

固体发动机点火器设计软件包 SRMICAD 的设计与实现

国防科技大学 张为华** 李清廉 侯中喜 石立华 郭健

【摘要】 对各类常用点火器的设计方法进行了探讨,采用C语言编制完成了固体发动机点火器设计软件包。该软件包使用方便,实用可靠,具有良好的工程应用前景,适用于大、中、小型固体发动机点火器方案设计和理论分析。

主题词: 固体推进剂火箭发动机 点火装置 软件

分类号: V435.4

本文的设计思想是:在数值实验中预先给定药量和结构,进行计算,判断点火器工作性能是否满足发动机设计的要求,从而得到一些适合于发动机设计要求的点火器设计方案。

1 点火器工作过程理论分析

针对4类常用点火器,分别建立了点火器工作过程和流量预示理论模型,编制了相应的计算程序。

(1)点火药包。这种点火器多数无固定结构和形状,实验过程有一定随机性,难以用精确方法预示。建议采用模拟自由容积法,即通过模拟自由容积法测出实验压强时间曲线,假定点火器秒流量 q 正比于压强 p ,且 $\int_0^{t_{ga}} q dt = m_{ig}$,可得 $q \sim t$ 曲线^[1]。这里 t_{ga} 为点火器工作时间, m_{ig} 为点火药质量。

(2)点火管(装药块)^[2]。首先计算内弹道 $p \sim t$ 曲线,然后根据超临界流动条件,计算流量变化规律。由零维非定常流动模型可得如下计算方程:

$$\begin{cases} d\rho/dt = (1/V_c)[(\rho_p - \rho)A_b r_b - (pA_t/C^*)] \\ d p/dt = (1/V_c)[\rho_p A_b r_b \gamma RT_p - (pA_t/C^*)\gamma RT - pA_b r_b] \\ dV_c/dt = A_b r_b, \quad dW/dt = r_b, \quad p = \rho RT \end{cases} \quad (1)$$

式中 ρ 、 T 、 V_c 、 W 表示气体密度、温度、自由容积和肉厚, ρ_p 、 A_b 、 r_b 、 R 、 γ 表示推进剂密度、燃烧面积、燃速、气体常数和比热比。方程(1)为一组常微分方程,采用四阶龙格库塔法求解。

(3)点火管(装药粒)。此类点火器工作过程预示比较复杂,需引入一维非定常两相流模型,采用有限差分方法求解^[3]。

(4)网状点火器(装药块和装药粒)。严格地说,装药块和装药粒网状点火器工作过程不尽相同。但考虑到此类点火器工作压强低,为简便起见,工作过程预示都采用零维非定常流动模

型, 计算方程同(1), 用龙格库塔法求解。

(5) 点火发动机。采用零维模型计算点火发动机工作过程, 控制方程用龙格库塔法求解。程序中已考虑不同药型点火发动机工作过程的不同特点。

2 点火器设计质量评定

为了评价一个点火器设计质量的好坏, 需建立一定的判据。点火器设计必须满足总体部门对发动机设计的要求, 即在规定时间内达到规定的推力, 延迟时间在容许范围之内, 点火压强峰值在规定范围内。这就要求点火器工作过程必须与发动机工作过程一并考虑, 于是引出了发动机压强上升段的计算问题。除此以外, 模拟自由容积实验发动机的压强时间曲线也是十分关注的问题。

(1) 发动机压强上升段预示。点火器设计质量好坏, 主要判据是发动机点火延迟时间 t_{ig} 及初始压强峰 p_{max} 的大小, 所以上升段压强预示是点火器设计的一项重要内容。

发动机压强建立过程, 是其内弹道计算的一部分, 严格说来, 是一个多维、非定常、两相流动过程。要得到精确解, 需求解 N-S 方程。从工程实用角度出发, 仅讨论零维模型。

$$\text{基本方程} \quad \begin{cases} V_k(d\rho/dt) = \beta_1 q_{ig} + \beta_2 q_T - \beta_3 q_t \\ V_k(dp/dt) = (\gamma - 1)[\beta_1 q_{ig} C_{p,ig} T_{p,ig} + \beta_2 q_T C_{p,T} T_{p,T} - \beta_3 q_t C_p T] \\ V_k(dN_{ig}/dt) = (1/\rho)[\beta_1 q_{ig} - N_{ig}(\beta_1 q_{ig} + \beta_2 q_T)] \end{cases}, \quad p = \rho RT \quad (2)$$

