

## 某火箭发动机故障检测及诊断算法设计分析

何涛 黄敏超 胡小平 邹琪

(国防科技大学空天科学学院,长沙,410073)

**摘要:**针对某型号液体火箭发动机故障检测及诊断软件存在瞬态段(起动机段、关机段)故障检测功能缺失、故障诊断无法给出故障量大小的问题,在原软件故障诊断算法——余弦相似度分类的基础上,通过引入故障因子 $zm_i$ ,定量给出故障量大小,实现发动机故障诊断的定性定量分析。同时,采用基于统计学基础的包络线算法,通过 Python 语言对发动机瞬态段故障检测算法进行设计开发,使原软件实现发动机瞬态段故障检测功能。通过仿真试车数据对软件算法进行验证,结果表明优化后的故障诊断功能可实现故障量大小计算,基于包络线算法开发的故障检测功能提高了发动机故障检测效率。

**关键词:**火箭发动机;故障检测;故障诊断;包络线算法;设计分析

中图分类号:V434 文献标志码:A 文章编号:1005-2615(2019)S-0050-06

### Design Analysis of Fault Detection and Diagnosis Algorithms for Rocket Engine

HE Tao, HUANG Minchao, HU Xiaoping, ZOU Qi

(College of Aerospace Science, National University of Defense Technology, Changsha, 410073, China)

**Abstract:** Aiming at the problem that the fault detection and diagnosis software of a certain type liquid rocket engine lack the function of fault detection in the transient section (start-up and end-up) and fault diagnosis can not give the degree of fault, the fault magnitude is quantitatively determined by introducing the fault factor  $zm_i$  on the basis of the original software fault diagnosis algorithm—cosine similarity classification, which realizes qualitative and quantitative analysis of engine fault diagnosis. At the same time, designing and developing the envelope algorithm based on statistics by Python language so that the original software can realize transient section fault detection function of rocket engine. The algorithm of software is validated by simulation test data. And the results show that the optimized fault diagnosis function can calculate the degree of fault and the fault detection function based on envelope algorithm improves the efficiency of rocket engine fault detection.

**Key words:** rocket engine; fault detection; fault diagnosis; envelope algorithm; design analysis

液体火箭发动机健康监测技术为火箭发动机的可靠运行提供了重要保障,其主要包括发动机故障模式分析、故障检测与诊断、发动机异常状态控制等部分<sup>[1-3]</sup>。对于液体火箭发动机复杂的运行系统,庞大的检测数据和高昂的发射成本来说,故障检测与诊断可为发动机地面试车和飞行过程中可能存在的故障进行实时判断和控制、对飞行后的故

障诊断分析和工作状态进行评价,从而降低发射和运行成本,提高运行可靠性<sup>[4]</sup>。

目前,液体火箭发动机故障检测与诊断主要包括基于信号分析、基于模型和基于人工智能3种方法,但无论是信号分析、数学模型还是人工智能,均无法对液体火箭发动机故障进行准确判断和定位,故需要建立一个能对发动机正常运行和故障行为

收稿日期:2019-04-09;修订日期:2019-06-20

通信作者:黄敏超,男,教授,硕士生导师,E-mail:h\_mchao01@qq.com。

引用格式:何涛,黄敏超,胡小平,等.某火箭发动机故障检测及诊断算法设计分析[J].南京航空航天大学学报,2019,51(增刊):50-55. HE Tao, HUANG Minchao, HU Xiaoping, et al. Design Analysis of Fault Detection and Diagnosis Algorithms for Rocket Engine[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2019, 51(S): 50-55.

准确描述的分类模型,而模型的建立最终归结为基于发动机历史数据、故障模式特征向量、模型系数、网络结构权值或阈值等的学习训练<sup>[5]</sup>。本文以某型号液体火箭发动机故障诊断模块框架和算法为基础,基于Python计算机编程语言对发动机稳态段故障诊断算法升级,同时开发启动段、关机段故障检测算法——包络线算法,实现了稳态段故障诊断相似度、故障大小的定性定量分析及瞬态段参数的异常检测,并将诊断检测结果图形化显示。

## 1 稳态段故障诊断

### 1.1 余弦值分类算法

液体火箭发动机发生不同的故障会引起发动机工作参数变化<sup>[6]</sup>。根据不同工作参数变化方向和变化大小形成故障特征向量、建立故障特征知识集,不同的故障由于其对发动机工作状态的影响机制不同,在由几十个性能参数组成的发动机参数特征空间里故障特征向量发展的方向同样各尽不同。

