

內 部

飞 机 飞行試驗手冊

第 二 冊



第三机械工业部第六二八研究所

一九七六年十月

飞 机 飞 行 试 验 手 册

第二册 第一分册

阶跃操纵副翼和协调侧滑



307441

全书总目录

第一册

第一分册 飞机基本性能的测定

第二分册 基本飞行性能的测定

第三分册 航程续航时间

第二册

第一分册 阶跃操纵副翼和协调侧滑

第二分册 飞机飞行振动测量与飞机结构应力和载荷的飞行测量

第三分册 飞机操纵系统地面试验

第三册

飞行试验测试仪器及应用



30245441

目 录

第一章 阶跃操纵副翼.....	(1)
概 述.....	(1)
§ 1 方法原理.....	(1)
§ 2 试验条件.....	(2)
§ 3 驾驶技术.....	(2)
§ 4 参数测量和仪器选择.....	(4)
§ 5 数据处理.....	(4)
第二章 协调侧滑	(6)
概 述.....	(6)
§ 1 方法原理.....	(6)
§ 2 试验条件.....	(8)
§ 3 驾驶技术.....	(9)
§ 4 参数测量.....	(10)
§ 5 数据处理.....	(10)

第一章 阶跃操纵副翼

概 述

在飞机设计中,副翼操纵面的设计要求能够保证飞机具有良好的横向操纵特性,即要求保证适当的副翼效率及适中的副翼杆力。

副翼操纵特性的基本指标是:副翼操纵效率 $\left(\frac{d\bar{\omega}_x}{d\delta_x}, \frac{d\omega_x}{dx_x}, \bar{\omega}_{xP}, \bar{\omega}_{x\delta}, \frac{dp_x}{d\omega_x}\right)$,及操纵副翼的最大允许杆力(P_0)。

测定这些指标的试飞方法最常用的是“阶跃操纵副翼”法。经过几种喷气式歼击机的试飞,实践证明,用这种方法在中速和高速试验中,可以获得满意的副翼效率,但在小速度时,由于侧滑和偏航的显著,而使所得结果与定义值相差较大。在实施上,这种方法简便易行。

§ 1 方 法 原 理

在一定的速度和高度下,操纵飞机副翼及方向舵,使飞机作非定态机动飞行。此时,飞机绕 x 轴的力矩平衡方程式为:

$$r_x^2 \frac{d\omega_x}{dt} - r_{xy}^2 \frac{d\omega_y}{dt} = m_x^\beta \beta + m_x^{\omega_x} \omega_x + m_x^{\omega_y} \omega_y + m_x^{\delta_x} \delta_x + m_x^{\delta_y} \delta_y \quad (1)$$

它描述了飞机绕 x 轴的一个复杂的非定态运动过程。“复杂的过程则有一对以上的矛盾。各对矛盾之间,又互相成为矛盾”。在这方程中包含了矛盾着的七个方面,即飞机的惯性力矩项,惯性交感力矩项,副翼操纵力矩项,方向舵的操纵力矩项,飞机静稳定力矩项,飞机阻尼力矩项,气动力交感力矩项。

为了消除惯性力矩的影响,须要飞机获得一个稳定滚转速度。由于飞机的 X 轴惯性小,阻尼大,因而副翼在偏转位置上保持短时间即可达到稳定的角速度,即 $\frac{d\omega_x}{dt} = 0$ 。

当方向舵固定在起始平衡位置上,(即 $\delta_y = \delta_x = 0$)只操纵副翼作单自由度稳定横滚,而不产生明显的侧滑和偏航,即 β, ω_y 的量值很小,从而可以认为 $\frac{d\omega_y}{dt} = 0$,这种运动状态在一个较短时间內是可以实现的,方程(1)就简化为:

$$m_x^\beta \beta + m_x^{\omega_x} \omega_x + m_x^{\delta_x} \delta_x \approx 0 \quad (2)$$

在操纵副翼的稳定滚转运动过程中,实际上总是带有微小的侧滑和偏航,即 $m_x^\beta \beta$ 和 $m_x^{\omega_y} \omega_y$ 两项很小,因而只有副翼的操纵力矩 $m_x^{\delta_x} \delta_x$ 和飞机阻尼力矩 $m_x^{\omega_x} \omega_x$ 构成了一对主要矛盾(而且操纵力矩是矛盾的主要方面)“由于它的存在和发展,规定或影响着其它矛盾的存在和发展”。规定了飞机横滚运动的本质。

如果忽略次要矛盾的两个方面 $m_x^\beta \beta \approx 0, m_x^{\omega_y} \omega_y \approx 0$,则在给的($V = \text{常数}, H = \text{常数}$,

$\delta_y = \delta_{y0} \approx 0, \beta \approx 0, \omega_y \approx 0, \frac{d\omega_x}{dt} = 0, \frac{d\omega_y}{dt} \approx 0$) 条件下, 操纵力矩与阻尼力矩这对

