

引文格式: 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.

涡轮导向器喉道面积三坐标测量不确定度评估

王振兴, 范明争, 张盛珺, 曹 玮

(中国航发上海商用航空发动机制造有限责任公司, 上海 201306)

[摘要] 针对当前涡轮导向器喉道面积三坐标测量不确定度评估研究的不足, 通过分析测量过程和测量原理, 给出了一种涡轮导向器喉道面积三坐标测量不确定度评估模型。最后结合测量实例对单喉道面积测量不确定度及全环面积测量不确定度进行了评估。评估结果表明, 所选用的三坐标测量方法可以满足涡轮导向器喉道面积的设计要求。

关键词: 喉道面积; 测量不确定度; 三坐标测量机(CMM); 民用航空发动机; 评估方法

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2022.05.068



王振兴

工程师, 博士, 研究方向为几何量计量及数字化检测。

燃气流经涡轮导向器的收敛形通道中最小流通截面积, 称之为涡轮导向器喉道面积。喉道面积的大小对涡轮级前后温度、气流流场、流量、推力、转速、油耗率等都有直接影响, 是航空发动机整机性能测试调整依据的重要参数^[1-4]。准确地测量涡轮导向器喉道面积对航空发动机

整机实际性能指标的修正极为重要。但因涡轮导向器喉道面积在空间上为一个非规则截面, 在工作状态下的真实面积难以直接测量, 目前主要通过测量规定位置上的冷态当量面积代替真实面积^[5]。涡轮导向器冷态喉道面积测量方法主要有流量测量法^[6]、机械量具法^[7-12]和三坐标测量法^[1, 5, 13-15]。上述方法均有利弊, 对于处于研制阶段的民用航空发动机而言, 三坐标测量方法较为合适^[1, 5]。民用航空发动机产品在适航性、安全性、可靠性和经济性上要求严苛, 随之对涡轮导向器冷态喉道面积测量精度要求也更高, 在生产工艺定型前需要对所采用的三坐标测量方法进行验证。

依据产品几何技术规范(GPS)几何公差检测与验证^[16], 对测量方法的不确定度进行评估是验证其是否满足设计公差要求的重要手段。目前已发现的文献资料中对冷态喉道面积三坐标测量不确定度的分析研究较少。文献[5]以扫描型线法对喉道排气面积三坐标测量不确定度

进行了分析, 该方法未建立不确定度评定模型, 测量不确定度来源主要考虑三坐标测量示值误差、扫描误差、探针半径补偿误差和测量重复性, 未考虑装夹误差, 评定结果以一维尺度表示。文献[13]对三坐标测量涡轮导向器排气面积的不确定度主要来源进行了分析, 主要考虑设备示值误差和测量重复性。该方法未给出测量不确定度评估模型, 缺少探针半径补偿误差和装夹误差等影响因素的分析, 最终所评估的测量不确定度结果为一维尺度表达。文献[14]对三坐标测量涡轮导向器冷态喉道面积的不确定度进行了分析。该方法给出了较为简化和通用的评估模型, 主要考虑测量机示值误差、测量机探测误差和测量重复性, 评定结果为一维尺度表达。

现有文献对涡轮导向器冷态喉道面积测量不确定度评估的研究还有不足, 如无评估模型或评估模型过于简化; 不确定度评定结果非以面积形式表达的测量不确定度; 未给出单喉道面积和全环面积的测量

不确定度评估结果等,评估结果不直观,使用不便,无法有效支撑对测量方法准确性的验证。针对上述不足,本文在现有文献研究的基础上,结合具体的民机涡轮导向器冷态喉道面积三坐标测量方法,通过分析测量过程和测量原理,研究涡轮导向器冷态喉道面积三坐标测量不确定度评估模型,分析主要影响因素及对应不确定度分量,最后评估单喉道面积测量不确定度及全环面积测量不确定度。

1 测量过程及测量模型

1.1 测量过程

测量前将涡轮导向器组件放置三坐标测量机房间进行恒温,保证零件有足够的平衡温度时间。将被测涡轮导向器平放到三坐标测量机的转台上进行调心,调平后夹紧固定。配置三坐标测量机探针及设定探针角度,保证喉道特征的测量可达性。测量前,需对所配置探针及探针角度进行校针。测量时,通过创建测量坐标系在涡轮导向器选取一个喉道作为周向起始测量基准,后续喉道测量时通过转台转动实现在同一测量坐标系下全环各喉道的顺次测量。测量场景如图1所示。

