

机载 GPS 接收机软故障检测方法的研究

沈笑云, 唐 鹏, 张思远, 焦卫东, 庞 博

(中国民航大学智能信号与图像处理市重点实验室, 天津 300300)

摘 要: 针对 Wald 序贯概率比法检测机载 GPS 接收机软故障实时性差的缺点, 提出了一种改进的序贯 Bayes 检测方法。该方法在检测过程中不断对检测统计值进行修正, 在极大地减小检测机载 GPS 接收机软故障时延的同时, 还使得检测决策的平均风险最小。仿真结果表明, 改进的序贯 Bayes 检测方法相比于修正的 Wald 序贯概率比方法, 可以更加快速地检测出机载 GPS 接收机的软故障, 表明这种改进方法具备良好的实时特性, 从而降低了机载 GPS 接收机的误警率, 使其具备更高的可靠性和稳定性。

关键词: 机载 GPS 接收机; 软故障; 序贯 Bayes 检测; 故障检测; 码跟踪环

中图分类号: V328.5 **文献标志码:** A **文章编号:** 1671-637X(2014)10-0047-05

A Method for Soft Failure Detection of Airborne GPS Receiver

SHEN Xiao-yun, TANG Peng, ZHANG Si-yuan, JIAO Wei-dong, PANG Bo

(The Key Lab for Advanced Signal Processing, Civil Aviation University, Tianjin 300300, China)

Abstract: Considering that the Wald Sequential Probability Ratio Test (SPRT) has poor real-time performance for detecting the soft failure of the airborne GPS receiver, we proposed a revised sequential Bayesian detection method. The method can modify the test statistics continually during the detection, thus can not only reduce greatly the testing time delay of the airborne GPS receiver soft failure, but also has minimum risks for decision-making of test. The simulation results show that; compared with the Wald SPRT method, the improved sequential Bayesian method can detect the soft failure of the airborne GPS receiver more quickly, which indicates that the method possesses a fine real-time performance. Furthermore, the method can decrease the probability of false alarm, so the airborne GPS receiver will have high reliability and stability.

Key words: airborne GPS receiver; soft failure; sequential Bayesian detection; fault detection; code loop

0 引言

现阶段, 广播式自动相关监视(ADS-B)系统的位置监视数据主要来自机载 GPS^[1], 某机载 GPS 接收机是 ADS-B 航管监视系统中非常重要的机载设备之一。它将实时获取来自机载 GPS 的飞机三维位置和速度等信息传送给飞行管理系统(FMS)进行计算编码, 然后再将这些信息连同飞机标识、气压高度等附加信息通过 ADS-B 机载发射天线向空中与地面进行连续广

播, 为 ADS-B 服务区内地面管制人员和其他飞行器提供本机高精度的位置、速度等信息。由于机载 GPS 接收机码跟踪环(简称码环)不可避免地存在热噪声^[2], 因此系统会在给定的误差范围内产生故障告警, 即产生系统软故障, 使得机载 GPS 接收机的误警率升高。

目前, 常采用机内测试(BIT)方法检测机载 GPS 接收机系统故障幅值较大的硬故障和中等故障, 但 BIT 无法检测故障幅值较小的系统软故障。然而, 机载 GPS 接收机的软故障引起的接收机量化误差和动态应力误差等误差, 将影响机载 GPS 的伪码测距误差, 进而影响机载 GPS 的定位精度。因此, 从民用航空运行安全的角度出发, 对机载 GPS 接收机软故障的检测是十分必要的。在运用 ADS-B 系统替代航管二次雷达作为航管监视的基本手段时, 要求 ADS-B 机载设备能提供可靠有效的飞机位置信息, 由于该位置信

收稿日期: 2013-10-29

修回日期: 2013-12-24

基金项目: 国家自然科学基金(61079009); 天津市应用基础与前沿技术研究计划(14JCYBJC16000); 中央高校基本科研业务费资助项目(3122013C016, 3122013Z001, SY-1422)

作者简介: 沈笑云(1965—), 女, 江苏盐城人, 研究员, 研究方向为空中交通管理, 虚拟实现。

息来源于机载 GPS 接收机,因此,需要机载 GPS 接收机有较高的稳定性和可靠性,故在检测机载 GPS 接收机故障时要有较高的实时性。为了克服 Wald 序贯概率比法检测系统软故障实时性较差的缺陷,本文提出了一种改进的序贯 Bayes 法检测由机载 GPS 接收机码环热噪声引起的系统软故障的方法,应用该方法可以从根本上解决 Wald 序贯概率比法检测系统软故障实时性差的不足,解决了机载 GPS 接收机软故障无法实时检测的难题。同时,该运用方法也可以降低机载 GPS 接收机的虚警率,提高机载 GPS 接收机的稳定性和可靠性。

