

JJF

中华人民共和国民用航空部门计量技术规范

JJF (民航) 0201—2026

民用飞机舵面偏度参数试飞测试装置 校准规范

Calibration specifications for flight test equipments for deflection parameters
of civil aircraft control surfaces

2026-01-30 发布

2026-02-01 实施

中国民用航空局 发布

民用飞机舵面偏度参数 试飞测试装置校准规范

JJF(民航)0201-2026

**Calibration specifications for flight test equipment for deflection
parameters of civil aircraft control surfaces**

本规范经中国民用航空局2026年01月30日批准，并自2026年02月01日起施行。

归口单位：中国民用航空局航空器适航审定司

主要起草单位：上海飞机试飞工程有限公司

南京市计量监督检测院

深圳天溯计量检测股份有限公司

中国民航科学技术研究院

本规范技术条文由起草单位负责解释。

本规范主要起草人：

彭振江（上海飞机试飞工程有限公司）

陈咏梅（上海飞机试飞工程有限公司）

郝 亮（南京市计量监督检测院）

冯 灿（上海飞机试飞工程有限公司）

许 亮（深圳天溯计量检测股份有限公司）

戴宏毅（上海飞机试飞工程有限公司）

陈盘龙（上海飞机试飞工程有限公司）

龚 敏（深圳天溯计量检测股份有限公司）

贾 蓓（中国民航科学技术研究院）

林海姣（中国民航科学技术研究院）

目次

引言	(II)
1 范围	(1)
2 引用文件	(1)
3 术语和定义	(1)
3.1 基本误差	(1)
3.2 中立位	(1)
3.3 飞机舵面偏度	(1)
3.4 测量标志物	(1)
3.5 满量程输出	(2)
4 概述	(2)
5 计量特性	(2)
5.1 基本误差	(2)
6 校准条件	(3)
6.1 环境条件	(3)
6.2 校准用测量标准及配套设备	(3)
7 校准项目和校准方法	(3)
7.1 校准项目	(3)
7.2 校准方法	(3)
8 校准结果表达	(7)
9 复校时间间隔	(8)
附录 A	(9)
附录 B	(10)
B.1 校准原理	(10)
B.2 数学模型	(11)
B.3 校准数据示例	(12)
B.4 不确定度分量分析	(13)

引言

本规范以 JJF1071-2010《国家计量校准规范编写规则》、JJF1001-2011《通用计量术语及定义》、JJF1352-2012《角位移传感器校准规范》、JJF1059.1-2012《测量不确定度评定与表示》和 GB/T 8170-2008《数值修约规则与极限数值的表示和判定》共同构成支撑本规范制定工作的基础性系列规范。

本规范为首次发布。

民用飞机舵面偏度参数试飞测试装置校准规范

1 范围

本规范适用于 C919 型民用飞机舵面偏度参数试飞测试装置现场校准工作。其他机型的舵面偏度参数试飞测试装置校准工作可参考本规范。

2 引用文件

本规范引用下列文件：

JJF1071-2010 国家计量校准规范编写规则

JJF1001-2011 通用计量术语及定义

JJF1059.1-2012 测量不确定度评定与表示

JJF1352-2012 角位移传感器校准规范

GB/T 8170-2008 数值修约规则与极限数值的表示和判定

凡是注日期的引用文件，仅所注日期的版本适用于本规范；凡是不注日期的引用文件，其最新版本（包括所有的修改单）适用于本规范。

3 术语和定义

3.1 基本误差 **intrinsic error**

在参考条件下确定的测量仪器或测量系统的误差。

3.2 中立位 **neutral position**

飞机舵面偏度为 0° 时所处的位置。

3.3 飞机舵面偏度 **deflection angle of aircraft control surface**

飞机舵面偏转至任意位置时相对于其中立位的夹角。

3.4 测量标志物 **survey marker**

在飞机舵面上选取的待测目标点处安装的用于辅助测量的物体，如反射贴

片、反射棱镜等。

3.5 满量程输出 full scale output

在规定条件下,飞机舵面偏度参数试飞测试装置测量范围的正极限位置和负极限位置输出值之间的代数差。

4 概述

民用飞机舵面偏度参数试飞测试装置是由线位移传感器和与之配套的机载数据采集设备组成,如图1所示。线位移传感器的测量端与飞机舵面相连,飞机舵面发生偏转时会带动线位移传感器的测量端产生线位移运动,线位移传感器将之转化为电学量信号输出,线位移传感器后端的机载采集设备采集电学量信号并将之转化为数码量输出。