式中: $\beta_1 = \begin{cases} 0 & \text{点火器工作前} \\ 1 & \text{点火器工作后} \end{cases}$, $\beta_2 = \begin{cases} 0 & \text{主装药点燃之前} \\ 1 & \text{主装药点燃之后} \end{cases}$, $\beta_3 = \begin{cases} 0 & \text{堵盖打开前} \\ 1 & \text{堵盖打开后} \end{cases}$
 q 为秒流量, N_{ig} 为点火器燃烧产物质量百分数, V_k 为发动机自由容积, C_p 为定压比热。下标 ig 、 T 、 t 分别表示点火器燃烧产物、主装药燃烧产物和喷喉处的参数, T_p 为定压燃烧温度。

(2) 模拟自由容积发动机工作过程预示。方程(2)中令 $q_T = 0$ 求解即可。

(3) 对其它问题的考虑。程序中考虑了初温的影响, 压强时间曲线和推力时间曲线的计算。

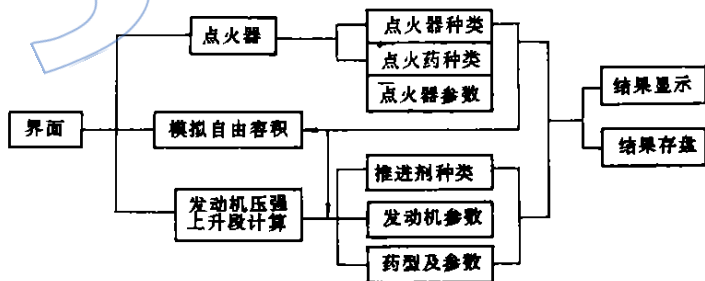


图1 SRMICAD 软件包框架示意图

点火器微机辅助设计系统软件包采用 C 语言编写, 整个程序模块化设计, 修改调试方便, 编译时采用了工程文件, 减小了编译对内存的需求。软件框架如图 1 所示。

3 算 例

应用本软件包, 对各类常用点火器均进行了理论分析。应用表明, 该软件包可用于各类常用点火器设计, 精度较高, 完全可以满足工程设计之需要。仅一例加以说明。

算例中点火器为装药块管式点火器,发动机采用星孔药柱,点火器置于发动机头部,喉部加堵塞。点火器参数如下:装药 30/16-5×32,喷孔面积 92 mm^2 , $r_b = 0.2411 p^{0.3165} (\text{cm/s})$ 。

流量计算结果如图 2 所示。

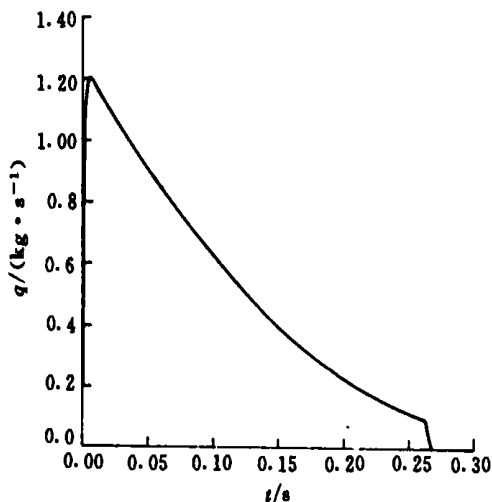


图 2 点火器流量时间曲线

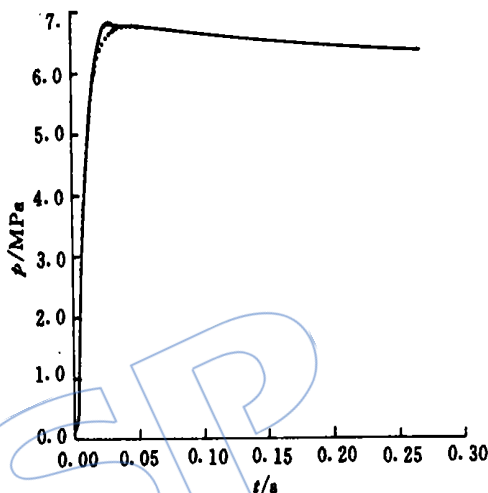


图 3 星孔药柱发动机压强时间曲线

星孔药柱参数:药柱外径 D ,药柱长度 $5D$,肉厚 $2D$,星角数 6,星边夹角 60° ,角分数 0.75,星尖导圆半径 8 mm,星根圆半径 6 mm。

