

飞机滚转机动飞行时的 控制和增稳的探讨

方振平 姚 斌

【摘 要】

本文用分支和突变理论的方法,着重探讨急滚机动飞行时飞机上的各类控制系统,对突跃和极限环现象的发生,临时滚转速率的提高,舵面可操纵范围的扩大,以及时间响应的改善等方面的影响。这些系统包括:常规的自动器,ARI系统,稳定轴偏航阻尼器和直接力控制系统等。文中对所得结论用四阶龙格-库特积分程序求得的时间历程作了验证。

引 言

文献[1]分析了某机急滚机动飞行时的稳定性,其中揭示了飞机急滚时产生突跃偏离、极限环振荡等现象的主要原因。为改善急滚机动特性,常可采用两种途径:即通过气动外形细致设计,以提供良好的大迎角气动力特性,减少非线性气动力影响;或者装载抗偏离控制系统。目前,由于航空电子技术的迅速发展系统可靠性程度增加,从而偏重于采用控制系统来达到预期目的。

本文在简要介绍飞机急滚机动特性后,采用微分方程的分支和突变理论,着重讨论不同控制系统的调节规律,对延缓或避免突跃,极限环振荡等现象发生,扩大舵面可操纵范围,提高临界滚转速率,改善急滚动态特性等方面的影响效果。这些系统包括两种类型:一类是现有的低增益,小权限的常规自动器;另一类是新的抗偏离装置。文中对所得的研究结果,还用数值积分求得动态响应过程加以验证。

在分析计算引入各类控制系统后的飞机急滚特性时,假设控制系统是理想的。无控情况下的飞机急滚特性,是在 $\delta_o = 2^\circ$, $\delta_r = 0^\circ$ 条件下得出的结果,然后在此基础上研究有控

的情况。计算所用原始数据均取自文献[2]。

飞机急滚机动飞行时的运动方程

为了引用数据方便，本文采用美国定义的坐标轴系和运动参数符号。设飞机为刚体，忽略飞行速度的变化，则在机体主惯性轴上建立的运动方程为

$$\begin{cases} \dot{p} = l_{\beta} \cdot \beta + l_{\alpha \delta_a} \Delta \alpha \delta_a + l_q \cdot q + l_r \cdot r + l_{\beta \alpha} \cdot \beta \Delta \alpha + l_{r \alpha} \cdot r \Delta \alpha + l_p \cdot p - \\ \quad - i_1 q r + l_{\delta_a} \cdot \delta_a + l_{\delta_r} \cdot \delta_r \\ \dot{q} = \bar{m}_\alpha \cdot \Delta \alpha + \bar{m}_q \cdot q + i_2 p r + m_{\delta_e} \cdot \delta_e - m_{\dot{\alpha}} \cdot p \beta \\ \dot{r} = n_\beta \cdot \beta + n_\alpha \delta_a \cdot \Delta \alpha \delta_a + n_r \cdot r + n_p \cdot p + n_{p \alpha} \cdot p \Delta \alpha - i_3 q p + n_{\delta_a} \cdot \delta_a + n_{\delta_r} \cdot \delta_r \\ \dot{\alpha} = q - p \beta + z_\alpha \cdot \Delta \alpha + z_{\delta_e} \cdot \delta_e \\ \dot{\beta} = y_\beta \cdot \beta + p(\sin \alpha_0 + \Delta \alpha) - r \cos \alpha_0 + y_{\delta_a} \cdot \delta_a + y_{\delta_e} \cdot \delta_e \\ \phi_{\delta_r} = 0 \\ \phi_{\delta_e} = 0 \end{cases} \quad (1)$$

式中

$$\bar{m}_\alpha = m_\alpha + m_{\dot{\alpha}} z_\alpha$$

$$\bar{m}_q = m_q + m_{\dot{\alpha}}$$

$$i_1 = (I_z - I_y) / I_x$$

$$i_2 = (I_z - I_x) / I_y$$

$$i_3 = (I_y - I_x) / I_z$$

且 $y = Y / mv$, $z = Z / mv$, $l = L / I_x$, $m = M / I_y$, $n = N / I_z$ 。

其相应的导数如 $l_\beta = \frac{\partial l}{\partial \beta}$, $l_{\beta \alpha} = \frac{\partial l}{\partial \beta \partial \alpha}$ 等等。

上述方程中，考虑了全部惯性耦合力矩，以及大迎角引起的主要非线性气动力矩。 $\Delta \alpha$ 和 δ_e 的值是以定直平飞为基准状态下量得的。并假设空气密度、飞行速度及各气动导数为常数。最后二个方程为控制方程，分别代表方向舵和升降舵的舵面偏角变化规律，具体形式由引入的控制系统确定。

无控情况下飞机急滚运动特性

这里所说的无控是指未加任何控制系统的意义，此时方程组(1)中的控制方程为舵偏角 δ_e 、 δ_r 的某个确定值。文献[1]已经较全面地用微分方程的分支和突变理论(简称BACTM)讨论了飞机急滚运动的稳定性，本节只是将 $\delta_e = 2^\circ$, $\delta_r = 0^\circ$ 情况下急滚稳定性的结果简要地给以介绍，其目的便于与后面有控情况下的结果进行比较，同时通过实例大致了解用BACTM理论研究稳定性的方法。至于有关BACTM理论的详细情况请参阅文献[4]。

