

# 考虑完好性监测的无人机飞行控制系统稳定性分析

高飞\*, 杜亮, 杜志伟, 蒙文巩

中国船舶工业系统工程研究院, 北京 100094

**摘要** 以无人机飞行控制系统为代表的天地大回路控制系统为对象, 用马尔科夫过程分别描述导航系统故障过程和完好性监测过程, 在保持闭环系统随机稳定性的前提下, 讨论了系统噪声与完好性监测延迟时间的关系, 给出了一种确定完好性检测延迟时间范围的搜索算法, 并进行了仿真验证。

**关键词** 无人机飞行控制; 马尔科夫过程; 告警时间; 系统噪声; 随机稳定性

目前, 无人机(UAV)的着陆引导控制模式主要分为两种: 一种是天地大回路控制模式; 另一种是机上自主控制模式<sup>[1]</sup>。所谓天地大回路控制模式即为传统意义上的无人机和地面控制站之间形成的闭环控制结构, 这种控制模式极大地依赖于导航数据的完好性, 一旦导航数据出现故障或是受到干扰, 有可能导致严重后果<sup>[2]</sup>。在航行及进近着陆过程中, 需要考虑各类故障对系统的影响, 为保证完好性等系统指标, 在常规控制系统的基础上, 需要对完好性进行监测。其中, 完好性监测输入指标中的告警时间(TTA)是指可容忍最长告警时间, 也即用户位置、速度、时间和姿态(PVTA)误差超过告警限值的时刻和系统向用户显示这一报警时刻的时间差, 有的也称为“示警耗时”。广域增强系统(WAAS)的TTA一般应小于2 s, 最大不超过6 s。输出指标中的用户监测实际TTA对于有很强实时性要求的全球导航卫星系统(GNSS)应用非常重要, 是指实际能达到的TTA, 也是体现完好性特性的重要指标<sup>[3]</sup>。

基于模型的接收机自体完好性监控(RAIM)算法检测性能更高, 对故障的敏感性也更强。但是这类算法

的主要缺点是必须要重新建立模型, 使用比较繁琐, 而且计算量较大, 延长了对用户的报警时间, 无法满足高要求的TTA。

本研究采用带马尔科夫参数的控制系统模型描述天地大会路控制系统, 给出确定导航系统完好性TTA的极限的搜索算法, 以便为完好性监测指标的提出给出依据。

## 1 导航系统故障及完好性监测过程模型

完好性是指对系统提供的正确导航信息的信任程度。具体指卫星导航系统提供的服务在无法保障用户的预定操作时, 系统向用户及时有效地发出不可用告警标识的能力。而GNSS作为主用或唯一导航系统时, 精度损失有可能造成涉及生命安全的问题, 更为重要的是精度未达到特定用户需求却未在规定时间内告知用户, 这使得用户信任系统提供的错误导航位置信息而可能引起重大安全事故。从这个角度来看, 系统的完好性保障比精度更加重要, 更加受到导航业界的关注<sup>[4-10]</sup>。

收稿日期: 2019-03-20; 修回日期: 2019-05-22

作者简介: 高飞, 高级工程师, 研究方向为组合导航技术, 电子信箱: fgao@163.com

引用格式: 高飞, 杜亮, 杜志伟, 等. 考虑完好性监测的无人机飞行控制系统稳定性分析[J]. 科技导报, 2019, 37(13): 59-65; doi: 10.3981/j.issn.1000-7857.2019.13.008

导航系统中干扰或故障发生的时间、位置、幅值大小都具有随机性,可以使用随机过程来描述故障过程。同样,系统可以有多种故障状态,完好性监测系统能否发现导航系统发生了故障以及能否判断出系统处于哪种故障状态也是随机的,它的决策过程也可以看作一个随机过程。

