

逐点线性化后退区间最优控制在飞机非线性控制中的应用

苏浩秦^{1,3}, 于红艳², 邓建华³

(1. 清华大学汽车安全与节能国家重点实验室, 北京 100084;

2. 中国航天三院三部, 北京 100074; 3. 西北工业大学航空学院, 陕西西安 710072)

摘要: 常规线性飞控系统针对推力矢量飞机这样的多控制冗余、非线性MIMO系统, 无法实现非线性控制. 本文针对推力矢量飞机非线性系统, 阐述了一种逐点线性化后退区间最优控制算法满足飞行品质要求. 首先将作动器, 飞行品质和逐点线性化的飞机线性模型综合实现在线建模, 然后以飞行状态与预测状态之间的误差、作动器的位置限制和速率限制作为最优指标, 最后以此为基础, 根据最优控制原理计算当前时刻飞机最优控制指令, 实现飞机非线性控制. 采用国内某型号飞机气动数据验证此算法的鲁棒性和稳定性.

关键词: 逐点线性化后退区间最优控制; 推力矢量飞机; 非线性控制; 增广定常线性系统; 鲁棒性和稳定性

中图分类号: V221.3 **文献标识码:** A

LSPRHO algorithms for the nonlinear movement of aircraft with thrust vector

SU Hao-qin^{1,3}, YU Hong-yan², DENG Jian-hua³

(1. State Key Laboratory of Safety and Energy, Tsinghua University, Beijing 100084, China;

2. The No. 3 Institute of Astronautics, Beijing 100074, China;

3. Aeronautic College, Northwestern Polytechnical University, Xi'an Shaanxi 710072, China)

Abstract: Conventional linear flight control systems do not satisfy nonlinear control requirement of aircraft with thrust vector, which is a multiple control redundances and nonlinear MIMO system. To control an aircraft with thrust vector, an algorithm of LSPRHO(linearization method at sampling point & receding horizon optimal control) is set forth. Firstly, actuators, flight quality models and the approximate linear equations at sampling points can be effectively combined into an augmented time-invariant linear system, then LSPRHO takes errors and error rates between fly-states and model-states, actuators position limit and rate limit as optimal index. Based on the above deductions and the optimization technique, the control input for aircraft can be determined to make fly-states to track the state commands. The algorithm is proved to be robust and stable by simulations with air dynamic data of certain native aircrafts.

Key words: LSPRHO; aircraft with thrust vector; nonlinear control; the augmented time-invariant linear system; robust and stable

1 引言(Introduction)^[1]

推力矢量飞机研究是世界范围内下一代战机发展的方向, 将推力矢量控制融合进飞行控制系统中, 是飞行控制的一个前沿课题: 在常规飞行包线内机动时, 推力矢量构成常规舵面的操纵冗余, 可以在常规舵面故障情况下实现飞行重构控制; 当飞机在扩展飞行包线中做机动飞行时, 由于极小速度和大迎角缘故, 使机体和常规舵面上的动压极小而无法让机翼和常规舵面产生足够的升力和改变飞行状态的力矩, 甚至导致常规舵面操纵能力完全丧失, 从而使飞机失控, 此时可以让不依赖气动作用的推力矢量

发挥其控制能力. 依靠现有装备在战机上的PID控制系统, 想要在扩展飞行包线这种极端的飞行状态下实现对推力矢量飞机的控制是非常困难的: 因为它只适合飞行包线内小扰动情况下飞行控制, 且无法满足飞机非线性运动中对多操纵舵面冗余控制的指令分配, 迫使人们采用新的控制技术来研究推力矢量飞机的飞行控制. 本文提出的LSPRHO控制可以将各种控制目标和影响因素在 L_2 泛数意义上融合在一起, 能满足不同飞行条件下特别是扩展飞行包线中对飞行性能的要求, 并以国内某机型为基础验证了此控制算法的稳定性和鲁棒性, 对下一代飞机

控制律设计具有参考意义。

2 RHO最优算法(Receding horizon optimal control algorithm)^[2]

RHO后退区间最优控制律是模型预测控制律中的一种连续时域的最优算法。在当前时刻 t 时, $t+T$ 为时间固定区间为 T 的末端时刻, 且令末端状态量为 $x(t+T)=0$ 。采用最优二次型模型跟随控制算法可以得到在 $t \sim t+T$ 区间内序列控制输入信号, 只取第一个控制信号作为输入信号。在下一采样时刻 $t+1$ 时, 控制输入信号不用控制序列的第2个值, 而在 $t+1 \sim t+1+T$ 区间重新计算最优控制输入序列, 并取第一个信号作为控制输入。如此循环, 就能在连续的采样时刻求得一系列最优控制输入信号, 此算法称为后退区间最优控制。

