

文章编号: 1000-8055(2006) 03-0615-06

基于AHP的液体火箭发动机地面试验 监测参数的选取方法研究

杨雪¹, 张振鹏¹, 杨思锋²

(1. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100083;
2. 北京航天试验技术研究所, 北京 100074)

摘要: 确定监测参数是液体火箭发动机地面试验监控系统的一个重要而基础的问题。从某液体火箭发动机地面试验稳态参数的统计特性和常见故障出发, 通过分析地面试验测量参数的故障敏感性、故障关联性、测点传感器的可用性和参数相关性(或传感器冗余), 建立具有方案层、准则层和目标层的层次模型, 运用层次分析法(AHP)对发动机地面试验的测量参数进行评价、比较和优化, 确定了用于监测液体火箭发动机地面试验的监测参数。经过发动机的地面故障试验数据和故障仿真数据的检验, 所确定的监测参数集较好地反映了发动机状态的变化, 说明所选用的方法合理、可行, 解决了长期以来, 依靠领域专家定性确定监测参数的问题。

关键词: 航空、航天推进系统; 层次分析法; 液体火箭发动机; 地面试验; 监测参数

中图分类号: V436

文献标识码: A

Study of Monitoring Parameter Selection Based on AHP for LRE in Ground Test

YANG Xue¹, ZHANG Zhen-peng¹, YANG Si-feng²

(1. School of Astronautics,

Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;

2. Beijing Institute of Astronautics Testing Technology, Beijing 100074, China)

Abstract: It is an important and basic issue to choose monitoring parameters of Liquid propellant Rocket Engine (LRE) monitoring system in ground test. According to the statistic characteristics of steady parameters and the faults frequently happened in LRE ground test, after analyzing the sensitivity and correlation of monitoring parameters to faults, usability of the sensors and the correlation of measured parameters, the hierarchy models consisting of project layer, criterion layer and object layer for selecting monitoring parameters were established. Based on the Analytic Hierarchy Process (AHP), and with the help of the models, monitoring parameters to monitor the operation condition of LRE in ground test were evaluated, compared and optimized. Finally, the monitoring parameters were determined. The verification with the test data and simulation data of LRE ground test faults shows that the monitoring parameter set determined can supervise satisfactorily the change of LRE operation condition, and also shows that it is reasonable and practicable to use AHP

收稿日期: 2005-04-07; 修订日期: 2005-09-07

基金项目: 国家863-702基金资助

作者简介: 杨雪(1970-), 男, 湖北大悟人, 北京航空航天大学宇航学院博士生, 主要从事液体火箭发动机状态监测与故障诊断研究。

selected monitoring parameters for LRE monitoring system in ground test.

Key words: aerospace propulsion system; analytic hierarchy process;

Liquid propellant Rocket Engine (LRE); ground test; monitoring parameter

在液体火箭发动机的运行状态监测中,发动机的状态监控可以通过许多参数的特性来实现,但各参数对发动机状态的敏感程度是不一样的,监测参数越多,所获得的发动机状态的特性越完整^[1,2]。但过多的监测参数需要较多的传感器,特别是在发动机的使用过程中,将会导致监控成本和背景噪声的增加,监控系统的误报警率增大。因此,如何从众多的发动机参数中选择合适的监控参数子集实现对常见故障的有效检测与分离仍然是一个十分重要的基础工作,监测参数选择不好,有可能导致监测方法的失效。

目前监测参数的选取方法,基本上是由专家根据经验来确定。文献[3]提出了确定监控参数的原则,即认为监控参数应具有可监控性,应具有包容故障信息的能力,对监控算法应具有强鲁棒性,在确定监控参数时,宜选取那些对故障最敏感、反映最直接的参数。文献[4]从故障检测与诊断的角度,研究了发动机监测参数的选择与评价,并提出了监测参数选择与评价的3种标准,即测量参数对干扰因素变化的敏感性、测量参数的信噪比以及故障模拟结果的评价,推荐了分别用于监控系统门限检验和故障诊断的两组参数。美国在研究健康管理系统(HMSRE)时,提出监控系统中对监测参数的六条选择标准,即:(1)要与多种发动机故障具有强的关联性;(2)要有早的故障表征能力;(3)测量所用传感器的可用性(实效性);(4)要具有传感器冗余;(5)要具有飞行应用性;(6)要具有可观测性^[5]。因此,在监控技术走向工程实用的今天,迫切需要一种理论和方法来解决监控参数的确定问题。本文将从某液体火箭发动机地面试验所出现的故障模式入手,运用层次分析法来探讨确立监测参数的方法。