发动机稳态段故障分类及诊断通过采用故障相似度——余弦值分类法来实现,其主要通过计算实际故障特征向量与已有故障模式向量之间的夹角余弦值大小来判断故障是否存在及可能的故障类型。诊断过程通过对被诊断向量及标准故障向量进行单位化处理,再利用夹角余弦值进行相似度判断,并给出故障量的大小。

故障相似度分类计算过程中点间距离采用欧式距离,单位化样本向量 $x$ 与 $y$ 之间的欧式距离定义为

$$D_e(x, y) = \|x - y\| = \sqrt{\sum_{i=1}^d |x_i - y_i|^2} \quad (1)$$

式中: $d$ 代表特征空间的维数。如果样本向量 $x$ 和 $y$ 位于同一类型区域中,则欧式距离较小;如果位于不同类型区域中,则欧式距离较大。

单位化样本向量 $x$ 与 $y$ 之间的角度相似性为它们之间夹角的余弦值,即

$$S(x, y) = \cos \theta = \frac{x \cdot y}{\|x\| \|y\|} \quad (2)$$

在二元取值情况下, $S(x, y)$ 反映了 $x$ 与 $y$ 共有的特征数目的相似性度量。如果值 $S(x, y)$ 越大,共有的特征数目越多,相似性越高。对单位化样本向量与各单位化标准故障向量进行余弦值计算后,将计算所得余弦值利用余弦分类法进行故障判断,即

$$\cos a_i = \frac{w^m \cdot w_i^i}{\|w^m\| \|w_i^i\|} \quad (3)$$

式中: $w^m$ 为被诊断向量, $w_i^i$ 为标准故障向量, $m$ 为样本模式数目。按 $\cos a_i$ 的取值大小排序,值域为 $-1 \sim +1$ ,值越大表示故障为 $i$ 的可能性越大。

### 1.2 故障量大小计算

故障量大小通过引入故障因子 $zm_i$ 进行定义,额定状态下(正常工况情况下)各故障模式故障因子均等于1。

某型号液体火箭发动机故障模式共34种( $m1 \sim m30, r1 \sim r4$ )。根据不同故障类型的特点,对故障因子 $zm_i$ 变化方向进行定义:对于“泄露”类故障, $zm_i$ 小于1时表示有故障,且数值越小故障量越大;对于“堵塞”类故障, $zm_i$ 大于1时表示有故障,且数值越大故障量越大。

通过对标准故障向量模 $M$ 与故障因子 $zm_i$ 进行关联得到拟合关系式,基于该关系式可在进行相似性诊断的同时得到故障因子 $zm_i$ ,进而计算出故障量大小。计算所采用的各标准故障模式的故障因子 $zm_i$ 与故障向量模 $M$ 关系及 $zm_i$ 取值范围见表1。

表1 故障因子 $zm_i$ 与故障向量模 $M$ 关系

Tab. 1 Relation between fault factor  $zm_i$  and fault vector modulus  $M$

代号	故障名称	$zm_i$ 取值范围	$zm_{i(\min)}$	$zm_{i(\max)}$
m1	发生器	0.95~0.85	0.98	0.80
	氧化剂副控阀泄漏			
m2	发生器	0.95~0.85	0.98	0.80
	燃烧剂副控阀泄漏			
m3	氧化剂	0.95~0.85	0.98	0.80
	涡轮入口燃气泄漏			
m4	燃烧剂	0.95~0.85	0.98	0.80
	涡轮入口燃气泄漏			
m5	燃气分流喷嘴	0.95~0.85	0.96	0.80
	入口泄漏			
m6	氧化剂泵后泄漏	0.95~0.85	0.99	0.80
m7	氧化剂	0.95~0.85	0.99	0.80
	主汽蚀管后泄漏			
m8	燃烧剂泵后泄漏	0.95~0.85	0.99	0.75
	燃烧剂			
m9	主汽蚀管后泄漏	0.95~0.85	0.99	0.75
	氧化剂主汽蚀管堵塞			
m10	氧化剂主汽蚀管堵塞	1.10~1.30	1.05	1.80
m11	燃烧剂主汽蚀管堵塞	1.10~1.30	1.05	1.80
m12	氧化剂副汽蚀管堵塞	1.20~1.60	1.05	1.80
m13	燃烧剂副汽蚀管堵塞	1.20~1.60	1.05	1.80
m14	燃气分流喷嘴堵塞	0.90~0.70	0.96	0.60
m15a	燃烧室	20.0~40.0	1.20	4.00
m15c	氧化剂喷嘴堵塞	4.00~8.00	4.00	8.00

