

推力矢量导弹升降舵卡死故障的自修复控制

王 永, 郭志伟, 李 飞

(中国科学技术大学自动化系, 合肥 230027)

摘 要: 研究了气动力/推力矢量复合控制导弹发生故障后的直接自修复飞行控制系统设计问题。结合舵面的功能冗余及推力发动机推力冗余对导弹的结构故障进行功能重构, 在控制律重构的过程中不需要知道确切的故障信息。自修复过程采用模型跟随的方法, 在保持基本控制律不变的前提下, 利用实际模型和参考模型的状态误差构造自修复输入向量。得到的自修复控制律适用于导弹的各种结构性故障(舵面卡死、缺损、浮松等)。以导弹发生左升降舵卡死故障为例, 严格证明了该自修复控制律对导弹升降舵卡死故障的修复能力, 最后通过仿真验证了该直接自修复控制律的有效性。

关键词: 导弹; 推力矢量; 自修复控制; 卡死故障

中图分类号: V448.22 **文献标识码:** A **文章编号:** 1000-1328(2008)06-1901-07

DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2008.06.040

0 引言

导弹在中制导飞行阶段, 可能出现舵面卡死、舵面归零等故障; 在末制导阶段或突防过程中, 由于遭受反导武器的拦截, 其弹翼或控制舵面还有可能发生部分或完全折断的情况。这些结构性的故障都会导致导弹完全失去战斗力, 无法完成既定的战斗任务, 有的时候甚至危及己方人员、设施的安全。

因此在导弹飞行出现故障或者遭到战斗损伤时, 如果能够迅速采取措施保证导弹继续完成战斗任务, 将具有重大的意义。

自从 1982 年 NASA 正式提出“自修复控制”概念, 自修复控制发展迅速。目前自修复控制主要应用在飞机上^[1-4], 国外已将自修复控制系统在先进战斗机上进行多次试飞验证^[5,6], 国内也有开展飞机自修复控制的研究^[7,8], 近年来取得了一些成果。但自修复控制在导弹上的应用, 目前国内只有很少关于导弹自修复控制的文章^[9]。而且只是讨论了气动控制导弹的自修复控制问题。

近年来, 推力矢量(Thrust Vector Control)导弹控制技术的日趋成熟^[10,11], 为自修复控制提供了另一种有效的途径。推力矢量控制是一种通过控制发动机主推力相对于弹轴的偏移来产生所需控制力矩的

控制技术, 导弹的机动加速度和转弯依靠控制导弹推力矢量的方向得到。此外, 推力矢量主推力的偏转可以给导弹的俯仰通道和偏航通道提供额外的力和力矩, 用来补偿因故障损失的力和力矩, 即推力矢量主推力的偏转可以完成需要舵面偏转才能完成的动作, 例如, 主推力的上下偏转可以起到使导弹产生俯仰动作的作用, 此时主推力的偏转起到了水平尾翼的作用, 即与水平尾翼存在功能上的冗余; 类似地, 主推力的左右偏转可以使导弹进行偏航机动, 起到方向舵的作用, 此时推力矢量与方向舵存在功能上的冗余。对于导弹来说, 这种功能上的冗余在导弹自修复控制中有着特别的意义, 由于导弹的控制舵面比较小, 修复能力有限, 因此推力矢量的引入弥补了单纯靠舵面进行自修复的局限性。

本文根据模型跟随的思想, 以修正的方式设计控制器, 即发生故障后, 在保持基本控制律不变的前提下, 加入由实际模型与参考模型的状态误差构造得到的自修复控制向量。将利用修正方式得到控制律应用到以气动力/推力矢量复合控制的导弹上, 结合舵面的功能冗余及推力发动机推力冗余对导弹的结构故障进行功能重构, 并严格地证明了该自修复控制律对推力矢量导弹升降舵卡死故障的修复能力。

1 推力矢量导弹的运动模型

根据相关文献[12],可将推力矢量导弹的运动模型分解成纵向运动和侧向运动。其中纵向运动方程为:

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} V \\ \omega_z \\ \alpha \\ \vartheta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -a_{11} & 0 & -a_{14} + a_{13} & -a_{13} \\ -a_{21} & -a_{22} & -a_{24} & 0 \\ a_{31} & 1 & -a_{34} - a_{33} & a_{33} \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} V \\ \omega_z \\ \alpha \\ \vartheta \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ -a_{25} & M_z^{\delta_{Th}} \\ -a_{35} & Y^{\delta_{Th}} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_h \\ \delta_{Th} \end{bmatrix} \quad (1)$$

侧向运动方程为:

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \beta \\ \gamma \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -b_{11} & -b_{12} & -b_{14} & 0 \\ -b_{21} & -b_{22} & -b_{24} & 0 \\ \alpha & -b_{36} + \alpha b_{36} & -b_{34} - \alpha_{33} & -b_{35} \\ 1 & b_{36} & 0 & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \beta \\ \gamma \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -b_{18} & -b_{17} & M_x^{\delta_r} \\ 0 & -b_{27} & 0 \\ 0 & b_{37} & Z^{\delta_r} \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_a \\ \delta_r \\ \delta_{Tr} \end{bmatrix} \quad (2)$$