1 层次分析法的原理及应用步骤

层次分析法(Analytic Hierarchy Process),简称AHP,是美国运筹学家萨蒂(Saaty T L)于70年代提出的一种灵活、简便的多目标、多准则的决策分析方法。该方法被广泛用于工程、经济、军事、政治、外交等领域,解决了诸如系统评价、资源分配、价格预测、项目选择等许多重要问题,是一种定量与定性分析相结合的有效方

法。它把一个复杂的问题按一定原则分而治之,即根据问题的性质和要达到的总目标,将问题分解为不同的组成因素,并按照因素间的相互影响以及隶属关系将因素按不同层次聚集组合,形成一个具有支配关系的多层次的分析结构模型。对同一层的各元素进行两两比较,并用矩阵运算确定出该元素对上一层支配元素的相对重要性,进而确定出每个子问题对总目标的重要性。最终把系统分析归结为最低层(如决策方案)相对于最高层(总目标)的相对重要性权值的确定或相对优劣次序的排序问题,从而为决策方案的选择提供依据。

层次分析法建模的一般步骤为:

(1) 按照某种标准,对影响目标的元素进行分类,以建立一个多层次结构;

(2) 比较同一层次中各元素关于上一层中某一准则的相对重要性,并构造出成对比较矩阵;

层次分析法的一个重要的组成部份就是对同一层次中的若干元素在上一层被支配元素中所占权重进行比较,比较的特点是对人们的判断进行量化处理,并赋予相应的标度值。比较时第 i 个元素与第 j 个元素的相对权重可用 a_{ij} 表示,具体数值的确定方法请参考文献[8]。设共有 n 个元素参与比较,则 $A = (a_{ij})_{n \times n}$ 称为成对比较矩阵。它一般有下列基本特点:

$$a_{ij} > 0, \quad a_{ij} = 1, \quad a_{ij} = 1/a_{ji}$$

因此成对比较矩阵有时也称为正互反阵。

(3) 在符合一致性检验的前提下,通过计算成对比较矩阵的特征值与特征向量以确定每个元素对该准则的权重,即进行层次单排序;

所谓进行层次单排序,即把同一层次相应元素对于上一层某元素相对重要性的排序权值求出来。其方法是计算判断矩阵 A 的满足等式 $AW = \lambda_{\max} W$ 的最大特征根 $\lambda_{\max}$ 和对应的特征向量 W ,这个特征向量即是单排序权值^[8]。

根据线性代数的Perron定理:对于 n 阶方阵 $A > 0$,设 $\lambda_{\max}$ 为 A 的模最大的特征根,则有 $\lambda_{\max}$ 必为正的单特征根,而且它对应的特征向量为正向量; A 的任何其他特征根 λ 恒有 $|\lambda| < \lambda_{\max}$ 。据此,可以证明,对于 n 阶成对比较矩阵,其最大特征根 $\lambda_{\max} \geq n$ (详见参考文献[8])。特别地,当判断矩阵具

有完全一致性时,有 $\lambda_{\max} = n$ 。在层次分析中,允许矩阵 A 存在一定的不一致性。但是,必须控制在一定的允许范围内。显然, $\lambda_{\max}$ 比 n 大的越多,矩阵 A 的不一致程度越高, $\lambda_{\max}$ 对应的权向量 W 各分量反映出来的权重与实际权重的偏差可能会越大,因此, Saaty 提出了随机性指标。定义一致性指标 CI :

$$CI = (\lambda_{\max} - n) / (n - 1)$$

用比值 $CR = CI / RI$, 即随机一致性比率, 来判断正互反阵的不一致性是否可以接受。 RI 是矩阵 A 的平均随机一致性指标, 可查表得出。当 $CR = CI / RI < 0.10$ 时, 即认为判断矩阵具有满意的一致性, 否则就需要调整判断矩阵, 使其具有满意的一致性。

