

# 大型民用飞机偏离特性与尾旋敏感性分析

## Departure Characteristics and Spin Sensitivity Analysis for A Large Civil Aircraft

颜 巍 黄灵恩 / Yan Wei Huang Lingen

(上海飞机设计研究院, 上海 201210)

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

### 摘 要:

为了研究某常规布局大型民用飞机的偏离特性与尾旋敏感性,在 CARDC 的 FL-14 水平风洞( $\Phi 3.2\text{m}$ )中进行了飞机模型的大迎角静态测力试验。通过对试验结果的充分挖掘,利用一系列的稳定性判据进行分析,获得了飞机的大致初始偏离迎角和偏离区间,并预测了飞机的尾旋敏感性。

**关键词:**大迎角试验;偏离特性;尾旋敏感性

**中图分类号:**V328

**文献标识码:**A

[**Abstract**] In order to study departure characteristics and spin sensitivity analysis for a large general layout civil aircraft, an aircraft model force and moment measurement tests were carried out in CARDC FL-14 ( $\Phi 3.2\text{m}$ ) horizontal wind tunnel. Base on the analysis of the experimental results and several stability criterion be used, a roughly initial departure angle of attack and departure region were obtained and spin sensitivity of aircraft was predicted.

[**Key words**] high angle of attack experiments; departure characteristics; spin sensitivity

## 0 引言

失速、偏离和尾旋在飞机空气动力学和飞行力学中是一个需要突出研究的方向。“失速”是指在近临界迎角时,机翼上气流分离大面积发展使飞机绕自身三根轴中某个轴自发地作非周期性的运动或摆动。“偏离”是指在近临界迎角时,飞机绕某一机体轴转动的现象,包括滚转偏离、方向偏离和突然上仰。偏离的出现标志着飞机由可操纵飞行状态向不可操纵飞行状态过渡的一种短暂的、不限时间的运动。“尾旋(螺旋)”是指在超临界迎角范围内,飞机同时绕自身三根轴旋转的自转状态,沿小半径的陡螺旋形轨迹的自发运动,尾旋是飞机最复杂的飞行状态之一,也是飞机飞行的极限状态。在航空事业发展初期,由于对飞机失速、偏离和尾旋的认识不足,导致了大量的飞行事故。根据公布的资料<sup>[1]</sup>表明,美国空军在 1966 ~ 1970 年间由于失

速螺旋,损失了 226 架飞机,价值 3 亿 6 千 7 百万美元。在 1964 ~ 1972 年间,美国民用航空飞机(中小型通用飞机为主)因失速、尾旋而导致事故共 2 490 起,占整个民用航空飞机飞行事故的 8%,占死亡或严重损伤事故的 24%。随着航空科技的进步,工程师们研究并发展了许多防止尾旋的措施,但到目前为止还不能研制出在任何情况下都不进入尾旋的飞机。飞机尾旋呈现多样性,不同的飞机尾旋模态可能完全不同,即使同一架飞机在不同期试验中,所获得的尾旋模态也可能大相径庭<sup>[2]</sup>。此外飞机在失速、偏离和尾旋时的姿态特点、操纵性、安定性、操纵条件和所需的操纵方法与正常飞行状态时也不同,所以对飞机失速、偏离和尾旋进行相关的研究是非常必要的。本文以某常规布局大型民用飞机为例,如图 1 所示,着重分析其偏离特性与尾旋敏感性,为飞机的失速飞行试验提供初步理论依据。