1. 急滚运动稳定性

用BACTM理论研究飞机急滚运动稳定性，首先令方程组(1)前面五个方程左边的导数为零得平衡方程组为

$$\begin{aligned} l_{\beta} \cdot \beta + l_{\alpha \delta_a} \cdot \Delta \alpha \delta_a + l_q \cdot q + l_r \cdot r + l_{\beta \alpha} \cdot \beta \Delta \alpha + l_{r \alpha} \cdot r \Delta \alpha + l_p \cdot p - i_1 q r + l_{\delta_a} \cdot \delta_a + \\ + l_{\delta_r} \cdot \delta_r = 0 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \bar{m}_\alpha \Delta \alpha + \bar{m}_q \cdot q + i_2 p r + m_{\delta_e} \cdot \delta_e - m_{\dot{\alpha}} \cdot p \beta &= 0 \quad (2) \\ n_\beta \cdot \beta + n_{\alpha \delta_\alpha} \cdot \Delta \alpha \delta_\alpha + n_r \cdot r + n_p \cdot p + n_{p\alpha} p \Delta \alpha - i_3 q p + n_{\delta_\alpha} \delta_\alpha + n_{\delta_r} \cdot \delta_r &= 0 \\ q - p \beta + z_\alpha \cdot \Delta \alpha + z_{\delta_e} \cdot \delta_e &= 0 \\ y_\beta \cdot \beta + p(\sin \alpha_0 + \Delta \alpha) - r \cos \alpha_0 + y_{\delta_\alpha} \cdot \delta_\alpha + y_{\delta_r} \cdot \delta_r &= 0 \end{aligned}$$

给定不同 δ_α 偏角, 解出上述方程组, 可得相应的平衡解 $\mathbf{X}_* [p_*, q_*, r_*, \Delta \alpha_*, \beta_*]^T$ 。

然后分析各平衡状态下的局部稳定性, 其稳定的情况可由方程组(1)的导算子矩阵 \mathbf{A} 的特征根来定。

$$\mathbf{A} = \begin{pmatrix} l_p & l_q - i_2 r & l_r + l_{r\alpha} \cdot \Delta \alpha - i_1 q & l_{\alpha \delta_\alpha} + l_{\beta \alpha} \cdot \beta + l_{r\alpha} r & l_\beta + l_{\beta \alpha} \Delta \alpha \\ i_2 r - m_{\dot{\alpha}} \beta & \bar{m}_q & i_2 p & \bar{m}_\alpha & -m_{\dot{\alpha}} p \\ n_p + n_{p\alpha} \cdot \Delta \alpha - i_3 q & -i_3 p & n_r & n_{\alpha \delta_\alpha} \cdot \delta_\alpha + n_{p\alpha} p & n_\beta \\ -\beta & 1 & 0 & z_\alpha & -p \\ \sin \alpha_0 + \Delta \alpha & 0 & -\cos \alpha_0 & p & y_\beta \end{pmatrix} \quad (3)$$

图1画出了状态参数 p 随 δ_α 变化的平衡曲线。图上“S”表示特征根实部全部为负值, 平衡状态是稳定的; “U”表示仅有一个正实根; “L”表示仅有一个实部为正的复根; “E”表示有一对实部为正的复根和一个正实根; “H”表示有二对实部为正的复根和一个正实根。图2画出平衡状态特征根随 δ_α 变化的轨迹。从图1和2可以看出:

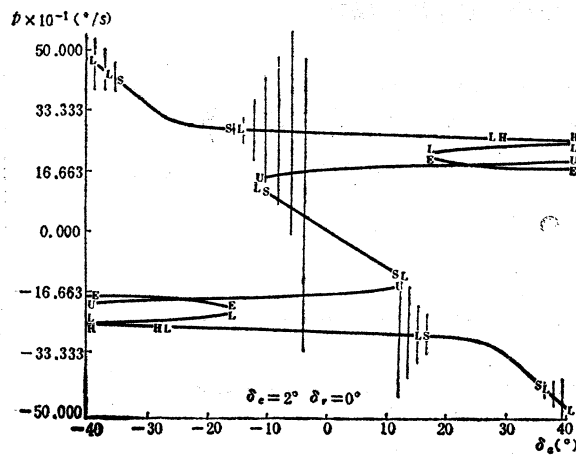


图1 $p-\delta_\alpha$ 平衡曲线 (竖线表示 δ_α 从 -40° 到 $+40^\circ$ 变化时, 极限环振幅的变化情况)