(4) 计算各层元素对于系统目标的总排序权重, 进行层次总排序及一致性检验。

计算同一层次所有元素对于最高层相对重要性的排序权值, 称为层次总排序。层次分析的最终目的是要确定最底层, 即方案层中各方案对于目标的总排序权重, 以便于选择一个优化的方案。这一过程是最高层次到最底层次逐层进行的。若上一层次 P 包含 m 个元素 $P_1, P_2, \cdots, P_m$, 其层次总排序权值分别为 $a_1, a_2, \cdots, a_m$, 下一层次 Q 包含 n 个元素 $Q_1, Q_2, \cdots, Q_n$, 它们对于元素 P_j 的层次单排序权值分别为 $b_{1j}, b_{2j}, \cdots, b_{nj}$ (当 Q_k 与 P_j 无关时, $b_{kj} = 0$), 此时 Q 层次总排序权值由下表给出。

表1 总排序表
Table 1 General taxis table

层 次	P_1	P_2	$\cdots$	P_m	层次总 排序权重
	a_1	a_2	$\cdots$	a_m	
Q_1	b_{11}	b_{12}	$\cdots$	b_{1m}	w_1
Q_2	b_{21}	b_{22}	$\cdots$	b_{2m}	w_2
$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$
Q_n	b_{n1}	b_{n2}	$\cdots$	b_{nm}	w_n

注: $w_i = \sum_{j=1}^m a_j b_{ij} \quad (i = 1, 2, \cdots, n)$

另外, 如果 Q 层次某些元素对于 P_j 单排序的一致性指标为 CI_{ij} , 相应的平均随机一致性指标为 RI_{ij} , 则 Q 层次总排序随机一致性比率为:

$$CR = \sum_{j=1}^m a_j CI_{ij} / \sum_{j=1}^m a_j RI_{ij}$$

类似地, 当 $CR < 0.10$ 时, 认为层次总排序结果具有满意的一致性, 否则需要重新调整判断矩

2 液体火箭发动机地面试验监测参数的选取

2.1 某液体火箭发动机的基本组成及故障统计

某液体火箭发动机基本组成如图 1 所示, 由推力室、燃气发生器、涡轮泵、各种阀门和总装元件构成。该发动机采用燃气发生器动力循环方案, 由一台燃气发生器产生的燃气去串联驱动氢涡轮泵和氧涡轮泵, 分别为推力室供应液氢、液氧。在氢涡轮壳后装有换热器, 将泵后引来的液氢加热后, 送入液氢贮箱, 为其增压。在该发动机及推力室、氢泵和双轴涡轮泵的 229 次大型试验中, 试验失败 26 次, 失败率为 11.35%。其中, 氢泵位置出现的问题为 11 次, 6 次发生泄漏, 4 次转速异常, 1 次汽蚀; 氢副系统泄漏 1 次; 氧泵 2 次, 主要表现为转速异常; 氧副系统堵塞 2 次; 推力室异常 2 次, 主要表现为推力室压力异常; 其余为人为差错和采集系统问题等。因此, 本文选取的监测参数应能充分反映这些常见故障。

