

# 轻型飞机纵向静稳定性试验的估算

刘超强 方钧华

(上海飞机设计研究院电气系统设计研究部,上海 200436)

The Estimation of Longitudinal Static Stability Flight Test for Light Aircraft

Liu Chaoqiang Fang Junhua

(Electrical and Electronic Systems Department of SADRI, Shanghai 200436, China)

**摘要:**推导出了在试飞试验前对轻型飞机纵向静稳定性进行估算的公式,分别给出了握杆和松杆状态下静稳定性的估算方法。在此估算的基础上推导出了试飞试验时所测的驾驶杆位移和杆力等估算式,进而提出了从试验数据到飞机中性点和实际纵向静稳定裕度的分析处理方法。

**关键词:**握杆;松杆;中性点;静稳定裕度

**[Abstract]** The estimation equations of longitudinal static stability of light aircraft are reduced. Stick fixed and stick free longitudinal static stability are analyzed respectively during the estimation. Based on the longitudinal static stability estimation, the equations of stick movement and stick force on flight tests are obtained, and the test data reduction methods for neutral points and actual longitudinal static margin are discussed.

**[Key words]** stick fixed; stick free; neutral point; static margin

## 0 引言

飞机纵向静稳定性飞行试验需同时进行定量试验数据分析和试飞员定性评估。在飞行试验过程中,需利用估算结果来判断试验数据是否正常;在飞行结束后的试验数据分析处理中,需将试验结果与估算的预期进行比较,分析差异以改进设计。对飞机纵向静稳定性的定性评估虽然是试飞员基于飞行任务时的主观感受,不需要分析具体数据参数,但在试飞之前,试飞员需要对被试飞机的纵向静稳定性和试验预期有一定的了解。因而不论是定量数据分析还是定性评估,试验前都需要对纵向静稳定性进行估算。

本文对飞机纵向静稳定性的试验估算不同于飞机操稳设计时的计算。它通过对待飞试验飞机的几何结构参数进行纵向静稳定裕度估算,并预期试验需测量的数据结果。本文主要针对轻型飞机,其控制系统一般为可逆的。且飞机结构简单易于试验改装,试验成本较低,便于飞行试验验证。

## 1 纵向静稳定性分析

飞机在主要飞行时间中多是处于稳定平飞状态,其力矩和受力都对称平衡。可简单认为俯仰平衡方程或运动方程与横航向运动方程无关。且估算过程不需要对俯仰运动方程所有方面进行研究,对俯仰力矩方程的分析推导足够对轻型飞机进行简单估算。

轻型飞机的俯仰控制多是可逆的,其升降舵可

能会受到气流作用而偏转,因此需从握杆和松杆(或称为固定和松浮)两种状态进行纵向静稳定性分析。握杆状态是考虑在受到扰动时因驾驶杆固定而使升降舵位置仍保持固定的飞机纵向静稳定性;松杆状态则分析当舵面受扰动影响时因驾驶杆不固定而使升降舵偏转的飞机纵向静稳定性。

### 1.1 握杆状态纵向静稳定性估算

对于几何对称飞机,可认为俯仰力矩与横-航向力矩无关,可单独利用俯仰力矩方程进行推导计算。飞机主要的俯仰力矩情况如图1所示。

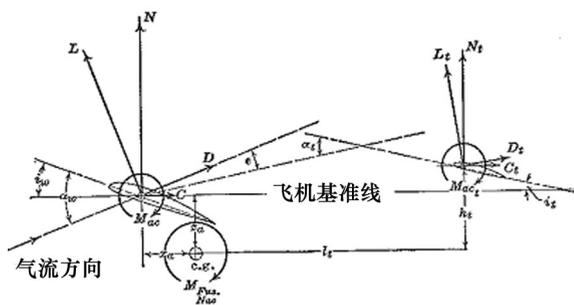


图1 飞机主要俯仰力矩和受力分析图

根据飞机纵向各力及其对重心的位置,可计算得出飞机总俯仰力矩:

$$M_{cg} = Nx_a + Cz_a + M_{ac} + M_{Fus} + M_{act} + C_t h_t - N_t l_t \quad (1)$$

将式(1)除以  $qS_w c$ ,  $c$  为平均气动弦长,得到总俯仰力矩系数:

$$C_m = C_N \frac{x_a}{c} + C_c \frac{z_a}{c} + C_{mac} + C_{mfus} + C_{mact} \frac{S_t c_t}{S_w c} \eta_t +$$

$$C_{cl} \frac{S_{h_t}}{S_w c} \eta_t - C_{N_t} \frac{S_{l_t}}{S_w c} \eta_t \quad (2)$$

