

美军标 1797 飞行品质规范分析

胡朝江¹, 陈士橧²

(1. 空军工程大学理学院, 陕西西安 710051; 2. 西北工业大学航天学院, 陕西西安 710072)

摘要: 利用 1797 品质规范检验现役某第三代战斗机飞行品质过程中, 在确定瞬时峰值比、上升时间时, 认为通过利用高阶系统传递函数求出的时间响应特性得出的结果更合理; 提出了一种利用优化技术确定尼尔-史密斯准则的方法, 取得了满意的效果; 通过把计算与所反映的飞机实际飞行品质进行比较, 发现该规范对短周期飞行品质的某些要求过严, 应用时需做某些具体指导和调整。

关键词: 1797 规范; 峰值比; 尼尔-史密斯准则

中图分类号: V211 文献标识码: A 文章编号: 1009-3516(2005)04-0001-03

1797 规范对俯仰轴短周期飞行品质提出了多项验证指标。在应用该规范对某第三代战斗机的飞行品质进行检验过程中发现^[1-3], 在计算瞬时峰值比、上升时间等时域指标时, 若通过直接求解飞机与控制系统组成的高阶系统微分方程的方式求解这些指标, 往往不易求出合理的结果, 经过分析认为通过高阶系统传递函数的方式求取这些指标, 结果更合理。在计算尼尔-史密斯准则时, 通常利用开环频率特性曲线, 并通过调整驾驶员参数 k_p 和补偿 τ_{p1} 、 τ_{p2} 的值, 确定并使闭环频率特性曲线满足要求。在实际计算中发现, 由于计算技术的发展, 可直接计算闭环频率特性, 通过引进优化技术, 可使该项指标的计算能非常容易地进行。

1 1797 规范对俯仰轴短周期飞行品质的要求及计算方法

CAP (操纵期望参数) 及 ω_{sp} , $T_{\omega 2}$, ζ_{sp} , $\tau_{\omega 2}$: 可通过等效系统拟配求取。

瞬时峰值比、上升时间及有效时间延迟: 通过利用高阶系统传递函数的方式来求取该状态下的时域指标更合理, 因为此时飞机本体传递函数各参数将不再随时间变化而变化, 因此能更好地刻画该状态下的飞行品质状况。事实上, 利用这种方法, 只要对应状态具有良好的飞行品质, 就能确保求出各时域指标。

带宽和时间延迟: 可借助高阶系统的开环频率特性并结合规范对带宽和时间延迟的定义进行求解。

闭环尼尔-史密斯 (Neal-Smith) 准则: 飞机俯仰姿态的跟踪过程可用图 1 表示 (θ_c : 要求跟踪的俯仰角; θ : 飞机实际的俯仰角; $e^{-0.25s}$: 驾驶员对俯仰姿态反应的滞后环节; τ_{p1} 、 τ_{p2} : 驾驶员超前或滞后补偿信号时间常数; θ/F_s : 飞机及飞行控制系统组合的传递函数)。工程上定义闭环相角 $< \theta/\theta_c - 90^\circ$ 的频率为闭环带宽 ω_θ 。假定驾驶员在低于 ω_θ 的频率处希望将闭环下陷 (droop) 减至最小, 高于 ω_θ 处希望将共振峰值减至最小。下限表示闭环幅值在低于 0 dB 线处下降量, 将下陷的最大值定为 -3 dB。对于 A 种飞行阶段 ω_θ 可选为 3.5 rad/s。

通常可用尼可尔斯图, 直接由单位反馈系统的开环频率响应绘制驾驶员在环中的闭环频率特性曲线。驾驶员增益 k_p 和补偿 τ_{p1} 、 τ_{p2} , 可根据闭环频率特性所应满足的条件进行调整。将最终的调整结果确定的驾驶员补偿的相位和飞机响应的共振峰值与规范中的要求对比, 即可确定是否

