

免疫状态观测器的设计及应用

栾家辉 姜兴渭

(哈尔滨工业大学, 哈尔滨 150001)

摘要 提出了一种新颖的免疫状态观测器的设计方法, 其主要设计思想是将状态变量分解为可直接测量和不可直接测量两个部分。放弃被故障污染的动态方程, 通过测量输出更新可直接测量的状态变量, 利用未被污染的动态方程去估计不可直接测量的状态变量。该方法克服了传统观测器在故障状态下对系统状态估计不准确的缺点, 能够实现状态估计对系统目标故障的免疫功能, 提高了故障诊断的准确性。

主题词 故障诊断 数学模型 航天器

1 引言

基于状态估计的诊断方法是故障诊断的一个重要分支, 它主要是通过残差生成以及从残差信号中提取故障特征以实现故障诊断。残差生成器近年来被广泛研究, 主要存在以下几方面的不足^[1,2]:

①) 缺少分离同时发生多种故障的能力, 一般情况下都假设一个故障发生, 缺少对同时发生的故障的分离能力; 尤其是在考虑到未知输入的情况下, 这种情况更明显。

2) 缺乏故障估计能力。

3) 缺乏对系统模型冗余的理解。

免疫状态观测器(Immunized State Observer)就是从这些方面入手, 进而解决实际问题的。

2 基本原理

考虑如下系统模型:

$$\left. \begin{aligned} \dot{x}(t) &= Ax(t) + Bu(t) + Df(t) \\ y(t) &= Cx(t) + Es(t) \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

式中 $x(t) \in R^n$ 是系统状态向量, $y(t) \in R^m$ 是测量向量, $u(t) \in R^l$ 是控制命令向量, $f(t) \in R^s$ 是过程故障(包括执行器故障、模型误差、未知输入), $s(t) \in R^p$ 是传感器故障, A 、 B 、 C 、 D 、 E 分别是相应维数的实矩阵。

对于残差生成, 因为它基于状态估计, 所以最好的情况是系统的真正状态 $x(t)$ 是可用的。则系统的残差为

$$\left. \begin{aligned} r(t) &= y(t) - Cx(t) = Es(t) \\ \dot{x}(t) &= Ax(t) + Bu(t) + Df(t) \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

式中 $r(t)$ 为系统的残差。由于故障的存在, 所以系统的真正状态并不容易获得。为了获得系统的真正状态, 下面介绍一种新颖的状态观测器。

(1) 免疫状态观测器

定义：如果式(1)的状态估计误差无论故障存在于测量机构还是过程中都渐进为零，这样的观测器就称为故障免疫状态观测器。

如果 $m > \rho$ ，则存在 $m - \rho$ 个独立的行向量 $P_i^T (i=1, \dots, m-\rho)$ ，满足 $P_i^T E = 0$ 。应用下列变换：

$$y'(t) = Py(t) = \begin{bmatrix} P_1^T \\ P_2^T \\ \vdots \\ P_{m-\rho}^T \end{bmatrix} y(t) = \begin{bmatrix} P_1^T \\ P_2^T \\ \vdots \\ P_{m-\rho}^T \end{bmatrix} [Cx(t) + Es(t)] = PCx(t) \quad (3)$$

$y'(t)$ 没有受到故障影响。为了获得系统的真正状态，至少应该有一个测量机构没有受到故障的影响，因此得到以下结论。

结论 1：如果式(1)存在故障免疫状态观测器(FISO, Fault Immunized State Observer)，那么 $m > \rho$ ；如果条件不满足，唯一的解决方法是增加传感器或者放弃对测量系统中一些故障的免疫。式(1)现在可简化为

$$\left. \begin{aligned} \dot{x}(t) &= Ax(t) + Bu(t) + Df(t) \\ y(t) &= Cx(t) \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

可进一步假设 $C \in R^{m \times n}$ 是行满秩矩阵。如果不是，则在不失任何信息的情况下可忽略一些测量。

FISO 观测器的原理是：

- 1) 放弃被故障影响的动态方程，通过直接测量的状态变量去代替它们；
- 2) 利用未被故障影响的动态方程去估计不可以直接测量的状态变量。

(2) FISO 的一种设计方法

如果 FISO 存在的条件满足，那么存在一个 $(n-m) \times n$ 矩阵使 $\eta = \begin{bmatrix} C \\ T \end{bmatrix}$ 是非奇异的，且 $TD=0$ 。

