

液体火箭发动机推进剂检漏技术的综述*

哈尔滨工业大学 王建波** 于达仁

【摘要】 在液体火箭发动机发射前, 必须进行完整性试验。完整性试验包括对推进剂和其它液体系统的泄漏检测。建立一个能实现推进剂泄漏故障自动检测的系统是很必要的。本文对液体火箭发动机的泄漏故障检测方法进行了综述, 对已用于或可能用于液体火箭发动机检漏的技术进行分类和详细评述, 指出了液体火箭发动机检漏技术的几个发展方向。

主题词: 液体火箭发动机 推进剂 故障检测

分类号: V 434. 3

1 引言

在液体火箭发动机中, 泄漏故障是最常见的和极其危险的故障, 在火箭发射时, 泄漏(漏液、漏气)造成发射失败或推迟的情况屡见不鲜。1990 年, NASA 研制的空间运输系统(STS)在 STS- 35 和 STS- 38 发射前和 STS- 41 飞行中都经历了主推进系统(MPS)过度氢泄漏事件。STS- 35, STS- 38 发射前所发生的泄漏导致该运输系统在找到泄漏源前被停飞^[1]。美国洛克达因公司于 1990 年曾对其研制生产的 SSM E, F- 1, J- 2, RS- 27, LR 89- NA 5(7), LR 105- AN 5(7) 7 种泵压式火箭发动机在试验和飞行中出现的 84379 次非正常事故进行了研究, 从中筛选出 1771 次较为严重的故障, 通过简单的 FMECA 及 FTA 归结为 16 种失效模式, 其中发动机泄漏故障几乎占 70%^[2]。

在火箭推进工业中, 发射的准备阶段包括许多检验测试, 许多分零件的装配和组合件装配的完整性检测过程包含对各种推进剂及其它液体系统的泄漏检测; 外部储箱装入时, 要进行接管的泄漏试验; 轨道飞行器需要尽极大的努力来充分检查小推进剂系统和空间往返主发动机, 任何一个液体管道零件更换和工作时, 必须进行泄漏检验以确定系统的完整性。所有这些高质量的检验要消耗大量的工时和费用^[3], 建立一个快速有效的泄漏自动检测系统是很有必要的。90 年代以来, AIAA 召开的国际推进技术会议中, 液体火箭发动机的检漏技术占据了很重要的地位。早期采用的泄漏检测偏重于硬件方面, 如可燃气体探测器、压降检测器、电阻温度计(RTD)或热电偶检漏、通过热导线点燃来检测氢外泄漏^[4]等。由于计算机在各领域的应用和现代控制理论的发展, 近年来, 逐渐出现了软硬件相结合的检漏新方法。本文将对用于或可能用于液体火箭发动机检漏的技术进行归纳和评述。

1996 年 12 月收稿; 1997 年 3 月收到修改稿。

* 本文系哈工大校管航天基金资助项目, 编号: 960241049

** 男 23 岁 博士生 哈尔滨工业大学 241 教研室 150001

2 检漏方法

2.1 传统检漏法^[5]

传统的检漏法需要人工参与和强度高的劳动,用这种方法检漏要消耗数以千计的工时,直接影响地面工作的费用。这种方法适用于产品的检漏,评定产品的泄漏率。

传统检漏法一般可分为“液体/气泡”试验法和“装袋”试验法。

“液体/气泡”检漏法:“液体/气泡”法就是用一种液体涂抹在所有可疑泄漏点(法兰盘、设备进出等),当给系统增压时,观察所涂液体处是否有气泡产生。这种检漏方法的可靠性决定于能否保证在所检部位均涂上了一层液体,不要因液体的流失而漏检。这种方法在阀门外泄漏和管道泄漏的检测中得到应用。

“装袋”检漏法^[6]:“装袋”法就是将被检测的部件装入一个塑料袋中,当用一种气体给部件增压时,用质谱仪或气体探测器来检测这种气体。装袋的设计必须确保能测量出贮箱推进剂的泄漏率,其原理见图 1 所示,它采用氮气来充袋。