续表

代号	故障名称	$zm_i$ 取值范围	$zm_{i(min)}$	$zm_{i(max)}$
m16a	燃烧室	1.10~2.00	1.20	2.00
m16c	燃烧剂喷嘴堵塞	2.00~4.00	2.00	4.00
m17a	发生器	1.10~1.50	1.20	1.50
m17b		1.50~3.00	1.50	3.00
m17c	氧化剂喷嘴堵塞	3.00~4.00	3.00	4.00
m18a	发生器	1.50~3.00	1.20	3.00
m18b		3.00~5.00	3.00	5.00
m18c	燃烧剂喷嘴堵塞	5.00~8.00	5.00	8.00
m19	燃烧室燃烧效率下降	0.98~0.90	0.99	0.85
m20	发生器燃烧效率下降	0.98~0.90	0.98	0.85
m21a	氧化剂	4.00~10.0	2.00	10.00
m21c	主阀开启不到位	10.0~18.0	10.00	18.00
m22	氧化剂副阀开启不到位	75.0~200	75.00	500.00
m23		氧化剂涡轮效率下降	0.90~0.70	0.98
m24	燃烧剂涡轮效率下降	0.90~0.70	0.98	0.70
m25	氧化剂泵扬程特性下降	0.95~0.85	0.98	0.75
m26		0.95~0.85	0.98	0.75
m27	氧化剂涡轮喷嘴堵塞	0.90~0.70	0.96	0.70
m28	燃烧剂涡轮喷嘴堵塞	0.90~0.70	0.96	0.70
m29	推力室喉部烧蚀	0.99~0.98	0.995	0.985
m30	氧化剂副过滤网堵塞	1.10~1.40	1.05	1.60
r1	燃烧剂入口压力异常	-0.08~0.24	-0.08	0.24
r2	燃烧剂入口温度异常	-1.50~2.00	-1.50	2.00
r3	氧化剂入口压力异常	-0.12~0.20	-0.12	0.20
r4	氧化剂入口温度异常	-7.00~8.00	-7.00	8.00

1.3 故障诊断

根据余弦值分类算法,将单位化处理后的被诊断参数向量与标准故障模式向量进行余弦值计算,根据设置的余弦值阈值进行故障相似性匹配,筛选出符合阈值的故障模式。将被诊断参数向量与筛选出的故障模式向量按照拟合关系式进行故障因子 $zm_i$ 计算,利用表1中 $zm_i$ 范围,如果故障因子在 $[zm_i(min), zm_i(max)]$ 内则认为发生故障 $m_i$ ;如果小于故障因子下限 $zm_i(min)$ 则判断未发生故障 $m_i$ ,如果大于故障因子上限 $zm_i(max)$ 则认为故障量大需要人工确认。

根据1.1及1.2节所述,某型号液体火箭发动机稳态段故障诊断流程图如图1所示。同时,利用两组仿真试车数据对升级后的稳态段故障算法进行实例分析和验证,并通过软件实现诊断结果的图像可视化显示。

