻叶片叶尖截面,叶型曲率变化特别大。

传统零件设计受到技术限制,只能将三维叶片分解成足够多的二维截面,再从每个截面中提取出型线的理论点坐标。随着设计技术的发展,设计和工艺部门越来越多地应用三维造型软件来完成零部件的设计。目前,三维实体技术已广泛地应用在现场加工编程和数字化检测评定领域中,这种利用 CAD 模型引导测量设备进行复杂曲面检测评价的方法能快速、准确地反映叶片的真实曲面状态。

1 大曲率叶片结构及特点

1.1 大叶片结构及特点

某机风扇叶片形状比较复杂,根部截面叶型曲率变化很大且为不完整叶型,不能用以往的全封闭扫描,

整体拟合的分析方法测量、评价该类型叶片。叶片的根部是受力比较大的部位,如果将三维叶型曲面误测成二维曲面,测量出的叶型轮廓度将会比实际值大,加工者以这种错误的测量结果为依据调试加工叶片,会将叶片加工薄,给叶片的安全性带来一定的隐患。大叶片根部叶型曲率变换如图 1 所示。

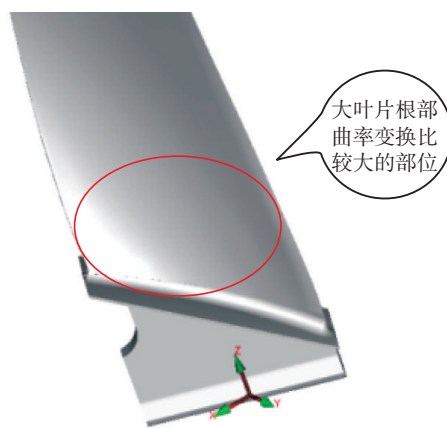


图1 大叶片根部型面曲率变换示意图
Fig.1 Curvature variation of large blade root surface

1.2 小叶片尖部结构及特点

某机叶片形状比较小,且在靠近进、排气边特别在叶尖部位叶身曲率变化很大,这个曲率变化大的部位正好是叶身与进、排气边缘过渡部位,测量时很容易在这个地方产生高点或使型线变得凹凸不平,这种测量结果将叶片的轮廓度测量误差放大。小叶片尖部型面曲率变换比较大的部位如图 2 所示,大曲率型面测量曲线图如图 3 所示。

2 测量方法研究

2.1 误差来源分析

2.1.1 余弦误差分析

传统等截面测量方法中,先将测量设备的测球半径补偿关闭,控制测球的球心坐标按照要求的截面高度运行并触测。在曲率变化较大的部位,测球还未达到目标位置就与上部曲面接触,提前触发,并将中心坐标值反