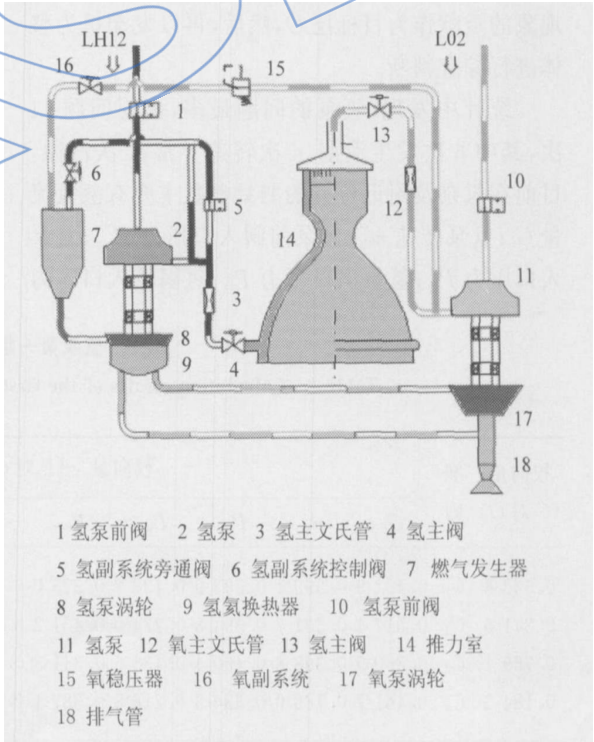


图1 液体火箭发动机系统示意图
Fig.1 System sketch of the LRE

2.2 基于AHP的发动机试验监测参数的选取

对于发动机地面试验中出现的常见故障, 稳态参数都能体现出发动机状态的变化, 因此, 可用

稳态参数对发动机的运行状态进行监控。从统计的数据来看,发动机地面试验失败的主要故障现象是泄漏、转速异常、汽蚀、堵塞以及推力室压力异常等,主要部位为氢泵、氧泵、推力室及管路系统等。本文从发动机地面试验失败所统计的数据入手,采用群体判断的方式构造成对比较矩阵通过分析各关键部位所发生的故障现象来选取基于稳态参数的液体火箭发动机地面试验过程中的监测参数。

发动机地面试验中稳态参数的测点有上百个,这些测点对不同的故障现象的反应是不同的。本文采用测量参数对故障的敏感性、测点传感器的可用性以及传感器的冗余安装(或测量参数具有相关性)等来作为监测参数的选取准则。另一方面,也希望用较少的参数来监控发动机的试验状态,也就是说,一个参数应能体现发动机较多故障状态的发生,即故障的关联性。因此,选择各测量参数作为方案层 P ,准则层 C 为测量参数对故障的敏感性 C_1 、故障的关联性 C_2 、测点传感器的可用性 C_3 以及传感器的冗余安装 C_4 (或测量参数具有相关性)4个方面,以各测量参数对主要故障现象的贡献作为目标层 O ,然后,再以发动机为整体进行综合判断。

统计中发现,氢泵的问题最多,出现问题11次,其中6次发生泄漏,4次转速异常,1次汽蚀。目前在氢泵及附近位置的测量参数主要有液氢流量 G_r ;氢泵转速 n_{wr} ;氢泵前阀入口压力 P_{chr} ;氢泵入口压力 P_{or} ;氢泵出口压力 P_{er} ;氢涡轮入口压力 P_{owr} ;氢涡轮出口压力 P_{ewr} ;氢涡轮端轴承后压力

P_{gr} ;氢泵密封腔压力 P_{mr} ;氢氦泄漏腔压力 P_{gr} ;氢泵前活门入口温度 T_{chr} ;氢泵后温度 T_{er} ;氢涡轮入口温度 T_{owr} ;氢涡轮出口温度 T_{ewr} ;氢涡轮端轴承后温度 T_{gr} ;氢泵壳体温度 T_1, T_2 等。为了便于比较,将测量参数分为两组: $G_r, n_{wr}, P_{ohr}, P_{owr}, P_{ewr}, P_{gr}, T_{ohr}, T_{owr}$ 和 $T_{ewr}, P_{or}, P_{er}, P_{ezr}, P_{mr}, T_{er}, T_{gr}$ 的 T_1 。根据发动机试验的具体情况,构造了所需要的成对比较矩阵(略),由此算出权向量、特征根0、一致性指标 CI 、一致性比率 CR 及组合权向量、组合一致性比率等,其中组合权向量为归一化向量,见表2和表3。

从表2和表3的组合权向量可知,因 $P_{gr}, T_{ohr}, T_{owr}, T_{ewr}, P_{ezr}, P_{mr}, T_{ezr}$ 和 T_1 的权值较低,对氢泵的主要故障现象贡献较低,因此初步选择监测氢泵工作状态比较理想的参数分别是 $P_{chr}, G_r, n_{wr}, P_{ewr}, P_{owr}$ 和 P_{er}, P_{or}, T_{er} 。在发动机地面试验监测中,仍需要对氢泵的监测参数进行优化排序,进一步对上述参数进行比较、优化,见表4,可得监测氢泵工作状态比较理想的参数依次是 $P_{er}, P_{er}, G_r, P_{chr}, n_{wr}, P_{ewr}, P_{owr}$ 和 T_{er} 。

