

固液捆绑火箭发动机健康诊断技术

杨欣茹¹, 王 猛¹, 高 莉¹, 辛高波¹, 孙 平², 党锋刚³

(1. 上海宇航系统工程研究所, 上海 201109; 2. 上海航天技术研究院, 上海 201109;
3. 西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 为使固液捆绑运载火箭发射更具有可靠性和安全性, 本文首次提出了一种基于三冗余架构的芯级液体发动机健康诊断系统。在芯级液体发动机点火后, 由箭上健康诊断系统根据红线算法对发动机状态进行诊断, 确认液体发动机状态正常后再进行固体发动机点火。通过地面发动机试车及飞行试验考核, 结果表明: 该发动机健康诊断系统设计正确, 能够及时有效地检测液体发动机工作状态, 且未发生误警报或漏警报。

关键词: 固液捆绑火箭; 液体发动机; 健康诊断; 三冗余; 红线算法

中图分类号: V 421.4

文献标志码: A

DOI: 10.19328/j.cnki.2096-8655.2022.05.002

Engine Health Diagnosis Technology for Solid-Liquid Bundled Launch Vehicle

YANG Xinru¹, WANG Meng¹, GAO Li¹, XIN Gaobo¹, SUN Ping², DANG Fenggang³

(1. Shanghai Institute of Astronautic System Engineering, Shanghai 201109, China;
2. Shanghai Academy of Aerospace Technology, Shanghai 201109, China;
3. Xi'an Institute of Aerospace Propulsion, Xi'an 710100, Shaanxi, China)

Abstract: In view of the irreversibility of solid propellant engine ignition in solid-liquid bundled launch vehicle, a liquid engine health diagnosis system based on triple modular redundancy architecture is firstly proposed to improve the reliability and safety of launch vehicle. After the liquid engine is ignited, the engine status is diagnosed by the onboard health diagnosis system according to the red line algorithm. Then, the solid propellant engine is ignited after it is confirmed that the liquid engine works under the normal condition. The results of ground engine test and flight test show that the engine health diagnosis system is accurate and reliable and can detect the working state of liquid engine timely and effectively without any false alarm or missing alarm.

Key words: solid-liquid bundled launch vehicle; liquid engine; health diagnosis; triple modular redundancy; red line algorithm

0 引言

液体火箭发动机健康诊断技术是提高运载火箭发射可靠、安全的关键技术之一, 近年来一直受到各航天大国的高度重视。

美国的液体火箭发动机故障监测系统以航天飞机主发动机(Space Shuttle Main Engine, SSME)应用为代表, 从 20 世纪 70 年代简单的红线关机系统逐渐向集成化、平台化的趋势发展^[1-4]。2004 年设计的先进健康管理系统通过箭载健康管理计算机形成了实时振动监控、光学羽流异常监测和基于线

性发动机模型监测的 3 个实时故障监测子系统^[5-6], 有效提高了 SSME 在发射、升空阶段的可靠性和安全性。近年来, 美国在空间运载计划和集成空间运输计划指导下, 相继进行了多个先进健康监控或健康管理系统的研发, 包括火箭发动机健康管理系统、集成健康监控系统、智能集成管理系统等多种系统框架或方案^[7-8]。美国的火箭发射系统大多配备牵制释放系统, 液体火箭发动机的健康检测也得到了广泛应用。如猎鹰 9 号火箭, 其一级使用 9 台 Merlin 液氧煤油发动机, 发射期间一级在发动机点