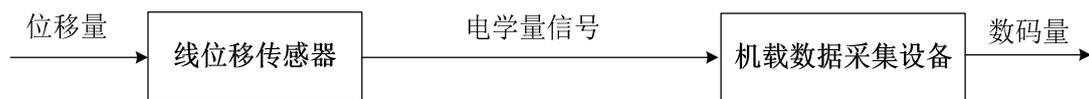


图1 飞机舵面偏度参数试飞测试装置组成示意图

为确保飞机舵面偏度测量结果准确可靠,需要在设备装机后,在地面对舵面偏度参数开展试飞测试机上校准,以表征飞机舵面偏度参数试飞测试装置的测量精度满足要求,同时获得舵面偏度物理量与机载数据采集设备输出量之间的函数关系(即飞机舵面偏度参数试飞测试装置的校准特性),为飞行试验数据处理提供依据。

本规范主要采用基于全站仪的非接触式校准方法。

5 计量特性

5.1 基本误差

以百分数形式表示,飞机舵面偏度参数试飞测试装置的基本误差应不大于1%。

6 校准条件

6.1 环境条件

场地要求：在室内环境下开展；

环境温度：-5℃~45℃；

环境相对湿度：≤95%RH；

环境振动控制：开展校准工作期间，飞机舱内无人员走动或开展振动冲击类作业。

6.2 校准用测量标准及配套设备

6.2.1 全站仪

角度测量范围：0°~360°；

角度测量最大允许误差：±0.5″；

距离测量范围：1 m~200 m；

距离测量最大允许误差：±(2 mm+2 ppm×D)，D为测量距离。

6.2.2 配套设备

测量标志物。

7 校准项目和校准方法

7.1 校准项目

飞机舵面偏度参数试飞测试装置的基本误差校准。

7.2 校准方法

7.2.1 校准前准备工作

7.2.1.1 架设全站仪

以飞机的航向对称面为分界面，将飞机所在区域分为两个半区，将全站仪架设在待测目标点所在的半区，与待测目标点的水平距离应控制在10 m~50 m范围内。

全站仪的架设位置应为平整的地面,应保证目标点始终在全站仪的测量视场内。对于方向舵,推荐架设在方向舵处于中立位时的方向舵外边缘垂线方向上;对于左升降舵、右升降舵和水平安定面,推荐架设在经过待测目标点的舵面转轴垂线方向上。

7.2.1.2 安装测量标志物

a) 选择测量目标点:在待测飞机舵面上选择测量目标点,目标点的位置尽可能选在待测飞机舵面平整部分的最大旋转半径处,且不应超出已完成架设的全站仪的测量视场;

b) 安装测量标志物:将测量标志物(如反射贴片、反射棱镜等)固定在选定的目标点处,确保牢固、可靠。

7.2.1.3 连接设备

利用信号线缆将全站仪、计算机以及飞机舵面偏度参数试飞测试装置相连接。

7.2.1.4 启动和配置设备

a) 启动全站仪并预热 5 分钟;

b) 启动飞机舵面偏度参数试飞测试装置并预热 15 分钟。

7.2.1.5 全站仪整平

调节三脚架和全站仪调节旋钮进行全站仪整平,在全站仪整平结束后至校准工作结束前,应确保全站仪的架设位置和状态不发生变化。

7.2.1.6 获取舵面粗略位置的准备工作

a) 操纵待测飞机舵面,使飞机舵面依次保持在中立位、正极限位置、中立位、负极限位置和中立位,在上述舵面位置保持期间完成目标点瞄准并测量目标点空间位置信息,同时获取飞机舵面偏度参数试飞测试装置输出值(以连续获取的 10 个飞机舵面偏度参数试飞测试装置输出数据的算术平均值作为飞机舵面偏度参数试飞测试装置输出值);

b) 利用上述获取的所有目标点空间位置信息,计算出各舵面位置对应的舵面偏度值,并基于最小二乘法拟合出舵面偏度与对应的飞机舵面偏度参数试飞测试装置输出值之间的一次函数关系,校准人员据此实时获取粗略的舵面偏度值以指挥驾驶舱操作人员操纵飞机舵面。