同氢泵的参数选择一样,经过初选后进一步优化,得到氧泵、推力室以及系统管路的综合指标,即氧泵主要参数 $n_{wy}, G_y, P_{ohy}, P_{oy}, P_{ey}, P_{owy}, P_{ewy}$ 对目标层的组合权向量为(0.164 0, 0.127 3, 0.104 1, 0.144 0, 0.164 4, 0.145 0和0.151 2),总排序随机一致性比率 CR 为0.029 3;推力室主要参数 $P_k, P_y, P_r, P_d, P_d, T_d, T_d$ 和 T_y 对目标层的组合权向量为(0.175 5, 0.170 9, 0.142 3,

表2 氢泵第一组参数的计算结果

Table 2 Calculation results of the first group of parameters of hydrogen pump

权向量 准 (C 对 O) 则	权向量 (P 对 C)									λ_l	CI	CR
	G_r	n_{wr}	P_{chr}	P_{owr}	P_{ewr}	P_{gr}	T_{chr}	T_{owr}	T_{ewr}			
0.533 8 C_1	0.491 9	0.399 4	0.593 9	0.138 2	0.275 0	0.078 5	0.195 9	0.128 6	0.300 0	9.945 5	0.118 2	0.081 5
0.241 6 C_2	0.517 4	0.531 7	0.394 8	0.274 0	0.401 2	0.074 8	0.126 8	0.101 0	0.160 7	9.439 1	0.054 9	0.037 9
0.789 1 C_3	0.360 9	0.398 8	0.450 4	0.435 5	0.341 3	0.364 7	0.163 9	0.140 0	0.148 8	9.301 8	0.037 7	0.026 0
0.184 3 C_4	0.461 7	0.166 0	0.334 3	0.216 8	0.387 1	0.151 3	0.406 6	0.293 7	0.419 7	9.847 9	0.106 0	0.073 1
组合权向量 (P 对 O)	0.159 5 0.144 7 0.174 7 0.110 3 0.123 1 0.079 1 0.071 5 0.054 3 0.082 9									0.049 5		
$\lambda_0=$ 4.132 7 $CI_0=$ 0.044 2 $CR_0=$ 0.049 1												

表3 氢泵第二组参数的计算结果

Table 3 Calculation results of the second group of parameters of hydrogen pump

权向量 (C 对 O)	准 则	权向量 (P 对 C)							λ_i	CI	CR
		P_{or}	P_{er}	P_{ezr}	P_{mr}	T_{er}	T_{ezr}	T_1			
0.533 8	C_1	0.432 2	0.831 4	0.110 4	0.110 7	0.244 8	0.105 4	0.162 7	7.246 2	0.041 0	0.031 1
0.241 6	C_2	0.478 4	0.751 5	0.185 3	0.168 6	0.323 1	0.095 0	0.173 9	7.051 7	0.008 6	0.006 5
0.789 1	C_3	0.626 3	0.517 1	0.358 8	0.264 9	0.292 0	0.153 3	0.180 5	7.060 0	0.010 0	0.007 6
0.184 3	C_4	0.526 9	0.524 0	0.185 6	0.181 4	0.446 1	0.185 6	0.383 5	7.098 9	0.016 5	0.012 5
组合权向量 (P 对 O)		0.238 7	0.287 6	0.107 2	0.087 1	0.132 7	0.059 7	0.087 0			0.015 1
		$\lambda_0= 4.1327$		CI ₀ = 0.044 2		CR ₀ = 0.049 1					

表4 氢泵主要参数的计算结果

Table 4 Calculation results of the main parameters of the hydrogen pump

权向量 (<i>C</i> 对 <i>O</i>)	准 则	权向量 (<i>P</i> 对 <i>C</i>)									λ_1	<i>CI</i>	<i>CR</i>
		<i>P</i> _{er}	<i>P</i> _{or}	<i>T</i> _{er}	<i>P</i> _{ewr} <i>G</i> _r	<i>n</i> _{wr}	<i>P</i> _{ohr}	<i>P</i> _{owr}					
0.533 8	<i>C</i> ₁	0.715 9	0.326 5	0.186 0	0.212 2	0.317 4	0.265 3	0.300 3	0.200 1	8.141 9	0.020 3	0.014 4	
0.241 6	<i>C</i> ₂	0.532 2	0.476 1	0.167 7	0.292 5	0.386 4	0.299 4	0.298 1	0.220 4	8.300 5	0.042 9	0.030 4	
0.789 1	<i>C</i> ₃	0.715 9	0.326 5	0.186 0	0.212 2	0.317 4	0.265 3	0.300 3	0.200 1	8.539 2	0.077 0	0.054 6	
0.184 3	<i>C</i> ₄	0.593 9	0.539 2	0.161 6	0.313 3	0.255 6	0.161 3	0.261 0	0.269 7	8.239 0	0.034 1	0.024 2	
组合权向量 (<i>P</i> 对 <i>O</i>)		0.266 0	0.145 1	0.071 0	0.091 8	0.125 8	0.101 7	0.116 1	0.082 5			0.035 8	
		$\lambda_0= 4.1327$		<i>CI</i> ₀ = 0.044 2		<i>CR</i> ₀ = 0.049 1							