其中,  $\frac{q_t}{q} = \eta_t$  为尾翼动压效率。实际飞机的第五、六项相比其它项很小, 因此为简化估算, 在以下估算中忽略该项, 得:

$$C_m = C_N \frac{x_a}{c} + C_c \frac{z_a}{c} + C_{mac} + C_{mfus} - C_{N_t} \frac{S_{l_t}}{S_w c} \eta_t \quad (3)$$

对于俯仰平衡状态下的飞机, 式(3)值等于0。由于俯仰力矩是升力系数的函数, 通常用俯仰力矩系数对升力系数曲线的斜率来评估飞机纵向静稳定性。将式(3)对  $C_L$  求导可得到该斜率, 即俯仰力矩导数的计算式(4):

$$\frac{dC_m}{dC_L} = \frac{dC_N}{dC_L} \frac{x_a}{c} + \frac{dC_c}{dC_L} \frac{z_a}{c} + \frac{dC_{mac}}{dC_L} + \frac{dC_{mfus}}{dC_L} - \frac{dC_{N_t}}{dC_L} \frac{S_{l_t}}{S_w c} \eta_t \quad (4)$$

纵向稳定的飞机, 该斜率值为负, 飞机会从外界的俯仰扰动中收敛回复至稳定, 稳定性的强弱决定于负值的大小, 负的越大, 则稳定性越好; 当它为正时, 飞机纵向静不稳定, 飞机俯仰姿态在扰动后会发散越来越大; 当它为零时, 飞机处于纵向静稳定与不稳定之间, 为中性点。根据式(4), 飞机纵向静稳定裕度可分为机翼、机身、尾翼的贡献等几个不同的主要组成部分。下文将对这些部分分别进行估算。

### 1.1.1 机翼

由式(4), 前三项均来自机翼, 下面从飞机机翼升力分解的垂直和平行飞机基准线的力来进行力矩分析。

$$C_N = C_L \cos(\alpha - i_w) + C_D \sin(\alpha - i_w) \quad (5)$$

$$C_C = C_D \cos(\alpha - i_w) - C_L \sin(\alpha - i_w) \quad (6)$$

$$\frac{dC_N}{dC_L} = \cos(\alpha - i_w) - C_L \sin(\alpha - i_w) \frac{d\alpha}{dC_L} + \frac{dC_D}{dC_L} \sin(\alpha - i_w) + C_D \cos(\alpha - i_w) \frac{d\alpha}{dC_L} \quad (7)$$

因为, 攻角  $(\alpha - i_w)$  通常比较小,  $\cos(\alpha - i_w) \approx 1$ ,  $\sin(\alpha - i_w) \approx (\alpha - i_w)$ , 且  $C_D = C_{D0} + \frac{C_{L^2}}{\pi e AR}$ ,  $\frac{dC_L}{d\alpha} = a$  为机翼升力系数斜率, 代入式(7)得机翼升力贡献的垂直分量:

$$\frac{dC_N}{dC_L} = 1 - \frac{C_L(\alpha - i_w)}{a} + \frac{2C_L}{\pi e AR}(\alpha - i_w) + \frac{C_D}{a} \approx 1 \quad (8)$$

实际机翼的式(8)后三项值均很小, 这里做估

算时忽略不计, 而以  $\frac{dC_N}{dC_L} = 1$  来计算。

同理, 机翼升力贡献水平分量:

$$\frac{dC_C}{dC_L} = -(\alpha - i_w) - \frac{C_L}{a} + \frac{2C_L}{\pi e AR} - \frac{C_D(\alpha - i_w)}{a} \quad (9)$$

由于  $C_{mac}$  为机翼的类型决定而不随飞机姿态变化,  $\frac{dC_{mac}}{dC_L} = 0$ ;

综合以上三项, 得机翼对纵向静稳定度的贡献为:

$$\left(\frac{dC_m}{dC_L}\right)_{wing} = \frac{x_a}{c} + \left(-(\alpha - i_w) - \frac{C_L}{a} + \frac{2C_L}{\pi e AR} - \frac{C_D(\alpha - i_w)}{a}\right) \frac{z_a}{c} \quad (10)$$

式(10)中第二项通常不到第一项的十分之一, 因此以下估算中忽略该项。因而可以将机翼在飞机纵向静稳定性裕度的贡献中简化为:

$$\left(\frac{dC_m}{dC_L}\right)_{wing} = \frac{x_a}{c} = x_{cg} - x_{ac} \quad (11)$$

$x_{cg}$  和  $x_{ac}$  分别是飞机重心和机翼气动中心位置占机翼平均气动弦长的百分比。机翼气动中心通常位于非常靠近四分之一弦长的地方, 在进行估算时, 可认为该处即机翼气动中心。