定义: $y_{\text{漏}} = Q_{\text{漏}} / (Q_{\text{氮}} + Q_{\text{漏}})$

由此可得: $Q_{\text{漏}} = y_{\text{漏}} (Q_{\text{氮}} + Q_{\text{漏}})$

因为 $Q_{\text{氮}} \gg Q_{\text{漏}}$, 所以泄漏率可表示为:

$$Q_{\text{漏}} \doteq y_{\text{漏}} Q_{\text{氮}} \quad (1)$$

方程(1)适用袋中泄漏气体均匀混合,并处于稳态时。

这类方法广泛用于发动机的泄漏检测,如目前国内普遍采用的氮质谱检漏技术就属此类。由于检漏时所用的工质和温度、压力条件等均与发动机实际工作条件有较大差异,运用该技术标定出来的漏率和实际漏率不匹配,可靠性差。此时,检漏系统浓度检测灵敏度只有百万分之几,勉强适合发动机的泄漏检测,而且在实际检测时需要抽真空,这样检漏时间长、费用高。

近年,欧洲空间局和欧洲空间技术中心研制了一种新型的发动机泄漏检测系统^[7]。这种系统的特点是:检测灵敏度高,可靠性高,检测周期短。该系统由机械泵和涡轮分子泵构成主真空系统;由机械泵和小型的涡轮分子泵构成管道真空系统;而由钛升华泵作为质谱仪的主真空系统。整个检漏系统由取样系统、真空系统、质谱计检测系统组成。在检漏时,用氮气冲洗容器,被检部件冲入氮气或氟里昂、碳氢化合物。当发生泄漏时,示漏气体在容器里累积一段时间之后,由取样系统引入质谱仪真空室。由于钛升华泵对氮气和惰性气体的抽速比达一万倍,质谱室中的氮气被大量地抽出,而惰性气体大量地留在质谱室里。该技术的检测灵敏度很高,且不必抽真空。该系统的浓度灵敏度达百亿分之一,而且在强度和可靠性方面都经受了考验。

2.2 基于点式传感器的检漏法

这种检漏法的原理:金属氧化物半导体敏感器件的基本元件是二氧化硅绝缘体,它位于钯合金(Pd/Ag 或 Pd/Ni)栅极和 n 型硅基片的中间。当器件暴露时,会使周围的氢从金属表面游离,渗入到钯栅中。在金属绝缘体内界面形成一层 Pd-H 偶极子,并且改变耗尽层的电荷分布。外界的氢,钯金属渗出的氢, Pd-H 偶极层达到了平衡。当所有的吸收点被充满时,所测到的量值反映周围氢的量级。这个过程是可逆的,因此传感器可以跟踪量级的减少和增加。文献

图 1 用袋装法检漏的装置图

[8-16]对氢微型传感器的结构特性、灵敏性、热力学、鲁棒性等给出了详细的描述。

目前, NASA Lewis 研究中心研制了基于氢微型传感器的自动检漏系统, 并指出这个系统用于火箭发动机氢泄漏检测的强大潜力; 它可应用于地球至轨道的火箭发动机的氢泄漏自动检测^[15-17]。该系统由三部分组成: 一个传感器阵列、一个信号处理装置和一个诊断处理器^[18], 见图 2。

此泄漏检测系统的基本传感器是能提供指示本地氢压电信号的固态微型传感器。这些传感器分布在推进系统的燃料箱、供应管路和发动机元件上。

氢传感器通过网络系统连接起来, 这个网络控制并接收传感器的原始读数, 然后将电信号转化为氢浓度的数值。该网络的特点在于能够进行分布式的信号处理, 它收集、处理并记录传感器的测量值。数据一旦被收集, 便串行传递给地面的数据处理装置。在该装置中执行泄漏检测运算。一个实用的系统可能要用 250~300 个有源传感元件。为了减少电缆数量, 可以用一根单独的电缆多路扫描一串传感器, 几根电缆先连接到每一分布的信号处理器; 然后通过一个单独的串行总线把信号处理器和地面的数据处理装置连接起来。

