

液氧煤油发动机地面试车故障监控系统研制

马红宇, 刘站国, 徐浩海, 李斌
(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 为了降低试车中发动机故障对产品和试车台造成的危害, 提高安全性, 设计了液氧煤油高压补燃发动机地面试车故障监控系统。主要介绍了系统总体实施方案、检测算法及验证情况。多次实际热试车考核和对大量热试车数据的验证表明, 该系统未出现一次误报警, 能够比指挥员提前检测到故障, 系统简单可靠, 易于实现, 经济性好, 对实现地面试车、箭载发动机故障检测和报警具有工程应用价值。

关键词: 液氧煤油; 补燃发动机; 故障监控

中图分类号: V434

文献标识码: A

文章编号: (2008) 01-0045-05

Development of a fault monitoring system for LOX/kerosene engine ground hot-test

Ma Hongyu, Liu Zhanguo, Xu Haohai, Li Bin
(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: To minimize catastrophic failures of SCCLRE in hot-tests, a fault monitoring system for LOX/kerosene engine ground hot-test is developed. The framework of the fault monitoring system, and the monitoring algorithms are described in this paper. The fault monitoring system has been applied in LOX/kerosene engine ground hot-tests and its validation was demonstrated. It can provide engine hot run early fault-detecting without false alarm and can detect the faults more earlier than the human commander could. This system is simple and takes advantage of low cost and high reliability. It can be applied in engine ground test and launch vehicle for engine fault-detecting.

Key words: LOX/kerosene; staged combustion cycle engine; fault monitoring

收稿日期: 2006-10-26; 修回日期: 2007-10-31。

作者简介: 马红宇 (1966—), 女, 高级工程师, 研究领域为液体火箭发动机系统设计。

1 引言

液体火箭发动机是火箭的心脏,直接关系到飞行任务的成败,而由于恶劣的工作条件又使其成为故障的多发部位。在液体火箭发动机上运用健康监控技术是提高航天器、运载器及其推进系统可靠性、降低成本的一项有效措施。

国外经验表明,有效的发动机故障监控系统可以及时发现工作中的异常,并实施紧急关机,保护发动机和试车台的安全^[1,2],尤其对可重复使用和载人航天运载器,该技术更是不可或缺的。

因此,世界各航天大国都非常重视发动机健康监控系统的研究,在研制液体火箭发动机的过程中,同时都在积极开发健康监控系统,尤其是美国,对航天飞机主发动机(SSME)的健康监控系统进行了大量研究工作,并分阶段逐步经历由简单到功能更强的复杂系统、由理论和框架研究到实用系统的发展演变^[2-4]。

我国也开展了此项技术研究^[1,5,6],但是功能强大、性能较高的系统基本还未达到实时在线运行的水平,在用的主要是简单的红线报警系统。液氧煤油高压补燃发动机系统复杂,研制阶段试车次数多,由于其高压、大推力、富氧补燃循环的特点,使得故障发展迅速、故障的破坏威力大。以前试车是靠人工观察试车现象和测量参数,发现异常由指挥员实施紧急关机,往往由于反应不及时而造成发动机和试车台的严重破坏,因此迫切需要研制一套实用的故障监控系统。

在对液氧煤油发动机故障模式分析、故障仿真、试车数据统计分析的基础上,结合实际情况,研制了一套地面试车故障监控系统,能对起动、主级、变工况等全过程进行实时监控。该系统已多次用于热试车,未出现过误报警,并能及时地检测到故障并实施自动紧急关机和声光报警。

2 总体实施方案

通过对四种方案的比较,确定了图1所示的

系统总体实施方案。方案综合考虑了以下因素:

- (1) 尽量利用现有的仪器设备,同时又不影响原试车台测量和控制系统的可靠性;
- (2) 满足可靠性、实时性要求;
- (3) 软硬件调试方便,研制周期短。

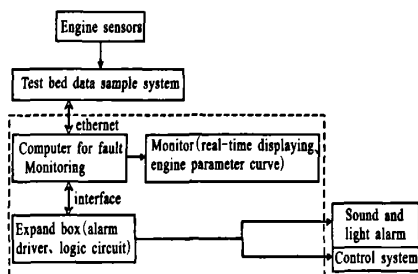


图1 液氧煤油发动机地面试车故障监控系统原理

Fig.1 The basic architecture of the fault monitoring system for LOX/ kerosene engine ground test