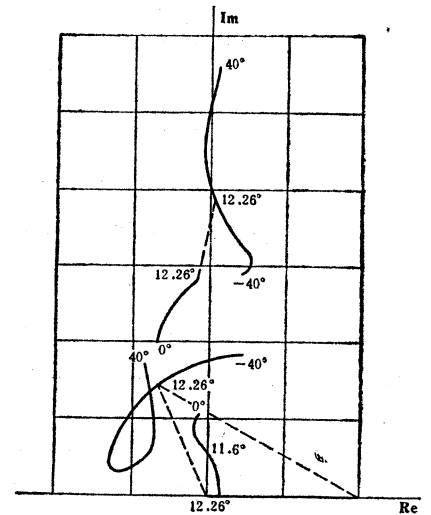


图2 特征根随 δ_α 变化的轨迹($\delta_e=2^\circ, \delta_r=0^\circ$)

(1) 在 $\delta_\alpha=11.6^\circ$ 附近, 平衡状态由“S”变为“L”, 从根轨迹图可见, 此时小复根穿越虚轴, 示现纯虚根情况, 运动失稳。由Hopf分支理论可知, 有可能能产生极限环振荡。我们把示现纯虚根情况的平衡点, 称之为Hopf分支点。

(2) 在 $\delta_\alpha=12.26^\circ$ 附近, 平衡状态由主分支跳跃到下分支, 即所谓突跃。并且状态参

数变化很大，尤其是横侧参数 p_{**} 从 -2.3rad/sec 变为 -4.9rad/sec ， r_{**} 从 $-1^\circ/\text{sec}$ 变为 $-38^\circ/\text{sec}$ 。可见此种突跃为一种偏航偏离现象。从根迹图上看，此时有一个零值特征根。

(3) 如果 δ_a 反向由 40° 到 -40° 变化，在突跃处，飞机回不到原来的平衡状态上去，而继续沿下分支变化，这就是迟滞现象。

显然，上述的突跃、延滞、极限环振荡等现象，均是由于非线性引起的。在实际飞行过程中如示现这些现象，势必降低飞机作战效能，起至危及安全，应该尽量避免。

2. 动态响应过程

上述的非线性现象，通过计算不同初始条件下副翼阶跃偏转输入时的动态响应过程得到验证。图 3 是以 $\delta_a = 10^\circ$ 时的平衡状态值作为初始条件计算得出的响应曲线。由图可见， $\delta_a = 11.7^\circ$ 时在 18 秒左右发生振荡跳跃，然后稳定在下分支附近的极限环上，随着 δ_a 增大，极限环振幅减小。证实了前面所述的突跃和极限环现象的存在。

图 4 是以 $\delta_a = 0^\circ$ 时的平衡状态值作为初始条件计算得出的响应曲线。图上明显看出， δ_a 偏至 14° 后将出现突跃，如果再减小到 10° 时，飞机继续振荡，从而证实了前面所述的迟滞现象的存在。

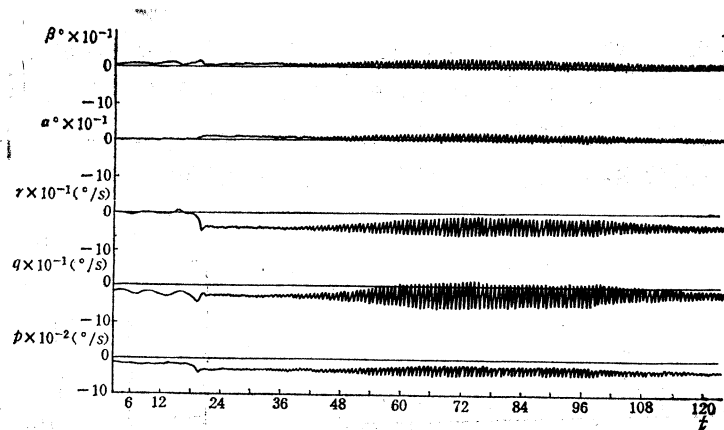


图3 $\delta_a = 11.7^\circ (0 < t < 72)$; $13^\circ (72 < t < 99)$; $17^\circ (99 < t < 123)$ 输入下的动态过程曲线
($\delta_e = 2^\circ$; $\delta_r = 0^\circ$)

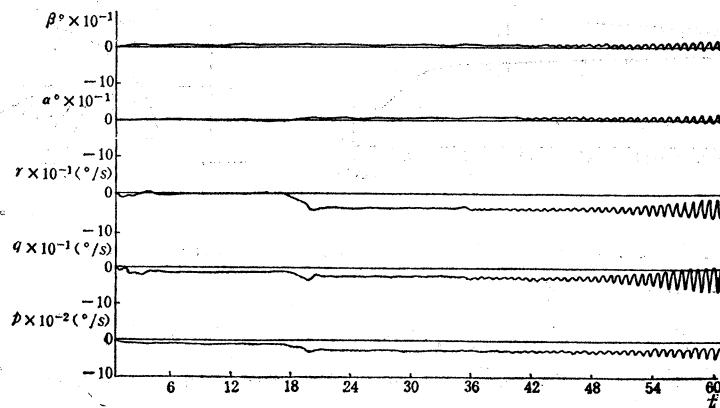


图4 $\delta_a = 10^\circ (0 < t < 18)$; $14^\circ (18 < t < 36)$; $10^\circ (36 < t < 63)$ 输入下的动态过程曲线($\delta_e = 2^\circ$; $\delta_r = 0^\circ$)