矛盾达到暂时的相对的平衡, 便得到了副翼操纵效率的数学表达形式:

$$\frac{d\omega_x}{d\delta_x} \approx \frac{\Delta\omega_x}{\Delta\delta_x} \approx -\frac{m_x^{\delta x}}{m_x^{\omega x}} \quad (3)$$

可见副翼效率的物理意义: 当飞行速度、高度一定时, 方向舵固定在起始平衡位置上, 阶跃操纵副翼完成单自由度稳定横滚, 副翼偏转单位 1 度, 飞机所产生的滚转角速度的变化量, 或是翼尖螺旋角的变化量。

由副翼效率 $\frac{d\omega_x}{d\delta_x}$ 可以转化为规范上常用的几种指标形式:

(1) 副翼杆位移单位 1 米, 飞机翼尖螺旋角的变化量

$$\frac{d\bar{\omega}_x}{dx_x} \approx \frac{d\bar{\omega}_x}{d\delta_x} \cdot \frac{d\delta_x}{dx_x} = \frac{d\bar{\omega}_x}{d\delta_x} \cdot K_x \quad (\text{弧/米})$$

(2) 副翼全偏, 飞机所达到的翼尖螺旋角。

$$\bar{\omega}_{x0} = \left(\frac{d\bar{\omega}_x}{d\delta_x} \right) \cdot \delta_{x_{\max}} \quad (\text{弧})$$

(3) 飞机产生单位 1 弧/秒的角速度变化, 所需要的副翼杆力。

$$\frac{dp_x}{d\omega_x} \quad \left[\frac{\text{公斤}}{\text{弧/秒}} \right]$$

(4) 副翼最大允许操纵力 $P_{x_{\max}} = P_0$ 时, 飞机所能达到的横滚角速度。

$$\omega_{xP} = P_0 / \frac{dp_x}{d\omega_x} \quad (\text{弧/秒})$$

§ 2 试 验 条 件

“对于任何一个具体的事物说来, 对立的统一是有条件的”, 在飞机的稳定横滚运动过程中, 副翼操纵力矩和飞机阻尼力矩也是在一定试验条件之下达到暂时的、过渡的, 因而是相对的平衡。这些条件包括飞机的重量 G 、重心位置 $\bar{X}_T$, 飞行速度 V 、飞行高度 H 、发动机状态、起落架襟翼的位置以及气象条件等。

对于飞行速度和高度的选择原则与其它操纵性安定性试验一样, 并无特殊要求。

飞机的重量及纵向重心位置 $\bar{X}_T$ 的变化对横滚性能影响不大, 故可以选择正常重量和正常重心位置。

对于发动机状态、起落架襟翼位置以及气象条件的选择原则与其它操纵性安定性试验相同。

§ 3 驾 驶 技 术

1. 驾驶方法

为了获得飞机的单自由度稳定横滚运动, 必须用特殊的驾驶方法, 来突出副的操纵力矩和飞机的阻尼力矩这一对主要矛盾, 使之达到暂时的平衡, 并同时限制或消除其它次要矛盾,

如限制侧滑及偏航，消除方向舵操纵力矩及飞机惯性力矩等。操纵方法如下：

(1) 飞机以给定的速度(或M数)作水平稳定直线飞行，保持一段较短时间。

(2) “迅速”压杆，使副翼由起始平衡位置(δ_{x1})偏转到给定的位置(δ_{x2})。同时方向舵固定在起始平衡位置上(即 $\delta_{y2} = \delta_{y1} = \text{常数}$)。

(3) 副翼在偏转位置 δ_{x2} 上保持一较短时间，让飞机达到稳定的滚转角速度，在此过程中，任何操纵面不得再动。

(4) 可以迅速从稳定横滚中改出。

上述这种“单阶跃”方法适合于低速飞机和跨音速飞机。除此之外，还有两种驾驶方法：一个是“倍阶跃”，即副翼的杆先压向一边，保持一段时间，待飞机达到稳定的滚转角速度时，再迅速压向另一边，保持一段时间，让飞机达到稳定滚转后，再改出。(见图1-B)。另一个是“单阶跃全滚”，这种方法对于现代超音速飞机很适用。操纵动作与“单阶跃”一样(图1)。

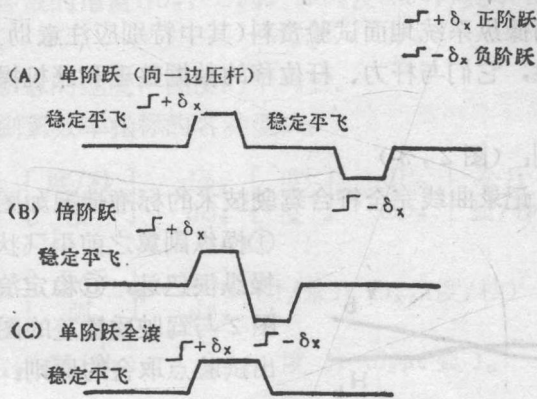


图1 阶跃操纵副翼的三种驾驶方法示意图

2. 驾驶方法说明:

① 要求尽可能地“迅速”压杆，以保证飞机获得一个较为理想的单自由度稳定横滚；从而保证了在一较短时间内，飞机没有明显的侧滑和偏航。

② 在稳定横滚运动过程中，方向舵固定不动是非常重要的，如果动舵，则产生了方向舵操纵力矩的影响，结果得不到纯副翼效率。

③ 油门杆和升降舵只能在动作前操纵，在稳定横滚运动过程中，不得再动。

④ 在每个速度下，以不同的杆行程左、右操纵副翼各两次，所给出的结果，对于鉴定飞机足够了。

⑤ 在小速度，大攻角，完成横滚动作时飞行速度和高度有较大的变化，易于产生明显的侧滑和偏航，因而副翼效率比较低，需要用较大的副翼偏角和较小的操纵力。

⑥ 在中等速度时，副翼效率高，因而操纵副翼需要较小的偏转角。

⑦ 在大速度时，由于空气压缩性影响及结构弹性变形的影响，因而副翼效率也比较低。操纵杆力比较大。

关于任务安排原则与其它操纵性安定性试验相同。

§ 4 参数测量和仪器选择

“任何过程如果有多数矛盾存在的话，其中必有一种是主要的，起着领导的，决定的作用，其它则处于次要和服从的地位”。

在飞机稳定横滚过程中，决定过程本质的主要矛盾的两个方面是副翼的舵偏角(δ_x)，杆位移(X_x)杆力(P_x)和飞机的滚转角速度(ω_x)，这些是主要参数。而侧滑角(β)偏航角速度(ω_y)方向舵偏度(δ_y)及平尾偏度(δ_{pw})等，是次要的参考量。还有条件参数，如飞行速度、高度、重量、重心等。

仪器的量程、精度、灵敏度的选择原则以及安装技术要求，必须对于具体情况作具体的分析，对于具体的飞机和具体的仪器作具体分析确定的。

§ 5 数 据 处 理

1. 准备工作：熟习操纵系统地面试验资料(其中特别应注意助力器的试验结果)掌握操纵系统的静态与动态特性，它们与杆力、杆位移的数据整理和飞机操纵性结果分析有着密切的内部联系。

2. 试验点取舍原则：(图 2, 3)

“有比较才能鉴别”。记录曲线完全符合驾驶技术的标准情况如图 2 所示。有三个特点：

①操纵副翼之前平飞状态保持很稳定；②阶跃操纵很迅速；③稳定滚转状态保持得很好。把图 2 与驾驶质量差的图 3 进行比较，就可以得出试验点取舍的原则：

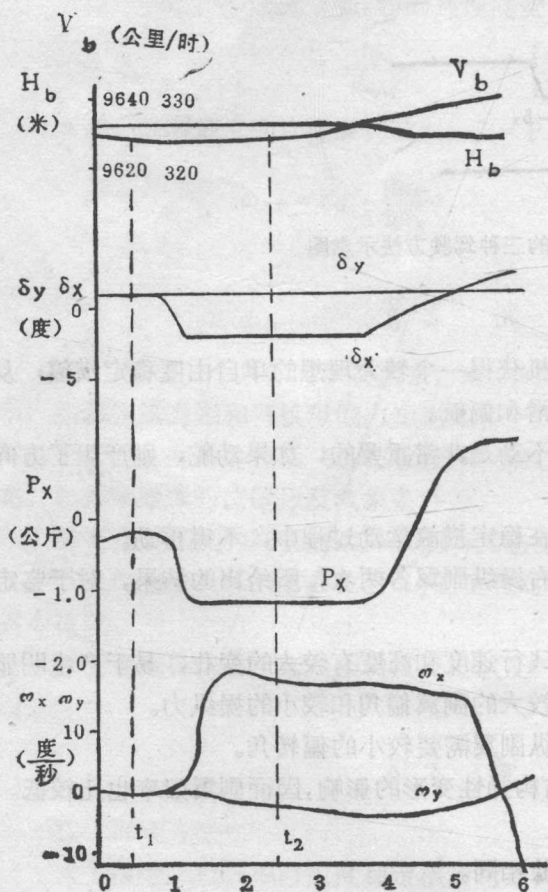


图 2 阶跃操纵副翼记录曲线 t (秒)

