

飞机后缘襟翼运动同步性设计和计算

严少波 黄建国

(上海飞机设计研究院飞控系统设计研究部,上海 200436)

The Design and Calculate For Same Movement Step of Civil Aircraft Trailing Edge Flap

Yan shaobo Huang Jianguo

(Flight Control Department, Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 200436)

摘要:在飞机的起飞、降落、巡航飞行中,襟翼运动起着重要的作用。全机有多块内、外襟翼,当分别绕各自不同的转轴运动时,会产生不同的圆锥运动。为实现所有的内、外襟翼同步运动,需对每块襟翼上的不同作动器进行精心设计、布局,及对作动器运动参数进行计算。这既非常关键,又相当复杂,一直是设计中的难题。介绍了现代客机襟翼作动器运动学计算方法及内、外襟翼同步运动中的误差计算与分析,其计算方法和结果已成功应用在飞机中。

关键词:后缘襟翼;圆锥运动;作动器;运动学计算;误差分析

[Abstract] The flap movement makes important effect in phase of Aircraft taking off, landing and cruise. More pairs of inboard, outboard flaps at Aircraft will product different cone movement round different axial movement respectively. Design and arrangement to different actuators of each pair of flap must be used due to ensure every inboard and outboard flaps some movement step and parameter calculates of actuators movement are used. These projects are very key, very complex and every difficult in design. The flap actuator kinematics calculate method of model civil aircraft trailing edge flap are introduced and same movement step error analysis of inboard and outboard flaps is described in this paper. These calculate method and results have succeed applied on Aircrafts.

[Keywords] Trailing Edge Flap; Cone Movement; Actuators; Kinematics; Calculate

1 舵面运动的同步性

飞机起飞、降落及巡航飞行中,飞机姿态的不断改变和保持是由飞机后缘襟翼、前缘缝翼及其它活动面的运动来实现的。后缘襟翼位于机翼后缘的内侧和中部,占整个机翼后缘的大部分。飞机在起飞、降落时,均通过襟翼向下伸展,产生足够大的升力,既有利于飞机快速起飞、安全降落,又可减少飞机滑跑距离和改善飞行性能。

军、民用飞机中,大多数襟翼分为左右内、外四块,每块舵面由两个作动器推动襟翼运动(如图1所示)。如何确保全机8个作动器同时驱动4块襟翼的同步运动,这既是设计、计算襟翼运动的关键,又是实现襟翼运动的难题。民用飞机适航条例(FAAR)中也都对此提出了严格的要求。

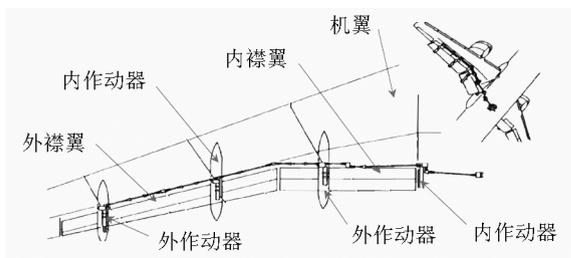


图1 现代飞机的后缘襟翼与舵面作动器
所谓襟翼运动的同步性是指全机所有襟翼绕

各自转轴运动时,同一时间内舵面偏转的角度应相同。由于舵面的偏转是通过作动器驱动实现的,襟翼的同步运动实质上就是确保所有作动器的同步协调运动。本文主要介绍如何设计与计算襟翼作动器的运动。

2 后缘襟翼运动特点

2.1 顺应机翼外形

作为机翼的一部分,襟翼的运动应始终保持与机翼的一致;当它向下运动时,沿机翼向下、向后延伸;收上时,与机翼保持完整的流线型以获得最佳的升力系数和最小的阻力。可是,在现代的民用客机中,机翼内段和外段差异较大,内段与机身轴线基本垂直,而外段既上翘又后掠,使得内外襟翼在同时运动时需顺应差异大的机翼外形,这便大大增加了作动器设计与计算的难度。

