

文章编号: 1000-8055(2012)11-2599-10

航空发动机双重传感器故障诊断逻辑研究

孔祥兴, 王 曦

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 针对航空发动机控制系统的双重传感器故障, 提出了一种采用双路容错设计的卡尔曼滤波器故障检测隔离系统. 故障检测隔离系统由一系列卡尔曼滤波器组成, 每个滤波器都假定 2 路传感器故障, 而以故障支路外的测量值作为输入量. 当双重传感器故障发生时, 只有不包含故障传感器信息的滤波器保持较低的估计残差, 其他滤波器都会产生较大的估计残差, 如此双重传感器故障便可以隔离. 利用滤波器组估计残差的特征, 进一步设计合理的运算逻辑, 系统就可以同时对传感器单一故障进行检测和隔离. 为了验证故障诊断系统的有效性, 在发动机慢车状态分别对传感器发生双重故障和单一故障的情况进行仿真. 仿真结果表明: 故障诊断系统能够准确有效地对传感器双重故障和单一故障进行检测和隔离.

关 键 词: 航空发动机; 传感器故障诊断; 双重故障诊断; 卡尔曼滤波器; 故障诊断逻辑

中图分类号: V233.7

文献标志码: A

Research on aeroengine's double sensor fault diagnosis logic

KONG Xiang-xing, WANG Xi

(School of Energy and Power Engineering,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: A fault diagnosis system which utilized a bank of Kalman filters was developed for aeroengine sensor double fault detection and isolation. This approach used multiple Kalman filters, each of which was designed based on a specific hypothesis that fault the has occurred in two of the sensors. In addition, the measurements of the normal sensors were used as the input of the Kalman filter. In the event that a double fault does occur, all filters except the one using the correct hypothesis would produce large estimation errors, from which a specific fault is isolated. Furthermore, if the proper Boolean calculation is designed according to the feature of the estimation errors, the fault diagnosis system can also make detection and isolation to the single sensor fault. In order to validate the diagnosis system, a nonlinear engine simulation for both double and single sensor faults at cruise operating condition was conducted. The results indicate that the proposed fault diagnosis system is promising for reliable detection and isolation of aeroengine sensor fault.

Key words: aeroengine; sensor fault diagnosis; double fault diagnosis; Kalman filter; fault diagnosis logic

收稿日期: 2012-06-20

网络出版地址: <http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20121115.1028.029.html>

基金项目: 航空科学基金(2011ZB51019)

作者简介: 孔祥兴(1982—), 男, 河北保定人, 博士生, 主要从事航空发动机建模、控制器设计与故障诊断方面的研究.

E-mail: kongxx@sjp.buaa.edu.cn

通讯作者: 王曦(1961—), 男, 山西曲阳人, 教授、博士生导师, 博士, 主要从事航空发动机控制与健康管理方面的研究.

E-mail: xwang@buaa.edu.cn

航空发动机传感器的故障检测与隔离系统对提高控制系统的安全性和可靠性具有重要的意义. 近些年, 国内外学者对于航空发动机传感器故障诊断做了大量的研究与探索. 卡尔曼滤波器由于能利用测量值对不可测状态量进行估计, 被广泛地应用于发动机故障诊断系统中. 美国学者 Takahisa 采用卡尔曼滤波器分别对航空发动机传感器、执行机构和部件故障进行了深入的研究^[1], 该方法利用一个卡尔曼滤波器组, 得到被监视系统的故障指示信号, 通过分析各个故障指示信号实现故障诊断的目的. 这种方法能有效地对单个传感器故障进行检测与隔离, 同时还能对发动机状态进行简单监视, 但对于多重传感器故障, 作者并没有进一步研究. 现实工作中, 发生传感器多重故障的概率极低, 然而, 一旦发生多重传感器故障, 就会导致文献^[1]中的卡尔曼滤波器组全部产生较大的估计残差, 从而无法对故障进行隔离.

国内学者对双重传感器故障进行了一定的研究工作, 普遍采取遍历查询法^[2-5]每次排除一个可能潜在的故障传感器, 将双重故障问题转化为单一故障问题, 取得了理想的效果. 但是该方法仍然存在一些不便之处, 首先, 采用该方法设计的双重故障诊断系统无法对单一传感器故障进行诊断, 只能作为辅助机构配合单一故障诊断系统使用; 其次, 采取遍历查询法依次排除传感器测量值时, 必然造成延时, 导致双重传感器故障不能被实时地检测隔离.

综上所述, 有必要对双重传感器故障诊断方法进行进一步的研究与改进. 本文提出一种基于双路容错设计卡尔曼滤波器的故障诊断系统, 能够对传感器单一故障和双重故障进行检测与隔离. 并且, 有效地避免了以往采用遍历查询算法引起的故障检测延时问题, 实现了对双重传感器故障的实时诊断.

1 设计方法

传统的单一传感器故障诊断系统^[7-10], 对每个卡尔曼滤波器均采用了容错设计理念^[1,4-5], 即每个滤波器监测一个传感器, 假定该传感器故障, 所用输入量排除了所监测传感器的测量值, 当被监测的传感器为故障传感器时, 该滤波器依然能保持较低的故障指示信号, 这样就能很容易地隔离出故障传感器. 将单路容错设计理念推广, 对每个滤波器采用双路容错设计, 将传感器不重复地两两组合, 假定两路传感器同时故障, 再对故障诊

断信号进行恰当的逻辑运算, 使故障诊断系统能够同时诊断双重故障和单一故障. 如果控制系统回路共 m 路传感器, 采用双路容错设计的卡尔曼滤波器数量为 $C_m^2 = \frac{m \times (m-1)}{2!}$, 令 $n = C_m^2$.

1.1 双路容错卡尔曼滤波器

对于每一个卡尔曼滤波器, 都假定 m 路传感器其中两路故障, 输入量为其对应故障传感器之外的 $m-2$ 个传感器的测量值.

对于定常系统^[1,4]

$$\begin{aligned}\Delta \dot{x} &= A\Delta x + B\Delta u + w \\ \Delta y &= C\Delta x + D\Delta u + v\end{aligned}$$

双路容错卡尔曼滤波器为

$$\begin{aligned}\Delta \hat{x} &= A\Delta \hat{x} + B\Delta u + K^{i,j}(\Delta y^{i,j} - \Delta \hat{y}^{i,j}) \\ \Delta \hat{y}^{i,j} &= C^{i,j}\Delta \hat{x} + D^{i,j}\Delta u\end{aligned}$$

其中 $\Delta \hat{x}$ 是状态量估计值, $\Delta y^{i,j}$ 是测量值向量 Δy 除去第 i, j 两行值的子集, $\Delta \hat{y}^{i,j}$ 是 $\Delta y^{i,j}$ 的估计值, $C^{i,j}$ 和 $D^{i,j}$ 是系数矩阵 C 和 D 除去第 i, j 两行的子集, $K^{i,j}$ 是对应矩阵 $(A, C^{i,j})$ 的卡尔曼滤波器增益矩阵.

