

基于模型的液体推进系统故障诊断算法*

北京航空航天大学 崔定军** 刘国球 张振鹏

【摘要】 给出串联双涡轮结构以泵作为供应系统的液体火箭发动机系统故障仿真的准动态数学方法和基于灰色关联度分析的实时诊断算法。该算法对于调整计算确定的具体系统和预先设定的典型故障模式进行仿真计算、事先形成该发动机系统的故障模式样本集。试车时,利用诊断算法对采集的发动机性能参数进行实时分析,从而给出发动机所处的健康状况,以便及时采取措施,提高发动机的安全性和可靠性。

主题词: 故障诊断 数学模型 液体火箭发动机
分类号: V430 V43

故障诊断时,测量数据是发动机健康状况的基本信息。同时仿真计算也是故障诊断的重要环节,其作用在飞行试验中尤为重要^[1,2]。通过计算,可以判定液体火箭发动机主要参数间的协调性,从而验证测量结果的正确性,并可在假设故障条件下,分析研究发动机过液过程及其稳态工况的参数特性。

故障诊断技术的另一重要组成部分是以模型仿真结果为基准,用灰色关联度分析来确定出发动机的健康状况。要准确地确定发动机所处的状态,必须修正每台发动机的模型系数。对确定的发动机,预先进行各种假设故障条件下的仿真计算,形成故障模式样本集,以备试车时健康状态诊断用。

1 正常工况的数学模型

对于具体液体火箭发动机系统,除涡轮泵的控制方程中有转速外,其它组件的控制方程中均仅含流体参数。因此,事实上只要将含涡轮泵转速的主要控制方程写成动态的形式,而其它方程可按稳态处理,既可反映出系统的动态特性,同时模型方程组的求解也大为简化,具有很好的实用性。图 1 所示 1. 氢泵,2. 氧泵,3. 氢涡轮,4. 氧涡轮,5. 燃气发生器,6. 推力室,7. 氢主文代管,8. 氧主文氏管,9. 氢副文代管,10. 氧副文代管,11. 氧稳压器,12. 音速喷嘴,13. 拉瓦尔喷管。

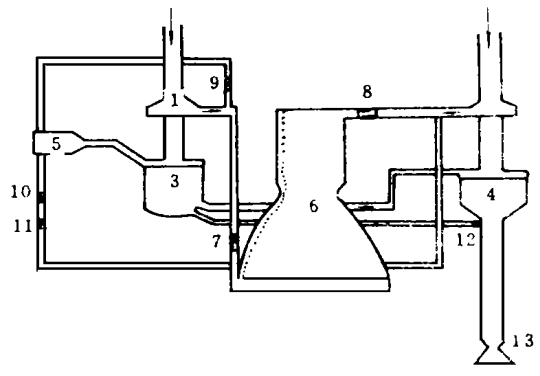


图 1 发动机系统简图

其各组件的控制方程不考虑泵内汽蚀和液体惯性,则泵压头(Δp)和功率(N_p)的表达式为 $\Delta p = a_1 n^2 + a_2 n G + a_3 G^2$, $N_p = G \cdot \Delta p / (\rho \eta_p)$ 。其中 a_1, a_2, a_3 为常数, ρ 为工质密度, η_p 是泵效率,由经验公式给出。涡轮的功率(N_T)表达式为 $N_T = GL\eta_r$ 。其中: L 为涡轮内工质的绝热功, η_r 为涡轮效率,由经验公式给出。

涡轮增压的动量矩方程,为反映系统动态特性的关键方程: $J \frac{d\omega}{dt} = M_T - M_p$ 。式中: J 为涡轮增压转动部分的惯性矩, ω 为转轴角速度, M_T, M_p 分别为涡轮和泵的动量矩。利用该式的差分模拟式: $\Delta n = \frac{(M_T - M_p)}{J \cdot n} \cdot \left[\frac{60}{2\pi} \right]^2 \cdot \Delta t$ 在时间步长 Δt 确定时,可获得涡轮增压的转速增量 Δn 。