3 推力矢量飞机非线性运动方程(Nonlinear dynamic equations of aircraft with thrust vector)

飞机为常规布局, 带有两个推力矢量喷管, 推力矢量飞机运动方程全部采用中国坐标系, 其中气动力方程建立在气动坐标系上, 力矩方程建立在机体坐标系上, 飞机航迹角建立在航迹坐标系上, 这样含有双矢量推力喷管的飞机运动方程可表示为如下非线性形式^[2]

$$\dot{x}_1(t) = f(x_1(t)) + e[x_1(t)] \cdot x_1(t) + g[x_1(t)] \delta(t) + h(x_1(t)) \cdot \delta_T(t). \quad (1)$$

状态量 $x_1 = [\alpha \ \omega_z \ \beta \ \omega_x \ \omega_y]^T \in \mathbb{R}^{5 \times 1}$ 分别表示迎角、俯仰角速率、侧滑角、滚转角速率和偏航角速率; 常规舵面 $\delta = [\delta_z \ \delta_x \ \delta_y]^T \in \mathbb{R}^{3 \times 1}$ 分别表示升降舵、副翼和方向舵偏转角; 推力矢量输入为 $\delta_T = [\theta_{TL} \ \theta_{TR} \ \varphi_T \ P]^T \in \mathbb{R}^{4 \times 1}$, 其中 θ_{TL} 和 θ_{TR} 各为左、右矢量喷管与机体坐标系 xoz 平面夹角, φ_T 为矢量喷管与机体坐标系 xoy 平面夹角, P 为推力; $f(x_1(t)) \in \mathbb{R}^{5 \times 1}$ 表示飞行状态量之间的非线性气动耦合项和重力对飞行状态影响的非线性向量; $e[x_1(t)] \in \mathbb{R}^{5 \times 5}$ 为飞机气动导数阵, 可通过飞机上备份的气动数据库在线查取获得; $g[x_1(t)] \in \mathbb{R}^{5 \times 3}$ 为常规舵面的操纵导数阵, 它们是飞行状态量的非线性函数; $h(x_1(t)) \cdot \delta_T(t) \in \mathbb{R}^{5 \times 4}$ 为推力矢量对飞行状态施加影响的非线性阵, 是飞机结构、状态量以及推力矢量的非线性函数。

4 飞机在线增广线性方程建模(On-line augmented linear models of airplane)

在飞行时刻 τ 时, 飞机状态测量值为 $x_1(\tau)$, 推力矢量喷管偏转为 $\delta_T(\tau)$, 令 $x_0 = x_1(\tau)$, $\delta_{T0} = \delta_T(\tau)$ 。在当前时刻 τ , 将式(1)中的 $f(x_1(t))$ 和 $h(x_1(t))$

$u_T(t)$ 分别对状态量和推力矢量偏转角进行一阶泰勒级数展开, 并去掉二次以上高阶无穷小量, 整理有:

$$\begin{aligned} f(x_1(t)) &\approx \frac{\partial f(x_1(t))}{\partial x_1(t)} \Big|_{x_1(\tau)=x_0} \cdot x + [f(x_0) - \\ &\frac{\partial f(x_1(t))}{\partial x_1(t)} \Big|_{x_1(\tau)=x_0} \cdot x_0], \quad (2) \\ h(x_1(t), \delta_T(t)) &\approx \\ &\frac{\partial h(x_1(t), \delta_T(t))}{\partial x_1(t)} \Big|_{\substack{x_1(\tau)=x_0 \\ \delta_T(\tau)=\delta_{T0}}} \cdot x_1(t) + \\ &\frac{\partial h(x_1(t), \delta_T(t))}{\partial \delta_T(t)} \Big|_{\substack{x_1(\tau)=x_0 \\ \delta_T(\tau)=\delta_{T0}}} \cdot (\delta_T(t) - \delta_{T0}) + \\ &[h(x_0, \delta_{T0}) - \frac{\partial h(x_1(t), \delta_T(t))}{\partial x_1(t)} \Big|_{\substack{x=x_0 \\ \delta_T=\delta_{T0}}} \cdot x_0]. \quad (3) \end{aligned}$$