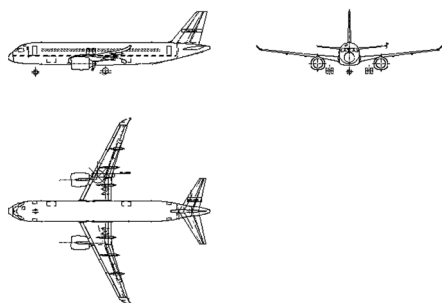


图1 某常规布局大型民用飞机三面图

## 1 偏离特性研究

### 1.1 航向静稳定性判据 $C_{n\beta}$

经典的航空理论<sup>[1]</sup>认为飞机的航向静稳定性  $C_{n\beta}$  的大小是衡量飞机受到某一扰动后能否恢复原始状态的关键,  $C_{n\beta}$  随攻角的变化曲线是研究飞机尾旋问题极其重要的曲线。在某一攻角下, 如果  $C_{n\beta} > 0$ , 说明飞机具有航向稳定性, 受扰动以后有自动恢复原航向的趋势; 如果  $C_{n\beta} < 0$ , 则说明受扰动后飞机会丧失方向安定性, 即方向偏离发散, 在此范围内飞机陷于丧失航向静稳定性, 飞行员作任何滚转、偏航或使用方向舵, 都会使飞机出现过度的偏航, 飞机发生偏离后, 过度的偏航和滚转速率都会使飞机在此区域内进入尾旋;  $C_{n\beta} = 0$  为临界偏离发散状态, 对应的攻角为临界偏离攻角。方向发散的原因主要是大迎角下翼身组合体的洗流场对垂尾和方向舵的直接影 响, 以及在大攻角下垂尾的有效后掠角增大, 二者均使得垂尾的效能降低。飞机的方向发散特性是帮助尾旋偏转的, 它对飞机超过失速迎角后可能进入尾旋和在尾旋中飞机高速旋转起到重要作用。当然, 要更全面地描述飞机尾旋运动中的航向安定性, 还应当考虑飞机的横侧静安定度和飞机的转动惯量对航向安定性的影响。

### 1.2 横向静安定性判据 $C_{l\beta}$

横向静安定性导数  $C_{l\beta}$  随攻角的变化曲线是研究飞机尾旋特性的另一重要曲线<sup>[1]</sup>。在中、小攻角范围内, 飞机在有侧滑时产生的滚转力矩一般都是静稳定的。当侧滑角为正值时, 产生负的滚转力矩, 飞机所具有的这个特性称为上反角效应, 即  $C_{l\beta}$ 。通常现代飞机, 无论军机还是民机在中、小攻角范围内都具有较高的横向静稳定性, 但在大迎角时横向静稳定会变差, 即发生反号。一般情况下, 只要飞机的横向静稳定性数值为负值, 即  $C_{l\beta} < 0$ , 飞机就

不容易“自动”进入尾旋, 若  $C_{l\beta} > 0$ , 飞机会发生非指令的滚转偏离,  $C_{l\beta} = 0$  为临界偏离发散状态, 对应的攻角为临界偏离攻角。

### 1.3 $C_{n\beta}/|C_{l\beta}|$ 判据

在飞机研发的初期, 为了较快而简便地预测飞机的偏离特性, 通常利用常规风洞试验技术所提供的气动数据, 通过利用经验判据来进行判定。Tischler. MD, Barlow. JB 和 Bihrlle. WJr 在 1979 到 1983 年之间通过一系列的研究, 提出了预测飞机发生偏离和尾旋的粗略的经验判据<sup>[3]</sup>: 对于飞机在某个  $\alpha$  下是否存在发生尾旋的可能性, 可以利用这个  $\alpha$  所对应的  $C_{n\beta}/|C_{l\beta}|$  接近“-10”来判定。根据这个经验判据, 利用飞机大迎角静态测力试验数据首先分别求得  $C_{n\beta}$  和  $C_{l\beta}$ , 然后求得  $C_{n\beta}/|C_{l\beta}|$ ,  $C_{n\beta}/|C_{l\beta}| = -10$  所对应的攻角即为初始偏离迎角, 在飞机迎角越过此一迎角后, 飞机有进入尾旋的可能。