推力室 $p = G / (A_t \cdot \beta)$ 。其中 A_t 为喷管喉部直径, β 为推力室综合参数,设为混合比 k 的函数,即 $\beta = f(k)$ 。燃气发生器,其参数直接与双涡轮的参数相关联,其压力只能由下式:

$$p_1 = \frac{G}{A_T \cdot \frac{2k}{k-1} \frac{1}{RT} \left[\left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{k+1}{k}} \right]}$$

迭代求得(迭代过程同双涡轮参数计算一起进行,并取上一时间步长的 p_1 作为初始值)。式中: A_T 为涡轮有效通道截面面积, k 为燃气绝热指数, p_1, p_2 分别为涡轮前后压力, R, T 分别为燃气的气体常数与温度。文氏管 $p_i = k_s G^2 + p_{s0}$ 。式中: k_s 为汽蚀系数, p_i, p_s 分别为文氏管入口压力和推进剂的饱和蒸气压。稳压器 $p_e = f(p_{kon}, p_0)$ 。式中: p_e, p_{kon}, p_0 分别为稳压器的出口压力、控制腔压力和入口压力。

利用上述控制方程,对各组件建立起程序模块,并按一定顺序调用形成整个发动机系统的准动态仿真程序。

2 故障过程模型和诊断模型

经验表明,试车中常见的故障有系统管路泄漏、阻塞和涡轮增压故障,对此分别建立模型。

系统管路泄漏。故障发生在不同的位置引起不同组件参数的改变,其泄漏量在方程中用该推进剂组元的总流量的一定比值给出,而且假设泄漏程度在故障发生期随时间的变化规律呈分数指数(0.2~0.5)增大(图2中 t_1, t_2 分别为故障的开始、结束时间)。

系统管路阻塞。用该段管路流阻系数的增大来模拟,对应于因通道面积减小而使该段的压降增加。在方程中,阻塞程度以该段管路的流阻系数相应增大值与正常值之比来表征,并假设该管路的阻塞程度在故障发生期随时间增大的规律呈分数指数(0.2~0.5)(图2)。

涡轮增压故障。其中的泵轴承破坏、浮动环磨损和与泵本身缺陷有关的故障都是导致其阻力矩增大,使泵效率下降。此类故障用泵效率降低来模拟,在方程中用乘以适当系数来描述。另外,涡轮的故障会导致喷嘴中燃气流动条件的改变,最终使涡轮效率降低和有效功率减小,此类故障同样用涡轮效率的下降来描述。

其他与混气形成质量有关的故障,可用燃烧效率的降低来模拟。

由理论分析和实际经验确定出一组表征发动机状态的监测参数 $\{A_1, A_2, \dots, A_n\}$ (n 为监测参数的数目),并利用上述模型计算出各故障模式下的相应参数的相对偏差值(δA_{ij}),以构成

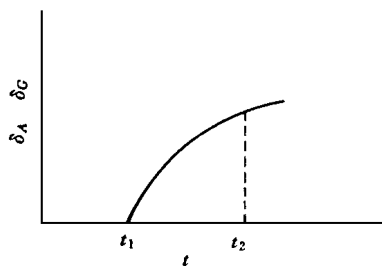


图2 泄漏程度 δ_c 或阻塞程度 δ_A 与时间 t 的关系

故障模式样本集 $\{\delta A_{ij}\}$, $\delta A_{ij} = \frac{A_{ij} - A_i^0}{A_i^0}$ 。其中: δA_{ij} 表示第 j 种故障模式下第 i 个参数的相对偏差值, A_{ij} 为第 j 种故障模式下的第 i 个参数的仿真值, A_i^0 为发动机第 i 个监测参数的额定值。

实际试车中, 测得发动机的一组监测参数的实际值 $\{a_1, a_2, \dots, a_n\}$, 同样可算得其相应的相对偏差值, $\delta a_i = (a_i - A_i^0) / A_i^0$, 以便同故障模式样本集进行比较。