收稿日期: 2022-07-11; 修回日期: 2022-08-09

作者简介: 杨欣茹(1995—), 女, 硕士, 工程师, 主要研究方向为运载火箭电气系统设计。

火后仍系留于地面,自动检测系统确认发动机工况,若检测到任何异常将执行自动安全关机,大幅减小了发动机起动失败和性能不足的风险。俄罗斯火箭发动机研制过程中研发了故障监测系统^[9-10]。以 RD-180 火箭发动机为例,故障监测系统在发动机起动前、起动过程和主级工作中均进行监测;起动前监测流量调节器和燃料节流阀传动轴初始和最终状态、燃料隔离阀蝶盘状态;起动过程中监测起动箱增压气路、推力室燃料阀打开控制气路压力信号计、涡轮泵转速;主级工作过程中监测涡轮泵转速和燃料预压泵转速、氧化剂泵转子轴向位移、主涡轮出口燃气温度。RD-180 火箭发动机采用分级起动方式,初级工况监测正常后才继续起动和发射流程。

我国对液体火箭发动机健康监控系统的研究多集中于地面试车及地面仿真^[11-19],目前国内尚无在火箭发射中应用发动机健康诊断系统的先例。2002 年,西北工业大学于潇等^[11]研制了一种液体火箭发动机涡轮泵状态监测与故障诊断系统,并通过了 2 次发动机热试车考核。2008 年,西安航天动力研究所马红宇等^[14]设计了液氧煤油高压补燃发动机地面试车故障监控系统。2019 年,西北工业大学赵万里等^[18]提出了一种递归结构识别(Recursive Structure Identification, RESID)算法用于液体火箭发动机故障诊断。此外,国防科学技术大学针对新一代大推力液体火箭发动机设计开发了地面试车故障实时检测与诊断系统^[20-21],并多次通过了地面热试车的考核。2022 年 CZ-6A 运载火箭作为我国新一代固液捆绑火箭,在国内火箭运载领域率先采用了箭上液体发动机健康诊断技术,并圆满完成了首次飞行试验任务,标志着国内运载火箭箭上液体发动机健康诊断技术取得重大突破。

1 发动机健康诊断方案设计与实现

1.1 总体点火时序设计

在固液捆绑火箭总体构型中,运载火箭芯一级采用我国新一代液氧煤油发动机,助推器采用大推力固体发动机。对于液体发动机,若发动机起动失败或性能不满足要求,只要火箭不离开发射台,均可对液体发动机实施紧急关机,以保证箭体、卫星载荷及发射设施的安全。但是固体发动机一旦点火则不可逆,无法在发射台上实施紧急关机。

根据固液发动机推力建立时间的不同,在固液捆绑火箭总体设计时采用芯级发动机先点火、固体发动机后点火的方案。参考国外运载火箭牵制释放的原理,在固体发动机点火前对芯级发动机进入额定工况后进行健康诊断,判断发动机工作状态,若工作正常则实施固体发动机点火,火箭起飞,否则紧急关闭芯一级发动机,中止发射。这种点火时序设计方案充分发挥固液捆绑火箭综合优势,极大地提高固液捆绑火箭的点火安全性,保证了箭体、卫星载荷及发射场地面设施的安全。

1.2 发动机健康诊断系统组成

液体发动机健康诊断系统主要由健康诊断控制器、综合控制器、芯一级发动机传感器及变换器组成,如图 1 所示。芯一级发动机传感器及变换器上电后全程采集发动机参数,并将参数传输至箭上健康诊断控制器。健康诊断控制器以点火指令时刻为基准,在发动机健康诊断区间内,判定芯级发动机是否工作正常,若异常则向地面测发控系统发出紧急关机信号。综合控制器以点火指令时刻为基准,执行芯级发动机点火程序,当接收到紧急关机指令时,执行芯级发动机紧急关机程序,同时停发固体发动机点火指令。