系统专用设备主要包括一台故障监控计算机、一个实现报警功能的扩展箱(图1虚框所示)。监控计算机依据故障检测算法对检测数据进行实时运算处理,判断发动机工作状态是否正常,并对接受的数据进行存贮,实时显示试车过程数据的变化曲线并在异常点闪烁标记,控制声光报警等;扩展箱主要是声光报警电路、报警驱动电路及给控制系统发出报警信号的电路。为了提高可靠性,采取了报警电路冗余设计。系统不设专门的传感器和数据采集装置,利用发动机原有测量传感器和试车台原有数据采集系统。

数据采集系统与监控计算机硬件接口为以太网接口。系统工作过程是:PHVME数据采集系统采集试车数据的同时通过以太网向监控分析计算机发送数据,发动机工作状态由监控分析计算机判定。监控分析计算机中增加DIO板,将判定的结果通过DIO输出端口实时送到扩展箱。由报警电路声光报警,并给控制系统计算机发出报警信号,控制系统计算机自动运行紧急关机程序。每个参数的传输速率不低于100次/秒,故障监控与控制系统有统一的时间基准,误差不大于10ms。

硬件扩展箱与故障诊断计算机相互隔离,发送到台上的控制信号与扩展箱相互隔离。

该方案的优点在于充分利用了现有的设备,

不需要增加很多硬件,经济性好,研制周期短,对原测量、控制系统的影响不大,算法和软件的调试验证较方便,系统使用维护方便。

系统设计上采取了多项提高可靠性的措施,如:数据传输防丢码措施、对报警结果输出进行了回测设计、监测逻辑电路设计采用硬件冗余技术、消除了表决电路竞争冒险现象,解决了固体继电器漏电流问题,电路电磁抗干扰问题等,使系统具有高的可靠性。

3 故障检测算法

检测参数的选取原则是:检测参数信息量大,能表征发动机运行状态和性能;信噪比大,对噪声不敏感;参数具有可检测性,测量的可信度高^[4];适应现有系统能力,满足实时性要求。通过对大量试车数据的统计分析,及故障模拟仿真计算,最终选取了9个检测参数。根据不同的故障模式及参数特点,把检测参数分为三组:

第一组:泵隔离腔氧端温度、泵隔离腔煤油端温度;

第二组:涡轮出口温度、涡轮入口温度;

第三组:主涡轮泵转速、燃料一级泵出口压力、氧泵出口压力、发生器燃料喷前压力、推力室点火路压力。

第一组参数主要对故障率高且故障危害大的氧泵端面密封的工作情况进行监视。第二组参数主要考虑富氧补燃循环发动机对富氧燃气温度的限制和燃气路烧蚀故障。第三组参数能反映主要组件及发动机的工作情况,且相互之间可实现冗余,避免单参数误报警。

针对三组检测参数与故障模式之间的关系不同,采用不同的检测算法。

第一组检测参数:首先判断测量传感器是否正常,当判断传感器异常时取消该组参数的报警权,当传感器正常时,遵循以下三条判别准则:

当两个温度的变化速率同时连续三次超出某一范围,判定发动机异常;

当两个温度同时超出正常的上下限范围,判定发动机异常;

当泵隔离腔氧端温度超出某一下限,且泵隔离腔燃料端温度比起动0s时的实测值下降幅度超出某一范围,判定发动机异常。

这三条准则为“或”关系,即三条准则中任一条生效,就要实施报警和紧急关机。

第二组参数检测:采用简单的红线法。

第三组检测参数:对于液体火箭发动机,常用的故障检测方法主要有基于数据统计的方法、神经网络、模式识别、时序模型等^[34]。基于数据统计方法简单、可靠、易于实现,且已积累了一定量的试车数据,因此,采用统计置信区间的方法,设计了一种自适应阈值算法。

发动机起动段可看作非平稳随机过程,采用统计置信区间的方法可确定起动段参数变化的正常范围,图2为推力室点火喷嘴前压力(p_{10})的统计安全带确定的示例。为了便于软件实现,采取在其统计包络线上寻找特征点、根据特征点拟合安全带的方法简化处理。