馈测量软件。这时反馈的坐标信息并不是真正的理论点位置,从而带来了一定的测量误差。传统等截面测量方法中测球实际接触点与目标点的偏差如图 4 所示。

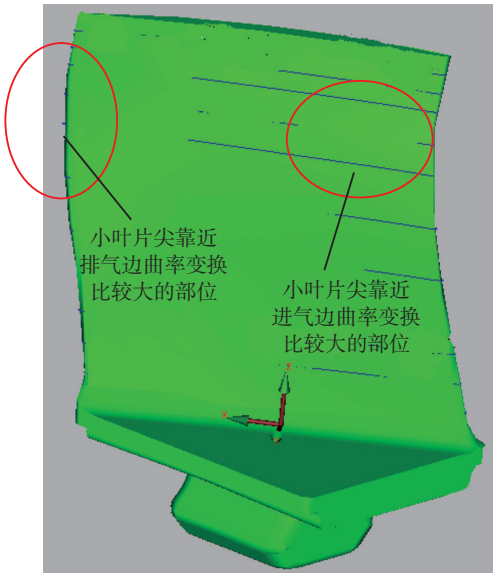


图2 小叶片尖部型面曲率变换比较大的部位示意图

Fig.2 Part with big curvature variation of small blade tip surface

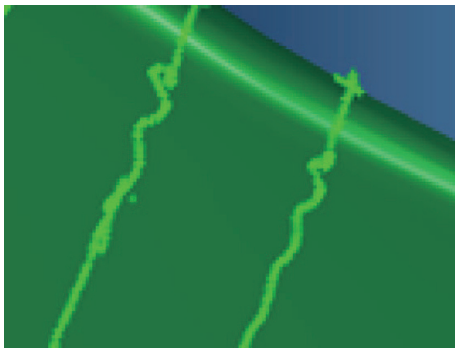


图3 大曲率型面测量示意图

Fig.3 Big curvature of measurement surface

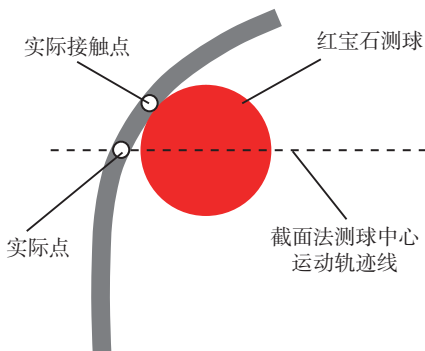


图4 测球实际接触点与目标点偏差示意图

Fig.4 Deviation between measurement point and target

测量误差分析示意图如图 5 所示,假设测球半径为 1mm,被测表面倾斜角度为 60°,点 B 是理论目标点,点 C 是实际输出坐标位置。线段 BC 的长度就是这次余弦误差值。

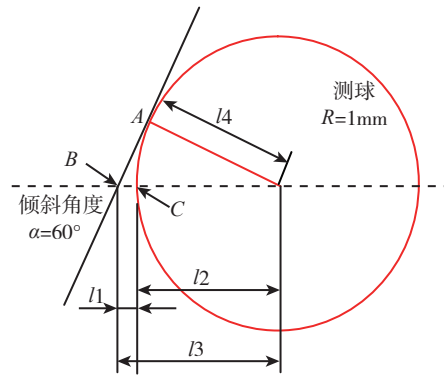


图5 测量误差分析示意图

Fig.5 Tolerance analysis

$$l_3 = l_4 / \sin 60^\circ = 1 / \sin 60^\circ = 1.1547$$

$$l_1 = l_3 - l_2 = 1.1547 - 1 = 0.1547 \text{ mm}$$

通过上述分析可以看出,余弦误差受到曲率变化和测球直径的影响。曲率变化越大,余弦误差越大;测球直径越大,余弦误差越大。

2.1.2 传统截面比对中的计算误差

在快速型线扫描过程中,由于叶片曲面自身制造误差、测量设备定位精度和测量误差等原因,想要在叶片曲率变化较大的部位实现理想的等截面测量是非常困难的。

传统截面比对分析方法中,设计只提供指定截面的理论点坐标,即使测量过程无法保证所有的实测点都在同一个等高截面内,为了能保证跟理论坐标进行比对,测量软件往往会强行将实测点投影到理论截面上,再与理论点进行比对。这种强制的投影方法带来了一定的计算误差。

2.2 测量方法及效果分析

结合三维 CAD 实体模型进行叶片的数字化检测评定时,即使各种原因造成实测点偏离理论截面,由于 CAD 模型中包含了叶型曲面任意部位的理论点信息,所以很容易实现,在哪个部位触测,就用这个部位的实测点刺穿 CAD 模型(向 CAD 曲面做垂线,查找最小距离),重新获取当前位置的理论点信息。

这种利用 CAD 模型引导测量设备进行复杂曲面检测评价的方法,不但降低了测量设备在等高测量方面的要求,而且消除了投影计算方法中带来的计算误差,更加快速、准确地反映了叶片的真实曲面状态。

2.2.1 模锻件叶型

某机风扇叶片为模锻件,即叶身型面的余量比较大,需要对叶身型面加工,所以在测量时需要测量全型面的轮廓度,该叶片叶身比较长,叶身尖部型面变换比较平缓,叶根扭曲比较大,且为不封闭叶型,如果采用全封闭二维扫描,再对测量数据进行拟合评价,那么叶根不封闭部位的型面就无法实现,如果利用传统的方法进行测量,由于叶身扭曲比较大,将会存在测量误差。在该类型叶片测量时,采用了3种不同的测量方法对叶片型面变化比较大的部位以及曲率变化比较平缓的部位分别进行了对比测量。叶片型面变化比较大的部位测量数据及测量效率对比如表1所示,叶片型面曲率变化比较平缓的部位测量数据及测量效率对比如表2所示。

表1 叶型比较平缓部位轮廓度数据对比

指标	QUINDOS 软件测量直接比较测量结果	球心不补偿测量后在 UG 软件下分析结果	专用叶片测量分析软件下测量分析结果
叶盆全截面轮廓最大值+最小值的比较值/mm	-0.058	-0.043	-0.046
叶背全截面轮廓最大值+最小值的比较值/mm	0.063	0.072	0.078
测量比较所用时间(估计值)/min	30	90	10