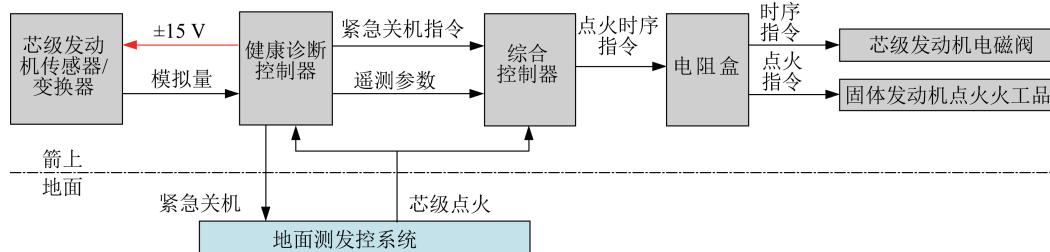


图 1 发动机健康诊断系统组成

Fig.1 Structure of the engine health diagnosis system

1.3 健康诊断算法

1.3.1 诊断参数

液氧煤油发动机系统一般由火药启动器、电爆管、涡轮泵、推力室、燃气发生器、蒸发器、活门、机架、导管及控制组件等组成。发动机起动过程中的故障大部分是由火药启动器、电爆管和活门引起,在稳态工作段多易发生泄漏、涡轮泵故障等问题,在关机过程中则易出现活门关闭不严、不动作等问题,造成的后果有性能下降、部件损坏甚至发动机爆炸。液体发动机故障模式见表 1。

表 1 液体发动机故障模式

Tab. 1 Malfunction modes of liquid engine

序号	故障模式	序号	故障模式
1	接头泄漏	2	导管破裂
3	启动器异常	4	涡轮泵端面密封泄漏
5	热燃气泄漏	6	活门泄漏
7	涡轮泵摩擦力矩增大	8	调节器偏差
9	涡轮叶片断裂	10	管道小孔阻塞
11	轴承损坏	12	活门工作异常

每一种故障对应一定的故障特征参数,故障发生时故障信息就会通过特征参数表现出来。根据液体发动机的主要故障模式,其主要特征参数包括转速参数和压力参数。各健康诊断参数表征发动机状态情况见表 2。

表 2 发动机健康诊断参数

Tab. 2 Parameters of engine health diagnosis

参数	参数表征情况
转速参数	表征主涡轮泵运转情况,直接反映发动机工况水平
压力参数 1	表征煤油一级泵运转情况、推力室煤油路建压情况
压力参数 2	表征发生器煤油路建压情况,综合反映预燃室建压情况和煤油二级泵运转情况
压力参数 3	该测点表征发动机主燃室建压情况,直接反映发动机推力水平

1.3.2 诊断时间

芯一级发动机起动完成后火箭仍停留在发射台,在此期间内健康诊断系统采集发动机参数信息,根据诊断算法,自动得出发动机是否正常起动的结论。

液体发动机点火后停留时间越长,越有利于提高诊断结果的可靠性。但停留时间过长,一方面增加了发动机的工作时间,对提高诊断可靠性的作用

有限;另一方面造成已加注推进剂的浪费,影响火箭运载能力。因此,综上所述需选取合理的停留时间。

根据芯级发动机起动特性,发动机起动时由于涡轮泵转速等主要参数变化剧烈,难以准确检测、判断其参数状态是否异常,因此此时不进行健康诊断,防止误关机。根据历次发动机试车(含极限边界试车)及其飞行数据统计,发动机在起动后 2.40 s 内完成起动过程进入额定工况。各诊断参数进入额定工况的时间见表 3。

表 3 各参数进入额定工况的时间统计

Tab. 3 Time statistics of each parameter entering the specified working condition

诊断参数	地面试车状态时间/s	飞行状态时间/s
转速参数	2.07~2.29	2.40
压力参数 1	2.13~2.32	2.20~2.25
压力参数 2	2.15~2.34	2.25~2.30
压力参数 3	2.13~2.30	2.25~2.30

为提高诊断结果可靠性,同时避免推进剂浪费,在芯级发动机起动 2.50 s 后发动机参数波动变缓,发动机进入稳态工作阶段,此时健康诊断系统介入,采集发动机关键特性参数,对发动机工作情况进行分析判断,健康诊断结束时间为发动机起动 2.80 s 后,诊断时长 0.30 s,如图 2 所示。在芯级发动机工作正常情况下,固体发动机在液体发动机起动 3.00 s 后实施点火,火箭起飞。