灰色关联度分析^[3]: 利用灰色综合关联度来判定发动机所处的状态。设: $\vec{A}_{ij} = \{\delta A_{ij}\} = \{\delta A_{1j} - \delta A_{1j}, \delta A_{2j} - \delta A_{1j}, \dots, \delta A_{nj} - \delta A_{1j}\}$, $\vec{A}_{2j} = \{\delta A_{2j}\} = \{\delta A_{1j} / \delta A_{1j}, \delta A_{2j} / \delta A_{1j}, \dots, \delta A_{nj} / \delta A_{1j}\}$, $\vec{a}_1 = \{\delta a_i\} = \{\delta a_{11} - \delta a_{11}, \delta a_{21} - \delta a_{11}, \dots, \delta a_{n1} - \delta a_{11}\}$, $\vec{a}_2 = \{\delta a_i\} = \{\delta a_{11} / \delta a_{11}, \delta a_{21} / \delta a_{11}, \dots, \delta a_{n1} / \delta a_{11}\}$, 则 $\{\delta a_i\}$ 与 $\{\delta A_{ij}\}$ 的绝对关联度为 $S_j = (1 + |\vec{a}_1| + |\vec{A}_{1j}|) / (1 + |\vec{a}_1| + |\vec{A}_{1j}| + |\vec{a}_1 - \vec{A}_{1j}|)$ 相对关联度为 $r_j = (1 + |\vec{a}_2| + |\vec{A}_{2j}|) / (1 + |\vec{a}_2| + |\vec{A}_{2j}| + |\vec{a}_2 - \vec{A}_{2j}|)$ 综合关联度为 $\rho_j = \theta \cdot S_j + (1 - \theta) r_j$ (一般取 $\theta = 1/2$)

与 $\{\delta a_i\}$ 综合关联度最大的那种故障模式即为该发动机所处的状态。

灰色关联度不仅体现了两个向量之间的相似程度, 而且反映了两者相对变化率的接近程度, 可较全面地诊断出发动机所处的工况状态。

3 故障模拟与诊断

基于上述的模型, 加之预先确定的监测参数构成了图 3 所示的诊断算法。

针对图 1 所示的串联双涡轮结构的发动机系统, 选定监测参数为: 两泵转速 (N_r, N_y), 各文氏管压差 ($\Delta p_7, \Delta p_8, \Delta p_9, \Delta p_{10}$) 及燃气发生器压力 (p_f) 和燃烧室压力 (p_k) 等参数。利用调整所确定的系统, 对预先所确定的 8 种故障进行仿真计算, 得出表 1 所示的故障模式样本集。图 4、图 5 所示的为故障模式 (2) 条件下的发动机主要参数 (涡轮泵转速与燃烧室、发生器压力) 在故障过渡过程的变化规律曲线。

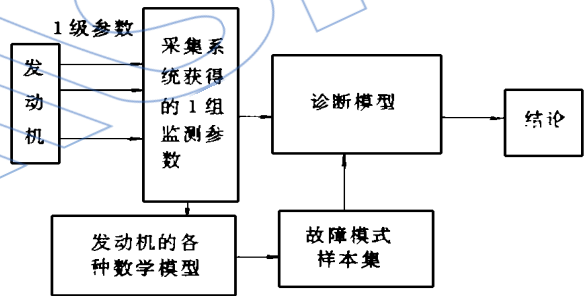


图 3 诊断算法的组成框图

计算过程表明, 只要选取合适的计算步长 (本算例取 $\Delta t = 0.01s$), 该算法获得每种故障模式下的所有参数只需几分钟 (在 PC 486/386 档次的微机上均可实现), 计算速度较全动态方程的算法提高了近百倍, 而且收敛性和稳定性都令人满意, 具有很好的工程实用性。

利用诊断算法对试车后获得的如下一组监测参数进行诊断。求得每组参数与故障样本集中的各故障模式的相对综合关联度 $\beta_i = [(\beta / \max(\beta))]$ 。参数偏差值各为 $\delta N_r = -0.19513$, $\delta N_y = -0.16072$, $\delta \Delta p_7 = -0.57029$, $\delta \Delta p_8 = -3.575$, $\delta \Delta p_9 = -0.29259$, $\delta \Delta p_{10} = 0.46226$, $\delta p_f = -0.36716$, $\delta p_k = -0.16110$ 。

