

# JJF

中华人民共和国民用航空部门计量技术规范

JJF (民航) XXXX—2024

## 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

XXXXX-XX-XX 发布

XXXXX-XX-XX 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)XXXX-2024

**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××××年××月××日批准，并自××××  
×年××月××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：中国商用飞机有限责任公司民用飞机试飞中心  
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（中国商用飞机有限责任公司民用飞机试飞中心）

陈咏梅（中国商用飞机有限责任公司民用飞机试飞中心）

张阿里布米（中国民航科学技术研究院）

陈盘龙（中国商用飞机有限责任公司民用飞机试飞中心）

戴宏毅（中国商用飞机有限责任公司民用飞机试飞中心）

## 目次

引言 .....	II
1 范围 .....	1
2 引用文件 .....	1
3 概述 .....	1
4 计量特性 .....	2
4.1 线性度 .....	2
5 校准条件 .....	2
5.1 环境条件 .....	2
5.2 校准用测量标准及配套设备 .....	3
6 校准项目和校准方法 .....	3
6.1 校准项目 .....	3
6.2 校准方法 .....	3
7 校准结果表达 .....	7
8 复校时间间隔 .....	7
9 测量不确定度评定 .....	7
附录 A .....	8
附录 B .....	12
附录 C .....	13

## 引言

本规范以 GB/T 8170《数值修约规则与极限数值的表示》、GJB 1692-93《试飞测试仪器校准要求》和 JJF1059.1-2012《测量不确定度评定与标准》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 大型客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：

GB/T 8170 数值修约规则与极限数值的表示

GJB1692 试飞测试仪器校准要求

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 概述

飞机舵面偏度可定义为舵面偏转至任意位置时相对于其中立位置（舵面偏度为 $0^\circ$ ）的夹角。方向舵偏度、左/右升降舵偏度、水平安定面偏度是民用飞机飞行试验中的重要测量对象，如图 1 所示。

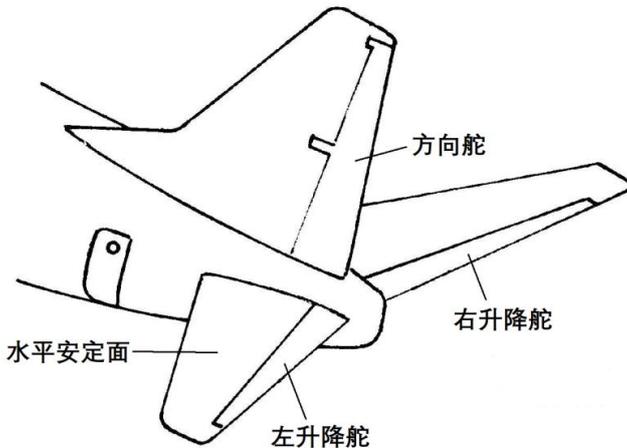


图1 民用飞机的四类主要舵面示意图

飞机舵面偏度参数由民用飞机舵面偏度参数试飞测试装置负责测量并获取

相应的试飞测试数据。该装置通常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 2 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。

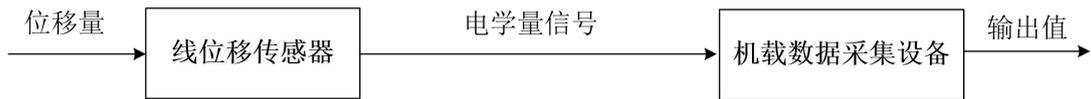


图 2 飞机舵面偏度参数试飞测试装置组成示意图

为确保测得的飞机舵面偏度数据量值准确可靠，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值之间的函数关系（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。