### 1.1.2 水平尾翼

飞机尾翼产生的纵向静稳定性贡献可按式(4)中最后一项进行估算。

由图1可得飞机尾翼的攻角:

$$\alpha_t = \alpha_w - \varepsilon + i_t - i_w \quad (12)$$

设尾翼升力系数斜率为  $a_t$ , 即  $a_t = \left(\frac{dC_{N_t}}{d\alpha}\right)_t$ ,

则有

$$C_{N_t} = \left(\frac{dC_{N_t}}{d\alpha}\right)_t \alpha_t = a_t \alpha_t = a_t(\alpha_w - \varepsilon + i_t + i_w) \quad (13)$$

式(13)对  $C_L$  求导, 可得:

$$\frac{dC_{N_t}}{dC_L} = a_t \left(\frac{d\alpha_w}{dC_L} - \frac{d\varepsilon}{dC_L}\right) = \frac{a_t}{a} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \quad (14)$$

由式(14)代入式(4)最后一项, 即得平尾的纵向静稳定性贡献:

$$\left(\frac{dC_m}{dC_L}\right)_t = -\frac{a_t}{a} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \bar{V} \eta_t \quad (15)$$

$\bar{V} = \frac{S_{l_t}}{S_c}$  为尾容系数, 由飞机几何尺寸决定。平

尾的气动中心也可认为在四分之一弦长处。由式(15)可以看出,尾翼对纵向静稳定性裕度贡献值一般为负,是稳定的。同时飞机的下洗角对尾翼的纵向静稳定性贡献影响较大,估算时需要重视。

### 1.1.3 机身

由于机身的形状不规则,其静稳定性贡献的估算比较复杂,可用下式进行简化估算:

$$\left(\frac{dC_m}{dC_L}\right)_{Fus} = \frac{K_f w_f^2 L_f}{S_w c a_w} \quad (16)$$

$L_f$  是整个机身的长度,  $w_f$  是最大的机身宽度。 $K_f$  是试验得到的经验系数,它取决于翼根弦在机身的位置。该估算公式可应用于一般的机身静稳定性。其值常为正,机身的静稳定性贡献一般为不稳定的。对于轻型飞机,机身的纵向静稳定贡献是不稳定的,但一般不大,在进行估算时可以将其删除以简化估算过程。

### 1.1.4 推力

当飞机的重心位置不在推力轴线上时,推力会产生绕重心的力矩。该力矩对纵向静稳定裕度也有贡献。推力力矩系数可按式(17)简化计算:

$$C_{mT} = \frac{Tz}{\frac{1}{2}\rho v^2 S c} \quad (17)$$

$z$  为重心到推力轴线的垂直距离。由于发动机推力特性的不同,在估算推力贡献时,一般分螺旋桨发动机和喷气式发动机两种类型进行讨论。

#### (1) 螺旋桨飞机

一般认为,飞机螺旋桨发动机的输出功率不随速度变化而改变,同一油门设置下,推力与速度成反比关系,即  $P = Tv$ ; 而由升力系数表达式得到  $v =$

$$\left(\frac{W}{\frac{1}{2}\rho S C_L}\right)^{\frac{1}{2}}; \text{代入式(17)可推出螺旋桨飞机的推力}$$

纵向力矩系数:

$$C_{mT} = \frac{P\rho^{\frac{1}{2}}S^{\frac{1}{2}}zC_L^{\frac{2}{3}}}{\sqrt{2}W^{\frac{3}{2}}c} \quad (18)$$

将式(18)对  $C_L$  求导,可得螺旋桨飞机推力对纵向静稳定裕度的贡献公式:

$$\frac{dC_{mT}}{dC_L} = \frac{3P\rho^{\frac{1}{2}}S^{\frac{1}{2}}}{2^{\frac{3}{2}}W^{\frac{3}{2}}c} zC_L^{\frac{1}{2}} \quad (19)$$

由式(19)可以看出,飞机的重量、功率、飞行速度、高度都会影响推力贡献的大小,太多的变量对于飞行试验的估算则较为复杂,试验前可对各构型分别考虑或取平均值估算。当推力轴线在重心之上时

