

文章编号:1000-6893(2009)06-0972-07

小展弦比飞翼布局作战飞机偏航轴飞行品质评定

李林, 王立新

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191)

Directional Axis Flying Qualities Assessment of Low Aspect-ratio Combat Flying Wings

Li Lin, Wang Lixin

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

摘要: 依据 MIL—STD—1797A 飞行品质规范, 对小展弦比飞翼布局作战飞机的偏航轴飞行品质进行了评定研究。评定结果表明, 由于构型的原因, 飞翼布局飞机本体的稳定特性和阻尼特性都较差, 因此飞行控制系统对其动态响应特性的调节作用更加明显。稳态配平特性主要受构型的影响, 飞翼布局飞机一般不能完全满足飞行品质的要求。由于可控性的设计要求需采用多操纵面的组合操纵, 控制分配技术导致某些现有的品质准则需要修改。小展弦比飞翼布局飞机取消了垂尾(方向舵)并采用了新型操纵面(ICE), 在某些情形下对偏航轴操纵效能的需求与常规飞机相比存在较大的差异。总之, 在飞翼布局作战飞机的构型设计、飞控系统设计以及飞行品质评定条款的制定、实施中, 均需考虑这些新的飞行品质特性。

关键词: 小展弦比; 飞翼; 飞行品质; 低阶等效系统; 控制系统

中图分类号: V212.1 **文献标识码:** A

Abstract: The directional axis flying qualities of low aspect-ratio combat flying wings were assessed in accordance with MIL—STD—1797A, and the evaluation results indicate the following aspects. The stability and damping of the low aspect-ratio flying wing is found to be poor due to the unusual configuration, and the closed-loop dynamic response characteristics such as Dutch-roll mode and sideslip magnitude depend much more on the flight control system. However, owing to the special aerodynamic configuration, the static trimming characteristics cannot entirely meet the criterion for flying qualities. Most low aspect-ratio flying wings have several redundant control surfaces, and the control allocation leads to the need to modify of some existing criteria. In some cases, the control power requirements of flying wings are quite different from those of the conventional-configuration fighters, which is a result of the disappearance of the vertical tail and rudders and the appearance of innovative control effectors (ICE). In sum, those new flying quality characteristics must be concerned in the design of flying wings' configuration and flight system design and the enaction and implement of flying quality criterions.

Key words: low aspect-ratio; flying wing; flying qualities; low order equivalent systems; control systems

为提高气动特性, 改善隐身特性, 新一代作战飞机大多采用飞翼式布局。此类飞机取消了平尾和垂尾, 翼身融合为一体, 其本体的稳定特性和阻尼特性均明显下降, 尤其在偏航轴的方向更为严重。另外, 其大多需采用全动翼尖、嵌入面、开裂式方向舵以及矢量推力等多种新型操纵机构来取代方向舵实现偏航控制, 因此偏航轴是飞翼构型运动最具特点的轴向, 存在诸多新的品质特性和评定的新问题。

目前, 对飞翼构型飞行品质评定的研究还很

少, 国内外尚未见有类似的研究报道。在飞机设计过程中预测、评估其飞行品质, 可进一步掌握飞翼布局飞机的飞行品质特性; 其次, 对该类飞机飞行品质的研究, 也可用来指导飞机及飞行控制系统的设计; 另外, 飞行品质评定规范是飞机定型试飞的主要依据。由于飞翼构型是未来作战飞机的理想布局形式, 因此针对其构型和飞行控制系统的特点开展相应的飞行品质评定新方法研究具有非常重要的意义。

本文主要针对Ⅳ类小展弦比飞翼式作战飞机, 以新型操纵面(Innovative Control Effectors, ICE)构型^[1-2]作为算例进行研究, 计算所用数据取自中国空气动力研究与发展中心的风洞试验结

果。依据 MIL—STD—1797A 飞行品质规范^[3], 在已完成飞行控制系统设计的基础上,对算例飞机一系列典型飞行状态下的飞行品质进行了评定研究,并侧重与常规飞机的对比分析,进而总结出小展弦比飞翼布局飞机飞行品质评定的新特点,以供开展此类飞机设计研究时参考。