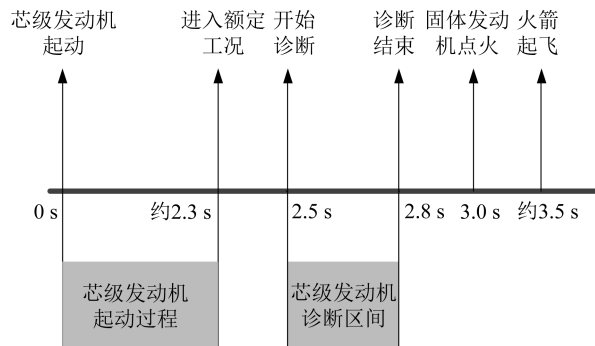


图 2 发动机健康诊断时间要求

Fig. 2 Time requirement of engine health diagnosis

1.3.3 诊断算法

发动机健康诊断系统要求在较短的时间内判别出发动机工作状态,因此选择算法简单、运算量小的红线检测算法。发动机传感器的安全带设置是红线算法的核心和难点,安全带过窄可能造成

误关机,过宽则敏感度不足,不能及时检测到故障。为了在避免误关机的情况下尽早发现故障,健康诊断算法在设计时采用“中心值+上下偏差”给定参数安全带。安全带中心值采用发动机工艺验收试车时的均值,上下偏差则根据不同入口压力和温度、测量误差、信号噪声等干扰因素设定,且为避免误关机留有一定的安全余量。

为提高诊断可靠性,在红线检测方法中,选定的检测参数有3种状态:正常、异常和剔除。正常状态是指参数在安全带内;异常是指参数超出安全带,但在传感器量程范围内;剔除是指参数超出量程范围。发动机健康诊断算法设计原则为既要保证发动机的故障能有效诊断出来,同时又不能因误诊断而导致发动机误紧关。故在进行健康诊断算法设计时,采用多参数联合诊断算法,确保诊断算法的可靠性,如图3所示。主要诊断逻辑如下:①各路诊断参数首先进行剔除判别,若参数超过传感器量程则进行剔除;②若参数在量程范围内,则进行参数安全带判别,若参数连续3次超过要求的安全带,则认为该参数异常;③若有3个及以上的参数同时异常,则认为发动机异常。

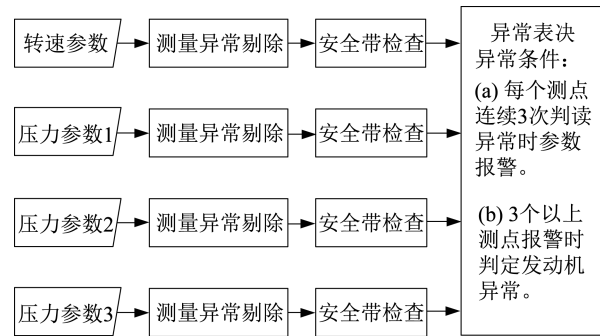


图3 发动机健康诊断算法逻辑

Fig. 3 Logic diagram of the engine health diagnosis algorithm

1.4 健康诊断控制器冗余设计

为提高健康诊断系统可靠性,箭上进行发动机参数诊断的控制器采用三冗余设计。控制器内的3个主控采样模块运行功能相同的软件,接收来自地面设备发出的点火信号,独自进行数据采集及参数诊断,完成发动机关键状态参数采集及诊断功能,最后通过硬件进行3取2处理,结果分别输出至综合控制器和地面测发控系统。健康诊断控制器功能架构如图4所示,硬件架构如图5所示。

