

飞行轨迹指令综合跟踪控制器设计

邱晓红 高金源 张林昌

(北京航空航天大学无人机组, 北京, 100083)

DESIGN OF FLIGHT TRAJECTORY COMMAND INTEGRATED TRACKER

Qiu Xiaohong, Gao Jinyuan, Zhang Linchang

(Research Institute of Unmanned Aerial Vehicle, Beijing University of
Aeronautics and Astronautics, Beijing, 100083)

摘 要 运用多重尺度奇异摄动理论, 结合动态逆解耦理论和动态平衡点邻区域优化线性化系统的优化解耦控制律理论, 研究了战术任务综合飞行管理系统的综合飞行轨迹指令跟踪控制器系统化设计方法。对 F-15 飞机, 设计了综合飞行轨迹跟踪控制器。数字仿真结果表明, 设计的跟踪控制器能够控制飞机精确跟踪不同时标集的飞行指令。

关键词 奇异摄动理论 线性化 优化 非线性解耦控制 飞行管理系统

中图分类号 V 249.1

Abstract A systematic design method for flight trajectory command integrated tracker of tactical mission integrated flight management system (TMIFMS) is developed through the multiple time scale singular perturbation method combined with dynamic inverse decoupling control theory and optimal decoupling control law theory for optimal linearization system in a small neighborhood of a dynamic equilibrium point. A controller for F-15 fighter is designed with the method. The results of digital simulation show that the controller can control fighter track commands in different time scales.

Key words singular perturbation theory, linearization, optimization, nonlinear decoupling control, flight management system

战术任务综合飞行管理系统^[1](TMIFMS)的核心功能模块是飞行指令生成器和飞行指令跟踪器^[2]。飞行指令生成器形成的各飞行模态的飞行指令不一样, 要求控制飞机不同的状态, 需要相适应的指令跟踪器。但对飞机六自由度方程的 12 个状态, 在控制面个数少于状态变量个数时, 只能实现部分状态输入- 输出解耦^[3]。许多学者应用动态逆解耦技术实现了输入- 输出解耦^[3,4], 但它只适应于一类非线性系统。

本文研究了飞行轨迹指令综合跟踪器系统化设计技术, 应用多重尺度奇异摄动技术, 结合动态逆解耦理论和动态平衡点邻区域^[1]优化线性化系统的优化控制律^[1,5], 实现了各模态指令控制的高度综合, 并针对 F-15 飞机模型^[6]进行了设计和仿真验证。

1 控制律设计的理论基础

考虑非线性系统^[3]

1996-07-19 收到, 1997-01-18 收到修改稿
航空科学基金资助课题

$$\dot{x} = A(x) + B(x)u \quad y = Cx \tag{1}$$

在一定条件下可以实现闭环系统输入-输出解耦^[3]。当 $y = x$, 且 $B(x)$ 可逆, 得到解耦控制律为

$$u = [B(x)]^{-1}(v - A(x)) \tag{2}$$

对一般的非线性系统

$$\dot{X} = F(X, U) \tag{3}$$

运用优化线性化系统理论^[5]在其动态平衡点 (X_d, U_d, \dot{X}_d) 邻区域 D_X 和 D_U 得到优化线性化系统

$$\dot{X} = F(X_d, U_d) + A_X x + B_U u \tag{4}$$

相应得到其优化解耦控制律

$$u = U_{k+1} - U_k = - [B^T B]^{-1} B^T [F(X_d, U_d) + A_X x - v] \tag{5}$$

其中在式(2)和式(5)中, v 为所期望的控制响应。

2 综合飞行轨迹指令跟踪器的控制结构

综合飞行轨迹指令跟踪器不仅要跟踪飞行轨迹、飞行速度矢量, 必要时也要跟踪航迹滚转角、攻角、侧滑角, 构成 TMIFMS 最基本的功能模式。所以选择空间位置 x, y, z , 飞行速度 V , 飞行轨迹角 γ , 航迹偏转角 χ , 航迹滚转角 μ , 攻角 α , 侧滑角 β 及滚转角速度 p , 俯仰角速度 q , 偏航角速度 r 等 12 个状态描述飞机刚体的六自由度运动, 建立飞机方程^[4]。令

$$X = \begin{bmatrix} X_1 \\ X_2 \\ X_3 \\ X_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (x, y, z)^T \\ (V, \chi, \gamma)^T \\ (\alpha, \beta, \mu)^T \\ (p, q, r)^T \end{bmatrix}, \quad U = \begin{bmatrix} \delta \\ T \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (\delta_a, \delta_e, \delta_r, \delta_{dr}, \delta_{laps})^T \\ (T, \delta_\gamma, \delta_\chi)^T \end{bmatrix} \tag{6}$$