1.2 测量模型

图2为某型号民机涡轮导向器喉道面积简化的测量示意图,其将简

化后的喉道进一步分割为4个近似的梯形: $T_1T_4E_1G_1$ 、 $G_1E_1E_2G_2$ 、 $G_2E_2E_3G_3$ 、 $G_3E_3T_3T_2$,并分别取 $T_1T_4E_1G_1$ 和 $G_3E_3T_3T_2$ 的高度相等,梯形 $G_1E_1E_2G_2$ 和 $G_2E_2E_3G_3$ 的高度相等。因此,整个喉道的面积可由4个梯形面积求和获取。

故被测喉道面积 S 可表示为

$$S=S_1+S_2+S_3+S_4 \quad (1)$$

若令 T_1T_4 为 a 、 G_1E_1 为 b 、 G_2E_2 为 c 、 G_3E_3 为 d 、 T_2T_3 为 e ,令梯形 $T_1T_4E_1G_1$ 和梯形 $G_3E_3T_3T_2$ 高度为 h_1 、梯形 $G_1E_1E_2G_2$ 和梯形 $G_2E_2E_3G_3$ 的高度为 h_2 ,则有

$$S=(a+b) \times h_1 / 2+(b+c) \times h_2 / 2+(c+d) \times h_2 / 2+(d+e) \times h_1 / 2 \quad (2)$$

式(2)简化为

$$S=(a+b+d+e) \times h_1 / 2+(b+c+c+d) \times h_2 / 2 \quad (3)$$

若令整个喉道的平均宽度为 W ,则有如下近似关系

$$(a+b+d+e)=(b+c+c+d)=4W \quad (4)$$

将式(4)带入式(3),则有

$$S=2W \times (h_1+h_2) \quad (5)$$

进一步,令被测喉道高度 $H_1H_2=H$,则近似有

$$S=W \times H \quad (6)$$

通常,将式(6)中 W 和 H 看作喉道面积的等效宽度和高度。由式(6)

可发现,喉道面积受喉部的宽度和高度影响。因此,对喉部宽度和高度测量结果有影响的因素均会对喉道面积测量结果产生影响。基于此,被测喉道面积的真实值可近似表示为

$$S=S_0+\Delta S_1+\Delta S_2+\Delta S_3+\Delta S_4 \quad (7)$$

其中, S 为被测喉道面积的实际值, mm^2 ; S_0 为被测喉道面积的测量值, mm^2 ; ΔS_1 为因测量机示值误差引入的喉道面积测量误差, mm^2 ; ΔS_2 为因转台回转误差引入的喉道面积的测量误差, mm^2 ; ΔS_3 为因装夹端面跳动引入的喉道面积的测量误差, mm^2 ; ΔS_4 为因测球半径补偿引入的喉道面积的测量误差, mm^2 。

由式(7),设涡轮导向器全环由 n 个喉道组成,则可得

$$S_{\text{环}}=\sum_{i=1}^n(S)_i=\sum_{i=1}^n(S_0+\Delta S_1+\Delta S_2+\Delta S_3+\Delta S_4)_i \quad (8)$$

式中, $S_{\text{环}}$ 为被测涡轮导向器全环面积的实际值, mm^2 。

若令被测涡轮导向器全环面积测量值 $S_{\text{环}}^0=\sum_{i=1}^n(S_0)_i$,并假设各因素对全环的每个喉道面积测量影响均相同,则式(8)可简化为

$$S_{\text{环}}=S_{\text{环}}^0+n\Delta S_1+n\Delta S_2+n\Delta S_3+n\Delta S_4 \quad (9)$$

1.3 灵敏度系数

对于式(6),当测量过程同一因素同时对喉部宽度和高度均产生影响,导致宽度和高度测量结果几乎相同的偏大或偏小,此时可将喉部宽度和高度按强正相关处理,即式(10),否则可按不相关处理,即式(11)。

$$u_c(S)=c_1u(W)+c_2u(H) \quad (10)$$

$$u_c^2(S)=c_1^2u^2(W)+c_2^2u^2(H) \quad (11)$$

式(10)和(11)中灵敏度系数分别为

$$c_1=\frac{\partial S}{\partial W}=H; c_2=\frac{\partial S}{\partial H}=W。$$

对于式(7),各输入量之间不存在相关性,故按不相关处理,即有

$$u_c^2(S)=r_1^2u^2(S_0)+r_2^2u^2(\Delta S_1)+r_3^2u^2(\Delta S_2)+r_4^2u^2(\Delta S_3)+r_5^2u^2(\Delta S_4) \quad (12)$$