本标准主要采用基于全站仪的非接触式校准方法。

## 4 计量特性

### 4.1 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%。

## 5 校准条件

### 5.1 环境条件

场地要求：在机库内或其他室内环境下开展；

环境温度：-5 °C~45 °C；

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。

## 5.2 校准用测量标准及配套设备

### 5.2.1 全站仪

角度测量范围： $0^{\circ}\sim 90^{\circ}$ ；

测角允差： $\pm 0.5''$ ；

距离测量范围：1 m~200 m；

测距允差： $2\text{ mm}+2\text{ ppm}\times D$ ，D为测量距离；

### 5.2.2 配套设备

测量标志物。

## 6 校准项目和校准方法

### 6.1 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。

### 6.2 校准方法

#### 6.2.1 校准前准备工作

##### 6.2.1.1 架设全站仪

以飞机的航向对称面为分界面，可将飞机所在区域分为两个半区，全站仪应当架设在待测目标点所在的半区，且架设位置应为平整的地面。全站仪架设位置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。

##### 6.2.1.2 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，确保固定牢固、可靠。

#### 6.2.1.3 连接设备

利用信号线缆将全站仪、计算机以及舵面偏度参数试飞测试装置相连接。

#### 6.2.1.4 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。

#### 6.2.1.5 全站仪整平

调节三脚架和全站仪调节旋钮等完成全站仪整平，全站仪整平结束后至校准工作结束前，应避免全站仪的架设位置和状态发生变化。

#### 6.2.1.6 获取舵面粗略位置的准备工作

a) 操纵待测飞机舵面，分别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信息，并获取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信息，按照附录 A 中的计算方法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装置输出值之间的一次函数关系，校准人员据此实时获取舵面粗略位置，指挥驾驶舱操作人员操纵飞机舵面。

#### 6.2.1.7 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选用的舵面偏度值。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  $0^\circ$  对称的舵面偏度参数，校准点一般按等间隔取 11 点，校准循环次数不得少于两次，可按表 1 的要求选取校准点；

表1 校准范围相对于 $0^\circ$ 对称的被校参数校准点选取原则

	半量程的百分数 (%)
--	-------------

	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°非对称的舵面偏度参数，推荐取点方法为：对参数全量程进行均分，然后将除测量上、下限值外的其他均分值按照 GB/T 8170《数值修约规则与极限数值的表示》进行取整修约，参数测量的上、下限值和上述取整修约值共同组成整个参数量程内的校准点；合理地选取校准点和循环次数，确保校准数据点总数不少于 33 个；校准点之间的最小间隔不能小于 1°。

### 6.2.2 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，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校准点时，通知飞机舵面操纵人员停止继续偏转飞机舵面并使飞机舵面保持静止，随后校准人员获取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的输出值；

c) 按照步骤 6.2.2 b) 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。

### 6.2.3 校准数据处理

a) 对校准过程中获得的目标点在各校准点处的空间位置信息按照附录 A 中的计算方法进行计算，获得所有校准点对应的舵面偏度计算值；

b) 利用最小二乘法计算出上述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），即  $Y_i = b_0 + b_1 X_i$ ，具体计算方法参见附录 C 第 C.2 节。

c) 计算基本误差：

- 1) 按校准特性方程计算各舵面偏度计算值对应的输出值，记为  $Y_i$ ；
- 2) 按式（1）计算飞机舵面偏度参数试飞测试装置在各实际校准点处输出值的算术平均值  $\bar{y}_i$  与  $y_i$  之间的差值：

$$\Delta y_i = \bar{y}_i - Y_i \dots\dots\dots (1)$$

其中， $\bar{y}_i$  一般为飞机舵面偏度参数试飞测试装置在各实际校准点处输出值的 10 次算术平均值。

- 3) 按式（2）计算飞机舵面偏度参数试飞测试装置的基本误差 A：

$$A = \pm \frac{|\Delta y_{i\max}|}{Y_{FS}} \times 100\% \dots\dots\dots (2)$$

式（2）中：

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

$Y_{FS}$  ——选取校准点对应的满量程输出值。

- 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、校准特性方程以及基本误差记录于“飞机舵面偏度参数试飞测试装置校准原始记录表”中，参见附录 B。

#### 6.2.4 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 《数值修约规则与极限数值的表示》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) 校准特性的输出量平均值按整数进行修约；
- d) 系数  $b_i$  的计算，一律保留五位有效数字；
- e) 基本误差 A 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。