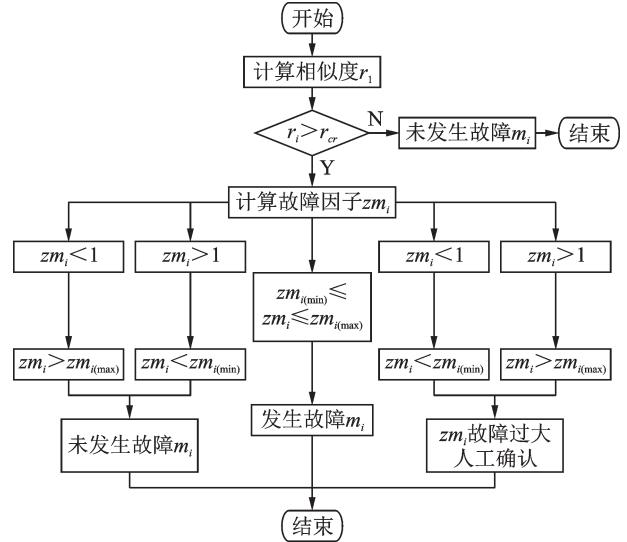


图1 故障诊断流程

Fig.1 Flow chart of fault diagnosis

根据某型号液体火箭发动机试车数据及研究结果,在确保诊断有效性和规避测量干扰因素的情况下,故障诊断参数共22个,各参数代号及对应名称见表2。

表2 参数名称

Tab.2 Parameter name

代号	名称	代号	名称
Gr	燃烧剂泵流量	Pfy	发生器氧化剂喷前压力
Gy	氧化剂泵流量	Pk	燃烧室压力
Nwr	燃烧剂涡轮泵转速	Pol	冷却夹套入口压力
Nwy	氧化剂涡轮泵转速	Powr	燃烧剂涡轮入口压力
Pel	冷却夹套出口压力	Powy	氧化剂涡轮入口压力
Peo	氧化剂稳压阀出口压力	Pwp	燃气分流喷嘴入口压力
Per	燃烧剂泵出口压力	Py	燃烧室氧化剂喷前压力
Pevy	氧化剂主汽蚀管出口压力	Tel	冷却夹套出口温度
Pewy	氧化剂涡轮出口压力	Tewy	氧化剂涡轮出口温度
Pey	氧化剂泵出口压力	Towr	燃烧剂涡轮出口温度
Pfr	发生器燃烧剂喷前压力	Towy	氧化剂涡轮入口温度

根据对原软件故障诊断实践情况,夹角余弦值取0.7。

第1组:采用被诊断向量为无故障参数,具体参数值见表3。

表3 第1组被诊断向量

Tab.3 The first group of diagnosed vectors

序号	代号	数值	序号	代号	数值
1	Gr	0.004 00	12	Pfy	0.006 50
2	Gy	0.000 36	13	Pk	0.007 80
3	Nwr	0.010 90	14	Pol	0.000 36
4	Nwy	0.004 90	15	Powr	0.002 69
5	Pel	0.471 00	16	Powy	0.048 83
6	Peo	0.003 78	17	Pwp	0.008 61
7	Per	0.002 38	18	Py	0.140 64
8	Pevy	0.017 04	19	Tel	0.005 31
9	Pewy	0.022 34	20	Tewy	0.000 10
10	Pey	0.019 67	21	Towr	0.001 39
11	Pfr	0.001 24	22	Towy	0.002 60