当传感器发生故障时, 所得测量值与卡尔曼滤波器估计值必然不相吻合, 滤波残差也会发生改变, 这些滤波残差就能够反映出传感器的故障信息.

定义残差的加权平方和 (weighted sum-squared residual, WSSR)

$$S_{\text{WSSR}} = e^{i,j\text{T}} \text{diag}(\sigma^{i,j}) e^{i,j}$$

S_{WSSR} 在故障诊断系统中被用作故障指示信号, 当其超过故障阈值, 与之相应的滤波器输出逻辑信号 S_{Kf} 就置 1, 反之为 0. 其中, $e^{i,j} = \Delta y^{i,j} - \Delta \hat{y}^{i,j}$ 为滤波残差, $\sigma^{i,j}$ 为滤波器输入测量值子集的标准偏差, 用于统一不同传感器故障指示信号 S_{WSSR} 的量纲.

1.2 双重传感器故障诊断原理

采用双路容错滤波器设计的故障诊断系统, 每一个滤波器的传感器输入信号为 $m-2$ 个, 当发生双路故障时, 对故障 2 路采用容错设计的滤波器, 由于不包含故障传感器信息, 输出逻辑信号 S_{Kf} 为 0, 其他滤波器由于包含故障传感器信息输出为 1, S_{Kf} 总和为 $n-1$; 当发生单路故障时, 不包含故障传感器的滤波器输出 S_{Kf} 信号为 0, 其余滤波器输出为 1, S_{Kf} 总和为 $n-m+1$; 当无故障发生时, 所有滤波器输出 S_{Kf} 信号为 0, S_{Kf} 总和为 0. 利用上述数学特征, 对滤波器输出的 n 路 S_{Kf} 信号设

计适当的逻辑运算,就能得到 m 路传感器的故障逻辑信号.双路容错滤波器故障诊断系统结构如图 1 所示,这种方法使得故障诊断系统结构简单,单路故障和双路故障统一诊断.

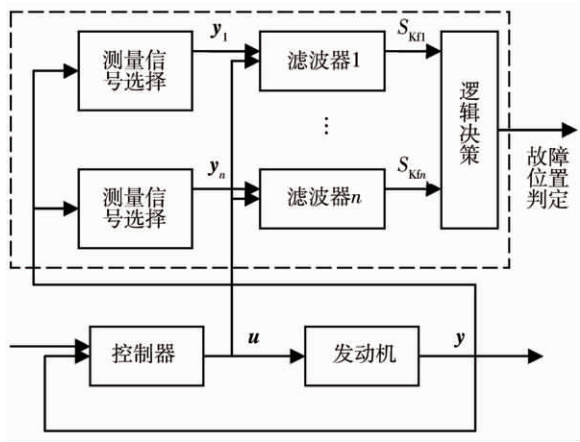


图 1 双路容错滤波器故障诊断系统结构

Fig. 1 Structure of double fault diagnosis system

由图 1 可看出,滤波器输出的逻辑信号要经过逻辑决策模块,才可以判断故障传感器的详细信息.故障决策逻辑是双重传感器故障诊断系统的关键,其内部结构如图 2 所示.

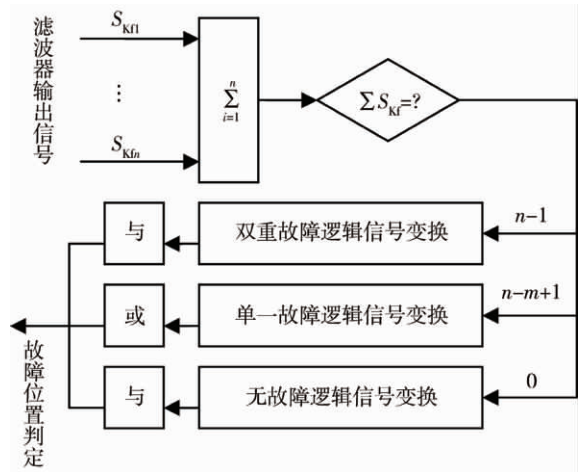


图 2 故障逻辑决策模块示意图

Fig. 2 Decision-making module for fault logic

以 5 路传感器为例,对双路容错滤波器故障诊断系统工作原理进行说明.诊断系统共包括 10 路卡尔曼滤波器($Kf1 \sim Kf10$),滤波器依次对传感器(1,2),(1,3),(1,4),(1,5),(2,3),(2,4),(2,5),(3,4),(3,5),(4,5)进行容错设计,也就是说,10 个滤波器的输入量依次为传感器支路(3,4,5),(2,4,5),(2,3,5),(2,3,4),(1,4,5),(1,3,

5),(1,3,4),(1,2,5),(1,2,4),(1,2,3)的测量值.10 路滤波器故障指示信号定义为 $S_{wssr1} \sim S_{wssr10}$,输出的故障逻辑信号定义为 $S_{Kf1} \sim S_{Kf10}$.假如第 1,4 支路传感器同时故障,除第 3 路故障指示信号 S_{wssr3} 不包含故障测量信号,其它滤波器的输入量都包含故障测量值,使故障指示信号超过阈值.这样,在故障时段 10 组滤波器输出 $S_{Kf1} \sim S_{Kf10}$ 为 $[1\ 1\ 0\ 1\ 1\ 1\ 1\ 1\ 1\ 1]$, $\sum_{i=1}^{10} S_{Kfi} = 9$,

据此可以判定发生了传感器双重故障.然后,进入双重故障诊断特有的逻辑运算程序,对滤波器输出信号进行逻辑解释:1 转换为 m 路传感器全部置 1;0 转换为容错支路置 0,其余支路置 1.对于 1,4 路传感器故障,令滤波器的输出信号中的 $1 = [1\ 1\ 1\ 1\ 1]$, $0 = [0\ 1\ 1\ 0\ 1]$,则 10 组滤波器输出转换为 $[[1\ 1\ 1\ 1\ 1], [1\ 1\ 1\ 1\ 1], [0\ 1\ 1\ 0\ 1], [1\ 1\ 1\ 1\ 1], [1\ 1\ 1\ 1\ 1], [1\ 1\ 1\ 1\ 1], [1\ 1\ 1\ 1\ 1], [1\ 1\ 1\ 1\ 1], [1\ 1\ 1\ 1\ 1], [1\ 1\ 1\ 1\ 1]]$,将这 10 组滤波器信号按位进行逻辑与(AND)运算,得到 5 路传感器的故障逻辑信号 $[0\ 1\ 1\ 0\ 1]$;当发生单路传感器故障时,假设第 1 路传感器故障,10 组滤波器输出为 $[0\ 0\ 0\ 0\ 1\ 1\ 1\ 1\ 1\ 1]$, $\sum_{i=1}^{10} S_{Kfi} = 6$,据此可