1 Wald 序贯概率比法

Wald 序贯概率比法检测系统软故障不需预先设定观测样本数,在检测过程中,不断增加观测数据,直至做出决策为止^[2-4]。

假设 H_0 和 H_1 是系统的正常和故障两种状态的备择假设,有观测量 x 的 m 次序贯独立样本 $\{x_i | i = 1, 2, \dots, m\}$, 计算其对数似然比函数 λ_m , 有

$$\lambda_m = \ln \frac{P(x_1, x_2, \dots, x_m | H_1)}{P(x_1, x_2, \dots, x_m | H_0)} = \ln \prod_{i=1}^m \frac{P(x_i | H_1)}{P(x_i | H_0)} = \lambda_{m-1} + \frac{P(x_m | H_1)}{P(x_m | H_0)} \quad (1)$$

若序贯观测值 x_m 的热噪声服从均值为 0、方差为 σ^2 的高斯白噪声,接收机码环的故障幅值为 f_0 , 则式(1)可推得

$$\lambda_m = \lambda_{m-1} + \frac{f_0}{\sigma^2}(x_m - 0.5f_0) \quad (2)$$

则 Wald 序贯概率比判决准则为: $\lambda_m \geq \ln A$, 判决 H_1 成立; $\lambda_m < \ln B$, 判决 H_0 成立; $\ln B \leq \lambda_m < \ln A$, 继续采样检测。其中,判决阈值 $\ln A$ 和 $\ln B$ 均与虚警率 α 和漏检率 β 有关, Wald 给出其计算方法为: $A = \frac{1-\beta}{\alpha}$, $B = \frac{\beta}{1-\alpha}$ 。

由于 λ_m 取值可正可负,当 λ_m 在 0 附近波动时,便造成了 Wald 序贯概率比法的检测时延,故降低了故障检测的实时性^[4]。所谓修正的 Wald 序贯概率比法即 $\lambda_m = \max\{0, \lambda_{m-1} + \frac{f_0}{\sigma^2}(x_m - 0.5f_0)\}$ 。

修正的 Wald 序贯概率比法在一定程度上改善了 Wald 序贯概率比法检测延迟的问题,但是仍然存在着较大检测延迟的问题,不能从根本上解决 Wald 序贯概率比法检测延迟的局限性。因此,本文提出改进序贯 Bayes 检测方法,从根本上解决了 Wald 序贯概率比法检测延迟的缺陷。

2 改进的序贯 Bayes 检测

根据上文的推导可以看出, Wald 序贯似然比检测只考虑了两类差错概率,并没有涉及诸多误差因素所引起的损失和每次采样检测付出的风险。从实际情况看来,希望能快速判断出机载 GPS 接收机的软故障,以便采取适当措施将其排除,以提高机载 GPS 接收机的稳定性和可靠性,为 ADS-B 航管监视系统提供有效的飞机位置信息。这就要求有较高的故障检测实时性,因此要考虑每次进行采样检测所要付出的代价。基于以上考虑,采取改进的序贯 Bayes 检测方法来检测设备软故障,提高检测实时性,同时也可以使得检测的平均风险最小^[5-6]。

假设 $p(H_0)$ 、 $p(H_1)$ 分别表示 H_0 、 H_1 的先验概率 ($p(H_0) + p(H_1) = 1$); C_{10} 、 C_{01} 分别表示虚警率 α 、漏检率 β 所产生的风险; c 表示每进行一次采样判决所付出的风险; N_0 、 N_1 分别表示接受 H_0 、 H_1 假设所需的平均观测次数。可以得到接受 H_0 假设所付出的平均风险为

$$C_0 = C_{01}\alpha + cN_0 \quad (3)$$

接受 H_1 假设所付出的平均风险为

$$C_1 = C_{10}\beta + cN_1 \quad (4)$$

由式(2)可得

$$\begin{cases} \alpha = \frac{1-B}{A-B} \\ \beta = \frac{B(A-1)}{A-B} \end{cases} \quad (5)$$