2.2 舵面绕特殊的转轴运动

飞机所有的舵面都是绕其转轴运动的,转轴的位置和形状对舵面的运动影响很大。如升降舵只有一根位于水平安定面上的直线转轴,副翼的转轴线在机翼后梁上。而后缘襟翼的转轴则不同:内襟翼的转轴线较“平”,而外襟翼转轴线是一根上翘及后掠的空间直线,如表1所示;且转轴线距机翼下方较远,常不在机翼的结构上,形成了一根虚轴。舵面绕

这两根虚轴偏转的角度就是襟翼的运动角度。由此可见,若保证内外襟翼的运动完全相同,其难度非常大。

表 1 某飞机的襟翼转轴位置

| | 后掠角(α) | 上反角(γ) |
|-----|--------|--------|
| 内襟翼 | 0.91° | 2.50° |
| 外襟翼 | 19.48° | 2.71° |

2.3 舵面作圆锥运动

由于内外襟翼转轴线与机翼的弦平面并非平行,而是形成一夹角。这样,舵面绕转轴的运动形成了一个圆锥运动(一部分)。然而,“平”的内襟翼转轴线决定了内襟翼作锥角很小的圆锥运动,近似于圆柱运动,而外襟翼偏转为锥度很大的圆锥运动。这种差异极大的圆锥在运动时要达到同步,势必难度很大。

2.4 同一个驱动系统

为使内外襟翼在作差异很大的圆锥运动时达到同步,较好的办法是采用两套襟翼驱动系统分别推动内外襟翼运动,只需在两个驱动系统之间采用简单的协调同步措施。这种办法已广泛应用在早期的大、中型客机上。然而,现代客机考虑到减重和安全问题,优先采用由一套驱动系统来同时推动内、外襟翼运动。这无疑对内外襟翼同步运动带来了很大的挑战。

3 襟翼运动同步性设计与计算

如前所述,襟翼的同步运动主要由作动器的运动学来实现。因而,精确计算作动器的位置及相关参数极为重要。

3.1 同一舵面上两作动器位置的确定

舵面作动器的主要功能是克服舵面上的气动外载(切向分力)推动舵面运动(放下和收上)。最理想的作动器的布置,应近似放在气动外载(切向分力)合力点的两侧等距处。然而,实际上,受结构承载力及力传递的限制,作动器很难布置在理想位置上。如内襟翼内作动器常放在机身侧壁框上(见图1),其承受的载荷较小,而外作动器位于后梁上,其承载就非常。同时,这样的作动器随结构的不确定布置,会对作动器运动学计算带来较大的麻烦。

3.2 两作动器运动参数的计算

3.2.1 首个作动器的计算

当两个作动器沿翼展方向位置确定之后,则作

动器所在的翼剖面与转轴的交点(c_1, c_2)即可确定下来,如图2所示。

设 a 为作动器在机翼结构(后梁)上的连接点,它对计算作动器运动影响很大,通常,需要在初始设计时选择,经计算后反复修改而定。

b 为作动器与襟翼的连接点,它既要考虑与襟翼(襟翼摇臂)连接的空间大小,又与作动器的上止动块位置有关。同时,它还决定了襟翼的转动半径。

图中的 α 为前置角,它是襟翼收上位置(0°)与机翼向上坐标轴(Z_w)的夹角。通常 $\alpha = 7^\circ \sim 10^\circ$ 。

当作动器运动的所在平面垂直于转轴平面时,作动器的运动为平面运动。若作动器按顺气流布置,在襟翼运动中,作动器将作空间运动,其运动学的计算较为复杂。

(1) 求作动器在舵面收上位置(0°)时起始点(b_0)坐标

选取机翼坐标系(x_w, y_w, z_w)进行计算(见图2)。

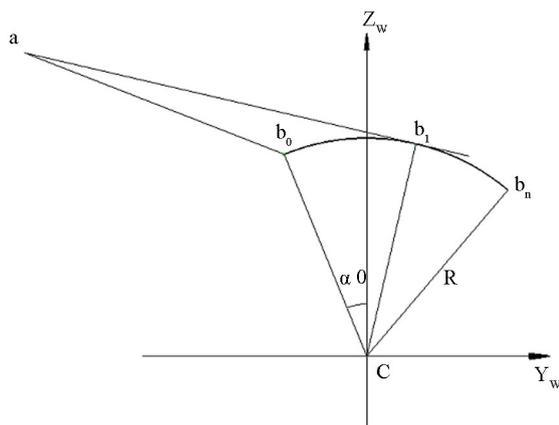


图 2 作动器运动学计算

设: $a_1(x_{wa1}, y_{wa1}, z_{wa1}), c_1(x_{wc}, y_{wc}, z_{wc}), b_0(x_{wb0}, y_{wb0}, z_{wb0})$;