其中, V 为导弹的飞行速度; $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ 分别为导弹的滚转角速度、偏航角速度和俯仰角速度; α, β 分别为导弹攻角和侧滑角; γ, ϑ 则分别为导弹的滚转角和俯仰角。 $\delta_a, \delta_h, \delta_r$ 分别是导弹副翼、升降舵和方向舵的偏转角; δ_{Th}, δ_{Tr} 分别是导弹推力矢量发动机喷管在俯仰通道和偏航通道上的偏转角。 $a_{11}, \dots, a_{35}, b_{11}, \dots, b_{37}$ 为导弹时变气动参数^[5]; $M_z^{\delta_{Th}}, Y^{\delta_{Th}}, M_x^{\delta_r}, Z^{\delta_r}$ 分别为导弹的俯仰力矩和升力随发动机尾喷管纵向偏转角 δ_{Th} 变化的导数、偏航力矩和侧力随发动机尾喷管水平偏转角 δ_{Tr} 变化的导数。

2 推力矢量导弹自修复的输入信号及其相互关系

一般来说,推力矢量导弹的飞行控制系统通常有 5 个输入,即提供滚转力矩的副翼偏转角 δ_a 、提供俯仰力矩的升降舵偏转角 δ_h 、提供偏航力矩的方向舵偏转角 δ_r 、以及导弹发动机推力矢量喷管俯仰偏转角 δ_{Th} 和偏航偏转角 δ_{Tr} 。

显然 $u_p = [\delta_a \ \delta_h \ \delta_r \ \delta_{Th} \ \delta_{Tr}]^T$ 是导弹状态运动方程的输入变量。

对于某“+ - +”型轴对称导弹来说,用以产生滚转力矩的舵面(副翼)有呈十字对称的 4 个,产生俯仰力矩的舵面(升降舵)和偏航力矩的舵面(方向舵)分别有呈左右对称和上下对称的两个,它们是上副翼 δ_{au} 、下副翼 δ_{ad} 、左副翼 δ_{al} 、右副翼 δ_{ar} 、左平尾 δ_{hl} 、右平尾 δ_{hr} 、上方向舵 δ_{ru} 、下方向舵 δ_{rd} 以及导弹发动机推力矢量喷管俯仰偏转角 δ_{Th} 和偏航偏转角 δ_{Tr} 。则输入变量 u_p 与实际操纵输入有如下关系:

$$u_p = \begin{bmatrix} \delta_{ap} \\ \delta_{hp} \\ \delta_{rp} \\ \delta_{Th} \\ \delta_{Tr} \end{bmatrix} = \Psi \begin{bmatrix} \delta_{au} \\ \delta_{ad} \\ \delta_{al} \\ \delta_{ar} \\ \delta_{hl} \\ \delta_{hr} \\ \delta_{ru} \\ \delta_{rd} \\ \delta_{Th} \\ \delta_{Tr} \end{bmatrix} \quad (3)$$

其中

$$\Psi^T = \begin{bmatrix} 0.25 & 0 & -\lambda_{ra} & 0 & 0 \\ 0.25 & 0 & \lambda_{ra} & 0 & 0 \\ 0.25 & -\lambda_{ha} & 0 & 0 & 0 \\ 0.25 & \lambda_{ha} & 0 & 0 & 0 \\ -\lambda_{ah} & 0.5 & 0 & -\lambda_{Th} & 0 \\ \lambda_{ah} & 0.5 & 0 & \lambda_{Th} & 0 \\ -\lambda_{ra} & 0 & 0.5 & 0 & -\lambda_{Tr} \\ \lambda_{ra} & 0 & 0.5 & 0 & \lambda_{Tr} \\ 0 & \lambda_{kT} & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & \lambda_{rT} & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

式中, $\lambda_{ah}, \lambda_{ha}, \lambda_{ar}, \lambda_{ra}, \lambda_{kT}, \lambda_{rT}, \lambda_{Th}, \lambda_{Tr}$ ^[13] 表征了不同操纵输入变量之间的耦合程度。

对于推力矢量导弹来说,为保证无故障时控制输入与实际操纵输入的一致,则应有:

$$\delta_{au} = \delta_{ad} = \delta_{al} = \delta_{ar} = \delta_{am} \quad (4)$$

$$\delta_{hl} = \delta_{hr} = \delta_{hm}, \delta_{ru} = \delta_{rd} = \delta_{rm}$$

相应地,推力矢量导弹的期望输入为:

$$u_m = [\delta_{am} \ \delta_{hm} \ \delta_{rm} \ \delta_{Thm} \ \delta_{Trm}]^T$$