1 研究对象

研究对象为 ICE 构型的小展弦比飞翼布局飞机,如图 1 所示。

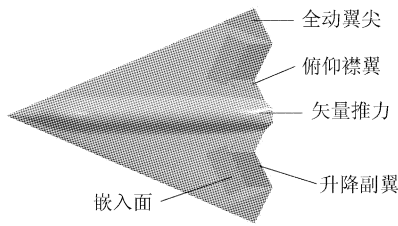


图 1 ICE 飞翼布局飞机

Fig. 1 Flying wing with ICE configuration

ICE 飞翼属超声速有人作战飞机,一般可有 5 组 9 个操纵机构,包括嵌入面、全动翼尖、升降副翼、俯仰襟翼和矢量推力等。

针对 ICE 飞翼飞机多轴静不稳定、多操纵面以及动力学非线性较强等特点,设计了一种基于逆动力学结合模型跟踪的非线性自适应飞行控制系统,其总体结构如图 2 所示。系统的输入为控制指令 $Y_c = [\alpha_c \quad p_c \quad \beta_c]^T$, 分别对应迎角、滚转角速率以及侧滑角指令,系统的输出为舵偏角指令 δ_c , 整个系统可分为指令生成、指令解算和指令分配 3 个主要模块。其中,指令生成模块将控制指令通过理想的飞行品质模型生成适合驾驶员操纵感觉的指令;指令解算模块通过飞机的运动特性和刚体转动特性解算生成期望的 3 轴力矩 M_c ;指令分配模块通过相关优化方法将期望的力矩分配到各个操纵舵面上。

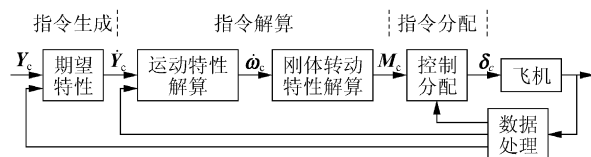


图 2 ICE 飞翼飞控系统结构图

Fig. 2 Controller structure of ICE

本文在 ICE 飞翼的飞行包线内选取了 6 种典型飞行状态,在 MATLAB 中 Simulink 下进行了仿真计算(见表 1),进而分析其在不同情形下的飞行品质。

表 1 仿真计算情形

Table 1 Cases of calculation and simulation

编号	Ma	H/m	对应飞行阶段	所属飞行阶段
A1	0.60	4 500	空战(CO)	A
A2	0.90	300	对地攻击(GA)	
B1	0.75	12 000	巡航(CR)	B
B2	1.20	7 000	巡航(CR)	
C1	0.20	0	起飞(TO)	C
C2	0.35	1 500	进场(PA)	

为表明控制系统的设计效果,此处以 A1 情形为例进行仿真验证,其中 α_c 和 p_c 分别取方波指令, $\beta_c = 0$ (保持无侧滑),仿真结果如图 3 所示。

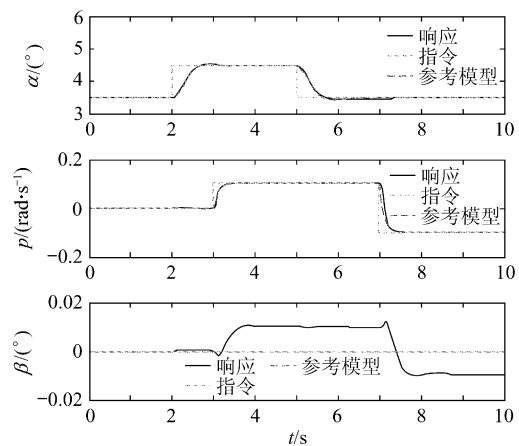


图 3 控制变量响应曲线

Fig. 3 Control variables' response

仿真结果表明,整个控制系统能快速跟踪系统指令,并能有效地抑制通道之间的耦合作用,从而保证了飞翼构型的闭环动态响应具有较好的特性。

2 对偏航操纵器的偏航轴反应

2.1 横航向动态反应(荷兰滚模式)