$z$  的值为负,其为稳定贡献。

#### (2) 喷气式飞机

一般认为,喷气式发动机的输出推力  $T$  恒定,不随速度而改变。此时喷气式飞机的推力纵向力矩系数方程为:

$$C_{mT} = \frac{TzC_L}{Wc} \quad (20)$$

将式(20)对  $C_L$  求导,可得喷气发动机飞机推力对纵向静稳定裕度的贡献公式:

$$\frac{dC_{mT}}{dC_L} = \frac{Tz}{Wc} \quad (21)$$

由式(21)可以看出,喷气发动机的影响因素要少于螺旋桨,但重量和推力仍会影响推力贡献的大小。当推力轴线在重心之上时  $z$  的值为负,其为稳定贡献。

### 1.1.5 中性点

综合以上各方面的贡献,可得飞机握杆状态纵向静稳定性裕度估算公式:

$$\frac{dC_m}{dC_L} = (x_{cg} - x_{ac}) + \left(\frac{dC_m}{dC_L}\right)_{Fus} - \frac{\bar{V}a_t}{a} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \cdot \eta_t \quad (22)$$

式(22)未包括推力的贡献,因为推力因素的估算公式需要根据发动机类型而区分,且其受飞机构型限制。以下分析时暂不将其置入其中,具体估算时可以单独添加计算。

重心在飞机纵向静稳定中性点处稳定裕度为0,此时  $\frac{dC_m}{dC_L} = 0$ , 得中性点估算公式:

$$N_0 = x_{cg} = x_{ac} - \left(\frac{dC_m}{dC_L}\right)_{Fus} + \frac{\bar{V}a_t}{a} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \cdot \eta_t \quad (23)$$

$$X_{ac} \approx 0.25$$

### 1.1.6 重心范围

理论上,飞机在握杆状态后重心不超过  $N_0$ , 为保证有足够的纵向稳定性,后重心也不能太靠近中性点,要留有一定的余量。重心越靠前纵向稳定性越好,但同时操纵需要的舵面力矩就越高。一般对前重心的位置受最大操纵杆力的限制或抬前轮操纵力限制。

## 1.2 松杆状态静稳定性估算

### 1.2.1 松杆状态静稳定裕度

松杆状态静稳定性分析时,升降舵会随气流作用而偏转。因此尾翼的贡献应计算升降舵因气流偏

转而产生的力矩。此时需利用舵面铰链力矩系数来分析。设升降舵调整片位置不变,飞机配平时,铰链力矩系数为0,即:

$$C_H = C_{H\alpha}\alpha_T + C_{H\delta}\delta_e = 0 \quad (24)$$

受扰动后,舵面发生偏转的角度为:

$$\Delta\delta_e = -\frac{C_{H\alpha}}{C_{H\delta}} * \Delta\alpha_T \quad (25)$$

又由式(12)微分可得:

$$\Delta\alpha_T = \frac{1}{a} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \Delta C_L \quad (26)$$

将式(26)代入式(25)得:

$$\frac{d\delta_e}{dC_L} = -\frac{C_{H\alpha}}{C_{H\delta}a} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \quad (27)$$

由于考虑松杆状态时升降舵随气流偏转的角度 $\delta_e$ 需要计算入内。通常用升降舵效率参数 $\tau$ 来表征水平尾翼攻角受升降舵偏转角度的影响。此时俯仰力矩系数方程为:

$$C_m = (x_{cg} - x_{ac}) C_L + C_{mFus} - \bar{V} a_t (\alpha_T + \tau\delta_e) \quad (28)$$

把式(28)对 $C_L$ 求导,忽略机身部分,并将式(27)代入即得松杆状态纵向静稳定裕度估算公式:

$$\frac{dC_m}{dC_L} = (x_{cg} - x_{ac}) + \left(\frac{C_m}{C_L}\right)_{Fus} - \bar{V} \frac{a_t}{a} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \left(1 - \tau \frac{C_{H\alpha}}{C_{H\delta}}\right) \quad (29)$$

松杆状态静稳定裕度估算公式(29)比握杆状态的公式(22)在尾翼贡献上不同,两式差值即为受气流作用产生的纵向静稳定性贡献。

### 1.2.2 松杆状态中性点

飞机重心在中性点 $N_0'$ 时,式(26)等于0,可得松杆状态中性点估算公式:

$$N_0' = x_{ac} - \left(\frac{C_m}{C_L}\right)_{Fus} + \bar{V} \frac{a_t}{a} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{d\alpha}\right) \left(1 - \tau \frac{C_{H\alpha}}{C_{H\delta}}\right) \quad (30)$$

此时飞机杆松杆状态纵向静稳定裕度公式可表示为:

$$\frac{dC_m}{dC_L} = x_{cg} - N_0' \quad (31)$$

与握杆状态中性点 $N_0$ 对比发现,松杆状态纵向静稳定中性点的尾翼贡献上多乘了一项 $\left(1 - \tau \frac{C_{H\alpha}}{C_{H\delta}}\right)$ ,其一般小于1。因此松杆状态中性点 $N_0'$ 一般要位于 $N_0$ 之前。