与操纵输入一样,推力矢量导弹的修复输入也应有 10 个变量,但为了兼顾导弹在有无故障时控制律的统一性,自修复控制器所产生的修复输入以既有左右对称的联动输入又有左右互异的差动输入的

形式给出,即:

$$u_s = [u_z \quad u_x]^T$$

其中, u_z 是修复输入的联动部分,它含有和指令输入意义完全相同的 5 个分量:

$$u_z = [\delta_{az} \quad \delta_{hz} \quad \delta_{rz} \quad \delta_{lhz} \quad \delta_{lrz}]^T$$

其中各分量的物理意义及正负号的规定见相关文献。

而 u_x 是修复输入的差动部分:

$$u_x = [\delta_{hx} \quad \delta_{rx}]^T$$

其中各分量的物理意义是:

δ_{rx} ——上下方向舵偏转角的差动量;

δ_{hx} ——左右升降舵偏转角的差动量;

这里的差动量表征了左右操纵的不对称部分,规定其正值表示的是在传统意义下的左负右正。

3 推力矢量导弹升降舵卡死故障的自修复控制律

考虑无故障推力矢量导弹的线性化模型为:

$$\dot{x}_m(t) = Ax_m(t) + Bu_m(t) \quad (5)$$

当导弹发生结构故障或损伤时,其数学模型变为:

$$\dot{x}_p(t) = Ax_p(t) + Bu_p(t) \quad (6)$$

令

$$e(t) = x_m(t) - x_p(t) \quad (7)$$

$$u_e(t) = u_m(t) - u_p(t)$$

则得到以为广义状态变量的状态方程:

$$\dot{e}(t) = Ae(t) + Bu_e(t) \quad (8)$$

下面以左升降舵卡死故障为例,说明由下式所定义的直接自修复控制律能够对推力矢量导弹(6)实现自修复。

$$u_s(t) = \begin{bmatrix} u_z(t) \\ u_x(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u_m(t) + \tau(t) \\ u_x(t) \end{bmatrix} \quad (9)$$

其中

$$\tau(t) = FB^T P \int_0^t e(\tau) d\tau \quad (10)$$

$$u_x(t) = \begin{bmatrix} \delta_{hx} \\ \delta_{rx} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & -K_1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -K_2 \end{bmatrix} \tau(t) \quad (11)$$

上式中: $F > 0, K_1 > 0, K_2 > 0$ 为可根据需要事先确定的任意正定矩阵和常数; $P > 0$ 为满足系统 Lyapunov 方程的正定对称矩阵,即存在 $Q \geq 0$ 使得

$$A^T P + PA = -Q \leq 0 \quad (12)$$

成立。

同文献[12]一样,把导弹飞行控制系统的状态方程(5),(6),(8)按纵向、横侧向分开写成:

$$\dot{x}_1 = A_1 x_1 + B_1 u_1 \quad (13)$$

$$\dot{x}_2 = A_2 x_2 + B_2 u_2 \quad (14)$$

相应地,有

$$v_1(t) = \begin{bmatrix} v_h \\ v_{lh} \end{bmatrix} = F_1 B_1^T P_1 \int_0^t e_1(\tau) d\tau \quad (15)$$

$$v_2(t) = \begin{bmatrix} v_v \\ v_{lv} \end{bmatrix} = F_2 B_2^T P_2 \int_0^t e_2(\tau) d\tau \quad (16)$$

$$A_{m1}^T P_1 + P_1 A_{m1} = -Q_1, \quad P_1 > 0 \quad Q_1 \geq 0 \quad (17)$$

$$A_{m2}^T P_2 + P_2 A_{m2} = -Q_2, \quad P_2 > 0 \quad Q_2 \geq 0 \quad (18)$$

定理:直接自修复控制律(9)可以对发生升降舵卡死故障的推力矢量导弹(6)实现自修复,且在自修复过渡过程结束之后控制输入 u_p 与期望输入 u_m 完全一致,实际操纵输入 $u_c(t)$ 和自修复输入 $\tau(t)$ 的稳态值分别为:

$$u_{css} = \lim_{t \rightarrow \infty} \begin{bmatrix} \delta_{au}(t) \\ \delta_{ad}(t) \\ \delta_{al}(t) \\ \delta_{ar}(t) \\ \delta_{hl}(t) \\ \delta_{hr}(t) \\ \delta_{ru}(t) \\ \delta_{rd}(t) \\ \delta_{rh}(t) \\ \delta_{rv}(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \delta_{am} - \frac{2\lambda_{ah}}{1-2\lambda_{hT}\lambda_{lh}}(\delta_{lm} - a) + \frac{2\lambda_{ah}\lambda_{hT}}{1-2\lambda_{hT}\lambda_{lh}}\delta_{lmm} \\ \delta_{am} - \frac{2\lambda_{ah}}{1-2\lambda_{hT}\lambda_{lh}}(\delta_{lm} - a) + \frac{2\lambda_{ah}\lambda_{hT}}{1-2\lambda_{hT}\lambda_{lh}}\delta_{lmm} \\ \delta_{am} - \frac{2\lambda_{ah}}{1-2\lambda_{hT}\lambda_{lh}}(\delta_{lm} - a) + \frac{2\lambda_{ah}\lambda_{hT}}{1-2\lambda_{hT}\lambda_{lh}}\delta_{lmm} \\ \delta_{am} - \frac{2\lambda_{ah}}{1-2\lambda_{hT}\lambda_{lh}}(\delta_{lm} - a) + \frac{2\lambda_{ah}\lambda_{hT}}{1-2\lambda_{hT}\lambda_{lh}}\delta_{lmm} \\ a \\ \delta_{lm} + \frac{1+2\lambda_{hT}\lambda_{lh}}{1-2\lambda_{hT}\lambda_{lh}}(\delta_{lm} - a) - \frac{2\lambda_{hT}}{1-2\lambda_{hT}\lambda_{lh}}\delta_{lmm} \\ \delta_m + \lambda_{rT}\delta_{lmm} \\ \delta_m + \lambda_{rT}\delta_{lmm} \\ \frac{1+2\lambda_{hT}\lambda_{lh}}{1-2\lambda_{hT}\lambda_{lh}}\delta_{lmm} - \frac{2\lambda_{hT}}{1-2\lambda_{hT}\lambda_{lh}}(\delta_{lm} - a) \\ \delta_{lm} \end{bmatrix} \quad (19)$$

$$v_{ss} = \lim_{t \rightarrow \infty} \begin{bmatrix} v_a(t) \\ v_h(t) \\ v_r(t) \\ v_{Th}(t) \\ v_{Tr}(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\frac{2\lambda_{ah}(1-K_1\lambda_{Th}+K_1\lambda_{ah})}{1-2\lambda_{hT}\lambda_{Th}}(\delta_{hm}-a) + \frac{2\lambda_{hT}\lambda_{ah}}{1-2\lambda_{hT}\lambda_{Th}}\delta_{Thm} \\ \frac{1-2K_1\lambda_{Th}+2\lambda_{hT}\lambda_{Th}}{1-2\lambda_{hT}\lambda_{Th}}(\delta_{hm}-a) + \frac{2\lambda_{hT}(K_1\lambda_{Th}-1)}{1-2\lambda_{hT}\lambda_{Th}}\delta_{Thm} \\ \lambda_{rT}\delta_{Trm} \\ -\frac{2\lambda_{ah}}{1-2\lambda_{hT}\lambda_{Th}}(\delta_{hm}-a) + \frac{2\lambda_{hT}\lambda_{Th}}{1-2\lambda_{hT}\lambda_{Th}}\delta_{Thm} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (20)$$

证明: 设左升降舵卡死的位置为 a 度, 即 $\delta_{hl} = a$, 而其它各操纵面均工作正常。则由实际操纵输入与输入变量的关系式(3)可得:

$$\begin{aligned} \delta_{ap} &= \delta_{az} + \lambda_{ah}(\delta_{hr} - a) + \lambda_{ar}(\delta_{rd} - \delta_{ru}) \\ &= \delta_{az} + \lambda_{ah}(\delta_{hz} + \delta_{hz} - a) + 2\lambda_{ar}\delta_{rz} \end{aligned} \quad (21)$$

$$\begin{aligned} \delta_{hp} &= 0.5(\delta_{hr} + a) + \lambda_{hT}\delta_{Thz} \\ &= 0.5(\delta_{hz} + \delta_{hz} + a) + \lambda_{hT}\delta_{Thz} \end{aligned} \quad (22)$$

$$\begin{aligned} \delta_{rp} &= 0.5(\delta_{ru} + \delta_{rd}) + \lambda_{rT}\delta_{Trz} \\ &= \delta_{rz} + \lambda_{rT}\delta_{Trz} \end{aligned} \quad (23)$$

$$\begin{aligned} \delta_{Thp} &= \delta_{Thz} + \lambda_{hT}(\delta_{hr} - a) \\ &= \delta_{Thz} + \lambda_{hT}(\delta_{hz} + \lambda_{hx} - a) \end{aligned} \quad (24)$$

$$\begin{aligned} \delta_{Trp} &= \delta_{Trz} + \lambda_{rT}(\delta_{rd} - \delta_{ru}) \\ &= \delta_{Trz} + 2\lambda_{rT}\delta_{rz} \end{aligned} \quad (25)$$