以判定发生了传感器单路故障.然后,进入单路故障诊断逻辑运算程序,对滤波器输出信号作出逻辑解释:1 转换为 m 路传感器全部置 0;0 转换为容错支路置 0,其余支路置 1.对于第 1 路传感器故障,令滤波器的输出信号中转换为 $[[0\ 0\ 1\ 1\ 1], [0\ 0\ 1\ 1\ 1], [0\ 0\ 1\ 1\ 1], [0\ 0\ 1\ 1\ 1], [0\ 0\ 0\ 0\ 0], [0\ 0\ 0\ 0\ 0], [0\ 0\ 0\ 0\ 0], [0\ 0\ 0\ 0\ 0], [0\ 0\ 0\ 0\ 0], [0\ 0\ 0\ 0\ 0]]$,将滤波器信号按位进行逻辑或(OR)运算,得到故障逻辑信号 $[0\ 1\ 1\ 1\ 1]$.当传感器无故障正常运行,10 组滤波器输出为 $[0\ 0\ 0$

$0\ 0\ 0\ 0\ 0\ 0\ 0\ 0]$, $\sum_{i=1}^{10} S_{Kfi} = 0$,据此可以判定传感器正常工作.滤波器的输出信号中转换为 $[[0\ 0\ 0\ 0\ 0], [0\ 0\ 0\ 0\ 0], [0\ 0\ 0\ 0\ 0], [0\ 0\ 0\ 0\ 0], [0\ 0\ 0\ 0\ 0], [0\ 0\ 0\ 0\ 0], [0\ 0\ 0\ 0\ 0], [0\ 0\ 0\ 0\ 0], [0\ 0\ 0\ 0\ 0], [0\ 0\ 0\ 0\ 0]]$,故障逻辑信号设定为 $[0\ 0\ 0\ 0\ 0]$.双路容错卡尔曼滤波器组传感器容错设计顺序如表 1.表 1 中每一个滤波器都将特定的 2 路传感器作为被监测的故障支路,其测量值不作为滤波器的输入量.其余传感器支路的测量值则作为滤波器的输入信号.

表 1 双路容错滤波器设计排列顺序
Table 1 Sensors' arrangement of double fault tolerance filters

	传感器 1	传感器 2	传感器 3	传感器 4	传感器 5
滤波器 1	监测	监测	输入	输入	输入
滤波器 2	监测	输入	监测	输入	输入
滤波器 3	监测	输入	输入	监测	输入
滤波器 4	监测	输入	输入	输入	监测
滤波器 5	输入	监测	监测	输入	输入
滤波器 6	输入	监测	输入	监测	输入
滤波器 7	输入	监测	输入	输入	监测
滤波器 8	输入	输入	监测	监测	输入
滤波器 9	输入	输入	监测	输入	监测
滤波器 10	输入	输入	输入	监测	监测

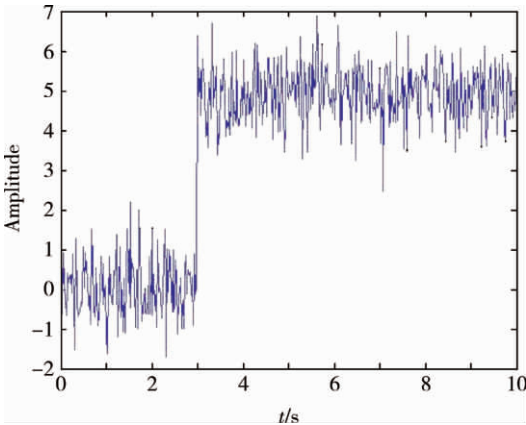


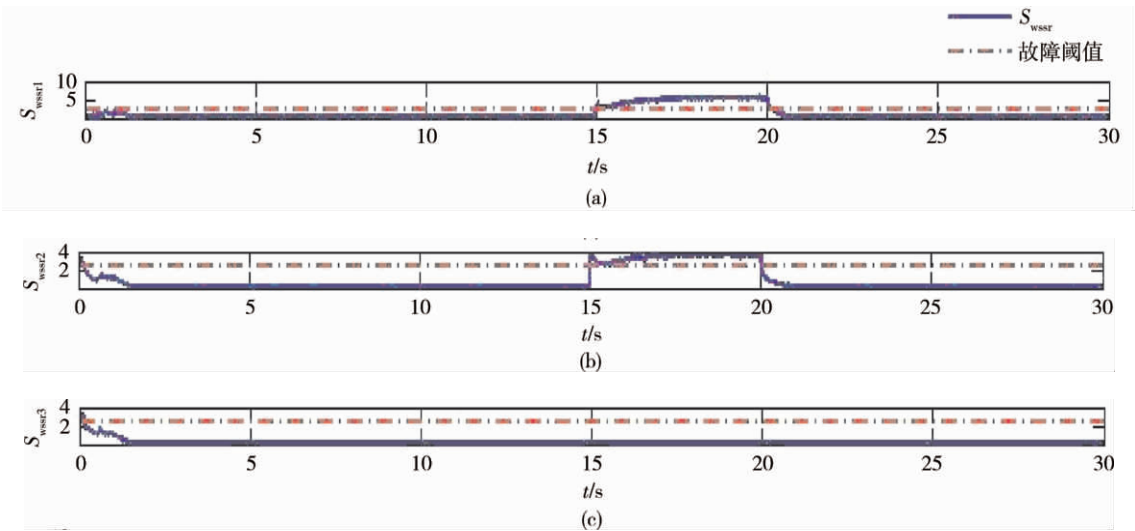
图 3 传感器硬(恒偏差)故障示意图
Fig. 3 Sensor's hard fault

2.1 双重传感器故障诊断仿真验证

为验证故障诊断逻辑对传感器双重故障的有效性,以双转子分排涡扇发动机软件仿真平台进行仿真^[15-16],令发动机在慢车状态运行过程中, n_2,p_5 传感器同时在第 15~20 s 发生断路故障,即传感器信号在故障时间段阶跃至零,传感器测量值偏离滤波器估计值 70% 时的滤波残差设定为故障阈值.滤波器故障指示信号 S_{WSST} 超过阈值后故障逻辑信号 S_{Kf} 即置 1. 然后,故障逻辑决策模块根据 10 路滤波器输出信号计算出故障传感器的位置,并将故障信号隔离,由滤波器估计信号代替故障传感器的输出信号.实验结果如图 4~图 7 所示,图 4 和图 5 绘制出 10 个 Kalman 滤波器(Kf1~Kf10)计算出的故障指示信号 S_{WSST} 和故障逻辑信号 S_{Kf} ,图 6 绘制出 5 路传感器高压转子转速 n_2 、低压转子转速 n_1 、高压压气机出口总压 p_3 、低压涡轮出口总压 p_5 和总温 T_5 的故障逻辑信号,图 7 显示出传感器测量信号的重构结果.