飞机对航向输入所产生的航向与滚转振荡响应特性,主要以荷兰滚模式阻尼比 ζ_d 、自然频率 ω_{nd} 以及 $\zeta_d \omega_{nd}$ 来表征^[3]。高增稳飞机的荷兰滚模式阻尼比 ζ_d 及自然频率 ω_{nd} 可依据低阶等效系统方法求得,通常选取侧滑角与偏航操纵输入之间的传递函数进行拟合^[3],即

$$\frac{\beta}{F_y} = \frac{A_\beta (s + 1/T_{\beta 1})(s + 1/T_{\beta 2})(s + 1/T_{\beta 3}) e^{-\tau_{e\beta} s}}{(s + 1/T_S)(s + 1/T_R)(s^2 + 2\zeta_d \omega_{nd} s + \omega_{nd}^2)} \quad (1)$$

式中: β 为侧滑角, ($^\circ$); F_y 为偏航操纵输入; T_S 为滚转模式时间常数, s; T_R 为螺旋模式时间常数, s; $\tau_{e\beta}$ 为偏航轴时间延迟, s; $A_\beta, T_{\beta 1}, T_{\beta 2}, T_{\beta 3}$ 均为

变量,无明确、固定的定义。

一般而言,式(1)分子上一个零点较大,可以略去不计,另外两个零点与分母上两个极点比较接近,可以相互抵消,于是得到如下降阶的传递函数^[4]:

$$\frac{\beta}{F_y} = \frac{K_\beta e^{-\tau_{\epsilon\beta}s}}{s^2 + 2\zeta_d \omega_{nd} s + \omega_{nd}^2} \quad (2)$$

式中: K_β 为变量,无明确、固定的定义。

当 $|\phi/\beta|_a$ (荷兰滚模态中,滚转角 ϕ 与侧滑角 β 包线幅值在任何瞬时的比值)比较大时,荷兰滚响应主要表现在滚转轴上,此时应同时匹配侧滑角和滚转角的响应。ICE飞翼由于飞控系统的解耦协调作用,其 $|\phi/\beta|_a \approx 0$,因此可采用如式(2)所示的降阶传递函数进行单拟配。

对于高增稳的ICE飞翼飞机,由于系统中包含大量的非线性环节,如飞机六自由度动力学模型的非线性、控制分配的非线性、指令的死区和限幅、舵面偏转的位置和速率限制等,因此无法用解析方法求取频率特性,而需采用系统识别技术来完成频域辨识,此处采用快速傅里叶变换(FFT)方法将高阶系统的时域响应数据辨识转换为频域数据,从而求得高阶系统的频率特性。在从0.1 rad/s到10.0 rad/s的频率范围内,利用低阶等效系统拟配得到ICE飞翼布局飞机的闭环荷兰滚模态参数,拟配结果如表2所示。

表2 ICE飞翼荷兰滚模态特性

Table 2 Dutch-roll mode characteristics of ICE

情形	ζ_{dmin}	$(\zeta_d \omega_{nd})_{min}/$ (rad·s ⁻¹)	$\omega_{nd min}/$ (rad·s ⁻¹)	等级
A1	0.67	3.76	5.10	1
A2	0.64	3.60	5.12	1
B1	0.66	3.63	5.00	1
B2	0.67	3.54	4.80	1
C1	0.66	5.42	8.27	1
C2	0.67	3.35	4.99	1

需要说明的是,等效系统方法只适用于常规响应类型^[3]。ICE的飞控系统在偏航轴期望模型 $\frac{\beta}{\beta_c} = \frac{\omega_\beta^2}{s^2 + 2\zeta_\beta \omega_\beta s + \omega_\beta^2}$ 中考虑了荷兰滚模态的要求,因此在紧密跟踪期望模型的前提下,拟配得到的等效参数比较接近设计值,飞机的闭环荷兰滚模态特性也较好。

