小展弦比飞翼战机滚转轴操纵效能需求特性

王立新 李 林

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院，北京 100191)

摘 要：基于 MIL-STD-1797A 中关于Ⅳ类飞机的飞行品质规范，对小展弦比飞翼战机的滚转轴操纵效能进行了研究. 建立了滚转性能要求和滚转操纵效能要求之间的关系，由于翼身融为一体，飞翼的滚转轴转动惯量通常比常规战斗机大很多，因此其对滚转轴操纵效能的需求更大；由于取消了垂尾，小展弦比飞翼的横向静稳定性较小，操纵面偏转产生的侧力也较小；由于采用多组新型操纵面及控制分配技术，飞翼战机可以实现三轴操纵解耦；因此在侧风起降、非对称装载情形下，与常规飞机相比，小展弦比飞翼战机对滚转轴操纵效能的需求具有诸多新特点.

关 键 词：飞翼；操纵效能；滚转性能；非对称装载；控制分配

中图分类号：V 211.74

文献标识码：A **文 章 编 号**：1001-5965(2009)08-0909-04

Requirement characteristics of low-aspect-ratio combat flying wings' roll axis control power

Wang Lixin Li Lin

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

Abstract: The roll axis control power of low-aspect-ratio flying wings were assessed based on the criteria for Class Ⅳ aircraft presented in MIL-STD-1797A. The relationship of the roll performance requirement and the roll axis control power requirement was provided. Low-aspect-ratio flying wings need more roll axis control power with the same roll performance requirement, because of the all-wing configuration and the lager rolling moment of inertia. Without the vertical tail's contribution, the static lateral stability and control side force of the flying wing are less than those of the conventional combat aircraft, and with the application of innovative control effectors and the control allocation technology, low-aspect-ratio flying wings can achieve the decoupling control. As a result, the roll axis control power requirements of the flying wing for takeoff and landing in crosswinds and for asymmetric loading, have a lot of new characteristics in contrast with those of the conventional—configuration aircraft.

Key words: flying wing; control power; roll performance; asymmetric loading; control allocation

飞翼构型作为下一代作战飞机的理想布局形式，在隐身特性、升阻特性、重量及翼载等方面均具有突出优势；同时，由于气动布局和操纵面配置的改变、先进控制系统设计及指令分配等新技术方法的采用，小展弦比飞翼战机的飞行品质，尤其是横航向飞行品质，存在着诸多新特性.

充足的操纵效能是飞机可控的基础. 只有操纵效能充足，飞机才可能通过控制系统的调节而获得良好的飞行品质，而操纵效能余量也标志着飞行品质的提升潜力. 因此针对操纵效能的要求是飞行品质规范中的重要内容[1]. 小展弦比飞翼战机的翼身融为一体，通常具有较大的机翼面积

收稿日期：2008-07-01

基金项目：新世纪优秀人才支持计划资助项目

作者简介：王立新(1965—)，男，江西南丰人，教授，wlx_bhu@tom.com.

以及滚转轴转动惯量,因此其对滚转轴操纵效能的需求,也与常规布局飞机存在诸多不同.

本文基于 MIL-STD-1797A 飞行品质规范[1],以 ICE(Innovative Control Effectors)构型[2-4]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.在研究中侧重与常规飞机的对比分析,进而总结出小展弦比飞翼战机滚转轴操纵效能的需求特性,以供开展此类飞机设计、研究参考.

1 研究对象

ICE 飞翼为小展弦比、超声速、有人驾驶战斗机,按照飞行品质规范的分类[1],属于Ⅳ类飞机.该构型共有 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(图 1).由于 ICE 飞翼所采用的单轴矢量推力无法提供滚转操纵力矩,因此其滚转轴操纵效能完全由气动操纵面提供.

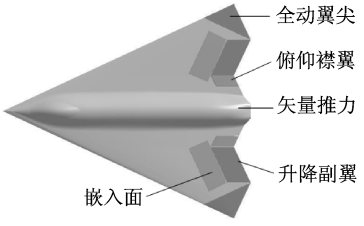

图 1 ICE 小展弦比飞翼战机

小展弦比飞翼由于取消了尾翼,本体稳定特性通常不佳[5],因此常采用指令式电传操纵系统实现可控飞行;同时,由于操纵面冗余,常采用控制分配技术[6-7],以实现操纵力矩的合理配置.

