

DOI: 10.19416/j.cnki.1674-9804.2017.02.018

预测飞机稳定尾旋的解析法和图像法

Analytic Method & Image Method of Predicting Aircraft Steady Spin

颜巍 黄灵恩 黎先平 / YAN Wei HUANG Lingen LI Xianping

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

摘要:

尾旋是飞机的极限飞行状态,此一状态极易造成机毁人亡。由于尾旋试飞有极大的风险性,所以在试飞前要进行足够的安全论证,包括理论分析和风洞试验,一般采用两者相结合的方式。介绍了解析法和图像法两类方法来研究飞机的稳定尾旋。

关键词: 飞机尾旋; 稳定尾旋; 解析法; 图像法

中图分类号: V216.2

文献标识码: A

[Abstract] Spin is the limit flight state of aircraft, and aircraft in such a flight condition is very dangerous. Since aircraft spin test flight has great risk, it is necessary to make a safety demonstration before the flight, This paper introduces analytic methods and image methods to analyze aircraft steady spin.

[Keywords] aircraft spin; steady spin; analytic method; image method

0 引言

在人类的航空史上,由于设计问题、环境因素和人为因素导致了許多飞行事故,其中失速尾旋事故占有较大比例。早期由于认知的不足,认为飞机进入尾旋是由于大气中的不稳定螺旋气流引起,造成了一系列的飞行事故。20世纪30年代开始,美俄等航空大国投入巨额资金研究飞机的失速尾旋,建设了专门研究尾旋的立式风洞,通过深入研究,基本弄清了飞机尾旋的物理意义。但是由于影响一架飞机尾旋的因素很多,有些因素会相互影响,目前通过计算预测、风洞试验和飞行验证仅获得了飞机尾旋的一些一般规律。而对于不同飞机的尾旋特性,就更加不能使用替代方式进行预测了。在研究飞机尾旋中的飞行动力学问题时,一般研究力和力矩的平衡问题,而不去研究不平衡问题,所以在进行飞机尾旋预测时,一般去追寻飞机尾旋中的力和力矩的平衡点。下面就介绍几种求取飞机尾旋平衡点的原理和方法。

1 预测飞机稳定尾旋平衡点的解析法

1.1 飞机六自由度动力学方程解算

飞机在超临界迎角条件下飞行,由于飞机运动产生的气动力与飞机本身的惯性力产生耦合,使飞机的稳定性不能用分为纵向和横向运动的模态来描绘,而必须用完整的六自由度方程进行分析。把飞机看成是质量不变的刚体,则机体轴系下的六自由度运动方程为:

$$\dot{\alpha} = \omega_z + \left[\begin{array}{l} \left(\frac{q_\infty s}{mv} C_x \right) \\ + \frac{g}{v} \sin\theta \\ + \omega_y \sin\beta \end{array} \right] \sin\alpha + \left[\begin{array}{l} \left(-\frac{q_\infty s}{mv} C_y \right) \\ + \frac{g}{v} \cos\theta \cos\gamma \\ - \omega_x \sin\beta \end{array} \right] \cos\alpha \quad \sec\beta \quad (1)$$

$$\dot{\beta} = \left[\begin{array}{c} \left(\frac{q_{\infty} s}{mv} C_x \right) + \sin\beta + \omega_y \\ + \frac{g}{v} \sin\theta \end{array} \right] \cos\alpha + \left[\begin{array}{c} \left(\frac{q_{\infty} s}{mv} C_x \right) \\ + \frac{g}{v} \cos\theta \cos\gamma \end{array} \right] \sin\beta + \omega_x \sin\alpha + \left[\begin{array}{c} \left(\frac{q_{\infty} s}{mv} C_z \right) \\ + \frac{g}{v} \cos\theta \cos\gamma \end{array} \right] \cos\beta \quad (2)$$

$$\dot{v} = \left(-\frac{q_{\infty} s}{m} C_x \right) \cos\alpha \cos\beta + \left(-\frac{q_{\infty} s}{m} C_y \right) \sin\alpha \cos\beta + \left(\frac{q_{\infty} s}{m} C_z \right) \sin\beta \quad (3)$$