将上式(21)~(25)代入式(7), 可得到:

$$\begin{aligned} e_a \triangleq \delta_{am} - \delta_{ap} &= \delta_{am} - [\delta_{am} + v_a + \lambda_{ah}(\delta_{hm} + v_h - K_1 v_{Th}) - 2K_2 \lambda_{ar} v_{Tr}] \\ &= -v_a - \lambda_{ah} v_h + K_1 \lambda_{ah} v_{Th} - \lambda_{ah}(\delta_{hm} - a) + 2K_2 \lambda_{ar} v_{Tr} \end{aligned} \quad (26)$$

$$\begin{aligned} e_h \triangleq \delta_{hm} - \delta_{hp} &= \delta_{hm} - 0.5(\delta_{hm} + v_h - K_1 v_{Th} + a) - \lambda_{hT}(\delta_{Thm} + v_{Th}) \\ &= -0.5 v_h + (0.5 K_1 - \lambda_{hT}) v_{Th} + 0.5(\delta_{hm} - a) - \lambda_{hT}\delta_{Thm} \end{aligned} \quad (27)$$

$$\begin{aligned} e_r \triangleq \delta_{rm} - \delta_{rp} &= \delta_{rm} - (\delta_{rm} + v_r) - \lambda_{rT}(\delta_{Trm} + v_{Tr}) \\ &= -v_r - \lambda_{rT} v_{Tr} - \lambda_{rT}\delta_{Trm} \end{aligned} \quad (28)$$

$$\begin{aligned} e_{Th} \triangleq \delta_{Thm} - \delta_{Thp} &= \delta_{Thm} - \delta_{Thm} - v_{Th} - \lambda_{Th}(\delta_{hm} + v_h - K_1 v_{Th} - a) \\ &= -\lambda_{Th} v_h - (1 - K_1 \lambda_{Th}) v_{Th} - \lambda_{Th}(\delta_{hm} - a) \end{aligned} \quad (29)$$

$$\begin{aligned} e_{Tr} \triangleq \delta_{Trm} - \delta_{Trp} &= \delta_{Trm} - \delta_{Trm} - v_{Tr} + 2K_2 \lambda_{rT} v_{Tr} \\ &= (2K_2 \lambda_{rT} - 1) v_{Tr} \end{aligned} \quad (30)$$

写成矩阵形式为:

$$u_{e1} = \begin{bmatrix} e_h \\ e_{Th} \end{bmatrix} = - \begin{bmatrix} 0.5 & -0.5 K_1 + \lambda_{hT} \\ \lambda_{Th} & 1 - K_1 \lambda_{Th} \end{bmatrix} v_1 + \begin{bmatrix} 0.5(\delta_{hm} - a) - \lambda_{hT}\delta_{Thm} \\ -\lambda_{Th}(\delta_{hm} - a) \end{bmatrix} \quad (31)$$

$$\begin{aligned} u_{e2} = \begin{bmatrix} e_a \\ e_r \\ e_{Tr} \end{bmatrix} &= - \begin{bmatrix} \lambda_{ah} & -K_1 \lambda_{ah} \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} v_1 - \begin{bmatrix} 1 & 0 & -2K_2 \lambda_{ar} \\ 0 & 1 & \lambda_{rT} \\ 0 & 0 & 1 - 2K_2 \lambda_{rT} \end{bmatrix} v_2 + \begin{bmatrix} -\lambda_{ah}(\delta_{hm} - a) \\ -\lambda_{rT}\delta_{Trm} \\ 0 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (32)$$

定义增广的广义状态变量:

$$\bar{e}_1 = \begin{bmatrix} e_1 \\ u_{e1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_{m1} - x_{p1} \\ u_{m1} - u_{p1} \end{bmatrix} \quad (33)$$

$$\bar{e}_2 = \begin{bmatrix} e_2 \\ u_{e2} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_{m2} - x_{p2} \\ u_{m2} - u_{p2} \end{bmatrix} \quad (34)$$

注意到在自修复过程中,

$0.5(\delta_{hm} - a) - \lambda_{hT}\delta_{Thm}$ 和 $-\lambda_{Th}(\delta_{hm} - a)$ 保持不变, 于是导弹纵向增广的广义状态变量的状态方程可写作:

$$\dot{\bar{e}}_1 = \begin{bmatrix} A_1 & B_1 \\ -F_{12} B_1^T P_1 & 0 \end{bmatrix} \bar{e}_1 \triangleq \bar{A}_1 \bar{e}_1 \quad (35)$$

其中

$$F_{12} = \begin{bmatrix} 0.5 & -0.5 K_1 + \lambda_{hT} \\ \lambda_{Th} & -1 + K_1 \lambda_{Th} \end{bmatrix} F_1 > 0$$