$$r_b = 0.3511 p^{0.354} (\text{cm/s})$$

计算和实验曲线示于图 3 中。虚线表示实验结果。由图可见,计算和实验结果吻合良好。

4 结 论

(1)点火器设计软件包 SRMICAD 设计思想先进,是一个实用、使用方便,可满足各类发动机点火器设计之需要、易学易用,汉字提示,大大方便用户,可满足不同对象的要求。(2)点火器工程设计思想先进,有助于提高点火器工程设计水平。

参 考 文 献

- 1 Zhang W H. Prediction of Igniter Mass Flux. AIAA 92-3278
- 2 张为华. 固体发动机管式点火器的工程设计方法. 固体火箭技术, 1992, (2)
- 3 张为华. 端面燃烧发动机压力建立过程预示研究: [硕士学位论文]. 长沙: 国防科技大学, 1986

改进的扩展卡尔曼滤波 在航空发动机状态估计中的应用

西北工业大学 杨建军** 樊思齐 史忠科

【摘要】 提出了一种新的非线性滤波方法—改进的扩展卡尔曼滤波算法,并利用实际飞行数据对 WP13-A I 发动机状态进行了估计研究。由于该算法提高了滤波精度和一步预测的精度,较好地解决了在航空发动机状态估计中出现的滤波发散问题。结果表明:该算法具有较好的数值稳定性,在发动机状态发生偏离时,该算法是有效的。

主题词: 非线性滤波 航空发动机 数值计算

分类号: O241 V235.111

由于卡尔曼滤波是建立在线性模型基础上的滤波方法,它存在初值难定,数值很不稳定等不足之处。又因为发动机具有较强的非线性,工作环境恶劣,若采用小偏离线性化的方法建模,势必要建立大量的模型,文献[1]中有 49 个线性模型,而且在模型切换时又会带来新的问题,非线性滤波可以克服上述不足。为此,本文先采用了非线性的扩展卡尔曼滤波方法进行估计研究,结果也出现了波发散现象,这是由于该方法只有当滤波误差和一步预测误差较小时方可适用。为减小这两个误差,提出了一种改进的扩展卡尔曼滤波算法,解决了由于模型不准确和统计特性不清楚造成的滤波发散问题。

1 问题的数学描述

为简化分析,不得不做一些基本假设,在此基础上根据功率平衡,流量连续和能量方程可推出以下四阶发动机非线性模型:

$$\dot{N}_L = (30/\pi)^2 (J/I_L N_L) [C_{PL} W_{AL} (T_2 - T_{21}) + C_{PLT} W_{G55} (T_{50} - T_{55})]$$

$$\dot{N}_H = (30/\pi)^2 (J/I_H N_H) [C_{PH} W_{AH} (T_{21} - T_3) + C_{PHT} W_{G50} (T_4 - T_{50})]$$

$$\dot{P}_4 = (kRT_4/V)(W_{A3} + W_{FB} - W_{G4})$$

$$\dot{U}_4 = (RT_4 C_V / P_4 V) \{ T_4 (W_{G4} - W_{A3} - W_{FB}) + k [T_3 W_{A3} - T_4 W_{G4} + T_4 W_{FB} (1 + \eta)] \}$$

式中: C_{PL} 和 C_{PH} 分别为低、高压压气机定压比热; C_{PLT} 和 C_{PHT} 分别为低、高压涡轮定压比热; W_{AL} 和 W_{AH} 分别为低、高压压气机出口空气流量; W_{G55} 和 W_{50} 分别为流出低、高压涡轮的燃气流量; W_{G4} 和 η 分别为流出燃烧室的燃气流量和燃烧室常数; W_{FB} 和 J 分别为流入燃烧室的燃油流量和热功当量; k 和 R 分别为比热比和气体常数; V 和 C_V 分别为燃烧室体积和燃烧室定容比热; I_L 和 I_H 分别为低、高压转子转动惯量; T_{21} 和 T_3 分别为高压压气机进、出口温度。

令状态向量为: $X = (x_1, x_2, x_3, x_4)^T = (N_L, N_H, P_4, U_4)^T$, 则上面的模型可简写为: $\dot{X} = f$

