

文章编号:1000-6893(2007)06-1312-06

小展弦比飞翼布局飞机稳定特性

李林, 马超, 王立新

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

Stability Features of Low Aspect-Ratio Flying Wings

Li Lin, Ma Chao, Wang Lixin

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics,
Beijing 100083, China)

摘 要: 飞翼布局飞机为改善隐身特性, 取消了平尾和垂尾, 构型的改变导致其稳定特性与常规飞机有很多不同。针对小展弦比飞翼布局飞机, 分别研究其在几种典型飞行状态下的纵向和横航向的静、动稳定特性, 通过与常规布局飞机进行对比, 着重揭示了飞翼构型参数、飞行状态与其稳定性间的量化规律, 并详细分析了这一布局纵向短周期模态及横航向荷兰滚模态发散的具体成因。

关键词: 小展弦比; 飞翼; 稳定性; 短周期模态; 荷兰滚模态

中图分类号: V212.12⁺1 **文献标识码:** A

Abstract: Flying wings get rid of horizontal tail and vertical tail in order to reduce RCS, but the changes of configuration lead to lots of new characteristics. The longitudinal and lateral-directional stability of the low aspect-ratio flying wing in several typical conditions was researched, including static stability and dynamic stability. And effects of configuration and flight conditions on the stability features of flying wings were especially analyzed, comparing with conventional-configuration aircrafts. Also the exact reasons of the unstable short-period mode and Dutch-roll mode were specially presented.

Key words: low aspect-ratio; flying wing; stability; short-period mode; Dutch-roll mode

空战对飞机隐身特性越来越高的要求, 使得飞翼布局飞机的出现成为必然。这种布局在 RCS 大幅降低、全机重量减轻、气动特性得到提高的同时, 也带来了操稳特性方面的诸多新问题。

目前国外对飞翼布局的研究主要集中在控制系统和控制律设计^[1-4]以及新型偏航操纵机构的设计^[5]等方面, 而关于飞机本体稳定特性的研究多基于风洞试验数据的分析^[6], 对于其物理背景尤其是影响机理的分析则鲜见涉及; 国内针对飞翼构型的研究起步较晚, 尚不够系统深入。因此研究飞翼本体的稳定特性, 对于设计操稳特性更好的飞翼布局飞机具有重要的意义。

研究飞机的稳定性时, 需首先确定所要研究的平衡状态^[7], 在此基础上讨论飞机受扰之后的运动趋势(静稳定性)以及动态响应的全过程特性(动稳定性)。本文以小展弦比、大后掠的 ICE 飞翼构型^[1,5-6]为研究对象, 在其飞行包线内选取了 3 种最典型的配平飞行状态来开展分析研究, 其

中以该类飞机作战飞行中最常用到的亚声速中空巡航状态(配平点位于包线中心)为基础^[1,8], 研究低速起降状态可以考虑飞行迎角的影响, 研究高空高速巡航状态则侧重考虑飞行 Ma 的影响。在各典型状态下, 通过与常规布局飞机对比分析, 旨在揭示气动构型、飞行状态等对飞翼布局飞机稳定特性的影响, 并初步总结出一些主要的变化规律和特点, 为此类飞机的构型及飞控系统设计研究提供理论基础。

1 纵向静稳定性

按照静稳定性的定义, 1 架纵向静稳定的飞机需同时满足 2 个条件: ① 受扰动前处于平衡状态, 也就是必须能在正迎角下配平; ② 飞机受扰动后具有恢复到原平衡状态的趋势。因此, 满意的飞机外型必须同时满足 $C_{m0} > 0$ 和 $C_{m\alpha} < 0$ ^[9]。