由式(1)~(3)可推得飞机在当前时刻 τ 时的定常线性化模型

$$\dot{x}_1(t) = A_0 \cdot x_1(t) + B_{\delta_0} \delta(t) + B_{\delta_{T0}} \cdot \Delta \delta_T(t) + d_0, \quad (4)$$

其中:

$$\Delta \delta_T(t) = \delta_T(t) - \delta_{T0},$$

$$A_0 = \frac{\partial f(x_1(t))}{\partial x_1(t)} \Big|_{x_1(\tau)=x_0} + e[x_1(\tau)] \Big|_{x_1(t)=x_0} + \frac{\partial h(x_1(t), \delta_T(t))}{\partial x_1(t)} \Big|_{\substack{x_1(\tau)=x_0 \\ \delta_T(\tau)=\delta_{T0}}} \in \mathbb{R}^{5 \times 5},$$

$$B_{\delta_0} = g[x_1(t)] \Big|_{x_1(\tau)=x_0} \in \mathbb{R}^{5 \times 3},$$

$$B_{\delta_{T0}} = \frac{\partial h(x_1(t), \delta_T(t))}{\partial \delta_T(t)} \Big|_{\substack{x_1(\tau)=x_0 \\ \delta_T(\tau)=\delta_{T0}}} \in \mathbb{R}^{5 \times 3},$$

$$d_0 = f(x_0) - \frac{\partial f(x_1(t))}{\partial x_1(t)} \Big|_{x_1(\tau)=x_0} \cdot x_0 + h(x_0, \delta_{T0}) - \frac{\partial h(x_1(t), \delta_T(t))}{\partial x_1(t)} \Big|_{\substack{x_1(\tau)=x_0 \\ \delta_T(\tau)=\delta_{T0}}} \cdot x_0 \in \mathbb{R}^{5 \times 1}.$$

逐点线性化方法不同于飞行包线内小迎角状态使用的线性化方式, 因为飞行包线内小迎角状态时, 所有飞行状态均在飞机配平状态附近小范围内变化, 其线性化方程是相对于配平点较小的偏差, 在扩展飞行包线中是无法获得飞机配平点的; 而无论在常规飞行包线中还是在扩展飞行包线中, 逐点线性化方法都是以当前时刻采样的状态数据作为初始点进行线性化, 因此这种线性化适合于不同飞行条件。从作动器输入指令到舵偏角的线性传递函数为式(5)所示^[2]

$$\dot{\delta}(t) = A_\delta \delta(t) + B_\delta \delta_c(t). \quad (5)$$

其中: $\delta_c = [\delta_{zc} \ \delta_{xc} \ \delta_{yc}]^T \in \mathbb{R}^{3 \times 1}$ 分别表示升降舵、副翼和方向舵作动器的指令, $A_\delta \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ 和 $B_\delta \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ 分别线性方程的稳定导数阵和控制导数阵。

LSPRHO控制需要理想模型来预测系统状

态. 飞行品质模型实质是用低阶系统按照控制理论的最优技术最佳拟合高阶系统, 它用简单的一阶或二阶数学模型描述了飞机纵向或横航向的飞行品质, 因此它是模型跟随控制中最理想的模型. 飞行品质方程可表示为

$$\dot{x}_m(t) = A_m x_m(t) + B_m u_m(t), \quad (6)$$

其中: $x_m = [\omega_{zm} \ \omega_{xm} \ \omega_{ym}]^T \in \mathbb{R}^{3 \times 1}$ 表示由飞行品质模型求解出的三个角速率指令, $A_m \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ 和 $B_m \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ 分别是飞行品质方程的稳定导数阵和控制导数阵. $u_m = [u_{mz} \ u_{mx} \ u_{my}]^T \in \mathbb{R}^{3 \times 1}$ 表示驾驶员在纵向、横向和航向上的驾驶输入.

预测控制中已有的显性模型跟随算法将系统模型与预测模型分开考虑, 让系统状态量与跟随模型状态量的误差在 L_2 泛数意义下最小, 从而形成最优控制伺服器问题, 它在 RICCATI 微分方程解法上实现有一定困难^[5], 本文不采用上述方法, 而是将飞机在线逐点线性化方程、作动器线性模型与飞行品质线性模型组合成一组增广定常线性方程, 从而将不同线性方程之间状态跟随的伺服器问题转化为增广线性方程状态内部误差 L_2 泛数意义下最优的调节器问题, 由于调节器算法比较成熟, 从而降低了本算法实现的困难程度.