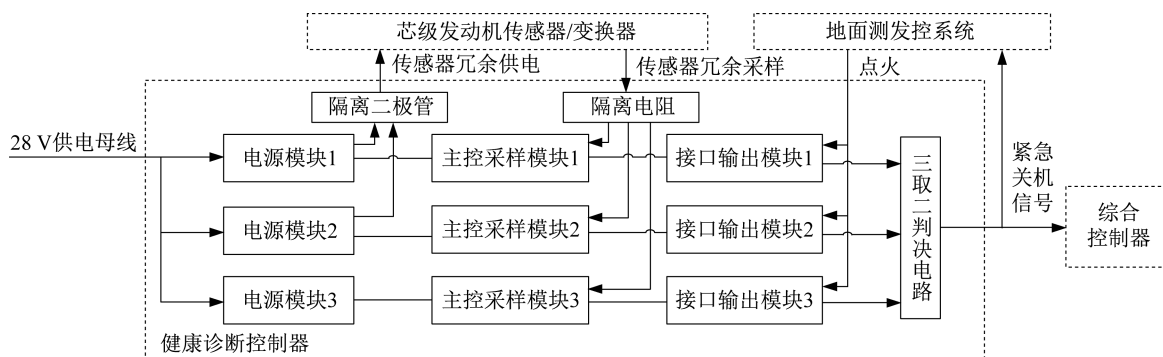


图4 健康诊断控制器功能架构

Fig. 4 Functions of the health diagnosis controller

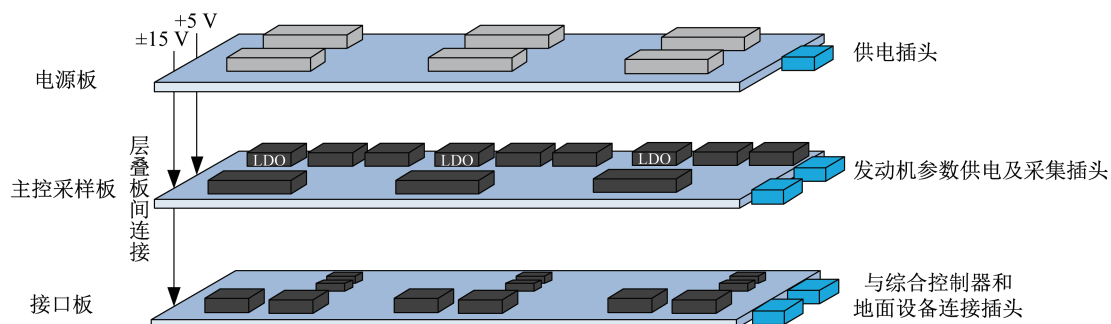


图5 健康诊断控制器硬件架构

Fig. 5 Hardware architecture of the health diagnosis controller

电源模块包含电源子模块 1、电源子模块 2 和电源子模块 3,这 3 个子模块相互独立,结构完全一致,主要由滤波器和 DC/DC 模块组成。每个电源子模块均产生 2 档电源: ± 15 、 ± 5 V,其中 ± 15 V 为运算放大器和 AD 采样电路提供电源, ± 5 V 为其余控制电路供电。为外部发动机供电的 ± 15 V 由电源子模块 1 和电源子模块 2 并联冗余供电,即使一路 ± 15 V 失效,另一路仍能给发动机供电,以保证供电可靠性。

主控采样模块是健康诊断控制器的核心,由 3 个采样子模块组成,形成三模冗余,3 个子模块完全一致。主控采样模块主要负责发动机各参数的采集与处理、地面设备点火指令的接收、向综合控制器发送紧急关机指令等。每个采样子模块接收到接口模块发来的以 3 取 2 表决后的点火指令为时间基准,在诊断区间内对发动机和传感器的各参数进行采集、处理,判断发动机和传感器是否正常工作,若出现异常,则向接口模块发出紧急关机指令。接口模块是健康诊断控制器和地面设备、综合控制器之间的信号传递模块,主要是接收地面设备的点火指令、发送紧急关机指令。接口模块通过三路独立的光耦接收点火信号。接口模块内设有由 3 个固态继电器组成的 3 取 2 表决电路,将 3 个主控采样模块各自输出的紧急关机信号通过硬件表决,输出最终的紧急关机信号。