该系统拥有的一系列处理算法, 可对传感器网络的原始测量数据进行转换、综合和评估。每个传感器的测量值均根据温度、压力以及其它校准变量作了校正, 对传感器动态特性也作了预先补偿并删除异常数据。该系统采用规则库专家系统和神经网络算法来综合区域和点传感的信息, 综合燃料系统外形和飞行器型式的信息。目前该系统设置了两种神经网络结构, 第一个网络可给出可能的泄漏源; 第二个网络可以依据初始传感器响应数据实时地计算出泄漏量。系统的最终输出是一组泄漏的数据, 给出按可能性排序的各泄漏位置及其泄漏量的估计值, 用这些数据可模拟出泄漏的羽状图像。在任何给定的时间段, 可用这些数据显示出包括发动机部件图形的三维图像。通过内插运算来逼近传感器之间的氢气浓度的空间分布, 从而模拟出泄漏羽烟图像。

这种泄漏检测系统用氢传感器阵列覆盖整个发动机的空间, 可以实时地提供泄漏源和泄漏量级的信息。由于氢传感器信号反映本地瞬时氢含量的可靠程度影响了氢泄漏源和量级的确定, 所以它仍然不能准确地对泄漏故障源进行定位, 而且不能同时检测组元氢、组元氧和燃气的泄漏。

2.3 基于红外图像处理的检漏法

基于图像处理技术的检漏法只需用少数的传感器件即能以很高的空间分辨率监测发动机的泄漏点, 它采用的是一种面式传感器, 从而可以使硬件系统得到很大的简化, 提高了可靠性。从成像的原理来看, 可分为基于红外吸收成像的检漏法和基于热成像的检漏法。

基于红外吸收成像的检漏法: 用一种红外吸收性强的气体充压, 红外相机来监测发动机的自然热辐射, 当气体或推进剂泄漏时, 吸收了一定范围波长的红外线, 通过红外相机过滤成像;

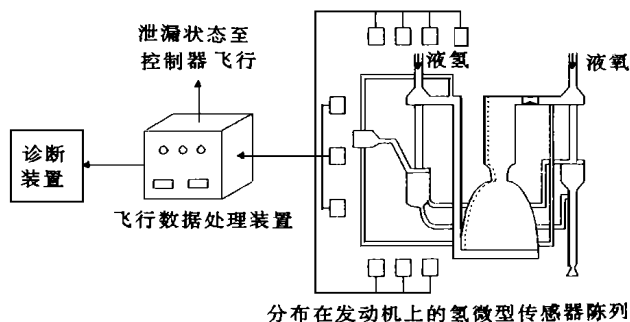


图2 多点泄漏故障自动检测系统

然后用计算机可以对图像进行数字化、存储和分析,从而检测泄漏故障。

文献[19]运用红外吸收技术在试验台上对火箭发动机进行了检漏测试,文献[20]把此技术应用到 SSM E 的实时泄漏故障监测。此检漏法的特点^[19]: (1) 不同推进剂对红外线的吸收的波长范围是有差异的,利用分光计,然后进行光谱分析,可以有效地识别是何种推进剂的泄漏; (2) 推进剂泄漏时,由于推进剂的红外吸收会产生云状图像,泄漏点处的图像呈环状,这样可以准确地进行泄漏故障的定位; (3) 这种检测技术对在红外相机标定的波长段上红外吸收性很强的推进剂(MM H, N TO 等)的泄漏时,具有很高的灵敏性,但对在这波长段上红外吸收性弱的推进剂的泄漏灵敏性差,具有一定的局限性。

基于热成像的检漏法: 红外成像系统是把物体发生的红外辐射经光学成像系统、光机扫描系统投射到液氮致冷红外探测器上,探测器把红外辐射信号转变成电信号,经放大和处理后在视频显示器上得到与物体表面温度分布相对应的“实时热图像”。物体自身的红外辐射强度反映了其温度,能提供物体热状态的重要信息。

热成像诊断法在机械设备故障诊断领域中,得到了广泛的应用^[21]。对采用低温推进剂的发动机,如氢氧火箭发动机,当推进剂泄漏时,泄漏点周围温度迅速降低,破坏正常工况下的温度场分布;当燃气泄漏时,温度很高,伴随着很强的热辐射;而热像仪可测得整个发动机热状态分布图,通过计算机处理所测的发动机的“实时热图像”,提取故障特征量,再利用模式识别技术来确定故障的类型、量级和泄漏源^[22],就可以实现推进剂的自动泄漏检测。