## 7 校准结果表达

校准证书应包括以下信息：

- a) 标题：“校准证书”；
- b) 实验室名称和地址；
- c) 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) 被校对象的描述及明确标识；
- g) 校准日期；
- h) 校准所依据的技术规范名称及代号；
- i) 本次校准所用测量标准的溯源性及有效性说明；
- j) 校准环境的描述；
- k) 校准结果及其测量不确定度的说明；
- l) 复校时间间隔的建议；
- m) “校准证书”的签发人的签名或等效标识；
- n) 校准结果仅对被校对象有效性的声明；
- o) 未经实验室书面批准，不得部分复制证书或报告的声明。

## 8 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) 用于民用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。

## 9 测量不确定度评定

评定示例参见附录C。

## 附录 A

## 飞机舵面偏度计算方法

## A.1 多点拟合平面方程

在空间直角坐标系中，平面方程的一般描述形式为：

$$Ax + By + Cz + D = 0 \dots\dots\dots (A.1)$$

式 (A.1) 中，A、B、C 为平面方程的待定系数，且  $C \neq 0$ ，D 为平面方程的常数项。

由式 (A.1) 可得到式 (A.2)：

$$z = -\frac{A}{C}x - \frac{B}{C}y - \frac{D}{C} \dots\dots\dots (A.2)$$

记  $a_0 = -\frac{A}{C}$ ， $a_1 = -\frac{B}{C}$ ， $a_2 = -\frac{D}{C}$ ，则式 (A.2) 变为：

$$z = a_0x + a_1y + a_2 \dots\dots\dots (A.3)$$

假设在飞机舵面上总共测量了  $n$  个目标点，分别记为  $P_1(x_1, y_1, z_1)$ 、 $P_2(x_2, y_2, z_2)$ 、 $\dots$ 、 $P_n(x_n, y_n, z_n)$ ，利用最小二乘法将这  $n$  个目标点拟合成平面，

则需使  $\sum_{i=1}^n (a_0x_i + a_1y_i + a_2z_i - z_i)^2$  最小，记  $S = \sum_{i=1}^n (a_0x_i + a_1y_i + a_2z_i - z_i)^2$ 。

要使得  $S$  最小，应满足式 (4)：

$$\frac{\partial S}{\partial a_k} = 0, \quad k=0, 1, 2 \dots\dots\dots (A.4)$$

即：

$$\begin{cases} \sum_{i=1}^n 2(a_0x_i + a_1y_i + a_2 - z_i)x_i = 0 \\ \sum_{i=1}^n 2(a_0x_i + a_1y_i + a_2 - z_i)y_i = 0 \dots\dots\dots (A.5) \\ \sum_{i=1}^n 2(a_0x_i + a_1y_i + a_2 - z_i) = 0 \end{cases}$$

式 (A.5) 中， $i=1, 2, 3, \dots, n$ 。

由式 (A.5) 可进一步得到:

$$\begin{cases} a_0 \sum x_i^2 + a_1 \sum x_i y_i + a_2 \sum x_i = \sum x_i z_i \\ a_0 \sum x_i y_i + a_1 \sum y_i^2 + a_2 \sum y_i = \sum y_i z_i \dots\dots\dots (A.6) \\ a_0 \sum x_i + a_1 \sum y_i + a_2 n = \sum z_i \end{cases}$$

或:

$$\begin{bmatrix} \sum x_i^2 & \sum x_i y_i & \sum x_i \\ \sum x_i y_i & \sum y_i^2 & \sum y_i \\ \sum x_i & \sum y_i & n \end{bmatrix} \begin{pmatrix} a_0 \\ a_1 \\ a_2 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \sum x_i z_i \\ \sum y_i z_i \\ \sum z_i \end{pmatrix} \dots\dots\dots (A.7)$$

解式 (A.7), 得  $a_0$ 、 $a_1$  和  $a_2$ , 从而得到平面方程  $Ax + By + Cz + D = 0$ 。

## A.2 坐标变换

首先, 将上述空间直角坐标系  $O$ -xyz 的原点平移至  $(x_0, y_0, z_0)$ , 式中:

$$x_0 = \frac{\sum x_i}{n}, \quad y_0 = \frac{\sum y_i}{n}, \quad z_0 = \frac{\sum z_i}{n}。$$