Srichander 和 Walke<sup>[11]</sup>提出的模型中定义了两个不同状态空间中的随机过程,一个代表系统元件故障;另一个代表故障检测与隔离(FDI)方法。在本文中,用随机过程描述导航系统故障过程和完好性监测过程。用一个随机过程  $\eta(t)$  来表示导航系统故障过程,用另一个随机过程  $\psi(t)$  表示完好性监测过程。假设  $\eta(t)$  和  $\psi(t)$  均为具有有限状态的马尔科夫过程。

导航系统故障过程  $\eta(t)$  的状态空间为  $S=\{1,2,\dots,s\}$ ,具体定义为

$$\begin{cases} p_{kj}(\Delta t) = \alpha_{kj}\Delta t + o(\Delta t) & (k \neq j) \\ p_{kk}(\Delta t) = 1 - \sum_{k \neq j} \alpha_{kj}\Delta t + o(\Delta t) & (k = j) \end{cases} \quad (k, j \in S) \quad (1)$$

完好性监测过程  $\psi(t)$  的状态空间为  $R=\{1, 2, \dots, r\}$ ,具体定义为

$$\begin{cases} p_{ij}^k(\Delta t) = q_{ij}^k\Delta t + o(\Delta t) & (i \neq j) \\ p_{ii}^k(\Delta t) = 1 - \sum_{i \neq j} q_{ij}^k\Delta t + o(\Delta t) & (i = j) \end{cases} \quad (i, j \in R) \quad (2)$$

如果这两个随机过程相等,表示完好性监测过程完全准确并且没有检测时间延迟。而实际上,由于误检率、漏检率和 TTA 等因素的存在,这两个过程不可能完全相等。

## 2 无人机飞行控制系统模型

对于线性系统,系统表示为

$$\begin{cases} \dot{x}(t) = A(t)x(t) + B(\eta(t))u(x(t), \psi(t), t) \\ \quad + D(x(t), \eta(t), t)\dot{W}_1(t) + E(u(t), \eta(t), t)\dot{W}_2(t) \\ \quad + F(\eta(t))\dot{W}_3(t) \\ u(x(t), \psi(t), t) = -K(\psi(t), t)x(t) \end{cases} \quad (3)$$

式中  $x(t)$  表示  $n$  维状态向量,  $A(t)$  为  $n \times n$  矩阵。 $\eta(t)$  表示导航系统故障。 $u(x(t), \psi(t), t)$  为  $m$  维输入向量,参数中的  $\psi(t)$  表示完好性监测过程重构的控制律对输入的影响。 $B(\eta(t))$  为  $n \times m$  维矩阵,参数中的  $\eta(t)$  表示导航系统故障对  $B$  阵的影响。 $W(t)$  假设为维纳过程,

$D(x(t), \eta(t), t)\dot{W}_1(t)$  表示与状态相关的噪声, $E(u(t), \eta(t), t)\dot{W}_2(t)$  表示与输入相关的噪声, $F(\eta(t))\dot{W}_3(t)$  表示独立噪声。

假设  $D(x(t), \eta(t), t)$  和  $E(u(t), \eta(t), t)$  与  $x(t)$  和  $u(t)$  是线性关系

$$\begin{aligned} D(x(t), \eta(t), t) &= \sum_{i=1}^n D_i(\eta(t))x_i(t) \\ E(u(t), \eta(t), t) &= \sum_{i=1}^m E_i(\eta(t))u_i(t) \end{aligned} \quad (4)$$

为表示方便,采用简化符号:当  $\eta(t) = k \in S$ ,  $\psi(t) = i \in R$  时,  $B(\eta(t)) = B_k$ ,  $F(\eta(t)) = F_k$ ,  $D(\eta(t)) = D_k$ ,  $E(\eta(t)) = E_k$ ,  $K(\psi(t)) = K_i$ 。

为使系统对于每一个初始值  $x(t_0)$  都几乎确定地能解出连续随机过程解  $x(t)$ ,同时保证联合过程  $\{x, \eta, \psi\} = \{x(t), \eta(t), \psi(t); t_0 \leq t \leq t_f\}$  是一个马尔科夫过程,该系统需要满足 Srichander 和 Walke<sup>[11]</sup>提出的均值条件、增长条件及李普西兹条件。