3. 产生突跃、极限环振荡的原因

前面已提到,急滚运动时无论是出现极限环振荡,还是突跃现象,均与平衡状态处的局部稳定性有一定联系。当在某个平衡状态下,方程的导算子矩阵 \mathbf{A} 出现零值特征根时,飞机将出现突跃运动;当出现纯虚根时,飞机有可能出现极限环振荡。因此认识产生这些非线性现象的原因,了解其机理,可用系统灵敏度理论来分析突跃点和Hopf分支点前的根值灵敏度,即可观察到导算子矩阵 \mathbf{A} 中各元素 a_{ij} 变化时对特征根的影响。

特征根对 a_{ij} 的灵敏度矩阵,由文献[6]可知,可近似地按下式计算得出

$$\left[\frac{\partial \lambda_i}{\partial a_{ij}} \right]_* = \mathbf{G} \cdot \mathbf{G}^{-1} \quad (4)$$

式中 λ_i 为特征根, a_{ij} 为矩阵 \mathbf{A} 的元素, \mathbf{G} 为 \mathbf{A} 阵的特征矢量阵。“*”为某平衡状态。

从 \mathbf{A} 矩阵中可以看到,各元素 a_{ij} 是气动导数、构形参数和平衡状态参数的函数。研究急滚机动飞行时,假设气动导数和构形参数不变,不同副翼舵面偏转下, a_{ij} 将随平衡状态参数改变而变化。因此特征根对状态参数的灵敏度可通过复合函数求得

$$\frac{\partial \lambda_i}{\partial \mathbf{X}_*} = \sum \frac{\partial \lambda_i}{\partial a_{ij}} \cdot \frac{\partial a_{ij}}{\partial \mathbf{X}_*} \quad (5)$$

相应的根值变化量为

$$\Delta \lambda_i = \frac{\partial \lambda_i}{\partial \mathbf{X}_*} \cdot \Delta \mathbf{X}_* \quad (6)$$

对于本文所研究情况($i=5, j=5$),通过计算突跃点和Hopf分支点前的根值灵敏度,及 δ_a 小量改变引起特征值的变化,可以看出:飞机急滚时产生突跃或极限环的主要原因,是由于惯性交感力矩 $i_s q p$, 非线性气动转矩 $l_{\beta a} \beta \Delta \alpha$ 和运动耦合项 $p \beta$ 共同作用的结果。详细情况见文献[1]。

4. 舵面可操纵范围

为确保飞行安全,从平衡曲线上可找出出现突跃和极限环振荡现象所对应的滚转速率值,这些值均称临界 p 值。飞机急滚机动飞行时,其滚转速率应限于在临界 p 值内。滚转速率的限制可通过限制舵面操纵范围来实现。

避免出现突跃的舵面可操纵范围,可根据突跃现象特性,导算子矩阵 \mathbf{A} 出现零值特征根,令 $\det \mathbf{A} = 0$, 并与平衡方程(3) 联立求解,即可求得。

图5为 $\delta_r = 2^\circ$ 时的 $(\delta_e \cdot \delta_a)$ 之间可操纵范围。随着 $|\delta_r|$ 增大,突跃边界处的 $|\delta_a|$ 先增大,在 N 和 N' 点达到最大值,之后减小。

图6为 $\delta_r = 0$ 时的 $(\delta_e \cdot \delta_a)$ 之间可操纵范围。随着 $|\delta_e|$ 减少,突跃边界处的 $|\delta_a|$ 变小,在 $\delta_e = 0.5^\circ$ 左右, δ_a 的可操纵范围最小。 $|\delta_e|$ 值增大, δ_a 的可操纵范围迅速扩大。图中Hopf分支点组成的边界,由于计算困难,是直接不同 δ_e 值的平衡曲线上,找出特征根为纯虚根时对应的 δ_a 值后,而画示的。很明显,对于不发生极限环振荡的 δ_a 可操纵范围,比不发生突跃现象的 δ_a 可操纵范围要小得多。