根据上述平面方程  $Ax + By + Cz + D = 0$ , 可以计算得到该平面与空间直角坐标系各坐标轴之间的夹角, 可按此夹角进行坐标系旋转。绕  $x$  轴旋转的角度

$$\alpha = \arccos\left(\frac{C}{\sqrt{A^2 + B^2 + C^2}}\right), \text{ 旋转矩阵为 } R_x = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \alpha & \sin \alpha \\ 0 & -\sin \alpha & \cos \alpha \end{pmatrix}; \text{ 绕 } y \text{ 轴旋转}$$

$$\text{的角度 } \beta = \arccos\left(\frac{A}{\sqrt{A^2 + B^2 + C^2}}\right), \text{ 旋转矩阵为 } R_y = \begin{pmatrix} \cos \beta & 0 & -\sin \beta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \beta & 0 & \cos \beta \end{pmatrix}。$$

经过坐标系平移和旋转后, 各目标点在新坐标系  $O'$ - $x'y'z'$  下的坐标值可由式 (A.8) 计算得到。

$$\begin{pmatrix} x' \\ y' \\ z' \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} x - x_0 \\ y - y_0 \\ z - z_0 \end{pmatrix} R_x R_y \dots\dots\dots (A.8)$$

其中,  $x'$  就是各目标点到平面的距离,  $y'$  和  $z'$  是各目标点在平面上的坐标值。由此, 空间直角坐标系中的数学问题就简化为了平面直角坐标系内的数学问

题。

### A.3 求解圆的方程

各目标点既在同一平面内，也在同一个圆上。设各目标点的坐标为 $(x_i, y_i)$ ，其中， $x_i = y_i'$ ， $y_i = z_i'$ ， $i=1, 2, 3, \dots, n$ 。

设圆的方程为

$$(x - x_c)^2 + (y - y_c)^2 = R^2 \dots\dots\dots (\text{A.9})$$

式 (A.9) 中， $x_c$  和  $y_c$  为圆心坐标值。

将式 (A.9) 展开得到：

$$x^2 - 2x_c x + x_c^2 + y^2 - 2y_c y + y_c^2 = R^2 \dots\dots\dots (\text{A.10})$$

记  $a = -2x_c$ ， $b = -2y_c$ ， $c = x_c^2 + y_c^2 - R^2$ ，于是进一步得到：

$$x^2 + y^2 + ax + by + c = 0 \dots\dots\dots (\text{A.11})$$

令  $\Phi(a, b, c) = \sum_{i=1}^n (x_i^2 + y_i^2 + ax_i + by_i + c)^2$ ，若使  $\Phi(a, b, c)$  的值最小，则需分

别对  $a$ 、 $b$ 、 $c$  分别求偏导数并令偏导数等于 0，即。

$$\begin{cases} \frac{\partial \Phi(a, b, c)}{\partial a} = \sum_{i=1}^n 2(x_i^2 + y_i^2 + ax_i + by_i + c)x_i = 0 \\ \frac{\partial \Phi(a, b, c)}{\partial b} = \sum_{i=1}^n 2(x_i^2 + y_i^2 + ax_i + by_i + c)y_i = 0 \dots\dots\dots (\text{A.12}) \\ \frac{\partial \Phi(a, b, c)}{\partial c} = \sum_{i=1}^n 2(x_i^2 + y_i^2 + ax_i + by_i + c) = 0 \end{cases}$$

解方程组 (A.12)，得到  $a$ 、 $b$ 、 $c$ ，从而得到圆的方程，进而可以计算出圆心坐标和圆的半径。

### A.4 计算舵面偏度（夹角值）

圆心  $O$  到目标点  $P_i$  构成一个向量  $\overrightarrow{OP_i}$ ，该向量的方位角可由式 (A.13) 计算得到：

$$\angle i = \arcsin \frac{y_i - y_c}{\sqrt{(x_i - x_c)^2 + (y_i - y_c)^2}} \dots\dots\dots (\text{A.13})$$