## 3 稳定性判据

针对式(3)描述闭环控制系统的均方指数稳定问题, Mahmoud 和 Jiang<sup>[12]</sup>考虑了噪声影响,并讨论了系统的稳定性问题。 Mahmoud 和 Jiang<sup>[13]</sup>给出了对于特定系统, FDI 检测延迟时间和稳定性的关系。高飞和张洪钺<sup>[14]</sup>在保证稳定性的前提下,研究了系统噪声和 FDI 检测延迟时间的关系,给出了在考虑噪声的条件下,确定 FDI 检测延迟时间合理范围的方法。

对于式(3)所描述的线性系统,按照 Kozin<sup>[15]</sup>提出的稳定性定义, Srichander 和 Walke<sup>[11]</sup>给出定理 1 所示稳定性判据。

定理 1:系统在控制律  $u_i = -K_i x$  下均方指数稳定的充要条件是,对于任意  $k \in S$ ,  $i \in R$ ,  $t \rightarrow \infty$  时,下面的矩阵微分方程存在有界的稳态解  $P_{ki} > 0$ ,

$$\begin{aligned} \dot{P}_{ki}(t) + \tilde{A}_{ki}^T P_{ki}(t) + P_{ki}(t) \tilde{A}_{ki} + \sum_{j \in S, j \neq k} \alpha_{kj} P_{ji}(t) + \\ \sum_{j \in R, j \neq i} q_{ij}^k P_{kj}(t) + \Lambda_{ki} + K_i^T \Gamma_{ki} K_i + Q_{ki} = 0 \end{aligned}$$

其中  $Q_{ki} > 0$ ,  $P_{ki}(0) = 0$

$$\begin{aligned} \tilde{A}_{ki} &= A - B_k K_i - \frac{1}{2} I \sum_{j \neq k}^{j \in S} \alpha_{kj} - \frac{1}{2} I \sum_{j \neq i}^{j \in R} q_{ij}^k \\ \Lambda_{ki} &= [\text{trace}\{D_{ki}^T P_{ki} D_{ki}\}] \quad \forall l, \quad c = 1, \dots, n \\ \Gamma_{ki} &= [\text{trace}\{E_{ki}^T P_{ki} E_{ki}\}] \quad \forall l, \quad c = 1, \dots, n \end{aligned}$$

### 4 完好性TTA的表示

任何一种完好性监测方法都是有一定检测延时的,检测延时表示的是从系统发生故障到完好性监测过程做出判断之间的时间间隔。检测延时与所选择的监测方法、系统的动态特性、噪声情况及故障的发生情况有关。

因此,研究控制系统对完好性监测方法的限制条件,进而给出可选择的完好性监测方法的指标范围,具有十分重要的现实意义。

下面按照 Srichander 和 Walke<sup>[11]</sup>的思路,给出完好性TTA的表示方法。

假设  $\tau$  是完好性监测过程的保持某种状态的时间,  $F_{ij}^k(t)$  是在导航系统故障过程处于状态  $k$  的前提下,当完好性监测过程离开状态  $i$ ,进入状态  $j$  之前,在状态  $i$  保持时间的概率分布函数。 $f_{ij}^k(t)$  是  $F_{ij}^k(t)$  的概率密度函数。其中  $k \in S, i, j \in R$ 。

完好性监测过程在时间  $t$  之前发生状态转化的概率为

$$F_{ij}^k(t) = \Pr\{\tau \leq t\} \tag{5}$$

而在时间  $t$  之内不发生状态转化的概率,则可以表示为可靠度  $R_{ij}^k(t)$ 。

$$R_{ij}^k(t) = \Pr\{\tau > t\} = 1 - F_{ij}^k(t) \tag{6}$$

完好性监测过程在时间  $t$  之前不发生状态转化,在时间  $t+\Delta t$  之前发生转化的概率可表示为

$$F_{ij}^k(t+\Delta t|\tau > t) = \frac{\Pr\{\tau \leq t+\Delta t, \tau > t\}}{\Pr\{\tau > t\}} = \frac{\Pr\{t < \tau < t+\Delta t\}}{\Pr\{\tau > t\}} = \frac{F_{ij}^k(t+\Delta t) - F_{ij}^k(t)}{1 - F_{ij}^k(t)} \tag{7}$$