### 1.4 横向操纵偏离判据 LCDP<sup>[4,7]</sup>

在大量的飞行实践中发现, 飞机的横向操纵明显地影响着飞机的航向稳定性。如当飞行员用副翼消除滚转角时, 副翼的不利偏航可能会扩大侧滑, 加上飞机正的上反效应, 极有可能出现与预期方向相反的快速滚转, 使飞机出现横向发散, 加剧了飞机侧滑的不安定, 进而陷入尾旋。当单独操纵副翼出现横向发散时, 操纵偏离判据 AADP 的定义如下式所示:

$$AADP = C_{n\beta} - C_{l\beta} \frac{C_{n\delta\alpha}}{C_{l\delta\alpha}} \quad (1)$$

此后, 又发展出了包含副翼和方向舵同时操纵的操纵偏离判据 LCDP, 定义如下式所示:

$$LCDP = C_{n\beta} - C_{l\beta} \times \frac{(C_{n\delta\alpha} + K_2 C_{n\delta\gamma} \delta\gamma)}{C_{l\delta\alpha} + K_2 C_{l\delta\gamma} \delta\gamma} \quad (K_2 = \delta\gamma/\delta\alpha) \quad (2)$$

若  $LCDP > 0$ , 则说明在该迎角下, 如向滚转反方向压杆, 向滚转方向蹬舵, 副翼和方向舵所产生的偏转力矩, 试图减小滚转带坡度所引起的侧滑, 加上飞机在杆、舵中立情况下具有方向静安定性, 飞机是方向静安定的。若  $LCDP < 0$ , 表明在该迎角下, 操纵副翼和方向舵所产生的偏转力矩, 力图扩大滚转带坡度所引起的侧滑, 即使在杆、舵中立情况下具有方向静安定性, 操纵副翼和方向舵所产生的偏转力矩, 也会使飞机在总体上具有扩大侧滑的趋势, 而丧失方向安定性, 是方向不安定的。若  $LCDP = 0$ , 是副翼/方向舵操纵飞机是否会产生侧滑偏离

的临界点。为了简化计算,可以直接用 AADP 的公式来计算 LCDP。

### 1.5 动航向稳定性判据 $C_{n\beta, DYN}$

随着航空科技的发展,发现如果仅用静导数来判定飞机是否进入偏离与实际飞行状况有较大差别,如当机翼有上反时,纵然  $C_{n\beta} < 0$ ,飞机也不会发生偏离。现代大型客机均为后掠翼飞机,当飞机攻角处于临界攻角附近时,即使副翼和方向舵没有偏转,飞机也会出现偏航发散。这就需要通过风洞试验结果分析来获得发生这一物理现象的攻角,即侧滑偏离迎角。通过动航向稳定性判据  $C_{n\beta, DYN}$  来预测飞机的偏离特性和尾旋敏感性,这个判据综合反映了在没有操纵副翼、方向舵(即副翼、方向舵中立)的情况下,按机体轴确定的方向静安定度和横侧静安定度对飞机实际方向安定性的影响,也就是反映了飞机在副翼、方向舵中立情况下的尾旋敏感性<sup>[5,8-9]</sup>。其表达式如下:

$$C_{n\beta, DYN} = C_{n\beta} \cos \alpha - C_{l\beta} \left( \frac{I_z}{I_x} \right) \sin \alpha \quad (3)$$

当  $C_{n\beta, DYN} > 0$  时,表明当副翼、方向舵中立时飞机对于侧滑角的瞬时反应具有还原的趋势,即飞机对尾旋敏感性越弱,甚至不会进入尾旋。当  $C_{n\beta, DYN} < 0$  时,表明当副翼、方向舵中立时飞机对于侧滑角的瞬时反应将使飞机增大侧滑,发生偏离,飞机就更容易进入尾旋,尾旋敏感性越强。 $C_{n\beta, DYN} = 0$ ,即处于临界偏航状态。

### 1.6 PELIKAN 判据

PELIKAN 判据也被称为  $\beta + \delta$  轴稳定性指示法<sup>[6]</sup>,它是确定一架飞机偏离迎角的工程方法,这种方法包括了两个向量的大小和方向,其指向公式为:

$$\beta \text{ 轴: } \alpha_{-\beta} = \alpha + \arctan \left( \frac{C_{n\beta}}{C_{l\beta}} \cdot \frac{I_x}{I_z} \right) \quad (4)$$

$$\delta \text{ 轴: } \alpha_{\delta} = \alpha + \arctan \left( \frac{C_{n\delta\beta}}{C_{l\delta\beta}} \cdot \frac{I_x}{I_z} \right) \quad (5)$$