小展弦比飞翼由于取消了垂尾,导致航向静不稳定且偏航阻尼非常小,飞机本体的开环荷兰

滚模态特性很差^[5],因此飞翼布局飞机的闭环荷兰滚模态特性主要取决于飞控系统的调节效果。

如果飞控系统的设计存在明显的缺陷,如飞机的非线性动力学特性无法有效对消、控制分配算法设计不合理或者舵面偏转最大速率过小等,都可能导致飞机无法紧密地跟踪参考模型的响应,进而导致等效系统的失配度太大,无法得到可信的荷兰滚模态等效参数。不过,当飞机的指令跟踪效果不佳时,闭环荷兰滚模态的特性通常也较差,此时可能需要调节期望模型参数或动态逆控制律增益(或频带) ω 等系统设计参数。

此外,ICE的飞控系统中包含的作动器动力学模型、结构陷波器以及角速率滤波器等高频环节,也可能导致系统输出相位滞后,时间延迟增大。不过,由于驾驶员通常不采用偏航操纵做带侧滑的高增益精确跟踪^[3],因此偏航轴的时间延迟问题并不如俯仰轴和滚转轴那么关键,MIL—STD—1797A并未对偏航轴时间延迟 $\tau_{\epsilon\beta}$ 做出限制。

2.2 定常侧滑

MIL—STD—1797A规定,对配平于机翼水平直线飞行的飞机,定常侧滑应具有如下特性:

(1) 右偏航操纵应产生左侧滑,而左偏航操纵应产生右侧滑。

(2) 对于等级1和等级2,当侧滑角处在 $\pm 15^\circ$ (针对方向舵偏角)或 $\pm 10^\circ$ (针对脚蹬力)的范围内时,侧滑角随方向舵偏角或脚蹬力的变化应基本上呈线性关系;对于更大的侧滑角,则要求方向舵偏角或脚蹬力随侧滑角的增大而增加。

对于常规飞机,3轴操纵分别由升降舵、副翼和方向舵完成,舵偏角与操纵力或操纵位移有简单、较明确的对应关系;对于飞翼布局飞机,由于操纵面冗余,涉及多操纵面组合控制以及控制分配,因此操纵面偏角与操纵力(或操纵位移)不再成比例变化,而是随着控制分配算法、飞行状态的不同呈现复杂多变的对应关系。对于该准则中有关方向舵偏角和脚蹬操纵力的要求,按照控制分配的思路,建议采用偏航操纵力矩 N_c 或无因次系数 C_{nc} 来取代对应的偏航操纵量。

由于控制分配模块能够实现3轴力矩解耦,因此可得到如下简化的力和力矩配平方程组:

$$\left. \begin{aligned} C_{Y\beta}\beta + C_{Yc} + C_{L0} \sin \phi &= 0 \\ C_{l\beta}\beta + C_{lc} &= 0 \\ C_{n\beta}\beta + C_{nc} &= 0 \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

式中: C_{L0} 为配平升力系数; ϕ 为配平滚转角; C_{Yc} , C_{lc} , C_{nc} 分别为由操纵面产生的侧力、滚转力矩以及偏航力矩系数。

对于该准则的第 1 项要求, 此处可对应 $\frac{\partial C_{nc}}{\partial \beta} < 0$, 而由式(3)可知:

$$\frac{\partial C_{nc}}{\partial \beta} = -C_{n\beta} > 0 \quad (4)$$

可见, 由于小展弦比飞翼航向是静不稳定的 $C_{n\beta} < 0$, 导致其不满足该项要求。

对于该准则的第 2 项要求, 通过仿真分析可知, 虽然 ICE 飞翼定常侧滑时的偏航操纵力矩与侧滑角基本呈线性关系, 但 N_c/β 的符号却与常规飞机相反, 驾驶员不容易习惯这种反常操纵。为适应驾驶员的操纵习惯, 建议在飞控系统中添加相应的变号控制环节。

3 对滚转操纵器的偏航轴反应

为确保协调转弯所需的任何偏航操纵都能被驾驶员所接受, MIL—STD—1797A 规定, 对阶跃滚转操纵输入引起的侧滑应满足如下要求:

(1) 当小阶跃滚转操纵指令输入后, 对于等级 1 和等级 2, 最大侧滑角 β_{\max} 与参数 k (k 为给定阶跃指令下的滚转性能 $\phi_{\text{指令}}$ 与品质规范要求的滚转性能 $\phi_{\text{要求}}$ 之比; ψ_{β} 为侧滑荷兰滚振荡的相位滞后^[3]) 的比值应在图 4 所示的限制范围之内。