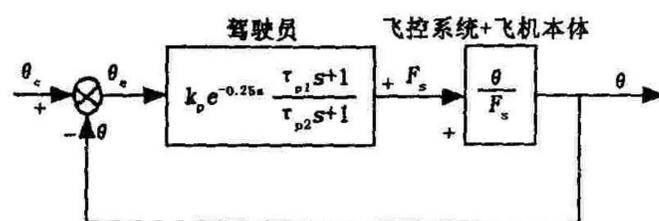


图 1 俯仰姿态闭环控制框图

收稿日期: 2004-09-16

作者简介: 胡朝江 (1968-), 男, 贵州开阳人, 副教授, 博士 (后), 主要从事飞行动力学及控制研究;

陈士橧 (1920-), 男, 浙江东阳人, 中国工程院院士, 博士生导师, 主要从事飞行动力学及控制等研究。

满足飞行品质要求。

由于现代计算技术的发展,也可直接绘制闭环频率特性曲线。在调整上述参数时引进了优化技术,通过计算机自动调整。为此,把要解决的问题等效变化为求满足下列约束条件的参数 $k_p, \tau_{p1}, \tau_{p2}$: 在带宽为 3.5 rad/s 时闭环相角为 -90° 。在频率小于 3.5 rad/s 时,闭环下限大于 -3 dB。为此,目标函数取为 $F = (\min(\text{mag}) + 3)^2 + c(\text{pha}(3.5) + 90)^2$ 。其中 $\min(\text{mag})$ 表示频率低于 3.5 rad/s 时的闭环幅值最小值, $\text{pha}(3.5)$ 表示在频率等于 3.5 rad/s 的相角。 c 为加权系数,参照等效系统拟配中目标函数加权系数的取法,加权系数数值取 0.018。

Gibson 时域响应准则:飞行品质良好的飞机,应限制俯仰姿态反应滞后时间(t_{db}),可通过 $t_{db} = T_{\theta} - \zeta_{\theta} / \omega_{\theta}$ 计算。

2 飞行品质计算结果及分析讨论

计算中根据该机的作战空域及飞行马赫数,选取的飞行状态见表 1

表 1 计算飞行状态

	h = 5 km					h = 10 km					
Ma	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9	0.6	0.8	1.0	1.2	1.4	1.6
编号	a	b	c	d	e	1	2	3	4	5	6

2.1 操纵期望参数 CAP 及 $\omega_{\theta} T_{\theta}, \zeta_{\theta}, \tau_{\theta}$

当进行等效系统拟配时, T_{θ} 固定于飞机本体处。关于 T_{θ} 是固定还是放开,有不同的观点。如果认为 T_{θ} 的物理意义仅与姿态控制有关,则在拟配中应使用自由的 T_{θ} 。但若根据: $\gamma(s)/\theta(s) \approx 1/(T_{\theta} + 1)$, 可以看出 T_{θ} 实际反映了升降舵操纵后飞机飞行轨迹与俯仰姿态之间的滞后关系,因此,固定 T_{θ} 是有道理的。拟配中时间延迟最大值取为 0.1 s。

对 CAP 的检查结果见图 2,对于所检查的飞行状态,该项飞行品质指标均满足等级 1 要求。 $\omega_{\theta} T_{\theta}, \zeta_{\theta}$ 的检查结果见图 3,除个别状态的该项飞行品质指标略低于等级 1 外,其余状态均满足等级 1 要求。

该飞机在上述状态下的试飞和模拟结果飞行品质都比较满意。这两项品质指标的计算与实际情况吻合较好,这也说明利用等效系统方法所获得的 CAP 和 $\omega_{\theta} T_{\theta}, \zeta_{\theta}, \tau_{\theta}$ 的确是评估飞机飞行品质的合适指标。