2 试验验证情况

为考核发动机健康诊断系统方案及单机设计的正确性,箭上健康诊断系统参与发动机地面试车试验考核。地面试车考核按 2 种发动机工况进行开展:发动机降工况试车和发动机正常试车。前者模拟发动机工况下降工况,检查箭上健康诊断系统对发动机故障诊断并实施紧急关机工作情况;后者模拟发动机正常工况,检查箭上健康诊断系统正常工作情况。地面试车时,发动机健康诊断区间设置为试车全程诊断。

2.1 发动机降工况试车

试车时间 510 s,前 400 s 为额定工况,400~450 s 进行高工况考核,490 s 开始降工况关机,发动机试车工况变化如图 6 所示。发动机降工况后,健康诊断参数超出安全带范围,健康诊断控制器发出紧急关机信号,考核了箭上健康诊断系统对发动机故障情况的适应性。参数曲线如图 7 所示。

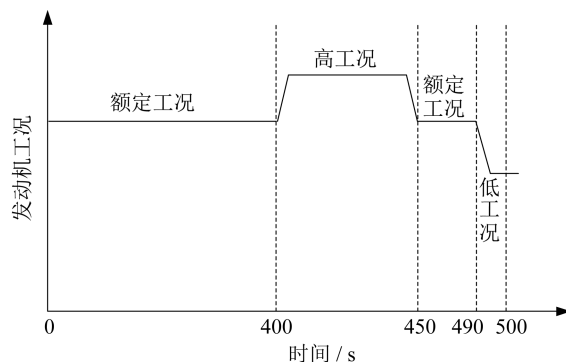
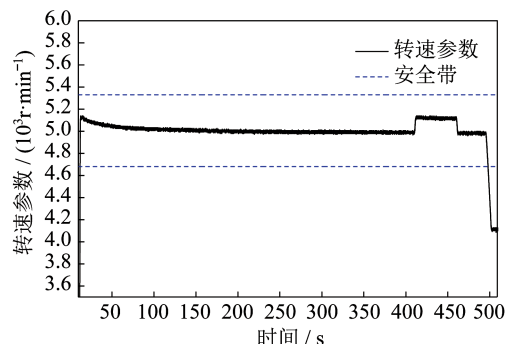
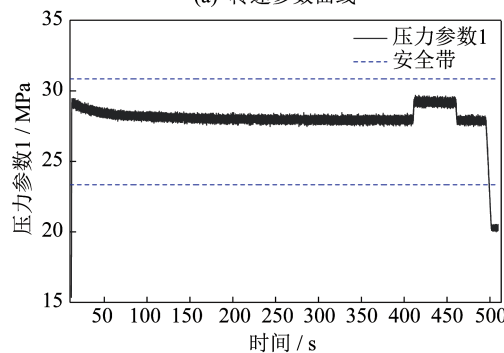


图 6 发动机试车工况变化情况

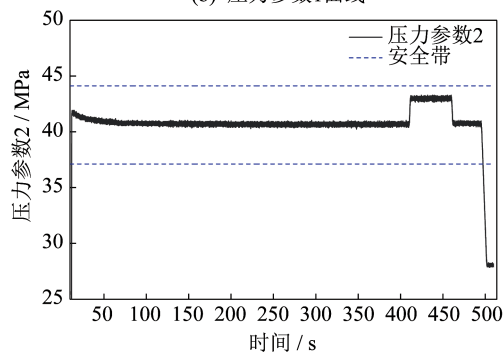
Fig. 6 Schematic diagram of the engine test condition change



(a) 转速参数曲线



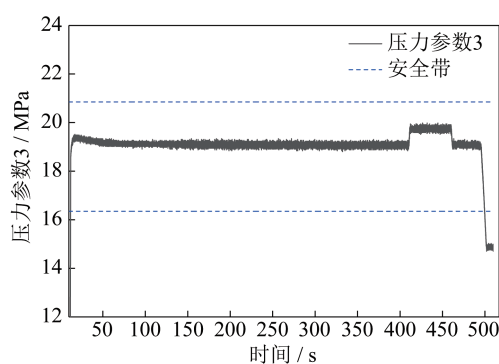
(b) 压力参数1曲线



(c) 压力参数2曲线

图 7 变工况下的健康诊断参数曲线

Fig. 7 Curves of the health diagnosis parameters under the variable test condition