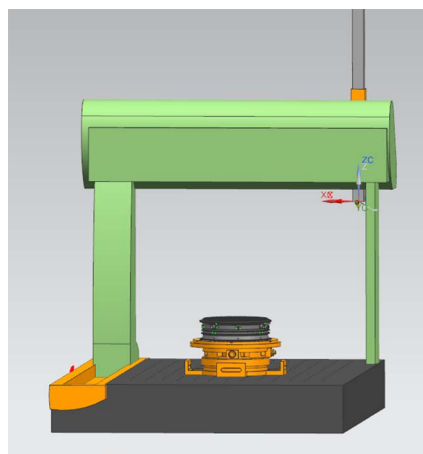


图1 测量场景图
Fig.1 Measurement scene

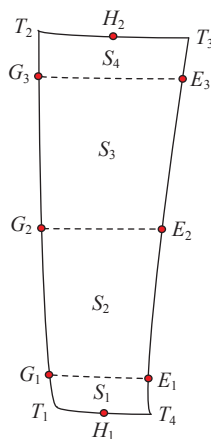


图2 喉道特征测量示意图
Fig.2 Measurement diagram of throat features

式(12)中灵敏度系数分别为

$$r_1 = \frac{\partial S}{\partial S_0} = 1; r_2 = \frac{\partial S}{\partial \Delta S_1} = 1;$$

$$r_3 = \frac{\partial S}{\partial \Delta S_2} = 1; r_4 = \frac{\partial S}{\partial \Delta S_3} = 1;$$

$$r_5 = \frac{\partial S}{\partial \Delta S_4} = 1。$$

同理,对于式(9),可得

$$u_c^2(S_{环}) = f_1^2 u^2(S_{环}^0) + f_2^2 u^2(\Delta S_1) + f_3^2 u^2(\Delta S_2) + f_4^2 u^2(\Delta S_3) + f_5^2 u^2(\Delta S_4) \quad (13)$$

式(13)中灵敏度系数分别为

$$f_1 = \frac{\partial S_{环}}{\partial S_{环}^0} = 1; f_2 = \frac{\partial S_{环}}{\partial \Delta S_1} = n;$$

$$f_3 = \frac{\partial S_{环}}{\partial \Delta S_2} = n; f_4 = \frac{\partial S_{环}}{\partial \Delta S_3} = n;$$

$$f_5 = \frac{\partial S_{环}}{\partial \Delta S_4} = n。$$

2 不确定度来源分析及评定方法

结合式(7)、式(9)和实际的测量过程,本研究主要考虑面积测量重复性、三坐标测量机示值误差、转台回转误差、装夹端面跳动和测球半径补偿余弦误差等引入的面积测量不确定度,其他因素带来的影响相对较小,可忽略不计。

2.1 面积测量重复性引入的不确定度 u_1

对于重复性因素引入的测量不确定度一般采用A类评定,测量不确定度A类评定是对在规定测量条件下测得的量值用统计分析的方法进行的测量不确定度分量的评定,其信息来源对一个输入量 x 进行多次测量得到的测量列 x_1, x_2, \dots, x_n 。最常用的分析方法是贝塞尔法和极差法,通常情况下,测量次数较少时,如 <6 次,极差法优于贝塞尔法,当测量次数较大时,可采用贝塞尔法。使用贝塞尔法时,测量次数应 ≥ 6 次,通常情况下测量次数 ≥ 10 次为宜^[17]。

重复性引入的不确定度可以用标准偏差表示。对于重复性或复现性条件下对同一被测喉道面积 X 独立 n 次重复测量,得到结果为 $x_i (i=1, 2, \dots, n)$,则重复性引入的单个测量结果的不确定度 u_1 ,采用贝塞尔法可表示为式(14),采用极差法可表示为

$$u_1 = S(x_i) = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2}{n-1}} \quad (14)$$

$$u_1 = S(x_i) = \frac{Q}{C} \quad (15)$$

式中, \bar{x} 为 n 次独立测量喉道面积的平均值, mm^2 ; Q 为 n 次独立测量喉道面积中的最大值与最小值之差, mm^2 ; C 为极差系数,其值与测量次数 n 有关。