由式(4)~(6)可以在当前时刻 τ 重新建模, 组成增广定常线性飞机运动方程式(7), 为简化起见省去变量后的 (t) .

$$\dot{x} = Ax + B_\delta u_\delta + B_m U_m + d. \quad (7)$$

增广状态量为 $x = [x_1 \ \delta \ x_m]^T \in \mathbb{R}^{11 \times 1}$;

增广输入量为 $u_\delta = [\Delta\delta_T \ \delta_c]^T \in \mathbb{R}^{7 \times 1}$;

稳定导数阵为 $A = \begin{bmatrix} A_0 & B_{\delta 0} & O \\ O & A_\delta & O \\ O & O & A_m \end{bmatrix} \in \mathbb{R}^{11 \times 11}$;

余项为 $d = [d_0^T \ O]^T \in \mathbb{R}^{11 \times 7}$;

控制导数阵为 $B = \begin{bmatrix} B_{\delta r 0} & O \\ O & B_\delta \\ O & O \end{bmatrix} \in \mathbb{R}^{11 \times 7}$.

其中 O 为相应维数的零阵.

考虑将4种变量作为系统输出: 三自由度角速率跟随误差 $e = x_\omega - x_m$, 角加速度跟随误差 $\dot{e} = \dot{x}_\omega - \dot{x}_m$, 舵偏角 δ 和舵偏角速率 $\dot{\delta}$. 令 $y = [e^T \ \dot{e}^T \ \delta^T \ \dot{\delta}^T]^T \in \mathbb{R}^{12 \times 1}$ 表示 LSPRHO 输出变量, 根据式(7)可推导出线性输出方程为

$$y = Cx + D_\delta u_\delta + D_m u_m + D_d d. \quad (8)$$

各矩阵系数分别为:

$$C = [(C_p - C_m) \ (C_p - C_m) \cdot A \ C_\delta \ C_\delta]^T \in \mathbb{R}^{9 \times 16},$$

$$D_\delta = [O^{3 \times 3} \ C_p B_\delta \ O^{3 \times 3} \ O^{3 \times 3}]^T \in \mathbb{R}^{9 \times 3},$$

$$D_m = [O^{3 \times 3} \ C_m B_m \ O^{3 \times 3} \ O^{3 \times 3}]^T \in \mathbb{R}^{9 \times 3},$$

$$D_d = [O^{3 \times 3} \ C_p \ O^{3 \times 3} \ O^{3 \times 3}]^T \in \mathbb{R}^{9 \times 3}.$$

其中: $C_p, C_m, C_\delta, C_\delta$ 分别为角速率 x_ω , 飞行品质状态量 x_m , 舵偏角 δ 和舵偏角速率 $\dot{\delta}$ 在式(7)增广状态量 x 中固定位置组成的矩阵.

5 LSPRHO控制算法(Linearization method at sampling point & receding horizon optimal control)

定义 LSPRHO 最优调节器拉各朗日方程为式(9), 其中下标 $Q_e, Q_{\dot{e}}, Q_\delta, Q_{\dot{\delta}}, R$ 为正定对角阵

$$H = \frac{1}{2} \{ e^T Q_p e + \dot{e}^T Q_D \dot{e} + \delta^T Q_\delta \delta + \dot{\delta}^T Q_{\dot{\delta}} \dot{\delta} + u_\delta^T R u_\delta \} + \lambda \cdot (A x + B_\delta u_\delta + B_m u_m + d). \quad (9)$$

式(9)保证在 L_2 泛数意义下, 求解出的控制变量满足状态跟踪误差和状态速率跟踪误差较小, 且满足舵偏角和舵偏速率较小要求, 但这并不意味着在某些特殊飞行条件下, 计算出的舵偏角和舵偏速率不能超过饱和限制, 此时, 舵偏角和舵偏角速率将限定在饱和范围内, 这将会导致状态跟踪误差, 由饱和限制导致跟踪偏差可以通过减小驾驶员输入指令来修正.

由式(7)~(9)可得 Hamiltonian 方程为

$$\begin{cases} -\dot{\lambda} = \frac{\partial H}{\partial x} = \\ \quad C^T Q C x + A^T \lambda + A^T (C_p - C_m)^T \cdot \\ \quad Q_D C_p B_\delta u_\delta - A^T (C_p - C_m)^T Q_D \cdot \\ \quad C_m B_m u_m + A^T (C_p - C_m)^T Q_D C_p d, \\ \dot{x} = \frac{\partial H}{\partial \lambda} = Ax + B_\delta u_\delta + B_m u_m + d. \end{cases} \quad (10)$$