则, $b_0: x_{wb0} = x_{wa1}$ (作动器在垂直转轴平面内运动);

$$y_{wb0} = y_{wc} - r \sin \alpha;$$

$$z_{wb0} = z_{wc} - r \cos \alpha。$$

(2) 计算作动器运动长度随舵面偏角变化的关系

选取襟翼(内襟翼或外襟翼)坐标系(x_f, y_f, z_f)进行计算(见图3)。

在机翼坐标系中,已求出 $b_0(x_{wb0}, y_{wb0}, z_{wb0})$ 后,将其转换到襟翼坐标系,可得出 $b_0(x_{f0}, y_{f0}, z_{f0})$, 然后,在 x_{f0} 所在的襟翼坐标系内,其坐标原点坐标值为: $c_{1f}(x_{f0}, 0, 0)$ 。

襟翼坐标系中的转轴半径:

$$R_f = \sqrt{(y_{j0} - 0)^2 + (z_{j0} - 0)^2} = \sqrt{y_{j0}^2 + z_{j0}^2}$$

当舵面从 α_0 偏转到 $\alpha_1 \dots \alpha_n$ 时,作动器上的

$b_0 b_{10} \dots b_n$ 坐标计算为:

设 b_{10} 为舵面从 0° 偏转到 10° 时的位置,

$$b_{10}: x_{f10} = x_{f0};$$

$$y_{f10} = R_f \cdot \sin(\alpha_{10-\alpha_0});$$

$$z_{f10} = R_f \cdot \cos(\alpha_{10-\alpha_0});$$

得出 $b_0(x_{f10}, y_{f10}, z_{f10})$ 。

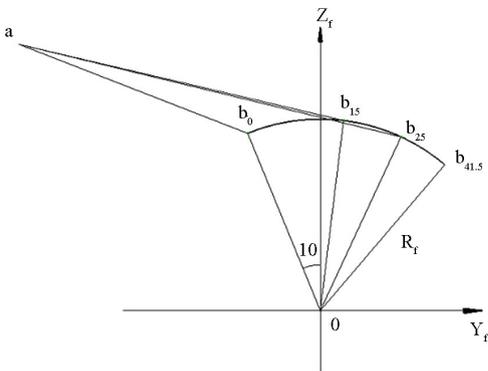


图 3 选取襟翼坐标系进行作动器计算

然后,再转换到机翼坐标系,

得出 $b_{10}(x_{wb10}, y_{wb10}, z_{wb10})$ 。

同理,可求出 $b_n(x_{wn}, y_{wn}, z_{wn})$ 。

(3) 求作动器运动行程及总长

求作动器 a 点距舵面起始点 b_0 之长 ab_0 :

$$ab_0 = \sqrt{(x_{ua} - x_{ub_0})^2 + (y_{ua} - y_{ub_0})^2 + (z_{ua} - z_{ub_0})^2}$$

求作动器 a 点距舵面放下最大位置总长 an :

$$an = \sqrt{(x_{ua} - x_{un})^2 + (y_{ua} - y_{un})^2 + (z_{ua} - z_{un})^2}$$

④求作动器 a 点距舵面起始点 b_0 之长 ab_0

$$ab_0 = \sqrt{(42.235 - 42.235)^2 + (4141.2439 - 3868.3920)^2 + (140.2210 - 113.3634)^2} = 274.1705$$

⑤求作动器 a 点距舵面放下最大位置总长 $ab_{41.5}$

$$ab_{41.5} = \sqrt{(42.235 - 38.8171)^2 + (4474.0100 - 3868.3920)^2 + (197.3062 - 113.3634)^2} = 611.4174$$