2.2 三坐标测量机示值误差引入的面积测量不确定度 u_2

三坐标测量机示值误差引入的面积测量不确定度采用B类评定。三坐标测量机示值误差引入的喉道面积测量不确定度主要受喉部宽度和高度测量结果影响。需要分别对宽度和高度测量引入的喉道面积测量不确定度进行单独分析,然后再进行合成。

(1) 测量机示值误差引入的宽度测量不确定度 u_{21} 。

若采用三坐标测量机测量喉道宽度误差为 $\pm \Delta W$, 假定服从均匀分布,则有

$$u_{21} = \frac{\Delta W}{\sqrt{3}} \quad (16)$$

(2) 测量机示值误差引入的高度测量不确定度 u_{22} 。

若采用三坐标测量机测量喉道宽度误差为 $\pm \Delta H$, 假定服从均匀分布,则有

$$u_{22} = \frac{\Delta H}{\sqrt{3}} \quad (17)$$

(3) 分项合成标准不确定度 u_2 。

由于高度和宽度为相同三坐标同步测量且影响趋势相同,故两者按强正相关处理,则有

$$u_2 = C_1 u_{21} + C_2 u_{22} \quad (18)$$

2.3 转台回转误差引入的面积测量不确定度 u_3

转台回转误差引入的面积测量不确定度采用B类评定。涡轮导向器沿周向均布若干导向叶片,两两导向叶片间会形成一个完整喉道,在测量时可借助转台在不改变三坐标测针角度的情况下实现涡轮导向器整圈上的各个喉道面积的依次测量。利用转台测量时,通常将首个被测喉道作为周向起始基准,后续喉道将依次利用转台按固定角度旋转至该周向起始位置进行测量。基于此,转台的回转误差会导致后续被测喉道转至周向起始位置时存在一定偏差,该偏差会影响喉道宽度和高度尺寸的测量,如图3所示。图3中 O 为回转中心, Y 向为周向起始基准方向,红色线段 $E_1 E_2$ 为喉道偏离周向起始基准时的正确测量宽度,绿色线段 $E_1 E_3$ 为按周向起始基准方向所实测的喉道的宽度;红色线段 $H_1 H_2$ 为喉道偏离周向起始基准方向时的正确测量高度,绿色线段 $H_1 H_3$ 为按周向起始基准方向所实测的喉道的高度。

故由上述分析可得,转台回转误差对喉道宽度和高度测量误差模型为

$$\Delta W = W \left(\frac{1}{\cos \alpha} - 1 \right);$$

$$\Delta H = H \left(\frac{1}{\cos \alpha} - 1 \right) \quad (19)$$

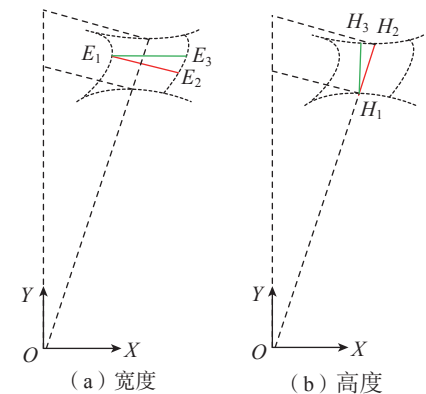


图3 转台回转误差对喉道宽度和高度测量的影响
Fig.3 Effects of turning error of turntable on throat width and height measurement