2 实验验证

传感器故障按照故障程度的大小可分为硬故障和软故障 2 类.硬故障也叫恒偏差故障,一般由于传感器元件损坏、电系统发生短路、断路或受较强脉冲干扰等原因引起,表现为两者之间发生较大的突变性变化或输出信号在正常值基础上发生瞬时输出突变,故障信号为尖峰脉冲或阶跃信号类型.另一类故障为软故障也叫渐变型漂移故障,一般是由部件老化、零点漂移等原因引起,表现为传感器测量值与真实值之间的很小的差异.受篇幅所限,本文只针对传感器硬故障进行仿真实验以验证双重传感器故障逻辑的有效性.文中采用阶跃信号模拟恒偏差故障,如图 3 所示.



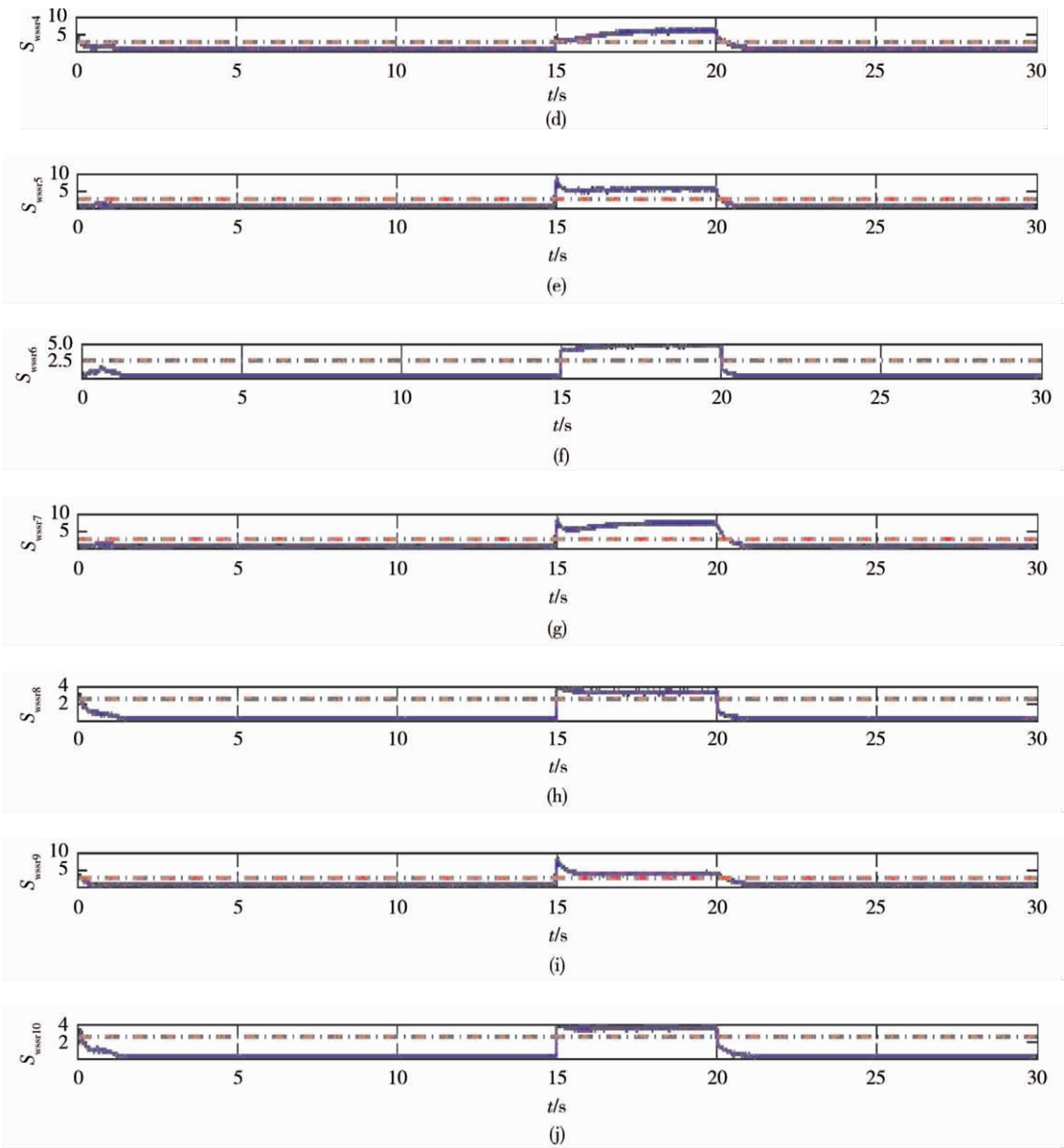
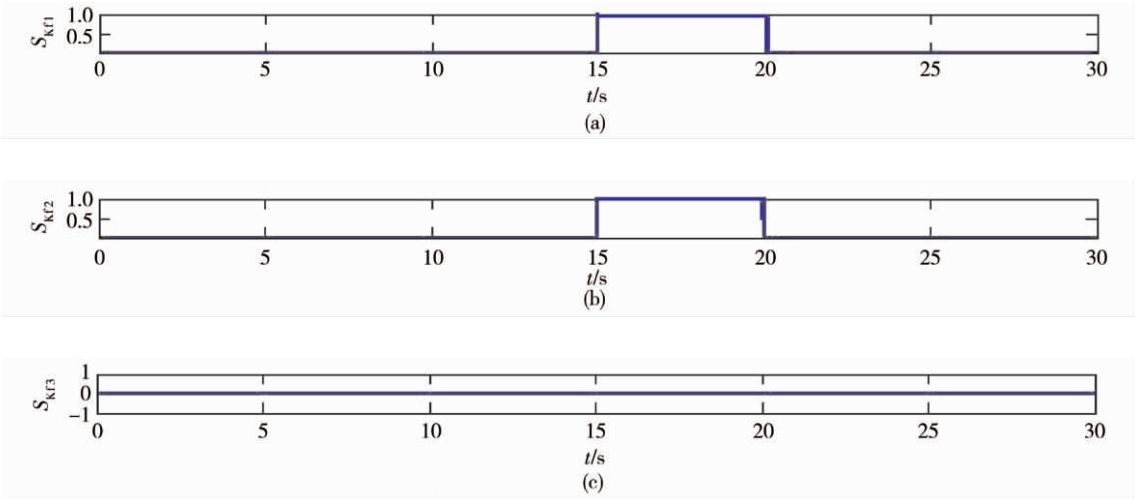