(X, u, t) 。式中: u 为控制变量, 也就是 W_{FB} 。

可推导出反映各截面参数间关系的 20 个非线性代数方程, 从中选择如下 4 个方程作为观测方程: $T_{21} = T_2 + C_{01}C_{NL}^2$, $P_{21} = C_{05} + C_{06}T_{21} + C_{07}P_3$, $P_3 = C_{04}P_4$, $T_{55} = T_{50} + C_{26}(T_{21} - T_2)$ 。式中: P_{21} 和 P_3 分别为高压压气机进、出口压力; T_{50} 和 T_{55} 分别为低压涡轮进、出口温度; P_4 为燃烧室出口压力; $C_n (n=1, 2, \dots, 26)$ 均为常数。令观测向量为: $Z = (z_1, z_2, z_3, z_4)^T = (T_{21}, P_{21}, P_3, T_{55})^T$, 则观测方程可简写为: $Z = h(X, t)$ 。

以上状态方程和观测方程右端中的各变量除常数外, 由 20 个代数方程相互联系起来。由文献[2]可知, 对一个实际的线性物理系统, 其完全可控和完全可观测的概率几乎为 1, 即使不完全可控和不完全可观测, 当系统的参数有很小的变化时, 该系统也会变成完全可控和完全可观测。对一个实际的非线性系统, 线性化后得到的线性系统, 其完全可控和完全可观测的概率几乎也为 1, 这就为保证本文使用的发动机非线性模型状态方程和观测方程在每一步线性化时所得到的线性模型完全可控和完全可观测提供了理论依据。

对以上状态方程和观测方程离散化, 可得:

$$X_{k+1} = f(X_k, k) + W(k), \quad Z_k = h(X_k, k) + V(k)$$

2 改进的扩展卡尔曼滤波算法、计算结果

对 1 节中的离散化发动机模型, 假定其统计特性为:

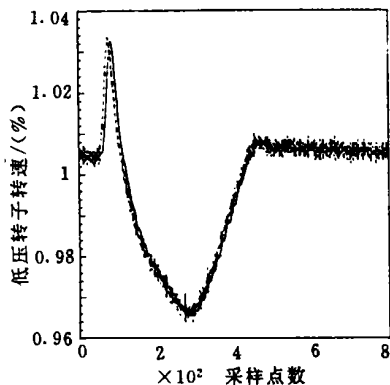
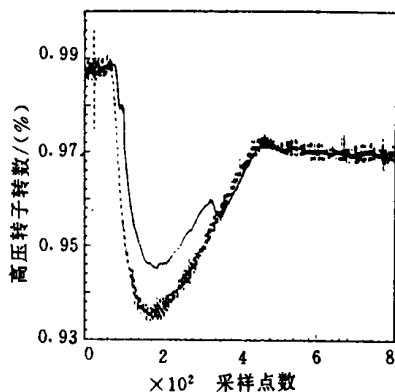
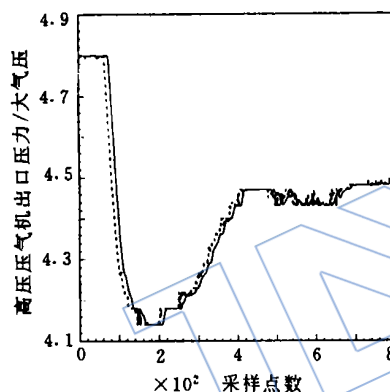
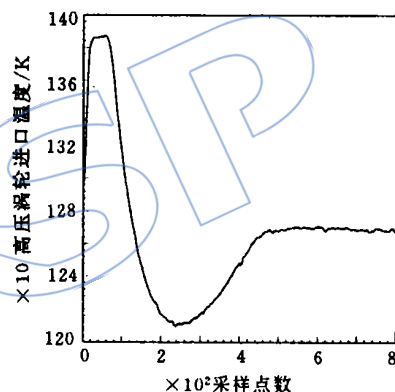
$$E[W(k)] = E[V(k)] = 0, \quad E[W(k)V^T(k)] = 0$$

$$E[W(k)W^T(k)] = Q\delta_{kj}, \quad E[V(k)V^T(k)] = R\delta_{kj}$$

则改进扩展卡尔曼滤波算法如下:

$$\begin{aligned} \hat{X}_{k+1|k}^i &= f(\hat{X}_{k|k}^{i-1}, k) \\ \hat{X}_{k+1|k+1}^i &= \hat{X}_{k+1|k}^i + G_{k+1}[Z_{k+1} - h(\hat{X}_{k+1|k}^i, k)] \\ P_{k+1|k}^i &= F_{k+1}^i P_{k|k}^i F_{k+1}^{iT} + Q, \quad G_{k+1}^i = P_{k+1|k}^i H_{k+1}^i [H_{k+1}^i P_{k+1|k}^i H_{k+1}^{iT} + R]^{-1} \\ P_{k+1|k+1}^i &= [I - G_{k+1}^i H_{k+1}^i] P_{k+1|k}^i \\ F_{k+1}^i &= (\partial f / \partial X)|_{X=\hat{X}_{k|k}^{i-1}}, \quad H_{k+1}^i = (\partial h / \partial X)|_{X=\hat{X}_{k|k}^{i-1}} \\ X_{k|k}^i &= X_{k+1|k+1}^{i-1}, \quad (i=1, 2), \quad X_{0|0}^0 = X_0, \quad P_{0|0}^0 = P_0 \end{aligned}$$

该算法接近迭代一次的迭代滤波, 但又不是迭代滤波, 因为在迭代滤波中对 $f(\dots)$ 线性化时是用平滑值 $\hat{X}_{k|k+1}$ 代替本算法的 $\hat{X}_{k|k}$, 而对 $h(\dots)$ 线性化时采用本文的算法, 尽管迭代滤波的精度高于本文的算法, 但它是以牺牲时间为代价的。考虑到实时性的要求, 本文放弃了更高的精度, 而采用上面的算法, 这时克服了发散现象。对于一个稳定的滤波系统, 初值的选取对滤波稳定性没有影响, 但为了使增益阵和方差阵收敛的快一些, 还是要合理选择初值。为此本文将状态初值选为模型在一定飞行条件下的解, 而方差阵则选为 $P_{0|0}^0 = 0.01I$ 。影响 Q 和 R 的因素较多, 为了简便, 本文把系统噪声 $W(k)$ 看成零均值的白噪声, 而把观测噪声 $V(k)$ 看作是由传感器和采样的误差引起, 这样它就是与系统噪声不相关的白噪声, 它的方差阵 R 取得大一些。由于 P_4 和 P_3 、 U_4 和 T_4 间均有线性关系, 本文估计的是 P_4 和 U_4 , 经变换后即得到 P_3 和 T_4 。用实际飞行测量数据进行滤波计算, 结果如图 1—4 所示(图中实线代表滤波结果, 虚线代表试验结果)。由于高压涡轮前温度 T_4 无法测量, 故图 4 中仅有一条滤波曲线。同时, 限于篇幅, 本文仅给出高度为 13 km 和马赫数为 1.487 时的情况。但计算表明, 在 3 km 和马赫数为 0.64, 8 km 和马赫数为 0.791 等情况下滤波结果与实际飞行信号吻合均较好。

图 1 N_L 试验数据与滤波结果比较图 2 N_H 试验数据与滤波结果比较图 3 P_3 试验数据与滤波结果比较图 4 T_4 滤波结果

算法采用 FORTRAN77 语言编写,在 286 微机上运行,每估计一步所需的时间为 83 毫秒,若采用 C 语言编写程序,用更快的 486 或 586 微机,可以满足发动机参数实时估计的要求。

结论 用实际飞行数据对 WP13-A II 发动机的状态参数进行了估计研究。为克服滤波发散,提出了改进的扩展卡尔曼滤波算法,应用本算法,尽管没有对飞行数据预处理,但滤波结果与实际测量值吻合较好。研究结果表明:在发动机状态偏离的条件下,用改进的扩展卡尔曼滤波估计航空发动机的状态参数是可行的。因为该方法只需一个模型,无需模型的切换,具有良好的应用前景。

参 考 文 献

- 1 Luppold R H, Roman J R, Gallops G W, Kerr L J. Estimating in Flight Engine Performance Variation Using Kalman Filter Concept. AIAA 89-2584
- 2 郑大钟. 线性系统理论. 清华大学出版社, 1990