通过选择适当的 K_1 值可以保证上式成立。

因原系统 $\{A_{nd}, B_{nd}\}$ 稳定, 故存在正定对称阵

$P_1 > 0, Q_1 > 0$ 使得

$$A_1^T P_1 + P_1 A_1 = -Q_1 \leq 0$$

成立

选取正定对称阵 $F_{12} > 0$, 可得到

$$\bar{P}_1 = \begin{bmatrix} P_1 & 0 \\ 0 & F_{12}^{-1} \end{bmatrix} > 0$$

正定, 且有矩阵函数

$$\bar{A}_1^T \bar{P}_1 + \bar{P}_1 \bar{A}_1 = \begin{bmatrix} -Q_1 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \leq 0$$

$$\lim_{t \rightarrow \infty} v_1(t) = \begin{bmatrix} v_h \\ v_{Th} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1 - 2K_1 \lambda_{Th} + 2\lambda_{hT} \lambda_{Th}}{1 - 2\lambda_{hT} \lambda_{Th}} (\delta_{hm} - a) + \frac{2\lambda_{hT} (K_1 \lambda_{Th} - 1)}{1 - 2\lambda_{hT} \lambda_{Th}} \delta_{Thm} \\ -\frac{2\lambda_{ah}}{1 - 2\lambda_{hT} \lambda_{Th}} (\delta_{hm} - a) + \frac{2\lambda_{hT} \lambda_{Th}}{1 - 2\lambda_{hT} \lambda_{Th}} \delta_{Thm} \end{bmatrix} \quad (38)$$

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \dot{v}_1(t) = 0 \quad (39)$$

同理, 注意到在自修复过程中 $-\lambda_{ah}(\delta_{hm} - a)$,

$-\lambda_{rT} \delta_{Thm}$ 保持不变, 对式(32)求导可得:

$$\begin{aligned} \dot{u}_{i2}(t) = & - \begin{bmatrix} 1 & 0 & -2K_2 \lambda_{ar} \\ 0 & 1 & \lambda_{rT} \\ 0 & 0 & 1 - 2K_2 \lambda_{Tr} \end{bmatrix} \dot{v}_2 - \\ & \begin{bmatrix} \lambda_{ah} & -K_1 \lambda_{ah} \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \dot{v}_1 \\ = & -F_{21} B_2^T P_2 e_2(t) - H_1 e_1(t) \end{aligned}$$

其中: 存在 K_2 使得

$$F_{21} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -2K_2 \lambda_{ar} \\ 0 & 1 & \lambda_{rT} \\ 0 & 0 & 1 - 2K_2 \lambda_{Tr} \end{bmatrix} F_2 > 0$$

$$\text{及 } H_1 = \begin{bmatrix} \lambda_{ah} & -K_1 \lambda_{ah} \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} F_1 B_1^T P_1。$$

因此可得到导弹侧向运动增广的广义状态变量的状态方程为:

$$\begin{aligned} \dot{\bar{e}}_2 = & \begin{bmatrix} A_2 & B_2 \\ -F_{21} B_2^T P_2 & 0 \end{bmatrix} \bar{e}_2 + \begin{bmatrix} 0 \\ H_1 e_1 \end{bmatrix} \\ \triangleq & \bar{A}_2 \bar{e}_2 + \begin{bmatrix} 0 \\ H_1 e_1 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (40)$$

由于它与增广子系统(35)具有完全相同的系统矩阵, 故其稳定性得到保障。又结合式(39)、(36)及稳定性的相关定理可得:

$$\lim_{t \rightarrow \infty} e_2(t) = 0 \quad (41)$$

$$\lim_{t \rightarrow \infty} u_{i2}(t) = 0 \quad (42)$$

将式(42)及式(38)代入式(32), 则有:

负半定。

根据 Lyapunov 稳定性定理, 有:

$$\lim_{t \rightarrow \infty} e_1(t) = 0 \quad (36)$$

$$\lim_{t \rightarrow \infty} u_{a1}(t) = 0 \quad (37)$$

将式(36)、(37)代入式(31)可得

$$\begin{aligned} \lim_{t \rightarrow \infty} v_2(t) = & \begin{bmatrix} v_a \\ v_r \\ v_{Tr} \end{bmatrix} = \\ & \begin{bmatrix} -\frac{2\lambda_{ah}(1 - K_1 \lambda_{Th} + K_1 \lambda_{ah})}{1 - 2\lambda_{hT} \lambda_{Th}} (\delta_{hm} - a) + \frac{2\lambda_{hT} \lambda_{ah}}{1 - 2\lambda_{hT} \lambda_{Th}} \delta_{Thm} \\ \lambda_{rT} \delta_{Thm} \\ 0 \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (43)$$

综合式(38)、(43)即得到关于自修复中修复控制向量的结果(20); 将式(38)、(43)代入自修复控制律(9)即可得到关于操纵输入的相关结论(19)。

至此, 我们完成了推力矢量导弹发生左升降舵卡死故障时的直接自修复控制律的证明。

利用自修复控制律(9), 还可以对推力矢量导弹的其它故障进行自修复, 限于篇幅, 本文就不再赘述。

4 数字仿真结果

假定仿真开始后的第 1 秒, 导弹遭遇强烈的垂直阵风, 扰动方式

$$\dot{\alpha}' = \dot{\alpha} + \xi, \quad \xi = 2.0(\text{deg/s})$$

时间持续 2 秒。假定从第 5 秒起, 升降舵以阶跃方式突然偏转至 -5° , 第 10 秒时再以阶跃方式突然偏转到 $+5^\circ$, 第 15 秒时同样以阶跃方式回零。假定左升降舵在第 15 秒回零时突然发生故障: 卡死在 $+5^\circ$ 不能回零。