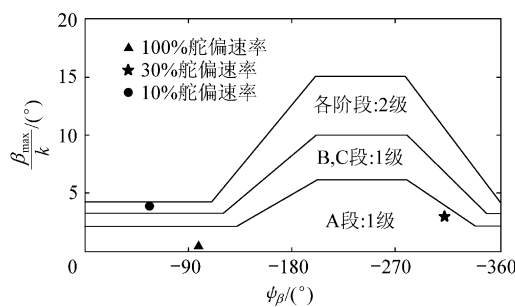


图 4 侧滑幅值限制

Fig. 4 Magnitude limits of sideslip

(2) 当大阶跃滚转操纵指令输入后, 保持指令不变, 直到滚转角的改变不小于 90° , 对于等级 1 和等级 2, 此过程中的侧滑角增量 $\Delta\beta$ 与参数 k 之比应限制在一定的范围内^[3]。

一般而言, 对于较大的 $|\phi/\beta|_a$ 值, 荷兰滚振荡主要体现在滚转轴, 因而滚转振荡是重要判据; 而对于低到中等 $|\phi/\beta|_a$ 值的飞机或飞行状态, 荷兰滚振荡主要体现在偏航轴, 此时更需要检验 $\Delta\beta/k$

是否满足要求^[3]。

以 C2 情形下、幅值为 0.01 rad/s 的滚转角速率阶跃指令为例, 图 4 给出了小滚转阶跃指令下的侧滑幅值。由仿真结果可知, 在基准状态下, ICE 由于控制系统的解耦协调作用, 其侧滑振荡幅值很容易满足 1 级品质要求; 当舵面偏转的最大速率减小时, 侧滑幅值有所增大(起降阶段更为明显); 随着舵面偏转最大速率进一步减小, 甚至可能出现 2 级飞行品质。

4 侧风中起飞和着陆时的偏航轴操纵

对于 IV 类飞机, 在来自两侧任一方、风速不超过表 3 中建议值的 90° 侧风中, 利用正常的驾驶技术, 飞机应可以完成起飞和着陆任务^[3]。

表 3 侧风速度要求

Table 3 Required crosswind velocity

等级	侧风速度
1 和 2	15 m/s(30 kn)
3	等级 1 和 2 规定值的一半

侧风起降所涉及的力和力矩配平方程与式(3)类似。因此侧风起降中横航向配平所需的偏航操纵力矩系数为

$$C_{n_{xy}} = C_{n\beta}\beta = C_{n\beta}\arctan\left(\frac{V_a}{V_d}\right) \quad (5)$$

式中: V_a 为正侧风风速(向右为正); V_d 为飞机地速。

表 4 给出了 ICE 飞翼在 15 m/s 的正侧风中起飞和着陆时的偏航操纵力矩系数。此处 $C_{n_{ky}}$ 和 $C_{n_{xy}}$ 分别为可用和需用偏航操纵力矩系数。

表 4 ICE 飞翼侧风中起飞和着陆时的偏航操纵特性

Table 4 Yaw control of ICE during crosswind take-off and landing

情形	$V_d / (m \cdot s^{-1})$	$\beta / (^\circ)$	$C_{n\beta}$	$C_{n_{xy}}$	$C_{n_{ky}}$	$\left \frac{C_{n_{xy}}}{C_{n_{ky}}} \right / \%$
C1	68	12.4	-0.018	-0.004	0.033	12
C2	119	7.2	-0.030	-0.004	0.033	12