经软件稳态段故障诊断分析,根据故障筛选,余弦值最大为0.294,小于阈值,诊断结果为无故障。诊断结果参数对比及余弦值计算结果如图2所示。

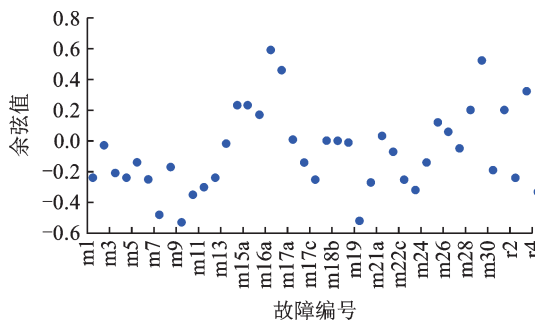


图2 第1组余弦值计算结果

Fig.2 Cosine value calculation results of the first group

第2组:采用被诊断向量为有故障参数,具体参数值见表4。

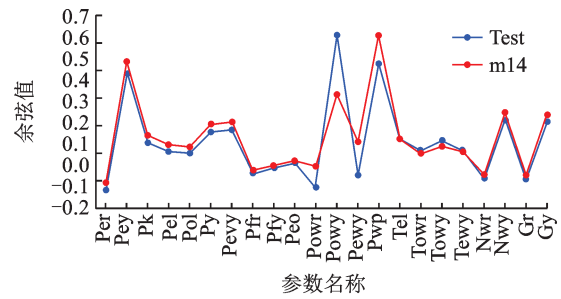
表4 第2组被诊断向量

Tab.4 The second group of diagnosed vectors

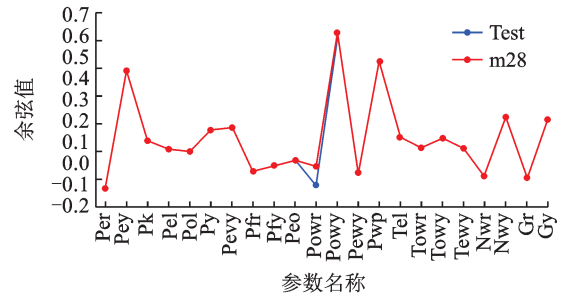
序号	代号	数值	序号	代号	数值
1	Gr	-0.066 00	12	Pfy	-0.010 00
2	Gy	0.204 00	13	Pk	0.106 00
3	Nwr	-0.060 00	14	Pol	0.058 00
4	Nwy	0.215 00	15	Powr	-0.102 00
5	Pel	0.067 00	16	Powy	0.608 00
6	Peo	0.015 00	17	Pwp	0.473 00
7	Per	-0.114 00	18	Py	0.155 00
8	Pevy	0.167 00	19	Tel	0.122 00
9	Pewy	-0.043 00	20	Tewy	0.070 00
10	Pey	0.430 00	21	Towr	0.073 00
11	Pfr	-0.035 00	22	Towy	0.116 00

经软件稳态段故障诊断分析,根据故障筛选,诊断结果为:故障m14余弦值为0.934、故障m28余弦值为1.0均大于阈值。诊断结果参数对比及

余弦值计算结果如图3,4所示。



(a) Contrast diagram of m14 and test parameters



(b) Contrast diagram of m28 and test parameters

图3 被诊断向量与标准故障向量参数对比图

Fig.3 Contrast diagram of diagnosed vector and standard fault vector parameters

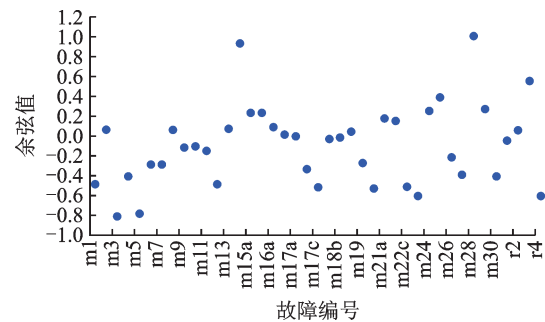


图4 第2组余弦值计算结果

Fig.4 Cosine value calculation results of the second group

通过对某型号液体火箭发动机原故障诊断软件稳态段算法升级,将被诊断向量与标准故障向量单位化处理后在余弦值相似性分类的基础上,引入故障因子,并利用两组仿真试车数据对诊断算法进行分析验证,结果与实际情况相符,同时对诊断出的故障类型进行故障量大小即故障因子 $z_{m_i}$ 计算。

## 2 瞬态段故障检测

### 2.1 故障检测统计学基础

国内基本上都是利用红线系统对液体火箭发动机瞬态过程进行故障检测,所采用算法大部分是基于静态或动态形式的非线性辨识模型<sup>[7]</sup>,这些算法基本上是依赖几个主要测量参数,计算量较大,一般只能检测少数几个关键参数。

数据统计方法主要是依据数据是否满足正常情况下的统计特性来进行故障检测<sup>[8]</sup>。在液体火



箭发动机地面试车中已积累了大量试车数据的基础上,根据现有数据测量系统情况,采用基于统计学基础的故障检测算法效果更好。

令  $(x_i)_{i \geq 1}$  为  $m$  维的被检测序列,它具有如下结构

$$x_i = \theta_i + e_i \quad (4)$$

式中:  $\theta_i$  和  $e_i$  分别为测量参数的均值和误差,  $e_i$  具有零均值。假设  $\theta_i$  已知,  $e_i$  的分布为  $D$ , 则故障检测问题可描述为

$$\begin{cases} e_i \text{ 服从分布 } D & t < t_0 \\ e_i \text{ 不服从分布 } D & t \geq t_0 \end{cases} \quad (5)$$

检验随机变量是否服从某个分布,必须利用具有一定容量的样本进行分布假设检验。

### 2.2 包络线算法

因为发动机关键参数在瞬态过程中的变化规律主要由发动机系统的起动程序、变工况程序、系统中各种管路和活门的响应特性、燃烧室与燃气发生器的点火特性以及工作环境等因素决定,当发动机研制试验达到一定阶段后,这些条件和因素基本不变<sup>[9-11]</sup>。因而,在发动机试验时,同一参数的变化规律基本一致,参数测量值散布不大,基本集中于某个由参数的阈值决定的包络线以内。通过统计方法求出参数阈值,便可进行故障检测。