仿真试验共 40 秒, 其中前 15 秒导弹无故障, 主要考验自修复控制系统对强扰动的纠偏能力; 后 25 秒为自修复控制系统对左升降舵卡死在 $+5^\circ$ 的突发性结构故障的修复过程。

在仿真过程中假定操控因子 $\lambda_{ch} = \lambda_{hc} = 0.1$ 及 $\lambda_{Th} = \lambda_{hT} = 0.2$ 。常数矩阵 F 取为:

$$F = \begin{bmatrix} 0.0105 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.03755 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0.0075 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0.03 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0.015 \end{bmatrix}$$

数字仿真实验记录了 40 秒内导弹状态变量及各舵面操纵量的变化情况,如图 1 到图 2 所示。

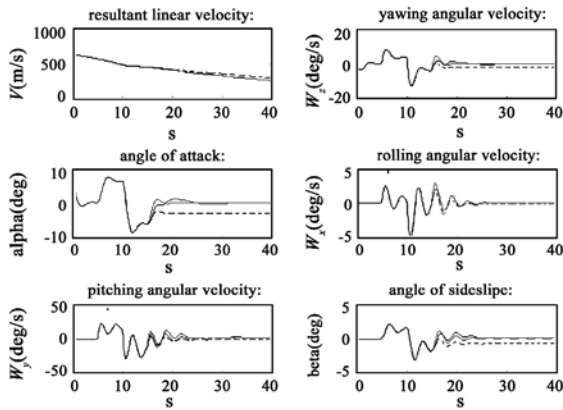


图 1 各个状态变量的修复过程

Fig.1 Reconfigurable control process of all state vectors

图中虚线为无故障曲线,点划线为左升降舵卡死在 +5 度后的故障曲线,实线为自修复控制规律的修复曲线。

从图 1 曲线可以看出,自修复控制律对于强度很大的阵风扰动可以迅速纠偏(事实上由于纠偏作用的实时产生,状态偏差从一开始就受到了遏制),而且过渡过程相当平稳;对于左升降舵卡死故障,也可以在 3-7 秒内完成修复,各个状态均能快速收敛到稳定值。

从图 2 曲线可以看出,对于左升降舵卡死故障,其余各个舵面的偏转均在理想的范围之内,右升降舵偏转角的理论稳态值为 -5.9 度,方向舵偏转角的理论稳态值为 0 度,副翼偏转角的理论稳态值在 1.1 度,均在仿真中得到了验证。

5 结论

本文根据模型跟随的思想,以修正的方式设计控制器,即发生故障后,在保持基本控制律不变的前提下,加入由实际模型与参考模型的状态误差构造得到的自修复控制向量。将利用修正方式得到控制律应

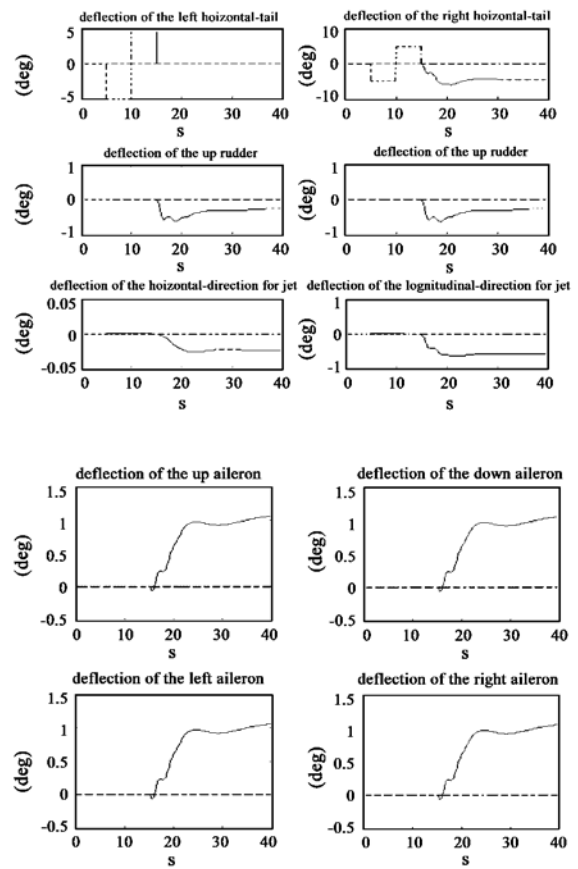


图 2 自修复过程中各个舵面的偏转角

Fig.2 Deflections in the reconfigurable control process

用到以气动力/推力矢量复合控制的导弹上,并以导弹在发生左升降舵卡死故障为例,证明了自修复控制律对导弹升降舵卡死故障的修复能力,说明了推力矢量技术是导弹自修复控制的一种有效的手段。

参考文献:

[1] 王永,詹训慧,吴刚,胡寿松. Mathematical model of self-repairing flight controls[J]. 南京航空航天大学学报(英文版), 2003, 20(2):178-183. [WANG Yong, ZHAN Xun-hui, WU Gang, et al, Mathematical model of self-repairing flight control[J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2003, 20(2): 178-183.]