图 4 双重传感器故障时滤波器故障指示信号 $S_{wssr1} \sim S_{wssr10}$

Fig. 4 Fault indication signal for sensors' double fault



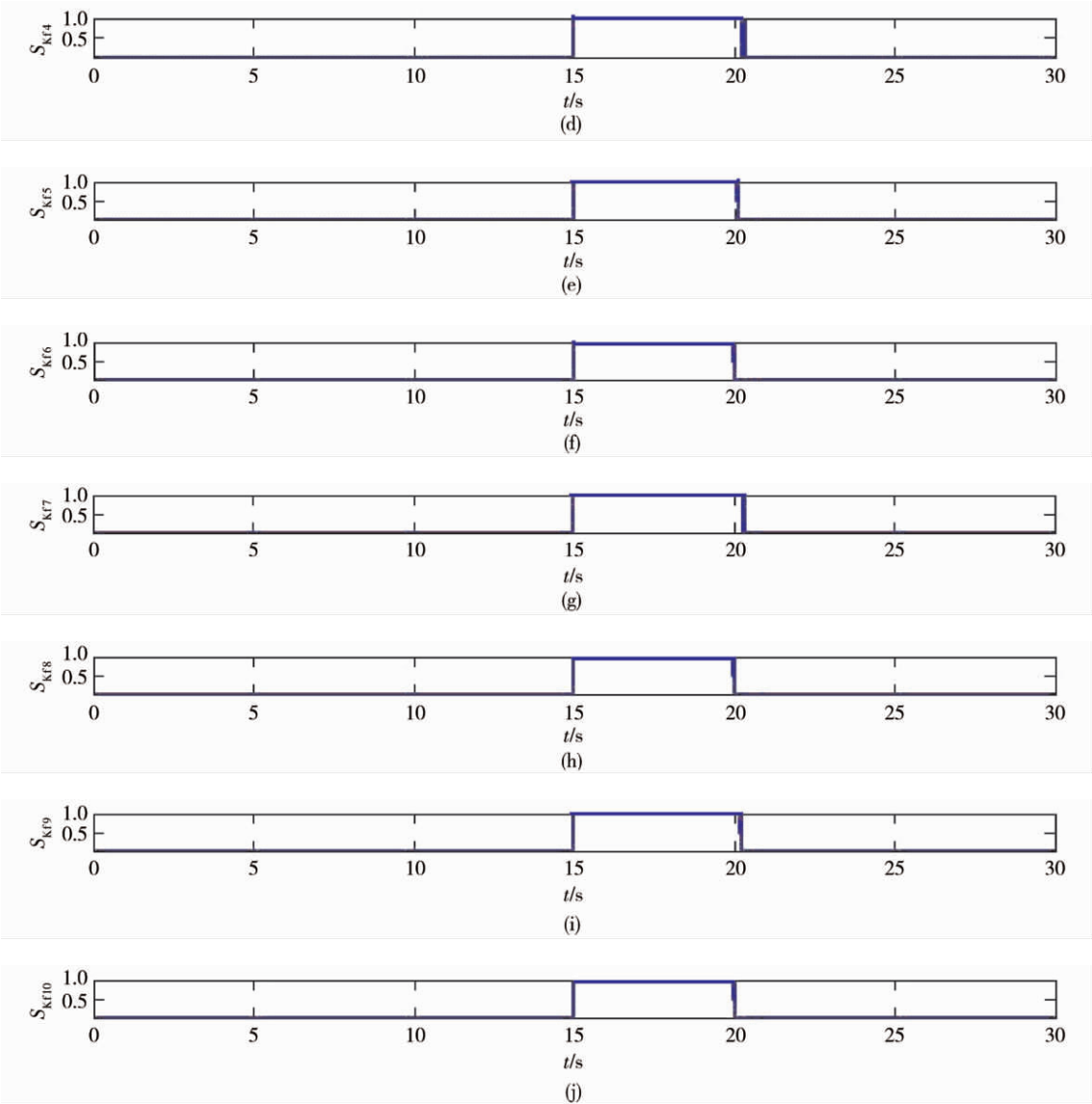


图 5 双重传感器故障时滤波器故障逻辑信号 $S_{Kf1} \sim S_{Kf10}$

Fig. 5 Fault logic signal for sensors' double fault

图 4 代表故障诊断系统中各路滤波器的故障指示信号 S_{wssr} ，可以看出，在 15~20s 时间段当 1,4 路传感器同时故障时，除不包含故障测量信息的第 3 路滤波器外的所有故障指示信号都超过了阈值。图 5 是故障指示信号 $S_{wssr1} \sim S_{wssr10}$ 生成的逻辑信号 $S_{Kf1} \sim S_{Kf10}$ ，故障段值为 [1 1 0 1 1 1 1 1 1 1]。图 6 是由逻辑信号经过逻辑变换和运算后生成的传感器故障逻辑信号，在故障时段为 [0 1 1 0 1]，反映出第 1,4 路传感器在 15~20s 发生故障。图 7 显示了故障信号重构的效果，蓝色线代表传感器测量值， n_2 和 p_5 测量值在 15~20s 同时发生断路故障，红色线代表重构信号，仿真曲线表明两路故障传感器信号都被准确地重构。

2.2 单一传感器故障诊断仿真验证

为了验证双路容错设计的故障诊断系统对单

一传感器故障的诊断作用，令发动机在慢车状态运行过程中， n_2 传感器在第 15~20s 发生断路故障，实验结果如图 8~图 11 所示。图 8 代表故障诊断系统中各路滤波器的故障指示信号，可以看出，当第 1 路传感器发生故障时，由于包含故障测量信息，第 5~10 路滤波器故障指示信号 S_{wssr} 在故障发生时段都超过了阈值。图 9 是故障指示信号 $S_{wssr1} \sim S_{wssr10}$ 生成的逻辑信号 $S_{Kf1} \sim S_{Kf10}$ ，故障时段为 [0 0 0 0 1 1 1 1 1 1]。逻辑信号 S_{Kf1} 经过逻辑变换和运算后生成的传感器故障逻辑信号 [0 1 1 1 1]，如图 10 所示，反映出第 1 路传感器在 15~20s 发生故障。图 11 显示了故障信号重构的效果，第 1 路故障传感器信号被准确地重构，验证了故障诊断系统对于单一传感器故障的有效性。