瞬变过程参数阈值通过计算参数的均值和标准偏差来确定。与稳态工作过程不同的是,发动机起动过程和其他瞬变过程是非平稳的随机过程,测量参数的均值和方差随时间变化。根据正常试车数据,统计出各参数在不同时刻的平均值  $\bar{x}(t)$  和标准偏差  $\hat{s}(t)$ , 则参数的阈值为

$$\bar{x}(t) \pm n\hat{s}(t) \quad (6)$$

式中:  $n$  为由历史正常试车数据训练所确定的带宽系数(根据正态分布的 99.73% 置信区间将其设置为 3),  $\bar{x}(t)$  和  $\hat{s}(t)$  是用最小二乘法拟合而成的分段多项式。

### 2.3 故障检测

故障检测对 11 组试车数据进行处理分析,对 22 个参数进行上限阈值和下限阈值计算,从而构成瞬态段各参数对应的包络线,经软件检测后通过图像可视化显示分析计算结果。根据 2.1 及 2.2 节所述,某型号液体火箭发动机瞬态段故障检测按照图 5 的检测流程图进行。

利用已编写的包络线算法对试车数据瞬态段(起动段、关机段)进行检测,软件可将一组试车数据的所有待检测参数与瞬态段试车数据库全组试车数据的对应参数进行对比计算,记录超出阈值的

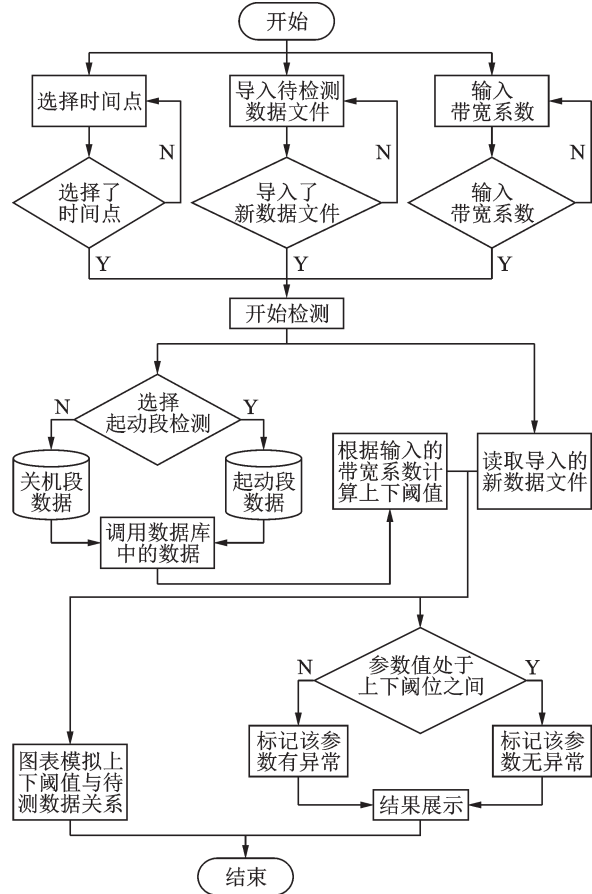


图5 瞬态段故障检测流程

Fig.5 Instantaneous fault detection process

异常参数点及对应时间点,并形成检测结果图。单次试车数据检测共 22 个参数,此处只对其中某个参数检测结果进行展示,结果如图 6,7 所示。

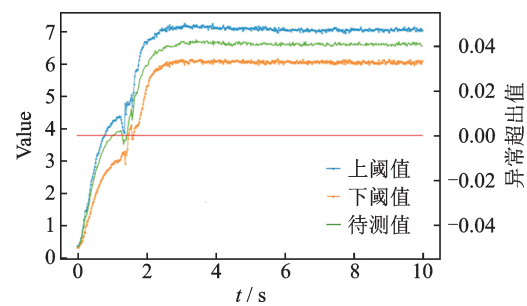


图6 起动段故障检测结果

Fig.6 Test results of start-up fault

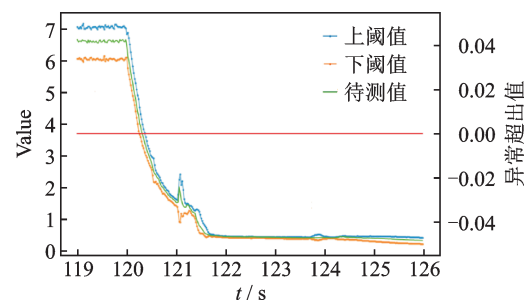


图7 关机段故障检测结果

Fig.7 Test results of end-up fault

通过利用所编写软件瞬态段故障检测功能,对液体火箭发动机瞬态段试车参数进行分析计算,得出试车过程中可能出现的异常参数及对应出现时间点。同时,软件可根据试车数据的增加对瞬态段数据库进行更新,进一步提高故障检测的准确性。

