

液氧煤油发动机故障监控特征参数提取研究

蒲星星¹, 王建设², 高玉闪¹, 李 晨¹, 张小平¹

(1. 西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100; 2. 航天推进技术研究院, 陕西 西安 710100)

摘 要: 故障监控可以有效提高发动机工作的安全性和可靠性, 建立了大推力液氧煤油高压补燃循环发动机稳态故障仿真模型, 开展了发动机故障仿真分析, 提取了发动机故障监控特征参数。通过对筛选的可能危及发动机安全工作的故障模式进行仿真分析, 获得各种故障模式下发动机测量参数对故障的敏感性排序, 通过对测量参数相对偏差的相关性分析, 获得各测量参数间相关系数和高相关性测量参数组, 基于测量参数的敏感性排序和相关性综合提取出发动机故障监控特征参数。

关键词: 液氧煤油发动机; 补燃循环; 故障监控; 故障仿真; 特征提取

中图分类号: V434-34 文献标识码: A 文章编号: 1672-9374(2017)06-0026-06

Research on feature extraction for fault monitoring of LOX/kerosene rocket engine

PU Xingxing¹, WANG Jianshe², GAO Yushan¹, LI Chen¹, ZHANG Xiaoping¹

(1. Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China;

2. Academy of Aerospace Propulsion Technology, Xi'an 710100, China)

Abstract: The fault monitoring can improve safety and reliability of rocket engine effectively. A steady fault simulation model of high pressure staged combustion cycle LOX/kerosene rocket engine with high thrust is developed. The fault simulation analysis is conducted and the characteristic parameters of the engine fault monitoring are extracted. The selected fault modes which are possible to endanger the safe running of the engine are simulated and analyzed to obtain the order of engine parameters sensitive to the fault. Based on correlation analysis on relative deviations of measurement parameters, the correlation coefficients among the measurement parameters and measurement parameter sets with high correlation are obtained. The characteristic parameters for fault monitoring of the engine are extracted on the basis of sensitivity order and correlation of measurement parameters.

Keywords: LOX/kerosene rocket engine; staged combustion cycle; fault monitoring; fault simulation; feature extraction

收稿日期: 2017-03-29; 修回日期: 2017-09-03

基金项目: 国家 863 项目 (2013AA70202)

作者简介: 蒲星星 (1983—), 男, 博士, 研究领域为火箭发动机系统设计

0 引言

大推力液氧煤油高压补燃循环发动机是我国未来重型和大型运载火箭的核心动力,该发动机在推力量级、工作压力等方面较我国已有液体火箭发动机大幅提高^[1],发动机工作条件更加恶劣,研制阶段的故障概率高,而一旦发生故障,损失极大。故障监控和诊断技术可对发动机工作状态进行实时监控,根据发动机状态采取控制措施,提高发动机工作安全性和可靠性,已受到广泛关注^[2-6]。

故障模式确立与特征参数提取是发动机故障监控和诊断中的重要问题,大推力液氧煤油高压补燃循环发动机工作过程有转速、流量、压力、温度、位移、振动及应变等百余个测量参数,这些参数与发动机故障状态的密切程度各不相同,各种故障模式对应特定的敏感参数,故障发生时会通过敏感参数最显著的表现出来,并且不同测量参数之间的相关程度也不相同。因此,需要对这些测量参数进行特征提取,获得能够有效表征发动机各种故障的最少的测量参数组,作为发动机故障监控的特征参数^[7-10]。

本文建立了大推力液氧煤油高压补燃循环发动机稳态故障仿真模型,对可能危及发动机安全工作的故障模式开展了仿真,分析了各种故障模式下发动机测量参数的变化,获得了发动机故障时测量参数敏感性排序和测量参数之间相关性关系,提取了发动机故障监控特征参数。

1 发动机故障模型

1.1 发动机系统

大推力液氧煤油高压补燃循环发动机系统简图如图1所示^[1],采用单涡轮泵供应双推力室方案,单燃气发生器,设置氧化剂预压涡轮泵和燃料预压涡轮泵提高主涡轮泵抗汽蚀性能,采用泵后摇摆方案优化发动机布局、提高推质比,采用流量调节器和燃料节流阀进行推力和混合比调节。