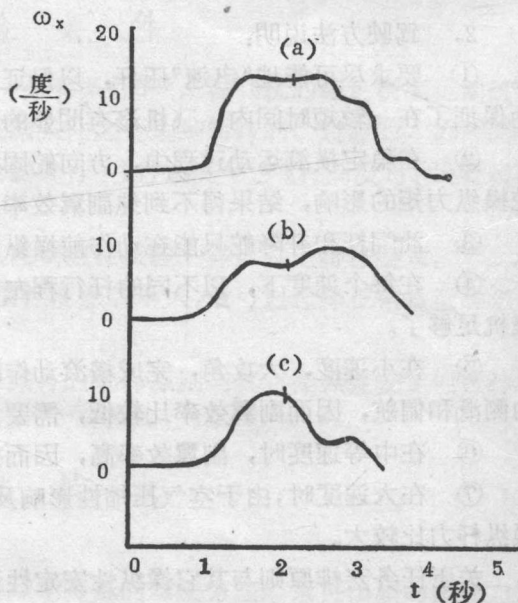


图 3 阶跃操纵副翼 ω_x 的记录典型曲线

- 1) 初始状态 t_1 点, 应尽量取 $\omega_x = 0$, $\omega_y \approx 0$ 的点。
- 2) 稳定滚转状态 t_2 点应取副翼偏度及角速度保持常值点, 相应 $\delta_{y0} = \text{常数}$, 即 δ_x , ω_x 有平稳一段就可取。
- 3) 杆力 P_x 记录曲线可能出现一个峰值, t_2 选择应在这个畸变之后。
- 4) 不满足驾驶技术要求的情况, 如图 3—a, b, 两种情况的点可以整理, 作为参考点, c 情况应舍去。

5) 滞后的考虑: 由于角速度 ω_x 滞后于副翼偏角 δ_x , 滞后时间约在 0.3~0.6 秒(具体飞机滞后时间又各不相同, 一般大速度时滞后值偏小), 如滚转状态保持较差, 则需按实际变化趋势, 合理估计滞后时间, 进行取点。如滚转状态保持很稳定, 则取点时, 不必考虑滞后。

3. 数据整理程序与典型试验结果

- 1) 对记录曲线进行飞行质量分析, 按试验点取舍原则决定可整理的状态。
- 2) 按表格(一)整理参数的增量 $\Delta\delta_x$, ΔP_x , $\Delta\omega_x$ 及 $\Delta\omega_y$, 其中 $\Delta\omega_y$ 作为绘制曲线时决定试验点的好坏的参考量。
- 3) 按表格(二)整理状态的速度, 高度的平均值。
- 4) 按表格(三)计算副翼效率指标的各种型式:

$$\frac{d\omega_x}{d\delta_x} \left[\frac{\text{度/秒}}{\text{度}} \right]; \quad \frac{d\bar{\omega}_x}{d\delta_x} \left[\frac{\text{度}}{\text{度}} \right]; \quad \frac{dP_x}{d\omega_x} \left[\frac{\text{公斤}}{\text{弧/秒}} \right]$$

$$\frac{dP_x}{d\bar{\omega}_x} \left[\frac{\text{公斤}}{\text{弧}} \right]; \quad \frac{d\bar{\omega}_x}{dx_x} \left[\frac{1}{\text{米}} \right]; \quad \omega_{x\delta} \left[\frac{\text{度}}{\text{秒}} \right]$$

$$\omega_{xP} \left[\frac{\text{弧}}{\text{秒}} \right]; \quad \bar{\omega}_{x\delta} \left[\text{度} \right]; \quad \bar{\omega}_{xP} \left[\text{弧} \right]。$$

- 5) 按表(三)绘制结果曲线图 4。

$$\left(\frac{\text{公斤}}{\text{弧/秒}} \right) \quad \left(\frac{\text{度/秒}}{\text{度}} \right)$$

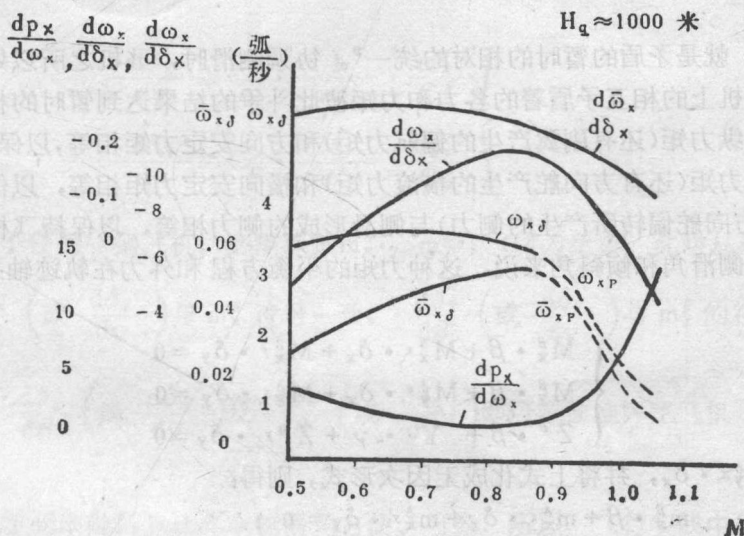


图 4 副翼操纵效率—— $\omega_{x\delta}$, ω_{x0}

---- ω_{xP} , ω_{xP}

第二章 协调侧滑

概 述

飞机的横侧静安定性是指飞机受到横侧扰动,在扰动消失后的初始瞬间,飞机保持原来飞行状态的特性。横侧静安定性由横向静安定性和航向静安定性组成。如原来作水平直线飞行的飞机突然侧滑时,若侧滑角引起的横向力矩使飞机的倾斜角减小,则飞机具有横向静安定性。若侧滑角引起的航向力矩使飞机的侧滑角减小,则飞机具有航向静安定性。可见飞机的横侧静安定性能帮助飞行员保持飞机的横侧平衡。