$$\dot{\omega}_x = \left[\begin{array}{c} \frac{q_{\infty} sb}{I_x} \left(m_x + m_y \frac{I_{xy}}{I_y} \right) \\ + \left(\frac{I_y - I_z}{I_x} + \frac{I_{xz}^2}{I_x I_y} \right) \omega_y \omega_z \\ + \left(\frac{I_z - I_x}{I_y} - 1 \right) \frac{I_{xy}}{I_x} \omega_x \omega_z \end{array} \right] \frac{1}{D} \quad (4)$$

$$\dot{\omega}_y = \left[\begin{array}{c} \frac{q_{\infty} sb}{I_y} \left(m_y + m_x \frac{I_{xy}}{I_x} \right) \\ + \left(\frac{I_z - I_x}{I_y} + \frac{I_{xy}^2}{I_x I_y} \right) \omega_x \omega_y \\ + \left(\frac{I_y - I_z}{I_x} + 1 \right) \frac{I_{xy}}{I_y} \omega_y \omega_z \end{array} \right] \frac{1}{D} \quad (5)$$

$$\dot{\omega}_z = \frac{q_{\infty} sc}{I_z} m_z + \frac{I_x - I_y}{I_y} \omega_x \omega_y + \frac{I_{xy}}{I_z} (\omega_x^2 - \omega_y^2) \quad (6)$$

式中, $D = 1 - I_{xy}/(I_x I_y)$, $C_x, C_y, C_z, m_x, m_y, m_z$ 分别为体轴系的力和力矩系数; I_x, I_y, I_z, I_{xy} 为绕质心的体轴的惯性矩和惯性积; m 为飞机质量; $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ 为绕体轴的角速度; q_{∞} 为动压; v 为速度; g 为重力加速度; b, c, s 分别为翼展, 平均气动弦长和机翼面积; α, β 分别为攻角和侧滑角; ψ, θ, γ 为偏航

角, 俯仰角和倾斜角。 $C_x, C_y, C_z, m_x, m_y, m_z$ 这六个量需要通过立式风洞旋转天平试验数据和动导数试验数据叠加后提供^[1-3]。

此外, 偏航角速度与体轴系下三轴角速度关系为:

$$\dot{\Psi} = \sqrt{\omega_x^2 + \omega_y^2 + \omega_z^2} \quad (7)$$

$$\omega_x = -\dot{\Psi} \sin\theta \quad (8)$$

$$\omega_y = -\dot{\Psi} \cos\theta \cos\gamma \quad (9)$$

$$\omega_z = \dot{\Psi} \cos\theta \sin\gamma \quad (10)$$

当飞机处于稳定尾旋时, 上面六个公式满足如下条件:

$$\dot{\alpha} = \dot{\beta} = \dot{v} = \dot{\omega}_x = \dot{\omega}_y = \dot{\omega}_z = 0$$

于是这六个方程仅含有 $\alpha, \beta, v, d\psi/dt, \theta, \gamma$, 六个未知量, 利用计算机可以求得飞机稳定尾旋中平衡点时的这六个量。在输入每一组气动系数和力矩系数进行六自由度方程进行解算后, 如果无解, 则说明在这一状态下飞机尾旋不存在平衡点, 如果有解, 则说明在这一状态下飞机尾旋存在平衡点, 但需要说明飞机在同一状态下尾旋的平衡点有可能不止一个, 在这些平衡点中一些是不稳定的平衡点, 以陡尾旋状态为主, 另一些是稳定的平衡点, 以平尾旋为主。20 世纪 70 年代, 在研制某国产大型运输机过程中, 研究人员曾经运用此种方法成功模拟了飞机的失速、偏离、尾旋以及尾旋改出的全过程。此外, 在上世纪 80 年代, 在研制某国产中性战斗机过程中, 研究人员也曾经运用此种方法成功分析了飞机的失速尾旋特性。