7.2.1.7 选取校准点、确定循环次数

选取的校准点总数和确定的校准循环次数应确保校准点总数不少于33个点。在飞机舵面偏度参数试飞测试装置校准过程中,飞机舵面无法复现至同一偏转位置,因此选取的校准点仅供校准人员参考指挥驾驶舱操作人员操纵飞机舵面,不作为校准证书中最终确定的舵面偏度值。可按下述原则选取校准点和确定循环次数:

a) 对于测量范围相对于 0° 对称的飞机舵面偏度参数,校准点一般按等间隔取11点,每个校准循环包含21个校准点,校准循环次数不少于两次,可按表1的要求选取校准点:

表1 校准范围相对于 0° 对称的被校参数校准点选取原则

	半量程的百分数 (%)										
正行程 (从左至右)						0	20	40	60	80	100
反行程 (从右至左)	-100	-80	-60	-40	-20	0	20	40	60	80	
正行程 (从左至右)		-80	-60	-40	-20	0					

b) 对于测量范围相对于 0° 非对称的飞机舵面偏度参数,可对参数在全测量范围内进行均分,将除测量上、下限值外的其他均分值按照 GB/T 8170-2008《数值修约规则与极限数值的表示和判定》进行取整修约,参数测量范围的上、下限值和其他均分值的取整修约值共同组成整个参数测量范围内的校准点;合理地选取校准点和循环次数,确保校准点总数不少于33个。

7.2.2 校准程序

a) 使飞机舵面保持在中立位;

b) 校准人员与飞机舵面操纵人员保持通讯状态,校准人员按照选定的校准点和循环次数,引导飞机舵面操纵人员操纵飞机舵面,并观察实时显示的舵面偏度值。当舵面偏度值到达选定的校准点时,通知飞机舵面操纵人员停止偏转飞机舵面并使飞机舵面保持静止,并记录目标点的空间位置信息和飞机舵面偏度参数试飞测试装置输出值(以连续获取的10个飞机舵面偏度参数试飞测试装置输出数据的算术平均值作为飞机舵面偏度参数试飞测试装置输出值);

c) 按 7.2.2 的 b) 项描述的方法以及选定的校准点和循环次数, 获取所有校准点对应的目标点空间位置信息和飞机舵面偏度参数试飞测试装置的输出值。

7.2.3 校准数据处理

a) 将校准过程中获取的目标点在各校准点处的空间位置信息按照附录 B B.1 公式进行计算, 获得所有校准点对应的舵面偏度计算值;

b) 按照附录 B 的 B.2 中规定方法计算出飞机舵面偏度计算值与飞机舵面偏度参数试飞测试装置输出值之间的一次函数关系, 即飞机舵面偏度参数试飞测试装置的校准特性方程 (直线方程), 表达为:

$$Y_i = b_0 + b_1 X_i \quad (1)$$

公式 (1) 中:

Y_i ——飞机舵面偏度参数试飞测试装置校准特性在第 i 个校准点处输出量的线性回归值;

b_0 ——飞机舵面偏度参数试飞测试装置校准特性的截距;

b_1 ——飞机舵面偏度参数试飞测试装置校准特性的灵敏度;

X_i ——飞机舵面偏度参数试飞测试装置校准特性在第 i 个校准点处的输入量。

c) 计算基本误差:

1) 将 7.2.3 的 a) 项中获取的舵面偏度计算值分别代入校准特性方程, 计算出对应的 Y_i ;

2) 按公式 (2) 计算飞机舵面各实际位置处对应的飞机舵面偏度参数试飞测试装置输出值 \bar{y}_i 与 Y_i 之间的差值:

$$\Delta y_i = \bar{y}_i - Y_i \quad (2)$$

式 (2) 中:

\bar{y}_i ——飞机舵面偏度参数试飞测试装置在飞机舵面各实际位置处连续输出 10 次数据的算术平均值。

3) 按式 (3) 计算飞机舵面偏度参数试飞测试装置的基本误差 δ :

$$\delta = \pm \frac{|\Delta y_{i\max}|}{Y_{FS}} \times 100\% \quad (3)$$

式 (3) 中:

$\Delta y_{i\max}$ ——按式 (1) 计算出的所有差值中的最大值;

Y_{FS} ——飞机舵面偏度参数试飞测试装置的满量程输出。

d) 将最终获得的舵面偏度计算值、飞机舵面偏度参数试飞测试装置输出值、校准特性方程、基本误差、测量不确定度记录于飞机舵面偏度参数试飞测试装置校准证书内页中, 见附录 A; 测量不确定度评定方法见附录 B。