为方便在不同飞行状态下进行分析比较,此处采用无因次的力矩系数 C_{lcxy}(需用滚转操纵力矩系数)和 C_{lcky}(可用滚转操纵力矩系数)来衡量滚转轴操纵效能.

2 滚转轴操纵效能需求特性

2.1 快速滚转时的滚转轴操纵效能

飞机的快速滚转能力,即滚转性能,通常由给定时间 t 内的滚转角变化 ϕ_t 来衡量[1].这是一种与作战飞行有关的指标,旨在保证飞机能够实现姿态控制并完成必要的机动.现有的飞行品质规范没有将滚转性能要求与滚转操纵效能要求明确对应起来,本文将作进一步探讨.

对于多操纵面、涉及控制分配的小展弦比飞翼战机,一般通过跟踪滚转角速度阶跃指令 p_c 来获得最佳滚转性能.假设滚转角速度阶跃指令幅值为 p_c,滚转角速度响应与指令之间的关系近似为一阶惯性环节 $\frac{p}{p_c}=\frac{1}{T_p s+1}$,则该一阶系统的阶跃响应为

$$p(t)=p_c(1-\mathrm{e}^{-t/T_p}) \tag{1}$$

按照品质规范对滚转性能的要求,飞机在时间 t_0,s 内滚转角变化需达到 ϕ_0,rad,则有:

$$\phi_0=\int_0^{t_0}p(t)\mathrm{d}t=\int_0^{t_0}p_c(1-\mathrm{e}^{-t/T_p})\mathrm{d}t \tag{2}$$

由式(2)可得到满足滚转性能要求所需的滚转角速度指令幅值为

$$p_c=\frac{\phi_0}{t_0-T_p(1-\mathrm{e}^{-t_0/T_p})} \tag{3}$$

同时,飞机滚转满足刚体转动动力学方程:

$$\left.\begin{aligned}\dot{p}&=\frac{L_c-L_p}{I_x}\\ L_c&=\frac{1}{2}\rho V^2 SbC_{lc}\\ L_p&=\frac{1}{2}\rho V^2 Sb(C_{lp}\hat{p})=\frac{1}{4}\rho VSb^2C_{lp}p\end{aligned}\right\} \tag{4}$$

式中,L_c 为滚转操纵力矩,L_p 为滚转阻尼力矩,I_x 为飞机滚转轴转动惯量.

此外,由式(1)可得到滚转角速度变化率为

$$\dot{p}=\frac{p_c}{T_p}\mathrm{e}^{-t/T_p} \tag{5}$$

将式(1)、式(3)~式(5)联立求解,可得:

$$C_{lc}=\frac{-\phi_0 bC_{lp}}{2V[t_0-T_p(1-\mathrm{e}^{-t_0/T_p})]}\cdot\left[\left(1-\frac{4I_x}{\rho VSb^2C_{lp}T_p}\right)\mathrm{e}^{-t/T_p}-1\right] \tag{6}$$

分析式(6)易知,当 $t=0$ s 时 C_{lc} 最大.如果将系统反应延迟等实际因素考虑进去,则飞机要想满足该项滚转性能要求,所需滚转力矩系数 C_{lcxy} 至少要满足:

$$C_{lcxy}=kC_{lcmax}=\frac{2kI_x\phi_0}{\rho V^2SbT_p[t_0-T_p(1-\mathrm{e}^{-t_0/T_p})]} \tag{7}$$

式中,$k>1$.由式(7)可知,满足滚转性能要求的 C_{lcxy} 与 I_x 成正比,与动压成反比.由于起飞阶段重量较大、I_x 较大而动压较低,此时滚转性能对滚转操纵效能的要求最高.表 1 对两类构型在起飞阶段的滚转性能进行对比分析(对于式(7)中的 k,此处对两类飞机均取 $k=1.1$).

小展弦比飞翼战机由于采用了翼身组合体构型,其滚转轴转动惯量通常比常规构型的飞机大很多,因此要满足相同的滚转性能要求,飞翼构型对滚转轴操纵效能的需求更大.如果将机体质量布置得更靠近机体对称面,同时适当加大滚转操

纵面面积,可在一定程度上提高其滚转性能.