拉格朗日方程对输入量的导数为

$$\frac{\partial H}{\partial u_\delta} = B_\delta^T C_p^T Q_D (C_p - C_m) A x - B_\delta^T C_p^T Q_D C_m \cdot$$

$$B_m u_m + B_\delta^T C_p^T Q_D C_p B_\delta u_\delta + B_\delta^T C_p^T Q_D \cdot$$

$$C_p d + R u_\delta + B_\delta^T \lambda = 0.$$

其横截条件为 $x(0) = x_0, \lambda(T) = 0$. 上述 LSPRHO 最优二次型的解为:

$$u_\delta = \hat{R}^{-1} \cdot ((-\hat{K}^T - B_\delta^T P) \cdot x + \hat{L} u_m - B_\delta^T C_p^T Q_D C_p d - B_\delta^T s), \quad (11)$$

$$\dot{P} + P \bar{A} + \bar{A} P - P B_\delta \hat{R}^{-1} B_\delta^T P + \bar{C} = 0, \quad (12)$$

$$\dot{s} + \bar{X} \cdot s + \bar{Y} \cdot u_m + \bar{Z} \cdot d = 0. \quad (13)$$

终端条件为 $P(T) = 0, s(T) = 0$, 其中:

$$\hat{R} = B_\delta^T C_p^T Q_D C_p B_\delta + R,$$

$$\bar{A} = A - B_\delta \hat{R}^{-1} \hat{K}^T,$$

$$\begin{aligned}
\bar{C} &= C^T Q C - \hat{K} \hat{R}^{-1} \hat{K}^T, \\
\bar{X} &= A^T - P B_\delta R^{-1} B_\delta^T - \hat{K}, \\
\bar{Y} &= P B_\delta \hat{R}^{-1} \hat{L} + P B_m - \hat{J} + \hat{K} \hat{R}^{-1} \hat{L}, \\
\hat{J} &= A^T (C_p - C_m)^T Q_D C_m B_m, \\
\hat{K} &= A^T (C_p - C_m)^T Q_D C_p B_\delta, \\
\hat{L} &= B_\delta^T C_p^T Q_D C_m B_m, \\
\bar{Z} &= A^T (C_p - C_m)^T Q_D C_p - P B_\delta \hat{R}^{-1} \cdot \\
&\quad B_\delta^T C_p^T Q_D C_p + P - \hat{K} B_\delta^T C_p^T Q_D C_p.
\end{aligned}$$

在优化区间 $[0, T]$ 内, 通过求解微分RICCATI方程(DRE)(12)和线性微分方程(13), 可以得到 $P(0)$ 和 $s(0)$ 初始解, 将它们代入式(11), 可计算出当前时刻的控制输入指令 $u_\delta(0)$. 本算法没有将系统离散化, 而是在连续时域中求解, 因此式(12)(13)采用四阶龙格库它方法从终端 T 时刻开始向前积分到始端 0 时刻, 积分步长和积分次数会影响控制输入指令准确性和实时性, 需要仔细选择.

6 LSPRHO的稳定性和鲁棒性(Stability and robust analysis for LSPRHO)^[2]

定理 1 标称线性定常系统

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = A \cdot x(t) + B \cdot u(t), \\ y(t) = C \cdot x(t). \end{cases}$$

其中 $\{A, B\}$ 是一致完全可控的, 假设受到有界干扰 ΔA , 且满足 $\|\Delta A\| < \mu$, ($\mu > 0$), 有界干扰 d 满足 $\|d\| < \kappa$, $0 < \kappa < \infty$, 干扰系统可表示为

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = (A + \Delta A) \cdot x(t) + B \cdot u(t) + d, \\ y(t) = C \cdot x(t). \end{cases} \quad (14)$$

那么在LSPRHO控制律(11)的控制下, 能保证式(14)一致渐进稳定收敛.

推论 1 对于式(1)所示的非线性运动方程, 在LSPRHO控制律(11)的控制下, 能保证式(1)在当前时刻一致渐进稳定指数收敛.

当前时刻用逐点线性化方法对飞机非线性方程在线建模, 可认为余项是对标称线性系统系数阵的有界扰动, 以上定理保证用最优化控制算法鲁棒求解出的控制指令, 能使飞行状态稳定收敛于模型预测状态指令上, 因而LSPRHO算法实际上是用一系列连续时域的预测状态指令对飞行状态的一种低通滤波, 保证飞行状态能准确跟踪预测模型行为.