式 (A.13) 中,  $\angle i$  为向量  $\overrightarrow{OP_i}$  的方位角。

此处还需判断向量  $\overrightarrow{OP_i}$  位于平面直角坐标系的哪一个象限, 从而在  $0^\circ \sim 360^\circ$  范围内确定方位角的值。取向量  $\overrightarrow{OP_1}$  所在的平面位置为飞机舵面的零位, 则当飞机舵面旋转到向量  $\overrightarrow{OP_i}$  所在的位置, 其舵面偏度即为向量  $\overrightarrow{OP_i}$  的方位角与向量  $\overrightarrow{OP_1}$  的方位角之差。

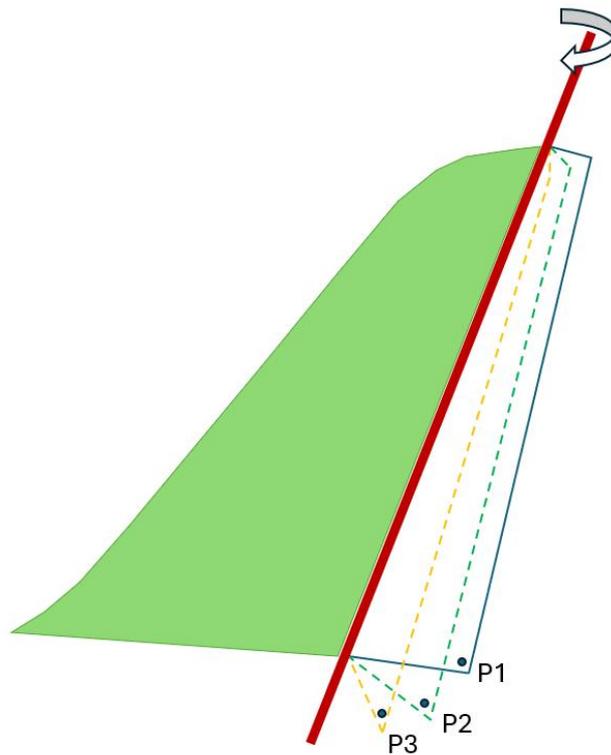


## 附录 C

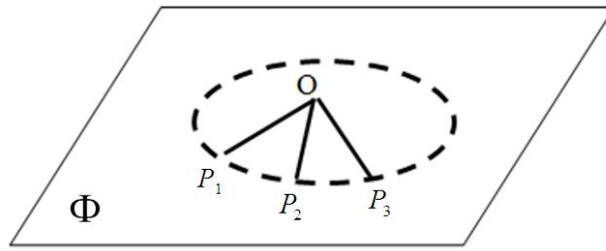
## 方向舵偏度参数试飞测试装置校准测量不确定度评定示例

## C.1 校准原理

以大型客机方向舵为例，如图A.1所示，在方向舵舵面上选取一个目标点，该点空间位置记为 $P_1$ ，然后使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 $\Phi$ ，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，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 $\Phi$ 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 $\Phi$ 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2所示。



图C.1 大型客机方向舵偏转示意图



图C.2 各目标点位置之间的平面几何关系

此时可通过坐标变换,将空间直角坐标系中的数学问题简化为平面直角坐标系下的数学问题。

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。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,实际中可以通过这些位置坐标拟合出一个圆。圆的方程可以表达为

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

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,可以计算得到 $a$ 、 $b$ 、 $c$ ,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 $\overrightarrow{OP_i}$ ,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式(C.2)计算得到:

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

式(C.2)中, $\angle i$ 为向量 $\overrightarrow{OP_i}$ 的方位角。此时还需判断向量 $\overrightarrow{OP_i}$ 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 $\overrightarrow{OP_1}$ ;当飞机舵面偏转至任意位置时,对应的向量记为 $\overrightarrow{OP_i}$ ,则此时的舵面偏度就是向量 $\overrightarrow{OP_i}$ 的方位角与向量 $\overrightarrow{OP_1}$ 的方位角之差。