7.2.4 数值修约要求

校准结果数据的计算应按照以下要求进行数值修约:

a) 计算结果的有效数字末位应按照 GB/T 8170-2008《数值修约规则与极限数值的表示和判定》的有关规定进行修约;

b) 舵面偏度计算值 (校准特性的输入量) 按小数点后两位进行修约;

c) 飞机舵面偏度参数试飞测试装置输出值按整数进行修约;

d) 系数 b_i 的计算, 一律保留五位有效数字;

e) 基本误差 δ 的计算, 一律保留两位有效数字;

f) 测量不确定度的计算, 一律保留两位有效数字。

8 校准结果表达

校准证书应至少包括以下信息:

a) 标题: “校准证书”;

b) 实验室名称和地址;

c) 进行校准的地点;

d) 校准证书的唯一性标识 (如编号), 每页及总页数的标识;

e) 委托方名称和地址;

f) 被校对象的描述和明确标识;

g) 校准日期;

h) 校准所依据的技术规范的标识, 包括名称及代号;

- i) 本次校准所用测量标准的溯源性及有效性说明;
- g) 校准环境的描述;
- k) 校准结果及其测量不确定度的说明;
- l) 对校准规范的偏离的说明;
- m) 校准证书或校准报告签发人的签名、职务或等效标识;
- n) 校准结果仅对被校对象有效的声明;
- o) 未经实验室书面批准,不得部分复制证书或报告的声明。

9 复校时间间隔

复校时间间隔由校准需求单位根据使用情况自行决定,建议为1年。但有以下情况之一时,应提前校准:

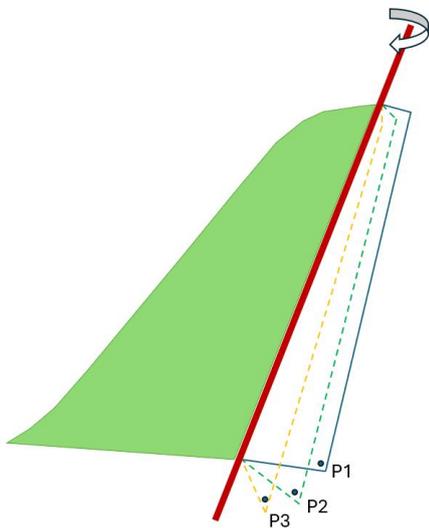
- a) 用于飞机舵面偏度参数测量的传感器经过维修或调整后;
- b) 当舵面偏度测量值异常时。

附录 B

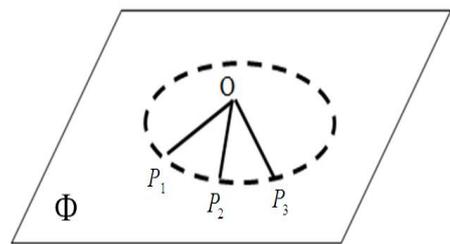
飞机舵面偏度参数试飞测试装置校准测量不确定度评定示例

B.1 校准原理

在舵面上任意选取一个目标点（如图B.1所示），该点空间位置记为 P_1 ，将方向舵由当前位置旋转至其他两个任意位置，分别记为 P_2 和 P_3 ，这三个点的位置在空间唯一确定一个平面 Φ ，该平面与旋转轴垂直。分别对 P_1 、 P_2 和 P_3 进行测量，在空间直角坐标系 $O-xyz$ 下，假设测得该目标点的三个位置坐标分别为 $P_1(x_1, y_1, z_1)$ 、 $P_2(x_2, y_2, z_2)$ 和 $P_3(x_3, y_3, z_3)$ 。根据这三个点位置坐标（或更多个测量点位置坐标）可以通过最小二乘法解算出平面 Φ 的方程： $Ax + By + Cz + D = 0$ 。由于目标点是围绕着固定轴旋转的，因此平面 Φ 上的 P_1 、 P_2 和 P_3 在同一个圆上，而圆心就在旋转轴的轴心上，设圆心坐标为 $O(x_o, y_o, z_o)$ ，如图B.2所示。



图B.1 飞机舵面偏转示意图



图B.2 各目标点位置之间的平面几何关系

当飞机舵面偏转至多个位置后，可测得目标点对应各个位置的一系列坐标值。假设测量目标点总数为 n ，各目标点的位置在平面直角坐标系下的坐标为 (x_i, y_i) ，其中， $x_i = y'_i, y_i = z'_i, i=1, 2, 3, \dots, n$ 。理想情况下，各个目标点的位置在