7 算例(Design example)

仿真验证LSPRHO算法对推力矢量飞机飞行状态在失速大迎角下跟踪驾驶输入的性能. 仿真步长 $\Delta t = 0.0125$ s, 共仿真1000步, 设置每步采样后对式(12)(13)积分20次, 积分步长为 $\Delta = 0.02$ s. 设置

飞行状态为失速0.1 Mach和高度8 km, 设定起始迎角 $\alpha_0 = 30^\circ$, 升降舵 $\delta_{z0} = -18^\circ$, 发动机工作在“全加力”状态下, 推力为40000 N, 其他状态量和控制输入量初值都设定为0. 在这种极端条件下无法对飞机提供足够的动压, 使常规气动舵面产生的气动力几乎全部丧失, 飞机机动只能依靠推力和推力矢量喷管的共同作用, 才能产生改变在失速大迎角条件下飞机姿态的力和力矩.

根据军用规范有人驾驶飞机的飞行品质8785C, 经简化飞行状态指令以下式产生

$$\begin{bmatrix} \omega_{zm} \\ \omega_{xm} \\ \omega_{ym} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{6}{s^2+4s+4} & & \\ & \frac{1.4}{s+0.8} & \\ & & \frac{5}{s^2+s+3} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_{mz} \\ u_{mx} \\ u_{my} \end{bmatrix}.$$

国内某型号飞机作动器线性模型如下

$$\begin{bmatrix} \delta_z \\ \delta_x \\ \delta_y \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathcal{A} & & \\ & \mathcal{B} & \\ & & \mathcal{C} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_{zc} \\ \delta_{xc} \\ \delta_{yc} \end{bmatrix}.$$

其中:

$$\begin{aligned}
\mathcal{A} &= \frac{33.9^2}{s^2+56.1s+33.9^2}, \\
\mathcal{B} &= \frac{50.2^2}{s^2+77.9s+50.2^2}, \\
\mathcal{C} &= \frac{33.54^2}{s^2+51.9s+33.54^2}.
\end{aligned}$$

仿真中LSPRHO控制算法权阵通过离线调试获得, 选取结果如下:

$$\begin{aligned}
Q_p &= \text{diag}\{20, 60, 80\}; \\
Q_D &= \text{diag}\{0.01, 0.3, 10\}; \\
Q_\delta &= \text{diag}\{1000, 1000, 1000\}; \\
Q_{\dot{\delta}} &= \text{diag}\{5, 30, 5\}; \\
R &= \text{diag}\{100, 5000, 5000, 15000, 2.5, 2, 0.5\}.
\end{aligned}$$

图1给出了驾驶指令 u_{mz} , u_{mx} , u_{my} 的阶跃输入, 如点线所示. 将它们输入给飞行品质模型, 从而预测出飞机在三通道的角速率指令 ω_{zm} , ω_{xm} , ω_{ym} , 如虚线所示. 由LSPRHO算法求解出舵面控制指令, 使角速率 ω_z , ω_x , ω_y , 跟随速率指令, 如实线所示. 可看出跟踪是准确的, 纵向、横向和航向角速率均稳定收敛于各自的预测状态指令上, 同时纵向、横向和航向状态之间实现了完全解耦控制.

图2显示飞行过程中LSPRHO分配给升降舵 δ_z , 副翼 δ_x 和方向舵 δ_y 控制指令情况. 飞机在失速0.1 Mach下飞行时, 控制权阵 R 对3个常规舵面分

别选取较小权值2.5, 2和0.5, 由于舵面动压极小, 这样可增大常规舵面的活动能力, 尽可能产生较大操纵力和力矩. 图2显示升降舵 δ_z 达到舵偏饱和状态, 这需要纵向操纵通道上有冗余控制能力的矢量喷管 $\Delta\theta_{TL}$ 和 $\Delta\theta_{TR}$ 配合才能产生需要的操纵力和力矩. 副翼 δ_x 和方向舵 δ_y 偏转量较小, 说明推力矢量承担了大部分横航向操纵力和力矩.