2.2 瞬时峰值比、上升时间 Δt 和有效时间延迟

求解结果见表 2,对所选飞行状态,该飞机的瞬时峰值比,上升时间都能满足飞行品质等级 1 要求。用这种方法求出的时间延迟都偏小,也都能满足一级品质要求。

表 2 时域指标品质状况

H/km	Ma	峰值比	$\Delta t/s$	一级品质范围		二级品质范围	
5	0.5	0.27	0.18	0.017	0.951	0.006	3.04
5	0.7	0.21	0.15	0.012	0.679	0.004	2.17
5	0.8	0.11	0.17	0.011	0.594	0.004	1.90
5	0.9	0.09	0.14	0.010	0.528	0.003	1.69
10	0.6	0.29	0.19	0.015	0.848	0.005	2.71
10	0.8	0.21	0.15	0.011	0.636	0.004	2.03
10	1.2	0.14	0.13	0.008	0.424	0.003	1.35
10	1.6	0.12	0.12	0.006	0.318	0.002	1.03

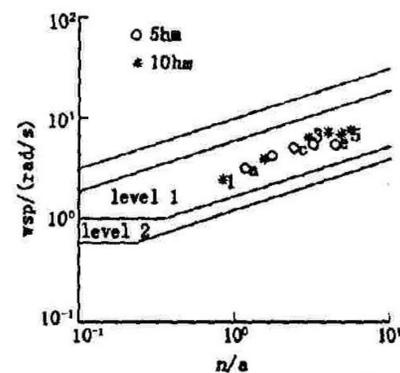


图 2 CAP 检查结果

2.3 带宽、时间延迟

检查结果见图 4,对于该项品质指标,所检查的飞行状态,仅能满足等级 2 要求。事实上,据飞行员反映,该飞机具有良好的飞行品质,说明有可能在制定这项飞行品质指标时参考的数据有限。

2.4 闭环尼尔-史密斯准则

检查结果见图 5,对于该项品质指标,对于所检查的飞行状态,大部分仅能满足等级 2 甚至等级 3 要求。并且飞行品质随高度的增加而恶化。就趋势而言,因在高空,空气稀薄,舵面操纵效率降低,故飞行品质降低。但就该飞机实际情况而言,其在上述状态下的试飞结果是令人满意的,对其操纵期望参数及 $\omega_{\theta} T_{\theta}, \zeta_{\theta}, \tau_{\theta}$ 的检查也说明了这一点。这说明该项品质指标不是很适合对该机飞行品质状况的检查。