热成像技术具有如下特点^[23]: (1) 可进行非接触检测; (2) 可给出空间分辨率和温度分辨率都较好的发动机温度场的二维图像; (3) 可进行快速和实时测量,允许我们进行瞬态研究和大范围发动机的快速观测,并可记录与重放发动机外壳温度场及其演变过程,进行数据显示、计算、处理和分析; (4) 热像仪是一种非接触性的测温仪器,它对低温推进剂泄漏和高温燃气泄漏的检测具有很高的灵敏度。

3 结论及展望

随着火箭推进工业的发展,对推进剂的泄漏故障的检测和定位要求也越来越高,从早期的以硬件为主的方法逐步发展到以软件为主,软硬件相结合的方法。目前已研制出一个应用于飞行器发射实时的氢泄漏检测系统实验型。该系统由三部分组成: 一个多路传输的传感器阵列、信号处理装置和诊断软件。所有组成部分都已试制样机并验证。

借鉴国外对火箭发动机推进剂泄漏故障检测的研究经验,针对目前我国的情况,火箭发动机检漏技术的发展会趋于以下几个研究方向: (1) 提高现有检漏系统的可靠性。检漏时所用的工质和温度、压力条件等均与发动机实际工作条件有较大差异,使试验漏率和实际漏率出现偏差,造成检漏系统不可靠,通过改进检漏工艺以及试验漏率的标定方法可望解决; (2) 改进现有检漏技术,使之具有较短的检测周期和较强的通用性。现有的技术所需的检漏时间太长,而且通用性不强,这样投资成本和运行成本都较高,不能满足实际生产和研制的需要,可以通过改进系统设计和提高系统自动化水平等措施来解决,欧洲空间局和欧洲空间技术中心研制的检漏系统可供借鉴; (3) 研究先进新型的传感器,使之具有更高的灵敏度、鲁棒性和可靠性。 (4) 研究推进剂的自动泄漏检测系统,以适用于试验或飞行等复杂情况时的检漏; 配套研究灵敏的、实时性好的泄漏故障检测算法; (5) 建立泄漏故障的数据库,以用于统计分析和泄漏故障检测方法及其监控系统方案的验证。