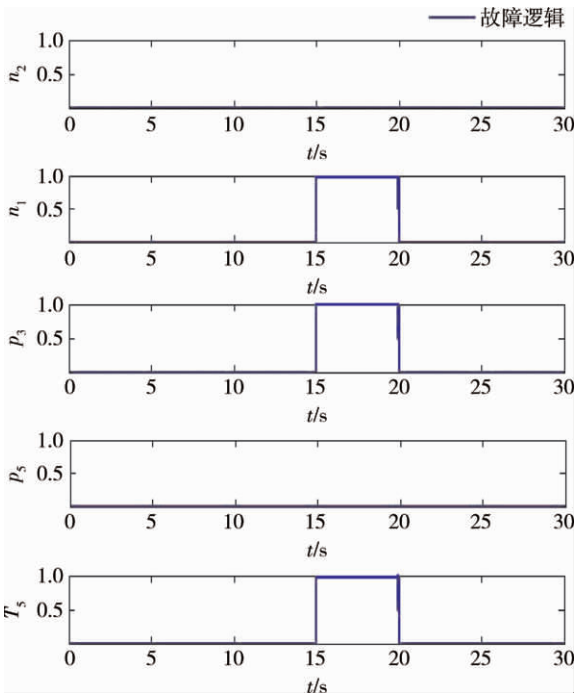


图 6 双重传感器故障时故障逻辑信号

Fig. 6 Fault logic signal for sensors' double fault

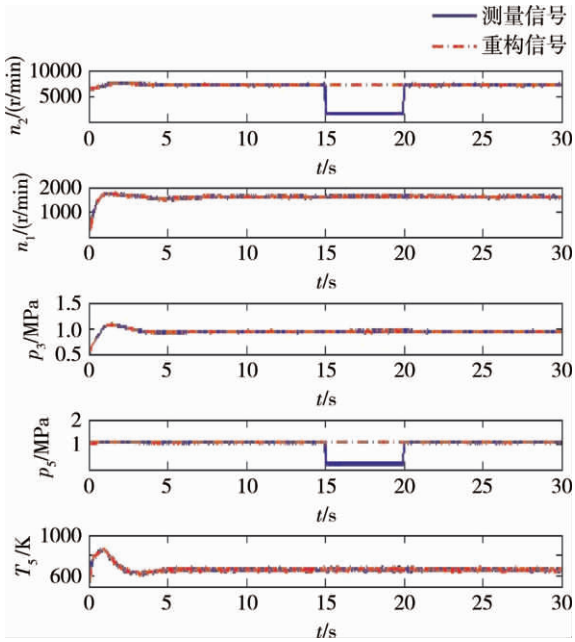
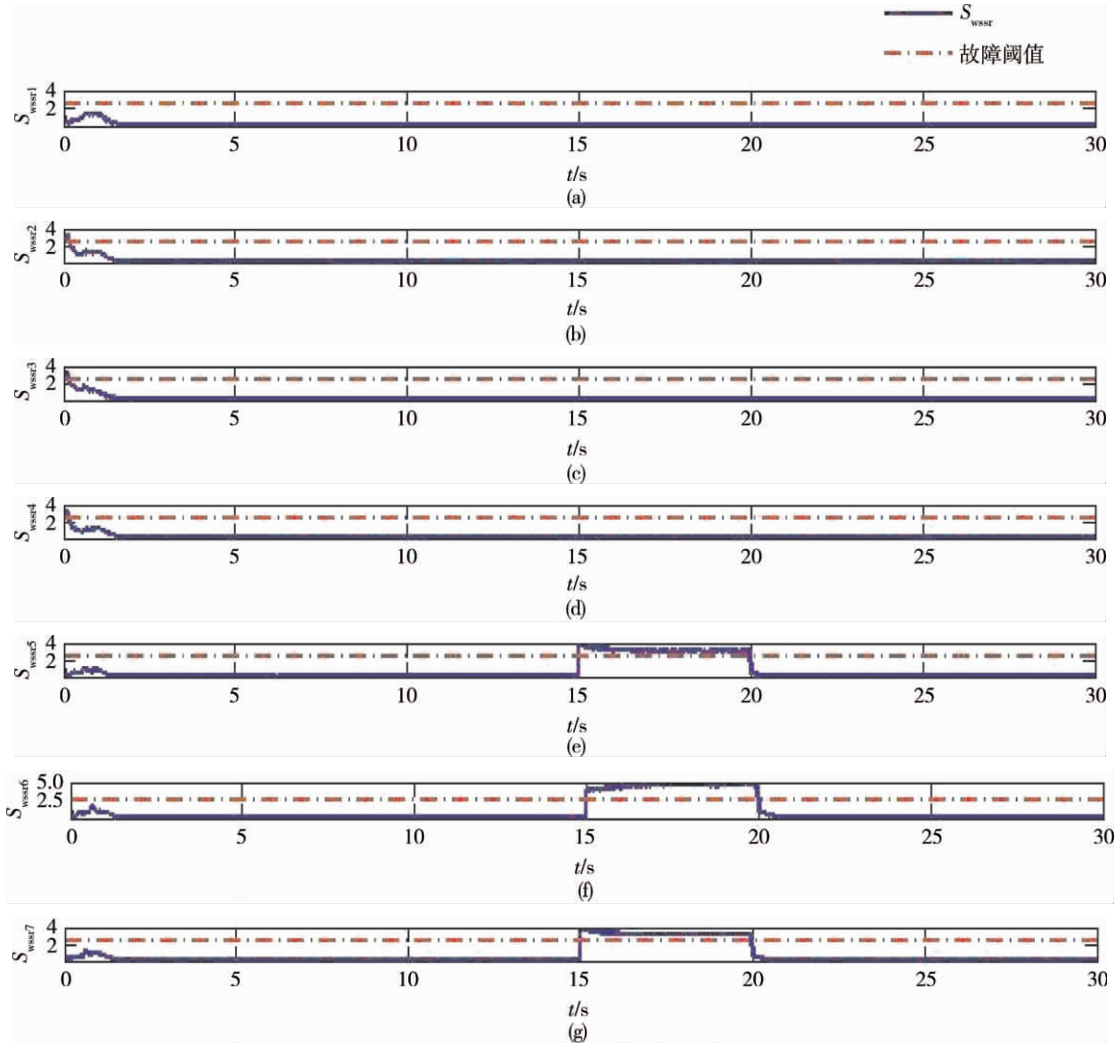