将飞机运动方程划分为 4 组

空间位置方程 $\dot{X}_1 = F_1(X_2)$ (7a)

速度方程 $\dot{X}_2 = F_2(X_1, X_2, X_3, X_4, \delta, T_v)$ (7b)

姿态方程 $\dot{X}_3 = F_{3x}(X_1, X_2, X_3, \delta, T_v) + F_{3u}(X_3)X_4$ (7c)

角速率方程 $\dot{X}_4 = F_4(X_1, X_2, X_3, X_4, \delta, T_v)$ (7d)

直接分析飞机运动方程, 确定状态变化的快慢, 可以将飞机状态划分为 4 组: $[x \ y \ z]$, $[V \ \chi \ \gamma]$, $[\alpha \ \beta \ \mu]$ 和 $[p \ q \ r]$ 。如图 1 所示, 模块化结构描述了 4 组状态的层次控制结构。4 组状态的相互作用及其时标构成了响应快慢不同的内外

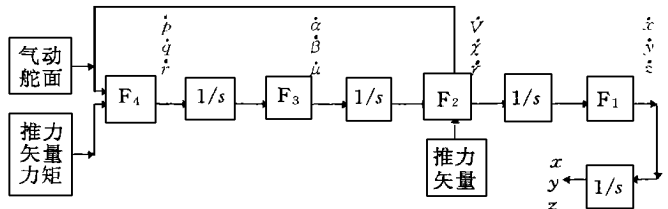


图 1 飞行状态层次控制结构

回路结构。根据内外回路状态的时标分离特性, 可以应用多重尺度奇异摄动理论依次对各回路进行解耦控制律设计。如图 2 所示内外回路控制结构为:

(1) 空间位置回路是外回路 其外界输入指令是指令生成器产生的飞行轨迹空间位置指令。在四维导航模态中需要精确控制空间位置及其到达时间。

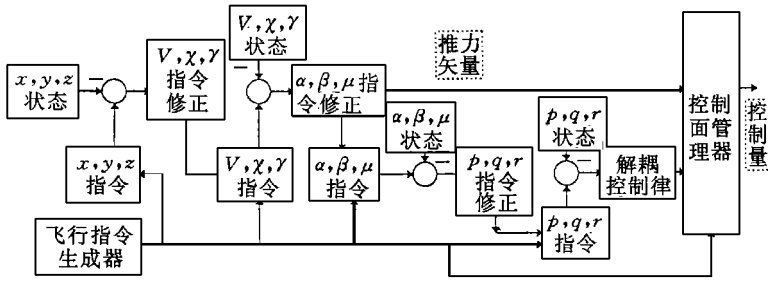


图 2 综合飞行轨迹指令跟踪控制系统

(2) 速度回路是次外回路 其外界输入控制指令可能是飞行指令产生的飞行速度矢量指令,也可以是空间位置回路产生的飞行速度指令。在紧急情况下,飞行员也可以控制飞行速度。

(3) 姿态控制回路是次内回路 其外界指令也包括两种可能:一种是指令生成器产生的姿态控制指令;另一种是速度回路产生的姿态控制指令。

(4) 角速率回路是内回路 直接受操纵面及推力矢量力矩的控制,其外界控制指令可以是指令生成器产生的角速率控制指令,也可以是由姿态控制回路产生的角速率控制指令。

为维护飞行安全,在各回路的设计中,必须考虑相应的飞行状态限制、控制面饱和及其余度分配策略^[1]。

设舵偏角 δ 产生的控制舵面力矩为 M_{M0} , 推力矢量 T_{v0} 产生的推力力矩为 M_{T0} 。假定此时舵面增量 δ 产生的控制力矩 $M_{MA} = B_M \delta$, 推力矢量增量 T_{vA} 产生的推力力矩增量 $M_{TA} = B_T T_{vA}$ 。若期望产生的控制力矩增量为 M_{DA} , 根据先调整气动力矩后推力力矩的分配原理,可确定所要求的控制舵面 δ 和推力矢量 T_v

$$B_M^* = [(NB_M)^T NB_M]^{-1} (NB_M)^T \quad \delta = \text{Sat}\{B_M^* M_{DA} + \delta_0\} \quad (8)$$

$$B_T^* = (B_T^T B_T)^{-1} B_T^T \quad T_v = \text{Sat}\{B_T^* (M_{DA} - NB_M^* \delta) + T_{v0}\} \quad (9)$$