1.2 发动机稳态故障模型

描述液氧煤油高压补燃循环发动机稳态故障

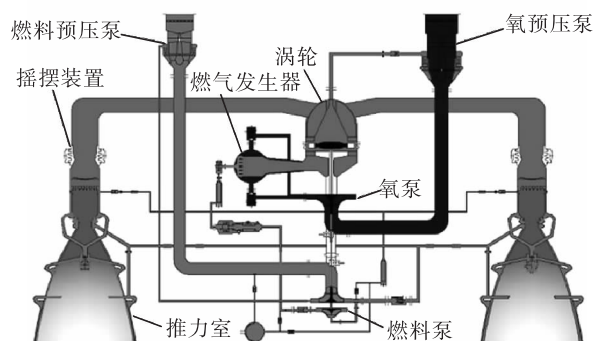


图1 液氧煤油高压补燃循环发动机系统简图

Fig.1 Diagram of LOX/kerosene rocket engine system with high - pressure staged combustion

特性的数学模型是一组反映发动机工作参数、内外干扰因素及故障参数之间关系的非线性代数方程组。方程组包含上百个方程,通过在稳态特性模型中嵌入故障特性方程实现故障仿真,故障特性方程如下^[11]。

1.2.1 推进剂或燃气泄漏故障

发动机稳态工作无故障时,组件入口、出口流量为一定值 \dot{m} ,当出现推进剂或燃气泄漏故障时,需在稳态模型中补充一个新的流量方程:

$$\dot{m}_{in} = \dot{m}_{xl} + \dot{m}_{out} \quad (1)$$

式中: \dot{m}_{in} 为入口流量; \dot{m}_{out} 为出口流量; \dot{m}_{xl} 为泄漏流量。

1.2.2 管路、过滤网堵塞故障

发动机气、液管路及各种过滤网堵塞,对应其通道截面积减小,压降增加,可通过增大管路或过滤网的流阻系数来模拟,方程如下:

$$\xi' = c \cdot \xi \quad (2)$$

式中: ξ 为流阻系数; c 为常数,取值大于1。

1.2.3 阀门故障

阀门工作异常主要表现为阀门打开不到位或打不开,对应其流通截面积减小,压降增加,可通过增大阀门的流阻系数来模拟,方程如下:

$$\xi_v' = c \cdot \xi_v \quad (3)$$

式中 c 取值大于1。

1.2.4 涡轮喷嘴烧蚀故障

涡轮喷嘴发生烧蚀可通过喷嘴流通截面积的增大来模拟:

$$A' = c \cdot A \quad (4)$$

式中: A 为流通截面积; c 取值大于 1。

1.2.5 燃气发生器、推力室喷嘴堵塞与烧蚀故障

喷注器堵塞或烧蚀可通过其流通截面积或流阻系数的增大或减小来模拟(本文采用流阻系数变化来模拟), 方程如下:

$$A' = c_1 \cdot A \text{ 或 } \xi' = c_2 \cdot \xi \quad (5)$$

式中: 堵塞故障时 c_1 取值小于 1, c_2 取值大于 1; 烧蚀 c_1 取值大于 1, c_2 的取值小于 1。

1.2.6 涡轮泵故障

涡轮泵故障主要表现为由于转子损坏、碰磨、泵汽蚀或泵叶片断裂导致的扬程或效率下降, 可通过在扬程或效率方程前乘一系数来模拟, 方程如下:

$$\Delta p' = c \cdot \Delta p \text{ 或 } \eta' = c \cdot \eta \quad (6)$$

式中: Δp 为扬程; η 为效率; c 取值小于 1。

从上面分析可以看出, 补燃循环发动机稳态故障数学模型是由组件和组件间联系特性方程及故障特性方程组成的非线性方程组:

$$\begin{cases} f_1(X, B, C, D) = 0 \\ f_2(X, B, C, D) = 0 \\ \vdots \\ f_{n-1}(X, B, C, D) = 0 \\ f_n(X, B, C, D) = 0 \end{cases} \quad (7)$$

式中: X 为发动机状态参数, 如推力室压力、燃气发生器混合比等; B 为发动机组件特性参数, 如管路流阻系数、泵特性方程系数等; C 为发动机入口参数和调节器参数, 如节流阀转角、氧化剂入口温度等; D 为发动机组件故障参数。给定发动机的入口参数、调节器参数和组件故障参数, 通过求解非线性方程组, 就可求得各种故障模式下发动机测量参数变化。

2 故障监控特征提取

2.1 故障模式选取

根据液氧煤油高压补燃循环发动机研制经验, 梳理了管路泄漏故障(12种)、管路/喷嘴堵塞和阀门卡滞故障(10种)、涡轮泵和调节元件及其它故障(14种)三大类故障^[12], 共计 36 种故障模式。对 36 种故障模式分别进行仿真分析,