图 7 双重传感器故障重构结果

Fig. 7 Sensors' double fault accommodation result



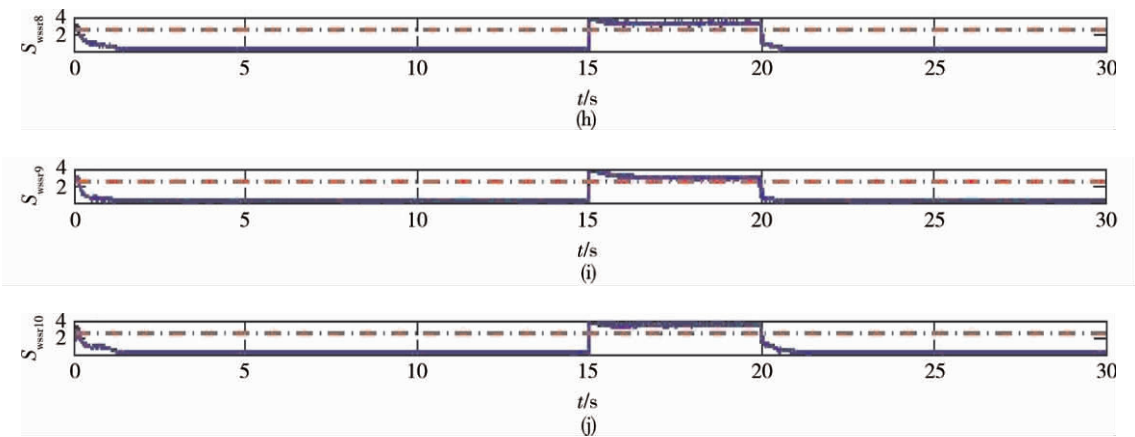
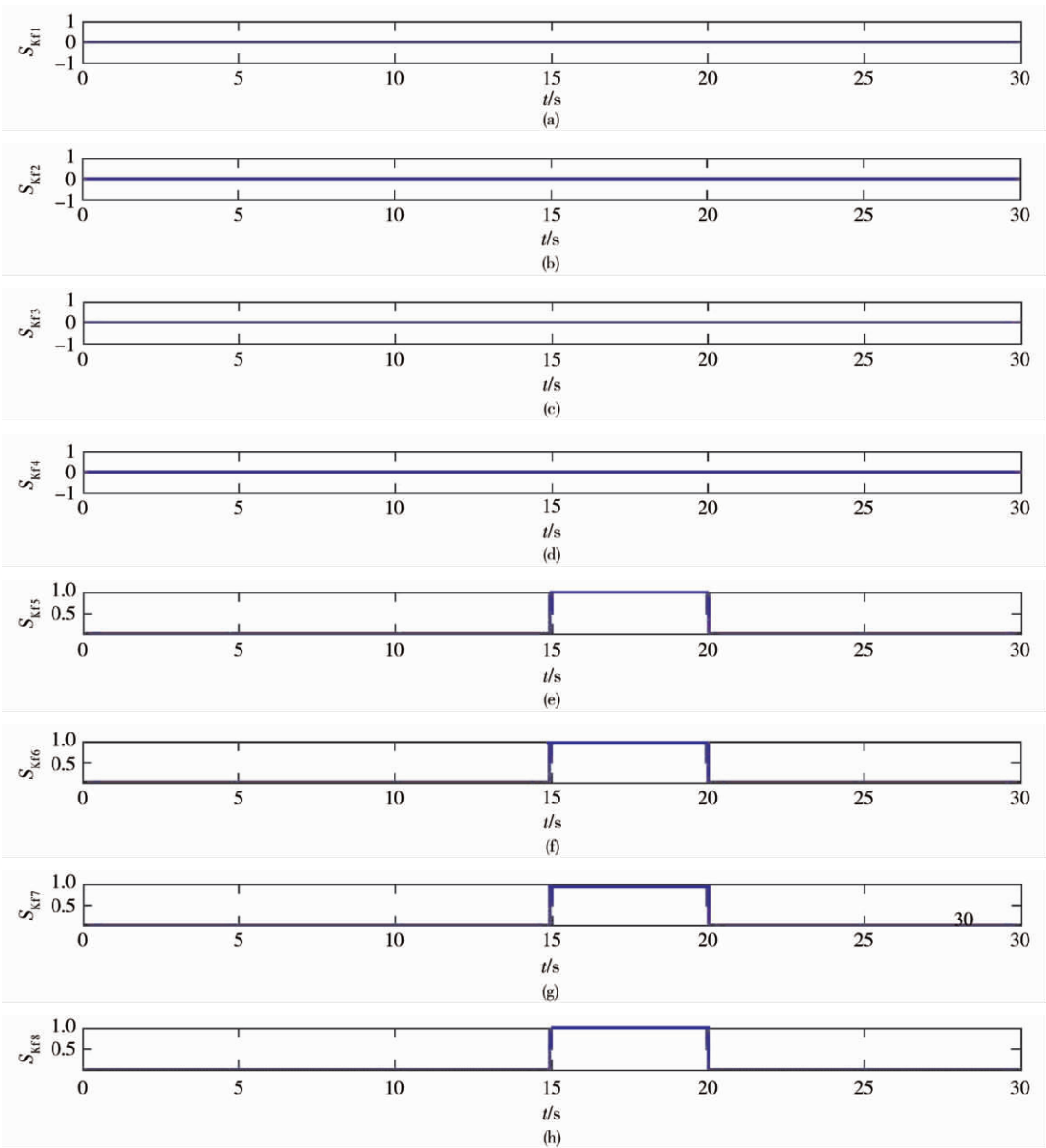