$\alpha_{-\beta}$ :  $\beta$  轴稳定性指示度;  $\alpha_{\delta}$ :  $\delta$  轴稳定性指示度; 其中  $\beta$  轴表示由侧滑变化引起的沿机体轴  $x$  和  $y$  方向的两个瞬时加速度反应矢量的合矢量;  $\delta$  轴是由于横向或纵向加航向操纵输入所引起的瞬时加速度反应矢量。飞机的稳定条件如下:

$$\alpha_{-\beta} > \alpha_{\delta} \text{ 且 } \alpha_{-\beta} > 0$$

当  $\alpha_{-\beta} < \alpha_{\delta}$  到  $\alpha_{-\beta} = 0$  的迎角区间为潜在的不稳

定敏感区,  $\alpha_{-\beta} = \alpha_{\delta}$  所对应迎角为最小偏离迎角(临界偏离迎角),  $\alpha_{-\beta} = 0$  所对应的迎角一般是预计的最大偏离迎角。

### 1.7 WEISSMAN 判据

由于  $C_{n\beta, DYN}$  和 LCDP 这两个参数并不孤立,它们之间相互影响相互制约,所以单独使用有局限性。1973 年 Weissman 建立了新的判据图<sup>[6]</sup>: Weissman 判据图,将  $C_{n\beta, DYN}$  和 LCDP 这两个参数一并考虑画在图上,并将图中分为不同的区间,用来表示飞机的偏离程度,如图 2 所示。需要说明 Weissman 判据仅针对  $\beta = 0^\circ$  时的情况。在美国以往的许多飞机型号的研制过程中,包括 F-4E, F-111, F-8, F-102, F-106, Saab-37, YF-16, YF-17, 利用 Weissman 判据所判定的飞机偏离边界与偏离程度,和飞行试验结果基本吻合。

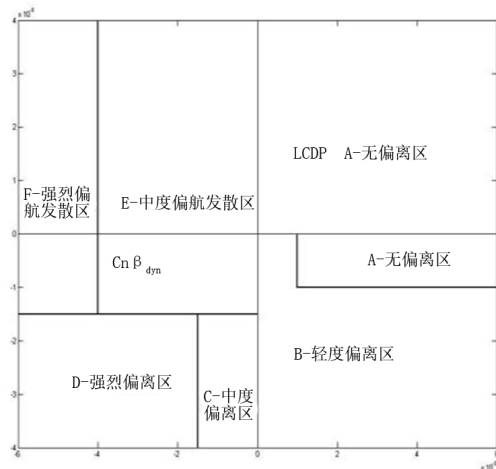


图 2 WEISSMAN 判据

### 1.8 耦合偏离判据 $C_{m\beta}$

飞机在亚临界迎角范围内飞行,飞行员进行柔和的操纵动作时,各个方向上的气动力耦合可以忽略。但是当飞机在近临界迎角范围内和超临界迎角范围内飞行时,纵向运动与横侧运动之间必定存在强烈的耦合<sup>[3]</sup>。飞机由于侧滑会引起非指令的抬头俯仰力矩,  $C_{m\beta} > 0$ ,尤其是在机翼摇摆时,将导致迎角持续而较大地增加。即在有侧滑的大迎角机动中,若  $C_{m\beta} > 0$ ,则有可能发生非指令的俯仰偏离,  $C_{m\beta} = 0$  时的攻角即为飞机的俯仰偏离的临界点。