对于常规布局的飞机, 单独的翼身组合体通常是纵向静不稳定的, 其主要通过平尾来使全机

收稿日期: 2006-04-28; 修订日期: 2007-09-27

基金项目: “973”国家安全重大基础研究项目(6132004); 新世纪
优秀人才支持计划项目

通讯作者: 李林 E-mail: aerolee@ase.buaa.edu.cn

焦点后移到重心之后,从而满足 $C_{m\alpha} < 0$ 的条件。虽然翼身组合体的 C_{m0} 通常小于零,但其绝对值一般很小,通过加装平尾,利用尾翼负升力所产生的抬头力矩即可保证全机 $C_{m0} > 0$ 。因此在常规的飞机设计中主要考虑 $C_{m\alpha} < 0$ 的条件,而对 $C_{m0} > 0$ 的要求关注不多。对于飞翼而言,这 2 个条件均需重视。

(1) $C_{m0} > 0$ 的实现

由于飞翼布局飞机取消了能产生抬头力矩的平尾,故只能通过其他措施来保证 $C_{m0} > 0$ 。对于无后掠的直机翼飞翼布局飞机,必须采用合适的翼型来满足这一要求,如 $C_{m0} > 0$ 的负弯度翼型或后卸载翼型(负弯度翼型的气动特性相对较差,因此更多采用的是后卸载翼型);对于后掠式飞翼布局飞机,可以采用 $C_{m0} \approx 0$ 的翼型(对称翼型或正弯度很小的翼型)或轻微后卸载的翼型,并加以几许扭转或气动扭转来使得 $C_{m0} > 0$,此时位于重心后的翼尖部分所起的作用和平尾类似。

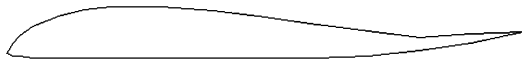


图1 后卸载翼型(S形翼型)

Fig. 1 Reflexed-camber-line (S-shaped) airfoil

(2) $C_{m\alpha} < 0$ 的实现

在升力和迎角近似成线性关系的中小迎角范围内,焦点的概念是适用的,此时 $C_{m\alpha}$ 的正负可由全机重心和焦点的相对位置来确定。

常规飞机全机焦点的位置通常是在机翼焦点位置确定的基础上,考虑机身、尾翼以及动力装置等对机翼焦点位置的影响来确定^[9]。飞翼布局取消了尾翼,且动力装置、武器装置等均内置于平滑翼身之中,因此全机焦点主要取决于翼身组合体的焦点位置。虽然机翼后掠可使焦点一定程度地后移,但由于失去了平尾对全机焦点的向后调节作用,飞翼布局飞机的全机焦点位置通常比较靠前,更不利于实现 $C_{m\alpha} < 0$ 及配平飞行。

飞机的重心位置是由全机质量的分布来决定的。由于飞翼布局飞机一般均采用一体化设计,翼身相对位置已基本固定,因此重心位置的调整不能像常规飞机那样通过调整各部件的相对位置来实现,而主要通过翼身组合体内部空间的部件布置来实现重心位置的调节。

对于采用平直翼的飞翼构型,要实现配平飞

行,其重心须配置于平均气动弦长前 25% 左右的位置,这将导致机翼后半部大量的空间不能有效利用、有效载荷特性较差,因此平直翼飞翼的实用性不强,并不受青睐^[10];相比之下,采用后掠翼的飞翼构型则可以在较大的后掠角范围内获得满意的配平效果,因此翼身内的空间得到了最大程度的利用,而且大量载荷便于配置于重心附近,从而保证在不同飞行状态下重心位置的移动范围相对较小。