由表 4 计算结果可知, ICE 飞翼在侧风起降时的偏航操纵余量很充足。

以 C1 情形为例, 图 5 给出了 ICE 和 F-16 在 15 m/s 正侧风中起降时的滚转、偏航操纵特性对比。

由图 5 的数据易知, ICE 飞翼和 F-16 在起降段的抗侧风能力通常都满足要求; 与常规飞机相

比,由于小展弦比飞翼布局飞机的 $|C_{l\beta}|$ 和 $|C_{n\beta}|$ 均较小,因此在同样的正侧风起降情形下,飞翼布局飞机的滚转和偏航操纵效能裕度更大。此外,通过 $|C_{l_{xy}}/C_{l_{ky}}|$ 和 $|C_{n_{xy}}/C_{n_{ky}}|$ 的对比也可以看出,飞翼构型在侧风起降时,飞机配平对滚转操纵效能的需求比对偏航操纵效能的需求大,这是由于飞机的 $|C_{l\beta}|$ 主要来源于机翼构型(后掠角和上反角等)和垂尾,而 $|C_{n\beta}|$ 主要来源于垂尾^[6];小展弦比飞翼构型取消垂尾后, $|C_{n\beta}|$ 降低很多,而由于仍有机翼大后掠角的贡献, $|C_{l\beta}|$ 减幅较小,由此导致飞翼构型的 $|C_{l\beta}| > |C_{n\beta}|$,其起降时的抗侧风能力主要受滚转轴操纵效能的限制。

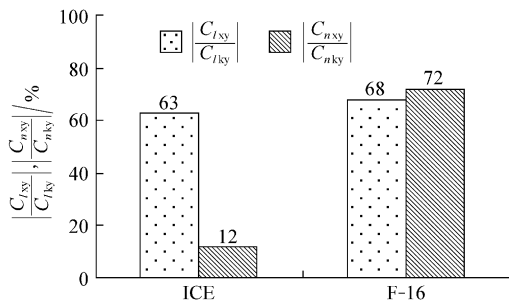


图5 侧风起降时滚转、偏航操纵特性对比

Fig. 5 Contrast of roll and yaw control during cross-wind take-off and landing

5 偏航轴操纵效能

5.1 起飞、着陆和滑行时的偏航轴操纵效能

MIL—STD—1797A 规定,IV类飞机在起降和滑行时的偏航操纵效能主要应满足如下要求:

(1) 对于从平静大气到表3规定的侧风范围,如果只用气动力操纵,滑跑中的飞机应在大于26 m/s(50 kn)的各速度上保持方向操纵。

(2) 在动力进场时,偏航轴操纵效能应足以产生 10° 的侧滑角。

对于该准则第1项要求,当飞机以此处规定的边界速度26 m/s滑行时,如果遭遇表3规定的15 m/s正侧风,此时形成的侧滑角约为 30° 。如前所述,由于ICE呈轻微偏航静不稳定($C_{n\beta} = -0.018$),此情形下配平所需偏航操纵效能仅占偏航操纵总效能的27%,很容易满足侧风中滑行时的偏航操纵效能要求;对于常规布局的小展弦比作战飞机,其方向舵满偏角通常为 $25^\circ \sim 30^\circ$,而 $|C_{n\delta_r}|$ 约为 $|C_{n\beta}|$ 的 $1/2 \sim 1/3$,因此仅靠方向舵所能配平的侧滑角大致在 $10^\circ \sim 15^\circ$ 。可见,由于常规构型飞机的 $|C_{n\beta}|$ 较大,侧风配平所

需的偏航力矩较大,导致常规小展弦比飞机低速滑跑时的抗侧风能力比小展弦比飞翼布局飞机要差。

对于该准则的第2项要求,选择C2(动力进场)情形进行分析,结果如表5所示。

表5 定常侧滑配平对比(C2情形)
Table 5 Contrast of steady sideslip (Case C2)

飞机	$\beta/^\circ$	$C_{n\beta}$	$C_{n_{xy}}$	$C_{n_{ky}}$	$\left \frac{C_{n_{xy}}}{C_{n_{ky}}} \right / \%$
ICE	10	0.030	0.005	0.033	15
F-16	10	0.174	0.030	0.045	67

由表5的计算结果可知,在动力进场情形下定常侧滑飞行时,小展弦比飞翼的偏航操纵效能裕度很大,相比之下,常规飞机由于 $|C_{n\beta}|$ 较大,其偏航操纵效能裕度相对较小。