### 1.9 卡尔菲斯特 (Kalviste) 判据

飞机在中或小攻角状态飞行时,气动力基本为线性变化,所以对于稳定性的分析可以分解为纵向运动分析和横航向运动分析。但是在攻角较大时,气

动力呈现强烈的非线性,纵向运动和横航向运动之间存在强烈的耦合,所以不能简单地分解来进行分析,而必须使用完整的六自由度运动方程来分析。Kalviste 在 1978 年提出了一个新的、更为全面的分析飞机纵向和横航向运动稳定性的卡尔菲斯特第一判据和卡尔菲斯特第二判据<sup>[3]</sup>。卡尔菲斯特第一判据为非耦合判据,卡尔菲斯特第二判据为耦合判据。其中卡尔菲斯特第二判据是将六自由度方程用一组表示转动运动和平动运动加速度的六个非线性二阶微分方程来描述,方程中保留了纵向运动和横航向运动之间的交叉耦合项。

### 1.9.1 卡尔菲斯特第一判据

卡尔菲斯特第一判据仍然是纵向和横航向非耦合判据,即前提为: $C_{m\beta D}=0, C_{n\alpha D}=0$ 。它的稳定性判据为:

$$\begin{cases} C_{m\beta D} > 0 \\ C_{n\alpha D} < 0 \end{cases} \quad (6)$$

其中:

$$C_{m\beta D} = C_{m\beta} \cos\alpha - C_{l\beta} \left( \frac{I_z}{I_x} \right) \sin\alpha \quad (7)$$

$$C_{n\alpha D} = C_{n\alpha} - \frac{b}{c} \left( \frac{I_y}{I_x} C_{l\alpha} \cos\alpha + \frac{I_y}{I_z} C_{n\alpha} \sin\alpha \right) \tan\beta \quad (8)$$

### 1.9.2 卡尔菲斯特第二判据

卡尔菲斯特第二判据是纵向和横航向耦合判据。第二判据采用了一种新的轴系—动稳定轴系或称“ $\alpha, \beta, \mu$ ”轴系。 $\alpha$  为速度矢量的攻角,  $\beta$  为速度矢量的侧滑角,  $\mu$  为绕速度矢量的转角。在此一轴系下的的加速度为:

$$\begin{cases} \ddot{\alpha} = \dot{Q} - (\dot{P} \cos\alpha + \dot{R} \sin\alpha) \tan\beta \\ \ddot{\beta} = \dot{P} \sin\alpha - \dot{R} \cos\alpha \\ \ddot{\mu} = (\dot{P} \cos\alpha + \dot{R} \sin\alpha) \sec\beta \end{cases} \quad (9)$$

由于气动力仅是  $\alpha$  和  $\beta$  的函数,所以:

$$\ddot{\alpha} = M_{DYN}, \ddot{\beta} = -N_{DYN}$$

对气动力取偏导数并应用拉普拉斯变换公式获得:

$$(S^2 - M_{\alpha, DYN})\alpha - (M_{\beta, DYN})\beta = 0 \quad (10)$$

$$(S^2 + M_{\beta, DYN})\alpha + (M_{\alpha, DYN})\beta = 0 \quad (11)$$

其特征多项式为:

$$S^4 + AS^2 + B = 0 \quad (12)$$

式中,  $A = N_{\beta, DYN} - M_{\alpha, DYN}, B = N_{\alpha, DYN} \times M_{\beta, DYN} - N_{\beta, DYN} \times M_{\alpha, DYN}$ ,

当  $A^2 - 4B > 0$  时,

$$S^4 + AS^2 + B = (S^2 + N_{\beta, cop}) \times (S^2 - M_{\alpha, cop}) \quad (13)$$