3.2.2 求同一舵面的另一作动器的计算

同一舵面另一作动器的运动学计算方法与首个作动器计算方法相同。关键是:

(1) 为使舵面绕转轴作圆锥运动,则两作动器的运动面必须平行,参数必须成比例。如:

$$\frac{a_1 b_{01}}{a_2 b_{02}} = \frac{a_1 c_1}{a_2 c_2} = \frac{a_1 b_{1n}}{a_2 b_{2n}} = \frac{r_1}{r_2} \quad (1)$$

(2) 求出 a_2, b_{02}

(4) 举例

已知:某内襟翼作动器在机翼后梁上的安装点(机翼坐标系)

$$a(42.2350, 3868.3920, 113.3634),$$

$$\text{转轴坐标 } c(42.2350, 4228.0680, -632.6240),$$

$$r = 500. \quad \alpha = 10^\circ.$$

①求 b_{w0}

$$\text{解: } y_{wb0} = 4228.0680 - 500 \cdot \sin 10^\circ$$

$$= 4141.2439$$

$$z_{wb0} = -632.6240 + 500 \cdot \cos 10^\circ = -140.2201$$

$$\therefore b_{w0}(42.2350, 4141.2439, -140.2201)$$

转换至内襟翼坐标系

$$b_{f0}(65.2173, -86.8124, 491.8718)$$

转轴 c_{fr} 坐标: $c_{fr}(65.2173, 0, 0)$

$$\text{转轴半径 } R_f = \sqrt{(-86.8121)^2 + 491.8718^2} = 499.4739$$

②求舵面偏转 15° 时作动器的位置 b_{f15}

$$\therefore R_f = 499.4739$$

$$Y_{f15} = 499.4739 * \sin(15^\circ - 10^\circ) = 43.5320$$

$$Z_{f15} = 499.4739 * \cos(15^\circ - 10^\circ) = 497.5733$$

$$\therefore b_{f15}(65.2173, 43.5320, 497.5733)$$

转换至机翼坐标

$$b_{w15}(39.6842, 4271.5634, -134.5257)$$

③求舵面偏转 41.5° 时作动器的位置 $b_{f41.5}$

按上述方法,可得出

$$b_{f41.5}(65.2173, 260.9744, 425.8715)$$

转换至机翼坐标

$$b_{w41.5}(39.4581, 4489.0348, -206.1391)$$

在首个作动器参数基本确定的情况下,如何确定另一作动器与机翼和襟翼的连接点(安装点) a_2, b_{02} 最为重要。从数学解析法而言,是求解 6 个未知数的问题。通常,布列方程和求解都非常复杂,难度较大;也可以采用编程方式求解,不过也要花费较大的精力,难度也较大;另一方法可以直接采用 CATIA,只是精度较低。

但有时求出的 a_2, b_{02} 并不理想。例如求出的 a_2

距后梁很远,设计出的支座很长、很笨重;有时计算出的 a_2 处在后梁的前面。这样就必须重新调整相关参数及重新进行必要的设计和计算。表 2 ~ 表 6 分别列出了内、外襟翼 3 个作动器运动学计算结果。

表 2 内襟翼作动器几何参数(输入)

| | 转轴半径 | 与机翼后梁连接点 a 坐标 | | | 转轴与作动器所在平面交点(转轴点) | | |
|----|-----------|---------------|-------------|-----------|-------------------|-------------|------------|
| 位置 | R | X_a | Y_a | Z_a | X_c | Y_c | Z_c |
| 1# | 515.827 0 | 142.260 2 | 3 801.498 0 | -13.590 0 | 162.335 8 | 4 229.921 9 | -627.608 9 |
| 2# | 442.885 3 | 2 965.249 7 | 3 834.042 3 | 46.390 2 | 2 982.342 0 | 4 274.875 7 | -504.042 2 |