总而言之,飞翼构型由于取消了垂尾,其 $|C_{n\beta}|$ 值比常规飞机小很多,因此在起降和滑行段的偏航轴操纵效能很容易满足飞行品质的要求;常规飞机由于低速时的 $|C_{n\beta}|$ 较大,所需偏航配平力矩比飞翼构型大很多,较难满足滑行时的偏航轴操纵效能要求,而且它在起降和进场时的偏航操纵效能裕度比飞翼构型要小很多。

5.2 非对称推力时的偏航轴操纵效能

MIL—STD—1797A 规定,当在起降过程中遭遇非对称推力时,飞机应能在无需改变原定构型的条件下保持直线飞行。即使在来自不利方向,如表3规定的侧风下,上述要求也应满足。

该要求的评定必须选择最严重的飞行状态。由于起飞阶段发动机的推力最大,单发失效引起的偏航力矩也较大,故一般选取此飞行阶段作为评定飞机单发失效配平能力的极限状态。

单发失效情形下,飞机的横航向力和力矩的平衡方程为^[7]

$$\left. \begin{aligned} C_{Y\beta}\beta + C_{Yc} + C_{L0} \sin \phi &= 0 \\ C_{l\beta}\beta + C_{lc} &= 0 \\ C_{n\beta}\beta + C_{nc} + C_{nT} &= 0 \\ C_{nT} &= \frac{C_D y_T}{b} \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

式中: C_{nT} 为单发失效引起的偏航力矩系数; C_D 为阻力系数; b 为机翼展长; y_T 为工作发动机推力线到机体对称面的距离。为区分该偏航力矩方向,规定左侧发动机的 y_T 为正,右侧发动机的 y_T 为负。

由式(6)可以推导出单发失效配平所需的偏航操纵力矩系数:

$$C_{n_{xy}} = - \left(C_{n_{\beta}} \beta + \frac{C_{D} y_T}{b} \right) \quad (7)$$

此处以 C1 情形为例进行研究。对于修正过的双发 ICE 飞翼构型,假设右侧发动机失效,则 $y_T = 2 \text{ m}$ 。代入相关数据,即可得到表 6 中的结果。

表 6 ICE 飞翼单发失效时的偏航操纵效能(C1 情形)
Table 6 Yaw control power of ICE with one engine failure (Case C1)

$\beta / (^{\circ})$	$C_{n_{\beta}}$	C_D	$C_{n_{xy}}$	$C_{n_{ky}}$	$\left \frac{C_{n_{xy}}}{C_{n_{ky}}} \right / \%$
0	-0.018	0.18	-0.031	0.033	94
15	-0.018	0.15	-0.021	0.030	70
-15	-0.018	0.15	-0.031	0.030	103

由表 6 数据可知,单发失效对小展弦比飞机的偏航操纵效能要求很高,尤其在起飞阶段。本算例中,ICE 飞翼同时遭遇最不利的侧风时,偏航操纵效能无法满足配平要求。

常规飞机由于航向静稳定 ($C_{n_{\beta}} > 0$),单发失效时向工作发动机的一侧侧滑,可以比较显著地减小配平所需的偏航操纵力矩,而飞翼构型由于取消垂尾导致航向静不稳定 ($C_{n_{\beta}} < 0$),单发失效时需向失效发动机的一侧侧滑方能减轻偏航配平压力,这与常规飞机的适用方向正好相反;同时,由于飞翼构型的 $|C_{n_{\beta}}|$ 比常规飞机要小(ICE 的 $C_{n_{\beta}}$ 为 $-0.02 \sim -0.03$,常规飞机的 $C_{n_{\beta}}$ 为 $0.1 \sim 0.2$ ^[5]),因此单发失效时侧滑对偏航操纵效能的影响程度比常规飞机要小。一般而言,单发失效情形下,侧滑对飞翼构型偏航操纵效能需求的影响约为其偏航操纵总效能的 $10\% \sim 20\%$,而对于常规构型的影响约为 $40\% \sim 60\%$ 。