## C.2 数学模型

方向舵偏度参数的试飞测试装置校准特性采用最小二乘法拟合形成直线方程来表达，拟合直线方程为：

$$Y_i = b_0 + b_1 X_i \dots\dots\dots (C.3)$$

式 (C.3) 中：

$Y_i$ ——方向舵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；

$b_0$ ——方向舵偏度参数试飞测试装置校准特性的截距；

$b_1$ ——方向舵偏度参数试飞测试装置校准特性的灵敏度；

$X_i$ ——方向舵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：

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

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

式 (C.4)、式 (C.5) 中：

$\bar{y}_i$  ——各实际校准点处输出量的算术平均值。

## C.3 校准数据示例

方向舵参数测量范围为 $-30^\circ \sim 30^\circ$ ，因此可在此范围内按本规范第6.2.1.7条要求选取不少于33个校准点开展校准。校准数据如表C.1所列。

表C.1 方向舵参数偏度试飞测试装置校准数据

序号	输入量 ( $X_j$ )	输出值平均值 ( $\bar{Y}_j$ )	序号	输入量 ( $X_j$ )	输出值平均值 ( $\bar{Y}_j$ )
	舵面偏度 单位： $^\circ$	单位：—		舵面偏度 单位： $^\circ$	单位：—
1	0.00	30605	22	20.36	21458

序号	输入量 ( $X_j$ )	输出值平均值 ( $\bar{Y}_j$ )	序号	输入量 ( $X_j$ )	输出值平均值 ( $\bar{Y}_j$ )
	舵面偏度	单位: —		舵面偏度	单位: —
	单位: °			单位: °	
2	7.76	27129	23	22.23	20614
3	12.29	24987	24	20.28	21482
4	15.80	23453	25	17.75	22572
5	19.15	22000	26	10.46	25842
6	22.25	20619	27	6.20	27753
7	18.76	22154	28	-0.03	30597
8	12.93	24746	29	-6.23	33418
9	6.47	27628	30	-11.89	35972
10	-0.04	30600	31	-16.60	38041
11	-6.06	33368	32	-16.59	38112
12	-11.60	35807	33	-22.79	40704
13	-17.11	38159	34	-17.63	38545
14	-22.77	40700	35	-10.89	35524
15	-14.66	37212	36	-5.43	33072
16	-9.12	34749	37	-0.09	30647
17	-5.16	32988			
18	-0.05	30649			
19	6.87	27472			
20	12.38	25016			
21	16.60	23088			

#### C.4 不确定度分量分析

##### C.4.1 灵敏度 $b_1$ 和截距 $b_0$ 引入的标准不确定度分量

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

方向舵偏度参数试飞测试链路输出量的标准不确定度:

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

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

$$u(b_0) = u(Y_i) \sqrt{p} \dots\dots\dots (C.7)$$

$$u(b_1) = u(Y_i) \sqrt{q} \dots\dots\dots (C.8)$$

其中:

$$p = \frac{\sum_{i=1}^n X_i^2}{n \sum_{i=1}^n X_i^2 - \left( \sum_{i=1}^n X_i \right)^2} \dots\dots\dots (C.9)$$

$$q = \frac{n}{n \sum_{i=1}^n X_i^2 - \left( \sum_{i=1}^n X_i \right)^2} \dots\dots\dots (C.10)$$

参与具体计算的数据见表 C.1，则  $b_0=30585$ ， $b_1=-449.36/ (^{\circ})$ ， $u(b_0) = 0.013\%$ ， $u(b_1) = 0.00095\%$ 。

#### C.4.2 全站仪角度测量和距离测量引入的标准不确定度分量

全站仪测角精度为 $\Delta\theta$ ，测距精度为 $\Delta D$ ，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  $50 \text{ m}$  以内，则实际测距精度为  $2.1 \text{ mm}$ ，则  $u(\theta) = 0.0000022\%$ ， $u(D) = 0.0024\%$ 。

#### C.4.3 重复性引入的不确定度分量

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  $u(R) = 0.10\%$ 。

#### C.4.4 合成标准不确定度计算

合成标准不确定度：

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

#### C.4.5 扩展不确定度计算

取包含因子  $k=2$ ，则有：

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

---