则该组试车参数反映出发动机所处的状态为氧副文氏管阻塞, 与实际发动机试后分析结果一致。同时将该故障过渡过程的发动机的几个主要参数的试验结果与模拟曲线进行比较, 整

表 1 故障模式样本集

参数名称	$\delta N_r \times 10^{-2}$	$\delta N_y \times 10^{-2}$	$\delta \Delta p_7$	$\delta \Delta p_8 \times 10^{-2}$	$\delta \Delta p_9 \times 10^{-2}$	$\delta \Delta p_{10} \times 10^{-2}$	$\delta \dot{q}_f \times 10^{-2}$	$\delta p_k \times 10^{-2}$	$\rho_j / \max \rho_i$
氢副文氏管阻塞	- 1. 7367	- 0. 9639	- 0. 1129	- 3. 3690	40. 8472	4. 7704	- 7. 0901	- 1. 0749	0. 8008
氧副文氏管阻塞	- 8. 3178	- 7. 5990	- 0. 4680	- 26. 3571	- 6. 8502	3. 0026	- 18. 0943	- 7. 6819	1. 0
氢主文氏管阻塞	5. 1910	- 0. 1488	0. 9085	3. 0287	30. 8589	- 3. 3882	1. 8938	- 2. 2573	0. 7448
氧主文氏管阻塞	0. 5859	5. 6169	0. 4406	69. 0150	0. 4547	34. 7661	1. 3581	- 12. 3525	0. 7158
氢泵效率下降	- 8. 9591	0. 0828	- 0. 6314	3. 7670	- 40. 5233	4. 6044	- 3. 0267	- 1. 9537	0. 8612
氧泵效率下降	- 8. 1845	- 10. 0827	0. 1945	- 37. 2489	- 0. 0937	- 47. 3407	- 1. 8946	- 8. 5204	0. 7057
氢泵后汇漏	- 5. 4930	0. 0108	- 0. 5652	1. 9883	- 32. 6994	3. 3612	- 2. 3978	- 1. 1366	0. 8512
氧泵后汇漏	- 0. 5708	- 5. 1150	0. 1342	- 26. 3704	- 0. 4198	- 33. 2882	- 1. 3257	- 5. 8982	0. 7191

个过渡过程的计算结果除不反映参数的快速振荡情况外,均非常接近试验值。如图 4、5 中的试验值为发动机故障开始到“红线”系统自动关机之间的相应参数实际测量值。总之说明该模型算法能反映故障发生发展的实际过程,对发动机故障的动态过程的研究有实用价值。

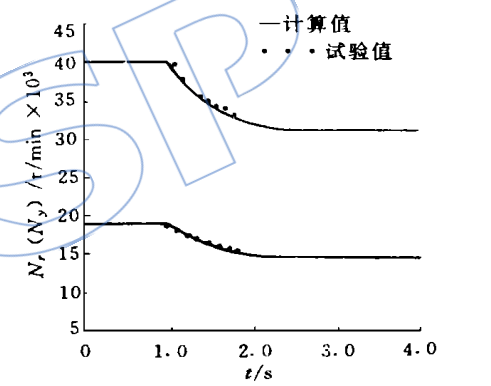
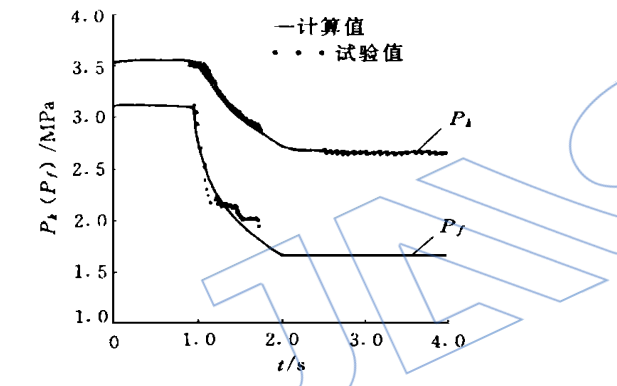