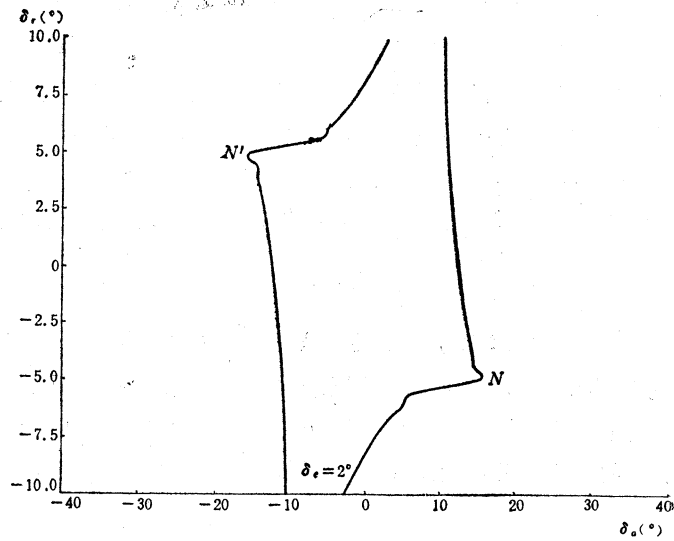


图5 $\delta_r \sim \delta_a$ 可操纵范围

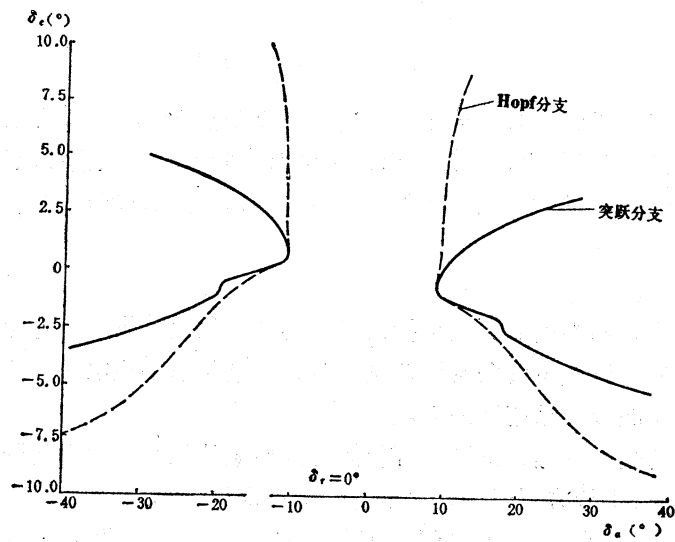


图6 $\delta_r \sim \delta_a$ 可操纵范围

有控情况下飞机急滚运动特性

本节主要探讨采用什么样的控制系统，可以提高飞机急滚机动特性。

1. 常规自动器

这类自动器一般为低增益、小权限自动器，包括各种阻尼器和稳定器。飞机急滚机动时打开该类自动器会有何影响，文献[6]较全面作了介绍。这里仅从无控时飞机急滚产生突跃或极限环振荡现象的原因出发，观察那些自动器可能具有改善滚转机动特性的效果。显然，

俯仰阻尼器的作用，相当于增加飞机的纵向阻尼，以减少俯仰速率，从而削弱惯性耦合力矩 $i_{sq}p$ 的作用；偏航阻尼器其作用增加飞机的偏航阻尼，从而可有效地减缓偏航发散；航向静稳定器，其主要作用相当于增加航向静稳定性，从而可减少飞机急滚时形成的侧滑角，削弱非线性气动力矩 $l_{\beta}\beta \cdot \Delta\alpha$ 和运动耦合项 $p\beta$ 的作用。因此，当飞机急滚机动时，打开上面所述的三种自动器，必将会取得好的效果。