η 的逆矩阵可以表示为

$$M = \eta^{-1} = [M_1 M_2] \quad (5)$$

式中 M_1 和 M_2 是 $n \times m$ 和 $n \times (n-m)$ 矩阵。显然

$$I_n = \eta \times M = \begin{bmatrix} C \\ T \end{bmatrix} [M_1 M_2] = \begin{bmatrix} CM_1 & CM_2 \\ TM_1 & TM_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_m & 0 \\ 0 & I_{n-m} \end{bmatrix} \quad (6)$$

现在通过矩阵变换 $\bar{x} = \eta x$ 把式(4)转化为

$$\left. \begin{aligned} \dot{\bar{x}}(t) &= \eta A M \bar{x}(t) + \eta B u(t) + \eta D f(t) \\ y(t) &= C M \bar{x}(t) = [I_m \ 0] \bar{x}(t) \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

式(7)可划分为

$$\left. \begin{aligned} \begin{bmatrix} \dot{\bar{x}}_1(t) \\ \dot{\bar{x}}_2(t) \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} \bar{A}_{11} & \bar{A}_{12} \\ \bar{A}_{21} & \bar{A}_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \bar{x}_1(t) \\ \bar{x}_2(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \bar{B}_1 \\ \bar{B}_2 \end{bmatrix} u(t) + \begin{bmatrix} \bar{D}_1 \\ \bar{D}_2 \end{bmatrix} f(t) \\ y(t) &= [I_m \ 0] \bar{x}(t) = \bar{x}_1(t) \end{aligned} \right\} \quad (8)$$

式中 \bar{x}_1 是 \bar{x} 的 m 个可直接测量元素， \bar{x}_2 是 \bar{x} 的剩余不可直接测量的元素。且

$$\begin{bmatrix} \bar{A}_{11} & \bar{A}_{12} \\ \bar{A}_{21} & \bar{A}_{22} \end{bmatrix} = \eta A M, \quad \bar{B}_1 = C B, \quad \bar{B}_2 = T B, \quad \bar{D}_1 = C D, \quad \bar{D}_2 = T D = 0$$

式中 \bar{A}_{11} 、 \bar{A}_{12} 、 \bar{A}_{21} 和 \bar{A}_{22} 分别代表 $m \times m$ 、 $m \times (n-m)$ 、 $(n-m) \times m$ 、 $(n-m) \times (n-m)$ 矩阵。现在就可以建立观测器。由最初的 $\hat{\bar{x}}_1(0)$ 和 $\hat{\bar{x}}_2(0)$ 开始，在 t 时刻状态的可直接测量部分由测量观测：

$$\hat{\bar{x}}_1(t) = y(t) \quad (9)$$

不可直接测量部分可由预测观测:

$$\dot{\hat{\bar{x}}}_2(t) = [\bar{A}_{21} \quad \bar{A}_{22}] \begin{bmatrix} \hat{\bar{x}}_1(t) \\ \hat{\bar{x}}_2(t) \end{bmatrix} + \bar{B}_2 u(t) \quad (10)$$

因为 $\bar{D}_2 = 0$, $f(t)$ 对估计以及动态的误差没有影响。理想上,

$$\left. \begin{aligned} \hat{\bar{x}}_1(t) - \bar{x}_1(t) &= y(t) - \bar{x}_1(t) = 0 \\ \dot{\hat{\bar{x}}}_2(t) - \dot{\bar{x}}_2(t) &= \bar{A}_{21}[\hat{\bar{x}}_1(t) - \bar{x}_1(t)] + \bar{A}_{22}[\hat{\bar{x}}_2(t) - \bar{x}_2(t)] = \bar{A}_{22}[\hat{\bar{x}}_2(t) - \bar{x}_2(t)] \end{aligned} \right\} \quad (11)$$

如果 \bar{A}_{22} 是稳定的, 则误差将消失, 这样就获得了真正的状态。由上述可总结出结论 2。

结论 2: 式(4)存在一个 FISO 观测器, 当且仅当存在一个 $(n-m) \times n$ 矩阵, 满足:

1) η 非奇异且 $TD=0$;

2) \bar{A}_{22} 是稳定的。

(3) 在故障下可观测

在故障状态下对状态变量的测量有一定的约束条件。下面给出在故障下可观测的具体解释:

如果存在有限时间 $t > 0$ 使得对于任何状态 $x(0)$ 和故障 $[f(0) \cdots f(t-1)]^T$, 输入 $[u(0) \cdots u(t)]^T$ 和输出 $[y(0) \cdots y(t)]^T$ 足够确定状态 $x(0)$, 则动态方程(4)被称为在故障下可观测^[3]。

3 数值仿真

(1) 火箭姿态控制系统的数学模型^[4]

火箭姿态控制的任务是控制和稳定火箭的质心运动, 实现程序飞行、执行制导导引和克服各种干扰的影响, 保证姿态角稳定在允许的范围内。火箭的绕质心运动可以分为三个惯性主轴的脚运动, 因而姿态控制系统是三维控制系统, 与之对应的有三个基本控制通道, 分别对火箭的俯仰、偏航、滚动运动进行控制和稳定。姿态控制系统的各通道的组成基本相同, 每个通道有敏感姿态运动的测量装置, 发出控制信号的控制器, 产生控制动作的执行机构和被控对象本身——箭体。姿态控制的控制原理框图如图 1 所示。

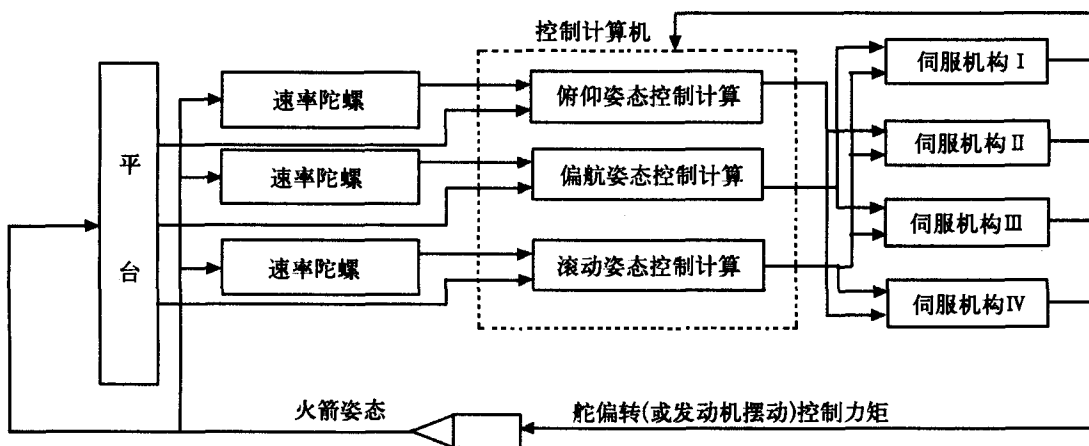


图 1 姿态控制原理图

不失一般性, 以俯仰通道为例进行研究。火箭的姿态控制系统俯仰通道的正常状态空间描述为

$$\begin{aligned} \dot{x} &= \begin{bmatrix} -0.22872 & 0.342878 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ -0.458771 & 0.458771 & 0.0252332 \end{bmatrix} x + \begin{bmatrix} 0.167254 & 0.167254 \\ 0 & 0 \\ 8.408709 & 8.408709 \end{bmatrix} u \\ y &= \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \dot{x} \end{aligned} \quad (12)$$

式中 $x = [\Delta\theta \ \Delta\Phi \ \Delta\dot{\Phi}]$, $u = [\delta_{II} \ \delta_{IV}]$, $y = [\Delta\Phi \ \Delta\dot{\Phi}]$, $\Delta\theta$ 表示攻角, $\Delta\Phi$ 俯仰姿态角, $\Delta\dot{\Phi}$ 俯仰姿态角速度。控制信号 II、IV 发动机摆角 δ_{II} 、 δ_{IV} 。

以 $\Delta\Phi$ 、 $\Delta\dot{\Phi}$ 为输出信号, δ_{ϕ} 为输入信号, 根据箭体的飞行动力学运动模型, 建立某火箭俯仰通道姿态控制的状态空间方程, 得到的状态空间描述为: 考虑执行器故障, 若传感器发生故障, 根据结论 1, 可以选择未被传感器故障污染的通道。系统的表达式如下:

$$\begin{aligned} \dot{x} &= Ax + Bu + Df \\ y &= Cx \end{aligned}$$

式中 D 表示故障的分布矩阵。假设伺服机构 I、II 发生失效故障, 对应的分布矩阵及故障向量为

$$D = \begin{bmatrix} 0.2 & 0 \\ 0.1 & -0.1 \\ 0 & 0.2 \end{bmatrix}, \quad f = \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \end{bmatrix}$$