图 4 推力室和燃气发生器的压力变化与试验值比较

图 5 两涡轮泵转速变化过程与试验值比较

结论 给出了液体火箭发动机准动态数学模型和常见故障态的数学表征方法,为液体火箭发动机的故障仿真提供了简单实用的数学方法。应用表明:灰色关联度分析用于故障诊断非常有效。可以较全面地分析比较出两组参数之间的相似程度即诊断出发动机所处的状态。该算法不仅可以针对具体系统预先形成故障模式样本集,提高实时监测和诊断的精度和效果,而且对故障发生的过渡过程仿真也非常一致,为研究故障过程和查找故障原因提供了充分的信息,即对试车后数据分析行之有效,具有较好的应用前景。

参 考 文 献

1 马欣 B. A. 著. 王西琦译. 液体火箭发动机试验研制的理论基础. 国防工业出版社, 1978

2 Duyar A., Guo T. H, Merriu W. Implementation of a model based fault detection and diagnosis technique for actuation faults for the space shuttle main Engine NASA, TM-105781

3 邓聚龙. 灰色系统理论教程. 华中理工大学出版社. 1990, 11

(责任编辑 杨再荣)

NUMERICAL STUDY ON BIFURCATION PHENOMENON IN A COMBUSTOR WITH A NON-SLOT CONICAL SWIRLER

Chen Liru and Jiao Shujian

(Dept. of Thermal Engineering, Tsinghua University, Beijing 100084)

ABSTRACT

The numerical simulations of bifurcation phenomena in a combustor with a non-slot conical swirler and in a diffuser fixed before the non-slot conical swirler have been carried out. The results of the simulations show that there are two different kinds of vortex emerged before the conical swirler, that may be one of the feed-back factors controlling bifurcation phenomenon, and the characteristics of the turbulent flow in the combustion zone must be changed abruptly as the bifurcation phenomenon occurs. These conclusions may reveal the causation of bifurcation phenomenon in this combustor from the viewpoint of aerodynamics. The calculated results are consistent with the experimental data.

Key words Numerical computation Flow field Bifurcation

STUDY ON COOLING PARAMETERS OF A NEW SEMI-TRANSPARATION COOLING SCHEME

Li Wei, Li Changlin, Tang Ming, Yan Chuanjun

(7th Dept. Northwestern Polytechnical University, Xian 710072)

ABSTRACT

The mat-wall cooling is a new semi-transpiration cooling scheme. A heat transfer model of the mat-wall cooling is established and a numerical iteration method is employed to calculate its cooling parameters (i. e. thermal effectiveness and wall-temperature ratio) in the porosity range from 0.0204 to 0.0625. It is shown that the cooling parameters are affected mainly by the porosity and coolant flow number, and the boundary conditions have insignificant effect. The calculated results are consistent with the existed experimental data. This fact indicates that the presented heat transfer model is principally adequate, but must be further improved for more accurate prediction.

Key words Heat transfer computation Parameters Transpiration cooling

MODEL-BASED FAULT DIAGNOSIS ALGORITHM FOR LIQUID PROPULSION SYSTEM

Cui Dingjun and Zhang Zhenpeng

(Institute of Astroautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083)

ABSTRACT

A quasi-dynamical mathematical method of fault simulation and a diagnosis algorithm based on Grey Relational Analysis are given for a liquid rocket engine (LRE) system with series double-turbine pump-feed structure. By use of this algorithm, numerical simulations of various typical fault modes have been carried out for a certain system determined by adjustment calculation, the fault mode database for this system was obtained in advance, a group of parameters collected from the engine tests were diagnosed in real-time by use of the above database and model to determine the health conditions of the engine. In consequence it is possible to take measures in good time to enhance the safety and reliability of the engine.

Key words Fault diagnosis Mathematical model Liquid propellant rocket engine