5.3 非对称装载时的偏航轴操纵效能

MIL—STD—1797A 规定,当飞机在整个使用飞行包线内的任一速度做配平飞行时,对于在正常使用中遇到的所有非对称装载情形,其均应保持直线飞行轨迹。

非对称装载产生的附加偏航力矩主要来源于其对阻力或侧力等影响,为提高隐身性能,飞翼布局作战飞机机身下通常不装载外挂,武器等装备均采取内埋的方式。机体内部的非对称分布不会影响飞机的气动构型,因此也就不会产生附加的

气动力和力矩。此外,机体内置武器的不对称投放、燃油的不对称消耗也主要影响滚转力矩配平,对偏航轴基本不产生影响。由此可见,小展弦比飞翼构型由于设计及使用等特点,偏航非对称的情形(除单发失效外)很少见,与常规飞机相比,非对称装载对飞翼构型的偏航轴操纵效能要求要低很多。

6 结论

(1) 对于和动态响应有关的品质规范要求(如荷兰滚模态特性、侧滑振荡幅值等),随着控制系统对系统动态特性调节作用的日益增强,由飞机构型所引起的此类飞行品质差异已变得越来越小;但是,飞翼布局飞机由于其本体静稳定特性和阻尼特性较差,其动态响应更依赖于飞控系统的调节作用。如果控制系统设计不合理或无法正常工作,飞机的飞行品质可能变得很差,甚至导致飞行员无法完成飞机的可控飞行。

(2) 虽然控制系统能够改善飞机的动态响应特性,但却无法改变力和力矩的稳态配平特性,飞机的稳态配平特性仍与其本体的静稳定性和静操纵性有关。由于构型的差异,飞翼布局飞机的稳态配平特性会发生变化,如由于小展弦比飞翼布局飞机的航向是静不稳定的,会导致其定常侧滑或在侧风中起降时配平所需的偏航操纵力矩与常规飞机方向相反,致使其配平操纵方式不符合驾驶员的操纵习惯以及飞行品质的要求。

(3) 小展弦比飞翼布局飞机常需采用多操纵面的组合控制,会涉及到控制分配的问题,因此舵面偏角与操纵位移或操纵力不再成比例。对于品质规范中有关舵偏角的要求,按照控制分配的思路,建议采用对应的操纵力矩来取代。例如飞行品质规范中关于副翼或方向舵偏角随侧滑角等的线性变化等要求,可改用滚转或偏航配平力矩是否与侧滑角近似呈线性关系来衡量,这是由于多操纵面配置所带来的评价方法上的差异。

(4) 由于气动布局和操纵面设计的差异,飞翼构型在完成某些任务时对操纵效能的需求可能与常规构型的飞机存在较大差异。例如,由于失去垂尾的贡献,小展弦比飞翼布局飞机的航向静不稳定度很小,在定常侧滑或侧风起降时所需的偏航配平力矩不仅方向与常规飞机相反,而且对偏航操纵效能的要求也比常规飞机要低很多,更容易满足相关的品质要求。

参 考 文 献

- [1] William J G. Innovative control effectors (configuration 101) dynamic wind tunnel test report[R]. AFRL-VA-WP-TR-1998-3043, 1998.
- [2] 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.
- [3] MIL—STD—1797A Military standard: flying qualities of piloted airplanes[S]. Washington, D. C. : Department of Defense, 1990.
- [4] 高金源,李陆豫,冯亚昌,等. 飞机飞行品质[M]. 北京:国防工业出版社,2003:108-109.
Gao Jinyuan, Li Luyu, Feng Yachang, et al. Aircraft handling qualities [M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2003: 108-109. (in Chinese)
- [5] 李林,马超,王立新. 小展弦比飞翼布局飞机稳定特性研究[J]. 航空学报,2007,28(6):1312-1317.
Li Lin, Ma Chao, Wang Lixin. Stability features of low aspect-ratio flying wings[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(6): 1312-1317. (in Chinese)
- [6] 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)
- [7] 方振平,陈万春,张曙光. 航空飞行器飞行动力学[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)

作者简介:

李林(1981—) 男,博士研究生。主要研究方向:飞翼布局飞机操稳特性及飞行品质。

E-mail: aerolee@ase.buaa.edu.cn

王立新(1965—) 男,博士,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。

E-mail: bhu_wlx@tom.com

(责任编辑:鲍亚平)