式中, ΔW 为被测喉道宽度误差, mm; ΔH 为被测喉道高度误差, mm; α 为转台回转误差, ($^{\circ}$)。

基于上述分析,下文将分别分析转台回转误差对喉道宽度和高度的测量不确定度。

(1) 转台回转误差引入的宽度测量不确定度 u_{31} 。

依据式(19)则转台回转误差引起的宽度测量误差为 $\pm\Delta W$, 假定服从均匀分布, 则有

$$u_{31} = \frac{\Delta W}{\sqrt{3}} \quad (20)$$

(2) 转台回转误差引入的高度测量不确定度 u_{32} 。

依据式(19)则转台回转误差引起的宽度测量误差为 $\pm\Delta H$, 假定服从均匀分布, 则有

$$u_{32} = \frac{\Delta H}{\sqrt{3}} \quad (21)$$

(3) 分项合成标准不确定度 u_3 。

由于高度和宽度为相同三坐标和配套转台同步测量且影响趋势相同, 故两者按强正相关处理, 则有

$$u_3 = c_1 u_{31} + c_2 u_{32} \quad (22)$$

2.4 装夹端面跳动引入的面积测量不确定度 u_4

装夹端面跳动引入的面积测量不确定度采用 B 类评定。将工件安装到转台上后, 进行端面跳动检查, 端面跳动会引入相对起始基准平面的倾斜, 而测量时仍沿起始位置所确定的基准平面内进行测量, 造成涡轮导向器径向尺寸的测量产生偏差。对于涡轮导向器喉道而言, 倾斜主要影响喉道截面高度尺寸测量, 如图 4 所示, 其中 OZ 为回转轴, OY 为

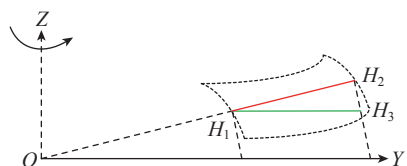


图 4 倾斜对喉道高度测量的影响

Fig.4 Effect of oblique on throat height measurement

向起始基准方向, 包含 OY 且与 OZ 垂直的平面为基准平面, 红色线段 H_1H_2 为喉道偏离基准平面时的正确测量高度, 绿色线段 H_1H_3 为按基准方向所实测的喉道高度。

故由上述分析可得, 倾斜对喉道高度测量误差模型为

$$\Delta H = H \left(\frac{1}{\cos \beta} - 1 \right) \quad (23)$$

式中, ΔH 为被测喉道高度误差, mm; β 为倾斜角, ($^{\circ}$)。

工件安装端面跳动后, 通过测量端跳动, 可计算获取倾斜角。

(1) 端面跳动引入的宽度测量不确定度 u_{41} 。

由上述分析, 可发现端面跳动对喉部宽度测量结果影响极小, 故可取 $u_{41} = 0$ 。

(2) 端面跳动引入的高度测量不确定度 u_{42} 。

依据式(23)则端面跳动引起的高度测量误差为 ΔH , 假定服从均匀分布, 则有

$$u_{42} = \frac{\Delta H}{2\sqrt{3}} \quad (24)$$

(3) 分项合成标准不确定度 u_4 。

端面跳动对喉部宽度和高度测量结果影响不同, 可按不相关处理, 则有

$$u_4 = \sqrt{c_1^2 u_{41}^2 + c_2^2 u_{42}^2} = c_2 u_{42} \quad (25)$$

2.5 红宝石测球半径补偿余弦误差引入的面积测量不确定度 u_5

测球半径补偿余弦误差引入的面积测量不确定度采用 B 类评定。由于加工误差、测量装夹误差、转台回转误差等均会导致被测喉道表面实测点法向与理论模型表面理论点法向不一致, 而当三坐标红宝石测球的半径补偿按照理论点法向进行补偿时, 会产生半径补偿余弦误差, 其误差模型为

$$\Delta R = R \left(\frac{1}{\cos \gamma} - 1 \right) \quad (26)$$

式中, ΔR 为红宝石测球半径补偿余弦误差, mm; R 为红宝石测球半径, mm; γ 为测量点实际法向与半径补偿

方向夹角, ($^{\circ}$)。

基于上述分析, 下文分别对喉道面积的宽度和高度测量不确定度进行分析。

(1) 测球半径补偿余弦误差引入的宽度测量不确定度 u_{51} 。

宽度测量时按参与计算宽度尺寸的两特征点上均产生相同的半径补偿误差, 则由此对宽度测量引入的半径补偿误差为 $2 \times \Delta R$, 假定服从均匀分布, 则有