筛选出可能危及发动机安全工作的 17 种故障模式: 燃气发生器入口氧泄漏、主涡轮入口燃气泄漏、发生器氧喷嘴堵塞、液氧主阀卡滞及氧主泵扬程损失等。针对选取的 17 种可能危及发动机安全工作的故障模式, 利用故障模型仿真获得 28 个测量参数对故障的敏感性和测量参数之间的相关性关系, 提取了发动机故障监控中的特征参数。

2.2 测量参数敏感性分析

本文以燃气发生器入口氧泄漏故障模式为例给出故障仿真结果^[11]。为方便分析本文中发动机推力按推力室 1 和推力室 2 分别给出(表 1 中为 F_{e1} 和 F_{e2})。表 1 给出了燃气发生器入口氧泄漏 10% 时, 发动机各测量参数相对变化值的绝对值由大到小的排序。从表 1 中可以看出燃气发生器入口氧泄漏对发动机大部分工作参数均有较大影响。氧泄漏时, 燃气发生器氧流量减小, 混合比降低, 涡轮入口、出口温度及推力室燃气喷前温度均增大, 涡轮入口压力降低; 燃气发生器氧化剂流量减小和涡轮入口压力降低, 进一步导致发动机燃气路压力降低, 发动机推力降低; 燃气发生器氧化剂流量减小和涡轮入口压力降低导致发动机氧化剂流量上升和主涡轮功率不足, 主涡轮转速降低; 主涡轮出口压力降低和发动机氧化剂流量增大双重因素导致氧主泵入口压力降低。

对选取的 17 种可能危及发动机安全工作的故障模式分别进行仿真分析, 获得第 i ($i = 1 \cdots 28$) 个测量参数对第 j ($j = 1 \cdots 17$) 种故障模式的相对偏差 δx_{ij} 后, 分两步计算各测量参数对各种故障模式的总敏感性参数。

首先对各种故障模式下测量参数相对偏差进行归一化处理, 得到归一化后的各测量参数相对偏差 $\bar{\delta x}_{ij} = \delta x_{ij} / \max_{i=1 \cdots 28} |\delta x_{ij}|$, 以确保各种故障模式对故障敏感参数贡献相同。

然后计算各种故障模式归一化后的各测量参数相对偏差绝对值的平均值。发动机各测量参数对故障的总敏感参数定义如下:

$$D_i = \frac{\sum_{j=1}^N |\bar{\delta x}_{ij}|}{N}$$

表 1 各测量参数对发生器入口氧泄漏敏感性排序

Tab. 1 Order of measurement parameters sensitive to oxygen leak at gas generator inlet

参数名称	T_{it}	T_{et}	T_{ihge}	F_{el}	F_{e2}	q_{mo}	P_{ipo}
相对偏差	0.051 1	0.050 8	0.050 3	-0.049 5	-0.049 5	0.043 9	-0.042 5
参数名称	P_{ihge}	P_{et}	P_{igc}	P_{ihfc}	P_{it}	P_{ihfg}	P_{ihog}
相对偏差	-0.035 3	-0.034 9	-0.034 6	-0.034 1	-0.031 0	-0.029 0	-0.022 0
参数名称	P_{ipfl}	P_{epo}	P_{evjL}	P_{epfl}	P_{epf2}	T_{epo}	n_{tppf}
相对偏差	-0.020 3	-0.019 4	-0.018 8	-0.015 8	-0.015 7	-0.013 7	-0.009 2
参数名称	n_t	n_{tppo}	T_{ipo}	T_{epf2}	T_{epfl}	q_{mf}	T_{ipfl}
相对偏差	-0.007 6	-0.007 5	-0.006 0	-0.001 3	-0.000 9	0.000 9	-2.7E-05