图 8 单一传感器故障时滤波器故障指示信号 $S_{wssr1} \sim S_{wssr10}$

Fig. 8 Fault indication signal for sensors' single fault



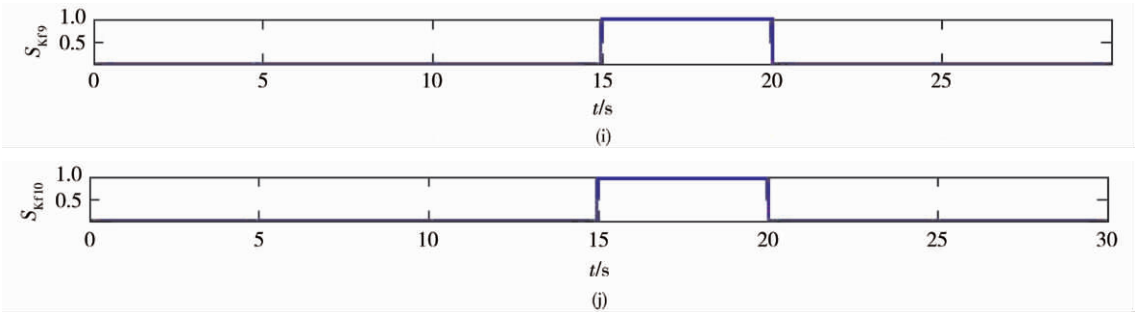


图 9 单一传感器故障时滤波器故障逻辑信号 $S_{Kf1} \sim S_{Kf10}$

Fig. 9 Fault logic signal for sensors' single fault

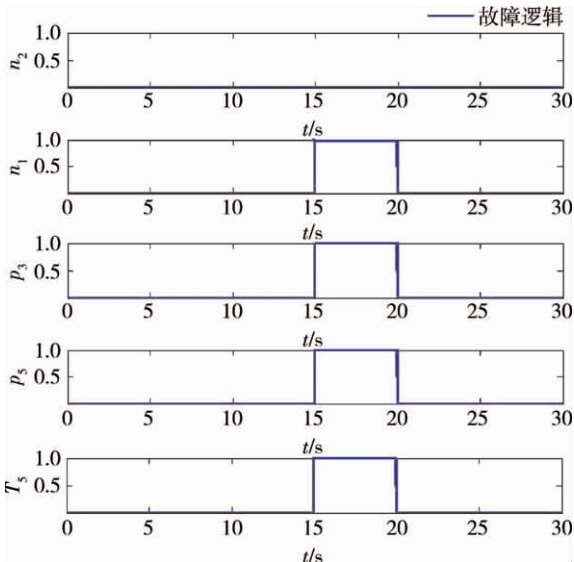


图 10 单一传感器故障时故障逻辑信号

Fig. 10 Fault logic signal for sensors' single fault

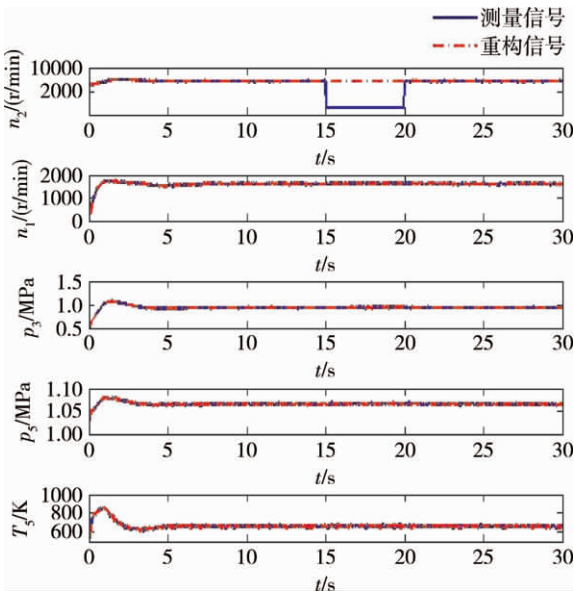


图 11 单一传感器故障重构结果

Fig. 11 Sensors' single fault accommodation result

3 结 论

针对航空发动机控制系统双重传感器故障，普遍采用增加辅助诊断机构的方法专门对双重故障进行处理，这给设计带来额外的负担，并且该方法由于采用遍历查询算法无法实现对双重故障实时检测隔离。本文提出了双路容错设计卡尔曼滤波器组，并针对传感器双重故障和单一故障设计了故障决策逻辑，原理简单，易于实现。通过传感器双重故障和单一故障的仿真实验，证明本文设计的故障诊断逻辑可以及时有效地对传感器的双重故障和单一故障进行检测和隔离，不仅实现了对双重和单一传感器故障的统一处理，而且避免了遍历查询算法，实现了对双重传感器故障的实时诊断。

但是，本方法也存在一些缺陷需要在今后的研究工作中继续完善。首先，基于双路容错设计的卡尔曼滤波器由于较传统的方法减少了一路传感器输入，必然导致滤波器性能和估计效果会变差；其次，该方法导致了滤波器数量的增加，给设计带来不便，对于存在大量传感器的复杂系统，可采用分布式的方法对传感器进行分组设计。

参考文献：

[1] Takashisa K. Aircraft engine sensor/actuator/component fault diagnosis using a bank of Kalman filters[R]. NASA/CR-2003-212298,2003.

[2] 陈毅,张鹏,黄金泉. 航空发动机控制系统传感器 FDIA 系统仿真[J]. 航空动力学报,2008,23(2):396-400.

CHEN Yi,ZHANG Peng,HUANG Jinquan. FDIA simulation of aero-engine control system sensor FDIA system [J]. Journal of Aerospace Power,2008,23(2):396-400. (in Chinese)

[3] 薛薇,郭迎清. 航空发动机控制系统多传感器软故障检测研究[J]. 计算机测量与控制,2007,15(5):585-587.

XUE Wei, GUO Yingqing. Multiple sensors soft failure di-

- agnosis for aircraft engine control system [J]. Computer Measurement & Control, 2007, 15(5): 585-587. (in Chinese)
- [4] 张鹏, 黄金泉. 基于双重卡尔曼滤波器的发动机故障诊断[J]. 航空动力学报, 2008, 23(5): 952-956.
ZHANG Peng, HUANG Jinquan. Aeroengine fault diagnosis using dual Kalman filtering technique[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(5): 952-956. (in Chinese)
- [5] 鲁峰, 黄金泉, 陈煜. 航空发动机部件性能融合故障诊断方法研究[J]. 航空动力学报, 2009, 24(7): 1649-1653.
LU Feng, HUANG Jinquan, CHEN Yu. Research on performance fault fusion diagnosis of aero-engine component [J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(7): 1649-1653. (in Chinese)
- [6] 范业蓬, 罗俊, 任民川. 基于一类辨识的航空发动机故障诊断[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2006, 19(2): 30-32.
FAN Yepeng, LUO Jun, REN Minchuan. Aero-engine fault diagnosis based on one-class classification of SVM [J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2006, 19(2): 30-32. (in Chinese)
- [7] 韩晓娜, 陈朝旭, 缙林峰. 一类传感器故障的主动容错控制[J]. 西北工业大学学报, 2010, 40(1): 39-44.
HAN Xiaona, CHEN Zhaoxu, GOU Linfeng. Active fault tolerant control for sensor failure[J]. Journal of Northwest University, 2010, 40(1): 39-44. (in Chinese)
- [8] 蔡开龙, 谢寿生, 杨伟, 等. 基于改进 LS-SVM 的航空发动机传感器故障诊断与自适应重构控制[J]. 航空动力学报, 2008, 23(6): 1118-1128.
CAI Kailong, XIE Shousheng, YANG Wei, et al. Fault diagnosis and adaptive reconfiguration control for sensors in aeroengine based on improved least squares support vector machine[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(6): 1118-1128. (in Chinese)
- [9] 姚华, 单贵平, 孙健国. 基于卡尔曼滤波器及神经网络的发动机故障诊断[J]. 航空动力学报, 2008, 23(6): 1111-1119.
YAO Hua, SHAN Guiping, SUN Jianguo. Fault diagnosis for gas turbine engines based on Kalman filter and neural networks[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(6): 1111-1119. (in Chinese)
- [10] Moonis A. An expert system for fault diagnosis in a space shuttle main engine[R]. AIAA-90-1890, 1990.
- [11] Lu P J, Hsu T C. Application of auto-associative neural network on gas-path sensor data validation[J]. Journal of Propulsion and Power, 2002, 18(4): 879-888.
- [12] FU Haoyun, Kirtikar S, Zattoni E, et al. Bernstein. approximate input reconstruction for diagnosing aircraft control surfaces[R]. AIAA-2009-5758, 2009.
- [13] Green A, Alien D. Artificial intelligence for real time diagnostics and prognostics of gas turbine engine[R]. AIAA-1997-2899, 1997.
- [14] TANG Genglin & Yates C, CHEN Daguang. Comparative study of two neural networks applied to jet engine fault diagnosis[R]. AIAA-98-3549, 1998.
- [15] Zedda M, Singh R. Gas turbine engine and sensor fault diagnosis using optimization techniques[J]. Journal of Propulsion and Power, 2002, 18(5): 1019-1025.
- [16] Roemer M. Testing of a real-time health monitoring and diagnostic system for gas turbine engines[R]. AIAA-98-3603, 1998.