[2] Bin Jiang, Fahmida N, Chowdhury. Fault estimation and accommodation for linear MIMO discrete-time systems[J]. IEEE Transactions on Control System Technology, 2005, 13(3): 493-499.

[3] 张平, 陈宗基. 推力矢量对飞机操纵面失效的补偿与重构 [J]. 北京航空航天大学学报, 2002, 28(3): 257-260. [ZHANG Ping, CHEN Zong-ji. Reconfiguration of control surface faults with thrust vectoring technique[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2002, 28(3): 257-260.]

[4] Abderazak I, Belkharraz, Kenneth Sobel. Simple adaptive control

- for aircraft control surface failures[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic System, 2007, 43(2): 600 - 610.
- [5] Subhabrata Ganguli, Andres Marcos, Gary Balas. Reconfigurable LPV control design for Boeing 747-100/200 longitudinal axis[C]. Proceedings of the American Control Conference Anchorage, AK May 8-10, 2002: 3612 - 3617.
- [6] David G. Ward, Jeffrey F. Monaco. System identification for retrofit reconfigurable control of an F/A-18 aircraft[J]. Journal of Aircraft, 2005, 42(1): 63 - 72.
- [7] 苏浩秦, 邓建华. 带推力矢量飞机的重构飞控系统的设计[J]. 飞行力学, 2002, 20(4): 27 - 30. [SU Hao-qin, DENG Jian-hua. Reconfigurable control system design for the aircraft mounted thrust vector[J]. Flight Dynamics, 2002, 20(4): 27 - 30.]
- [8] Wang Yong, Sun Demin, Hu Shousong. Perfect self-repairing control for a kind of fault system[C]. Proc. of IEEE WCICA 2000 Hefei, 2000, 1: 733 - 736.
- [9] 刘湘崇, 梁彦, 程咏梅, 潘泉, 张洪才. 导弹控制系统的容错控制研究[J]. 控制与决策, 21(10): 1185 - 1189. [LIU Xiang-chong, LIANG Yan, CHENG Yong-mei, PAN Quan, ZHANG Hong-cai. On fault-tolerant control of missile control system[J]. Control and Decision, 21(10): 1185 - 1189.]
- [10] Fu-Kuang Yeh, Hsiuan-Hau Chien, Li-Chen Fu. A midcourse guidance law for missiles with thrust vector control[C]. Proceedings of the American Control Conference, Arlington, VA June 25 - 27, 2001: 2357 - 2362.
- [11] Harald Buschek. Design and flight test of a robust autopilot for the IRIS-T air-to-air missile[J]. Control Engineering Practice 11, 2003: 551 - 558.
- [12] 李新国, 方群编著. 有翼导弹飞行动力学[M]. 西北工业大学出版社, 2005. [LI Xin-guo, FANG Qun. The Flight Dynamics of Wing Missiles[M]. The Northwestern University Press, 2005.]
- [13] 董卓敏, 王永. 自修复飞机操控因子的研究[J]. 东南大学学报, 1999, 29(5A): 93 - 96. [DONG Zhuo-min, WANG Yong. The researches of operating and control factor for the self-repairing aircraft[J]. Journal of Southeast University, 1999, 29(5A): 93 - 96.]



作者简介:王永(1962-),男,工学博士、教授、博士生导师,无线电电子学系自动控制专业,主要从事振动主动控制、航空航天控制等方面的研究。
通信地址:安徽省合肥市四号信箱十系(230027)
电话:(0551)3601506
E-mail:yongwang@ustc.edu.cn

The Application of Reconfigurable Control for Stuck Fault of Left Elevator of Missile with Thrust Vector Control

WANG Yong, GUO Zhi-wei, LI Fei

(University of Science & Technology of China, Department of Automation, Hefei 230027, China)

Abstract: In this paper, a design and implementation of the directional reconfigurable control system for control surfaces faults compensation is presented in the presence of faults for missile with aerodynamic force/thrust vector control. Because the missile has the functional redundant of control surfaces and thrust forces of engines, it is impossible to process the reconfigurable control law for the structural faults of missiles, and an accurate information of faults did not need. The proposed directional reconfigurable control system used the method of model following, and the resulting control system was implemented in a retrofit fashion, i. e. the baseline controller was retained, and self-repairing control inputs vector was implemented by using the state errors of actual model and reference model. The resulting reconfigurable controller has the capability of accommodating a majority of the structural faults for missiles (surface stuck, damages, floats. etc). For instance, the reconfigurable control law for a stuck fault is proved mathematically to be practical and the effectiveness of the proposed control law is demonstrated in simulations.

Key words: Missile; Thrust vector control; Reconfigurable control; Stuck fault