其中: N 为控制面余度管理矩阵, 确定产生力矩的控制舵面构成; Sat 为饱和函数, 即当向量的某分量值超出饱和值时, 相应分量取其饱和值。

若 $M_{DA} - NB_M (\delta - \delta_0) + B_T (T_v - T_{v0})$, 证明控制面不能产生足够的控制力矩, 必须减小所期望的控制力矩 M_{DA} 。为了不改变力矩增量方向, 更好地维护系统稳定性, 取系数 $\lambda \in (0, 1]$, 使得所期望的控制力矩增量减小

$$M_{DA, \text{New}} = \lambda M_{DA} \quad (10)$$

以求得新的控制舵面 δ 和推力矢量 T_v , 保证 $M_{DA, \text{New}} = NB_M (\delta - \delta_0) + B_T (T_v - T_{v0})$ 。

3 飞行轨迹指令综合跟踪器设计

3.1 飞行轨迹指令综合跟踪器设计的一般步骤

如图 2 所示飞行轨迹指令综合跟踪器结构, 分为 4 大回路。各回路状态完成其变化的速度相差较大, 根据多重尺度奇异摄动法, 在设计某一回路的控制律时, 可忽略其它回路状态的变化。每一回路跟踪控制律的具体设计过程为:

(1) 将设计回路的内回路状态视为控制量, 其外回路状态视为常量, 并描述成式(1)表示的非线性系统形式; 若不能做到, 则确定本回路状态量和控制量变化区域, 进行动态平衡点

邻区域优化线性化,化成式(4)表示的系统形式。

(2)对式(1)描述的非线性系统运用式(2)求得动态逆控制律,对式(3)描述的非线性系统,则应用式(4)和式(5)求解最优控制律。

(3)选择所期望的控制指令 v_0 。由于推导公式(5)时,要求 $\dot{X} - v$ 尽量小,所以控制指令 v 必须考虑各回路状态的实际响应,两者变化速度相匹配才能保证这一条件满足。不妨取

$$v = K_v(X_{com} - X) + K_v \dot{X} \quad (11)$$

其中 K_v 是反映各指令状态的响应速度矩阵,内回路到外回路,其值逐级减小。选择好恰当的 K_v 值,不仅有助于发挥系统的真正性能,保证应用多重尺度奇异摄动理论对各回路分别求解的正确性,而且保证动态逆控制律和邻区域优化线性化系统优化控制律的有效性。调节 K_v 系数矩阵能使状态 X 的跟踪响应具有所期望的阻尼。

3.2 F-15 飞机的飞行轨迹指令综合跟踪器设计及其仿真

文献[6]所提供的F-15飞机模型,气动参数和发动机性能参数都是由表格数据描述。推力系统仅提供常规推力,控制力矩主要由气动舵面提供。为了简便起见,选择副翼 δ_a 、升降舵 δ_e 、方向舵 δ_r 、差动尾翼 δ_d 作为控制面,在设计控制律过程中忽略执行机构及传感器的动态特性的影响。同时取数字控制律的采样周期为0.01s。

(1)角速率回路优化控制律设计 在动态平衡点 $(X_{4d}, \delta_d, \dot{X}_{4d})$ 各状态变化0.1rad的邻区域范围内进行优化线性化,得到优化线性化系统^[1]

$$\dot{X}_4 = \dot{X}_4 - \dot{X}_{4d} = A_4 X + B_4 (\delta - \delta_d) \quad (12)$$

然后应用式(5)求得优化控制律

$$\delta = \delta_d + \lambda_4 [B_4^T B_4]^{-1} B_4^T [v_4 - (\dot{X}_{4d} + A_4 X_4)] \quad (13)$$

其中: v_4 为所期望的角速率响应,根据飞行品质规范要求,可取式(11)形式, $K_{v4} = \text{diag}\{10, 10, 10\}$, $K_{v4} = 0$; λ_4 根据式(10)确定。

同样,依次设计其它回路的解耦控制律。

(2)姿态回路动态逆控制律

$$X_{4com} = \lambda_3 [F_{3u}]^{-1} [v_3 - F_{3x}] \quad (14)$$

其中: v_3 也是式(11)的形式, $K_{v3} = \text{diag}\{2, 2, 4\}$, $K_{v3} = \text{diag}\{0, 0, 2\}$ 。