图7为装有俯仰阻尼器情况下 p 随 δ_a 变化的平衡曲线。图中自动器理想调节规律为

$$\delta_e = \delta_{e_0} + K_q q \quad (\delta_{e_0} = 2^\circ) \quad (7)$$

可以看出，在整个 δ_a 变化范围内，平衡曲线为一条稳定的主分支，不会再出现极限环振荡和突跃现象，也不存在迟滞现象。

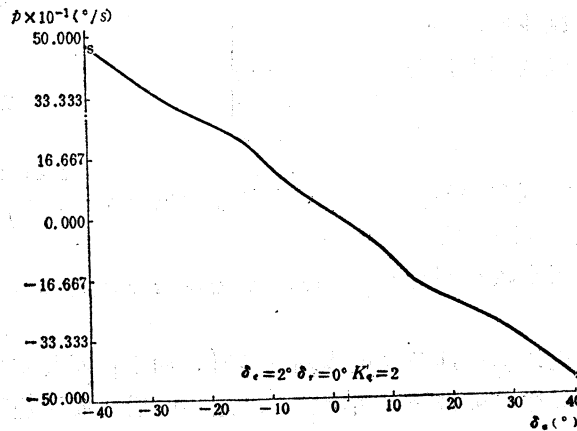


图7 装有俯仰阻尼器情况下的 $p \sim \delta_a$ 平衡曲线

图8为装有偏航阻尼器的情况下 p 随 δ_a 变化的平衡曲线，图中自动器理想调节规律为

$$\delta_r = K_r r \quad (8)$$

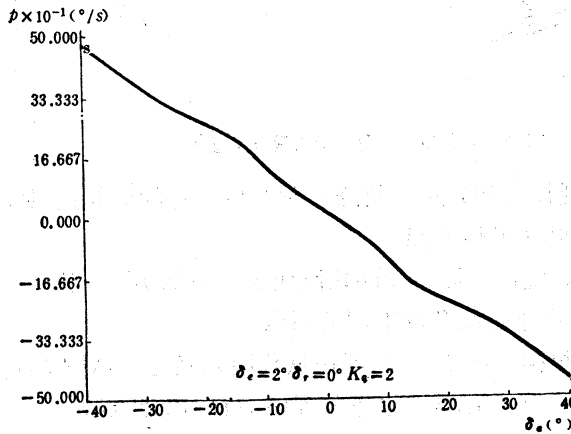


图8 装有偏航阻尼器情况下的 $p \sim \delta_a$ 平衡曲线

图上表明，在整个 δ_a 变化范围内，也不会再出现突跃、极限环振荡和迟滞现象。

图9为装有航向静稳定器情况下的 p 随 δ_a 变化的平衡曲线。图中自动器理想调节规律

$$\delta_r = -K_\beta \cdot \beta \quad (9)$$

可以看到，平衡曲线主分支上不出现“L”状态，表明极限环振荡不可能存在，突跃现象从原来 $\delta_a = 11.6^\circ$ 推迟至 $\delta_a = 13.2^\circ$ 时出现，相应地临界 p 值提高到约2.7rad/sec。

2. ARI系统

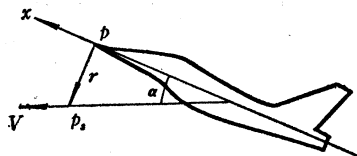
ARI系统即滚转/偏航交联系统，常称为副翼-方向舵交联装置。它是通过与副翼偏角 δ_a 成正比地驱动方向舵，协调滚转和偏航速率，使飞机近似地绕稳定轴滚转，以消除副翼偏转产生的不利偏航力矩，减少侧滑角，提高滚转性能。控制系统的理想调节规律为

$$\delta_r = K_{\delta_a} \cdot \delta_a \quad (10)$$

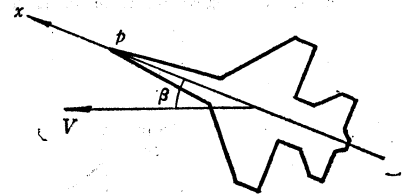
对于本文所研究的飞机，副翼偏转产生有利偏航力矩，因此，我们采用ARI系统的目的，主要用来减小侧滑角。

从图10可以看到飞机以初始迎角绕机体轴滚转时，如不计静稳定作用，转过 90° 后，初始迎角就变成侧滑角。同样飞机带侧滑角滚转，转过 90° 后变成了迎角，这种运动的耦合是造成飞机急滚运动不稳原因之一。若飞机绕速度矢量，也就是绕稳定轴滚转，那末这种锥形运动消除了 α 和 β 之间耦合。此时偏航速率与滚转速率应满足关系式

$$r = p \operatorname{tg} \alpha \quad (11)$$



$$\varphi = 0^\circ, \beta = 0^\circ, \alpha \neq 0^\circ$$



$$\varphi = 90^\circ, \alpha = 0^\circ, \beta \neq 0^\circ$$

图10 迎角和侧滑角的运动耦合示意图

ARI系统是通过调节规律(10)式，使急滚时产生一定的偏航速率，以近似满足关系(11)式，减小侧滑角，提高滚转性能。

由关系式(11)看出，随 α 增大， r 和 p 比值变大，系数 K_{δ_a} 应该相应地增大，因此取 $K_{\delta_a} = K_{\delta_a}(\delta_a)$ ，随不同升降舵偏角取不同的系数。

K_{δ_a} 的具体值，我们根据 (δ_r, δ_a) 可操纵范围来确定。从图5上连结 NN' 直线，求其斜率作为系数值，即 $K_{\delta_a} = -0.333$ 。这样做可保证左右突跃点处的 δ_a 都是最大值，稳定域达到最大。将(10)式代入平衡方程(2)，即可算得平衡曲线如图11所示。

由图看出，引入ARI系统的效果，主分支上不再出现“L”状态，突跃现象推迟到 $\delta_a = 14.8^\circ$ 左右，临界 p 值提高到2.93rad/sec。较好地改善了飞机滚转性能。动态响应的计算也