### 1.2.3 重心范围

理论上重心介于 $N_0'$ 和 $N_0$ 之间时,飞机纵向依然稳定,但此时的稳定为固定驾驶杆状态下的稳定,松杆则不稳定,即飞行过程中驾驶员不能放开驾驶杆,浮动的舵面会增大驾驶员操作难度。因此,飞机的重心最好在 $N_0'$ 之前并有一定余量。对前重心的要求握杆和松杆状态没有区别。

## 2 试飞试验估算

纵向静稳定性试验的估算主要包括两方面内容:(1)利用第一章内介绍的纵向静稳定裕度估算结果,推导出试验预期数据,即驾驶杆力和位移的估算值;(2)是根据试验采集的数据推算纵向静稳定裕度。估算的实际意义是将这些试验前的估算结果与实际试验结果进行对比分析,找出存在的问题及其理论依据。

飞机纵向静稳定性试验可以通过试验数据分析来得到纵向静稳定性裕度,即稳定飞行的飞机在受到扰动后恢复原稳定状态的能力。飞行试验中利用驾驶杆的操作,测量舵面偏转角度对应偏转后稳定飞行速度的关系,进而推导出纵向静稳定裕度。轻型飞机的控制系统多是可逆的,其纵向静稳定性试验也包括握杆和松杆两种状态的试验。握杆状态纵向静稳定性试验主要考察舵面的偏转角度,其需通过测量驾驶杆位移得到;松杆状态纵向静稳定性试验则主要考察驾驶杆力。这两种状态的试验操作可综合到一起进行。

### 2.1 握杆状态纵向静稳定性试验

#### 2.1.1 位移-速度曲线估算

进行握杆状态的纵向静稳定性分析时,考虑升降舵面偏转角度不受气流作用影响,且该角度与驾驶杆的位移成线性关系。此时可以由第二章估算的纵向静稳定性裕度结果来估算试飞试验的杆位移-速度曲线斜率。

当飞机配平于速度 $v_{trim}$ 时,飞机力矩平衡,式(22)等于0。

当升降舵偏转角度为 $d\delta_e$ 时力矩变化:

$$\begin{aligned} dC_m &= (x_{cg} - x_{ac}) C_L - \bar{V} a_t (\alpha_t + \tau d\delta_e) - C_m \\ &= -\bar{V} \tau a_t d\delta_e \end{aligned} \quad (32)$$

由式(32)得:

$$d\delta_e = -\frac{dC_m}{\bar{V} \tau a_t} = -\frac{dC_m}{dC_L} \frac{dC_L}{\bar{V} \tau a_t} \quad (33)$$

又由在稳定飞行中, $W = C_L \frac{1}{2} \rho v^2 S$ ;微分得:

$$dC_L = -2C_L \frac{dv}{v} \quad (34)$$

将式(34)代入(33),可得舵面偏转角度对速度的斜率计算公式:

$$\frac{d\delta_e}{dv} = \frac{dC_m}{dC_L} * \frac{2C_L}{V\tau a_{1v}} \quad (35)$$

试验前,可将理论估算的  $\frac{dC_m}{dC_L}$  和  $\frac{2C_L}{V\tau a_{1v}}$  代入式

(35)估算出在配平速度  $v$  时的  $\frac{d\delta_e}{dv}$ ,并根据杆位移与舵面偏转角度的传达系数  $m$ ,可估算出试验操作达到各稳定飞行速度时的杆位移量。该估算结果可以用来检验试验操作。

### 2.1.2 握杆状态试验数据的分析

试验数据分析是由试验测到的驾驶杆位移和速度关系来推导握杆状态下中性点和实际的纵向静稳定性。

杆握杆状态下试验可得到驾驶杆位移跟速度的斜率,根据传达系数  $m$  可得到舵偏转角度对速度的斜率  $\frac{d\delta_e}{dv}$ 。试验通常进行至少两种差别较大的重心位置构型下的飞行。设试验中飞机前重心位置  $x_{cg1}$  后重心位置  $x_{cg2}$ ,则两种构型下稳定平飞于同样空速时,飞机升力系数相等,其俯仰力矩系数分别代入式(36)和式(37)。

$$C_{m1} = (x_{cg1} - x_{ac}) C_L - \bar{V}(a_1\alpha_t + \tau a_t\delta_{e1}) = 0 \quad (36)$$

$$C_{m2} = (x_{cg2} - x_{ac}) C_L - \bar{V}(a_1\alpha_t + \tau a_t\delta_{e2}) = 0 \quad (37)$$