(3)速度回路优化控制律设计 在速度回路中,控制量是油门杆和状态量 $X_3 = [\alpha \ \beta \ \mu]^T$ 。一般不希望产生侧滑运动,所以取 $\beta = 0$,即控制量 $X_{3u} = [\delta \ \alpha \ \mu]$ 。设计得到优化控制律

$$X_{3u,com} = X_{3ud} + \lambda_2 [B_2^T B_2]^{-1} B_2^T [v_2 - (\dot{X}_{2d} + A_2 X_2)] \quad (15)$$

同样,考虑到飞机特性要求,通过 λ_2 对 $X_{3u,com}$ 进行指令限制。 v_2 采用式(11)结构形式, $K_{v2} = \text{diag}\{0.7, 0.7, 0.7\}$, $K_{v2} = \text{diag}\{0, 0.2, 0\}$ 。

(4)空间位置回路优化控制律 选择飞行速度矢量为控制量,由式(6)确定优化控制律为

$$X_{2com} = X_{2d} + \lambda_1 [B_1^T B_1]^{-1} B_1^T [v_1 - \dot{X}_{1d}] \quad (16)$$

由于空间位置仅仅由速度矢量确定,同时,飞行指令生成器不仅产生最优飞行轨迹,也产生最优飞行速度,所以期望的 v_1 必须考虑这一特点,以加快位置跟踪的响应速度。

$$v_1 = K_{v1}(X_{1com} - X_1) + \dot{X}_{1com} \quad (17)$$

其中: $K_{v1} = \text{diag}\{0, 2, 0, 3, 0, 2\}$ 。 $\dot{X}_{1\text{com}}$ 为 $X_{1\text{com}}$ 的导数。

如图3所示曲线是要求飞机在水平面作“S”形机动飞行的时域仿真结果。其中,图3(a)曲线表示了水平航迹指令及水平航迹状态的时间响应情况,图3(b)曲线表示了飞行高度指令及高度状态的时间响应。图中虚线为指令,实线为系统响应。

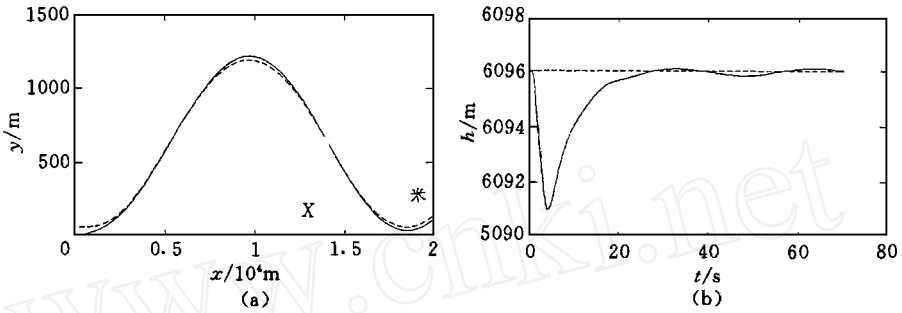


图3 飞机水平作“S”形机动飞行的时域仿真结果
(a) 水平航迹指令及其响应曲线; (b) 高度指令及其时域响应

仿真结果表明,飞行轨迹综合跟踪器也能够有效跟踪飞行轨迹指令,证明位置回路最优控制律设计及整个系统的飞行轨迹跟踪控制律设计是成功的。

当在角速度控制指令、姿态控制指令和速度控制指令作用下,系统也能精确跟踪。(仿真结果略)

参 考 文 献

- 1 邱晓红 战术任务综合飞行管理系统核心技术研究: [学位论文] 北京: 北京航空航天大学, 1995
- 2 邱晓红, 高金源, 张林昌 飞行指令生成器的研究 测控技术, 1994, 13(6): 13~ 15
- 3 高为炳 非线性系统导论 北京: 科学出版社, 1987
- 4 Snell S A, Enns D F, Garrard W L. Nonlinear inversion flight control of a supermaneuverable aircraft. J of Guidance, Control, and Dynamics, 1992, 15(4): 976~ 984
- 5 邱晓红, 高金源, 张林昌 平衡点邻区域优化线性化系统及其应用 见: 中国航空学会控制理论与应用、飞行器控制与操纵专业委员会 1995 年学术交流会议论文集 航空总公司 618 所, 1995. 115~ 119
- 6 Lu J inbao. F-15 digital flight control law design: [dissertation] Washington: University of Washington, 1993