接受 H_0 、 H_1 的平均观测时间^[5]分别为

$$\begin{cases} N_0 = \frac{(1-\alpha)\ln B + \alpha\ln A}{E_{H_0}(\lambda_m)} \\ N_1 = \frac{\beta\ln B + (1-\beta)\ln A}{E_{H_1}(\lambda_m)} \end{cases} \quad (6)$$

式中

$$E_{H_i}(\lambda_m) = E\left[\left(\frac{2xf_0 - f_0^2}{2}\right) | H_i\right], \quad i=0,1 \quad (7)$$

将式(4)、(5)代入式(2)、(3)可得

$$C_0 = C_{01} \frac{1-B}{A-B} + c \frac{\frac{A-1}{A-B} \ln B + \frac{1-B}{A-B} \ln A}{E_{H_0}(\lambda_m)},$$

$$C_1 = C_{10} \frac{B(A-1)}{A-B} + c \frac{\frac{B(A-1)}{A-B} \ln B + \frac{A(1-B)}{A-B} \ln A}{E_{H_1}(\lambda_m)},$$

可得总的平均风险为

$$C = p(H_0)C_0 + p(H_1)C_1 \quad (8)$$

现在,根据总的平均风险 C 来确定序贯 Bayes 检测的阈值 $\ln A_{\text{fixed}}$ 、 $\ln B_{\text{fixed}}$ 。在机载 GPS 接收机故障检测中,对虚警率 α 和漏检率 β 均有较高的要求,即要求

$\alpha \rightarrow 0$ 和 $\beta \rightarrow 0, \alpha \ll \beta$ 。因此,做如下近似 $\alpha \approx \frac{1}{A}, \beta \approx B$,

$$N_0 \approx \frac{\ln B}{E_{H_0}(\lambda_m)}, N_1 \approx \frac{\ln A}{E_{H_1}(\lambda_m)}, \text{于是有}$$

$$\begin{cases} C_0 \approx C_{01} \frac{1}{A} + c \frac{\ln B}{E_{H_0}(\lambda_m)} \\ C_1 \approx C_{10} B + c \frac{\ln A}{E_{H_1}(\lambda_m)} \end{cases} \quad (9)$$

将式(9)代入式(8),再分别对 $A、B$ 求偏导,并令偏导数为零,可得

$$\begin{cases} A_{\text{fixed}} \approx \frac{p(H_1)}{p(H_0)} \frac{C_{01}}{c} E_{H_1}(\lambda_m) \\ B_{\text{fixed}} \approx \frac{p(H_1)}{p(H_0)} \frac{C_{01}}{c} E_{H_1}(\lambda_m) \end{cases} \quad (10)$$

显然, $(A_{\text{fixed}}, B_{\text{fixed}})$ 是使得总的平均风险 C 最小的一对取值。

对式(10)取自然对数,可得序贯 Bayes 检测的判

决阈值,即 $\ln A_{\text{fixed}} = \ln \frac{p(H_1)}{p(H_0)} + \ln \frac{C_{01}}{c} E_{H_1}(\lambda_m) = \ln A - \ln \frac{c}{C_{01} E_{H_1}(\lambda_m)}$ 。

对对数似然比 λ_m 每次迭代运算进行补偿修正,并取新的对数似然比为 ζ_m ,即

$$\zeta_m = \zeta_{m-1} + \frac{f_0}{\sigma^2} (x_m - 0.5f_0) + T \quad (11)$$

式中, $T = \ln \frac{c}{C_{01} E_{H_1}(\lambda_m)}$ 。

同样, ζ_m 取大于等于零的值,改进的序贯 Bayes 检测的门限仍然取 $\ln A$ 。则改进的序贯 Bayes 检测的判决准则为: $\zeta_m \geq \ln A$, 判决 H_1 成立; $\zeta_m < \ln A$, 继续采样检测。其中, $\ln A = \ln \frac{1-\beta}{\alpha}$ 。