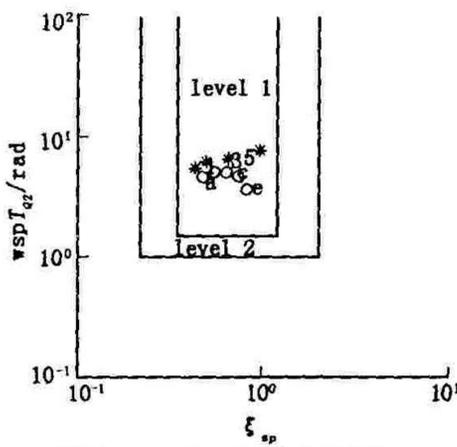


图3 $\omega_{sp}, T_{\theta 2}, \zeta_{sp}$ 检查结果

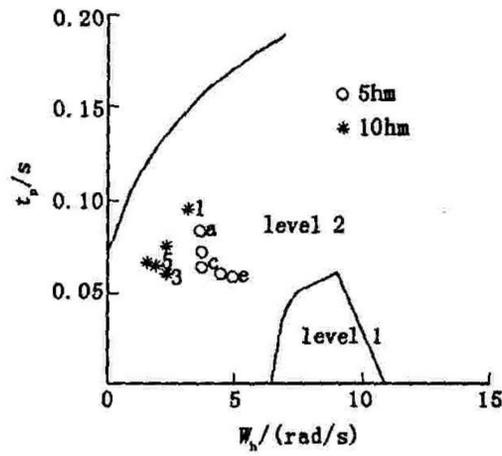


图4 带宽准则检查结果

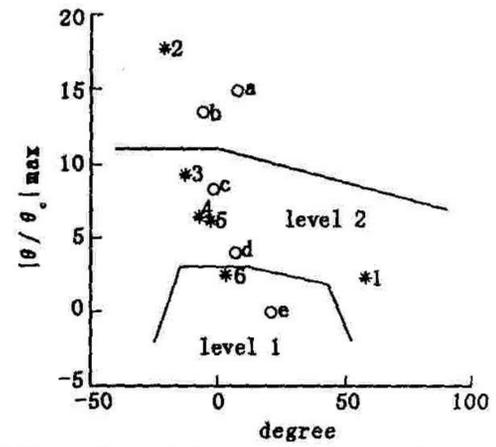


图5 尼尔-史密斯准则检查结果

2.5 Gibson 时域响应准则

根据该准则定义计算出 11 个状态的对应值分别是:1.095 63、0.879 55、0.706 33、0.550 02、0.361 24、1.817 94、1.301 48、0.800 32、0.696 60、0.716 21、0.715 03 s。文献[8]提出的一级品质范围是 0 ~ 0.25 s。所计算的状态,都不能满足一级品质要求。与飞机实际情况不相符合。按照有的文献建议,这个范围应修订为 0.85 ~ 2.2s,当修订后,大部分状态飞行品质可满足一级品质要求。

3 结束语

通过利用 1797 规范对多架飞机飞行品质的检验发现,对短周期飞行品质的某些要求与实际飞机飞行品质状况有一些差别,在利用这些条款时需要进一步补充数据并对条款的针对性及实用性加强指导性研究,从而为一些矛盾的结果提出合理的解释。1797 对短周期飞行品质的有些要求可能会因计算方法的不同而使得计算过程略显烦琐或不能得出计算结果,文中提出的利用高阶系统传递函数计算时域指标的方法可较顺利地计算出飞机的某些时域指标,结果合理。通过优化算法计算尼尔-史密斯准则,方便快捷。

参考文献:

- [1] 许 洲. 推力矢量飞机的飞行品质研究[D]. 西安:西北工业大学,1998.
- [2] 王小辉. 大迎角飞行品质研究[D]. 西安:西北工业大学,1998.
- [3] 张翔伦. 大迎角飞行品质研究及控制律设计[D]. 西安:西北工业大学,1999.
- [4] Hodgkinson J. Equivalent System Approaches to Handling Qualities Analysis Problems of Automated Aircraft[R]. AIAA - 77 - 1122.
- [5] Kish B. Comparison of the Neal - Smith and $\omega_{sp}, T_{\theta 2}, \zeta_{sp}, \tau_{\theta}$ Flying Qualities Criteria[R]. AIAA - 95 - 3455 - CP, 1995.
- [6] Foringer L, Jones B. Comparison of the Time Domain and the Ralph Smith flying Qualities Criteria[R]. AIAA - 96 - 3381 - CP.
- [7] Kerkeler G, Wilson D, Riley D. High Angle of Attack Flying Qualities Criteria[R]. AIAA 90 - 0219.
- [8] Gibson J C. Piloted Handling Qualities Design Criteria for High Order Flight Control Systems[R]. AGARD - cp - 333, 1982.

(编辑:姚树峰)

Study to Ey Quality Criteria of Mil - 1797 - STD

HJ Chao - jiang1, CHEN Shi - lu2

(1. The Science Institute, Air Force Engineering University, Xikn Shaanxi 710051, China; 2. Northwestern Polytechnical University, Xi'an, Shaanxi 710072, China)

Abstract:When checking a third fighter aircraft which is in service with the standard of 1797, it is thought that it is more reasonable to get time domain indices such as ratio of peak values uprising time etc. with time response curve obtaining through transferring function of high order system. A method to determine heal - smith criteria with optimization technique is put forward in this paper and the method works very well. By comparing the results calculated out with the actual flying qualities of an aircraft, it shows that some of criteria in 1797 on the short period flying quality of an aircraft are too strict to be met, so when they are applied to evaluating the flying qualities of an aircraft, a reasonable adjustment should be done according to the actual application and some guidelines should be given in detail, in this way, some un-compatible results can be explained very well.

Key words:1797 flying quality standard; ratio of peak values; neal- smith criteria