

# 分析报告

fen xi bao dao



## 民用飞机铰链式襟翼运动机构运动误差分析

严少波

(上海飞机设计研究院飞控系统设计研究部,上海 200436)

Motion Tolerance Analysis for Flap Linkage

Architecture of Civil Aircraft

Yan Shaobo

(Flight Control Department of SADRI, Shanghai 200436, China)

**摘要:** 主要对民用飞机铰链式襟翼运动机构运动误差进行了分析。铰链式襟翼运动机构是目前国内外民用飞机主要采用的一种运动机构。采用极限误差累积的方法,详细分析了造成襟翼运动机构运动误差的各种原因,并对其造成的误差进行了分析。通过误差的分析,可以保证在满足飞机性能的同时,又很好地控制了飞机的成本。

**关键词:** 民用飞机;铰链式运动机构;误差

**[Abstract]** This article is an analysis for motion tolerance for flap linkage architecture of civil aircraft. The flap linkage architecture is mostly used for flap of inside and outside of country. The article is detailed analysis all the reason caused the tolerance. From this, it can ensure that the flap motion architecture meet the aircraft performance requirement also well controlled the cost of the aircraft.

**[Key words]** civil aircraft; flap linkage; architecture

## 0 引言

固定铰链式襟翼运动机构是当前世界上民用飞机采用比较多的一种后缘襟翼运动机构。虽然固定铰链式襟翼运动机构需要较高的整流罩,并且也不太符合富勒运动,但其结构非常简单,不需要复杂的轨道和托架,也不需要复杂且构件较多的四连杆机构,因此具有可靠性高、寿命长、重量轻、维护简单、费用低的优势。固定铰链式结构在早期的飞机中应用较多,如 DC-9/10、MD-10/11、MD-80/87 等。因为这种形式结构极其简单,因此现代飞机不惜采用其他方式补偿气动性能而尽量采用铰链式机构,如波音 B787、A350、A380 等。我国拥有自主知识产权的民用飞机 ARJ21-700 飞机同样采用了固定铰链式后缘襟翼运动机构。

## 1 误差分析

现代民用飞机一般有四块襟翼舵面,每个机翼上两块,每块襟翼舵面上有两个襟翼作动器,用来定位舵面并传载作动载荷。随着不同飞机采用作动器的不同(滚珠螺旋作动器或者旋转作动器),具体的运动机构也有细微的差异,但是采用的襟翼运动机构安装误差分析方法大同小异。本文使用滚珠螺旋作动器的固定铰链式机构进行分析。

试将滚珠螺旋作动器作动的固定铰链式机构抽象成如图 1 所示,以便分析。A 点为滚珠螺旋作动器在后梁安装支座上的铰链点。B 是滚珠螺旋作动

器与襟翼舵面的连接点。B' 点是襟翼运动  $\alpha'$  角度后的位置。C 点是襟翼舵面的轴与滚珠螺旋作动器运动平面的交点。 $\alpha$  是襟翼舵面初始的安装角度, $\alpha'$  是襟翼实际运动的角度。对于误差进行分析的方法有很多种,考虑到襟翼系统作为影响飞机安全的重要系统,因此采用其中最保守的极限误差叠加的方法来进行分析。极限误差叠加法就是将所有误差按照最极端的情况进行考虑,然后将所有相关的误差进行数值相加,不考虑因为误差限的不同带来的误差相互抵消的因素。按照这种方法计算出来的误差就是最终误差的极值。这是最保守的方法,实际情况相比这种计算结果要好得多。

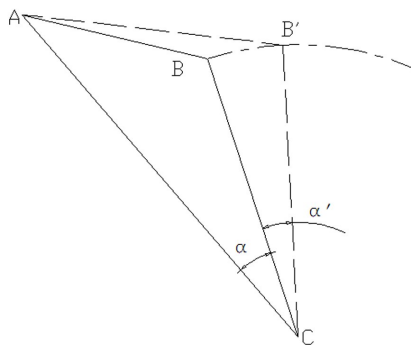


图 1 滚珠螺旋作动器作动的固定铰链式机构运动图

为了保证襟翼舵面的同步性和襟翼舵面运动到最大打开角度时符合飞机气动要求,襟翼作动器的安装必须保证一定的精度,最大的襟翼舵面角度误差必须小于气动允许的误差要求。假设飞机气动所允许的最大公差为  $\delta_{\text{气动}}$ ,襟翼舵面角度公差为

$\delta_{\text{襟翼}}$ , 这个公差要求包括了作动器的安装误差, 襟翼系统的控制误差, 作动器本身的制造误差。

定义作动器安装带来的误差为  $\delta_{\text{安装}}$ , 襟翼系统的控制误差为  $\delta_{\text{控制}}$ , 作动器本身的长度制造误差为  $\delta_{\text{制造长}}$ 。

根据极限误差叠加的方法, 可得:

$$\delta_{\text{安装}} + \delta_{\text{控制}} + \delta_{\text{制造角}} = \delta_{\text{襟翼}} \leq \delta_{\text{气动}} \quad (1)$$

滚珠螺旋作动器的制造误差  $\delta_{\text{制造}}$  包含作动器本身制造和组件安装时的总误差。因为滚珠螺旋作动器通常为了成品进行直接采购, 所以  $\delta_{\text{气动}}$  通常由成品供应商直接提供。