$q_{ij}^k(t)$  的定义为

$$q_{ij}^k(t) = \lim_{\Delta t \rightarrow 0} \left\{ \frac{F_{ij}^k(t+\Delta t|\tau > t)}{\Delta t} \right\} \tag{8}$$

将(7)式代入(8)式可得到

$$q_{ij}^k(t) = \lim_{\Delta t \rightarrow 0} \left\{ \frac{F_{ij}^k(t+\Delta t|\tau > t)}{\Delta t} \right\} = \frac{f_{ij}^k(t)}{1 - F_{ij}^k(t)} \tag{9}$$

对于单样本检验等监测方法,完好性监测过程不需要使用历史数据,具有无记忆性,监测过程的告警时间分布函数可用指数分布来描述;对于序贯概率比等依赖历史数据的监测方法,可以使用Gamma分布来描述其告警时间分布。

如果检测延迟时间服从指数分布,即

$$f_{ij}^k(t) = \lambda_{ij}^k \exp\{-\lambda_{ij}^k t\}, \quad t \geq 0$$

代入(8)式可得

$$q_{ij}^k(t) = \frac{\lambda_{ij}^k \exp\{-\lambda_{ij}^k t\}}{\exp\{-\lambda_{ij}^k t\}} = \lambda_{ij}^k = \frac{1}{t} \tag{10}$$

表示在故障过程处于状态  $k$  的前提下,当完好性监测过程离开状态  $i$ ,进入状态  $j$  之前,在状态  $i$  保持时间的期望值。

如果告警时间服从Gamma分布,即

$$f_{ij}^k(t) = \frac{\lambda_{ij}^k}{\Gamma(r_{ij}^k)} (\lambda_{ij}^k t)^{r_{ij}^k - 1} \exp(-\lambda_{ij}^k t), \quad t \geq 0$$

代入(10)式可得:  $q_{ij}^k(t) = \left[ \frac{(\lambda_{ij}^k t)^{r_{ij}^k} (t)^{r_{ij}^k - 1}}{(r_{ij}^k - 1)! \sum_{m=0}^{r_{ij}^k - 1} \frac{1}{m!} (\lambda_{ij}^k t)^m} \right]$

可见  $q_{ij}^k(t)$  是时变的,考虑在很短的时间范围内,可以把  $q_{ij}^k(t)$  近似为常数。当时间趋于无穷大时可得  $q_{ij}^k(t)$  的极限为

$$q_{ij}^k(t) \xrightarrow{t \rightarrow \infty} \lambda_{ij}^k \tag{11}$$

可见完好性监测算法的服从Gamma分布的检测延迟在一定条件下可以用指数分布来近似。

### 5 修正的稳定性判据

使用上面式(10)、(11)的结论,在定理1中使用  $\lambda_{ij}^k$  代替  $q_{ij}^k(t)$ ,得到下面的修正稳定性判据。

定理2:系统在控制律  $u_i = -K_i x$  下,均方指数稳定的充要条件是,对于任意  $k \in S, i \in R$ ,当  $t \rightarrow \infty$  时,下面的矩阵微分方程存在有界的稳态解  $P_{ki} > 0$ ,满足

$$\dot{P}_{ki}(t) + \tilde{A}_{ki}^T P_{ki}(t) + P_{ki}(t) \tilde{A}_{ki} + \sum_{j \in S, j \neq k} \alpha_{kj} P_{ji}(t) + \sum_{j \in R, j \neq i} \lambda_{ij}^k P_{kj}(t) + \Lambda_{kj} + K_i^T \Gamma_{ki} K_i + Q_{ki} = 0$$

