

文章编号: 1000-6893(2000)06-0500-04

飞机着陆下滑状态人-机系统动态特性分析

朱 策, 方振平

(北京航空航天大学 509 教研室, 北京 100083)

PILOT-AIRCRAFT SYSTEM ANALYSIS OF THE APPROACH AND LANDING TASK

ZHU Ce, FANG Zhen-ping

(Faculty 509, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

摘 要: 采用最优控制驾驶员模型在频率域内分析是理论评价电传操纵飞机着陆下滑状态飞行品质的一种有效方法。基于人-机系统响应特性可揭示出驾驶员工作负荷和系统动态特性之间相互影响。驾驶员相位补偿作为驾驶员工作负荷的度量;取人-机系统闭环带宽、开环高频峰值和飞行轨迹倾角误差均值等指标来评价系统动态特性。这些评价准则与驾驶员主观评分之间具有很好的相关性。应用该方法对某电传操纵飞机进行分析,其结果与飞行模拟评价结果较为一致。

关键词: 人-机系统; 最优控制模型; 着陆下滑状态; 飞行品质

中图分类号: V212.12 **文献标识码:** A

Abstract: Optimal control pilot modeling technique in frequency domain analysis is an effective methodology used to analytically evaluate the handling qualities of aircraft with fly-by-wire flight control systems in the approach and landing task. On the basis of pilot-aircraft system response the interplay between pilot workload and system dynamics is exposed. The model-based metric for pilot workload is the required pilot phase compensation. The closed-loop bandwidth, high-frequency open-loop peak and steady-state, root-mean-squared flight-path error were recommended as the system performance measures. These criteria are well correlated with subjective pilot rating. When these techniques were applied to a fighter, the strong correlation was obtained between the analytical and simulation result.

Key words: pilot-aircraft system; optimal control model; approach and landing task; handling quality

飞机着陆下滑是非常重要的飞行阶段,过去的飞行事故 75% 发生在该阶段。随着电传操纵系统的广泛采用,飞行事故有增加趋势。因此,在飞机设计阶段,从理论上进行人-机系统闭环特性分析及地面模拟,排除不希望的动态特性,对提高飞机着陆下滑状态飞行品质,防止事故,确保飞行安全是非常必要的,也是较有效的^[1]。在着陆下滑阶段飞行时,驾驶员主要关心的是飞机俯仰姿态角和下降速度,通过操纵升降舵控制这些参数,以保持飞机沿着预定的下滑轨迹飞行。显然,此时的驾驶员与飞机之间形成一多回路闭环系统。

本文在理论分析人-机系统动态特性时,对其飞机动力学模型,考虑到复杂飞控系统的影响,以及着陆下滑运动是慢运动,采用包括长周期模态的纵向等效系统模型。驾驶员操纵动力学模型,采用适合多回路控制的最优化模型^[2,3]。最后形成

一个以跟踪指令轨迹倾角的等效单回路系统。随后在频域内进行动态分析,确定相应的指标,评价飞机着陆下滑状态飞行品质^[3]。最后以某电传操纵飞机作为算例,分析、计算所得结果与地面飞行模拟驾驶员评分结果相比,非常吻合^[4,5]。