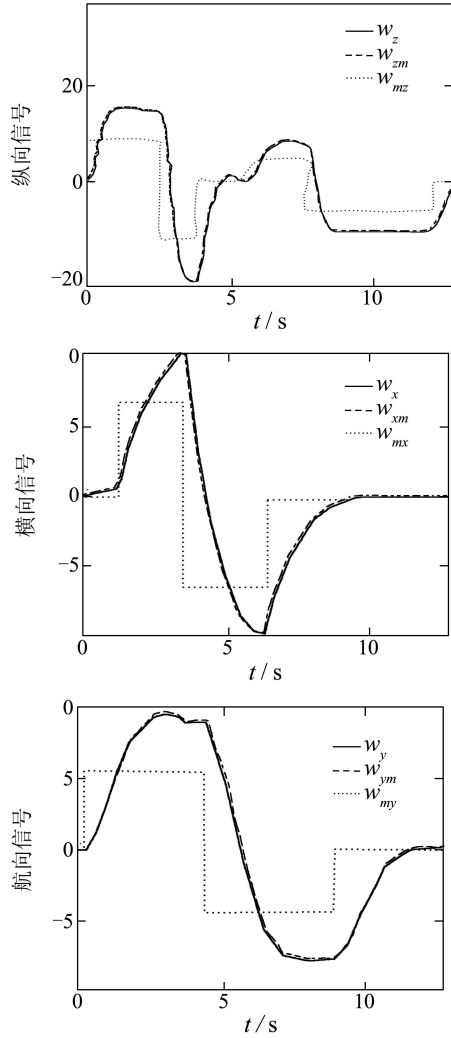


图 1 飞行状态跟踪驾驶指令仿真结果
Fig. 1 Simulative results of flight states tracking pilot commands

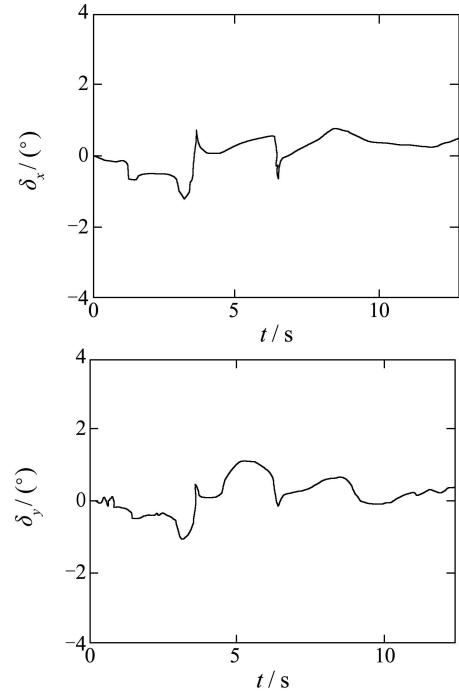
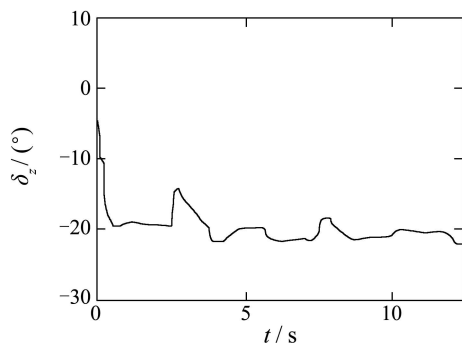
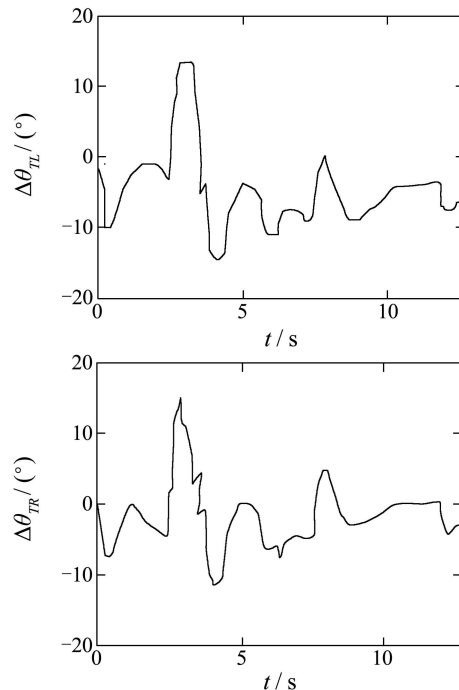


图 2 常规舵面控制仿真结果
Fig. 2 Simulative results of controlled normal effects

图3显示飞行过程中LSPRHO分配给推力矢量 $\Delta\theta_{TL}$, $\Delta\theta_{TR}$ 和 $\Delta\Phi_T$ 控制指令情况. 相比不使用推力矢量时权值设为 $1.0e + 10$, 控制权阵 R 对3个推力矢量分配的权值较小且均为5000, 这增大了推力矢量的活动能力. 在这种极端飞行条件下, 推力矢量与推力一起承担了实现要求操纵力和力矩的大部分任务, 因此偏转的角度范围较大, 图3显示在一定的时间段内, 推力矢量达到饱和状态以获取最大的操纵力矩.