0.136 0, 0.142 4, 0.077 9, 0.073 2 和 0.081 8), 总排序随机一致性比率CR 为0.021 0; 系统管路主要参数 P_{evy} , P_{fr} , P_{fy} , P_{owr} , P_{ovy} 和 P_f 对目标层的组合权向量为(0.134 6, 0.136 9, 0.140 8, 0.207 5, 0.194 9, 0.185 3), 总排序随机一致性比率CR 为0.028 8。因此, 监测氧泵工作状态的理想参数是氧泵出口压力 P_{ey} , 氧泵转速 n_{wy} , 氧涡轮出口压力 P_{ewy} , 氧泵入口压力 P_{oy} , 氧涡轮入口压力 P_{owy} , 液氧流量 G_y , 氧泵前阀入口压力 P_{chy} ; 推力室工作状态的理想参数是推力室压力 P_k , 推力室氧喷前压力 P_y , 推力室氢喷前压力 P_r , 氢冷却套出口压力 P_{el} , 氢冷却套入口压力 P_{ol} , 推力室氧喷前温度 T_y , 氢冷却套入口温度 T_{ol} , 氢冷却套出口温度 T_{el} ; 系统管路工作状态的理想参数是氢主文氏管入口压力 P_{ovr} , 氧主文氏管入口压力 P_{ovy} , 燃气发生器室

压 P_f , 发生器氧喷前压力 P_{fy} , 发生器氢喷前压力 P_{fr} , 氧主文氏管出口压力 $P_{evy o}$ 。

2.3 结果分析

从以上计算结果可以看出, 以发动机地面试验所出现的常见故障出发, 经过层次分析法优化, 选择氢泵位置比较理想的参数依次是 P_{er} , P_{or} , G_r , P_{chr} , n_{wr} , P_{ewr} 和 P_{owr} ; 氧泵位置比较理想的参数依次是 P_{ey} , n_{wy} , P_{ewy} , P_{oy} , P_{owy} , G_y 和 P_{ohy} ; 推力室和系统管路的比较理想的参数依次是 P_k , P_y , P_{el} , P_r , P_{ol} , T_y , T_{ol} , T_{el} 和 P_{owr} , P_{ovy} , P_f , P_{fy} , P_{fr} 和 $P_{evy o}$ 。在这些参数中, 压力是发动机地面试验过程中的主要工作参数, 特别是燃烧室压力是衡量发动机地面试验过程中工作性能的直接参数, 在发动机地面试验中喷前压力、流量、转速是表征发动机性能特征的主要参数, 泵前入口压力是决定能否正常开

车的关键参数。从图1上可以看出,有许多参数是相关的,如 P_{er} , P_{ovr} , P_{el} 和 P_r ; P_{ey} , P_{ovy} , P_{ewy} 和 P_y 等。因此,取参数相关性、传感器可靠性、测量值的信噪比作为准测,再次运用层次分析法分组对这些参数进行进一步的筛选,最后得到的监测参数为 P_{er} , P_{dr} , G_r , n_{wr} , n_{wy} , G_y , P_{ey} , P_{dy} , P_{owy} , P_{ewy} , P_k , P_y , P_r , T_y , T_{el} 和 P_{fo} 。

3 监测参数的评价

由于所选择的监测参数是基于层次分析法,通过对故障的敏感性、故障的关联性、传感器的可用性以及参数相关等几方面的考虑优化而得到的,因此,它考虑了各测量参数在正常干扰情况下的变化、实际测量中的噪声、对故障的敏感程度等因素,因而比较合理。