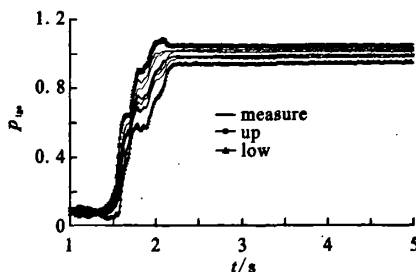


图2 发动机起动段和准稳定段参数统计安全带示例
Fig.2 Parameter statistic safe limit in engine start transient and semi-steady phase

准稳定段根据统计和参数调整计算结果确定,考虑到实际发动机工况与调整结果的偏差、测量误差等影响因素,准稳定段的安全带稍宽些,以避免误关机。

在发动机和参数测量正常的情况下,发动机参数波动较小,主级稳定段与准稳定段参数之间的偏差较小,为了提高检测效率,主级稳定段的安全带根据准稳定段的实测结果和检测参数的测量误差和波动统计结果确定,该安全带比准稳定段的更窄,对故障更敏感。由于是根据实际工况

确定的,使系统具有一定的自适应性。

主级稳定段算法表达式如公式(1)所示:

$$Y_i(t) \in [\overline{Y_i(t)} - N_1 \cdot S_i(t), \overline{Y_i(t)} + N_2 \cdot S_i(t)] \quad (1)$$

式中, N_1 为下限带宽系数; N_2 为上限带宽系数; $S_i(t)$ 为准稳定段结束前 Δt 内实测参数的标准偏差; $\overline{Y_i(t)}$ 为准稳定段结束前 Δt 内实测参数的平均值; $Y_i(t)$ 为主级稳定段开始至关机某一时刻的参数实测值。

为了在具有尽量窄的安全带前提下又不因发动机长时间工作参数超出安全带,主级稳定段每隔 Δt 重新调整一次带宽,新的安全带根据前 Δt 结束时的工况确定。

液氧煤油发动机在工作过程中可以调节推力和混合比,因此可能有几个不同的主级,不同主级的安全带是不同的,变工况调节的安全带确定方法如图3所示,图中虚线为安全带上限。

工况下调开始前 $dt1$ 秒开始,把安全带下限调到比下一工况预期值低某一百百分点,上限维持不变,当调节结束后 $dt2$ 秒,根据实际达到的工况收紧安全带。工况上调安全带确定方法相似。

该方法可避免由于调节系统与试车台测控系统时间指令偏差,以及调节器调节偏差可能造成的误关机,同时保证一定的检测灵敏性。也能在电缆断路或其他原因如掉电情况下而不能按预定程序工况调节时,不会误关机。

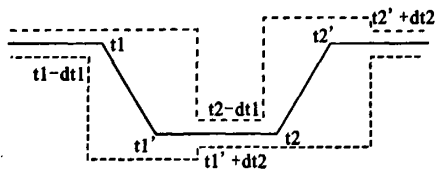


图3 变工况调节过程安全带确定方法示意图

Fig.3 Safe limit diagram of condition adjusting phase

为了避免由于个别传感器异常造成误关机,采取投票表决多数有效的原则,当五个参数中任意 N 个或以上同时超出安全限时,认为发动机出现故障,需要实施紧急关机。为了避免由于测量系统的干扰引起个别参数野点对系统可靠性的影响,各参数遵循连续性准则,即当某一参数连续

M 次超出安全范围时,才认为该参数超出安全限。

以上三组参数分别判断,三者之间为“或”关系,即任一组参数判定发动机工作异常都要报警和紧急关机。

4 液氧煤油发动机试车监控系统验证

(1) 实验室验证:监控系统参加热试车考核前,用以往的试车数据进行了验证,方法是:试车台数据采集计算机把某次试车记录的原始数据按照实际热试系统的数据发送速率通过以太网向故障监控计算机发送数据,监控计算机进行数据判断,当判断发动机工作异常时给控制系统计算机发出报警信号,数据采集计算机采集实际控制指令到达被控阀门的时间。

对发动机几次有重大故障的试车,监控系统均能比指挥员及早发出报警信号,提前时间为19.32~1.76s。对正常的试车均未出现误报。从数据采集到得出判断结论并发出报警信号的总时间不大于50ms。

(2) 热试车验证:该系统参加了数十次热试车考核,均未发生误报警。在某次试车中,控制管路断裂,小控制气瓶泄压,监控系统检测到故障并发出报警信号,实施了自动紧急关机,发挥了较好的作用。