式(37)减去式(36),可得:

$$\bar{V}\tau a_t = \frac{(x_{cg2} - x_{cg1}) C_L}{\delta_{e2} - \delta_{e1}} \quad (38)$$

将式(38)代入式(35)可得纵向静稳定裕度:

$$\frac{dC_m}{dC_L} = \frac{d\delta_e}{dv} * \frac{x_{cg2} - x_{cg1}}{\delta_{e2} - \delta_{e1}} * \frac{v}{2} \quad (39)$$

根据两种重心下试验得到的  $\left(\frac{d\delta_e}{dv}\right)_{cg1}$  和

$\left(\frac{d\delta_e}{dv}\right)_{cg2}$ ,平飞速度  $v$ ,稳定时升降舵偏转角度  $\delta_{e1}$  和  $\delta_{e2}$  (由驾驶杆位移得到),以及试验时所配重心位置  $x_{cg1}$  和  $x_{cg2}$ ,代入式(39)即可得到这两种重心状态下的纵向静稳定裕度  $\left(\frac{dC_m}{dC_L}\right)_{cg1}$  和  $\left(\frac{dC_m}{dC_L}\right)_{cg2}$ 。在以纵

向静稳定裕度  $\left(\frac{dC_m}{dC_L}\right)$  为纵轴,重心位置  $x_{cg}$  为横轴的坐标系里,可得到前后重心两个数据点,如图2所示,过这两点的直线与横轴交于一点,该点即为飞机实际握杆状态下纵向中性点  $N_0$ 。

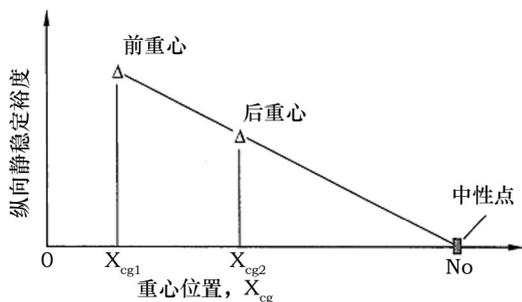


图2 握杆状态纵向静稳定中性点

在试验条件允许的情况下,若能做多个重心位置构型,在得到的纵向静稳定裕度点拟合成一条直线,该直线与横轴的交点将更为准确。将  $N_0$  值代入式(22)可以估算飞机实际在任何重心状态下的纵向静稳定性裕度。若在  $\frac{2C_L}{V\tau a_{1v}}$  已知的情况下,可利

用式(35)反推得到飞机的纵向静稳定裕度  $\frac{dC_m}{dC_L}$ 。

但鉴于  $\frac{2C_L}{V\tau a_{1v}}$  来自理论估算,其与真实的情况存在误差,而试验结果更接近于真实值。

### 2.2 松杆状态纵向静稳定性试飞试验

松杆状态的纵向静稳定性试验主要有两种方法,杆力梯度法和调整片法。由于杆力梯度法试验操作相对简单,且两种方法理论推导的过程类似,这里只介绍杆力梯度法。

#### 2.2.1 杆力估算

在松杆状态下,升降舵会随气流作用影响。此时纵向静稳定性只能通过舵面铰链力矩来分析。杆力的计算公式为:

$$F_s = \frac{1}{2} m C_H \rho v^2 S_e \quad (40)$$

$m$  是杆力传动系数,  $C_H$  是升降舵铰力矩系数。飞机纵向配平时,  $C_H = 0$ ,施加操作杆力时:

$$C_H = C_{H\alpha} \Delta\alpha_T + C_{H\delta} \Delta\delta_e \quad (41)$$

由飞机升力系数公式可得速度变化导致的升力系数变化量:

$$\Delta C_L = \frac{W}{\frac{1}{2} \rho v^2 S_w} - \frac{W}{\frac{1}{2} \rho v_{trim}^2 S_w} \quad (42)$$

(下转第47页)