$$u_{51} = \frac{\Delta R}{\sqrt{3}} \quad (27)$$

(2) 测球半径补偿余弦误差引入的高度测量不确定度 u_{52} 。

同理, 对高度测量引入的半径补偿误差为 $2 \times \Delta R$, 假定服从均匀分布, 则有

$$u_{52} = \frac{\Delta R}{\sqrt{3}} \quad (28)$$

(3) 分项合成标准不确定度 u_5 。

由于高度和宽度为相同红宝石测头测量且影响趋势相同, 两者按强正相关处理, 则有

$$u_5 = c_1 u_{51} + c_2 u_{52} \quad (29)$$

3 不确定度评定案例

以某型号民机涡轮导向器喉道面积为测量对象, 依据上述评定方法, 对其单喉道面积测量不确定度和全环喉道面积测量不确定度进行评定。通过开展 6 次独立重复测量, 获取了该型涡轮导向器每个喉道面积和全环面积的 6 次测量结果。为保守估计单喉道面积测量不确定度, 选取 6 次面积测量重复性最差的喉道作为典型单喉道。典型单喉道面积及全环面积的 6 次重复测量值相对于平均值的偏差结果如表 1 所示。面积测量重复性引入的测量不确定度采用极差法进行计算。

经查本次试验所用三坐标测量机的技术规格书, 对应的仪器示值误差为 $\pm(3.3\mu\text{m} + 3L/1000)$, 其中 L 指测量长度, mm。本次试验所用转台的技术规格书, 获取转台的回转误差

为 ±5"。涡轮导向器最终安装后,端跳动按 0.2mm 估计,测端跳的回转半径按 300mm 估计,则对应安装端跳动引起的倾斜角为 68.755"。本次测量所用红宝石测球半径 R=2mm,测量点实际法向与半径补偿方向夹角按 γ=5° 估计。本次被测涡轮导向器单喉道的宽度取 W=20mm、高度取 H=60mm,全环喉道数为 38 个。

3.1 单喉道面积测量不确定度评定

由上述各影响因素的标准不确定度计算方法和各参数估计值,可得

单喉道面积测量标准不确定度,如表 2 所示。

由于上述各标准不确定度分量相互独立且互不相干,故其合成不确定度为

$$u_c = \sqrt{u_1^2 + u_2^2 + u_3^2 + u_4^2 + u_5^2} = 1.2\text{mm}^2 \quad (30)$$

取包含因子 k=2,则

$$U = k \times u_c = 2 \times 1.2\text{mm}^2 = 2.4\text{mm}^2 \quad (31)$$

故单喉道面积测量扩展不确定度 U=2.4mm² (k=2)。

3.2 全环喉道面积测量不确定度评定

全环喉道面积测量不确定度评定过程与上述单喉道面积测量不确定度评定过程相同。全环喉道面积测量重复性引入的不确定度分量需要单独评定外,其他影响因素引入的不确定度分量可引用单个喉道的面积测量不确定度分量乘以全环喉道数 n 进行计算。

经计算全环面积测量标准不确定度如表 3 所示。

由于上述各标准不确定度分量相互独立且互不相干,取 n=38,故其合成不确定度为

$$u_c = \sqrt{u_6^2 + u_7^2 + u_8^2 + u_9^2 + u_{10}^2} = 17\text{mm}^2 \quad (32)$$

取包含因子 k=2,则

$$U = k \times u_c = 2 \times 17\text{mm}^2 = 34\text{mm}^2 \quad (33)$$

故全环喉道面积测量扩展不确定度 U=34mm² (k=2)。

对于给定公差 of 的零部件几何尺寸测量时,所选用的测量设备和测量方法应满足测量不确定度允许占给

表 1 喉道面积重复性测量偏差结果

Table 1 Repeatability measurement deviation results of throat area mm²

测量次数	单喉道 x _i	全环 x _i
1	-1.284	-4.928
2	-1.018	-11.190
3	-0.074	2.576
4	0.440	4.018
5	0.356	5.760
6	1.578	3.762

表 2 单喉道面积测量标准不确定度

Table 2 Standard measurement uncertainties of single throat area

标准不确定度 u(x _i)	不确定度来源	标准不确定度值 u(x _i)/mm ²	灵敏系数 r _i =∂S/∂x _i	不确定度分量 r _i × u(x _i)/mm ²
u ₁	测量重复性	1.131	1	1.131
u ₂	测量机示值误差	0.157	1	0.157
u ₃	转台回转误差	4.1×10 ⁻⁷	1	4.1×10 ⁻⁷
u ₄	端面跳动	2.0×10 ⁻⁵	1	2.0×10 ⁻⁵
u ₅	测头半径补偿误差	0.353	1	0.353