1.2 飞机绕质心运动方程解算

通过飞机旋转运动方程的推导也可以预测飞机尾旋的平衡点。飞机的旋转运动方程所推导出的, 飞机体轴系下的, 绕三轴的力矩公式如下式所示:

$$M_x = I_x \frac{d\omega_x}{dt} + (I_z - I_y) \omega_y \omega_z + I_{yz} (\omega_x^2 - \omega_y^2) + I_{xy} \left(\omega_x \omega_z - \frac{d\omega_y}{dt} \right) - I_{zx} \left(\omega_x \omega_z + \frac{d\omega_y}{dt} \right) \quad (11)$$

$$M_y = I_y \frac{d\omega_y}{dt} + (I_x - I_z) \omega_x \omega_z + I_{yz} (\omega_x^2 - \omega_z^2) + I_{xy} \left(\omega_x \omega_y - \frac{d\omega_z}{dt} \right) -$$

$$I_{xy} \left(\omega_y \omega_z + \frac{d\omega_x}{dt} \right) \quad (12)$$

$$M_z = I_z \frac{d\omega_z}{dt} + (I_y - I_x) \omega_x \omega_y + I_{xy} (\omega_y^2 - \omega_x^2) + I_{xz} \left(\omega_y \omega_z - \frac{d\omega_x}{dt} \right) -$$

$$I_{yz} \left(\omega_z \omega_x + \frac{d\omega_y}{dt} \right) \quad (13)$$

如果 $O_x O_z$ 平面位于飞机的对称面,则 O_y 轴为惯性主轴,因此 $I_{xy} = I_{yz} = 0, M_x, M_y$ 和 M_z 的公式可以简化为:

$$M_x = I_x \frac{d\omega_x}{dt} + (I_z - I_y) \omega_y \omega_z -$$

$$I_{zx} \left(\omega_x \omega_y + \frac{d\omega_z}{dt} \right) \quad (14)$$

$$M_y = I_y \frac{d\omega_y}{dt} + (I_x - I_z) \omega_x \omega_z +$$

$$I_{zx} (\omega_x^2 - \omega_z^2) \quad (15)$$

$$M_z = I_z \frac{d\omega_z}{dt} + (I_y - I_x) \omega_x \omega_y +$$

$$I_{zx} \left(\omega_y \omega_z - \frac{d\omega_x}{dt} \right) \quad (16)$$

将角速度用 p, q 和 r 代替,力矩用 L, M 和 N 代替。

$$L = I_x \dot{p} + (I_z - I_y) qr - I_{zx} (pq + \dot{r}) \quad (17)$$

$$M = I_y \dot{q} - (I_z - I_x) pr + I_{zx} (p^2 - r^2) \quad (18)$$

$$N = I_z \dot{r} + (I_y - I_x) pq + I_{zx} (qr - p^2) \quad (19)$$

式中,参数上标“ \cdot ”表示本参数随时间的导数。体轴系下,用欧拉角和旋转速度所表示的俯仰角速度、偏航角速度和滚转角速度如下式所示,其中假定偏航角速率 $|d\psi/dt| = 0$,尾旋半径 $r = 0$ 。

$$p = -\Omega \sin\theta \quad (20)$$

$$q = \Omega \cos\theta \sin\phi \quad (21)$$

$$r = \Omega \cos\theta \cos\phi \quad (22)$$

求得 p, q, r 关于时间的导数后带入经简化的 L, M 和 N 的方程,并将之无量纲化,获得俯仰力矩系数、偏航力矩系数和滚转力矩系数,如下式所示:

$$C_l = \frac{l}{qSb} \left\{ \begin{array}{l} I_x (-\dot{\Omega} \sin\theta - \Omega \dot{\theta} \cos\theta) \\ + I_{xz} \left(\begin{array}{l} \Omega \dot{\phi} \cos\theta \sin\phi \\ - \cos\phi (\dot{\Omega} \sin\theta - \Omega \dot{\theta} \cos\theta) \\ + \frac{\Omega^2}{2} \sin 2\theta \sin\phi \end{array} \right) \\ + (I_z - I_y) \frac{\Omega^2}{2} \cos^2 \theta \sin 2\phi \end{array} \right\} \quad (23)$$

$$C_m = \frac{l}{qS c} \left\{ \begin{array}{l} I_y \left[\begin{array}{l} -\Omega \dot{\phi} \cos\theta \cos\phi \\ + \sin\phi (\dot{\Omega} \cos\theta - \Omega \dot{\theta} \sin\theta) \end{array} \right] \\ + (I_z - I_x) \frac{\Omega^2}{2} \cos\phi \sin 2\theta \\ + (I_{xz} \Omega^2 (\sin^2 \theta - \cos^2 \theta \cos^2 \phi)) \end{array} \right\} \quad (24)$$