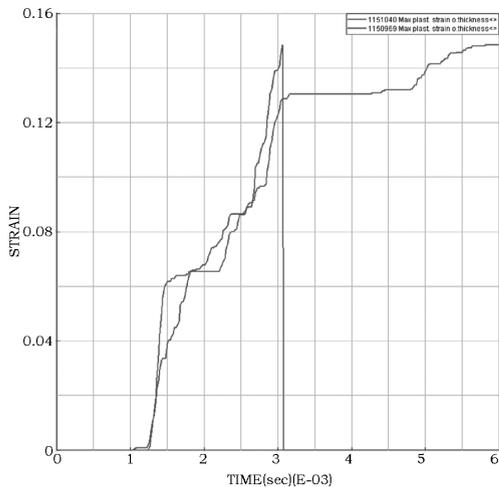


图 16 5)号方案3框出蒙皮等效塑性应变曲线

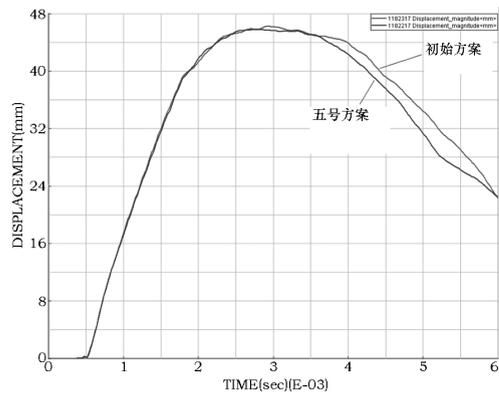


图 17 节点位移曲线

综合考虑重量损失、安装协调等各方面原因,建议采用方案5)为最终方案。

### 3 结论

(1)某型民机座舱盖侧壁板结构鸟撞破坏是由



(上接第 15 页)

将式(41)、(42)、(26)、(33)、(31)联立代入式(40)得到杆力的估算公式:

$$F_s = - \frac{mWS_e C_{H\delta}}{V\tau a_t S_w} (x_{cg} - N_0') \left[ 1 - \left( \frac{v}{v_{trim}} \right)^2 \right] \quad (43)$$

根据估算公式(43)可估算出在配平状态下,任意稳定速度需要的操作杆力。杆力的估算结果可用于对试验过程正常与否进行检验。

#### 2.2.2 试验数据的分析

试验数据的分析是由试验测到的驾驶杆力和速度关系来推导松杆状态下的中性点和实际的纵向静稳定性。

于弱框处刚度过小,框间蒙皮变形过大,导致在铆钉孔削弱的蒙皮处被拉断,裂纹扩展形成一个大开口的破坏形式。

(2)数值模拟计算所得到的结论与实验所得的结果符合,数值模拟仿真能真实地模拟出侧壁板鸟撞破坏的全部过程。证明之前计算的假设和材料本构模型的选取正确。有限元计算模拟结果为之后进一步的分析提供了计算依据。

(3)综合考虑重量损失、安装协调等各因素,建议采用方案5),即加强弱框处的刚度,使得变形能够更加顺畅地传递到整个结构。

(4)在飞机结构抗鸟撞设计时,尽量避免刚度差别过大,以保证整个结构内部刚度变化的平滑程度,从而确保整体变形的匹配协调性。

### 参考文献:

[1] Li Yulong, Zhang Yongkang, Xue Pu. Study of Similarity Law for Bird Impact on Structure [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2008, 21: 512-517.  
 [2] 王富生, 岳珠峰, 冯震宙, 等. 鸟撞飞机风挡动态响应数值模拟方法研究现状 [J]. 飞机设计, 2008, 28(5): 39-55.  
 [3] 孙晓艳, 王军. SPH 方法的理论及应用 [J]. 水利水电技术, 2007, 38(3): 44-46.  
 [4] 刘军, 李玉龙, 刘元镛. 基于 SPH 方法的叶片鸟撞数值模拟研究 [J]. 振动与冲击, 2008, 27(9): 90-93.  
 [5] 郭伟国, 田宏伟. 几种典型铝合金应变率敏感性及其塑性流动本构模型 [J]. 中国有色金属学报, 2009, 19(1): 56-61.  
 [6] 王爱俊, 乔新, 历蕾. 飞机层合风挡鸟撞击有限元数值模拟 [J]. 航空学报, 1998, 19(4): 446-450.

由式(43)可以看出,驾驶杆力与飞行速度并非成线性关系。杆力对速度的曲线斜率不为恒定,其随速度而变化。而且杆力在配平点还存在摩擦力等许多不确定力因素,很难从试验数据中拟合出该点处的曲线斜率,因此不能利用它来确定静稳定裕度。将式(43)除以动压  $q$ , 可得:

$$\frac{F_s}{q} = - \frac{mS_e C_{H\delta}}{V\tau a_t} (x_{cg} - N_0') C_L + \frac{2mWS_e C_{H\delta}}{\rho V\tau a_t S_w} (x_{cg} - N_0') \frac{1}{v_{trim}^2} \quad (44)$$

由式(44)可知,  $F_s/q$  与升力系数  $C_L$  成线性关系,可以通过试验数据点,画出一条  $F_s/q$  对  $C_L$  的直

(下转第 62 页)

(2)改进设计集装箱运输车、登机梯等地面支援设备与飞机的接口部位;

(3)地面支援设备上应装有应急停车开关;

(4)地面支援设备上应装有后视镜,例如镜子、摄像头等;