表 3 内襟翼内作动器运动学计算(行程/偏角)

| 舵面偏角 α | 与襟翼连接点 b 坐标 | | | a- b_0 距离 | 运动行程 | X%(行程) | 运动行程比 |
|------------------|-------------|-------------|------------|-------------|-----------|--------|---------|
| | X_b | Y_b | Z_b | (mm) | (mm) | | |
| 0 | 142.022 6 | 4120.002 5 | -124.039 0 | 337.111 5 | 0 | 0 | |
| 15 | 139.394 1 | 4 254.170 1 | -112.863 1 | 463.438 6 | 126.327 1 | 34.85 | 1.164 8 |
| 25 | 138.503 7 | 4 343.263 7 | -124.952 8 | 553.105 7 | 215.994 2 | 59.59 | 1.165 1 |
| 41.5 | 138.620 8 | 4 481.499 7 | -177.915 9 | 699.584 5 | 362.473 0 | 100 | 1.164 5 |

表 4 内襟翼外作动器运动学计算(行程/偏角)

| 舵面偏角 α | 与襟翼连接点 b 坐标 | | | a- b_0 距离 | 运动行程 | X%(行程) | 运动行程比 |
|------------------|-------------|-------------|------------|-------------|-----------|--------|---------|
| | X_b | Y_b | Z_b | (mm) | (mm) | | |
| 0 | 2 964.851 3 | 4 182.441 4 | -71.263 5 | 367.728 8 | 0 | 0 | |
| 15 | 2 962.616 5 | 4 297.679 0 | -62.184 4 | 476.187 3 | 108.458 5 | 34.84 | 0.858 6 |
| 25 | 2 961.867 6 | 4 374.135 0 | -72.908 4 | 553.121 8 | 185.393 0 | 59.56 | 0.858 3 |
| 41.5 | 2 961.994 8 | 4 492.610 4 | -118.912 5 | 679.004 8 | 311.276 0 | 100 | 0.858 8 |

表 5 外襟翼作动器几何参数(输入)

| | 转轴半径 | 与机翼后梁连接点 a 坐标 | | | 转轴与作动器所在平面交点(转轴点) | | |
|----|-----------|---------------|-------------|-----------|-------------------|-------------|------------|
| 位置 | R | X_a | Y_a | Z_a | X_c | Y_c | Z_c |
| 3# | 380.490 0 | 4 864.513 2 | 4 302.657 0 | 104.422 0 | 4 761.556 0 | 4 656.434 8 | -428.334 8 |

表 6 外襟翼内作动器运动学计算(行程/偏角)

| 舵面偏角 α | 与襟翼连接点 b 坐标 | | | a- b_0 距离 | 运动行程 | X%(行程) | 运动行程比 |
|------------------|-------------|-------------|------------|-------------|-----------|--------|---------|
| | X_b | Y_b | Z_b | (mm) | (mm) | | |
| 0 | 4 759.273 2 | 4 618.304 5 | -49.767 1 | 366.719 4 | 0 | 0 | |
| 15 | 4 726.311 5 | 4 711.926 6 | -53.566 6 | 459.958 4 | 93.239 0 | 34.86 | 1.438 3 |
| 25 | 4 705.538 0 | 4 772.628 5 | -70.377 2 | 526.023 8 | 159.304 5 | 59.55 | 1.438 6 |
| 41.5 | 4 675.259 9 | 4 864.239 0 | -121.507 4 | 634.220 2 | 267.500 8 | 100 | 1.438 1 |

3.2.3 内、外襟翼作动器计算

内、外襟翼作动器的合理配置及相关参数的计算非常重要,已成为全机襟翼同步运动的关键。理论上而言,由于两舵面的转轴线的差异(见表 1),几乎无法实现内、外襟翼的同步运动。唯一的办法是使内、外襟翼在运动过程中,同一时刻,或相同偏转角度时的误差最小。要达到这一目的,必须对内、外襟翼作动器进行多次修改参数、渐进计算,最终达到允许的误差范围内。

通常,选择内、外襟翼相邻的两个作动器作为内、外襟翼作动器计算对象。不过此前,需先分别对内襟翼和外襟翼各自的两个作动器进行运动学计算。表 2~表 6 列出了某飞机相邻内、外襟翼作动器的计算结果。从中可以看出两作动器之间的相关参数差异较大,但舵面运动时的角度误差还是很小的。

