

航空航天

某型飞机的偏离特性/尾旋敏感性分析

涂良辉^{1,2} 江积祥¹ 袁建平² 章 祎¹

(洪都航空工业集团¹, 南昌 330024; 西北工业大学航天学院², 西安 710072)

摘 要 综合利用几种判据预测了具有新一代气动布局的某型飞机其偏离特性和尾旋敏感性。给出了 $\beta+\delta$ 轴稳定性指示法判据、侧滑偏离参数 $C_{n\beta D}$ 判据、横向操纵偏离参数 $LCDP$ 判据、Weissman判据图和耦合判据的物理意义、数学表达式及稳定性条件。针对具有新一代气动布局的某型飞机模型并结合相关试验数据,利用上述几种判据进行仿真计算和综合分析,得到了该飞机的偏离特性和尾旋敏感特性。仿真结果表明,利用这些判据计算偏离特性和尾旋敏感特性能够在一定程度上较好地预测飞机大迎角运动的稳定性,有利于指导真实试飞。

关键词 大迎角 偏离特性 尾旋敏感性 判据

中图分类号 V212.1; **文献标志码** A

为了提高现代飞机的飞行性能,飞机要求具有大的迎角。所谓大迎角,在空气动力学上指那些受非线性气动效应所支配的迎角^[1]。飞机在大迎角状态下容易出现气流分离,飞机表现出抖振,机身摇晃,飞机结构振动;飞机还可能出现迅速而非指令性的转动,如机翼下坠,机头上仰,俯仰振荡,偏机头甚至尾旋等^[2,3]。因此,飞机在大迎角状态下机动能力受限。为了使飞机进入这些状态后能即时改出并重新具备一定的机动能力,必须利用解析技术来预测飞机的偏离特性和尾旋敏感性。

预测飞机偏离特性和尾旋敏感性的判据是在大量数据和经验的基础上,基于模态的概念,在各种特定的飞行条件下简化得到的。这些判据有: $\beta+\delta$ 轴稳定性指示法,侧滑偏离参数 $C_{n\beta D}$,横向操纵偏离参数 $LCDP$, $LCDP-C_{n\beta D}$ 判据图^[4](即Weissman图)和耦合判据^[5]等。这些判据形式简单,物理意义明确,每个判据都从某个方面在某种程度上洞悉了飞机大迎角的运动特性,评价认为是比较可靠的。在大迎角运动的初期研究中,特别在缺乏大量

风洞试验数据的设计初期,用这些判据对预测偏离等现象具有一定的指导意义。

本文针对具有新一代气动布局的某型飞机模型,结合低速大迎角风洞试验数据,利用各种设计判据进行计算和综合分析,从理论上得出某型飞机的失速/偏离特性和尾旋敏感性,以便能及早地发现飞机大迎角飞行品质的问题,采取措施去改进和指导真实试飞。

1 解析判据

1.1 $\beta+\delta$ 轴稳定性指示法

$\beta+\delta$ 轴稳定性指示法可以确定偏离迎角。其中 β 轴表示由侧滑变化引起的沿机体轴 x 和 z 方向的两个瞬时加速度反应矢量的合矢量; δ 轴是由于横向或纵向加航向操纵输入引起的瞬时加速度反应矢量。沿 β 及 δ 轴作用的这两个加速度的矢量和表示飞机由于侧滑及操纵输入的共同作用的初始反应,其方向也就决定了“ $\beta+\delta$ ”轴的方向。“ $\beta+\delta$ 轴稳定性指示”法包括两个分矢量的大小和方向。它们的指向分别为:

$$\beta \text{ 轴: } \alpha_{-\beta} = \alpha - \arctan\left(\frac{C_{n\beta} I_x}{C_{l\beta} I_z}\right) \quad (1)$$

2010年6月9日收到

第一作者简介:涂良辉(1981—),男,汉族,江西南昌人,博士后,研究方向:飞行器动力学与控制。E-mail:tlhui311@mail.nwpu.edu.cn。

$$\delta \text{ 轴: } \alpha_{\delta} = \alpha - \arctan\left(\frac{C_{n\delta\alpha} I_x}{C_{l\delta\alpha} I_z}\right) \quad (2)$$

$$\text{稳定条件为: } \alpha_{-\beta} > 0 \text{ 且 } \alpha_{-\beta} > \alpha_{\delta} \quad (3)$$