表2 叶根曲率比较大部位轮廓度数据对比

指标	QUINDOS 软件测量直接比较测量结果	球心不补偿测量后在 UG 软件下分析结果	实测值刺穿 CAD 测量后直接比较测量结果
叶盆部分截面轮廓最大值+最小值的比较值/mm	-0.331	-0.252	-0.243
叶背部分截面轮廓最大值+最小值的比较值/mm	0.048	0.167	0.152
测量比较所用时间(估计值)/min	30	90	40

(1)在 QUINDOS 软件下利用理论数据引导,根据叶片截面高度在叶型上采点测量,利用软件自身的评价方式对叶片的轮廓度进行评价。

(2)关闭测针球头半径补偿,在 PC-DIMS 软件下,对叶片型线进行测量,并将测量实测值导入 UG 软件中,与 CAD 数模进行对比,评价轮廓度。

(3)在 PC-DIMS 软件下将叶片分为两部分测量,首先在曲率变化不大的全截面部分借助软件自身的功能以及叶片专用测量分析软件对叶片进行测量、评价,在

叶根曲率变化较大的部位利用实测点刺穿 CAD 模型,不强制控制 Z 值的高度,直接将测量数据与 CAD 数模进行对比并输出结果,大叶片根部测量结果显示如图 6 所示。

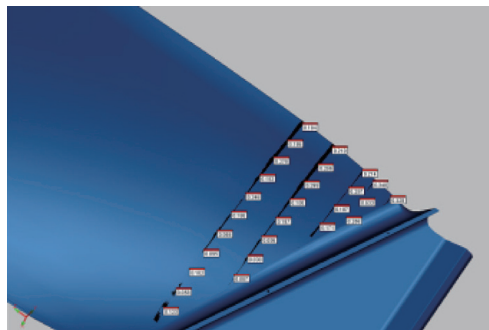


图6 叶根曲率大部位测量结果显示示意图

Fig.6 Measurement result of blade root with big curvature

从以上的测量结果可以看出:在叶片型面变化比较平缓的全截面测量中,3种测量结果最大相差 0.012mm,而在曲率变换比较大的根部截面3种测量结果最大相差 0.104mm。如果用专用叶片测量分析软件,测量的轮廓度比其他两种方法测量的轮廓度小,采用不补偿测针半径,测量后在 UG 软件下分析结果的方法与用实测值刺穿 CAD 数模测量,同一状态的叶片,测量结果很接近,说明这两种测量方法比较可靠,但是在生产中,第二种测量方法的效率太低,不适合批量叶片的测量,用实测值刺穿 CAD 数模后直接比较测量结果的方法,不但测量结果准确,而且测量效率高。

2.2.2 精锻件曲率大部位

叶尖扭曲比较大的精锻叶片,叶片形状比较小,比如某机叶片叶身型面为无余量状态,不需要对叶身型面进行加工,也不需要叶片型面的轮廓度进行测量,只需要测量叶身相对榫头的位置,即叶型的偏移、扭转、进气边位置,通过测量叶身型面的特殊 K 点,计算叶型的偏移、扭转,在首次调式加工时同样采用了3种测量方式,叶身相对榫头位置测量数据及测量效率对比如表3所示。

表3 叶身相对榫头位置测量数据对比

指标	AC-DIAMS 软件测量特殊 K 点	PC-DIMS 软件下用特殊 K 点刺穿 CAD 模型	利用专用叶片测量分析软件
偏移/mm	-0.012	-0.016	0.023
扭转/(°)	0.241	0.234	0.228
进气边位置/mm	0.072	0.078	0.059
测量比较所用时间(估计值)/min	5	2	4

(1)在 AC-DIAMS 软件下,通过测量叶片型面上的几个特殊 K 点以及进、排气边缘的最高点来评价叶型相对榫头的位置。它通过微平面法来获取不规则平面上点的矢量,这种测量方法在测量每一叶片,每一个点时都需要采 3 个点才能获得点的矢量,测量效率比较低。

(2)在 PC-DIMS 软件下,通过叶身上特殊 K 点,刺穿 CAD 模型来获得点的矢量,通过测量点与数模上的理论点对比、计算出测量结果,叶身 K 点测量如图 7 所示。