根据另一种新型号发动机的特点对该系统进行了适应性改造并用于热试车,在某次试车中,故障监控系统及时检测到发动机涡轮增压卡滞故障,实施了自动紧急关机,避免了灾难性事故的发生,保护了发动机和试车台。

5 结论

实际试车考核和根据以往试车数据离线验证表明,目前的液氧煤油发动机故障监控简单可靠,经济性好,系统能比人员指挥更及时地发现发动机的异常,对产品和试车台起到一定的保护作用。

(下转第58页)

为了进一步获得 YN61+YN71 体系 NTO 凝胶推进剂与发动机的匹配性, 对其进行 100N 发动机的头部液流试验, 表 3 为部分数据。

从表 3 可以看出, 氧化剂凝胶流量为 23.28g/s 时, 压差为 2.0 MPa 左右, 参照发动机的设计要求 (氧化剂凝胶满负荷设计流量 23.82g/s, 变化 $\pm 10\%$), 可以认为 YN61+YN71 体系 NTO 凝胶推进剂基本满足设计对流量和压力的要求, 可用来进行双组元 UDMH/NTO 发动机点火试验。

4 结论

通过对不同凝胶剂加入到 NTO 后形成凝胶的流变性能研究, 结合地面试车、限流圈试验、发动机头部液流试验, 可得出如下结论:

(1) 由于 NTO 特殊的理化性质, 能被选作 NTO 的凝胶剂极其有限。

(2) 单一凝胶剂与 NTO 形成的凝胶体系, 其流变性能存在一定缺点, 不能满足凝胶发动机的

要求。

(3) 复合胶凝剂 YN61+YN71 与 NTO 形成的凝胶体系流变性能良好, 是典型的非牛顿流体, 剪切变稀特性明显, 具有粘度高、剪切力低的优异流变性能, 基本满足发动机设计的要求。

参考文献:

- [1] Gupta B L, Mohan Varma, Munjal N L. Rheological Studies on Virgin and Metallized Unsymmetrical Dimethyl Hydrazine Gelled Systems [J]. Pyrotechnics, 1986, 14(11): 45-52.
- [2] 符全军, 杜宗昱, 兰海平. UDMH/NTO 双组元凝胶推进剂的制备及性能研究[J]. 火箭推进, 2006, 32(1): 48-53.
- [3] 梁小强. 凝胶试验系统的设计及试后处理工艺[J]. 火箭推进, 2006, 32(4): 51-53.
- [4] 杜宗昱, 刘凯强, 符全军. 过氧化氢凝胶化技术研究[J]. 火箭推进, 2006, 32(2): 52-57.

(编辑: 马 杰)

(上接第 48 页)

故障检测算法原理简单, 易于实现, 容易保证系统的实时性要求。能适应从起动到关机的各种不同的工况, 同时考虑了测量及工况调整偏差等影响因素对该系统的影响, 安全带可根据实际工况调整, 有一定的自适应性和容错能力。门限值根据试车统计结果确定, 减少了人为因素。

系统灵活, 经过简单的改造和训练即可用于其他型号发动机试车, 并已推广应用于某新型号发动机地面热试车, 发挥了良好的作用。

参考文献:

- [1] 张育林, 吴建军. 液体火箭发动机健康监控技术[M]. 北京: 国防科技大学出版社出版, 1998.

- [2] 陈启智. 液体火箭推进系统健康监控技术的演变[J]. 推进技术, 1997, 18(1): 1-4.
- [3] Michael W, Hawman. Framework for a Space Shuttle Main Engine Health Monitoring System[R]. NASA-CR-185224.
- [4] Fiorucci T, Lakin II D. Advanced Engine Health Management Applications of the SSME Real-Time Vibration Monitoring System[R]. AIAA 2000-3622.
- [5] 朱恒伟, 王克昌, 陈启智. 基于数据统计的液体火箭发动机地面试车故障检测算法 [J]. 推进技术, 1997, 18(1): 43-47.
- [6] 刘洪刚, 谢廷峰, 丁伟程, 吴建军. 液体火箭发动机实时故障检测与报警原型系统的设计与实现 [J]. 火箭推进, 2005, 31(4): 21-25.

(编辑: 马 杰)