系统控制误差  $\delta_{\text{控制}}$  为系统控制作动器运动到指定位置时产生的误差, 包含系统传动过程中的间隙、传感器的精度、马达刹车的时间造成的误差等一系列误差。系统传动过程中因为作动器齿轮间存在间隙、传动扭力管发生扭转等原因, 导致传感器测量的位置相对襟翼实际位置会存在误差。同时, 传感器本身也存在测量精度的误差。而且从传感器测量的位置到襟翼位置, 到系统停止, 也需要经过计算机的计算时间、马达减速的时间等, 同样会造成襟翼舵面实际停止位置的偏差。系统控制误差通常也由成品供应商直接提供。

作动器的安装误差  $\delta_{\text{安装}}$ , 可以定义为作动器 A、B、C 三点带来的安装误差。A 点是作动器安装误差, 由作动器支架安装时的工装误差、固定用的螺栓直径制造误差和衬套内径制造误差组成。B 点和 C 点的安装误差与 A 点类似, 由襟翼支臂和摇臂的安装工装误差、固定用的螺栓制造误差和衬套制造误差组成。

这样假设作动器 A、B、C 三点对理论位置的误差为  $\delta_A$ 、 $\delta_B$ 、 $\delta_C$ , 作动器安装时的工装的公差为  $\delta_{\text{工}}$ , 螺栓制造误差为  $\delta_{\text{螺}}$ , 衬套制造误差为  $\delta_{\text{衬}}$ 。

$$\delta_A = \sqrt{3} \delta_{\text{工}} + \delta_{\text{螺}} + \delta_{\text{衬}} \quad (2)$$

所以  $L_{AB}$ 、 $L_{BC}$ 、 $L_{AC}$  对理论长度的误差为:

$$\delta_{AB\text{长}} = \delta_A + \delta_B \quad (3)$$

由襟翼运动机构的运动公式:

$$L_{AB'}^2 = L_{AC}^2 + L_{CB'}^2 - 2L_{AC}L_{CB'}\text{COS}(\alpha + \alpha') \quad (4)$$

$$(L_{AB'} + \delta_{AB\text{长}})^2 = L_{AC}^2 + L_{CB'}^2 -$$

$$2L_{AC}L_{CB'}\text{COS}(\alpha + \alpha' + \delta_{AB\text{角}})$$

可以得出:  $L_{AB}$  安装误差带来的舵面在  $\alpha^\circ$  时的角度公差为  $\delta_{AB\text{角}}$ 。

同理可得出:

$L_{CB}$  安装误差带来的舵面在  $\alpha^\circ$  时的角度公差为  $\delta_{CB\text{角}}$ 。

$L_{AC}$  安装误差带来的舵面在  $\alpha^\circ$  时的角度公差为  $\delta_{AC\text{角}}$ 。

$$\delta_{\text{安装}} = \delta_{AB\text{角}} + \delta_{CB\text{角}} + \delta_{AC\text{角}}$$

作动器  $L_{AB}$  制造误差  $\delta_{\text{制造长}}$  带来的舵面在  $\alpha^\circ$  时的角度公差为  $\delta_{\text{制造角}}$ 。

## 2 算例

以某型民用飞机襟翼运动机构为例。已知: 襟翼作动器系统 AB 点的距离为 311.6mm, BC 点的距离为 483.9mm, AC 点的距离为 698.9mm, AB' 点的距离为 651.6mm。襟翼打开角度为  $41.5^\circ$ 。从供应商得到数据, 襟翼系统控制误差为行程的 1.1%, 襟翼作动器制造误差为  $\pm 0.7\text{mm}$ 。气动允许的襟翼在  $41.5^\circ$  的最大误差为  $\pm 0.7^\circ$ 。从经验来说, 工厂工装的公差为  $\pm 0.15\text{mm}$ 。查标准件手册可以得到螺栓的外径公差为  $\pm 0.02\text{mm}$ , 衬套的内径公差为  $\pm 0.04\text{mm}$ 。

则根据上述计算公式, 可以得出:

$$\delta_A = \delta_B = \delta_C = 0.15 \times 1.732 + 0.02 + 0.04 = 0.32\text{mm} \quad (5)$$

$$\delta_{AB\text{长}} = \delta_A + \delta_B = 0.64\text{mm} \quad (6)$$

根据襟翼运动公式可以得出  $\delta_{AB\text{角}} = 0.074^\circ$ 。

同理可得:  $\delta_{AC\text{角}} = 0.055^\circ$ ,  $\delta_{CB\text{角}} = 0.02^\circ$ 。

$$\delta_{\text{安装}} = 0.149^\circ$$

$$\text{控制误差 } \delta_{\text{控制}} = 41.5 \times 0.011 = 0.457^\circ$$

$$\delta_{\text{制造长}} = 0.7\text{mm}$$

根据襟翼运动公式得出  $\delta_{\text{制造角}} = 0.086^\circ$

最后:  $\delta_{\text{安装}} + \delta_{\text{控制}} + \delta_{\text{制造角}} = 0.692^\circ < 0.7^\circ$ , 满足气动要求。

从上面的分析可以看出, 本例中的襟翼舵面角度误差主要来自控制误差, 占到了三分之二。这个误差可以通过减少传动系统的间隙, 提高传感器精度的方式来减少。安装误差和制造误差占到三分之一, 可以通过采用新的工艺, 提高安装精度的方式来减少。但是, 无论是提高传感器精度还是采用新的工艺, 都将增加飞机成本。所以最终误差的控制还需要进行严格的权衡。

## 3 结论

襟翼系统是飞机增升和减阻的重要系统, 对飞机的气动性能有比较大的影响。通过上述的误差分析, 可以在设计阶段就进行误差的分配, 对造成影响较大的误差进行严格的控制。这样就可以良好地控制因制造和安装带来的误差, 在更好地控制飞机成本的同时还能满足飞机气动性能的要求。