其中  $Q_{ki} > 0, P_{ki}(0) = 0$

$$\tilde{A}_{ki} = A - B_k K_i - \frac{1}{2} I \sum_{j \in S, j \neq k} \alpha_{kj} - \frac{1}{2} I \sum_{j \in R, j \neq i} \lambda_{ij}^k$$

$$\Lambda_{ki} = [\text{trace}\{D_{kl}^T P_{ki} D_{kc}\}] \quad \forall l, c = 1, \dots, n$$

$$\Gamma_{ki} = [\text{trace}\{E_{kl}^T P_{ki} E_{kc}\}] \quad \forall l, c = 1, \dots, m$$

## 6 确定告警时间范围的方法

利用定理2分析在保持系统稳定性的前提下系统噪声和完好性监测过程告警时间的关系。即状态相关的噪声幅值 $D$ 、和输入相关的噪声幅值 $E$ 与完好性监测告警时间 $\bar{t}$ 对系统稳定性的影响。

首先对问题进行简化,假设系统在正常和各种故障情况下,系统噪声的影响不变,即 $D_i=D_j$ 、 $E_i=E_j$  ( $i, j=1, \dots, s$ )。同时假设所有监测告警时间 $\bar{t}$ 都相等,即 $\lambda_{ij}^k$ 都相等。

通过定性的分析可知,对于一个在正常情况下稳定的闭环控制系统,在 $D$ 、 $E$ 和 $\bar{t}$ 都为零的情况下(表示系统没有噪声影响,同时完好性监测没有延迟,即完好性监测过程和故障过程同步反应),系统必然稳定。问题转化为求取组合 $(D, E, \bar{t})$ 构成集合的边界问题,即将这3个量从零开始递增,求取一个上界,使得在该点处系统由稳定变为不稳定。边界以内的点 $(D, E, \bar{t})$ 都满足使系统稳定的条件。

采用类似于高飞和张洪钺<sup>[14]</sup>给出的方法,确定时间延迟范围的方法为:首先选定一个搜索区域( $0 \leq D \leq D_{max}$ ,  $0 \leq E \leq E_{max}$ ),以一定的精度遍历其中的所有点,对每一对组合 $(D_i, E_j)$ ,可求出使系统满足稳定的最大的告警时间。求解的算法流程图如图1所示。

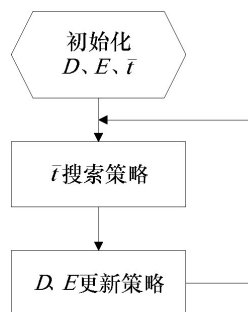


图1 最大告警时间搜索算法流程图

Fig. 1 Max TTA search algorithm flow

$\bar{t}$ 的搜索策略为在给定的组合 $(D_i, E_j)$ 下,搜索使系统稳定的 $\bar{t}$ 上限。

系统的稳定性判据可根据定理2进行数值仿真,当所有 $P_{ki}$ 有大于零的稳定解时(注意时间方向为 $\bar{t} \rightarrow \infty$ ),系统稳定。

$D$ 、 $E$ 更新策略为以某一精度在给定区域内遍历所有点,以模拟系统的各种噪声环境。

如果直接实行 $(D, E)$ 的遍历,将会遇到维数爆炸问题,计算量以所选点密度的立方增长,因此必须尽可能

地简化计算。

### 6.1 $\bar{t}$ 的搜索策略

在保证精度的前提下,为了尽快得到完好性监测告警时间 $\bar{t}$ 的边界值,采用了变步长往返搜索法,即开始阶段采用比较大的步长从0开始递增,每次增加后都判断系统是否稳定,如果系统稳定性发生了变化(从稳定到不稳定,或者从不稳定到稳定),则适当地减小步长,同时向反方向搜索。

通过循环进行上面的步骤,可以较快地搜索到边界点,而步长的逐步缩小可以满足指定的精度要求。

### 6.2 $D$ 、 $E$ 更新策略

$D$ 、 $E$ 不需要遍历整个选定的区域,考虑到本问题的为求取边界,因此只要在一个选定搜索方向上,当发现 $\bar{t}$ 为零时,系统仍不稳定,可知已经达到了边界,不需要在该方向继续进行搜索。