同一个圆上，可通过这些位置坐标拟合出一个圆。圆的方程可以表达为

$$x^2 + y^2 + ax + by + c = 0 \quad (\text{B.1})$$

令 $\Phi(a,b,c) = \sum_{i=1}^n (x_i^2 + y_i^2 + ax_i + by_i + c)^2$ ，若使 $\Phi(a,b,c)$ 最小，则需分别对 a 、 b 、 c 求偏导数并令偏导数等于0，再根据测量各个目标点得到的坐标值，计算得出 a 、 b 、 c ，从而得到圆的方程，进而可以计算出圆心坐标。

圆心 O 到目标点 P_i 构成一个向量 $\overline{OP_i}$ ，设圆心在平面直角坐标系下的坐标为 (x_c, y_c) ，该向量的方位角可由公式 (B.2) 计算得到：

$$\angle i = \arcsin \frac{y_i - y_c}{\sqrt{(x_i - x_c)^2 + (y_i - y_c)^2}} \quad (\text{B.2})$$

公式 (B.2) 中， $\angle i$ 为向量 $\overline{OP_i}$ 的方位角。此时还需判断向量 $\overline{OP_i}$ 位于平面直角坐标系的哪个象限，从而在 $0^\circ \sim 360^\circ$ 内确定方位角的值。当飞机舵面位于零位时，对应的向量记为 $\overline{OP_1}$ ；当飞机舵面偏转至任意位置时，对应的向量记为 $\overline{OP_i}$ ，则此时的舵面偏度就是向量 $\overline{OP_i}$ 的方位角与向量 $\overline{OP_1}$ 的方位角之差。

B.2 数学模型

飞机舵面偏度参数试飞测试装置的校准特性采用最小二乘法拟合形成直线方程来表达，按照公式 (B.3) 计算：

$$Y_i = b_0 + b_1 X_i \quad (\text{B.3})$$

公式 (B.3) 中：

Y_i ——飞机舵面偏度参数试飞测试装置校准特性在第 i 个校准点处输出量的线性回归值；

b_0 ——飞机舵面偏度参数试飞测试装置校准特性的截距；

b_1 ——飞机舵面偏度参数试飞测试装置校准特性的灵敏度；

X_i ——飞机舵面偏度参数试飞测试装置校准特性在第 i 个校准点处的输入量。

灵敏度 b_1 和截距 b_0 的计算公式如下：

$$b_1 = \frac{n \sum_{i=1}^n X_i \bar{y}_i - \sum_{i=1}^n X_i \sum_{i=1}^n \bar{y}_i}{n \sum_{i=1}^n X_i^2 - \left(\sum_{i=1}^n X_i \right)^2} \quad (\text{B.4})$$

$$b_0 = \frac{\sum_{i=1}^n \bar{y}_i \sum_{i=1}^n X_i^2 - \sum_{i=1}^n X_i \sum_{i=1}^n X_i \bar{y}_i}{n \sum_{i=1}^n X_i^2 - \left(\sum_{i=1}^n X_i \right)^2} \quad (\text{B.5})$$

式 (B.4)、式 (B.5) 中:

\bar{y}_i ——飞机舵面偏度参数试飞测试装置在飞机舵面各实际位置处连续输出10次数据的算术平均值。

B.3 校准数据示例

以飞机水平安定面偏度参数校准为例, 参数测量范围为 $-13.5^\circ \sim 4^\circ$, 在参数测量范围内按本规范第7.2.1.7条要求选取不少于33个校准点进行校准。校准数据如表B.1所列。

表B.1 水平安定面偏度参数试飞测试装置校准数据

序号	输入量 (x_j)	装置输出值 (\bar{y}_j)	序号	输入量 (x_j)	装置输出值 (\bar{y}_j)
	舵面偏度 (单位: $^\circ$)			舵面偏度 (单位: $^\circ$)	
1	0.00	23890	23	-7.96	41327
2	1.11	21546	24	-3.91	32432
3	1.49	20598	25	0.03	23852
4	1.98	19592	26	1.02	21676
5	2.99	17362	27	2.03	19475
6	3.47	16322	28	2.97	17420
7	4.02	15213	29	3.98	15202
8	3.49	16368	30	2.98	17364
9	2.94	17503	31	2.98	17364
10	2.07	19471	32	1.99	19529
11	1.45	20702	33	0.01	23892
12	0.96	21748	34	-1.95	28210
13	-0.03	23935	35	-5.93	36929
14	-1.91	28146	36	-8.95	43424
15	-3.96	32560	37	-11.98	49989