表 1　满足 1 级滚转性能要求 $|C_{lcxy}/C_{lcxy}|$ 对比

飞机	I_x/(kg·m²)	S/m²	C_{lcxy}	C_{lcky}	$\left\|\frac{C_{lcxy}}{C_{lcky}}\right\|$/%
ICE	48090	75.12	0.039	0.046	85
F-16	12875	27.87	0.035	0.062	56

2.2　侧风中的滚转轴操纵效能

MIL-STD-1797A 规定,Ⅳ类飞机的滚转操纵须足以完成以下任务[1]:在来自两侧任一方、风速不超过表 2 建议值的 90°侧风中,综合其他操纵形式,滚转操纵效能应足以保证飞机在起降过程中保持直线轨迹;在动力进场中,滚转操纵效能应足以保持机翼水平,直到侧滑角为 10°. 等级 1 进一步要求配平所需的滚转操纵效能不超过驾驶员可用操纵效能的 75%.

表 2　最大侧风速度要求

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

如前所述,由于 ICE 飞翼战机可实现三轴操纵解耦,则侧风配平所需的滚转操纵力矩为

$$C_{lcxy}=C_{l\beta}\beta=C_{l\beta}\arctan\left(\frac{-V_a}{V_d}\right) \tag{8}$$

式中,V_a 为正侧风风速(向右为正),V_d 为飞机地速. 按照品质要求,起飞和着陆情形下,V_a 取为 15 m/s;动力进场情形下,β 取为 10°,代入式(8)得到如表 3 所示结果.

表 3　ICE 飞翼侧风中的滚转轴操纵特性

情形	V_d/(m·s⁻¹)	β/(°)	$C_{l\beta}$	C_{lcxy}	C_{lcky}	$\left\|\frac{C_{lcxy}}{C_{lcky}}\right\|$/%
起飞	68	12.4	−0.132	−0.029	0.046	63
着陆	119	7.2	−0.097	−0.012	0.045	27
进场	119	10	−0.10	−0.017	0.045	38

由表 3 数据可知,ICE 飞翼在 15 m/s 的正侧风下正常起降时,滚转轴操纵效能余量充足;在动力进场中保持 10°侧滑角时,配平所需的滚转操纵效能很容易满足等级 1 要求.

常规飞机的横向静稳定性主要来源于翼身组合体和垂尾,且二者的贡献相当. 小展弦比飞翼由于取消了垂尾,其横向稳定性通常较小[5],因此在侧风起降情形中,飞翼战机配平所需的滚转操纵力矩较小,滚转操纵效能较易满足要求.

2.3　非对称装载时的滚转轴操纵效能

飞机正常使用时,常见的非对称装载情形包括外挂物(如武器、副油箱等)的不对称悬挂、投放或发射,以及燃油装载或消耗引起的横向不对称等. MIL-STD-1797A 规定,当飞机在整个使用飞行包线内的任一速度作配平飞行时,对于在正常使用中遇到的所有非对称装载情形,其均应能保持直线飞行轨迹[1].

如前所述,由于飞翼飞机配置多操纵面,且控制系统能够通过控制分配实现三轴解耦操纵,因此配平所需滚转力矩只受横向静稳定力矩和非对称滚转力矩的影响,如式(9)所示:

$$C_{lcxy}=-(C_{l\beta}\beta+C_{las}) \tag{9}$$

式中,C_{las} 为飞机的非对称滚转力矩系数.

非对称装载产生的附加滚转力矩主要来源于其对升力或重力分布的影响. 飞翼出于隐身考虑,武器、燃油等均分布于翼身组合体内部,其气动构型不会随内部装载的非对称分布而发生改变,因此非对称装载对升力的影响很小,主要影响质量(重力)分布进而产生附加滚转力矩;而对于常规构型的飞机,外挂物的不对称装载不仅影响重量分布,而且还对飞机的构型产生影响,进而产生附加的升力、阻力,因此非对称装载在常规飞机上更加常见,影响更复杂.

由于飞翼构型非对称装载产生的附加滚转力矩几乎不受侧滑的影响,因此可以将非对称装载情形与侧滑情形分开考虑. 此处先研究平飞、无侧滑时的滚转力矩配平.