参 考 文 献

- 1 Hammock W R Jr, Cota P E Jr, et al Investigative Techniques Used to Locate the Liquid Hydrogen Leakage on the Space Shuttle Main Propulsion System. AIAA- 91- 1936, 1991
- 2 孙国庆 液体火箭发动机故障模式分析 导弹与航天运载技术, 1993, (5): 27
- 3 蔡德慧, 朱伟 推进剂泄漏自动检测 火箭推进, 1995, (2)
- 4 Rosen B, Dayan V H, et al Hydrogen Leak and Fire Detection: A Survey. NASA- SP- 5092, 1970
- 5 Barnes H L, Makel D B. Quantitative Leak Detection Using Microelectronic Hydrogen Sensors AIAA- 95- 2648, 1995
- 6 Marr J W. Leakage Testing Handbook NASA- CR- 106139, 1969
- 7 阎荣鑫, 肖祥正等 泄漏检测技术在航天器中的应用 中国空间科学技术, 1995, (4): 52
- 8 Lundstrom I Hydrogen Sensitive MOS- Structure, Part 1: Principles and Applications Sensor and Actuators, 1, 1981: 403
- 9 Lundstrom I, Soderberg D. Hydrogen Sensitive MOS- Structures, Part 2: Characterization Sensor and Actuators, 2, 1981, 82: 105
- 10 Hughes R C, Schubert W K, et al Thin- Film Palladium and Silver Alloys and Layers for Metalinsulator Semiconductors Sensors J. Appl Phys, 1987, 62(3)
- 11 Amgathy M, Soderberg D, et al Palladium and Platinum Gate Metal- Oxide- Semiconductor Capacitors in Hydrogen and Oxygen Mixtures Appl Phys Lett, 1982, 41(7)
- 12 Rodriguez J L, Hughes R C, et al Robust Wide Range Hydrogen Sensor in IEDM Tech Digest, IEEE CAT# 92CH3211 - 0, San Francisco, CA, Dec 13- 16, 1992: 521
- 13 Sonntag R E, Van Wylen G J. Introduction to Thermodynamics: Classical and Statistical John Wiley " Sons, Inc ISBN 0- 47- 03134- 8, 1982
- 14 Miller S L, Hughes K L, et al Calibration and Characterization of Wide Range Hydrogen Sensors Advanced Earth- to- Orbit Propulsion Technology Conference, NASA Conf. Pub. 3282, 1994, 1: 234
- 15 Hunter G W. A Survey and Analysis of Experimental Hydrogen Sensors NASA- TM- 106300, 1992
- 16 Hunter G W, Neudeck P G, et al Advances in Hydrogen Sensor Technology for Aerospace Applications Advanced Earth- to- Orbit Propulsion Technology Conference, NASA Conf. Pub. 3282, 1994, 1: 224
- 17 Gary W, Hunter D B, et al A Hydrogen Leak Detection System for Aerospace and Commercial Applications AIAA- 95- 2645, 1995
- 18 Powers J T, Jansa E, et al Automated Hydrogen Propellant Leak Detection 5th Annual Space System Health Management Technology Conference, Cincinnati, OH, 1993
- 19 Maram J M. Remote Rocket Engine Leak Detection Techniques AIAA- 95- 2645, 1995
- 20 Crawford R A, Smith L M. SSM E Propellant Path Leak Detection Real- Time NASA- CR- 197032, 1994
- 21 虞和济, 宋利明 故障诊断的热像技术 北京: 冶金工业出版社, 1992
- 22 王春勇, 周建勋等 红外图像特征分析与模拟 红外技术, 1996, (5)
- 23 黄文虎, 夏松波等 设备故障诊断原理、技术及应用 北京: 科学出版社, 1996: 70

(责任编辑 杨再荣)

that the film cooling effectiveness would be much greater than that found in the downstream of a circular hole

Key Words Jet Flow fields Experiment

A SURVEY ON PROPELLANT LEAK DETECTION TECHNIQUES FOR LIQUID ROCKET PROPULSION SYSTEM

Wang Jianbo and Yu Daren

(Dept of Energy Engineering and Control, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001)

ABSTRACT The integrity test of Liquid Rocket Engine (LRE) must be carried out before its launch. The tests include the leak detection of liquid propellant and other liquid systems. It is necessary to set up an automated propellant leak detection system. This paper summarizes the leak detection techniques of LRE, which are classified into groups and considered in details. Finally, several prospects of the leak detection techniques are presented.

Key Words Liquid rocket engines Propellants Leakage Fault detection

“POWER- LAW ”AND “QUICK ”SCHEMES IN NUMERICAL STUDY OF NONSYMMETRY DIFFUSER

Xu Jinglei, Shujuan Huang, Xu Zhong

(Dept of Energy and Power Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049)

ABSTRACT Speziale's nonlinear k - ϵ model is used to calculate the turbulent flow in nonsymmetry diffuser. Attention is focused on effect of the two typical convective difference schemes, “Power- Law ” and “QUICK ” schemes, on the performance of the models (the standard and nonlinear k - ϵ models). The results show that both convective difference schemes have little effect on the prediction of the models. So it is no longer to puzzle brain about choice of convective difference schemes, when applying to nonlinear k - ϵ models.

Key Words Diffusers Turbulent flow Mathematical models
Numerical computation

APPLICATION OF A SECOND- ORDER UPWIND SCHEME TO PISO ALGORITHM

Li Weidong, Wang Zhenguo, Zhou Jin

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

ABSTRACT Numerical simulation of spray combustion in liquid propellant rocket engine with PISO algorithm was implemented. A second- order upwind scheme developed by the authors was combined with the PISO algorithm to ensure the numerical accuracy. The Navier- Stokes equation in cylindrical coordinates was transferred into general curvilinear coordinate system and discretized by finite- volume method with non- staggered grid. The body- fitted grid generated by TTM method was used in the calculation. A stochastic spray model was employed to determine the drop let initial conditions, and the chemical reac-