如果定义 $D$ 、 $E$ 、 $\bar{t}$ 为三维空间中3个方向的坐标轴,搜索结果即为第一象限一个形状近似为四面体的区域(用 $\Omega$ 表示),其中3个面为 $(D, E, \bar{t})$ 空间的3个坐标平面,另一个面为搜索到的所有边界点构成的曲面。位于区域 $\Omega$ 中的每一个点 $(D_i, E_j, t_k)$ 都可以使给定的系统保持稳定。区域 $\Omega$ 的起始点是原点 $(0, 0, 0)$ ,表示 $D$ 、 $E$ 、 $\bar{t}$ 从0开始。

对于给定的系统,其噪声状况是确定的,比如当 $D=D_i$ 、 $E=E_j$ 时,只要在 $D$ 、 $E$ 轴上对稳定区域 $\Omega$ 进行切割,去掉 $(0-D_i)$ 、 $(0-E_j)$ 的部分,切割后空间 $\Omega$ 中的点,可使当前系统保持稳定。

在实际工作中,进行系统设计时,使用这种方法可以确定完好性检测告警时间的可选范围,进而选择合适的完好性监测方法。

## 7 仿真实例

### 7.1 求取完好性监测告警时间的可选范围

采用高飞和张洪钺<sup>[14]</sup>给出的系统参数,但该模型已赋予新的物理含义,完好性监测过程有两种状态:正常状态和故障状态(下标1表示正常状态值,下标2表示故障状态值)。

$$A = [0.4]$$

$$B = \begin{cases} B_1 = [1.0] \text{—正常} \\ B_2 = [0.2] \text{—故障} \end{cases}$$

$$\alpha_{12} = 0.005; \alpha_{21} = 0.001$$

$$K_1 = 1.0; K_2 = 3.5$$

选择  $Q_{ij}=1, \forall k \in S=\{1,2\}, i \in R=\{1,2\}$ 。

系统初始稳定, 在  $(0 \leq D \leq 0.35, 0 \leq E \leq 0.15)$  的范围内进行搜索, 设定  $D$  正方向上步长为 0.05,  $E$  正方向上

步长为 0.03。对  $\bar{t}$  的搜索为每次系统稳定性发生变化后, 搜索步长变为现有步长的十分之一。仿真结果如图 2 所示。

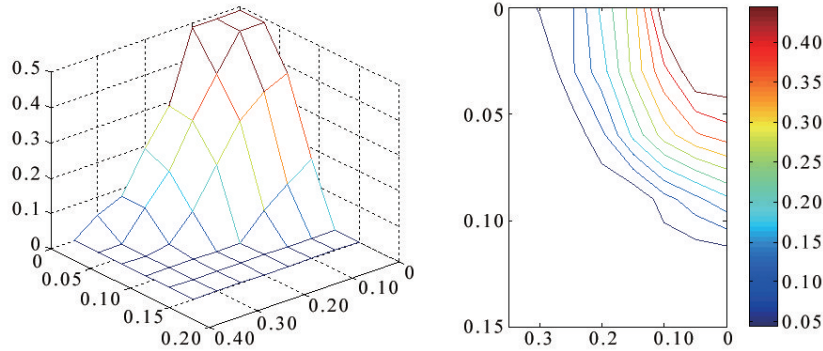


图 2 系统噪声与完好性监测告警时间关系  
Fig. 2 Relation between system noise and TTA

图 2 左侧为稳定区域边界的三维图, 可以看出使系统稳定的区域呈类似四面体的形状。右侧为三维图中  $(D, E)$  平面的等高线图, 原点处为最高点。仿真得到  $\bar{t}$  边界的具体数据如表 1 所示。