统计某液体火箭发动机的试验数据发现,该发动机在地面试验中最常见的故障现象是泄漏、涡轮泵转速异常、堵塞和泵汽蚀等。从统计的试验和仿真数据来看,推进剂泄漏和管路局部阻塞,会引起管路压力、流量的变化和推力室压力的变化;氢泵位置的泄漏会引起泵后压力、推力室压力等参数下降,严重的还会引起大火,统计中有3次因泄漏而发生大火导致发动机试验失败;当涡轮泵转速发生异常时,泵的转速、扬程、泵前后的压力、流量等都会发生变化;当泵前压力低于临界值时,泵产生汽蚀,泵汽蚀时,流量、效率、扬程下降,泵出口压力产生低频振荡并伴有机械振动和噪声,严重时,可造成推进剂供应中断,发动机熄火。

通过对发动机地面试验数据分析,如T10次试验,因氧副系统文氏管处有多余物堵在喉部,在点火43.21 s,紧急关机;T21次试验因氢泵汽蚀紧急关机;T14-2次试验,在点火220.2 s,氢泵出口法兰处漏火紧急关机;T23-4次试验,因氢泵转速超过下限在点火443.28 s紧急关机。本文所选的监测参数捕捉到了这些变化。另外,通过仿真氢主阀位置泄漏、氧主阀堵塞、氧喷注器阻塞、涡轮泵效率下降等故障模式发现,通过层次分析法优选出来的监测参数反映了发动机运行状态的变化。这些说明运用层次分析法确定发动机地面试验的监测参数的方法是正确、合理的。

4 结 论

运用层次分析法对发动机地面试验的测量参数进行评价、比较和优化,所确定的用于监测液体

火箭发动机地面试验的监测参数集能较全面地反映发动机的运行状态,具有早的故障表征能力和较强的故障敏感性。

由于本文是从液体火箭发动机的常见故障出发,而这些故障是大型液体火箭发动机试验和使用过程中的常见故障,因此运用层次分析法的思路确定监测参数的方法同样适合其他大型液体火箭发动机的地面试验。

层次分析法是一种定性和定量相结合、系统化、层次化的实用有效的决策方法,将它应用在确定液体火箭发动机地面试验监测参数的选取方面,综合考虑了影响监测参数的各种因素,使确定的监测参数集更加科学合理。解决了长期以来,依靠领域专家定性确定监测参数的问题。

参考文献:

- [1] 赵万明. 液体火箭发动机地面试验中关键参数测量方案设计[J]. 火箭推进, 2002, 28(1): 27~32.
ZHAO Wanming. Measure of Key Parameters for Liquid Rocket Engine Ground Test [J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2002, 28(1): 27~32.
- [2] 朱明策. 液体火箭发动机地面试验稳态参数测量技术综述[J]. 火箭推进, 2003, 29(3): 29~44.
ZHU Mingce. Steady-State Parameter Measuring Technology for LRE Ground Test [J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2003, 29(3): 29~44.
- [3] 谭松林, 张宝琨. 运载火箭液体发动机故障监控系统中的若干问题[J]. 宇航学报, 1998, 19(3): 110~114.
TAN Songlin, ZHANG Baokun. Several Issues on Failure Monitoring Control for Liquid Propellant Rocket Engine of Launch Vehicle [J]. *Journal of Astronautics*, 1998, 19(3): 110~114.
- [4] 吴建军, 张育林, 陈启智. 大型泵压式液体和火箭发动机故障综合分析[J]. 导弹与航天运载技术, 1996, 219(1): 10~15.
WU Jianjun, ZHANG Yulin, CHEN Qizhi. Fault Analysis for Large Liquid Rocket Engine with Turbopump System [J]. *Missiles and Space Vehicles*, 1996, 219(1): 10~15.
- [5] Edward Nemeth. Health Management System for Rocket Engines [R]. NASA - CR- 185224, 1990.
- [6] Pettit C D, Barkhoudarian S, Daumann A G, etc. Reusable Rocket Engine Advanced Health Management System: Architecture and Technology Evaluation Summary [R]. AIAA 99- 2527.
- [7] Davidson M, Stephens J. Advanced Health Management System for the Space Shuttle Main Engine [R]. AIAA 2004 - 3912.
- [8] 姜启源. 数学模型(第二版) [M]. 北京: 高等教育出版社, 1993.