改进的序贯 Bayes 检测的检测过程如图 1 所示。

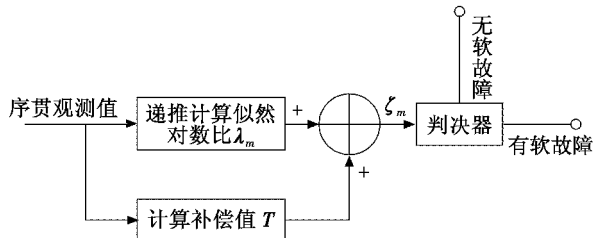


图 1 改进的序贯 Bayes 检测法的检测原理

Fig. 1 The principle of the revised sequential Bayesian detection method

3 系统软故障检测的应用

下文以某机载 GPS 接收机的软故障为例,采用本文改进的序贯概率比法对其进行检测。检测软故障的

软件流程如图 2 所示。

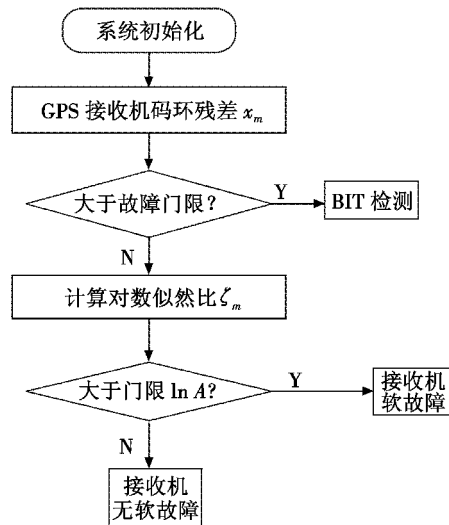


图 2 检测软件流程图

Fig. 2 The process of detection software

3.1 机载 GPS 接收机码环没有故障时的实例分析

假设机载 GPS 接收机码环热噪声是均值为 0、方差为 σ^2 的高斯白噪声,其中,根据文献[7-8]有

$$\sigma = \lambda_c \sqrt{\frac{B_n d}{c/n_0} \left[1 + \frac{2}{c/n_0 \times T_0} \right]} \quad (12)$$

式中: σ 为测量热噪声的标准差; d 为超前滞后码元间距(对于时分 T 型超前滞后相关器为 1,对于专用超前滞后相关器为 0.5); B_n 为码环等效噪声带宽,典型的 B_n 值在 0 ~ 10 Hz 之间变化; c/n_0 为载波与噪声密度比,它跟载波与噪声功率密度比 C/N_0 (单位为 dB-Hz) 的关系为 $c/n_0 = 10^{(C/N_0)/10}$; T_0 为预测积分时间(单位为 s),一般是 0.02 s(导航电文数据位的长度); λ_c 为伪随机码(PN)波长,对于 P 码,为 293.305 m,对于 C/A 码,为 293.05 m。

取 $d = 1, B_n = 3 \text{ Hz}, C/N_0 = 45 \text{ dB-Hz}, T_0 = 0.02 \text{ s}$, 由于讨论的是民用机载 GPS 接收机,即伪距测量采用 C/A 码,故 $\lambda_c = 293.05 \text{ m}$,则可以计算得到机载 GPS 接收机码环热噪声的标准差 $\sigma \approx 2.86 \text{ m}$ 。

机载 GPS 接收机内部噪声是机载 GPS 接收机信号通道间的偏差,码跟踪环的热噪声等产生的偏差,以及钟差等引起的测距和测相误差的综合反映^[9]。机载 GPS 接收机内部噪声对伪距测量的误差影响为 $7.5 \text{ m}^{[10]}$,本文仅讨论机载 GPS 接收机码环热噪声的情况。考虑到热噪声对机载 GPS 接收机伪距测量误差是主要影响方面,故假定由接收机码环热噪声产生的伪距测量误差值为 5.5 m 。

在机载 GPS 接收机没有故障时,接收机测量残差 x_m 的曲线如图 3 所示。

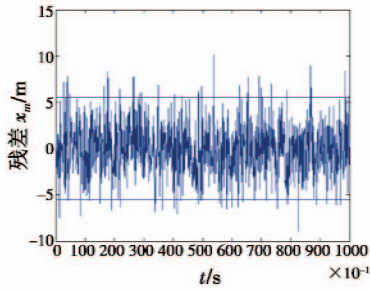


图3 机载 GPS 接收机码环没有故障时残差 x_m 的曲线

Fig. 3 The measured residual curve when airborne GPS receiver code loop has no failure

由图3可以看出,在机载 GPS 接收机码环热噪声的影响下,即使接收机无故障,传感器测量值也可能超过误差 e 的规定值 5.5 m,使得接收机出现误警。

3.2 机载 GPS 接收机码环存在故障时的实例分析

设机载 GPS 接收机故障检测的虚警率 $\alpha = 1.0 \times 10^{-5}$,漏检率 $\beta = 1.0 \times 10^{-3}$,代入式(2),可求得软故障阈值为 $\ln A = \ln \frac{1-\beta}{\alpha} \approx 11.5119$ (m)。