式中:

$$N_{\beta, cop} = (A + D\sqrt{A^2 - 4B})/2 \quad (14)$$

$$M_{\alpha, cop} = (-A + D\sqrt{A^2 - 4B})/2 \quad (15)$$

$$D = \text{sign}(N_{\beta, DYN} + M_{\alpha, DYN}) \quad (16)$$

其中,  $N_{\beta, cop}$  是耦合的荷兰滚模态频率平方,  $-(M_{\alpha, cop})$  是耦合的俯仰短周期频率平方。当  $N_{\beta, cop} \geq 0$  和  $M_{\alpha, cop} \leq 0$  时飞机是稳定的。用无量纲参数表示时,上式变为:

$$C_{n\beta cop} = \frac{1}{2}(A + d\sqrt{A^2 - 4B}) \quad (17)$$

$$C_{m\alpha cop} = \frac{1}{2}(-A + d\sqrt{A^2 - 4B}) \quad (18)$$

$$d = \text{sign}\left(\frac{\bar{c}}{I_y} C_{m\alpha D} + \frac{b}{I_z} C_{n\beta D}\right) \quad (19)$$

$$A = C_{n\beta D} \frac{b}{I_z} - C_{m\alpha D} \frac{\bar{c}}{I_y} \quad (20)$$

$$B = (C_{n\alpha D} C_{m\beta D} - C_{n\beta D} C_{m\alpha D}) \frac{\bar{c}b}{I_y I_z} \quad (21)$$

$$C_{m\alpha D} = C_{m\alpha} - \frac{b}{c} \left( \frac{I_y}{I_x} C_{l\alpha} \cos\alpha + \frac{I_y}{I_z} C_{n\alpha} \sin\alpha \right) \tan\beta \quad (22)$$

$$C_{m\beta D} = C_{m\beta} - \frac{b}{c} \left( \frac{I_y}{I_x} C_{l\beta} \cos\alpha + \frac{I_y}{I_z} C_{n\beta} \sin\alpha \right) \tan\beta \quad (23)$$

$$C_{n\alpha D} = C_{n\alpha} \cos\alpha - \frac{I_z}{I_x} C_{l\alpha} \sin\alpha \quad (24)$$

$$C_{n\beta D} = C_{n\beta} \cos\alpha - \frac{I_z}{I_x} C_{l\beta} \sin\alpha \quad (25)$$

在纵向运动与横航向运动耦合时,即  $C_{m\beta D} \neq 0, C_{n\alpha D} \neq 0$  时,稳定性判据为同时满足:

$$\begin{cases} C_{m\alpha cop} \leq 0 \\ C_{n\beta cop} \geq 0 \\ A^2 - 4B \geq 0 \end{cases} \quad (26)$$

### 1.10 JOHNSTON 判据

到目前为止,以上对于飞机偏离特性和尾旋敏感性的分析均基于飞机大迎角静态测力试验。在失速之前,或小迎角条件下,飞机的飞行比较稳定,动导数作为次要量,可以完全忽略。然而当飞机在失速攻角附近,或大迎角条件下飞行时,由于气流的分离,涡的脱落与破碎,飞机纵向和横向运动的气动交感作用,迟滞现象等气动现象的存在,动导数对飞行器气动特性的影响就不可忽略。对于研究飞机的失速、偏离和尾旋,动导数是必不可少的。



对于研究飞机的偏离特性,Johnston. DE. 在 1981 年推导出了包含静、动导数数据的大迎角偏离解析判据<sup>[3]</sup>: $C_{n\beta Dd}$ , 飞机无偏离的条件为:

$$C_{n\beta Dd} - \xi > 0$$

否则,飞机会发生偏离。 $\xi$  经验确定为-0.006。

上式中参数的定义为:

$$C_{n\beta Dd} = (1-K)C_{n\beta D} + K(LCDP) \cos\alpha \quad (27)$$

$$K = \frac{\frac{C_{n\beta}}{C_{l\beta}} + \frac{C_{nr}}{C_{lp}} \tan\alpha}{\frac{C_{n\beta\alpha}}{C_{l\beta\alpha}} + \frac{C_{nr}}{C_{lp}} \tan\alpha} \quad (28)$$

根据这个判据可以推导出更加完整的飞机的偏离边界。

## 2 各个判据所获得偏离迎角的对比

在以上十个判据中, $C_{n\beta}$ 判据、 $C_{n\beta,DYN}$ 判据、LCDP判据、WEISSMAN判据、PELIKAN判据和Kalviste判据曾在1970年代研制运10飞机过程中使用过<sup>[10]</sup>。