$$C_n = \frac{l}{qSb} \left\{ \begin{array}{l} I_z \left[\begin{array}{l} -\Omega \dot{\phi} \cos\theta \sin\phi \\ + \cos\phi (\dot{\Omega} \cos\theta - \Omega \dot{\theta} \sin\theta) \end{array} \right] \\ + I_{xz} \left(\begin{array}{l} \Omega \dot{\theta} \cos\theta + \Omega \sin\theta \\ + \frac{\Omega^2}{2} \cos^2 \theta \sin 2\phi \end{array} \right) \end{array} \right\} \quad (25)$$

当飞机处于稳定尾旋的平衡点时,公式右边各项中的欧拉角和飞机绕尾旋轴角速度随时间的导数为零,即 $d\Omega/dt = 0, d\theta/dt = 0, d\phi/dt = 0$,则上面公式右边各项中含有 $d\Omega/dt, d\theta/dt, d\phi/dt$ 的项全部为零。在飞机稳定平衡尾旋时,可以认为 $C_n \approx 0, C_l \approx 0$,而 $C_{m_{气动}} \approx C_{m_{惯性}}$,则可以利用惯性力矩公式来表达 $C_{m_{气动}}$,并结合以上三个公式来解算平衡稳定尾旋状态下的 Ω, θ, ϕ 。

2 图像法预测飞机稳定尾旋的平衡点

2.1 两曲线交点法

飞机尾旋是由作用在飞机上的力矩所决定的,飞机的尾旋特性取决于它的力矩特性。由于产生尾旋的前提是飞机进入超临界迎角,若要改出尾旋必须设法迫使飞机迎角变小,所以首先要研究改变迎角的力矩,即惯性上仰力矩。如图1所示,绕尾旋轴旋转的飞机用质量沿长度均匀分布的两根相互垂直的重杆来代替。

通过推导可以求出 AB 杆的惯性离心力矩为:

$$M_{z,离}^{AB} = \frac{1}{2} \sin 2\alpha \omega^2 I_x \quad (26)$$

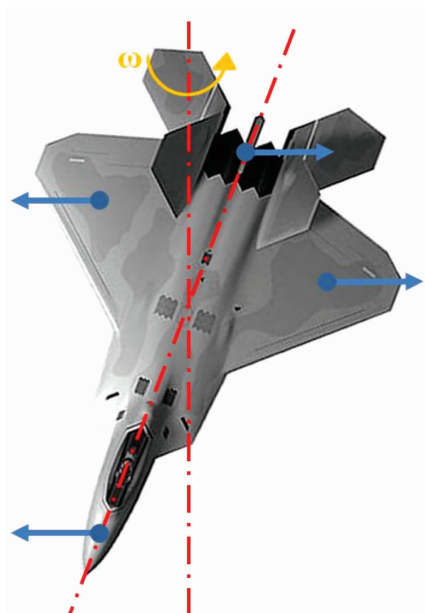
此一力矩使得迎角 α 增大。CD 杆的惯性离心力矩为:

$$M_{z,离}^{CD} = \frac{1}{2} \sin 2\alpha \omega^2 I_y \quad (27)$$

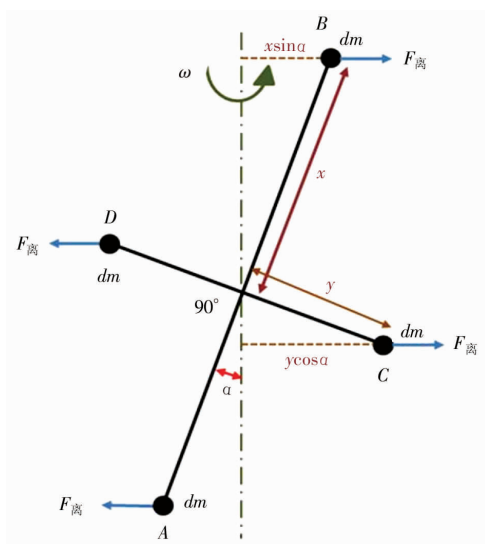
此一力矩使得迎角 α 减小。总的惯性离心力矩为:

$$\begin{aligned} M_{z,惯性} &= M_{z,离}^{AB} + M_{z,离}^{CD} \\ &= \frac{1}{2} \sin 2\alpha \omega^2 (I_x - I_y) \end{aligned} \quad (28)$$