在机载 GPS 接收机有软故障的条件下,设故障幅值 $f_0 = 1$ m。在 ADS-B 系统中,机载 GPS 接收机发生故障但没有检测出来,将导致 ADS-B 机载设备提供的飞机位置信息不准确,使得地面管制显示的飞机位置与飞机实际位置相差很远,导致地面管制做出错误的管制命令,从而会产生很大航空安全隐患。因此,每进行一次采样判决所付出的风险 c 与漏检概率所引起的风险 C_{01} 相比要小。根据航管监视对 ADS-B 飞机位置数据精度和完好性的要求^[11]以及测试统计分析, c 与 C_{01} 有 0.6 倍的关系,即 $\frac{c}{C_{01}} = 0.6$ 。根据式(7),有

$$E_{H_1}(\lambda_m) = E\left[\left(\frac{2xf_0 - f_0^2}{2}\right) | H_1\right] = E\left[\left(\frac{2x-1}{2}\right) | H_1\right] = 0.5, \text{进而求得 } \ln \frac{c}{C_{01}E_{H_1}(\lambda_m)} = \ln \frac{0.6}{0.5} \approx 0.1823。$$

根据改进的序贯 Bayes 检测法,通过残差 x_m ,即传感器给定值与序贯观测值的差值^[2],计算对数似然比

$$\zeta_m \text{ 的值为(取大于等于 0 的值): } \zeta_0 = 0, \zeta_1 = \zeta_0 + \frac{f_0}{\sigma^2}(x_1 - 0.5f_0) + 0.1823, \zeta_2 = \zeta_1 + \frac{f_0}{\sigma^2}(x_2 - 0.5f_0) + 0.1823, \dots, \zeta_m = \zeta_{m-1} + \frac{f_0}{\sigma^2}(x_m - 0.5f_0) + 0.1823。$$

机载 GPS 接收机码环故障幅值 $f_0 = 1$ m 时的测量残差曲线如图4所示。

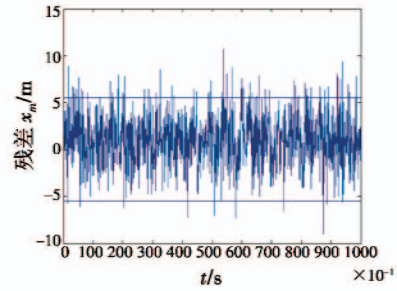


图4 机载 GPS 接收机码环故障幅值为 1 m 时测量的残差 x_m 曲线

Fig. 4 The measured residual curve when airborne GPS receiver code loop has failure value of 1 m

可以看出,虽然接收机码环故障幅值为 1 m,并没有超过规定的误差 $e = 5.5$ m,但在码环热噪声的影响下,机载 GPS 接收机已经出现了故障报警。

图5所示为改进的序贯 Bayes 检测法对数似然比 ζ_m 曲线与修正的序贯概率比法的对数似然比 λ_m 曲线的对比情况。

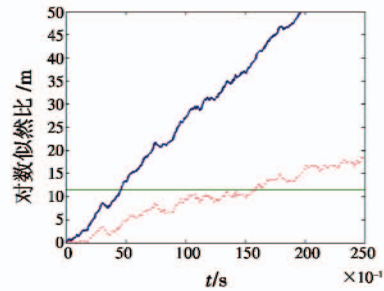


图5 软故障检测对比曲线

Fig. 5 The contrast curves of soft fault detection

图5中:虚曲线表示修正的序贯概率比法的对数似然比 λ_m 曲线,在 16.0 s 时检测出机载 GPS 接收机软故障;实曲线表示本文改进的序贯 Bayes 检测法的对数似然比 ζ_m 曲线,在 4.7 s 时便检测出了系统的软故障。通过对比可以看出,本文提出的改进方法比修正的序贯概率比法提高了将近 3.4 倍的软故障检测速度,大大提高了系统软故障检测的实时性,降低了系统虚警率,同时,兼具了根据实际应用情况使得检测决策风险降为最小的功能。

4 结论

从传统和修正的 Wald 序贯概率比方法用于故障诊断时有较大的时延出发,提出了一种改进的序贯 Bayes 检测方法。仿真结果表明:与修正的 Wald 序贯概率比法相比,这种改进方法在检测因机载 GPS 接收机码跟踪环热噪声导致的接收机软故障时,具有较高的实时性;同时,这种方法可以从根本上消除传统 Wald