然而,后掠式飞翼在满足配平要求的前提下,其重心位置对气动特性的影响比常规飞机严重得多。具体而言,常规飞机主要由机翼产生升力来平衡重力,而靠平尾来保持俯仰力矩的平衡,因此可将气动性能和纵向稳定性分开考虑,设计相对容易;相比之下,飞翼布局由于取消了平尾,只能靠机翼来实现纵向力和力矩平衡。考虑到配平飞行的要求,飞翼重心位置需位于焦点之前,并且和升力的平均作用点大致重合,因此不同的重心位置也将对应于不同的升力分布。例如,对于机头较重、重心靠前的飞翼布局飞机,升力分布应主要集中在机头前部;而对于尾部较重、重心靠后的飞翼布局飞机,升力分布主要集中在机头后部,此时后掠翼的外侧翼载较大,容易导致翼尖失速。可见,重心位置对后掠式飞翼的升力特性影响很大,换句话说,后掠式飞翼的稳定性与气动特性的关系更加密切,相互间的影响更显著、更复杂,这一点和常规飞机有很大不同。因此在飞翼布局飞机的设计过程中,需要做更多的协调和折衷,设计难度更大^[11]。

(3) 实例分析

本文主要以 ICE 飞翼构型(图 2)为研究对象,所用气动数据均来源于国内专项风洞试验,研究中侧重与常规小展弦比飞机(如 A-4D, F-4C, F-16 等)的对比分析。不同构型飞机在各典型飞行状态下的静稳定导数如表 1 所示。

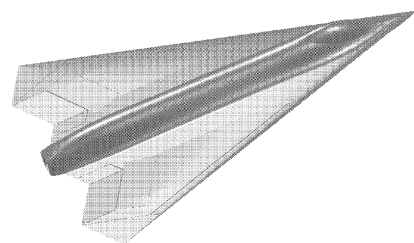


图2 ICE 飞翼构型

Fig. 2 ICE flying wing

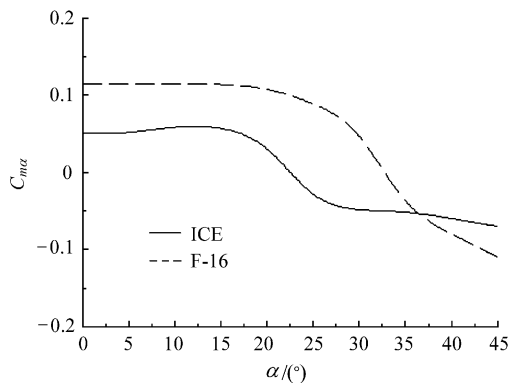
表 1 静稳定导数对比

Table 1 Contrast of the static stability derivatives

	ICE	F-16	ICE	A-4D	ICE	F-4C
定直	H=0 m		H=4 572 m		H=13 716 m	
平飞	Ma=0.2		Ma=0.6		Ma=1.5	
$\alpha/(\circ)$	14.7	15.2	3.3	3.4	2.3	2.6
稳定裕度/%	-3	-4	-2	11	9	26
$C_{m\alpha}$	0.06	0.11	0.05	-0.39	-0.22	-0.86
$C_{n\beta}$	-0.03	0.17	-0.02	0.26	-0.04	0.14
$C_{i\beta}$	-0.13	-0.25	-0.05	-0.13	-0.02	-0.03

ICE 飞翼作为超声速战机,其重心相对更靠后而焦点更靠前,因此其纵向静稳定裕度相对常规飞机要小很多。同时,出于全包线内的飞行品质及机动性、敏捷性的设计要求,ICE 飞翼在亚声速段采用了放宽静稳定设计而导致纵向静不稳定,在超声速段由于焦点后移而获得了合适的静稳定裕度。

风洞试验数据表明,ICE 飞机在低亚声速段,其纵向静稳定性随迎角的变化趋势与 F-16 飞机大体相似, $C_{m\alpha}$ 在中小迎角下随迎角变化不大,但在较大迎角下随迎角变化的转折点出现较早,相比 F-16 提前约 10° (图 3)。这可能与 ICE 尖前缘、三角翼布局的分离涡的在中大迎角时的演化较明显有关。

图 3 $C_{m\alpha}$ - α 曲线对比 ($Ma=0.2$)Fig. 3 Contrast of the $C_{m\alpha}$ - α curves ($Ma=0.2$)