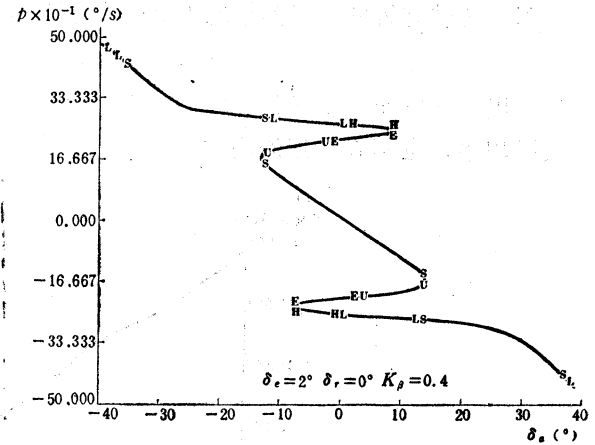


图9 装有航向静稳定器情况下的 $p \sim \delta_a$ 平衡曲线

证实了这点。

3. 稳定轴偏航阻尼器

从图10上可以得出, 稳定轴偏航速率与机体轴滚转、偏航速率之间有如下关系

$$r_s = r \cos \alpha - p \sin \alpha \approx r - p\alpha \quad (12)$$

稳定轴偏航阻尼器就是将 r_s 信号反馈给方向舵来实现。控制系统理想调节规律为

$$\delta_r = K_{r_s} (r - p\alpha) \quad (13)$$

当飞机完全绕稳定轴滚转时, 滚转速率和偏航速率满足关系式 $r = p \tan \alpha$, 那末此时稳定轴偏航速率 r_s 为零。实际上, 即使加装ARI系统后, 也只能使飞机近似地绕速度矢量滚转, 余下的 $r_s \approx r - p\alpha$ 再通过稳定轴偏航阻尼器阻尼掉, 以强化滚转运动。因此稳定轴偏航阻尼器常与ARI系统组合使用。

图12绘出了装有稳定轴偏航阻尼器情况下的平衡曲线。主分支上不再出现“L”状态, 突跃现象的发生推迟至 $\delta_a = 16^\circ$ 附近, 临界 p 值提高到 3.4 rad/sec 。在突跃出现后, 如减小副翼偏角, 仅在 $\delta_a = 12^\circ$ 附近又跳回主分支平衡状态, 表明其滞迟效应有所减轻。因此该系统对改善飞机滚转性能效果优于ARI系统。动态响应的计算也证实了上述结论。

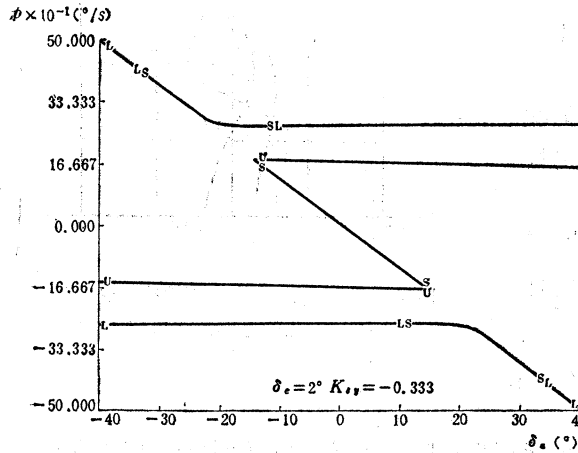


图11 装有ARI系统情况下的 $p \sim \delta_a$ 平衡曲线

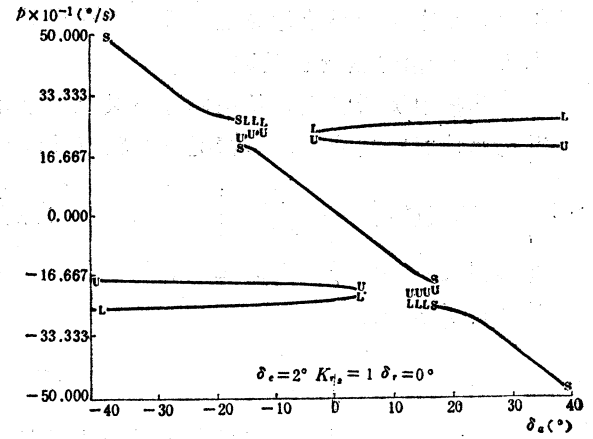


图12 装有稳定轴偏航阻尼器情况下的 $p \sim \delta_a$ 平衡曲线

4. 力反馈系统

所谓力反馈系统指的是某运动参数反馈给操纵面后, 主要产生力, 不产生或产生很小的力矩, 直接力操纵机构就属于该类系统。

从分析极限环振荡的机理可知, Hopf分支点前的小复根对 \mathbf{A} 阵中元素 a_{43} 和 a_{52} 的灵敏度值较大。其实部变化为

$$\operatorname{Re}\left(\frac{\partial \lambda}{\partial a_{43}}\right) = -0.6309; \quad \operatorname{Re}\left(\frac{\partial \lambda}{\partial a_{52}}\right) = -0.805$$

而相对应的元素 a_{43} 和 a_{52} 在 \mathbf{A} 阵中均为零。因此人为地增加这两个元素值, 可使小复根得到改善, 延缓极限环振荡的发生。

如将 r 信号反馈给直接升力机构, 如襟翼, 其理想调节规律应为

$$\delta_f = K_r \cdot r \quad (14)$$

那末产生的升力及 \mathbf{A} 阵中的 a_{43} 元素分别为

$$Z = Z_{\delta_f} \cdot \delta_f = Z_{\delta_f} K_r \cdot r \quad (15)$$

$$a_{43} = Z_r = Z_{\delta_f} K_r$$

如将 q 信号反馈给直接侧力机构, 其理想调节规律应为

$$\delta_s = K_q \cdot q \quad (16)$$

产生的侧力及 \mathbf{A} 阵中的 a_{52} 元素分别为

$$Y = Y_{\delta_s} \cdot \delta_s = Y_{\delta_s} \cdot K_q \cdot q \quad (17)$$

$$a_{52} = Y_q = Y_{\delta_s} \cdot K_q$$

通过具体地计算表明: 单独引入 $Z_r \cdot r$ 或 $Y_q \cdot q$ 项的力反馈系统, 其效果均不理想。在 p 随 δ_a 变化的平衡曲线上, 虽然主分支不再出现“L”状态, 消除了极限环振荡发生, 但突跃现象提前, 其原因从图13可得到说明。图中仅是引入 $Y_q \cdot q$ 信号后的根轨迹变化, 与不引入 $Y_q \cdot q$ 的相比, 随着 δ_a 变化; 小复根轨迹不再穿越虚轴, 但在蜕变为两个实根后, 小实根较早趋近原点, 造成突跃提前。至于引入 $Z_r \cdot r$ 信号情况也类似。