(3)在 PC-DIMS 软件下,利用专用叶片测量分析软件进行测量、分析,获得测量结果,数据报告如图 8 所示。

综上所述,用 PC-DIMS 软件以及 AC-DIMS 软件

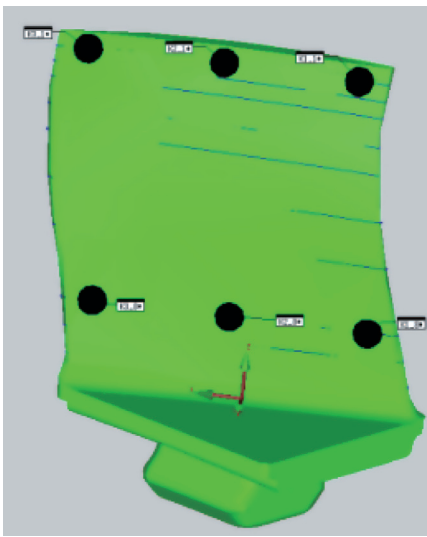


图7 小叶片叶身 K 点测量示意图
Fig.7 K -point measurement of small blade

Section A3						
LE THICK	0.457	0.532	-0.074	0.000	-0.060	-0.014
TH THICK	0.434	0.430	0.004	0.000	-0.060	-0.004
MAX THICK	0.982	1.084	-0.102			-0.002
CHORD WIN	19.925	19.993	-0.068			
CV CONT MAX	-0.137	0.000	-0.137			0.087
CV CONT MIN	-0.346	0.000	-0.346	0.050	0.050	-0.296
CC CONT MAX	0.267	0.000	0.267	0.050	-0.050	0.217
CC CONT MIN	0.053	0.000	0.053	0.050	-0.050	0.003
STACK X	0.006	0.000	0.006	0.100	-0.100	
STACK Y	0.023	0.000	0.023	0.100	-0.100	
LE THICK	0.584	0.680	-0.096	0.100	-0.100	
TE THICK	0.485	0.516	-0.031	0.100	-0.100	
TWIST ANG	-0:13:43	+0:00:00	-0:13:43	+0:12:00	-0:12:00	-0:01:43
LE POS'N	8.059	8.061	-0.002	0.050	-0.050	

图8 专用叶片测量分析软件数据报告示意图
Fig.8 Report from specialized analysis software for blade measurement

测量结果十分相近,而用专用叶片测量分析软件进行测量、分析的结论误差比较大,所以对于曲率比较大的型面,不能利用专用叶片测量分析软件直接进行测量、分析,因为该软件将会把三维型面在某一平面上进行投影,按二维曲面进行计算,造成测量误差。虽然在 AC-DIMS 软件下测量的准确性很高,但比起在 PC-DIMS 软件下,利用特殊 K 点刺穿 CAD 模型的测量方法效率低很多。通过对比测量,可以看出,在 PC-DIMS 软件下利用特殊 K 点刺穿 CAD 模型测量方法,在准确度及效率方面都优于前两种测量方法。

3 结束语

通过多次的测试比对实验,以及对以往将三维叶型曲面转换成二维特征进行测量评定时的误差来源分析,证明利用 CAD 数模测量大曲率叶型的测量技术,不但能准确提供叶片的尺寸信息,而且在测量效率方面也有很大的提高。

新型叶片已经广泛地采用了三维设计方法,通过对“航空发动机叶片大曲率型面测量方法”研究,将三维空间检测分析方法成功地应用到实际生产任务中。新测量方法对叶型质量状况的反映更加符合设计的要求、更加的准确、更加的直观、更加高效。

(责编 良辰)

(上接第 80 页)

为验证模拟平衡工艺方法的有效性,对采用模拟平衡工艺方法平衡的高压转子,进行 10 台份发动机试车跟踪,统计发动机振动值(见表 2),95% 的高压转子在试车时振动值符合振动指标,满足发动机试车合格率 80% 的要求,从而证明模拟平衡工艺方法可应用于航空发动机转子的动平衡。

6 结束语

目前已用于发动机转子的动平衡实践中的模拟平衡的方法,有如下优点:

- (1)模拟转子外形结构简单、易于装配操作、可靠性高、使用寿命长、便于维修。
- (2)模拟转子较真转子平衡造价低,可避免真转子反复装配带来的损伤。
- (3)模拟平衡方法组装速度快、模拟平衡系统精确度较高、实用性强。
- (4)模拟平衡的方法,特别适用于单元体结构设计的新一代航空发动机,可实现快速故检、快速排除故障,且外场维护性好。

(责编 三丰)