2.2 侧滑偏离参数 $C_{n\beta D}$

对于后掠翼飞机,只要迎角增加到接近失速迎角或超过失速迎角不多,即使副翼、方向舵保持中立,也会自动扩大存在的侧滑而呈现侧滑不安定的偏航发散的现象。从而导致飞机由偏航、滚转而进入尾旋。这里关键是如何从风洞试验结果,找出开始呈现这一现象的迎角。这个迎角叫侧滑偏离迎角,这一迎角不一定是飞机开始丧失横侧静安定性的迎角,也不一定是丧失方向静安定性的迎角。把横侧安定性和方向安定性两者对侧滑的影响综合起来,就是侧滑偏离参数($C_{n\beta D}$)的由来^[6],也叫动力学方向静安定性参数。用它作为表征或预测偏离特性和尾旋敏感性的一个重要参数。其表达式如下:

$$C_{n\beta D} = C_{n\beta} \cos \alpha - \frac{I_z}{I_x} C_{l\beta} \sin \alpha \quad (4)$$

$$\text{稳定性条件为: } C_{n\beta D} > 0 \quad (5)$$

2.3 横侧操纵偏离参数 $LCDP$

飞机在大迎角飞行时,安定的飞机能自动消除侧滑扰动,如果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,在较大的正上反效应配合下,可能出现与操纵方向相反的急速滚转,使飞机横向发散,并可能因失速偏离而使飞机进入尾旋。这就是横向操纵偏离现象,它加剧侧滑不稳定或偏航发散现象。因此,横侧操纵偏离参数可以作为判别偏离/尾旋敏感性的判据之一。其表达式如下(单独使用副翼):

$$LCDP = C_{n\beta} - C_{l\beta} \frac{C_{n\delta\alpha}}{C_{l\delta\alpha}} \quad (6)$$

$$\text{稳定性条件为: } LCDP > 0 \quad (7)$$

2.4 $LCDP$ - $C_{n\beta D}$ 判据图(即 Weissman 图)

将 $LCDP$ 与 $C_{n\beta D}$ 结合使用可以预测飞机的横航向偏离特性跟尾旋敏感性。如图 1 所示,

稳定性条件为:

A 区:无偏离;

B 区:轻度的初始偏航发散,接着是反向滚转(轻度滚转偏离),低尾旋敏感度;

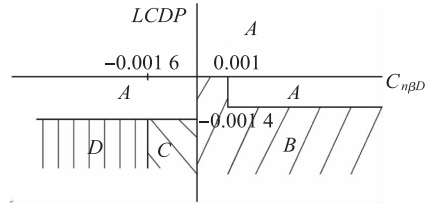


图 1 偏离与敏感性判据

C 区:中度初始偏航发散,接着是反向滚转(中度滚转偏离),中度尾旋敏感;

D 区:强烈偏航发散以及反向滚转,高尾旋敏感度。

2.5 耦合判据

$$\text{令 } x = \frac{b}{I_z} C_{n\beta D} - \frac{\bar{c}}{I_y} C_{m\alpha D} \quad (8)$$

$$y = \frac{\bar{c}b}{I_y I_z} (C_{n\alpha D} C_{m\beta D} - C_{n\beta D} C_{m\alpha D}) \quad (9)$$

式(9)中: b 为半翼展, $\bar{c}$ 为平均气动弦长

$$C_{m\alpha D} = C_{m\alpha} - \frac{b}{c} \left(C_{l\alpha} \frac{I_y}{I_x} \cos \alpha + \frac{I_y}{I_z} C_{n\alpha} \sin \alpha \right) \tan \beta \quad (10)$$

$$C_{m\beta D} = C_{m\beta} - \frac{b}{c} \left(C_{l\beta} \frac{I_y}{I_x} \cos \alpha + \frac{I_y}{I_z} C_{n\beta} \sin \alpha \right) \tan \beta \quad (11)$$

$$C_{n\alpha D} = C_{n\alpha} \cos \alpha - \frac{I_z}{I_x} C_{l\alpha} \sin \alpha \quad (12)$$

$$C_{n\beta D} = C_{n\beta} \cos \alpha - \frac{I_z}{I_x} C_{l\beta} \sin \alpha \quad (13)$$

$$\text{定义 } K = (x^2 - 4y) \quad (14)$$

若 $K \geq 0$ 则:

$$C_{n\beta \text{ cop}} = \frac{I_z}{2b} (x + d \sqrt{x^2 - 4y}) \quad (15)$$

$$C_{m\alpha \text{ cop}} = \frac{I_y}{2c} (-x + d \sqrt{x^2 - 4y}) \quad (16)$$

$$\text{其中: } d = \left(C_{m\alpha D} \frac{\bar{c}}{I_y} + C_{n\beta D} \frac{b}{I_z} \right) \quad (17)$$