表 1 稳定区域边界数据  
Table 1 Data of stability region

$E$	$D$							
	0	0.05	0.10	0.15	0.20	0.25	0.30	0.35
0	0.49	0.49	0.49	0.29	0.19	0.08	0.05	0
0.03	0.49	0.49	0.39	0.28	0.16	0.08	0	0
0.06	0.38	0.35	0.29	0.19	0.08	0.01	0	0
0.09	0.17	0.12	0.07	0	0	0	0	0
0.12	0	0	0	0	0	0	0	0
0.15	0	0	0	0	0	0	0	0

从中可以看出, 系统的稳定区域位于原点附近的区域。随着  $D, E$  的增大, 即系统所处的噪声环境越来越恶劣,  $\bar{t}$  的上限逐渐变小。这说明为了保持系统稳定, 对完好性监测的快速性提出了更高的要求。

### 7.2 稳定性验证

如果某系统的噪声情况是  $D=0.1, E=0.06$ , 则从上面已经得到的稳定区域可以看出, 为保持系统稳定, 完好性监测告警时间的允许范围是:  $0 \leq \bar{t} \leq 0.29$ 。

如果选取  $\bar{t}=0.2$ , 根据定理 2, 可得 4 个  $P_{ki}$  结果如图 3 所示。

可见结果都大于零并且稳定有界, 说明该完好性监测告警时间标准的选择保持了系统稳定。

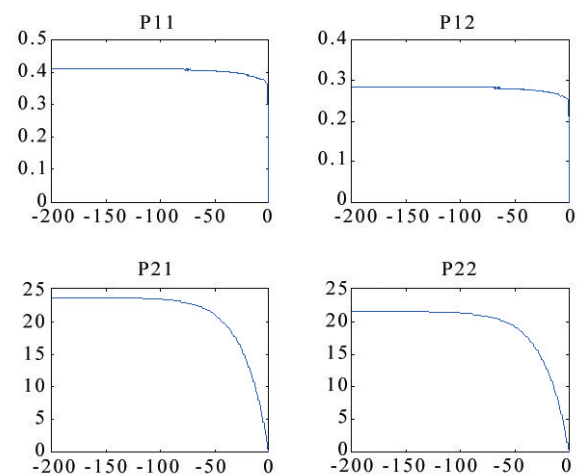


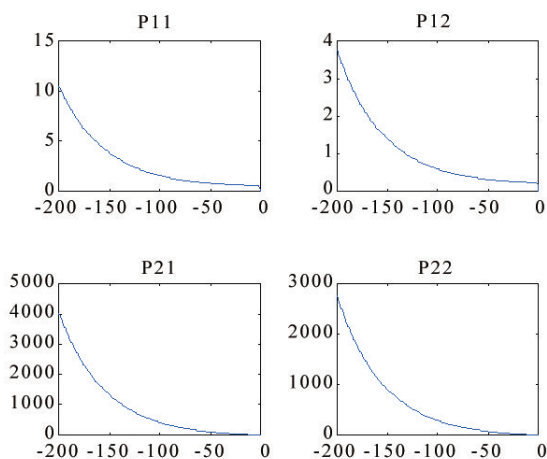
图 3 稳定系统  $P_{ki}$   
Fig. 3  $P_{ki}$  of stable system

如果完好性监测告警时间超过了限制, 选为  $\bar{t}=0.80$ , 仿真可得  $P_{ki}$  (图 4)。

$P_{ki}$  呈发散状态, 说明完好性监测告警时间选择不当造成系统不稳定。

## 8 结论

将带马尔科夫参数的控制系统模型思想应用于考虑完好性监测的天地大回路控制系统, 给出了在保持系统均方指数稳定的前提下, 在不同的系统噪声环境中, 确定完好性监测告警时间的方法, 为完好性监测方法指标的提出理论支撑。在该研究方向, 本文仅开展