(责任编辑 王庆康)

tor have been investigated. Essentially, the injector is a plain-orifice atomizer with injecting air or gas into the liquid upstream of the final discharge orifice. Measurements of mean drop size and drop-size distribution and velocity characteristics of the spray are obtained with the aid of Particle Dynamic Analyzer (PDA). The liquid employed is water and all tests are carried out at normal atmospheric pressure and temperature. The injecting pressures of water range from 1.5×10^5 to 5.5×10^5 Pa, and air/liquid mass ratios from 0 to 0.12. Investigations are focused on the influence of gas-ejecting methods and the convergent angles on atomization performance of horizontally ejecting effervescent atomizer. The results show that atomization quality changes obviously at horizontally and downwards injecting of the atomizer. Different two-phase flow patterns lead to various atomization effects.

Key Words Atomizers Pneumatic atomization Performance analysis

TECHNICAL NOTES

EFFECTS OF MECHANICAL HETEROGENEITY ON FATIGUE CRACK GROWTH IN WELDED JOINTS

Li Xiaoyan

(Welding Division, Beijing Polytechnic University, Beijing 100022)

Xu Tang, Gao Deping, Fan Yinhe

(2nd Dept. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016)

Zhu Hongguan and Tian Xitang

(Welding Division, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001)

ABSTRACT Welded joints were simplified as sandwiched crack bodies of CCP type. By means of experiments and elastic-plastic finite element method, the law of fatigue crack propagation in the simplified models both with and without mechanical heterogeneity was researched. It is found that, fatigue crack growth not only depends on material properties of crack tip region, but also on material properties adjacent to the crack tip seriously. The shape of plastic zone and distribution of stress and strain in heterogeneous cracked body magnificently differ from these of homogeneous one. It can be considered that the essential effect of mechanical heterogeneity on the fatigue crack growth life is its effect on crack closure.

Key Words Welding joints Fatigue Crack propagation Heterogeneity

SOFTWARE PACKAGE SRMICAD FOR DESIGNING SRM IGNITER

Zhang Weihua, Li Qinnian, Hou Zhongxi, Shi Lihua, Guo Jian

(1st Dept. National University of Defense Technology, Changsha 410073)

ABSTRACT The design methods of four kind of commonly used igniters of Solid Rocket Motor (SRM) are considered in this paper. C Language is used to complete software programming. A software package has been worked out for designing the igniters of SRM, which uses Chinese interface, window input and drawing show. The software package

can predict mass flux time curve and pressure time curve of the igniter, transient pressure time curve in main motor pressure set-up process and pressure time curve for the SRM with the given free volume. Therefore the package SRMICAD will serve as an important tool for design and theoretical analysis of various solid rocket motor igniters.

Key Words Solid propellant rocket engines Igniters Softwares

A MODIFIED EXTENDED KALMAN FILTER AND ITS APPLICATION TO ENGINE STATE ESTIMATION

Yang Jianjun, Fan Siqu, Shi Zhongke

(7th Dept. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072)

ABSTRACT A new method of nonlinear filter—a modified extended Kalman filter is proposed. It is used to estimate engine states of WP13-A II with flight experiment data. The problem of divergence in engine state estimation is solved very well due to this algorithm improving the accuracy of filter and one step prediction. The results show that the numerical stability of this algorithm is better than that of the conventional Extended Kalman Filter, and the method is also effective when engine state deflects.

Key Words Aircraft engines Filtering theory Numerical computation

AN OPTICAL FIBER FLAME MONITOR

Xue Xiusheng and Deng Yong

(Shengyang Aeroengine Research Institute, Shengyang 110015)

ABSTRACT A new fast monitor technique for flames in an environment of high temperature and infrared radiation. The first set of optical fiber monitors for afterburning igniter flame has been successfully applied to engineering measurements and shot a trouble in aeroengine afterburner measurement.

Key Words Flame monitor High temperature Design

FAULT DETECTION, IDENTIFICATION AND ACCOMMODATION OF AEROENGINE SENSORS

Zhang Jing and Wang Dingqiang

(4th Dept. Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

ABSTRACT The fault detection filter is adapted to designing detectable matrix and diagnostics logic. The concept of fault gain is used to incorporate the accommodation logic. An algorithm is proposed, which is able to detect, identify, accommodate the faults of the sensors. The results of simulation proved the availability of the algorithm.

Key Words Sensors Fault detection Fault diagnosis