3.2.4 内、外襟翼运动误差计算及分析

基于内外襟翼绕各自转轴运动时偏角完全相等,又按公式(1)所示,内外襟翼偏转任意角度时,所有作动器的位置都应一一对应成比例。误差计算就是计算两个或多个作动器运动至某一任意位置(x%)时,其舵面偏转角度的差值,以检验内外襟翼运动的同步性。对于设计现代飞机襟翼运动而言,计算两舵面或多舵面的运动误差是十分重要的不可或缺的一环。其计算方法如下:

(1) 求内襟翼外作动器运动至某一运动行程(x%)时,舵面偏转的角度。

已知当舵面偏转到最大角度 α_n 时作动器的最大行程 ab_n ,及 a、c、 b_0 坐标(如表 2 中输入所示)。

解:①作动器的运动全行程 $b_0b_n = ab_n - ab_0$ (见图 4);

②任选作动器运动至某一位置 x%,其此点在作动器位置为 $ab_0 + x\%(b_0b_n)$;

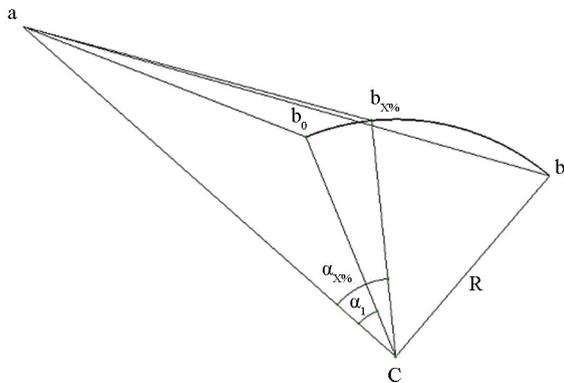


图 4 作动器运动偏角误差分析计算

③求 $cb_0 = R =$

$$\sqrt{(c_x - b_{0x})^2 + (c_y - b_{0y})^2 + (c_z - b_{0z})^2};$$

④ $ac = \sqrt{a_x - c_x)^2 + (a_y - c_y)^2 + (a_z - c_z)^2};$

⑤ $\alpha_{x\%} = \arccos(ac^2 + R^2 - ab_{x\%}^2) / 2ac \cdot R,$

$\alpha_1 = \arccos(ac^2 + R^2 - ab_0^2) / 2ac \cdot R;$

⑥ $\Delta_1 = \alpha_{x\%} - \alpha_1。$

(2) 求外襟翼内作动器运动至同一运动行程(x%),舵面偏转的角度。

其方法和步骤按上述①~⑥得出 Δ_2

(3) 求出两舵面偏转角度误差 Δ

$\Delta = \Delta_1 - \Delta_2。$

(4) 举例:计算内襟翼外作动器与外襟翼内作动器在运动至全行程 10% 时的舵面角度误差。

①内襟翼外作动器的计算

舵面偏转角度 41.5° , a、c、 b_0 坐标详见表 2~表 6,从表中可知:

$ab_0 = 367.7288, ab_{41.5} = 679.0048$

\therefore 运动全行程 $b_0b_n = 679.0048 - 367.7288 = 311.2760$

作动器在全行程 10% 时的位置:

$ab_0 + 10\% \cdot b_0b_n = 367.7288 + 10\% \cdot 311.276 = 398.8564$

$cb_0 = R = \sqrt{(2964.8513 - 2982.3420)^2 + (4182.4414 - 4274.8757)^2 + (-71.2635 + 504.0402)^2}$
 $= 442.8853$

$ac = \sqrt{(2965.2497 - 2982.3020)^2 + (3834.0423 - 4274.8757)^2 + (46.3902 + 504.0422)^2}$
 $= 705.41$

$\alpha_{10\%} = \arccos(705.41^2 + 442.8853^2 - 398.8564^2) / 2 \cdot 705.41 \cdot 442.8853 = 31.1636^\circ$

$\alpha_1 = \arccos(705.41^2 + 442.8853^2 - 367.7288^2) / 2 \cdot 705.41 \cdot 442.8853 = 26.6347^\circ$

$\Delta_1 = 31.1636^\circ - 26.6347^\circ = 4.5289^\circ$

(下转第 32 页)