为推迟突跃发生, 从前面分析装有稳定轴偏航阻尼器情况得到启示, 该情况下突跃点前的小实根

对 a_{52} 的灵敏度, 为 $\left. \frac{\partial \lambda}{\partial a_{52}} \right|_* = -2.32$, 其值较大。

如再引入 $Y_q \cdot q$ 信号, 将会起到好的效果。具体的计算证实了这一点。

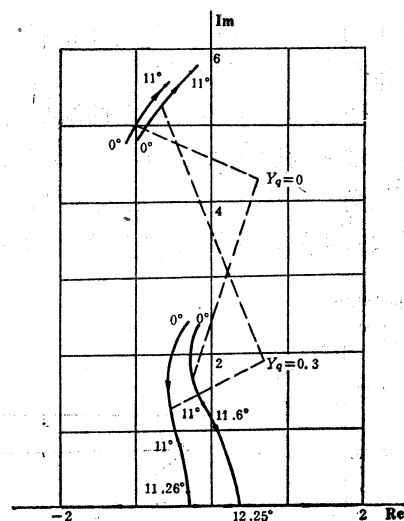


图13 直接侧力反馈情况下的特征根
随 δ_a 变化轨迹 ($\delta_e = 2^\circ$; $\delta_r = 0^\circ$)

结 论

1. 无控情况下, 飞机急滚机动飞行时有可能产生极限环振荡, 突跃偏离, 迟滞等非线性现象。产生这些现象的主要原因, 与惯性交感力矩项 $i_{33} q p$, 非线性气动力矩 $l_{\beta a} \beta \Delta \alpha$ 和运动耦合项 $P \beta$ 有关。为延缓、减轻或消除这些现象发生, 采用各类控制系统, 减小 β 和 q 值, 可达到预期目的。

2. 低增益、小权限的俯仰、偏航阻尼器和航向静稳定器, 一般来说在小迎角状态, 能够改善飞机急滚运动特性。

3. ARI 系统和稳定轴偏航阻尼器, 对改善飞机急滚运动特性有较好的效果, 不仅能避免极限环振荡现象发生, 推迟突跃现象出现, 提高临界 p 值等, 且其急滚动态响应还得到改善。

4. 单独采用力反馈系统, 对改善飞机急滚运动特性不很显著, 如与其它控制系统配合使用, 其效果才显示出来。如稳定轴偏航阻尼器与引入 $Y_q \cdot q$ 信号的力反馈系统的组合就是一例。这方面工作还需进一步探讨。

5. 所得结果均是在理想自动器情况下得出的, 因此是初步的。考虑实际自动器后, 其急滚运动特性有待进一步研究。

参 考 文 献

- [1] 方振平等: “飞机急滚机动飞行时的稳定性分析” 北京航空学院科学研究报告BH-32994, 1987年。
- [2] D.W.Rhoads et al: “A theoretical and experimental study of airplane dynamics in large-disturbance maneuvers” Journal of Astronautical Sciences, Vol XXIV, N.7 July, 1957.
- [3] R.F. Steigel et al: “High angle of attack stability and control” ADA 027877, 1976.
- [4] R.K. Mehra et al: “Global stability and control analysis of aircraft at high angle of attack” ADA 051850 1977.
- [5] R.K. Mehra et al: “Global stability and control analysis of aircraft at high angle attack” ADA 084921 1978.
- [6] L.T. Nguyen et al: “Control-system techniques for improved departure/Spin resistance for fighter aircraft” NASA-TP-1689.1980.
- [7] 方振平: “系统灵敏度理论在飞行器动态特性分析综合中的应用” 飞行力学杂志, 1985年第2期。

AN EXPLORATION ON CONTROL AND STABILITY AUGMENTATION OF AIRCRAFT IN ROLLING MANEUVER

Fang Zhenping Yao Bing

ABSTRACT

By means of bifurcation analysis and catastrophe theory methodology, this paper explores the effects of various kinds of control systems of an aircraft in rolling maneuver on occurring jump and limit cycle phenomena, enhancing critical roll rate, extending effective region of control surface, and improving time responses. These systems involve ordinary feedback control system, aileron-roudder-interconnect (ARI) system, stability-axis yaw damper and direct force control system. The results have been verified by those time histories which were accomplished by a fourth order Runge-Kutta integration routine.