表B.1 水平安定面偏度参数试飞测试装置校准数据(续)

序号	输入量 (x_j)	装置输出值 (\bar{y}_j)	序号	输入量 (x_j)	装置输出值 (\bar{y}_j)
	舵面偏度 (单位: °)			舵面偏度 (单位: °)	
16	-5.96	36935	38	-13.42	53081
17	-7.95	41315	39	-8.96	43432
18	-9.96	45615	40	-5.93	36776
19	-11.91	49839	41	-2.98	30348
20	-13.44	53085	42	0.03	23717
21	-11.94	49905			
22	-9.92	45592			

B.4 不确定度分量分析

B.4.1 灵敏度 b_1 和截距 b_0 引入的相对标准不确定度分量

采用最小二乘法拟合出的直线方程式为 $Y_i = b_0 + b_1 X_i$

水平安定面偏度参数试飞测试链路输出量的标准不确定度:

$$u(Y_i) = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (y_i - Y_i)^2}{n - 2}} \quad (\text{B.6})$$

为便于后续不确定度合成, 将上述标准不确定度转化为相对标准不确定度:

$$u_{rel}(Y_i) = \frac{u(Y_i)}{65535} \times 100\% \quad (\text{B.7})$$

因各 Y_i 之间相互独立, 则截距和灵敏度引入的相对标准不确定度分量分别为:

$$u_{rel}(b_0) = u_{rel}(Y_i) \sqrt{p} \quad (\text{B.8})$$

$$u_{rel}(b_1) = u_{rel}(Y_i) \sqrt{q} \quad (\text{B.9})$$

其中:

$$p = \frac{\sum_{i=1}^n X_i^2}{n \sum_{i=1}^n X_i^2 - \left(\sum_{i=1}^n X_i \right)^2} \quad (\text{B.10})$$

$$q = \frac{n}{n \sum_{i=1}^n X_i^2 - \left(\sum_{i=1}^n X_i \right)^2} \quad (\text{B.11})$$

参与具体计算的数据见表 B.1，则 $b_0=23903$ ， $b_1=-2179.3/(\circ)$ 。

截距和灵敏度引入的相对标准不确定度分量分别为 $u_{rel}(b_0) = 0.013\%$ ，
 $u_{rel}(b_1) = 0.0023\%$ 。

B.4.2 全站仪角度测量和距离测量引入的相对标准不确定度分量

全站仪测角精度为 $\Delta\theta$ ，测距精度为 ΔD ，均服从均匀分布，则：

$$\text{全站仪角度测量引入的标准不确定度分量 } u(\theta) = \frac{|\Delta\theta|}{\sqrt{3}};$$

$$\text{全站仪距离测量引入的标准不确定度分量 } u(D) = \frac{|\Delta D|}{\sqrt{3}}。$$

现选用测角范围为 $0^\circ \sim 360^\circ$ 、测角精度为 $\pm 0.5''$ 、测距精度为 $2 \text{ mm} + 2 \text{ ppm} \times D$ 的全站仪，其中距离 D 在 50 m 以内，则实际测距精度为 2.1 mm ，则：

全站仪角度测量引入的相对标准不确定度分量为

$$u_{rel}(\theta) = \frac{u(\theta)}{360 \times 3600} \times 100\% = 0.000022\%;$$

全站仪距离测量引入的相对标准不确定度分量为

$$u_{rel}(D) = \frac{u(D)}{50 \times 1000} \times 100\% = 0.0024\%。$$

B.4.3 重复性引入的相对不确定度分量

飞机舵面偏度参数试飞测试装置由拉线式线位移传感器和机载数据采集设备组成，其中机载数据采集设备重复性良好，可忽略不计，因此主要考虑拉线式线位移传感器的重复性。因此仅考虑线位移传感器的重复性，对于基本误差为 $\pm 0.5\%$ 的拉线式线位移传感器，其重复性要求应不超过 0.10% ，故传感器重复性引入的不确定度分量 $u(R) = 0.10\%$ 。

B.4.4 合成标准不确定度计算

合成标准不确定度：

$$u_c = \sqrt{(u_{rel}(b_0))^2 + (u_{rel}(b_1))^2 + (u_{rel}(\theta))^2 + (u_{rel}(D))^2 + (u(R))^2} = 0.10\%$$

B.4.5 扩展不确定度计算

取包含因子 $k=2$ ，则有：

$$U = k \cdot u_c = 2 \times 0.10\% = 0.20\%$$