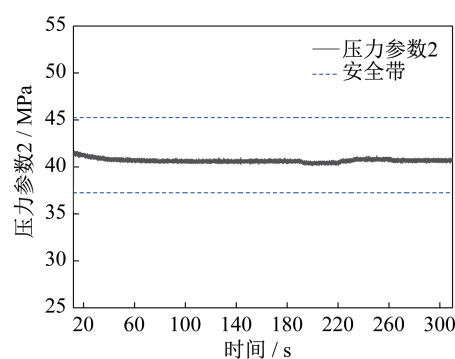
(d) 压力参数3曲线

续图 7 变工况下的健康诊断参数曲线

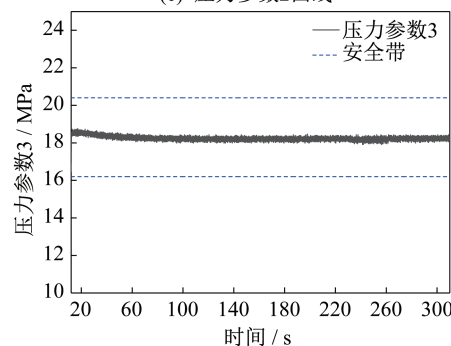
Continuous Fig. 7 Curves of the health diagnosis parameters under the variable test condition

2.2 发动机正常试车

试车过程中转速参数、压力参数1、压力参数2、压力参数3曲线如图8所示。进入诊断区间后,所有诊断参数均在安全带范围内,未发生漏紧关、误紧关现象。通过发动机试车试验,验证了系统间接口协调匹配性及发动机健康诊断策略设计、软件实现的正确性和有效性。



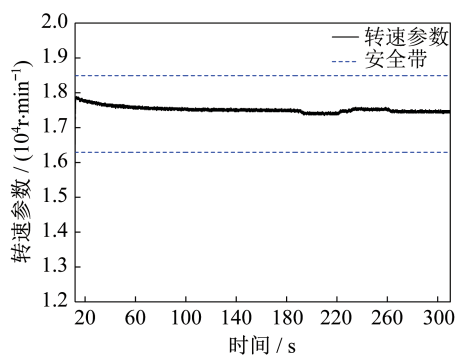
(c) 压力参数2曲线



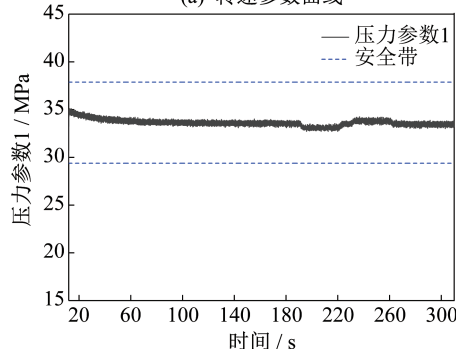
(d) 压力参数3曲线

续图 8 正常工况下的健康诊断参数曲线

Continuous Fig. 8 Curves of the health diagnosis parameters under the normal test condition



(a) 转速参数曲线



(b) 压力参数1曲线

图 8 正常工况下的健康诊断参数曲线

Fig. 8 Curves of the health diagnosis parameters under the normal test condition

2022年3月29日,首次采用的发动机健康诊断系统圆满完成了新一代固液捆绑运载火箭CZ-6A首飞任务,进一步验证了发动机健康诊断技术设计方案的正确性。经对遥测数据分析,在诊断区间内,健康诊断控制器3块CPU采集的数据一致性较好。各参数均在安全带内,未发出紧急关机信号。