表 3 全环喉道面积测量标准不确定度

Table 3 Standard measurement uncertainties of area of all throats in a circle

标准不确定度 u(x _i)	不确定度来源	标准不确定度值 u(x _i)/mm ²	灵敏系数 f _i =∂S _环 /∂x _i	不确定度分量 f _i × u(x _i)/mm ²
u ₆	测量重复性	6.700	1	6.700
u ₇	测量机示值误差	0.157	n	0.157n
u ₈	转台回转误差	4.1×10 ⁻⁷	n	4.1×10 ⁻⁷ n
u ₉	端面跳动	2.0×10 ⁻⁵	n	2.0×10 ⁻⁵ n
u ₁₀	测头半径补偿误差	0.353	n	0.353n

定公差值的 $1/10 \sim 1/3$ ^[16]。一般按 $1/3$ 选取,则本研究所评定的涡轮导向器喉道面积测量方法适用的涡轮导向器喉道面积公差设计要求为:单喉道面积测量公差 $\geq 14.4\text{mm}^2$,全环喉道面积测量公差 $\geq 204\text{mm}^2$ 。经评估研究所采用的三坐标测量方法可以满足民机涡轮导向器冷态喉道面积的测量要求。

4 结论

本文针对民机涡轮导向器冷态喉道面积三坐标测量方法,分析了其测量过程和测量原理,给出了一种涡轮导向器冷态喉道面积三坐标测量不确定度评估模型,研究了主要影响因素及对应不确定度分量,最后结合实例测量评估了单喉道面积测量不确定度及全环喉道面积测量不确定度。经与民机涡轮导向器设计指标进行对比,本文所评估的单喉道面积测量不确定度及全环喉道面积测量不确定度均小于设计公差的 $1/3$,验证了所采用的三坐标测量方法可以满足民机涡轮导向器冷态喉道面积的测量要求。

参考文献

- [1] 李季,权伊明,张涛. 涡轮导向器排气面积检测技术研究[J]. 计量与测试技术, 2019, 46(7): 18–20.
- [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.
- [3] 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.
- [4] 闻雪友,钱振岳. 涡轮导向器面积调整对燃气轮机性能的影响[J]. 舰船科学技术, 1981, 3(12): 74–88, 93.
- [5] 高继昆. 三坐标测量涡轮导向叶片排气面积的方法研究[J]. 航空制造技术, 2015, 58(9): 91–93, 96.
- [6] 郑涛,赵克云,吴仁辉. 水流法测量涡轮导向器喉道面积[J]. 推进技术, 1997, 18(4): 106–108.
- [7] 王湘萍. X型发动机涡轮导向器面积工艺控制方法探究[J]. 机械管理开发, 2018, 33(7): 91–92.
- [8] 朱华仙,周海峰,蒲丽蓉,等. 发动机涡轮导向器喉道排气面积直接测量装置[J]. 自动化与仪器仪表, 2012(6): 130–132.
- [9] 孙贵青,吕玉红. 航空发动机先进装配工艺检测技术[C]//2015年第二届中国航空科学技术大会论文集. 北京, 2015.
- [10] 曹艳,王彤,韩晓娇,等. 基于小偏差对比技术的导向器排气面积检测技术研究与应用[J]. 科技与创新, 2019(12): 150–151, 153.
- [11] 赵建,李晓红,宋迎军. 某机涡轮导向器喉道面积测量技术分析[C]//领先接触——第三届民用飞机先进制造技术及装备论坛论文集. 深圳, 2011.
- [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): 54–57.
- [13] 杨海成,王玉,丁轶奇. 涡轮导向器排气面积测量与分析[J]. 航空精密制造技术, 2016, 52(3): 56–58, 62.
- [14] 徐开明,黄治国,郑兴林. 涡轮导向器叶片喉道面积值的三坐标测量[J]. 硅谷, 2011(2): 31–32.
- [15] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [16] 中华人民共和国国家质量监督检验检疫总局,中国国家标准化管理委员会. 产品几何技术规范:GB/T 16857.5—2017[S]. 北京: 中国标准出版社, 2017.
- [17] 中国合格评定国家认可委员会. 校准和测量能力(CMC)的评定与实例:CNAS-TRL-003: 2015[R]. 北京: 中国合格评定国家认可委员会, 2015.
- [18] 中国合格评定国家认可委员会. 校准和测量能力(CMC)的评定与实例:CNAS-TRL-003: 2015[R]. 北京: 中国合格评定国家认可委员会, 2015.
- [19] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [20] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [21] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [22] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [23] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [24] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [25] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [26] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [27] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [28] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [29] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [30] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [31] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [32] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [33] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [34] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [35] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [36] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [37] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [38] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [39] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [40] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [41] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [42] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [43] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [44] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [45] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [46] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [47] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [48] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [49] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [50] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [51] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [52] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [53] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [54] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [55] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [56] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [57] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [58] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [59] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [60] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [61] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [62] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [63] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [64] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [65] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [66] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [67] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [68] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [69] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [70] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [71] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [72] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [73] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [74] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [75] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [76] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [77] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [78] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [79] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [80] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [81] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [82] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [83] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [84] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [85] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [86] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [87] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [88] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [89] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [90] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [91] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [92] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [93] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [94] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [95] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [96] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [97] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [98] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [99] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.
- [100] 屈云凤,张志强,曾令玉,等. 型线法测量涡轮导向器喉道面积的原理和应用[J]. 测控技术, 2015(34): 160–163.