飞机的横侧操纵性是指飞行员操纵副翼、方向舵后,飞机改变坡度、侧滑角等飞行状态的特性。

协调侧滑飞行就是评定横侧静安定性、操纵性的重要方法之一。可用来评定横侧静安定性系数 m_x^β 和 m_y^β 的符号(通过协调侧滑飞行中操纵位置稳定性 $\frac{d\delta_x}{dr}$ 和 $\frac{d\delta_y}{dr}$ 来评定)和鉴定协调侧滑时的操纵性 $\left(\frac{dP_y}{dr}, \frac{dP_x}{dr}, \frac{1}{C_y} \frac{dx_y}{dr}, \frac{1}{C_y} \frac{dx_x}{dr}, \frac{dx_x}{dx_y} \right)$ 。这个方法曾先、后在低速、跨音速飞机上实施过。飞行实践证明这是一种切实可行的方法,适用于各类飞机。

§ 1 方法原理

协调侧滑是飞机以一定的速度、侧滑角和坡度进行直线飞行的运动。这时飞机处于静平衡状态。

“所谓平衡,就是矛盾的暂时的相对的统一”。协调侧滑时,飞机之所以处于静平衡状态是由于作用在飞机上的相互矛盾着的各力和力矩彼此斗争的结果达到暂时的相对的统一。即方向舵产生的操纵力矩(还有副翼产生的偏航力矩)和方向安定力矩相等,以保持侧滑角不变;副翼产生的操纵力矩(还有方向舵产生的横滚力矩)和横向安定力矩相等,以保持坡度不变;重力分力(还有方向舵偏转所产生的侧力)与侧滑形成的侧力相等,以保持飞机的运动方向不变。对于不大的侧滑角和倾斜角来说,这种力矩的平衡方程和外力在轨迹轴系 OZ 轴方向的平衡方程如下:

$$\begin{cases} M_x^\beta \cdot \beta + M_x^{\delta_x} \cdot \delta_x + M_x^{\delta_y} \cdot \delta_y = 0 \\ M_y^\beta \cdot \beta + M_y^{\delta_x} \cdot \delta_x + M_y^{\delta_y} \cdot \delta_y = 0 \\ Z^\beta \cdot \beta + Y \cdot \gamma + Z^{\delta_y} \cdot \delta_y = 0 \end{cases}$$

忽略小量 $M_y^{\delta_x} \cdot \delta_x$, 并将上式化成无因次形式, 则得:

$$\left. \begin{aligned} m_x^\beta \cdot \beta + m_x^{\delta_y} \cdot \delta_y &= 0 \\ m_y^\beta \cdot \beta + m_y^{\delta_y} \cdot \delta_y &= 0 \\ C_y \cdot \gamma + C_z^\beta \cdot \beta + C_z^{\delta_y} \cdot \delta_y &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (1-1)$$

式中变数 β 、 γ 、 δ_x 和 δ_y 给定其中一个则其余三个未知数即可由方程(1-1)确定, 以下分别给出以 β 和 γ 为变量表示的关系式:

$$\left. \begin{aligned} \gamma &= -\frac{C_z^\beta}{C_y} \cdot \beta \left[1 - \frac{C_z^{\delta_y}}{C_z^\beta} \cdot \frac{m_y^\beta}{m_y^{\delta_y}} \right] \\ \delta_x &= -\frac{m_x^\beta}{m_x^{\delta_x}} \cdot \beta \left[1 - \frac{m_x^{\delta_y}}{m_x^\beta} \cdot \frac{m_y^\beta}{m_y^{\delta_y}} \right] \\ \delta_{ya} &= -\frac{m_y^\beta}{m_y^{\delta_y}} \cdot \beta \end{aligned} \right\} \quad (1-2)$$

$$\left. \begin{aligned} \beta &= \frac{C_y}{C_z^\beta - C_z^{\delta_y} \cdot \frac{m_y^\beta}{m_y^{\delta_y}}} \cdot \gamma \\ \delta_x &= \frac{C_y}{m_x^{\delta_x}} \cdot \frac{m_x^\beta - m_x^{\delta_y} \cdot \frac{m_y^\beta}{m_y^{\delta_y}}}{C_z^\beta - C_z^{\delta_y} \cdot \frac{m_y^\beta}{m_y^{\delta_y}}} \cdot \gamma \\ \delta_y &= \frac{C_y}{m_y^{\delta_y}} \cdot \frac{m_y^\beta}{C_z^\beta - C_z^{\delta_y} \cdot \frac{m_y^\beta}{m_y^{\delta_y}}} \cdot \gamma \end{aligned} \right\} \quad (1-3)$$