如图 2 所示,假设由于质量的非对称分布导致飞机左侧比右侧重 ΔG. 飞机平飞时总的升力与重力相等,且无侧滑飞行时左右两侧的升力分布基本相同,则由于左右两侧所受重力不等,导致左侧重力大于升力,且等效附加重力 ΔG 距机体对称面距离为 y_{as};同样地,右侧重力小于升力,且等效附加升力 ΔL 也对称分布在右侧距机体对称面距离为 y_{as} 的位置.

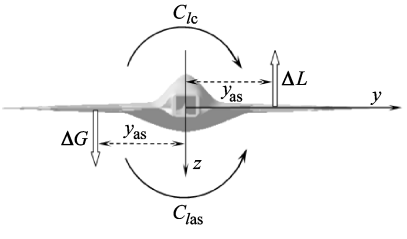

图 2　飞机在非对称装载下的横向配平

由力和力矩平衡关系可知:

$$\left.\begin{aligned}&\Delta G=\Delta L\\&\frac{1}{2}\rho V^2SbC_{las}=(\Delta G+\Delta L)y_{as}\\&C_{lc}=C_{las}\end{aligned}\right\} \tag{10}$$

由式(10)可进一步得出非对称装载配平所需的滚转操纵力矩系数为

$$C_{l\text{cxy}} = C_{l\text{as}} = \frac{4\Delta G y_{\text{as}}}{\rho V^2 S b} \tag{11}$$

由式(11)可知,非对称装载配平所需的滚转操纵力矩在低速时较大.假设 $\Delta G = kG$,则式(11)可转化为

$$C_{l\text{cxy}} = \frac{4k y_{\text{as}}}{b} C_{L0} \tag{12}$$

可见 $C_{l\text{cxy}}$ 与配平升力系数 C_{L0} 成正比.

再考虑非对称装载情形下飞机侧滑产生的影响.由式(9)可知,侧滑方向不同,将可能增加或抵消非对称滚转力矩.在横向非对称装载的情形下,飞机向偏重的一侧侧滑,可以减少甚至消除配平所需滚转操纵力矩.同理,当飞机配平侧滑所需的滚转操纵力矩非常大时,可以通过向侧滑的一侧适当调整质量分布(类如燃油消耗、武器投放次序的选择)来减轻滚转操纵的压力,当然改善效果明显与否须视具体情况而定.

上述情形主要考虑了平飞状态.如果飞机的法向过载大于1(如拉升、突跃等),由图2可知 $\Delta L > \Delta G$,则非对称装载所需的配平滚转力矩将更大.因此低速和大法向过载情形下非对称装载对滚转操纵效能的要求最高.

3 结 论

1) 飞翼的滚转轴转动惯量比常规飞机大很多,因此要满足相同的滚转性能要求,飞翼对滚转轴操纵效能的需求更大.

2) 小展弦比飞翼战机由于取消了垂尾,其横向稳定性通常较小,因此其滚转轴操纵效能很容易满足飞行品质规定的侧风起降配平需求.

3) 飞翼由于通过控制分配可实现三轴操纵解耦,且非对称装载对外形及升力影响非常小,因此飞翼在非对称装载情形下对滚转操纵效能的需求规律比常规飞机要简单.

4) 低速和大法向过载情形下,非对称装载对滚转轴操纵效能的要求很高;在横向非对称装载的情形下,飞机向偏重的一侧侧滑,可以减少甚至消除配平所需滚转操纵力矩.

参考文献(References)

[1] MIL-STD-1797A, Flying qualities of piloted airplanes[S].

[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, 2000:2-175

[3] John A B, Dieter M, Siva S B. Challenges and opportunities in tailless aircraft stability and control[R]. AIAA-97-3830, 1997

[4] William J G. Innovative control effectors (Configuration 101) dynamic wind tunnel test report[R]. AFRL-VA-WP-TR-1998-3043, 1998:1-196

[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] James M B. Modular control design for the innovative control effectors (ICE) tailless fighter aircraft configuration 101-3[R]. AFRL-VA-WP-TR-1999-3057, 1999

[7] James M B. Tailless aircraft control allocation[R]. AIAA-97-3605, 1997

(责任编辑:李 晶)