Measurement Uncertainty Evaluation of Turbine Nozzle Throat Area Measured by Coordinate Measurement Machine

WANG Zhenxing, FAN Mingzheng, ZHANG Shengjun, CAO Wei

(AECC Shanghai Commercial Aircraft Engine Manufacturing Co., Ltd, Shanghai 201306, China)

[ABSTRACT] For the shortage of the current study on measurement uncertainty evaluation of turbine nozzle throat area measured by coordinate measurement machine (CMM), a measurement uncertainty evaluation model of turbine nozzle throat area measured by CMM was proposed by analyzing measurement procedure and principle. Finally, measurement uncertainties of single throat area and area of all throat in circle were evaluated according to a measurement case. The evaluation result shows the CMM method could meet the design requirement of turbine nozzle throat area.

Keywords: Throat area; Measurement uncertainty; Coordinate measurement machine (CMM); Commercial aero-engine; Evaluation method

(责编 阳光)

(上接第 67 页)

[9] 马骊群, 曹铁泽, 王继虎, 等. 大尺寸坐标测量技术在大型部件装配应用中的若干问题[J]. 计测技术, 2013, 33(2): 7-11, 23.

MA Liqun, CAO Tieze, WANG Jihu, et al. Discussion on inspecting the assembling components by using large volume metrology instruments[J]. Metrology & Measurement

Technology, 2013, 33(2): 7-11, 23.

[10] U.S. Department of Commerce. Performance evaluation of laser based spherical coordinate measurement systems: NIST. ASMEB 89. 4.19—2006[S]. Gaithersburg: U.S. Department of Commerce, 2006.

[11] 周闻青, 冷建兴, 叶欣, 等. 基于

USMN 的大型操纵性水池基础轨道空间位置测量方法研究[J]. 计测技术, 2016, 36(3): 10-13.

ZHOU Wenqing, LENG Jianxing, YE Xin, et al. A measurement method of maneuvering tank rotary bridge based on USMN[J]. Metrology & Measurement Technology, 2016, 36(3): 10-13.

Establishment and Application of Large-Volume Multi-System Measurement Field for Aircraft Assembly

ZHAO Jianguo, TAI Chunlei, LIU Zhe, WANG Chong, BAI Jipeng

(AVIC Shenyang Aircraft Industrial (Group) Co., Ltd., Shenyang 110034, China)

[ABSTRACT] According to the measurement technology requirements of aircraft assembly for large-volume, high precision, strong compatibility, good expansibility and fast networking, the research on establishment technology of large-volume multi-system measurement field for aircraft assembly is carried out, the principle of measuring reference optimization design is proposed and the multi station redundant measurement length constraint algorithm is adopted based on laser tracker. A 3D precision reference measurement field compatible with aircraft assembly equipment is constructed, and the calibration accuracy of the reference field is verified by experimental comparison. Eventually, through a typical application case, this paper expounds the construction technology of large-volume multi-system measurement field in the process of aircraft assembly, which promotes the improvement of aircraft assembly measurement technology.

Keywords: Aircraft assembly; Multi-system; Establishment of measurement field; Fast established measure net; Measuring reference

(责编 阳光)