可以看出: $M_{z,惯性} = f_1(\alpha)$,同时飞机的气动下俯力矩函数为 $M_{z,气动} = f_2(\alpha)$,将两个函数画在同一个



(a) 惯性力的作用点示意图



(b) 惯性力矩分析示意图

图 1 飞机尾旋中惯性力矩分析示意图

直角坐标系中,如图 2 所示。将气动下俯力矩曲线关于横轴进行镜像处理,图中虚线所示,与 $M_{z\text{惯性}}$ 曲线有两个交点, A 和 B, 这两个交点代表飞机处于平衡状态。A 点对应不稳定的平衡状态(一般为陡尾旋), B 点对应稳定的平衡状态(一般为缓或平尾旋)。如果飞机的攻角处在 A 点所对应的攻角时, 有某种扰动使得飞机攻角减小, 则气动力下俯力矩的绝对值将大于惯性上仰力矩, 使得迎角进一步减小并迫使飞机停止旋转; 有某种扰动使得飞机攻角增大, 则气动力下俯力矩的绝对值将小于惯性上仰

力矩, 则迫使飞机攻角继续增大, 直到达到稳定的平衡状态(B 点)为止。总之, 如果惯性力矩和气动下俯力矩如果不能同时达到平衡, 则要么产生摆动尾旋, 要么退出尾旋。

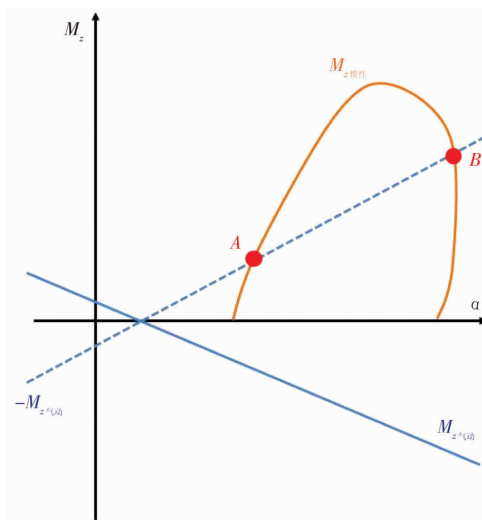


图 2 飞机尾旋中 $M_{z\text{气动}}$ 与 $M_{z\text{惯性}}$ 的平衡点

2.2 三曲线交点法

处于稳定尾旋中的飞机有如下关系:

$$mg = -\frac{1}{2}\rho V^2 SC_x \quad (29)$$

$$mR\omega^2 = \frac{1}{2}\rho V^2 SC_y \quad (30)$$

飞机稳定尾旋中的力矩平衡必然满足如下条件:

$$M_{xa} + M_{xi} + x_e = 0 \quad (31)$$

$$M_{ya} + M_{yi} + y_e = 0 \quad (32)$$

$$M_{za} + M_{zi} + z_e = 0 \quad (33)$$

下标 a, i, e 分别表示空气动力, 惯性力和发动机。其中惯性力项的表达式为:

$$M_{xi} = 2\sin 2\beta \sin 2\alpha (I_x - I_y) \frac{\Omega^2}{\rho s b^3} \quad (34)$$

$$M_{yi} = 4\sin 2\beta \left[\frac{(I_z - I_x) + (I_x - I_y) \sin^2 \alpha}{\rho s b} \right] \frac{\Omega}{\rho s b} \quad (35)$$

$$M_{zi} = -4\cos^2 \beta \sin^2 \alpha (I_x - I_y) \frac{\Omega^2}{\rho s b^2 c} \quad (36)$$