2 纵向动稳定性

(1) 模态特点

虽然飞翼构型与常规构型相比,其流场变化更复杂,气动力的非线性更明显,但相关研究表明^[2,12-13],对其动稳定性的研究仍可采用局部线性化处理,并在此基础上进行模态特性的分析。实践表明,这样的处理方法在工程上是可行的^[7]。

如前所述,本文主要针对 ICE 飞翼飞行包线

内的 3 种典型飞行状态进行研究,线性化分析所得的纵向特征根如表 2 所示。

表 2 ICE 飞翼纵向特征根

Table 2 Longitudinal eigenvalue of ICE

飞行状态	H=0 m	H=4 572 m	H=13 716 m
	Ma=0.2	Ma=0.6	Ma=1.5
$\alpha/(\circ)$	14.7	3.3	2.3
$C_{m\alpha}$	0.06	0.05	-0.22
特征根	-1.925 3	-3.706 6	-1.126 4±
	0.196 4	0.639 7	5.538 3i
	0.055 2±	0.249 6	-0.000 6±
	0.150 0i	-0.121 6	0.030 4i

由表 2 数据可知,在亚声速下 ICE 飞机的短周期模态均呈单调发散(严格地讲,此时已经不能称做短周期模态);在超声速下其长、短周期均为振荡收敛的模式。

(2) 短周期模态发散成因分析

由于短周期模态中的飞行迎角等纵向状态变量变化很快,对于飞机的飞行安全、操纵反应特性以及作战能力等都有较大影响,因此下文将主要对飞翼构型的短周期模态发散成因进行分析。

短周期模态的特点是速度变化较小,因此可以忽略 X 方向力的方程和 Δu 的影响,而运动学方程 $\Delta \dot{\theta} = q$ 可独立求解,因此短周期特征方程可简化为^[9]

$$\lambda^2 + B\lambda + C = 0 \quad (1)$$

式中:

$$B = - \left[\frac{Z_w}{m} + \frac{(M_q + M_{\dot{w}} u_0)}{I_y} \right]$$

$$C = \frac{1}{I_y} \left(\frac{Z_w}{m} M_q - u_0 M_{\dot{w}} \right)$$

根据韦达定理, $B = -(\lambda_1 + \lambda_2)$, $C = \lambda_1 \lambda_2$; 由表达式中相关参数的物理含义易判知 $B > 0$, 因此 $(\lambda_1 + \lambda_2) < 0$; 当 $C \geq 0$, 即 $C_{m\alpha} \leq -\frac{\rho \bar{c} S}{4m} C_{mq} C_{L\alpha}$ 时, $\lambda_1 \lambda_2 \geq 0$, 对应非发散(中立或收敛)的单调或振荡模态; 当 $C < 0$ 即 $C_{m\alpha} > -\frac{\rho \bar{c} S}{4m} C_{mq} C_{L\alpha}$ 时, $\lambda_1 \lambda_2 < 0$, 对应一个单调收敛和一个单调发散模态。

通常情况下,飞机均满足 $C_{mq} < 0$, $C_{L\alpha} > 0$, 因此参数组合 $-\frac{\rho \bar{c} S}{4m} C_{mq} C_{L\alpha} > 0$; 如果飞机纵向静稳定 $C_{m\alpha} < 0$, 则一定满足 $C_{m\alpha} < -\frac{\rho \bar{c} S}{4m} C_{mq} C_{L\alpha}$, 由 $C > 0$ 可知其短周期模态是收敛稳定的; 反之, 如果飞机纵向静不稳定 $C_{m\alpha} > 0$, 由于 $-\frac{\rho \bar{c} S}{4m} C_{mq} C_{L\alpha}$ 一般很

小,通常满足 $C_{m\dot{\alpha}} > -\frac{\rho c S}{4m} C_{mq} C_{L\alpha}$,由 $C < 0$ 可知对应短周期模态是单调发散的。