图4 不稳定系统 $P_{ki}$ Fig. 4  $P_{ki}$  of unstable system

了初步研究,如仅考虑了告警时间,未考虑误检及漏检;确定稳定极限的搜索算法仅为充分条件,未涵盖全部稳定区间等,在后续工作中会逐步进行深入研究。



### 参考文献 (References)

[1] 胡中华, 赵敏. 无人机研究现状及发展趋势[J]. 航空科学技术, 2009(4): 3-5.  
Hu Zhonghua, Zhao Min. Research Status and Development Trend of UAV[J]. Aeronautical science and technology, 2009

(4): 3-5.  
[2] 沈自然, 无人机自主航迹规划与地面测控技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.  
Shen Ziran, Analysis of unmanned aerial vehicle autonomous route planning and ground measureme[D]. Nanjing: Department of system science, Nanjing University, 2011.  
[3] 苏先礼, GNSS完好性监测体系及辅助性能增强技术研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2013.  
Su Xianli, The research on GNSS integrity monitoring theory and assisted performance enhancement technique[D]. Shanghai: Shanghai Jiaotong University, 2013.  
[4] 汤卫红, 海基JPALS系统完好性技术分析[J]. 现代导航, 2016(6): 391-395.  
Tang Weihong, Analysis of integrity monitoring technology for SB-JPALS[J], Modern Navigation, 2016(6): 391-395.  
[5] 娄上月, 接收机自主完好性监测及系统仿真研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2013.  
Lou Shangyue, Research on receiver autonomous integrity monitoring and the simulation system[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2013.  
[6] 杨传森. 卫星导航用户端自主完好性监测理论问题研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.  
Yang Chuansen. Research on the theory of autonomous integrity monitoring for satellite navigation client[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011.  
[7] Kogure S. QZSS: The Japanese quasi-zenith satellite system-program updates and current status[C]//ION GNSS 2011, Protland, Oregon. 2011: 913-945.  
[8] Su X L, Zhan X, Niu M, et al. Performance comparison for combined navigation satellite systems in asia-pacific region[J]. Journal of Aeronautics Astronautics and Aviation, Series A, 2012, 44(4): 249-258.  
[9] Hewitson S, Wang J L. Extended receiver autonomous integrity monitoring (ERAIM) for GNSS/INS integration[J]. Journal of Surveying Engineering-Asce, 2010, 136(1): 13-22.  
[10] Liu H, Ye W, Wang H. Integrity monitoring using ERAIM for GNSS/inertial system[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2012, 84(5): 287-292.  
[11] Srichander R, Walker B K. Stochastic stability analysis for continuous-time fault tolerant control systems[J]. International Journal of Control, 1993, 57(2): 433-452.  
[12] Mahmoud M M, Jiang J, Zhang Y M. Stochastic stability analysis of falut tolerant control systems in the presence of noise [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2001, 46(11): 1810-1815.  
[13] Mahmoud M, Jiang J, Zhang Y. Effects of fault detection and isolation to the stability of fault tolerant control systems[C]// American Control Conference. Arlington, USA, IEEE, 2001:

- 2676-2681.
- [14] 高飞, 张洪钺. 带马尔科夫参数的容错控制系统中系统噪声与故障诊断检测延迟时间的关系[J]. 航天控制, 2004, 22(6): 11-16.  
Gao Fei, Zhang Hongyue. Relation between system noises and fault diagnosis detection delay in fault-tolerant control systems with markovian parameters[J]. Aerospace Control, 2004, 22(6): 11-16.
- [15] Kozin F. A survey of stability of stochastic systems[J]. Automatica, 1969(5): 95-112.

## Stability analysis of flight control systems of UAV considering gnss integrity monitoring

GAO Fei\*, DU Liang, DU Zhiwei, MENG Wengong

Systems Engineering Research Institute, China State Shipbuilding Corporation Limited, Beijing 100094, China

**Abstract** In order to maintain the stochastic stability of flight control system of UAV, two Markov processes are used to model both GNSS system fault and integrity monitoring process. The relation between system noises and time to alert (TTA) of GNSS integrity monitor is studied, and a method to obtain the appropriate range of TTA is proposed.

**Keywords** flight control of UAV; Markov process; time to alert; system noise; stochastic stability ●



(编辑 徐丽娇)