(5)操作地面支援设备时应保证充足的光线;

(6)服务软管上装有快卸接头;

(7)带有电缆或者软管的设备应有刹车互锁系统;

(8)地面支援设备设计应能够避免误操作。

#### 4.5 维修环境

停机坪过于拥堵也是引起飞机损伤的重要原因之一。在非常有限的操作空间里,维修设备频繁机动,容易造成对飞机的碰撞或者干涉,从而引发事故;若停机坪表面有冰或者是湿的,都会引起牵引车刹车故障甚至失效,从而引发事故;不同的照明条件,都会影响机务人员的工作效率和工作安全。所有这些条件,都是在机务人员操作前需要考虑并改善的,以尽量避免事故的发生。

#### 4.6 管理

管理涉及了多方面维修操作的组织、控制和实施。

一般来说,设备故障并不是引起飞机损伤的重要原因,有效地组织管理损伤记录系统和预防性的维修程序,会成为减少飞机损伤的一条重要途径。同时,应尽量避免机务人员的疲劳作业。线,该线的斜率恒定不随速度改变。该斜率的理论计算公式可由式(44)对  $C_L$  求导得到,即:

$$\frac{d(F_s/q)}{dC_L} = -\frac{mS_e C_{H\delta}}{\sqrt{\tau} a_i} (x_{cg} - N_0) \quad (45)$$

松杆状态纵向静稳定行试验也需要进行不少于两个重心位置构型的试验。中性点的求法类似握杆

状态纵向静稳定性试验,参考图2。以  $\frac{d(F_s)}{dC_L}$  为纵轴,重心位置  $x_{cg}$  为横轴,根据不同重心构型得到的

$\frac{d(F_s/q)}{dC_L}$  可以拟合出一条直线,该直线与横轴的交点即为飞机实际的松杆状态中性点。将中性点值代入式(31)即可得到实际的任意重心位置构型下的松杆静稳定裕度。

由于实际飞机很难得到准确的铰链力矩系数,对松杆状态纵向静稳定性的估算很难准确反映真实值。而且,在实际飞行中,飞行员一般不会进行长时间的松杆操作,松杆状态的纵向静稳定性对飞行员并不重要。所以,对松杆状态的纵向静稳定性的估算及其试飞试验的实际应用价值并不高。

## 5 总结

航空运输业是一个高投入、高风险、高责任的产业,航空公司的运营面临着安全和经济上的双重压力。确保民用飞机的适航性且维修成本、维修周期合理是航空公司成功的一个关键要素。因此,航空公司正将更多的注意力放在飞机的维修程序以及维修中所需要的地面支援设备上。

按照现代产品质量理论,产品的设计本质上决定了产品的质量。在不断改进地面支援设备设计的基础上,减少甚至避免飞机损伤,满足更短的维修时间以及更高的维修效率的要求,确保维修成本、维修周期合理,这不仅有利于航空公司的运营与发展,对我国航空运输业的发展也有非常重要的意义。

#### 参考文献:

[1] Aircraft Damage Caused by Ground Support Equipment, 2009.  
 [2] 王端民. 航空维修质量与安全管理[M]. 北京:国防工业出版社, 2008.  
 [3] Harry A. Kinnison. 航空维修管理[M]. 北京:国防工业出版社, 2007.  
 [4] 陈付生. 民用飞机客户服务入门[M]. 北京:国防工业出版社, 2006.

## 3 总结

本文主要研究了轻型飞机纵向静稳定性的试验前估算方法以及试验数据的处理分析方法。分析了机翼、尾翼、机身、推力等各方面的贡献,得到了比较简单可行的纵向静稳定性试验前理论估算公式。在此基础上,推导了对试验预期数据的估算公式和试验数据的处理方法。通过估算公式的对比分析,发现了握杆状态和松杆状态的纵向静稳定性的差异,复杂的松杆状态估算变得简单方便。若这些估算公式制作成计算软件,可缩短飞机操稳试验的前期准备,将估算结果与试验数据进行对比分析,易于发现潜在的设计问题并可作为改进的理论依据。

#### 参考文献:

[1] Contrland D. Perkins and Robert E. Haye. Airplane Performance Stability and Control. Published by John Wiley and Sons .  
 [2] U. S. NAVAL TEST PILOT SCHOOL. FLIGHT TEST MANUAL - FIXED WING STABILITY AND CONTROL. Commanding Officer. Patuxent River.  
 [3] 宋庆国. 民用飞机纵向稳定性与操纵性试飞技术研究[D]. 西安:西北工业大学, 2000.  
 [4] 中国民用航空条例第25部[S]. 北京:中国民航总局, 1985.