从物理意义来分析,平尾是常规飞机纵向阻尼 $C_{m\dot{\alpha}}$ 的主要来源^[14],飞翼布局飞机由于取消了平尾,其纵向阻尼变得更小。对于这种小阻尼系统,其受扰动后的初始运动趋势往往决定了其最终反应是收敛或发散的。如果飞机是纵向静不稳定的,在没有外界(飞行员或自动控制系统)干预的情况下,飞机自身固有的阻尼通常无法抑制其发散趋势,因此纵向静不稳定的飞翼布局飞机通常也是动不稳定的。

3 航向静稳定性(风标静稳定性)

垂尾是提供常规布局飞机的侧力和航向静稳定力矩的最主要部件;而单独机身通常是航向静不稳定的^[7,14]。如果常规飞机的垂尾面积减小到一定程度,则机身所起的不稳定作用将占上风,飞机会变成航向静不稳定的。例如 F-16 的垂尾面积减小 20% 时,其 $C_{n\dot{\beta}}$ 即由正值减小为负值^[12]。飞翼布局飞机由于完全取消了垂尾,机身的航向静不稳定性更加明显。

由于机身相对垂尾而言对 $C_{n\dot{\beta}}$ 的贡献很小,因此飞翼的 $C_{n\dot{\beta}}$ 虽然为负,但其绝对值相对常规飞机而言仍然很小,通常为航向轻微静不稳定。 $C_{n\dot{\beta}}$ 具体数据比较详见表 1。

由于机翼产生的侧力非常小,飞翼布局飞机的航向静稳定性主要取决于机身尤其是机头剖面的形状。根据物理意义分析,机头在重心之前起航向不稳定作用,因此尖锐侧缘、扁机头产生的侧力相对较小,对航向静稳定性较有利。相反地,机身侧面愈加"短粗",重心越靠后,机头、座舱等越突出,对航向静稳定性越不利。

小展弦比飞翼的机身相对细长,加之设计过载更大、重心更靠后,而重心前面的机体起航向静不稳定作用,因此其航向静不定度通常比大展弦比飞翼要大一些。

值得注意的是,机身所起的航向静不稳定作用往往不随 Ma 的变化而变化^[15],因此小展弦比、大后掠的超声速飞翼在高速段不存在类似于常规战机由于垂尾效率降低而导致航向静稳定性大幅下降的问题。

4 横向静稳定性

常规飞机的横向静稳定性主要来源于翼身组

合体 and 垂尾,且二者的贡献相当; $C_{l\dot{\beta}}$ 主要受垂尾面积、机翼后掠角、上反角及翼身相对位置等的影响。飞翼布局飞机取消了垂尾,将导致横向静稳定度降低。但对于后掠构型的飞机,其翼身组合体仍可提供必要的 $C_{l\dot{\beta}}$,因此后掠式飞翼通常是横向静稳定的。 $C_{l\dot{\beta}}$ 具体数据比较详见表 1。

另外,在某些大迎角飞行状态下,小展弦比大后掠的飞翼布局可能会由于机体前缘分离涡左右发展不对称而导致横向静稳定度降低甚至丧失静稳定性。

5 横航向动稳定性

(1) 模态特点

在飞机的横航向运动中,荷兰滚模态的作用最为重要,因此需对这一模态重点进行研究。

由表 3 的数据可知,以 ICE 为例的小展弦比飞翼布局飞机,其滚转、螺旋模态与常规飞机差异不大,而荷兰滚模态则差异较大。在低 Ma 下荷兰滚模态是振荡发散的,其发散程度相对较弱;在高 Ma 下的荷兰滚模态是单调发散的(严格地讲,此时已经不能称作荷兰滚模态),且发散很剧烈。这种荷兰滚模态发散方式随 Ma 变化的趋势与文献^[12]中 F-16 垂尾面积减小 20% 时的情形非常相似。