忽略(1-2)、(1-3)中较小的量, 则得:

$$\left. \begin{aligned} \frac{d\delta_x}{d\beta} &\cong -\frac{m_x^\beta}{m_x^{\delta_x}} \\ \frac{d\delta_y}{d\beta} &\cong -\frac{m_y^\beta}{m_y^{\delta_y}} \end{aligned} \right\} \quad (1-4)$$

$$\left. \begin{aligned} \frac{d\delta_x}{d\gamma} &\cong C_y \cdot \frac{1}{m_x^{\delta_x}} \cdot \frac{m_x^\beta}{C_z^\beta} \\ \frac{d\delta_y}{d\gamma} &\cong C_y \cdot \frac{1}{m_y^{\delta_y}} \cdot \frac{m_y^\beta}{C_z^\beta} \end{aligned} \right\} \quad (1-5)$$

通常, 对于任何一架飞机, 必需保证 $m_x^{\delta_x}$, $m_y^{\delta_y}$, C_z^β 为负值。此时从式(1-4), (1-5)中可看出 $\frac{d\delta_x}{d\beta}$ (或 $\frac{d\delta_x}{d\gamma}$)与 m_x^β 符号一致, $\frac{d\delta_y}{d\beta}$ (或 $\frac{d\delta_y}{d\gamma}$)与 m_y^β 的符号一致, 因此, 通过试飞测出 $\frac{d\delta_x}{d\beta}$ (或 $\frac{d\delta_x}{d\gamma}$)及 $\frac{d\delta_y}{d\beta}$ (或 $\frac{d\delta_y}{d\gamma}$)即可定性地评定飞机是否具有横向及方向静安定性。

目前, 由于测取倾斜角比测取侧滑角方便、可靠, 所以, 飞行实践中往往测出倾斜角取得 $\frac{d\delta_x}{d\gamma}$, $\frac{d\delta_y}{d\gamma}$ 来评定飞机的横侧静安定性。

协调侧滑飞行中操纵力的表达式为:

$$P_x = -P_x^z \frac{m_{xcB}^{\beta} - m_x^{\delta y} \frac{m_y^{\beta}}{m_y^{\delta y}}}{C_z^{\beta} - C_z^{\delta y} \frac{m_y^{\beta}}{m_y^{\delta y}}} \cdot \frac{1 + K_x}{\alpha} \gamma \quad (1-6)$$

式中

$$m_{xcB}^{\beta} = m_x^{\beta} - m_x^{\delta x} \frac{m_j^{\alpha}}{m_j^{\delta x}} \alpha \cdot t_{gx} \frac{2}{1 + K_x}$$

横向松杆静安定性。

$$P_x^z = K_x \frac{m_{jx}^{\delta x}}{m_x^{\delta x}} b_x \cdot s_x \frac{G}{S}$$

副翼操纵力的消耗系数。

$$P_y = -P_y^x \frac{m_{yCB}^{\beta}}{C_z^{\beta} - C_z^{\delta y} \frac{m_y^{\beta}}{m_y^{\delta y}}} \cdot \gamma \quad (1-7)$$

式中

$$m_{yCB}^{\beta} = m_y^{\beta} - m_y^{\delta y} \cdot \frac{m_j^{\beta}}{m_j^{\delta y}}$$

航向松脚蹬静安定性。

$$P_y^x = K_y \frac{m_{jy}^{\delta y}}{m_y^{\delta y}} \cdot s_y \cdot b_y \cdot K \cdot \frac{G}{S}$$

方向舵操纵力消耗系数。

由(1-6), (1-7)可见, $\frac{dP_x}{d\gamma}$, $\frac{dP_y}{d\gamma}$ 分别与 m_{xcB}^{β} 和 m_{yCB}^{β} 符号一致, 用以评定操纵

面自由时的横侧静安定性。但是, 当操纵系统中装有助力器时则不能评定了。因为此时的操纵力不过是一种人为的感觉。

§ 2 试验条件

毛主席教导说“一成不变的东西是没有的”。飞机的横侧静安定性和操纵性也是如此。飞行高度、速度等条件发生变化时, 飞机的横侧静安定性和操纵性也随之发生变化。因此, 应当在各种飞行条件下测定飞机的横侧静安定性和操纵性。

2.1 试验高度:

一般选择两个高度。高高度选择主要考虑压缩性影响, 一般取低于升限2000~4000米或能得到最大的马氏数时的对应高度。低高度选择主要考虑弹性影响和确保试飞安全。一般取5000米。在此高度上可获得较大的速度头。对于低升限飞机可选择在1000~3000米的一个高度上。

2.2 飞行速度:

通常在 $1.3V_{min} \sim V_{max.yu}$ (或 $M_{max.yu}$) 之间选择5~8个速度。小速度考虑在极限侧滑角飞行时飞机不会失速, 大速度应选择与最大允许速度相近。

2.3 飞行重量、重心位置和发动机状态对飞机横侧静安定性、操纵性影响不大。因此，试验在正常飞行重量、正常重心位置 and 对应各个速度油门进行即可。

2.4 起落架、襟翼及外挂(带副油箱、炸弹、导弹……等)情况:

上述试验是在起落架、襟翼收上及无外挂情况下进行的。

为检查起落架、襟翼放下对飞机安定性影响，应在一个低高度上以着陆下滑最有利速度进行试验。

对于带外挂情况，先在与无外挂相同的条件下选择一个中等速度进行检验。如果安定性变化较大，还需在其它速度进行试验。

§ 3 驾 驶 技 术

3.1 操纵原理:

向预定侧滑的一边压杆造成坡度，飞机在重力分力的作用下运动方向逐渐偏离飞机对称面而形成侧滑，与此同时出现的方向安定力矩使机头向倾斜的一边偏转，减小侧滑角。所以在压杆的同时还应蹬反舵，使方向舵产生的操纵力矩和方向安定力矩相等，以保持侧滑角不变。另外，飞机在横向安定力矩作用下，还有自动改平坡度的趋势。为了保持坡度和运动方向不变，应保持压杆位置，使副翼产生的操纵力矩和横向安定力矩相等、重力分力和侧滑产生的侧力相等。这时飞机的运动就是协调侧滑。

3.2 驾驶方法及几点说明:

驾驶方法:

1. 按给定的速度(或M数)作无倾斜的稳定直线飞行。
2. 飞机稳定后，缓慢地操纵副翼和相应地操纵方向舵按既定飞行方向飞行。待飞机缓慢地达到给定的坡度后保持一段时间(2"~3")。
3. 继续缓慢地操纵副翼和相应地操纵方向舵，保持既定飞行方向，使飞机达到一个更大的坡度。如此类推，直到完成全部坡度值为止。每一个坡度都要保持一段时间(2"~3")。
4. 缓慢地改出侧滑并恢复到横向水平飞行，待飞机稳定后，向另一侧进行同样的动作。改出侧滑时，回杆的同时应相应地收舵。

几点说明:

1. 能见度好(大于10公里)且试验高度不高时，协调侧滑的直线性，可按照地面目标保持。当地面目标看不清楚时，可按照无线电罗盘的指示保持。但这时必需面向(或背向)电台飞行。

2. 不同侧滑角的协调侧滑通常是依据地平仪指示的飞机坡度来完成。

向左与向右的倾斜角应选择8~10个，极限倾斜角包括在内(极限倾斜角是指：副翼或方向舵全偏，副翼或方向舵操纵力达规定值，飞机或尾面抖动等情况之一出现时的倾斜角)。

3. 大速度作大坡度的协调侧滑主要受脚蹬力的限制。此时由于脚蹬力很大，飞行员感到很吃力，飞机可能出现摆动。小速度作大坡度的协调侧滑主要受舵偏角的限制。此时由于迎角很大，飞行员会感到动作困难和怀疑飞机进入尾旋。因此试验时选择的最小速度必需大于飞机的机动速度，以保证飞机不会进入尾旋。

3.3 操纵要领:

在协调侧滑中，作用于飞机的力和力矩都保持一定的平衡关系。根据这些力和力矩的平

衡关系，可以归纳出飞机作协调侧滑的一些基本规律。毛主席教导说“人们要想得到工作的胜利即得到预想的结果，一定要使自己的思想合于客观外界的规律性”。飞行员要想作好协调侧滑，必需使自己的操纵符合这些基本规律。

1. 进入侧滑时，操纵要柔和。就是说飞行员根据改变飞行状态的需要均匀地改变杆、舵行程。这样做飞行状态的变化就比较平稳，飞行员容易掌握按需施量，易于使飞机准确迅速地达到预定的飞行状态。既使出现了偏差，量也较小，易于及时修正。

2. 其次，进入侧滑时，还需注意杆、舵协调。毛主席教导说“每一事物的运动都和它的周围其它事物互相联系着和互相影响着”。进入协调侧滑时，飞机的滚转、偏航运动也是互相联系、互相影响的。因此，飞行员作协调侧滑，只向预定侧滑方向压杆是不行的。因为压杆后飞机不仅产生侧滑，而且在方向安定力矩作用下机头会向侧滑方向偏转。这就需要在压杆之后反蹬舵，且蹬舵量和压杆量要配合得当。否则飞机将作曲线运动。

3. 飞机由平飞转入侧滑后，由于在同一迎角下的升力减小，引起高度降低、速度有些变化。因此，为了保持高度、速度不变，就需要适当地增加带杆量和操纵油门。

4. 为了缩短调整飞机的时间，提高起落利用率，改出侧滑时，最好使飞机的运动方向不改变。为此，在回杆的同时应相应地收舵。以便在侧滑角减小的过程中，重力分力同侧力同时减小，始终保持平衡。如回杆过快或回舵过慢，则重力分力小于侧力，飞机改出后的方向将偏向蹬舵方向。反之，改出方向将偏向压杆方向。

§ 4 参 数 测 量

毛主席教导说“不能把过程中所有的矛盾平均看待，必需把它们区别为主要的和次要的两类”。参数测量也是如此。协调侧滑中所有需要测量的参数不能平均看待，必须分清主次，以便保证主要参数的精确测量。