式中: N 为故障模式个数 ($N = 17$); $\bar{\delta x_{ij}}$ 为第 i 个测量对第 j 种故障模式归一化后的相对偏差。

基于以上计算获得的各测量参数总敏感性排序见表 2。可以看出氧主泵入口压力、发动机燃

气路温度和氧化剂流量测量对发动机故障敏感性相对较高, 氧泵入口和出口温度、燃料一级泵入口和出口、燃料二级泵出口温度对发动机故障敏感性相对较低。

表 2 各测量参数对故障总敏感性排序

Tab. 2 Total order of measurement parameters sensitive to fault

排序号	1	2	3	4	5	6	7
参数名称	P_{ipo}	T_{et}	T_{ihge}	q_{mo}	T_{it}	F_{el}	F_{e2}
故障敏感参数	0.624	0.616	0.615	0.599	0.593	0.538	0.538
排序号	8	9	10	11	12	13	14
参数名称	P_{ihge}	P_{et}	P_{igc}	P_{ihfc}	P_{epf2}	P_{epfl}	q_{mf}
故障敏感参数	0.425	0.421	0.414	0.409	0.380	0.372	0.372
排序号	15	16	17	18	19	20	21
参数名称	P_{ihog}	P_{epo}	P_{ipfl}	P_{evjL}	P_{it}	P_{ihfg}	n_{tppf}
故障敏感参数	0.371	0.367	0.347	0.345	0.338	0.334	0.189
排序号	22	23	24	25	26	27	28
参数名称	n_t	n_{tppo}	T_{epo}	T_{ipo}	T_{epfl}	T_{epf2}	T_{ipfl}
故障敏感参数	0.189	0.178	0.161	0.066	0.050	0.047	0.001

2.3 测量参数相关性分析

对选取的各种故障模式下各测量参数相对偏差进行相关性分析, 获得各测量参数之间的相关系数, 从中选取相互之间相关系数大于 0.6 的测量参数, 获得大推力液氧煤油高压补燃循环发动机七组高相关性测量参数组见表 3。

表 3 中每行测量参数相互间具有高相关性, 可以看出 28 个测量参数中, 高相关性测量参数组主要有三组 (第 1 相关组、第 3 相关组和第 4

相关组), 这三组中共包含 22 个不同的测量参数。高相关性测量参数间存在较强的相互关系, 对发动机故障响应具有高相关性。

第 1 相关组共包含 7 个测量参数, 这些参数与发动机涡轮前后温度存在较强的相互关系, 表中依次为氧化剂泵入口压力、氧化剂泵入口温度、氧化剂预压涡轮泵转速、推力室燃气喷前温度、主涡轮出口温度、主涡轮入口温度和氧化剂泵出口温度。

表 3 高相关性测量参数组

Tab. 3 Measurement parameter sets with high correlation

相关组	测量参数								
第 1 相关组	p_{ipo}	T_{ipo}	n_{tppo}	T_{ihgc}	T_{et}	T_{it}	T_{epo}		
第 2 相关组	q_{mo}	T_{ipo}	p_{ipo}						
第 3 相关组	F_{e1}	F_{e2}	p_{igc}	p_{ihfc}	p_{et}	p_{ihgc}	p_{it}	p_{ihfg}	
第 4 相关组	p_{epf2}	p_{epf1}	n_{t}	p_{evjl}	n_{tppf}	p_{ihog}	p_{epo}	p_{ihfg}	p_{it}
第 5 相关组	q_{mf}	n_{t}	p_{epf2}	p_{epf1}	p_{evjl}				
第 6 相关组	p_{ipf1}	T_{ipf1}							
第 7 相关组	T_{epf1}	T_{epf2}							

第 3 相关组共包含 8 个测量参数，这些参数与发动机推力存在较强的相互关系，表 3 中依次为推力室 1 海平面推力、推力室 2 海平面推力、推力室点火路压力、推力室燃料喷前压力、主涡轮出口压力、推力室燃气喷前压力、主涡轮入口压力和发生器燃料喷前压力。

第 4 相关组共包含 9 个测量参数，这些参数与发动机涡轮泵转速存在较强的相互关系，表 3 中依次为燃料二级泵出口压力、燃料一级泵出口压力、主涡轮泵转速、燃料节流阀出口压力、燃料预压涡轮泵转速、燃气发生器氧化剂喷前压

力、氧化剂泵出口压力、燃气发生器燃料喷前压力和主涡轮入口压力。

2.4 特征参数提取

大推力液氧煤油高压补燃循环发动机测量参数对故障总敏感性和高相关性测量参数组见表 4。故障监控中的特征参数提取时需考虑以下方面：1) 应尽量选取敏感性较高的参数；2) 应尽量在不同相关参数组中选取，且应尽量在包含参数较多的高相关性组中选取；3) 对应故障监控传感器应具有高工作可靠性；4) 应考虑发动机地面试车/飞行状态传感器设置限制条件^[2]。

表 4 测量参数对故障总敏感性和高相关性测量参数组

Tab. 4 Measurement parameters' total sensitivity to fault and measurement parameter sets with high correlation