表 3 ICE 飞翼横航向特征根

Table 3 Lateral-directional eigenvalue of ICE

飞行状态	$H=0$ m	$H=4\ 572$ m	$H=13\ 716$ m
	$Ma=0.2$	$Ma=0.6$	$Ma=1.5$
$\alpha/(\circ)$	14.7	3.3	2.3
特征根	-1.412 2	-1.864 6	-2.382 9
	0.447 7±	-0.385 9	-0.544 4
	0.793 1i	0.945 6	2.241 1
	-0.013 0	0.047 8	0.008 5
近似特征根	-1.419 1	-1.860 4	-2.369 3
	0.455 1±	-0.338 3	-0.535 3
	0.793 2i	0.980 3	2.260 6

(2) 荷兰滚模态发散成因分析

飞翼布局飞机由于取消了垂尾,其 $C_{Y\dot{\beta}}$, C_{w} 和 $C_{l\dot{\beta}}$ 均非常小,因此可考虑将小扰动线性化所得的横航向状态矩阵(A 阵)^[8]进行简化,将其元素 \bar{Y}_{β} , L_r , \bar{N}_r 近似为 0,从而得到如下形式:

$$\mathbf{A} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & -1 & g/V_* \\ \bar{L}_{\beta} & \bar{L}_p & 0 & 0 \\ \bar{N}_{\beta} & \bar{N}_p & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

由此得到的特征方程式为:

$$\lambda^3 + b_1\lambda^2 + b_2\lambda + b_3 = 0 \quad (2)$$

式中: $b_1 = -\bar{L}_p$; $b_2 = \bar{N}_\beta$; $b_3 = \bar{L}_\beta(\bar{N}_p - g/V_*) - \bar{L}_p\bar{N}_\beta$ 。

上述简化略去了横航向运动中 4 个根中最小的一个实根,即略去了对应于飞机螺旋模态的一个小实根,因此式(2)所得的 3 个特征根 λ_R , λ_{DR1} 和 λ_{DR2} 分别对应滚转模态和荷兰滚模态。如表 3 所示,通过对前述 3 个典型状态进行分析,由式(2)所得的近似特征根与四阶方程所得的结果相差很小,由此说明利用上述简化进行分析是合理可行的。

根据 Routh-Hurwitz 判据,3 阶系统稳定的充要条件为 b_1, b_2, b_3 和 $R = b_1b_2 - b_3$ 必须同时大于零。飞翼布局飞机航向是静不稳定的, $C_{n\beta} < 0$, 导致 $b_2 < 0$, 即横航向是动不稳定的; 由于飞翼布局通常横向是静稳定的, 易知其滚转模态是单调收敛的, 即 $\lambda_R < 0$ 。根据韦达定理, $b_3 = (-1)^3 \cdot \lambda_R\lambda_{DR1}\lambda_{DR2}$ 。当 $Ma = 0.2$ 时, $\lambda_{DR1}, \lambda_{DR2}$ 对应一对实部大于 0 的复根, 因此 $b_3 > 0$ ($b_3 = 1.32$), 对应荷兰滚模态振荡发散; 当 $Ma = 0.6$ 或 1.5 时, $\lambda_{DR1}, \lambda_{DR2}$ 对应一正一负 2 个实根, 因此 $b_3 < 0$ ($Ma = 0.6$ 时 $b_3 = -0.62$, $Ma = 1.5$ 时 $b_3 = -0.11$), 对应荷兰滚模态单调发散。

由此可见, 荷兰滚模态的发散方式与 b_3 符号的正负密切相关。由 $b_3 = \bar{L}_\beta(\bar{N}_p - g/V_*) - \bar{L}_p\bar{N}_\beta$ 可知, 适当增大横向静稳定性、减小滚转阻尼或飞行速度, 都可能导致荷兰滚模态由单调发散转为振荡发散, 从而减慢其发散的速度。

从荷兰滚模态的物理成因来分析, 当飞翼构型飞机受扰引起侧滑运动时, 由于其航向是静不稳定的, 飞机都会朝着引起 β 进一步增大的方向偏航, 而 β 增大又将使航向静不稳定性力矩进一步增大(类似于正反馈)。可见, 由于取消垂尾而造成航向的静不稳定性是飞翼构型横航向动不稳定的根源。