1 人-机系统数学模型

采用驾驶员最优模型进行人-机系统分析综合的系统模型如图 1 所示。

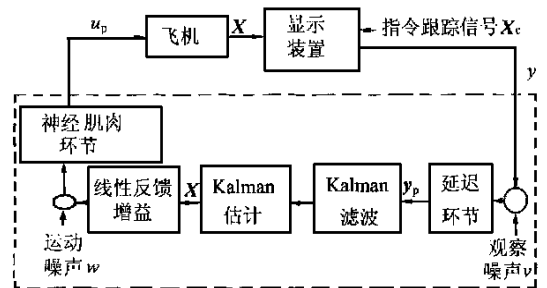


图 1 最优控制人-机系统结构图

1.1 飞机动力学方程

现代飞机的纵向运动方程通常包括两部分: 飞机本体动力学方程和飞控系统动力学方程。对于飞机本体动力学状态方程

$$\dot{X}_u(t) = A_u X_u(t) + b_u u(t) \quad (1)$$

式中: 状态矢量 $X_u^T = [u \ w \ H \ q]$; 控制项 $u(t) = D(t)$ 。

考虑到着陆下滑状态驾驶员感兴趣的运动参数, 利用飞机运动学关系

$$C(t) = H(t) - (1/V^*)w(t)$$

$$\dot{C} = [n_z(t) - 1]g/V^*$$

于是其输出方程可表示为

$$y(t) = C_u X_u(t) + d_u u(t) \quad (2)$$

式中: 输出矢量 $y^T = [H \ q \ C \ n_z]$ 。

飞控系统的状态方程为

$$\left. \begin{aligned} \dot{X}_k(t) &= A_k X_k(t) + b_k u_p(t) \\ u(t) &= C_k X_k(t) + d_k u_p(t) \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

式中: $u_p(t)$ 为杆力输入; 状态矢量 $X_k(t)$ 为杆力至舵面之间各环节变量。

1.2 指令模型方程

指令轨迹倾角 C 形成, 可通过指令俯仰姿态角 H 方程^[2]

$$\ddot{H}(t) + A_1 \dot{H}(t) + A_2 H(t) = A_w w(t)$$

和运动学关系式

$$\frac{C}{H(s)} = \frac{1}{S_1 s + 1}$$

得出, 最终形式下滑轨迹指令模型方程

$$\dot{X}_c(t) = A_c X_c(t) + e_c w(t) \quad (4)$$

式中: 状态矢量 $x_c^T = [\dot{H} \ H \ C]$; $w(t)$ 为零均值、高斯分布白色噪声。

将式(1)~式(4)综合一起, 即形成驾驶员跟踪指令轨迹倾角 C 的飞机系统模型。

$$\left. \begin{aligned} \dot{X}(t) &= AX(t) + bu_p(t) + ew(t) \\ y_p(t) &= CX(t) + du_p(t) + v(t) \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

式中: 状态矢量 $X^T(t) = [X_c^T(t) \ X_u^T(t) \ X_k^T(t)]$

d 为观测矢量。显然, 这些观测变量的确定, 主要考虑下滑时的跟踪误差 $C = C - C_c$, 以及对于常规操纵机构, 轨迹倾角 C 是通过俯仰姿态控制来实现的原则。

1.3 驾驶员最优模型

驾驶员最优模型相当于处理有时间延迟及观

察噪声的最优线性调节问题。根据选定的观测矢量, 取目标函数

$$J(u_p) = E \left\{ \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_0^T (y^T Q y + r u_p^2 + g u_p^2) dt \right\} \quad (6)$$

式中: 加权阵 $Q = \text{diag}[q_1 \ q_2 \ \dots \ q_6]$, 其值选取应反映飞行任务的客观现实。对于着陆下滑状态, 主要考虑轨迹倾角跟踪误差小, 故 q_1 值取最大, 其他加权量很小, 甚至取零。目标函数中 u_p^2 相当于限制了控制速率, 加权量 g 取决于神经肌肉的延迟。

驾驶员将最优控制 u_p , 使目标函数 J 为最小。于是驾驶员最优控制人- 机系统(图 1)可表示成图 2 所示。图中有影线环节, 分别表示驾

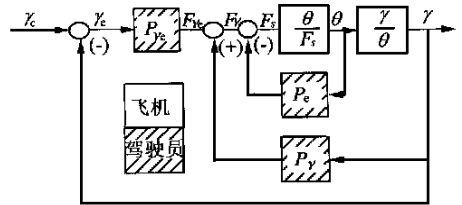


图 2 飞行轨迹跟踪人- 机系统方块图

员对每个观测量的操纵补偿响应。这些与驾驶员操纵响应有关的部分, 可以用驾驶员传递函数矩阵来描述。

$$u_p(s) = H(s) y_p(s)$$

驾驶员传递函数阵可直接从优化控制解得出:

$$H(s) = \frac{-1e}{S_n s + 1} \left[(sI - \hat{A}) \int_0^{\infty} e^{(sI - A_1)R} dR (sI - A_1 + b_1 e) + sI - \hat{A} + b_1 e \right]^{-1} \delta 2_1 C^T V^{-1} (7)$$

$$\text{且} \begin{bmatrix} A & b \\ 0 & 0 \end{bmatrix}^T K + K \begin{bmatrix} A & b \\ 0 & 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} Q & 0 \\ 0 & C \end{bmatrix} - \frac{1}{g} K \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} = 0$$

$$I]K = 0; \hat{u}_p = \frac{1}{g} [0 \ I] K \begin{bmatrix} X \\ u_p \end{bmatrix} = \frac{1}{S_n} 1e X - \frac{1}{S_n} u_p;$$

$$A_1 = \begin{bmatrix} A & b \\ 0 & -1/S_n \end{bmatrix}; b_1 = \begin{bmatrix} 0 \\ -1/S_n \end{bmatrix}; C_1 = [c \ d];$$

$$\hat{A} = A_1 - 2_1 C^T V^{-1} C_1$$

式中: 2_1 是与卡曼预测有关的稳态误差协方差; V 为驾驶员模型观察噪声协方差; K 为代数 Riccati 方程的解; $1e$ 为驾驶员模型状态增益阵; S_n 为驾驶员模型肌肉时间常数; \hat{X} 为 $X(t)$ 的最小均方差估值。

对于飞机着陆下滑状态, $H(s)$ 为一个 1×6 矩阵, 驾驶员操纵可以展成由驾驶员传递函数阵与驾驶员观测表示

$$u_p(s) = [H_c(s) + sH_c(s)]G(s) + [H_c(s) + sH_c(s)]C(s) + [H_H(s) + sH_H(s)]H(s)$$

式中: 每一个中括号代表对某个观测量的驾驶员传递函数, 可写成

$$u_p(s) = P_c(s)C(s) + P(s)C(s) + P_H(s)H(s) \quad (8)$$

1.4 等效人-机系统模型

在求得各个驾驶员控制模型后, 可将图2进行变换得出飞机着陆下滑状态下的等效的单回路, 闭合人-机系统模型, 如图3所示。

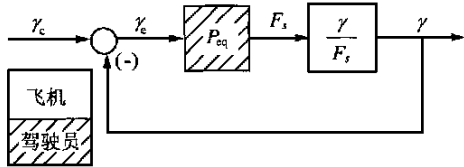


图3 飞行轨迹跟踪等效人-机系统方块图

图中驾驶员等效传递函数 P_{eq} 为

$$P_{eq}(s) = \frac{P_c(s)}{1 - \left[\frac{H}{F_s}(s) \right] P_H(s) - \left[\frac{C}{F_s}(s) \right] P_c(s)} \quad (9)$$

2 人-机系统特性及评价指标

为便于说明问题, 先引出典型的某机下滑状态系统频率特性曲线。图4分别为等效最优驾驶员模型 $P_{eq}(s)$ 和飞机动力学模型 $C/F_s(s)$ 的频率特性曲线; 图5为人-机系统开环、闭环频率特性