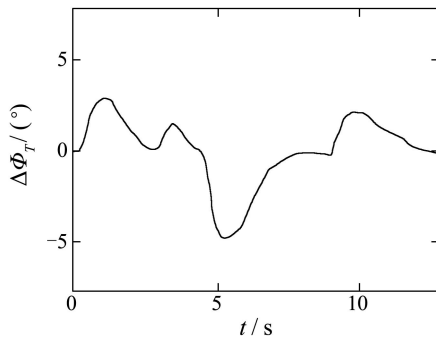


图3 推力矢量控制仿真结果

Fig. 3 Simulative results of controlled thrust vector

8 总结(Conclusion)

本文将非线性飞机运动方程在当前时刻在线线性化,且与作动器模型和飞行品质模型综合为增广线性运动方程,实现在每个飞行采样点对飞机运动方程重新建模,利用LSPRHO概念推导出增广线性运动方程的最优控制输入解法和RICCATI方程.用中空失速状态下飞机飞行算例进行了仿真计算,充分证明了LSPRHO算法对解决非线性控制问题具有很好的鲁棒性和稳定性.当然,在对RICCATI方程积分时涉及大量矩阵运算,单机无法满足实时性要求,矩阵优化运算和多机并行运算应是此算法解决实时性问题的的发展方向.

参考文献 (References):

- [1] 苏浩秦, 邓建华. 带推力矢量飞机的重构飞控系统[J]. 飞行力学, 2002, 20(4): 27-30.
(SU Haoqin, DENG Jianhua. The reconfigurable control system design for the aircraft mounted thrust vector[J]. *Flight Dynamics*, 2002, 20(4): 27-30.)
- [2] 苏浩秦. 具有自修复功能推力矢量飞机间接自适应飞行控制系统研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2004.
(SU Haoqin. *Indirect self-adaptive flight control system with self-repair function for aircraft with thrust vector*[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2004.)
- [3] MONACO J F, WARD D G, BIRD R. Implementation and flight test assessment of adaptive reconfigurable flight control system[C]//*Proc of AIAA Guidance, Navigation, and Control Conf.* New Orleans, LA: [s.n.], 1997.
- [4] CARLOS E G, DAVID M P, MANFRED MORARI. Model predictive control: theory and practice—a survey[J]. *Automatica*, 1989, 25(3): 335-348.
- [5] 王子才, 赵长安. 应用最优控制[M]. 黑龙江: 哈尔滨工业大学出版社, 1989.
(WANG Zicai, ZHAO Changan. *Applied Optimal Control*[M]. Heilongjiang: Harbin Institute of Technology Press, 1989.)

作者简介:

苏浩秦 (1975—), 男, 在清华大学做博士后研究工作, 主要研究方向为飞行器主动控制、自适应控制和故障重构控制等, E-mail: suhaoqin@163.com;

于红艳 (1974—), 女, 硕士研究生, 主要研究方向为飞行控制;

邓建华 (1936—), 男, 教授, 博士生导师, 主要研究方向为飞行器控制、系统辨识等.

(上接第52页)

- [7] BASAR T, BERNHARD R. *H_∞-optimal Control and Related Minimax Problem: a Dynamic Games Approach*[M]. Boston, MA: Birkhauser, 1991.
- [8] HASSIBI B, SAYED A H, KAILATH T. *Indefinite-Quadratic Estimation and Control: a United Approach to H₂ and H_∞ Theories* [M]. New York: SIAM, 1998.
- [9] LU X, ZHANG H S, WANG W, et al. Kalman filtering for multiple time-delay systems[J]. *Automatica*, 2005, 41(8): 1455-1461.
- [10] ZHANG H S, XIE L H, SOH Y C. A unified approach to linear estimation for discrete-time systems-part II: H_∞ estimation[C]//

Proc the 40th IEEE Conf on Decision and Control. Florida, USA: [s.n.], 2001: 2923-2928.

作者简介:

刘梅 (1976—), 女, 博士研究生, 主要研究方向为时滞系统的控制, E-mail: liumei_3@hotmail.com.

张焕水 (1963—), 男, 教授, 博士生导师, 目前主要研究方向为最优估计、鲁棒滤波与控制、时滞系统、无线通讯和信号处理等;

段广仁 (1962—), 男, 教授, 博士生导师, 目前主要研究方向为鲁棒镇定与控制、特征结构配置和广义系统理论及分析等.