### 3 结 论

(1)通过对原有软件发动机故障诊断部分进行算法升级,引入故障因子 $zm_i$ ,在被诊断向量与标准故障向量单位化处理的基础上,通过余弦相似度判断进行故障筛选,对筛选出的故障进行故障因子计算,进而获得故障量大小。采用仿真试车数据进行软件故障诊断分析,所得结果与仿真情况相符。

(2)基于统计学基础,通过开发编写液体火箭发动机瞬态段故障检测算法——包络线算法,实现发动机起动段、关机段异常参数检测,并利用所开发软件将检测结果图形化显示。

#### 参考文献:

- [1] 吴建军,黄强,程玉强,等.液体火箭发动机故障检测诊断理论与方法[M].北京:国防工业出版社,2013.  
WU Jianjun, HUANG Qiang, CHENG Yuqiang, et al. Theory and method of fault detection and diagnosis for liquid-propellant rocket engines[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2013.
- [2] OREILLY D. System for anomaly and failure detection (SAFD) system development [R]. Final Report Rockwell International Corp. Canoga Park Ca. Rocketdyne Div, 1992: 1-3.
- [3] 龙兵,宋立辉,荆武兴,等.航天器故障诊断技术回顾与展望[J].导弹与航天运载技术,2003(3):31-37.  
LONG Bing, SONG Lihui, JING Wuxing, et al. Review and prospect of spacecraft fault diagnosis technology[J]. Missiles and Space Vehicles, 2003(3):31-37.
- [4] 朱恒伟.液体推进火箭发动机地面试车故障检测与诊断研究[D].长沙:国防科技大学,1997.  
ZHU Hengwei. Fault detection and diagnosis for ground test of liquid propulsion rocket engine [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 1997.
- [5] 吴建军.液体火箭发动机故障检测与诊断研究[D].长沙:国防科技大学,1995.  
WU Jianjun. Research on fault detection and diagnosis of liquid rocket engine [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 1995.
- [6] 崔定军,刘国球.基于模型的液体推进系统故障诊断算法[J].航空动力学报,1995(2):163-166.  
CUI Dingjun, LIU Guoqiu. Model-based fault diagnosis algorithms for liquid propulsion systems [J]. Journal of Aerospace Power, 1995(2):163-166.
- [7] 刘冰.液体火箭发动机智能化故障诊断与健康评估系统研究[D].长沙:国防科技大学,1999.  
LIU Bing. Research on intelligentize fault diagnosis and health assessment system for liquid rocket engine [D]. Changsha: National University of Defense Technology, 1999.
- [8] 王建波.液体火箭发动机泄漏故障机理及检测方法的研究[D].哈尔滨:哈尔滨工业大学,2000.  
WANG Jianbo. Research on leakage fault mechanism and detection method of liquid rocket engine [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2000.
- [9] HELMICKI A J, JAWEED S, KOLCIO K. Propulsion system modeling for condition monitoring and control. II-Application to SSME[C]// The 30th Joint Propulsion Conference and Exhibit. Cincinnati, USA: Spacecraft Propulsion and Power, 1994.
- [10] 樊久铭,申研,张旻澍,等.模态区间方法在液体火箭发动机系统仿真中的应用[J].推进技术,2006,27(3):193-196.  
FAN Jiuming, SHEN Yan, ZHANG Minshu, et al. Application of modal interval method in simulation of liquid rocket engine system [J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(3):193-196.
- [11] 王志武.基于神经网络的液体火箭发动机泄漏检测方法[J].火箭推进,2005,31(1):55-58.  
WANG Zhiwu. Leak detection method of liquid rocket engine based on neural network [J]. Journal of Rocket Propulsion, 2005, 31(1):55-58.

(编辑:王静)