发动机项的表达式为:

$$M_{xe} = 4I_e \omega_e \sin \beta \sin \alpha \frac{\Omega}{\rho s v b^2} \quad (37)$$

$$M_{ye} = 4I_e \omega_e \sin \beta \cos \alpha \frac{\Omega}{\rho s v b^2} \quad (38)$$

$$M_{ze} = 4I_e \omega_e \cos \beta \sin \alpha \frac{\Omega}{\rho s v b c} \quad (39)$$

式中, $\Omega = \omega b/2V$, I_e 和 ω_e 分别为发动机惯性力矩和旋转角速度。

预先设定一个 α 和 Ω , 通过旋转天平试验测得 C_x 、 C_y , 然后使用力平衡公式: $mg = -0.5\rho V^2 SC_x$, $mR\omega^2 = -0.5\rho V^2 SC_y$, 计算出飞机的尾旋半径 R 和飞机的下落速度 V 。设定一组舵面偏角 δa 、 δe 、 δr , 做出 M_a 和 $-(M_i + M_e)$ 对 Ω 的曲线, β 为参变量, 其交点即为 $M_{xa} + M_{xi} + M_{xe} = 0$, $M_{ya} + M_{yi} + M_{ye} = 0$, $M_{za} + M_{zi} + M_{ze} = 0$ 的解。对不同的 β , 得到 $\Sigma M_x = 0$, $\Sigma M_y = 0$, $\Sigma M_z = 0$, 时不同的 Ω , 则得到在此攻角下三个力矩平衡的 $\beta \sim \Omega$ 关系曲线。图3为某飞机尾旋平衡点预测曲线。可见, 飞机稳定尾旋可能发生在 $\alpha = 25^\circ$, $\beta = 1^\circ$, $\Omega = 0.14$ 状态, 此时三线近似于交于一点^[4-5]。

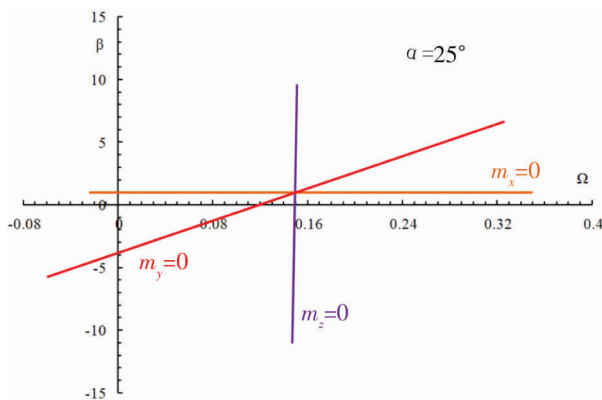


图3 某飞机尾旋平衡点预测曲线
($\delta e = 20^\circ$, $\delta r = 25^\circ$, $\delta a = 0^\circ$)

3 结论

本文阐述了求取飞机稳定尾旋中力和力矩平衡点的二种解析法(飞机六自由度动力学方程解算法、飞机绕质心运动方程解算法)和两种图像法(两曲线交点法、三曲线交点法)的原理和过程。可以通过对这些不同方法所获得的飞机尾旋特性进行评估和比较, 增强对飞机尾旋特性的认识和失速尾旋试飞的信心。

参考文献:

- [1] W. J. Gillard (1999). AFRL F-22 Dynamic Wind Tunnel Test Results[S]. AIAA-99-4015.
- [2] G. N. Malcolm, Rotary-Balance Experiments on a Modern Fighter Aircraft Configuration at High Reynolds Numbers[S]. NASA Ames Research Center.
- [3] 李树有. 飞机尾旋动态的六自由度计算与试飞结果比较[J]. 飞行力学, 1984, 4: 112 - 124.
- [4] 范洁川. 旋转天平试验和飞机尾旋预测[J]. 气动实验与测量控制, 1994(02).
- [5] 沈礼敏. CARDIC 旋转天平风洞试验系统[J]. 气动实验与测量控制, 1995(01).

作者简介

颜巍 男, 硕士, 工程师, 主要研究方向: 大迎角试验 动态试验; E-mail: yanwei2@comac.cc

黄灵恩 男, 本科, 研究员, 主要研究方向: 大迎角试验。

黎先平 男, 博士, 研究员, 主要研究方向: 飞机设计; E-mail: lixianping@comac.cc