小展弦比飞翼布局飞机低速飞行时所对应的迎角、升力系数 C_L 均较大, 而由后掠角产生的横向静稳定性与 C_L 成正比^[8]; 同时, 迎角增大会导致滚转阻尼减小。如果滚转恢复力矩较大而阻尼偏小, 则其稍有侧滑就会来回滚转, 加之其航向是静不稳定的, 则荷兰滚模态将振荡发散; 相比之下, 高速飞行时小展弦比飞翼布局飞机对应的 $C_{l\beta}$ 均较小, 横向静稳定性力矩不足以形成振荡, 在航向静不稳定性力矩的作用下将造成滚转、偏航和侧滑

的单调发散。同时, 由于高速时不稳定系统的能量较大, 发散速度也更快。

6 大迎角稳定特性概述

小展弦比大后掠的飞翼布局飞机通常采用尖前缘的薄翼型, 随着迎角的增大很容易形成分离涡。大迎角时, 飞翼表面存在大量的气流分离和旋涡, 复杂的流场对飞机的稳定特性有很大影响, 主要表现为: 纵横向气动力交叉耦合、稳定性导数随飞行状态非线性变化、时间相关性和气动力滞后等^[16]。

如前所述, 小展弦比飞翼在中小迎角下可能由于纵向放宽静稳定性而导致短周期模态单调发散, 横航向由于航向静不稳定性而导致荷兰滚模态单调或振荡发散。随着迎角的增大, 飞翼的三轴稳定性将进一步降低, 如由于分离涡破裂导致压心前移, 将使纵向静不稳定性增强, 飞翼纵向受扰后可能会迅速上仰, 甚至失速; 由于前缘旋涡的非对称破裂, 可能会造成横向静稳定性迅速下降甚至突然失稳, 并可能诱发翼摇摆等横向不稳定、非可控运动^[17], 同时航向静不稳定性进一步加剧, 飞翼横航向受扰后可能会迅速滚转发散, 如果不进行及时有效的控制, 飞机将很容易进入尾旋。

由此可见, 飞翼的大迎角稳定特性比中小迎角下更差, 此时需采用推力矢量和全动翼尖等新型操纵机构以提供其足够的控制力矩, 通过采用飞/推一体化等先进的控制系统设计才能保证其获得满意的大迎角飞行品质。

7 结 论

(1) 飞翼构型由于取消了平尾, 其机翼不仅要产生升力来平衡重力, 同时还要保持俯仰力矩的平衡并满足纵向稳定性的要求, 因此在飞翼布局飞机的设计过程中, 需要做更多的协调和折衷, 设计难度更大。

(2) 小展弦比飞翼布局飞机在亚声速段通常是纵向静不稳定的, 其短周期模态单调发散; 在超声速段由于全机焦点后移而变得纵向静稳定, 其短周期模态振荡收敛。

(3) 小展弦比飞翼布局飞机在一般飞行状态下都是横向静稳定的, 但在某些大迎角飞行状态下可能会由于分离涡非对称破裂而导致横向失稳。

(4) 小展弦比飞翼布局飞机由于取消了垂尾, 通常是航向静不稳定的; 由于航向静不稳定,

最终导致横航向动不稳定,荷兰滚模态可能振荡发散或单调发散;在一定程度上增大横向静稳定性、减小滚转阻尼或速度,都可能使荷兰滚模态由单调发散转为振荡发散,从而减慢其发散速度。

(5) 随着迎角增大,飞翼的三轴稳定性将进一步降低。纵向受扰后可能会迅速上仰,甚至失速;横向可能会突然失稳并且丧失滚转阻尼,同时航向静不稳定性进一步增强,飞翼横航向受扰后可能会迅速滚转发散,甚至进入尾旋。