若 $K < 0$ 则:

$$C_{n\beta \text{ cop}} = -\frac{I_z}{b} \sqrt{y} \quad (18)$$

$$C_{m\alpha \text{ cop}} = -\frac{I_y}{c} \sqrt{y} \quad (19)$$

稳定性条件为:

- 1) $K \geq 0, C_{n\beta\text{cop}} \geq 0, C_{m\alpha\text{cop}} \leq 0$ 飞机稳定;
- 2) $K < 0$, 耦合振荡发散;
- 3) $C_{n\beta\text{cop}} < 0$, 耦合横向发散;
- 4) $C_{m\alpha\text{cop}} > 0$, 耦合纵向发散。

3 仿真计算及结果

下面结合具有新一代气动布局的某型飞机总体和气动参数,利用以上判据进行仿真计算,计算结果如图2—图7所示。

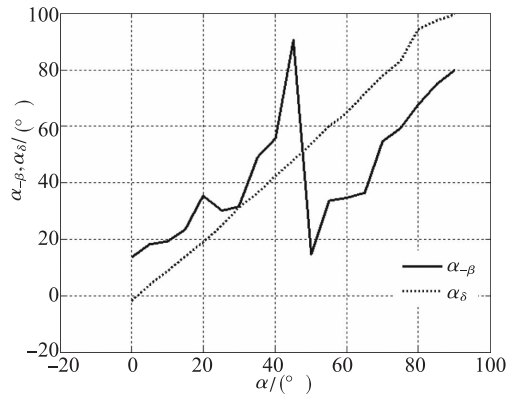


图2 $\beta + \delta$ 轴稳定性指示法

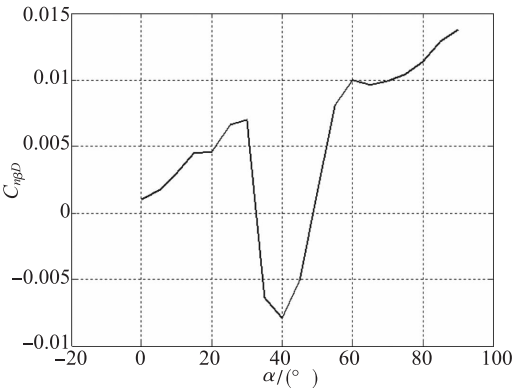


图3 $C_{n\beta D} \sim \alpha$ 变化曲线

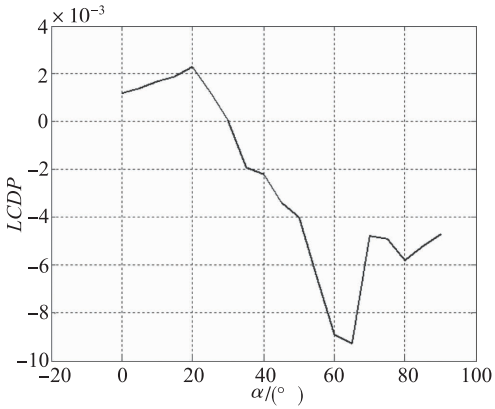


图4 $LCDP \sim \alpha$ 变化曲线

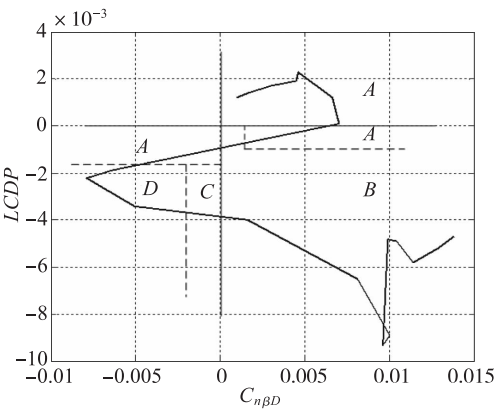


图5 $LCDP \sim C_{n\beta D}$ 变化曲线

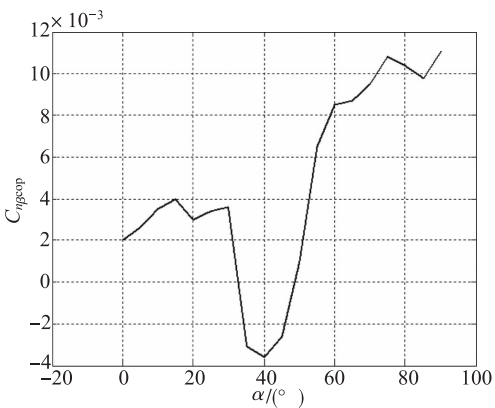


图6 $C_{n\beta\text{cop}} \sim \alpha$ 变化曲线

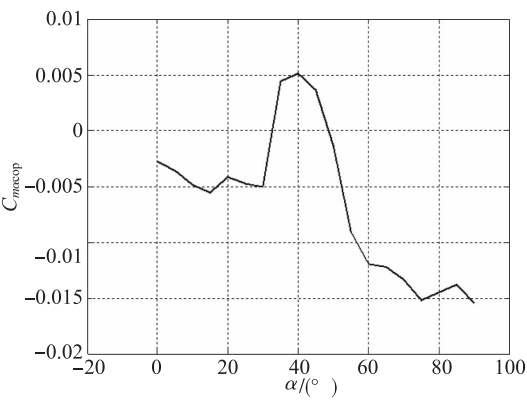


图 7 $C_{m\alpha cop} \sim \alpha$ 变化曲线

各判据计算出的飞机偏离迎角如表 1 所示。

表 1 各判据给出的偏离迎角

判据	$\beta + \delta$ 轴	$C_{n\beta D}$	$LCDP$	Weissman 图	耦合
偏离迎角/(°)	30°	30.7°	30.28°	32.7°	32.7°

3 结果分析