故障系统的状态方程如下所示:

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} \Delta\dot{\theta} \\ \Delta\dot{\Phi} \\ \Delta\ddot{\Phi} \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} -0.22872 & 0.342878 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ -0.458771 & 0.458771 & 0.0252332 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta\theta \\ \Delta\Phi \\ \Delta\dot{\Phi} \end{bmatrix} + \\ &\quad \begin{bmatrix} 0.167254 & 0.167254 \\ 0 & 0 \\ 8.408709 & 8.408709 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_{II} \\ \delta_{IV} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0.2 & 0 \\ 0.1 & -0.1 \\ 0 & 0.2 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \end{bmatrix} \end{aligned}$$

(2) 状态免疫观测器设计

1) 试找一个 $(n-m) \times n$ (在本例中 1×3) 矩阵 T 使 $TD=0$, 且 $\begin{bmatrix} C \\ T \end{bmatrix}$ 是非奇异的。因为 $[I-D(D^T D)^{-1} D^T]D=0$, T 的行可以被 $[I-D(D^T D)^{-1} D^T]$ 的行确定。

$$[I-D(D^T D)^{-1} D^T] = \begin{bmatrix} 0.167 & -0.333 & -0.167 \\ -0.333 & 0.667 & 0.333 \\ -0.167 & 0.333 & 0.167 \end{bmatrix} \quad \text{在此例中我们选择第一行, } \eta \text{ 的非奇异性}$$

很容易得到验证

$$\eta = \begin{bmatrix} C \\ T \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0.167 & -0.333 & -0.167 \end{bmatrix}$$

2) 执行变换 $\bar{x} = \eta x$, 在本例中按下列步骤:

$$\begin{bmatrix} \bar{A}_{11} & \bar{A}_{12} \\ \bar{A}_{21} & \bar{A}_{22} \end{bmatrix} = \eta A \eta^{-1} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ -0.456 & -0.4335 & -2.7471 \\ 0.0573 & -0.2998 & 0.2301 \end{bmatrix}$$

$$\begin{aligned}\bar{B}_1 = CB &= \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 8.4087 & 8.4087 \end{bmatrix} & \bar{B}_2 = TB &= [-1.3763 & -1.3763] \\ \bar{D}_1 = CD &= \begin{bmatrix} 0.1 & -0.1 \\ 0 & 0.2 \end{bmatrix} & \bar{D}_2 = TD &= 0\end{aligned}$$

3) 检查 \bar{A}_{22} 的稳定性确保结论 2 的条件 2) 能够满足。在本例中, 由于 $\bar{A}_{22} = 0.2301$ 所以满足稳定条件。