协调侧滑中主要参数为 H_b , V_b , γ , δ_y , δ_x , P_y , P_x , Q

协调侧滑中参考参数为 ω_x , ω_y , η_z , η_y , δ_{pw} , P_{pw} , τ_x 。

测量上述参数采用的仪器型号、记录范围、测量精度可根据试飞对象的特点、仪器状况恰当地选择。

§ 5 数 据 处 理

5.1 选取试验点的原则：

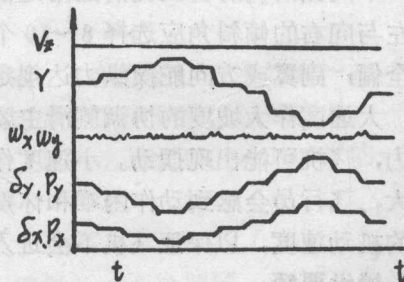
飞行质量合格的点即为可取的试验点。取点原则是： ω_x , ω_y 应近似等于零，最大不得超过 1 度/秒。 n_z , γ , δ_x , δ_y 保持常值。

每个坡度取 1~2 个试验点即可。

5.2 数据处理方法：

1. 按照选点原则确定合格试验点的时间 t 。(图 1)。

2. 根据时间 t 按表(一)(二)译出各参数，并绘制 δ_y , δ_x , P_y , P_x 与 γ 的平衡曲线和求出斜率。(图 2)



3. 按表(三)进行计算。计算时速度、高度取各试验点的平均值, 飞行重量取每个速度的平均值。

C_y 可由下述公式算出:

$$C_y = \frac{2G/S}{\rho_0 V_z^2} n_{y1} \cong 207.36 \frac{G/S}{V_z^2} = \frac{A}{V_z^2}$$

当横向和方向操纵系统传动比为常数时, 驾驶杆和脚蹬位移可按下述公式进行计算:

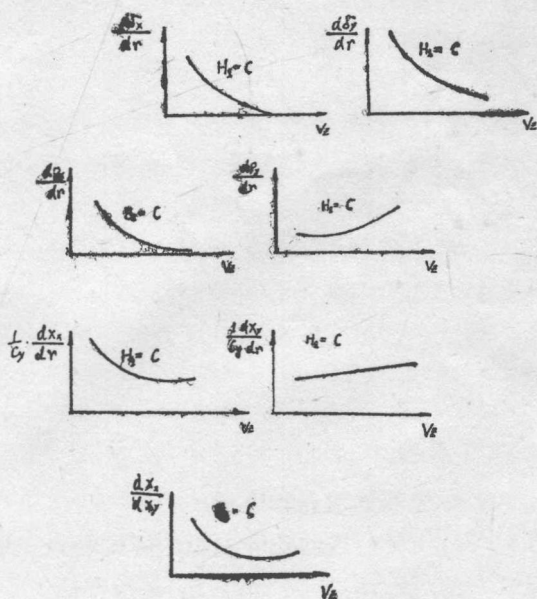
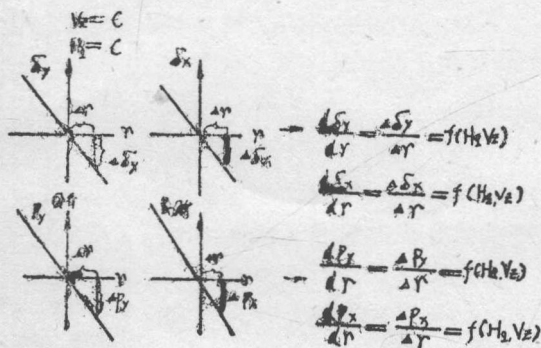
$$X_x = \frac{\delta_x}{K_x}$$

$$X_y = \frac{\delta_y}{K_y}$$

式中 K 由操纵系统地面试验得到。

4. 绘制结果曲线 (图3)

$$\frac{d\delta_x}{d\gamma}, \frac{d\delta_y}{d\gamma}, \frac{dP_x}{d\gamma}, \frac{dP_y}{d\gamma}, \frac{1}{C_y} \frac{dx_x}{d\gamma}, \frac{1}{C_y} \frac{dx_y}{d\gamma}, \frac{dx_x}{dx_y} = f[V_z(M)]$$



飞 机

飞 行 试 验 手 册

第二册 第二分册

飞机飞行振动测量与飞机结构应力和 载 荷 的 飞 行 测 量

第二章 随机振动分析——功率谱密方法

1 概 述	(1)
2 功率谱分析用的术语	(2)
3 功率谱密度分析的假设条件	(10)
4 功率谱密度的估算值及其估计精度	(15)
5 功率谱密度的选择	(17)
6 平均时间的选择	(17)
7 谱带宽度的选择	(17)
8 功率谱的估计	(18)
9 功率谱的估计	(18)
10 功率谱的估计	(18)
11 功率谱的估计	(18)
12 功率谱的估计	(18)
13 功率谱的估计	(18)
14 功率谱的估计	(18)

第三章 飞机振动的原因及其排除方法

1 概 述	(1)
-------	-----