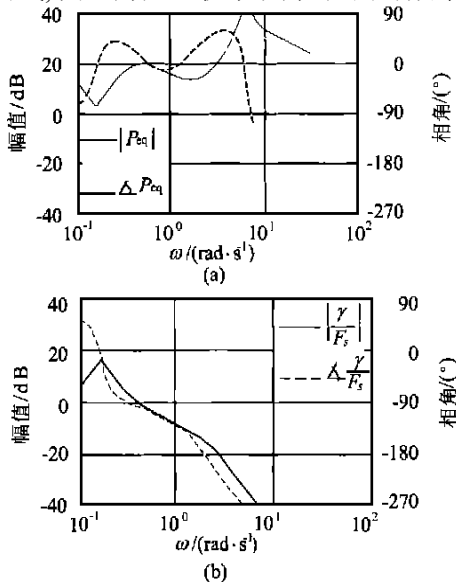


图4 驾驶员和飞机环节频率特性曲线

(a) 等效驾驶员最优控制模型; (b) 飞机环节

曲线。如按图直接采用 Neal-Smith 指标来评价飞行品质, 将与驾驶员评分不一致。现建议按下面的指标评价。

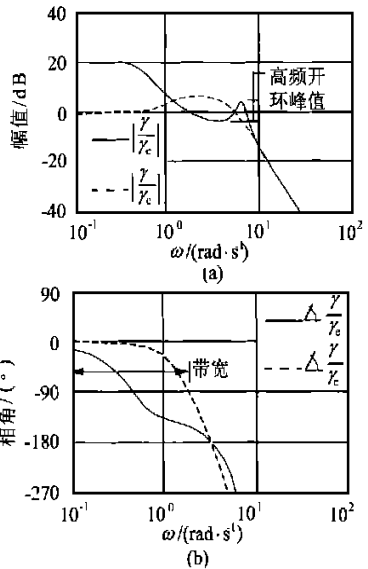


图5 驾驶员和飞机环节频率特性曲线

2.1 系统闭环带宽 X_{Bw}

闭环带宽 X_{Bw} 定义为入-机系统闭环相角为 -90° 处对应的频率(见图5)。其大小反映驾驶员操纵飞机跟踪指令的能力。即系统的快速性。显然, 该指标与飞机动态特性有关, 也与驾驶员操纵动态特性有关, 特别是与驾驶员神经肌肉的延迟时间常数 S_r 有关。试验表明, 带宽指标与驾驶员评分之间具有相应的规律性。 X_{Bw} 偏低, 驾驶员评分偏高, 飞行品质差。

2.2 高频开环峰值 $\hat{u}C/C_e \hat{u}_{min} \cdot H$ 和驾驶员补偿角 $\angle(X_{Bw})$

从图5可见, 系统开环幅频特性曲线在稍大于相频截止频率处有一个峰值, 反映出系统动态特性好坏, 故选作为品质指标之一。由于该峰值正是由于等效驾驶员幅频特性曲线引起, 故也可反映人-机系统特性对于补偿操纵变化的灵敏程度。将高频开环峰值与系统闭环带宽处的驾驶员补偿相角结合来评价飞机着陆下滑状态的飞行品质, 其结果与驾驶员评分关系一致, 过大的超前补偿或/和过高的开环峰值, 飞行品质等级将要降低。

2.3 轨迹倾角误差均方值 R_c 和驾驶员补偿角 $\angle(X_{Bw})$

最能直接反映驾驶员完成下滑任务好坏的指标应是轨迹角误差。为此取轨迹倾角的稳态均方

值 R_c 结合驾驶员负担的驾驶员补偿相角来评价飞机下滑状态飞行品质,其结果与驾驶员评分也比较吻合。

3 算例

某电传操纵飞机在 $H = 500\text{m}$, $Ma = 0.24$ 状态下开始下滑。其飞机加飞控系统的等效系统有关参数为长周期模态: $F_p = 0.15$, $X_p = 0.17 \text{ rad/s}$; 短周期模态: $F_p = 0.57$, $X_p = 2.3 \text{ rad/s}$; 传递函数 $H F_s(s)$ 分子项时间常数分别为 $S_n = 100\text{s}$, $S_e = 1\text{s}$; 传递函数 $C F_s(s)$ 分子项时间常数分别为 $S_1 = 120\text{s}$, $S_2 = 0.05\text{s}$, $S_3 = 0.08\text{s}$, 指令模型参数 $A_1 = 0.5 \text{ rad/s}$, $A_2 = 0.25 \text{ rad/s}^2$, $A_v = 0.25$; 驾驶员模型参数采用文献[3]表3中所建议的值。