利用上面的结果对不稳定模型的观测器响应分析^[5], 仿真结果如图 2、3 所示。

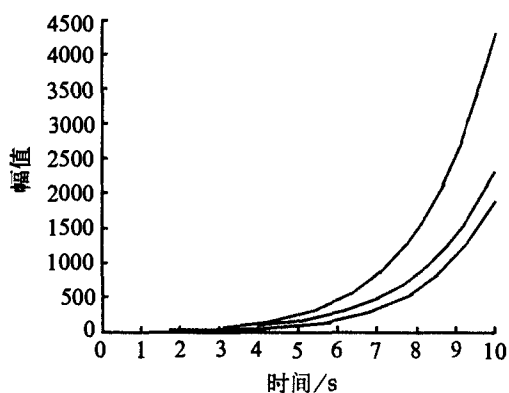


图 2 无故障时系统的状态

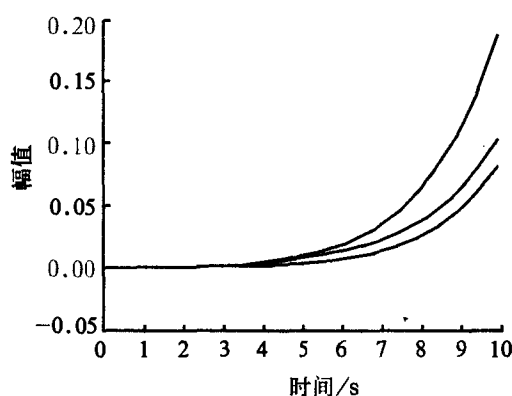


图 3 FIOS 在故障状态下状态估计误差

通过对上述结果的分析, 我们可以看出, 故障免疫观测器在故障存在条件下对系统的状态估计误差非常小, 明显好于一般的状态观测器。

4 结束语

本文介绍了一种新颖的状态免疫观测器。由于该观测器在系统存在故障时仍然可以对系统状态进行较为准确的估计, 因此该项技术在故障诊断方法上有一定的应用价值。本文给出了一个火箭姿态控制系统数字仿真, 证明了该方法即便是在不稳定的模型下仍然有效。由于故障免疫观测器的存在需要一定的条件, 所以并不是所有的系统都可以构造这种观测器。对于状态免疫观测器的存在条件还有待于进一步深入研究。

参 考 文 献

- 1 Chow E Y, Willsky A S. Analytical Redundancy and the Design of Robust Detection Systems. IEEE Trans. Automatic Control, 1984.
- 2 Frank P M. Fault Diagnosis in Dynamic Systems Using Analytical and Knowledge-Based Redundancy — A Survey and Some New Results. Automatica, 1990, 26
- 3 Wang Xianzhong. Fault Immunized State Observer and Fuzzy Decision Making for Dynamic System Fault Diagnosis. Dissertation Abstracts International, 1997.
- 4 胡昌华, 许华龙. 控制系统故障诊断与容错控制的分析与设计. 北京: 国防工业出版社, 2000.
- 5 Ordys A W. Modeling and Simulation of Power Generation Plants. New York, Springer-Verlag, 1994.

作者简介

栾家辉 1977 年生, 2003 年获东北农业大学农业电气化及自动化专业硕士学位。现在读哈尔滨工业大学飞行器设计专业博士。研究方向: 航天器故障诊断, 控制系统故障诊断。

姜兴渭 1936 年生, 1960 年毕业于哈尔滨工业大学飞行器结构力学与强度计算专业。现为哈尔滨工业大学教授, 博士生导师。研究方向: 飞行器故障诊断与仿真技术。

Design and Application of Immunized State Observer

Luan Jiahui Jiang Xingwei

(Harbin Institute of Technology, Harbin 150001)

Abstract A design of novel immunized state observer is proposed. The method divides the system into measurable and unmeasurable part. The measurable part can be obtained through output without using the contaminative dynamic equation and the unmeasurable part can be obtained by the uncontaminative dynamic equation. This method overcomes the defect of the general observer that is affected by fault when estimating state.

Subject Term Fault diagnosis Mathematical model Spacecraft

(上接第 23 页)

- 4 Laure Olivier Martin, Jean-Pierre Prost. Final Approach During Hermes-Mtff Rendezvous; Definition of Optimal Guidance and Control Strategies. CNE, 1989.
- 5 Desplats E, Champertier C. Adaptive Guidance Techniques for Hermes Rendezvous. N92-24440, 1992.
- 6 朱仁璋, 尹艳, 汤溢. 空间交会 N 次推力状态方程与控制算法, 宇航学报, 2005, 26 (2): 206~211
- 7 朱仁璋, 李颐黎. 非线性相对运动方程的分析解. 中国空间科学技术, 2000, 20 (2): 20~29

作者简介

朱仁璋 1941 年生, 1965 年毕业于南京大学天文学系, 1989 年获慕尼黑工业大学工学博士, 北京航空航天大学教授, 博士生导师, 现从事航天技术教学与研究工作。

The Control Method and Control Algorithm for Homing and Closing Phases of Space Rendezvous

Zhu Renzhang* Tang Yi** Meng Wei*

(* Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

(** China Academy of Space Technology, Beijing 100094)

Abstract The control method and control algorithm for homing and closing phases of space rendezvous are investigated. The transfer (from one holding point to another) control uses the terminal control method, and the position keeping in the holding points applies the trajectory control principle. The control aim of impulse guidance is the terminal position, while the control aim of continuous thrust guidance is the terminal position and velocity. The simulation results show that the control method and algorithm are effectual.

Subject Term Rendezvous Orbital control Algorithm Spacecraft