序贯概率比法检测系统软故障的延时问题;并且,这种方法可以针对不同的应用环境,调整似然对数比的修正值,使得检测平均判决风险最小。

诚然,这种改进方法具有诸多优良特性,但是,从仿真实验中也可以看出,针对具体的应用场合,需要具备一定的先验信息才能使得系统软故障检测同时兼具良好的实时性和最小的平均决策风险。因此,在工程实践的应用中还有待进一步提升和完善。

参考文献

- [1] LÜ Z P, WANG L L, NI Y D. Navigation data resource availability of ADS-B[C]//IEEE International Conference on TMEE, Changchun, China, 2011:572-575.
- [2] 孙百香,王社伟,段凤阳,等. 航姿系统新型故障诊断方法的研究[C]//探索 创新 交流(第 2 集),第二届中国航空学会青年科技论坛文集,2006:404-410.
SUN B X, WANG S W, DUAN F Y, et al. New-type fault detection evaluation based on heading/attitude system [C]//Exploration Innovation Exchange (Episode 2), 2006: 404-410.
- [3] YAO Y W. Group-ordered SPRT for decentralized detection[J]. IEEE Transactions on Information Theory, 2012, 58(6):3564-3574.
- [4] 刘昆朋,曾庆华. 序贯概率比检验用于残差检测的一种改进方法[J]. 电光与控制,2009,16(8):36-39.
LIU K P, ZENG Q H. An improved sequential probability ratio test method for residual test[J]. Electronics Optics & Control, 2009, 16(8):36-39.
- [5] KAY S M. 统计信号处理基础——估计与检测理论[M]. 罗鹏飞,张文明,刘忠,等译. 北京:电子工业出版社,2003.
KAY S M. Fundamentals of statistical signal processing—estimation and detection theory[M]. Translated by LUO P F, ZHANG W M, LIU Z, et al. Beijing:Publishing House of Electronics Industry, 2003.
- [6] 刘琦,冯文哲,王囡. Bayes 序贯试验方法中风险的选择与计算[J]. 系统工程与电子技术,2013,35(1):223-229.
LIU Q, FENG W Z, WANG N. Selection and calculation of risks in Bayes sequential test method[J]. Systems Engineering and Electronics, 2013, 35(1):223-229.
- [7] LANGLEY R B. GPS receiver system noise [J]. GPS World, 1997, 8:40-45.
- [8] 夏俊. GPS 接收机伪码测距方法及误差分析[J]. 电讯技术,2010,50(8):26-29.
XIA J. Pseudo code ranging method and precision analysis GPS receiver[J]. Telecommunication Engineering, 2010, 50(8):26-29.
- [9] 戴水财,朱建军,张学庄,等. GPS 接收机内噪声水平的评价与检测方法[J]. 测绘科学,2007,32(5):17-20.
DAI S C, ZHU J J, ZHANG X Z, et al. The evaluation and test on interior noise level of GPS receiver[J]. Science of Surveying and Mapping, 2007, 32(5):17-20.
- [10] 支旭东. ADS-B 与 SSR 监视系统对比分析与研究[D]. 广汉:中国民用航空飞行学院,2012.
ZHI X D. Comparative analysis and research of ADS-B and SSR monitoring system[D]. Guanghan: Civil Aviation Flight University of China, 2012.
- [11] ZHANG J, LIU W, ZHU Y B. Study of ADS-B data evaluation [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2011, 24(4):461-466.

下 期 要 目

无线电引信虚拟样机技术研究
 基于最大可知度的无人机协同搜索控制方法
 预警探测中的多传感器多目标分配
 复杂条件下无人机着陆纵向控制技术
 有云层干扰的光学遥感图像舰船检测算法
 航空兵飞行团转场运输机需求与配置模型研究
 基于滑模干扰观测器的歼击机超机动飞行控制
 大型运输类飞机自动刹车控制系统研究
 基于航向参照匹配的航迹抗差关联算法

无人机容错性能边界估计方法研究
 一种空间观测图像的仿真生成方法
 使用高斯混合滤波器的机动目标跟踪
 多无人机任务集结合作博弈优化自组织协同控制
 基于结构熵和 PSO-RBF 的空战动态威胁评估
 机载核心处理平台电源管理系统
 考虑结构多失效模式的电动舵机系统可靠性预计
 具有自修复能力的数字电路实现平台
 简谈高原地区太阳辐射对飞机维修保障的影响