$\beta + \delta$ 轴稳定性指示判据图中,对于迎角取5°一个间隔的气动数据,在迎角为 30°时,看似出现了 $\alpha_{-\beta} < \alpha_{\delta}$ 的点,实则没有交点(如图 2 所示);采用数值插值的方法将迎角取为 1°一个间隔,那么在迎角为 30°时,出现了 $\alpha_{-\beta} < \alpha_{\delta}$ 的交点。实际上,综合其它几种判据可知,30°左右的迎角实为不稳定的迎角,因此,要求风洞试验单位在迎角为 30°前后(如 20°~40°),与迎角有关的气动数据以 1°一个间隔进行处理。另外,从图 2 中还可知,迎角大于 48°以后也出现了不稳定敏感区。

侧滑偏离参数 $C_{n\beta D}$ 判据中,迎角在 30.7°~48.9°出现了不稳定敏感区;在横侧操纵偏离参数 $LCDP$ 判据中,迎角大于 30.28°后出现了不稳定敏感区。迎角在小于 30°时, $C_{n\beta D} > 0$ 且 $LCDP > 0$,即使飞机受扰动出现侧滑时,由于 $C_{n\beta D} > 0$,飞机具有方向安定性,力图消除侧滑,此时无论飞机横侧安定与否,飞行员压杆制止飞机滚转,由于 $LCDP > 0$,侧滑角会继续减小,因此飞机不会因侧滑偏离而进入尾旋。迎角在 30°~48.9°之间时, $C_{n\beta D} < 0$ 且

$LCDP < 0$,飞机受扰动出现侧滑时,由于 $C_{n\beta D} < 0$,飞机侧滑会迅速扩大,飞行员压杆制止飞机滚转,由于 $LCDP < 0$,侧滑角仍会继续扩大,因此飞机可能会因侧滑偏离而进入尾旋。迎角大于 48.9°以后, $C_{n\beta D} > 0$ 且 $LCDP < 0$,此时 $C_{n\beta D}$ 正值和 $LCDP$ 负值均较大,飞机受扰动出现侧滑时,虽然具有自动消除侧滑能力,但只要飞行员压杆制止飞机滚转,侧滑会继续扩大,因此飞机具有轻度的偏离特性。

在 $LCDP-C_{n\beta D}$ 判据图(即 Weissman 图)中,飞机在迎角小于 32.7°时,飞机无偏离;飞机在迎角为 32.7°时进入 B 区,此时飞机具有低尾旋敏感度;飞机在迎角为 33.5°~48°时进入 D 区,此时飞机具有高尾旋敏感度;飞机在迎角为 48°~49°时进入 C 区,此时飞机具有中度尾旋敏感性;而飞机在迎角大于 49°以后,又恢复到了轻度偏离特性。