总之,小展弦比飞翼布局飞机的本体稳定性存在诸多不同于常规布局飞机的新特征,也出现了许多新的问题,需要设计新的控制系统才能保证其具有满意的飞行品质。

参 考 文 献

- [1] Buffington J M. Modular control design for the innovative control effectors (ICE) tailless fighter aircraft configuration[R]. AFRL-VA-WP-TR-1999-3057, 1999;9-147.
- [2] Ngo A D, Reigelsperger W C, Banda S S. Tailless aircraft control law design using dynamic inversion & μ -synthesis [C]// Proceeding of the 1996 IEEE International, 1996; 107-112.
- [3] Sparks A G. Linear parameter varying control for a tailless aircraft[R]. AIAA-97-3636, 1997;1035-1043.
- [4] Tournes C, Shtessel Y B. Sliding mode control for tailless aircraft[R]. AIAA-97-3633, 1997;1299-1309.
- [5] Addington G A, Myatt J H. Control-surface deflection effects on the innovative control effectors (ICE 101) design[R]. AFRL-VA-WP-TR-2000-3027, 2000;2-175.
- [6] Gillard W J. Innovative control effectors (configuration 101) dynamic wind tunnel test report[R]. AFRL-VA-WP-TR-1998-3043, 1998;1-196.
- [7] 方振平,陈万春,张曙光. 航空飞行起飞动力学[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2005:206.
Fang Zhenping, Chen Wanchun, Zhang Shuguang. Aircraft flight dynamics[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2005:206. (in Chinese)
- [8] David L R, Raymond C M, Lawrence L G, et al. Flight control using distributed shape-change effector arrays[R]. AIAA 2000-1560, 2000;6-8.
- [9] Etkin B. Dynamics of flight: stability and control[M]. New York: John Wiley and Sons, 1995;20-23.
- [10] Northrop J K. The development of all-wing aircraft[EB/OL]. [http://www.nurflugel.com/Nurflugel/Northrop/](http://www.nurflugel.com/Nurflugel/Northrop/Northrop_address/body_northrop_address.html)
- [11] Hepperle M. Airfoils for tailless airplanes: design and selection[EB/OL]. http://www.mh-aerotoools.de/airfoils/nf_1.htm.
- [12] Ralph P, William G L. Dynamics and control of tailless aircraft[R]. AIAA-97-3776, 1997;725-732.
- [13] Nickel K, Wohlfahrt M. Tailless aircraft in theory and practice [M]. Washington, DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1994;117-120.
- [14] 严恒元. 飞行器气动特性分析与工程计算[M]. 西安:西北工业大学出版社,1990;203-211.
Yan Hengyuan. Aerodynamic characteristics analysis and engineering calculation of flight aircraft [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 1990;203-211. (in Chinese)
- [15] 顾诵芬. 飞机总体设计[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2001;49-51.
Gu Songfen. Aircraft conceptual/preliminary design[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2001;49-51. (in Chinese)
- [16] 方宝瑞. 飞机气动布局设计[M]. 北京:航空工业出版社,1997;779-799.
Fang Baorui. Aircraft aerodynamics configuration design [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1997;779-799. (in Chinese)
- [17] 杨云军,崔尔杰,周伟江. 细长三角翼滚转/侧滑耦合运动的数值研究[J]. 航空学报,2007,28(1):14-19.
Yang Yunjun, Cui Erjie, Zhou Weijiang. Numerical research on roll and sideslip coupling motions about a slender delta-wing[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007,28(1):14-19. (in Chinese)

作者简介:



李林(1981—) 男,博士研究生。主要研究方向:飞行性能、飞行品质等。
Tel:13810562568
E-mail:aerolee@ase.buaa.edu.cn

马超(1983—) 男,博士研究生。主要研究方向:飞行动力学。
E-mail:machao@ase.buaa.edu.cn

王立新(1965—) 男,教授,博士生导师。主要研究方向:飞机设计、飞行动力学与飞行控制等。
E-mail:bhu_wlx@tom.com

(责任编辑:刘振国)