于同类材料,散装货舱装饰板厚度要比集装箱货舱装饰板的厚度大。

4.2 协调界面多

一般情况下货舱内主要有以下的装备:装载区域灯、防火系统喷嘴、烟雾探测器面板、快速减压面板、环控压力平衡阀、空调通风设备、货舱照明、门网和隔网、系留/拦网连接点等。货舱装饰板在安装时需与以上设备协调安装位置和安装顺序,做好接口界面处的连接和密封。

5 结论

据有关资料记录,厦航每架波音 737 飞机平均每年货舱侧壁板因严重破损至少得更换 7 块,而每

块波音侧壁板价格为 4 800 ~ 5 300 美元。如何减少因货舱装饰板破损造成的货舱底部飞机主结构腐蚀及日常维修成本,这不仅需要加强对货物装卸过程的管理,杜绝因野蛮装卸造成的飞机货舱装饰板的损坏,而且需要在货舱装饰设计中合理地选取装饰板材料和安装形式。

参考文献:

- [1] 运输类飞机适航标准. 中国民用航空规章,第 25 部,CCAR-25-R3. 中国民航总局,2001. 5.
- [2] 刘建浩. 飞机内装防火要求之研究[J]. 民航季刊. 2003, 3(1).



(上接第 24 页)

②外襟翼内作动器的计算

舵面偏转角度 41.5° , a, c, b_0 坐标详见表 5, 从表中可知:

$$ab_0 = 366.7194, ab_{41.5} = 634.2202$$

$$cb_0 = R =$$

$$\sqrt{(4761.5560 - 4759.2732)^2 + (4656.4348 - 4618.3045)^2 + (-428.3348 + 49.7671)^2} = 380.4900$$

$$ac = \sqrt{(4761.5560 - 4864.5132)^2 + (4656.4348 - 4302.6570)^2 + (104.4220 + 428.3308)^2}$$

$$\alpha_{10\%} = \arccos(647.7567^2 + 380.4900^2 - 393.4695^2) / 2 \cdot 647.7567 \cdot 380.4900 = 33.8154$$

$$\alpha_1 = \arccos(647.7567^2 + 380.49^2 - 366.7194^2) / 2 \cdot 647.7567 \cdot 380.4900 = 29.2979^\circ$$

$$\Delta_2 = 33.8154^\circ - 29.2979^\circ = 4.5175^\circ$$

③两舵面角度误差 Δ

$$\Delta = \Delta_1 - \Delta_2 = 4.5289^\circ - 4.5175^\circ = 0.0114^\circ$$

4 结论

(1)按上述方法既可以计算出一块襟翼中两个作动器驱动舵面运动产生的角度误差,尤为重要的是,又可以对内、外襟翼舵面运动角度误差进行检验。

(2)按上述方法可选择多点进行计算,得出两作动器运动时舵面偏转角度的误差曲线(见图 5),并得出误差的最大值及其相应的偏度。

\therefore 运动全行程:

$$b_0 b_n = 634.2202 - 366.7194 = 267.5008$$

作动器在全行程 10% 时的位置:

$$ab_0 + 10\% \cdot b_0 b_n = 366.7194 + 26.7501 = 393.4695$$

(3)将设计的襟翼运动角度最大偏差值与允许值(一般 $< 0.03^\circ$) 进行比较,以判断其襟翼运动的同步性是否达到要求。

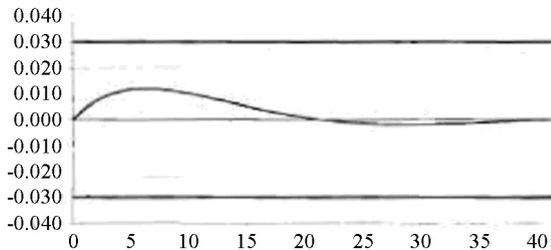


图 5 内、外作动器运动时产生的偏角误差曲线

参考文献:

- [1] Rudolph, Peter K. C. High Lift Systems on Commercial Subsonic Aircraft, NASA Contractor Report 747& September 1996.
- [2] 黄建国. 后缘襟翼运动型式的选择及其分析[J]. 民用飞机设计与研究, 2009, (3): 6-12.