利用这十个判据分析了某大型民用飞机的偏离特性与尾旋敏感性,通过详细计算获得了飞机的偏离迎角,表1展示了各个判据给出的偏离迎角。由于各个判据的侧重点不同,所以获得的偏离迎角有差异,综合来说在 $\alpha \in [H^\circ, I^\circ]$ 的区间是这架飞机的偏离区间,也可认为是飞机由可操纵状态向不可操纵状态发展的过渡区间。从飞机失速试飞的安全角度考虑,初始偏离迎角应当考虑定在 $\alpha = H^\circ$ ,当飞机迎角到达此迎角时,飞行员就需要非常谨慎地进行横航向操纵,避免飞机进一步向尾旋状态发展。

根据以上十种判据的分析结果还可以探讨性地预估这架飞机失速、偏离和尾旋的全过程:飞行员拉杆迫使飞机增大迎角,随着迎角增大左右机翼开始发生分离,但左右机翼的分离并不完全对称,这样机翼就会发生左右摇摆,导致飞机出现侧滑、滚转运动和偏航运动的耦合使飞机发生俯仰偏离,当飞机俯仰至某一特定攻角时,全机丧失航向稳定性并发生偏航偏离,最终陷入尾旋。对于偏离程度和尾旋敏感性,根据WEISSMAN判据,当飞机攻角越过 $E^\circ$ 之后飞机发展到中度偏离状态(E区),飞机会进入尾旋,当攻角达到 $(E+4)^\circ$ 时,飞机处于强烈偏离区域(D区)的边缘,表明飞机极易进入尾旋。

表1 各判据给出的偏离迎角( $\beta=0^\circ$ )

判据	$\alpha$ 偏离( $^\circ$ )
航向静稳定性判据 $C_{n\beta}$	A
横向静安定性判据 $C_{l\beta}$	B
$C_{n\beta}/ C_{l\beta} $ 判据	C
横向操纵偏离判据 LCDP	D
动航向稳定性判据 $C_{n\beta,DYN}$	E
PELIKAN判据	F
WEISSMAN判据	G
耦合偏离判据 $C_{m\beta}$	H
Kalviste 第一判据	I
Kalviste 第二判据	J
JOHNSTON判据	K

## 3 结论

本文利用了十种稳定性判据预测某常规布局大型民用飞机的偏离特性和尾旋敏感性,获得了这架飞机的偏离区间。这些判据都各自从不同方面反映了这架飞机的大迎角运动特性,一些判据中有些只包括横向参数或航向参数,而有些是耦合判据,包含有纵向、横航向参数。所以在进行飞机偏离特性和尾旋敏感性分析时,应尽可能全面的利用各种判据进行分析,预测飞机在大迎角时的偏离特性和尾旋敏感性。

### 参考文献:

- [1] M. Г. 科契克. 飞机螺旋动力学[M]. 中国人民解放军空军司令部出版,1978.
- [2] M. Г. 科契克. 极限状态飞行——现代飞机失速和尾旋的预防[M]. 北京:航空工业出版社,1989.
- [3] 李永富,陈洪. 研究尾旋的风洞试验技术[M]. 北京:国防工业出版社,2002.
- [4] 涂良辉,江积祥. 某型飞机的偏离特性/尾旋敏感性分析[J]. 科学技术与工程,2010,10(25).
- [5] 桑雨生,等. F-16飞机大迎角飞行偏离/尾旋特性分析[J]. 飞行力学,2002,20(1).
- [6] 张锡金,等. 飞机设计手册第6册:气动设计[M]. 北京:航空工业出版社,2002.
- [7] 李树有. 偏离特性和尾旋敏感度预测判据探讨[R]. 西安:630所.
- [8] 张洪. 飞机大迎角飞行稳定判据分析[R]. 上海:640所.
- [9] 张洪. 飞机偏离预测的研究[R]. 上海:640所.
- [10] 凌茂芙. 预测飞机偏离特性和尾旋灵敏度判据的发展和现状[R]. 上海:640所.