故障敏感参数	0.625	0.617	0.615	0.600	0.593	0.538	0.538	0.426	0.421	0.415	0.409	0.380	0.372	0.372
第 1 相关组	p_{ipo}	T_{et}	T_{ihgc}		T_{it}									
第 2 相关组	p_{ipo}			q_{mo}										
第 3 相关组					F_{e1}	F_{e2}	p_{ihgc}	p_{et}	p_{igc}	p_{ihfc}				
第 4 相关组												p_{epf2}	p_{epf1}	
第 5 相关组												p_{epf2}	p_{epf1}	q_{mf}
故障敏感参数	0.371	0.367	0.348	0.345	0.339	0.335	0.190	0.189	0.179	0.162	0.067	0.050	0.047	0.000
第 1 相关组									n_{tppo}	T_{epo}	T_{ipo}			
第 2 相关组											T_{ipo}			
第 3 相关组					p_{it}	p_{ihfg}								
第 4 相关组	p_{ihog}	p_{epo}		p_{evjl}	p_{it}	p_{ihfg}	n_{tppf}	n_{t}						
第 5 相关组				p_{evjl}				n_{t}						
第 6 相关组			p_{ipf1}											T_{ipf1}
第 7 相关组											T_{epf1}	T_{epf2}		

基于以上分析,本文提取的大推力液氧煤油高压补燃循环发动机故障监控中的特征参数如下:

1) 主涡轮出口温度 T_{et} 。属于主要高相关性监测参数组(第1相关组),对故障敏感性高。

2) 推力室点火路压力 p_{igc} 。属于主要高相关性监测参数组(第3相关组),对故障敏感性高,且配置的常温压力传感器工作可靠性高。

3) 主涡轮泵转速 n_t 。属于主要高相关性监测参数组(第4相关组),且为发动机地面试车/飞行状态基本测量参数。

利用上述提出的故障监控特征参数建立发动机故障监控系统时,还需考虑传感器冗余设置,可采用一个测点设多个传感器或多个高相关性测点传感器相互冗余方式,以提高发动机故障监控系统工作可靠性;此外,温度传感器的响应时间较压力传感器长,需研究进一步提高温度传感器响应特性,以提高故障监控系统响应特性。

3 结论

本文建立了大推力液氧煤油高压补燃循环发动机稳态故障仿真模型,针对选取的可能危及发动机安全工作的故障模式进行了仿真分析,获得了大推力液氧煤油高压补燃循环发动机28个测量参数对故障的敏感性排序和7组高相关性测量参数组,提取了发动机故障监控特征参数。

参考文献:

[1] 李斌. 4 600 kN 液氧煤油发动机技术方案与研制进展 [C]//2014 第三届航天工程科技论坛. 北京: [s. n], 2014.

[2] 刘红军. 液氧/煤油火箭发动机故障诊断与监控[J]. 推进技术, 1997, 18(1): 18-21.

[3] 吴建军, 张育林, 陈启智. 液体火箭发动机故障检测与诊断综述[J]. 推进技术, 1995, 16(6): 45-50.

[4] 陈启智. 液体火箭发动机故障检测与诊断研究的若干进展[J]. 宇航学报, 2003, 24(1): 1-11.

[5] O'REILLY D. System for anomaly and failure detection (SAFD) system development; NASA-CR-193907 (N94-24217) [R]. USA: NASA, 1994.

[6] CHELKIS F Y, CHWIEDOR T D, CONNOLLY P T, et al. Incorporation of RD-180 failure response features in the Atlas V booster emergency detection system; AIAA-2011-7120 [R]. USA: AIAA, 2011.

[7] 刘冰, 张育林. 液体火箭发动机故障诊断中的特征提取[J]. 推进技术, 1997, 18(6): 1-4.

[8] CHRISTENSON R L, NELSON M A, BUTAS J P. Rocket engine health management; Early definition of critical flight measurements; AIAA-2003-5251 [R]. USA: AIAA, 2003.

[9] SANTI L M, SOWERS T S, AGUILAR R B. Optimal sensor selection for health monitoring systems; AIAA-2005-4485 [R]. USA: AIAA, 2005.

[10] SOWERS T S. Systematic sensor selection strategy (S4) user guide; NASA/CR-2012-215242 [R]. USA: NASA, 2012.

[11] 蒲星星, 李晨, 高玉闪. 460 吨级液氧煤油发动机稳态典型故障仿真与分析[C]//中国航天第三专业信息网第三十六届技术交流会. 银川: [s. n], 2015.

[12] 党锋刚, 马红宇, 李春红. 液氧煤油发动机稳态故障仿真分析[J]. 火箭推进, 2012, 38(2): 27-31.

DANG Fenggang, MA Hongyu, LI Chunhong. Steady-state fault simulation and effect analysis of LOX/kerosene rocket engine [J]. Journal of rocket propulsion, 2012, 38(2): 27-31.

(编辑: 马 杰)