优化所得开环、闭环人-机系统频率特性十分类似于图5所示。其品质指标计算结果为: 闭环带宽指标 $X_{Bw} = 2.14 \text{ rad/s}$, 处于一级飞行品质; 高频开环峰值和驾驶员补偿角指标: $C/G \hat{u}_{\min \cdot H} = 5.54 \text{ dB}$, $\angle \langle X_{Bw} \rangle = 65.9^\circ$, 处于一级飞行品质边界; 轨迹倾角误差的均方值和驾驶员补偿角指标, $R_c = 0.65^\circ$, $\angle \langle X_{Bw} \rangle = 65.9^\circ$, 也处于一级飞行品质边界。

这些理论分析结果与文献[5]给出的驾驶员在模拟机上对该机着陆下滑状态的评价是一致的。

4 结论

(1) 采用最优控制和估计理论来建立最优驾驶员控制模型,分析着陆下滑状态下人-机闭环系统特性是一个较为有效的方法。避免了 Neal-Smith 方法的一些限制条件,如单回路、下沉量、带宽等要求。

(2) 按飞机下滑状态人-机系统动态特性提出的建议指标比较合理。闭环带宽指标,反映驾驶员操纵飞机跟踪指令的能力;高频开环峰值和驾驶员补偿角指标,分别反映系统动态特性和驾驶员工作负担;轨迹倾角误差均方值和驾驶员补偿角指标,分别反映系统跟踪性能和驾驶员工作负

担。这些建议指标与驾驶员评分之间存在着较好的规律性。按这些指标进行实例计算结果与驾驶员飞行模拟评价结果也较一致。

(3) 虽然上述人-机系统分析是基于线性系统的结果,但由于着陆下滑状态,飞机运动变化不大,操纵量也不是很大,因此用文中建议的指标评价该状态飞行品质好坏,认识人-机系统动态机理还是有效的。但有时着陆环境变化,可能会出现不希望的人-机系统特性,如驾驶员诱发振荡等,由于其影响因素复杂,还需要进一步补充附加指标。

参考文献

- [1] McRuer D T. Aviation safety and pilot control-understanding and preventing unfavorable pilot-vehicle interactions[M]. Washington D C: National Academy Press, 1997. 106~125.
- [2] Barton B J, Darid K S. An optimal control approach to pilot/vehicle analysis and the Neal-Smith criteria[J]. J Guidance, 1983, 6(6): 339~347.
- [3] Mark R A, David K S. Closed-loop pilot vehicle analysis of the approach and landing task[J]. J Guidance, 1987, 10(4): 187~194.
- [4] 朱策. 飞机着陆下滑状态人-机闭环特性分析及PIO预测[D]. 北京:北京航空航天大学,1999.
- [5] 杨朝旭,等. 驾驶员诱发振荡实例模拟结果[R]. 611所,内部科技报告,1997.

作者简介:



朱策: 1974年9月生,汉族,陕西省咸阳市人。1996年毕业于北京航空航天大学飞机设计专业,1999年获得北京航空航天大学飞行力学专业硕士学位。现在联想电脑公司工作。联系电话: 010-62558888-3060, Email: Zhuce@legend.com.cn



方振平: 1936年10月生,汉族,江苏省无锡市人。1958年毕业于北京航空学院空气动力学专业,教授,博士生导师。享受国务院政府特殊津贴。长期从事从事导弹、飞机飞行动力学及控制方面的工作,目前主要研究飞机超机动非线性动力学和人机系统与飞行品质等。联系电话: 010-82317509. Email:

Zpfang@public.fhnet.cn.net