耦合判据中,飞机迎角在 32.7°时, $C_{n\beta cop} < 0$,飞机出现耦合横航向发散,飞机迎角在 32.7°~48.8°时, $C_{m\alpha cop} > 0$ 同时飞机还出现耦合纵向不稳定。

综合几种判据, $\beta + \delta$ 轴稳定性指示判据、侧滑偏离参数 $C_{n\beta D}$ 判据和横侧操纵偏离参数 $LCDP$ 判据预测的偏离迎角基本为 30°左右,而 Weissman 图判据和耦合判据预测的偏离迎角基本为 32.7°左右。此外,侧滑偏离参数 $C_{n\beta D}$ 判据、横侧操纵偏离参数 $LCDP$ 判据和 Weissman 图判据基本都预测到:飞机迎角在 30°~49°之间时,飞机具有中度甚至高尾旋敏感性,而大于 49°以后,又恢复到了轻度偏离特性。因此,飞机迎角在 30°~49°之间时,尤其是 30°左右及 32.7°左右的迎角应该引起设计人员的高度注意。在实际试飞中,飞行员更要特别留心飞机迎角位于此区间时其横航向反应。迎角在 30°~49°之间时,飞行员操纵稍有大意或失误,飞机就极有可能进入尾旋。

4 结论

本文利用了几种判据预测具有新一代气动布局的某型飞机其偏离特性和尾旋敏感性。这些判据都是分别从某方面揭示飞机的大迎角运动特性。

有些判据只包括横航向参数,而有些却分别包含有纵向、横航向参数(如耦合判据等)。因此,在对飞机偏离特性/尾旋敏感性进行分析和预测时,应综合应用各种判据进行分析,得到飞机大迎角纵横向气动偏离特性。

参 考 文 献

1 李永富. 战斗机大迎角特性的预测研究. 航空与航天,2005;
(4): 1—11

2 (苏)科季克,菲利波夫. 极限状态飞行——现代飞机失速和尾旋的预防. 刘兆林,译. 北京:航空工业出版社,1989

3 Chambers J R, Grafton S B. Aerodynamic characteristics of airplane at high angle of Attack. NASA TM - 74097, 1977

4 张锡金. 飞机设计手册第6册——气动设计. 北京:航空工业出版社,2002

5 王 启. 各类预测偏离与尾旋敏感性判据计算. 飞行试验. 1990;(2): 21—26

6 桑雨生,张守瑞. 关于飞机偏离/尾旋敏感性判据的分析. 飞行试验,1994;10(4): 2—6

Analysis of Departure Characteristic and Spin Sensitivity
for the New Generation Airplane

TU Liang-hui^{1,2}, JIANG Ji-xiang¹, YUAN Jian-ping², ZHANG Yi¹

(Hongdu Aviation Industry Group¹, Nanchang 330024, P. R. China; College of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, P. R. China)

[Abstract] The departure characteristic and spin sensitivity of the new generation airplane based on some criteria are studied. Some criteria, such as $\beta + \delta$ axes, departure parameters of $C_{n\beta D}$, $LCDP$, $LCDP-C_{n\beta D}$ (Weissman) and the coupling criterion, are given and analyzed respectively. Based on the model and aerodynamics database, a numerical example is given for predicting the departure characteristic and spin sensitivity of the airplane. The simulation results demonstrate that the criteria could correctly predict the characteristic of departure and spin for the new generation airplane. The criteria also provide a theory basis for flight maneuvers at high angle of attack.

[Key words] high angle of attack departure characteristic spin sensitivity criteria



(上接第 6211 页)

Improved Message Smoothing Algorithm for Round-robin Scheduler

GAO Fei, ZHANG Yuan

(School of Electronics and Information, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, P. R. China)

[Abstract] The traditional round-robin schedulers just send a packet in one scheduling process so that different queues can utilize the bandwidth fairly to a certain extent. Although since the length of packets are not fixed, the longer packets will get more services and higher bandwidth which is not good to the fairness. Another one based on smoothing is introduced. There were two data structures in it, weight matrix and weight spread sequence which could reduce the problems from the burstiness and fairness. It also had a smaller time complexity. Then the NS2 software is used to emulate the algorithm and the results show that it can provide a better average end-to-end delay and quality of service (QoS).

[Key words] round-robin scheduler message smoothing end-to-end delay quality of service