3 结束语

本文对固液捆绑火箭中固体发动机点火后不可逆的特点,首次采用了一种箭上发动机健康诊断系统。经飞行试验验证表明,发动机健康诊断系统方案合理可行,大幅提高了固液捆绑火箭的点火安全性。该方案可以作为其他运载火箭或航天器发动机健康诊断系统设计的参考。

参考文献

- [1] HAWMAN M W. Health monitoring system for the SSME-program overview [R]. [S. L.]: AIAA 90-1987, 1990.
- [2] NEMETH E. Health management system for rocket

- engines[R]. [S.L.]: NASA CR-185223, 1990.
- [3] O'REILLY D. System for a namely and failure detection (SAFD) system development (final report)[R]. NASA CP-193907, 1993.
- [4] ERICKSON T J, SUE J J. Post-test diagnostic system feature extraction applied to Martin Marietta Atlas/Centaur data[R]. [S.L.]: AIAA 94-3224, 1994.
- [5] DVIDSON M, STEPHENS J. Advanced health management system for the space shuttle main engine [R]. [S.L.]: AIAA 2004-3912, 2004.
- [6] FIORUCCI T R, LAKIN D R, REYNOLDS T D. Advanced engine health management applications of the SSME real-time vibration monitoring system [R]. [S.L.]: AIAA 2000-3622, 2000.
- [7] VANHOOSER K P, BRADLEY D P. Space shuttle main engine (SSME) : Relentless pursuit of improvement[R]. [S.L.]: AIAA 2011-7159, 2011.
- [8] BROUWER G R, PFIFFER A, BANCALLARI L. Development and deployment of diagnostic prognostic tactical solid rocket motor demonstrator [R]. [S.L.]: AIAA2011-5957, 2011.
- [9] VENNERI S. NASA's Space launch initiative: Technology to pioneer the space frontier [EB/OL]. (2002-04-02) [2022-07-01]. <https://www.nasa.gov/centers/marshall/news/background/facts/slifactstext02.htm>.
- [10] KATORGIN B I, CHELKIS F J, LIMERICK C D. The RD-170, a different approach to launch vehicle propulsion[R]. [S.L.]: AIAA 93-2415, 1993.
- [11] 于潇, 廖明夫, 赵冲冲. 液体火箭发动机涡轮泵状态监测与故障诊断系统研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2002(4):54-58.
- [12] 谭松林, 赵万明, 毛根旺. 液氧煤油火箭发动机起动故障检测[J]. 航空动力学报, 2005, 20(4):702-706.
- [13] 马红宇, 刘站国, 徐浩海, 等. 液氧煤油发动机地面试车故障监控系统研制[J]. 火箭推进, 2008, 34(1):45-49.
- [14] 朱凤宇. 液体火箭发动机试车台健康管理关键技术研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2014.
- [15] 聂饶, 吴建军. 基于误差预测修正的液体火箭发动机故障预测方法研究[J]. 推进技术, 2016, 37(8):1569-1578.
- [16] 张利彬, 李臻, 张翔, 等. 火箭发动机故障检测的自适应相关算法的改进[J]. 电光与控制, 2016, 23(6):96-100.
- [17] 刘久富, 孙燕, 于杰, 等. 火箭发动机启动过程的部分可观 Petri 网故障诊断[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2017, 49(3):15-21.
- [18] 赵万里, 郭迎清, 杨菁, 等. 液体火箭发动机故障诊断器设计及其 HIL 验证[J]. 北京航空航天大学学报, 2019, 45(10):1995-2002.
- [19] 邓晨, 薛薇, 郑孟伟, 等. 基于改进 ARMA 模型的火箭发动机稳态工况过程实时故障诊断方法研究[J]. 计算机测量与控制, 2020, 28(2):33-38.
- [20] 黄强. 高压补燃液氧煤油发动机故障检测与诊断技术研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2012.
- [21] 李艳军. 新一代大推力液体火箭发动机故障检测与诊断关键技术研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2014.